

IVW - Schriftenreihe Band 55

Institut für Verbundwerkstoffe GmbH - Kaiserslautern

York Caesar Roth

Beitrag zur rechnerischen Abschätzung
des Scheiben-Elastizitätsverhaltens in
Dickenrichtung vernähter Faser-
Kunststoff-Verbund-Lamine

Bibliografische Information Der Deutschen Bibliothek

Die Deutsche Bibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <<http://dnb.ddb.de>> abrufbar.

Bibliographic information published by Die Deutsche Bibliothek

Die Deutsche Bibliothek lists this publication in the Deutsche Nationalbibliografie; detailed bibliographic data is available in the Internet at <<http://dnb.ddb.de>>.

Herausgeber: Institut für Verbundwerkstoffe GmbH
Prof. Dr.-Ing. Alois K. Schlarb
Erwin-Schrödinger-Straße
TU Kaiserslautern, Gebäude 58
67663 Kaiserslautern
<http://www.ivw.uni-kl.de>

Verlag: Institut für Verbundwerkstoffe GmbH

Druck: Technische Universität Kaiserslautern
ZBT – Abteilung Foto-Repro-Druck

D 386

© Institut für Verbundwerkstoffe GmbH, Kaiserslautern 2005

Alle Rechte vorbehalten, auch das des auszugsweisen Nachdrucks, der auszugsweisen oder vollständigen Wiedergabe (Photographie, Mikroskopie), der Speicherung in Datenverarbeitungsanlagen und das der Übersetzung.

Als Manuskript gedruckt. Printed in Germany.

ISSN 1615-021X
ISBN 3-934930-51-4

**Beitrag zur rechnerischen Abschätzung des Scheiben-
Elastizitätsverhaltens in Dickenrichtung vernähter
Faser-Kunststoff-Verbund-Lamine**

Vom Fachbereich Maschinenbau und Verfahrenstechnik
der Technischen Universität Kaiserslautern
zur Verleihung des akademischen Grades

Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

vorgelegt von

Dipl.-Ing. York Caesar Roth

aus Frankfurt/ Main

Tag der mündlichen Prüfung: 10. Dezember 2004

Prüfungsvorsitzender:	Prof. Dr.-Ing. M. Maier
1. Berichterstatter:	PD Dr.-Ing. habil. N. Himmel
2. Berichterstatter:	Prof. Dr.-Ing. G. Scharr

Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis	I
Vorwort	III
Kurzfassung	V
Abstract	VII
Nomenklatur	IX
1 Einleitung	1
1.1 FKV als Leichtbauwerkstoff.....	3
1.2 Stand der Technik.....	4
1.2.1 FKV-Anteil am Strukturgewicht eines Flugzeugs.....	5
1.2.2 Faserverbundbauteile in Zivilflugzeugen.....	6
1.2.3 Einordnung vernähter Faserhalbzeuge	8
1.2.4 Vernähen von Halbzeugen für Verkehrsflugzeuge.....	10
1.2.5 Potentiale und Problematiken des Vernähens	12
1.3 Aufgabenstellung und Ziel der Arbeit	15
2 Methodik	17
2.1 Experimentelle Untersuchungen.....	18
2.1.1 Herstellung der Lamine	18
2.1.2 Variierte Parameter.....	19
2.1.3 Quasistatische Zugversuche	23
2.1.4 Quasistatische Druckversuche	25
2.1.5 Erfassung der Fehlstellen im Stichbereich.....	27
2.1.6 Erfassung des Faservolumenanteils und der Wanddicke	29
2.1.7 Varianzanalyse zur Charakterisierung wesentlicher Einflussgrößen.....	30
2.2 Einheitszellenmodellierung.....	33
2.2.1 Modellierung des vernähten Laminats.....	34
2.2.2 Randbedingungen und Ableitung der Ingenieurkennwerte	44
2.2.3 Modelle der Fehlstellencharakteristik	48
2.2.4 Theoretische Parametervariation	52

3	Experimentelle Untersuchungen zum Einfluss des Vernähens auf Steifigkeits- und Festigkeitseigenschaften	55
3.1	Ergebnisse der Zugversuche	56
3.1.1	Scheiben-Zug-Elastizitätsmodul	56
3.1.2	Scheiben-Zugfestigkeit.....	60
3.2	Ergebnisse der Druckversuche	63
3.2.1	Scheiben-Druck-Elastizitätsmodul.....	63
3.2.2	Scheiben-Druckfestigkeit.....	67
3.3	Faservolumenanteil, Wanddicke und Fehlstellenabmessungen.....	70
3.3.1	Änderung des Faservolumenanteils und der Wanddicke.....	70
3.3.2	Fehlstellenausbildung	74
4	Einheitszellenmodellierung vernähter Laminat	79
4.1	Modellierung der Fehlstellencharakteristik	80
4.1.1	Modellierung der Fehlstellenabmessungen über der Laminatdicke.....	81
4.1.2	Vereinfachte Abschätzung der Fehlstellengeometrie	88
4.2	Validierung	89
4.2.1	Scheiben-Zug-Elastizitätsmodul	90
4.2.2	Scheiben-Druck-Elastizitätsmodul.....	95
4.3	Elastizitätsverhalten einer vernähten UD-Schicht	100
4.3.1	Variation der Fehlstellenform	102
4.3.2	Variation von Nähparametern.....	105
5	Diskussion.....	109
6	Zusammenfassung und Ausblick	113
7	Literaturverzeichnis	121

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand in den Jahren 1999 – 2004 im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter in der Abteilung „Berechnung und Konstruktion“ der Institut für Verbundwerkstoffe GmbH (IVW) an der Technischen Universität Kaiserslautern.

Mein besonderer Dank gilt Herrn PD Dr.-Ing. habil. N. Himmel für die Betreuung, Förderung und Forderung sowie für die Übernahme eines Gutachtens. Herzlich danken möchte ich auch Herrn Prof. Dr.-Ing. G. Scharr für die Erstellung des zweiten Gutachtens und Herrn Prof. Dr.-Ing. Maier für die Bereitschaft zur Übernahme des Vorsitzes der Prüfungskommission.

Wesentliche Anregungen zur Erstellung der Arbeit und auch die Finanzierung der Forschungsarbeiten verdanke ich der Zusammenarbeit mit der Airbus Deutschland GmbH sowie der Förderung durch das Bundesministerium für Wirtschaft (BMWi).

Stellvertretend für meine Vorgesetzten danke ich an dieser Stelle herzlich Herrn Prof. Dr.-Ing. habil. M. Neitzel für die Gewährung entsprechender Freiräume und für die sichere und vertrauensvolle Arbeitsumgebung am Institut, was wesentlich zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen hat. Ferner danke ich den Kollegen der Gruppen „FKV-Bauweisen“ und „Bauteilermüdung und Lebensdaueranalyse“ für die gute Zusammenarbeit. Mein persönlicher Dank für die gemeinsame Zeit gilt dabei den Kollegen C. Bach, H. Heß, M. Kaiser, V. Kessler, M. Kuhn, C. Lenz, M. Louis, T. Noll, T. Pfaff, A. Reinhardt, A. Roth, C. Weimer, S. Joas, C. Rath und P. Tritz.

Herzlich danken möchte ich meinen Eltern Inge und Wolfgang Dieter Roth, die mich von Beginn an auf meinem Weg unterstützt und somit die Voraussetzungen für diese Arbeit geschaffen haben.

Von ganzem Herzen danke ich meiner Frau Ulrike für den starken Rückhalt, das unermüdliche Verständnis und die Hilfe bei der Entstehung dieser Arbeit sowie meiner Tochter Marie-Christine, die auf Ihre Art einen ganz persönlichen Anteil am Gelingen hatte.

Bremen, im Juni 2005

York C. Roth

Kurzfassung

Die Nähtechnik in Verbindung mit Harzinfusions- und -injektionstechniken eröffnet ein erhebliches Gewichts- und Kosteneinsparpotential primär belasteter Strukturbauteile aus Faser-Kunststoff-Verbundwerkstoffen. Dabei ist es unter bestimmten Voraussetzungen möglich, durch Vernähungen gezielte Steigerungen mechanischer Eigenschaften zu erreichen. Ein genaues Verständnis wirksamer Zusammenhänge bezüglich der Änderung mechanischer Kennwerte verglichen mit dem unvernähten Verbund ist unverzichtbar, um einen Einsatz dieser Technologie im zivilen Flugzeugbau voranzubringen.

Im Rahmen dieser Arbeit wird eine breit angelegte experimentelle Parameterstudie zum Einfluss verschiedener Nähparameter auf Scheiben-Elastizitäts- und Festigkeitseigenschaften von kohlenstofffaserverstärkten Epoxidharzverbunden unter Zug- und Druckbelastung durchgeführt. Neben der Stichrichtung, der Garnfeinheit, dem Nahtabstand und der Stichlänge wurde auch die Belastungsrichtung variiert. Bei einigen Parametereinstellungen konnten keine Änderungen des Elastizitätsmoduls oder der Festigkeit in der Laminebene festgestellt werden, wohingegen in anderen Fällen Reduktionen oder Steigerungen um bis zu einem Drittel des Kennwerts des unvernähten Laminats beobachtet wurden. Dabei ist vor allem der Einfluss der Garnfeinheit dominierend.

Die Fehlstellenausbildung infolge eines Stichts in Abhängigkeit der gewählten Parameter und der Orientierung der Einzelschicht wurde anhand von Schlibbildern in der Laminebene untersucht. Ein erheblicher Einfluss der einzelnen Parameter auf die Fehlstellenausbildung ist festzustellen, wobei wiederum die Garnfeinheit dominiert. Anhand der Ergebnisse der Auswertung der Fehlstellenausbildung in den Einzelschichten wurde ein empirisches Modell generiert, womit charakteristische Fehlstellengrößen wie die Querschnittsfläche, die Breite und die Länge in Abhängigkeit der genannten Parameter berechnet werden können.

Darauf aufbauend wurde ein Finite-Elemente-Elementarzellenmodell generiert, mit welchem Scheiben-Elastizitätsgrößen vernähter Lamine abgeschätzt werden können. Neben der Berücksichtigung der genannten Nähparameter ist der zentrale Aspekt hierbei die Beschreibung eines Stichts in Form von Reinharzgebiet und Faserumlenkungsbereich in jeder Einzelschicht.

Abstract

Stitching technology in combination with Liquid Composite Molding techniques offers a possibility to reduce significantly weight and costs of primarily loaded structural parts made of Fiber Reinforced Polymers. Thereby, it is possible to enhance mechanical properties simultaneously. It is essential to understand effective correlations of all important parameters concerning changes in mechanical characteristics due to additional stitching if stitching technologies have to be established in the civil aircraft industry.

In this thesis, a broad experimental study on the influence of varying stitching parameters on the membrane tensile and compressive modulus and strength of carbon fiber reinforced epoxy laminates is presented. The direction of stitching, thread diameter, spacing and pitch length as well as the direction of testing had been varied. In some cases, no changes in modulus and strength could be found due to the chosen parameters, whereas in other cases reductions or enhancements of up to 30 % compared to the unstitched laminate were observed. Thereby, the thread diameter shows significant influence on these changes in mechanical properties.

In addition, the stitch and void formation in the thickness direction due to the stitching parameters was investigated by evaluating micrographs in each layer of the laminate. Again, the thread diameter showed an outstanding influence on the characteristics of matrix pure area (void) and fiber disorientation. A mathematical model was evaluated in order to predict in-plane characteristics of stitches and voids, from which the cross sectional area, the width and the length of a void due to the chosen stitching parameters can be derived.

Finally, a Finite Element based unit cell model was established to calculate elastic constants of stitched FRP laminates. With this model it is possible to consider a stitch as a matrix pure region and additionally an area of in-plane fiber disorientation depending on the stitching parameters as introduced above. The model was validated using the experimental data for tensile and compressive loading.

The outstanding flexibility of this FE unit cell approach is shown in a parametric study, where different void formations as well as stitching parameters were varied in a stitched, unidirectional laminate. It was found that three different aspects influence significantly the in-plane elastic constants of stitched laminates. First of all, the

stitching parameters as well as the laminate characteristics define the shape of the unit cell including the areas of the stitch and the fiber disorientation. Secondly, stitching changes the fiber volume fraction in all layers, which causes changes in elastic properties as well. Thirdly, the type and the direction of loading has to be considered, because each change in the architecture of the laminate results in different effects on the in-plane elastic constants namely tensile, compressive or shear moduli as well as the Poisson's ratios.

Nomenklatur

Lateinische Zeichen

Zeichen	Einheit	Bedeutung
A	[mm ²]	Querschnittsfläche einer Fehlstelle parallel zur Laminebene
B	[mm]	Breite einer Fehlstelle parallel zur Laminebene
b	[mm]	Probekörperbreite
C	[tex]	Garnfeinheit
CF	[] ¹⁾	Korrekturfaktor
E	[MPa]	Scheiben-Elastizitätsmodul
EG	[mm]	Elementkantenlänge
F	[1]	F-Wert der Student-T-Verteilung
G	[MPa]	Scheiben-Schub-Elastizitätsmodul
l	[mm]	Probekörperlänge
L	[mm]	Fehlstellenlänge parallel zur Laminebene
n	[1]	Probenanzahl, Anzahl der Messwerte
P	[%]	Anteil
p	[mm]	Stichlänge
RF	[tex/cm ²]	z-Verstärkungsfaktor
S	[] ¹⁾	Summe
s	[mm]	Nahtabstand (Teilung)
SA	[MPa]	Standardabweichung
SD	[cm ⁻²]	Stichdichte
SF	[1]	Stichfaktor (= 2 für einen modifizierten Doppelsteppstich)
SN	[%]	Signifikanzniveau
t	[mm]	Wanddicke
x, y, z	[mm]	Koordinatenachsen (kartesisches Koordinatensystem)

1) Einheit entsprechend jeweils analysierter Ergebnisse

Griechische Zeichen

Zeichen	Einheit	Bedeutung
α	[°]	Faserorientierung der Einzelschicht im xyz-KOS
β	[°]	Stichrichtung im xyz-KOS
ε	[%]	Dehnung
φ	[1]	Faservolumenanteil
ψ	[1]	Fasermassenanteil
ν	[1]	Querdehnzahl
ρ	[g/cm ³]	Dichte
Σ	[] ¹⁾	Summe
σ	[MPa]	Spannung

1) Einheit entsprechend jeweils analysierter Ergebnisse

Indices

A	Quadrierte Abweichungen
Biege	Biegebelastung
Bruch	bis zum Bruch der Probe
Druck	Druckbelastung
E	Elastizitätsmodul
F	Faser
Fehl.	Fehlstelle
ges.	Gesamtheit aller betrachteten Daten
krit.	kritisch
l	längs zur Faserrichtung
M	Matrix
q	quer zur Faserrichtung
T	quadrierte Abweichungen
unv.	unvernäht
vern.	vernäht
x, y, z	parallel zu den Koordinatenrichtungen x, y, z
Zug	Zugbelastung

Abkürzungen

A1	Kohlenstofffaser-Multiaxialgelege mit dem Aufbau [45/0/-45]
A2	Kohlenstofffaser-Multiaxialgelege mit dem Aufbau [-45/0/45]
ASM	Advanced Stitching Machine
B	Kohlenstofffaser-Multiaxialgelege mit dem Aufbau [0/90/0]
B/2	Kohlenstofffaser-Multiaxialgelege mit dem Aufbau [0/90]
CF-EP	Kohlenstofffaserverstärkter Epoxidharzverbund
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter-Kunststoffverbund
DMS	Dehnungsmessstreifen
EZ	Elementarzelle
FE	Finite Elemente
FU	Faserumlenkung
FKV	Faser-Kunststoff-Verbundwerkstoff
FRP	fiber reinforced polymer
KOS	Koordinatensystem
LCM	liquid composite moulding
M1	Modul 1: Fehlstellencharakteristik
M2	Modul 2: Materialeigenschaften
M3	Modul 3: Aufbau der Elementarzelle
Nr.	Nummer/ Bezeichnung der Parametereinstellungen
MAG	Multiaxialgelege
max	maximal
min	minimal
n. s.	nicht signifikant
RTM	resin transfer moulding
UD	unidirektional orientiert

Varierte Parameter

Zeichen	Einheit	Bedeutung
A		Belastungsrichtung im xyz-KOS
B		Nährichtung im xyz-KOS
C	[tex]	Garnfeinheit
D	[mm]	Nahtabstand (Teilung)
E	[mm]	Stichlänge

1 Einleitung

Vor dem Hintergrund steigender Leistungsanforderungen an zivile Passagierflugzeuge ist ein stetig wachsendes Interesse an faserverstärkten Polymerwerkstoffen in der Luftfahrtindustrie festzustellen [1]. Derzeit haben Bauteile aus Faser-Kunststoff-Verbunden (FKV), wie Spoiler, Ruder und Leitwerke, einen Anteil von 15 – 18 % am Flugzeugstrukturgewicht [2]. Als langfristiges Ziel wird eine Erhöhung dieses Anteils auf 60 – 65 % angestrebt, was unter anderem durch innovative Tragflügel-, Rumpf- [3] und Klappenkonstruktionen [4] in FKV-Bauweise erreicht werden soll. Ziel ist eine deutliche Reduktion der Flugzeugmasse bei gleichzeitiger Verringerung der Herstellkosten. So sind z. B. die Forderung an eine neuartige FKV-Rumpfkonstruktion ein um 30 % reduziertes Gesamtgewicht bei 40 % niedrigeren Herstellkosten im Vergleich zu einer Aluminium-Referenzstruktur [5]. Breit angelegte Forschungsarbeiten zeigten, dass diese Ziele nur erreichbar sind, wenn alle Potentiale der FKV-Technik gezielt weiterentwickelt und optimiert werden. Neben einer fortschreitenden Optimierung bereits eingesetzter Materialien, wie z. B. Prepegssysteme, und deren Verarbeitungsprozessen werden gezielt neue Wege in Richtung textiler Faserpreform-Bauweisen [6, 7] in Kombination mit Harzinfusions- und -injektionsverfahren (Liquid Composite Molding, LCM) eingeschlagen [8, 9]. Eine Möglichkeit ist in diesem Zusammenhang die Nähetechnik. Dabei wird in einem ersten Verarbeitungsschritt durch Vernähen trockener Faserhalbzeuge eine endkonturnahe Vorform (Preform) hergestellt. In einem zweiten Verarbeitungsschritt erfolgt die Injektion der Preform mit einem geeigneten Matrixsystem in einem LCM-Prozess. Ein vielversprechender Ansatz ist hierbei der Einsatz textiler Faserhalbzeuge, bei welchen die Verstärkungsfasern nicht mehr ausschließlich in einer Ebene, sondern auch gezielt in der dritten Raumrichtung angeordnet sind [10]. Durch Anpassungen von Verarbeitungstechniken aus der Bekleidungsindustrie können komplexe Faserarchitekturen aus Glas-, Aramid- oder Kohlenstofffasern realisiert werden. Um die vorhandene Vielfalt an möglichen Verstärkungskonfigurationen einzuordnen, wird in [11] eine Unterteilung in lineare (1D), ebene (2D) und räumliche (3D) Faserkonfigurationen vorgeschlagen. Der bekannteste Vertreter der 1D-Verstärkung ist das Monofilament. Viele gängige Gewebeformen sind den 2D-Konfigurationen zuzuordnen, wie z. B. Leinwand-, Köper- und Atlasbindungen [12]. Im Gegensatz zu

den genannten ebenen Faseranordnungen sind die 3D-Faserarchitekturen, wie beispielsweise 3D-Gewebe oder 3D-Geflechte [13], weniger verbreitet. Um eine Vorstellung der Komplexität verschiedener Faseranordnungen zu geben, sind in Abb. 1.1 exemplarisch einige Textilarchitekturen skizziert.

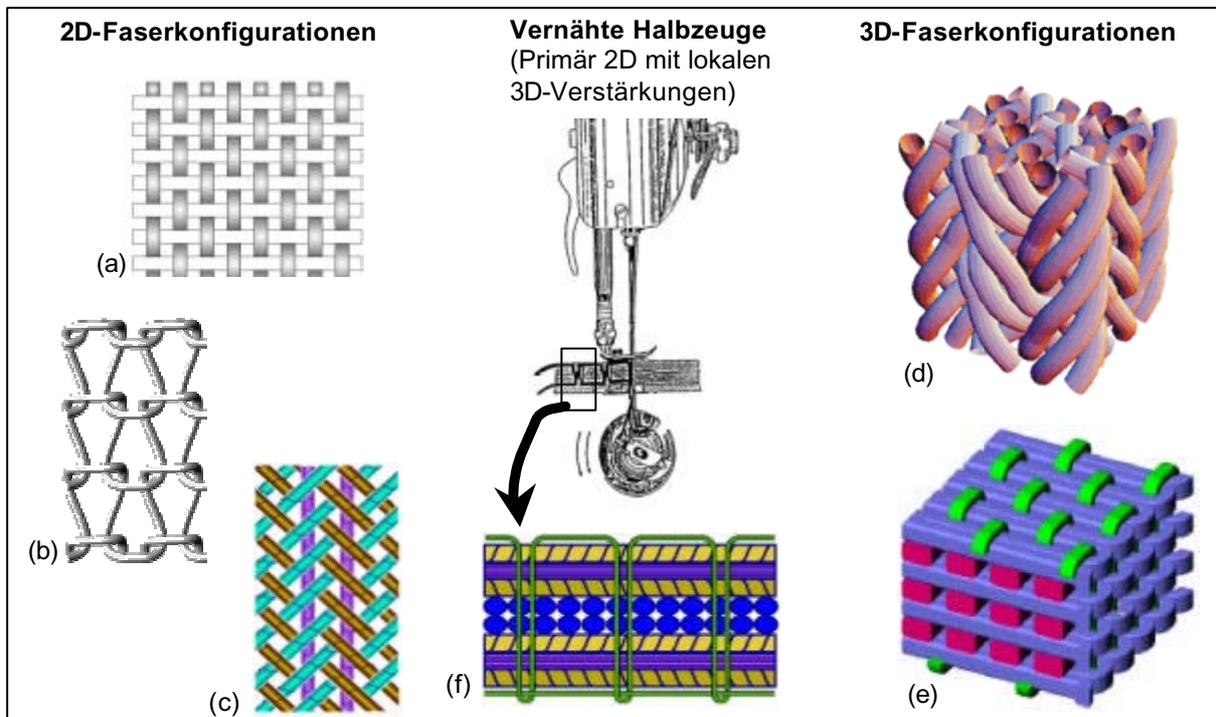


Abb. 1.1: Beispiele verschiedener Faserarchitekturen: (a) Gewebe mit Leinwandbindung [14], (b) Gestrück [27], (c) Triaxialgeflecht [29], (d) 3D-Geflecht [15], (e) 3D-Gewebe [16] und (f) vernähtes Halbzeug [29, 17]

Allerdings sollte bei der angedeuteten Vielfalt an unterschiedlichen Faseranordnungen berücksichtigt werden, dass höchste mechanische Eigenschaften nur parallel zur Faserrichtung erreicht werden können. Gerade dieser Aspekt ist ein wesentlicher Ansatzpunkt für Leichtbauweisen mit faserverstärkten Polymerwerkstoffen.

1.1 FKV als Leichtbauwerkstoff

Faserverstärkte Polymere zeigen, im Vergleich zu anderen Leichtbauwerkstoffen wie Stahl, Aluminium, Magnesium oder auch Titan, im allgemeinen stark richtungsabhängige Materialeigenschaften [18, 19]. Dieser Aspekt eröffnet Leichtbaupotentiale, bedeutet aber gleichzeitig auch eine Steigerung der Komplexität bei der Abschätzung von Materialkennwerten. Nur bei genauer Kenntnis der Zusammenhänge, die bestimmte Materialeigenschaften beeinflussen, kann das werkstoffseitige Leichtbaupotential voll genutzt werden. Dabei sollten bei Faserverbundwerkstoffen immer zwei zentrale Größen beachtet werden:

- Verstärkungsanteil der Fasern im Verbund
- Ausrichtung der Verstärkungsfasern

Der Anteil der Verstärkungsfasern im Verbund wird gewichtsbezogen mit dem Fasermassenanteil ψ oder volumenbezogen mit dem Faservolumenanteil φ angegeben. Ein im Flugzeugbau angestrebter Faservolumenanteil beträgt 60 %.

Der zweite Aspekt ist die Ausrichtung der Verstärkungsfasern im Verbund. In Abb. 1.2 wird ein Vergleich des spezifischen Elastizitätsmoduls E_x/ρ bei variierenden Belastungsrichtungen in der Laminebene xy für kohlenstofffaserverstärktes Epoxidharz (CF-EP; HTA bzw. RTM6) mit metallischen Leichtbauwerkstoffen rechnerisch durchgeführt. Die Referenz bildet der spezifische Elastizitätsmodul der metallischen Leichtbauwerkstoffe, der zwischen 20 und 30 $\text{GPa}\cdot\text{cm}^3/\text{g}$ liegt und in Abb. 1.2 grau markiert ist. Der CF-EP-Verbund ist nur oberhalb der grauen Markierung überlegen, was den Einfluss der Faserorientierung verdeutlicht. Sobald ein unidirektional verstärkter Verbund, bei dem alle Fasern in einer Richtung angeordnet sind ($[0_s]$) in einem Winkel von mehr als $\pm 15^\circ$ zur Faserachse belastet wird, ist eine deutliche Reduktion des spezifischen Elastizitätsmoduls gegenüber den metallischen Werkstoffen zu verzeichnen. Innerhalb dieses Bereichs um die UD-Faserorientierung sind demgegenüber Steigerungen bis zu einem Faktor 3 möglich. Diese Tatsache verdeutlicht die Tragweite der Faserorientierung. Wird die gleiche Menge an Verstärkungsfasern senkrecht zueinander angeordnet ($[(0/90)_2]_s$), können auch bei Belastungen in der Umgebung von 90° Vorteile gegenüber den metallischen Werkstoffen erzielt werden. Allerdings ist hierbei das Steigerungspotential des

spezifischen Elastizitätsmoduls mit einem Faktor kleiner 2 im Vergleich zu der $[0_8]$ -Anordnung deutlich geringer. Ordnet man die Fasern zu gleichen Teilen in 0° -, $+45^\circ$ -, -45° - und 90° -Richtung an, kann ein in der Werkstoffebene richtungsunabhängiger spezifischer Elastizitätsmodul realisiert werden. Dieser $[0/45/-45/90]_s$ -Aufbau kann gegenüber Metallen Vorteile um bis zu 50 % hinsichtlich des spezifischen Elastizitätsmoduls bieten, wobei die positiven Effekte gegenüber orthotropen Laminaten in den angesprochenen Winkelbereichen minimiert sind. Eine Verringerung des Faservolumenanteils φ würde in Abb. 1.2 eine näherungsweise proportionale Reduzierung des spezifischen Elastizitätsmoduls der Laminat bedeuten.

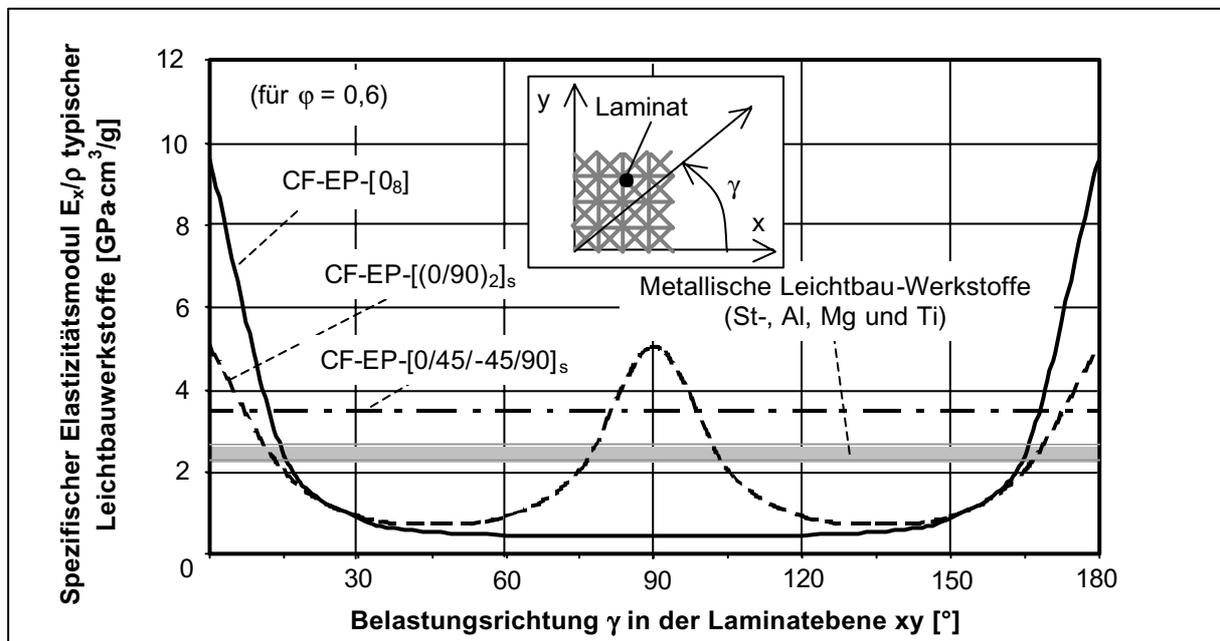


Abb. 1.2: Spezifischer Elastizitätsmodul von CF-EP-Laminaten in Abhängigkeit der Belastungsrichtung γ im Vergleich zu metallischen Leichtbauwerkstoffen

1.2 Stand der Technik

In dieser Arbeit soll der Einfluss des Vernähens in Dickenrichtung auf mechanische Steifigkeits- und Festigkeitskennwerte von Laminaten im Hinblick auf ihre Anwendbarkeit im zivilen Flugzeugbau betrachtet werden. Daher wird der Stand der Technik in diesem Gebiet dargestellt.

1.2.1 FKV-Anteil am Strukturgewicht eines Flugzeugs

Zur Verdeutlichung, in welcher Größenordnung der Einsatz von FKV am Strukturgewicht bei Zivilflugzeugen liegt, dient Abb. 1.3. Es zeigt sich, dass es Airbus gegen Ende der 80er Jahre gelungen ist, einen FKV-Anteil von mehr als 15 % am Strukturgewicht bei Zivilflugzeugen zu realisieren. Die Stagnation auf diesem Niveau ist in erster Linie durch die hohen Kosten der FKV-Bauteile im Vergleich zu etablierten Konstruktionen aus isotropen Werkstoffen begründet.

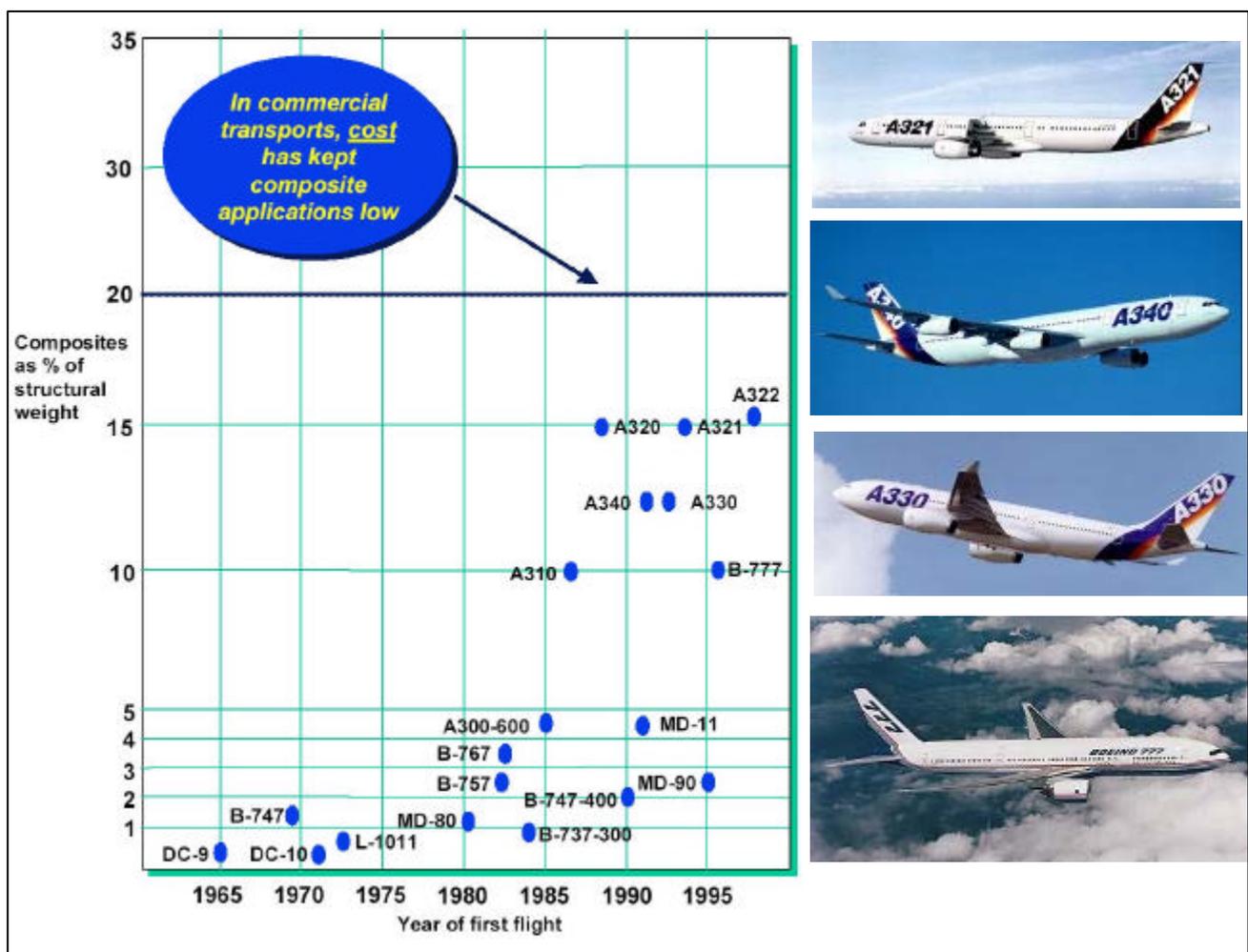


Abb. 1.3: FKV-Anteil am Strukturgewicht von Zivilflugzeugen [20, 21]

Dieser Aspekt wird umso deutlicher, wenn man im Vergleich dazu die Entwicklung bei Militärflugzeugen in Abb. 1.4 betrachtet. Mit der F-22 wurde bereits Anfang der 90er Jahre ein FKV-Anteil von nahezu 40 % am Strukturgewicht eines

Militärflugzeugs realisiert. Der Vergleich zwischen dem zivilen und militärischen Flugzeugbau zeigt, dass technische Probleme im Hinblick auf Faserverbundanwendungen in der Luftfahrt lösbar sind, wobei die unterschiedliche Gewichtung von Kostenaspekten den realisierten FKV-Anteil maßgeblich bestimmt. Gerade im zivilen Flugzeugbau stellen die zur Zeit noch hohen Kosten für FKV-Konstruktionen eine Hürde dar. Es ist im allgemeinen nicht ausreichend, bei existierenden Konstruktionen lediglich den Werkstoff selbst zu ersetzen. Vielmehr muss eine faserverbundgerechte Bauweise umgesetzt werden, damit das Potential dieser Werkstoffe vollständig erschlossen werden kann. Neben Gewichts- und Kostenaspekten sollten dabei vor allem auch Möglichkeiten der Funktionsintegration genutzt werden. Dadurch sind gleichermaßen die Auslegung, die Konstruktion, die Verarbeitungstechnik und die eingesetzten Werkstoffe [22] tangiert und textile Faserarchitekturen sind dabei eine Möglichkeit des effizienten Einsatzes des Werkstoffs CFK [23].

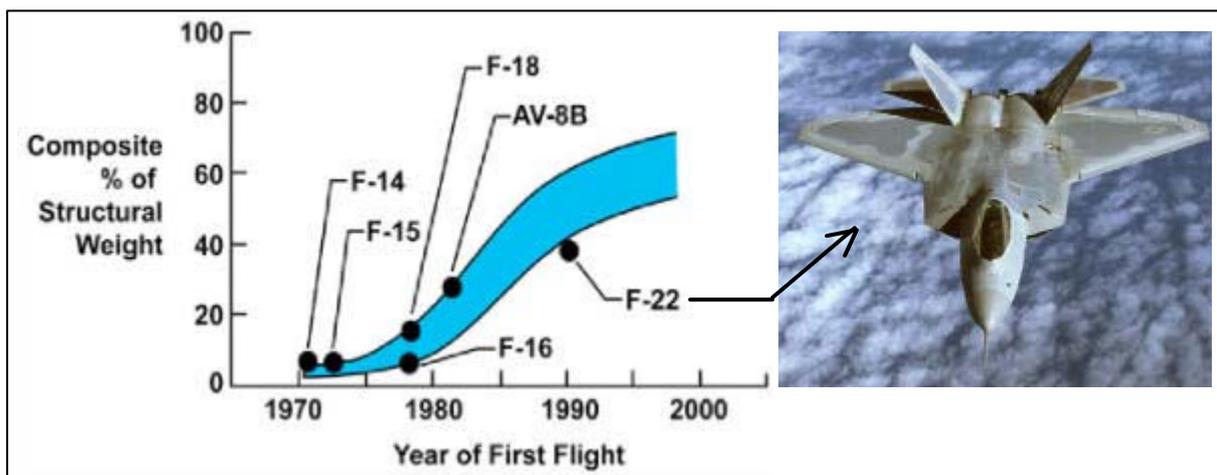


Abb. 1.4: FKV-Anteil am Strukturgewicht von Militärflugzeugen [20, 24]

1.2.2 Faserverbundbauteile in Zivilflugzeugen

Neben Anwendungen im Bereich des Leitwerks sind bei Zivilflugzeugen vor allem Tragflächen- und Rumpfelemente von vorrangigem Interesse, wenn Primärbauteile in FKV-Bauweise ausgeführt werden sollen [25]. Ein zentrales Problem dabei ist die Produktion von FKV-Bauteilen im realen Maßstab, was in den Bildern in Abb. 1.5 deutlich wird. Daher ist mit der Entwicklung textiler Faserarchitekturen seit geraumer

Zeit eine verstärkte Forschungsaktivität in Richtung der Verbesserung von Harzinjektions-/ und -infusionsverfahren zu verzeichnen [26].

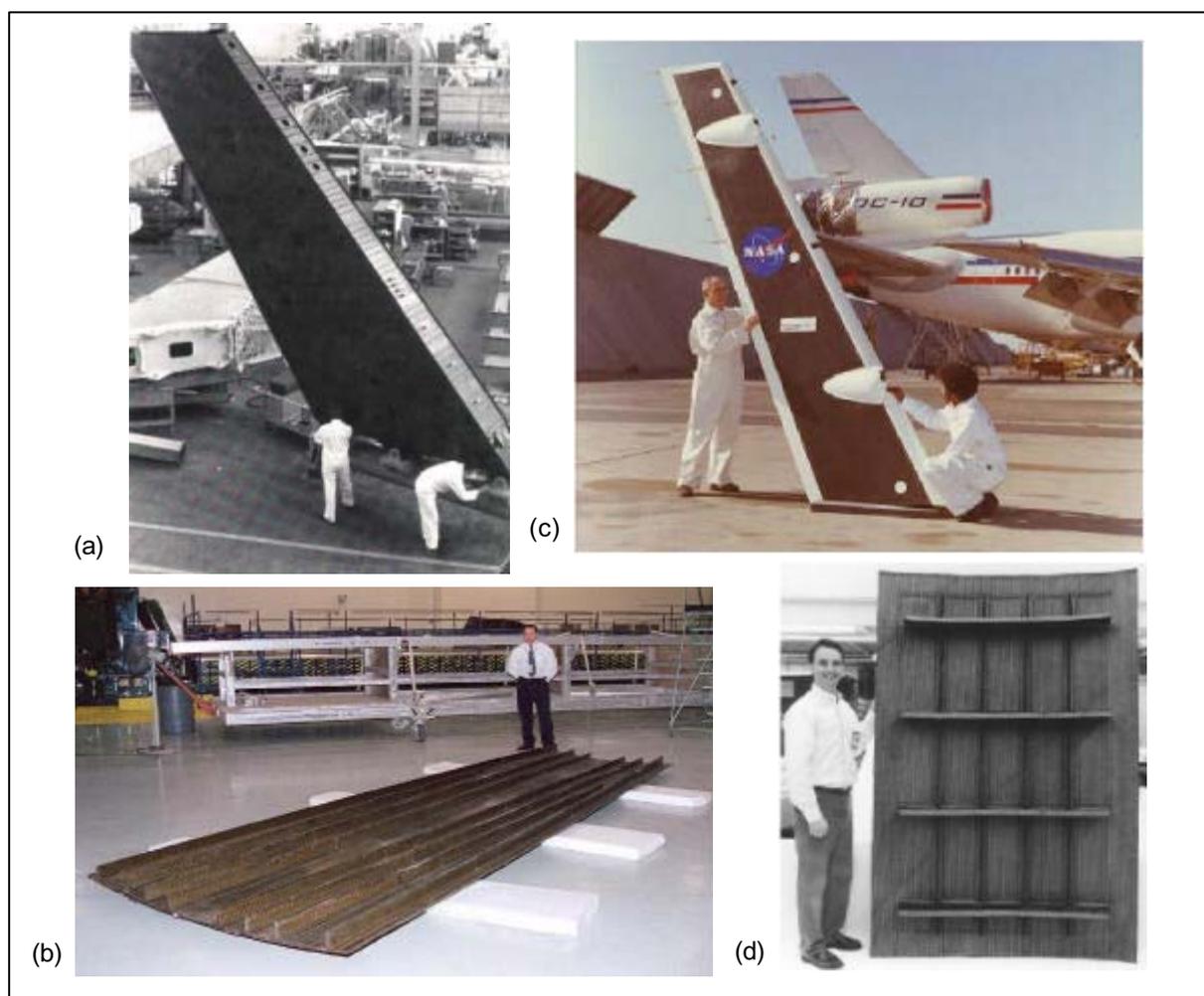


Abb. 1.5: Faserverbundbauteile ziviler Verkehrsflugzeuge: (a) Seitenleitwerk einer A310 [27], (b) Flügelkastenoberschale [28], (c) oberes Seitenruder einer DC-10 [29], (d) Rumpfsegment mit Versteifungen [29]

Bei den Bauteilen in Abb. 1.5 wurden in erster Linie flächige 2D-Halbzeuge eingesetzt. Damit stellt sich die Frage, wo textile 3D-Faserarchitekturen eingesetzt werden können. In [29] wird festgestellt, dass sich komplexe 3D-Faserarchitekturen nur in Einzelfällen eignen, wie z. B. bei Fensterausparungen oder Versteifungselementen, nicht aber für großflächige Bauteile in Verkehrsflugzeugen. Allerdings wird dem Vernähen von trockenen, textilen Faserhalbzeugen in Verbindung mit LCM-Verfahren ein großes Kosteneinsparpotential zugesprochen [30, 31].

1.2.3 Einordnung vernähter Faserhalbzeuge

Welche Vorteile bringt der zusätzliche Verarbeitungsschritt des Vernähens, der Zeit benötigt und zunächst Kosten verursacht? Zuerst sollte erwähnt werden, dass das Vernähen von Faserhalbzeugen in trockenem Zustand, d. h. ohne das Matrixsystem, eine sehr flexible Möglichkeit darstellt, eine flächige Faseranordnung zu fixieren oder auch gezielt in Dickenrichtung zu verstärken. Als Alternative zum Vernähen existieren weitere Verfahren, wovon hier exemplarisch das Z-Pinning und das Tufting erwähnt werden.

Beim Z-Pinning werden FKV-Versteifungselemente senkrecht zur Basisstruktur eingebracht, um entweder gezielt die Out-of-plane-Eigenschaften zu steigern oder Bauelemente miteinander zu verbinden [32, 33]. Da die Versteifungselemente mit einem Ultraschallrüttler in die Basisstruktur eingebracht werden, müssen sie eine gewisse Eigensteifigkeit in Längsrichtung bereitstellen. Die Z-Verstärkungen sind zunächst in einer Trägerstruktur, wie z. B. einem Schaum, eingebunden. Im ersten Schritt werden die Versteifungselemente zur Hälfte in die Struktur getrieben, bevor im zweiten Schritt das Trägermaterial entfernt wird. Im letzten Schritt werden alle Versteifungselemente vollständig in die Basisstruktur gedrückt [34]. Nachteilig ist, dass eine Trägerstruktur benötigt wird und zur Verarbeitung vergleichsweise viel Handarbeit erforderlich ist. Ferner besteht bei trockenen Faserstrukturen die Gefahr, dass sich die Versteifungselemente beim Transport oder Handling wieder lösen.

Soll ein Garn in ein Faserhalbzeug eingebracht werden, besteht als Alternative zum Vernähen auch die Möglichkeit des Tuftings [35, 36]. Dabei wird bei der Penetration des Halbzeugs das Verstärkungsgarn zwischen Nähgut und Nadel eingeklemmt, so dass beim Herausziehen der Nadel eine Schlaufe des Garns aufgrund von Reibung in der Basisstruktur verbleibt. Bevor das Faserhalbzeug oder der Tuftingkopf zur nächsten Einstichstelle weiterbewegt wird, wird das Garn geschnitten. Es ist also keine Verkettung des Nähfadens gegeben. Nachteilig ist beim Tufting, dass fertigungsbedingt auf einer Seite das Verstärkungsgarn über eine gewisse Länge aus dem Halbzeug herausragt, was die Oberflächengüte des Laminats erheblich beeinflusst. Da die Garne nur aufgrund von Reibung im Stichloch verbleiben, besteht auch hier die Gefahr des Herausziehens.

Das am häufigsten eingesetzte Verfahren zum Einbringen von 3D-Verstärkungen in trockene Preformen ist das Vernähen. Dabei sind Verfahren dominierend, bei denen beide Seiten des Halbzeugs zugänglich sein müssen und es existiert eine Vielzahl an verschiedenen Stichtypen, die für FKV geeignet sind. Neben dem Doppelsteppstich sind auch die Varianten Ketten- [37], Blind- [38], OSS[®]- [39] und der Überwendelstich [40] gebräuchlich, deren Stichbildung und die damit verbundenen Vor- und Nachteile in [41] detailliert gegenübergestellt werden. In neueren Forschungsarbeiten werden als Alternative zu etablierten Varianten auch Einseitennähtechniken entwickelt [42]. Eine häufig eingesetzte vernähte Preform ist das Multiaxialgelege (MAG), das in Abb. 1.6 dargestellt ist. Diese textile Halbzeugform kann großflächig mit gewünschten Faserorientierungen gefertigt werden und ist aufgrund des Fixiergarns in Dickenrichtung bei der Weiterverarbeitung vergleichsweise einfach handhabbar. Fertigungsbedingt sind die Verstärkungsfasern übereinander gelegt, d. h. in der Halbzeugebene treten keine textiltypischen Verschlaufungen auf. Lediglich das Fixiergarn (Polyester) führt zu geringen Faserondulationen. Somit unterscheiden sich MAG und vernähte Faserhalbzeuge nicht grundsätzlich, wobei allerdings beim Vernähen zum Teil mit wesentlich größeren Garnstärken gearbeitet wird [43].

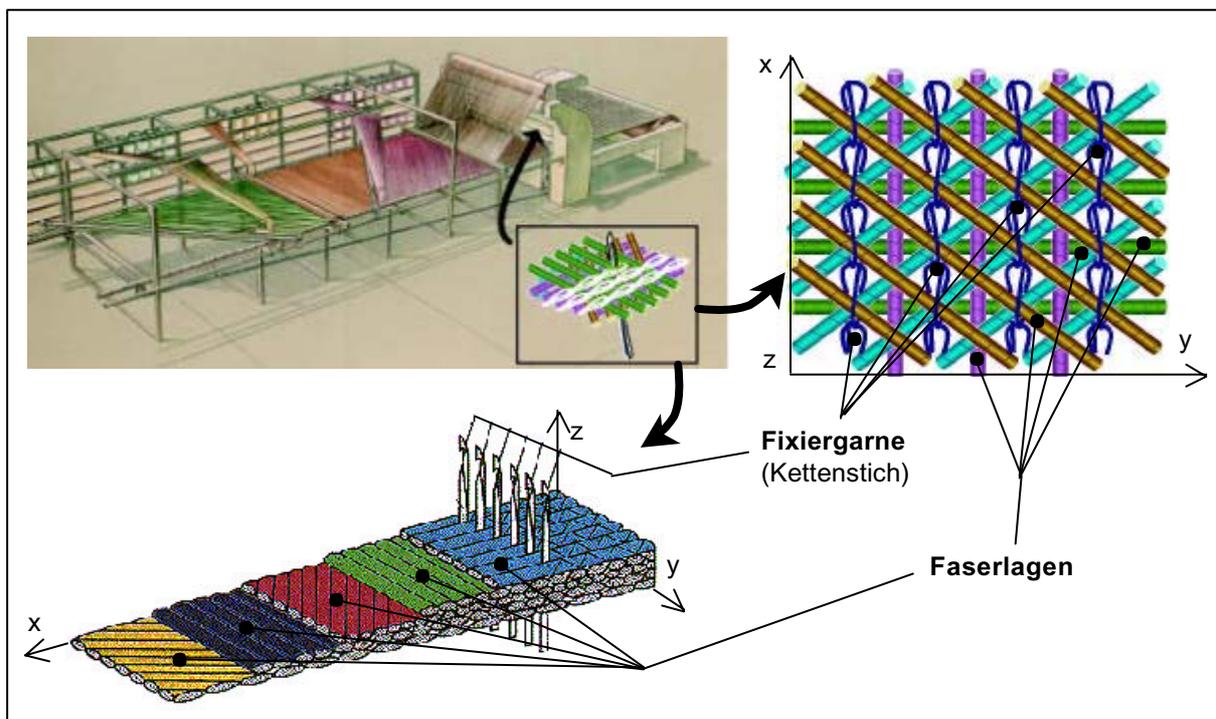


Abb. 1.6: Produktion und Lageraufbau bei Multiaxialgelegen (MAG) [29, 44]

1.2.4 Vernähen von Halbzeugen für Verkehrsflugzeuge

Boeing entwickelte gemeinsam mit Ingersoll Milling Machine Co. und Pathe Technologies Inc. im Rahmen des Advanced Subsonic Technology (AST) Composite Wing Program unter Federführung der NASA die sogenannte Advanced Stitching Machine (ASM), die in Abb. 1.7 dargestellt ist. Mit diesem Nähautomat können Kohlenstofffaser-Preformen mit einem Kevlar-29-Garn (1.900 d) bis zu einer Dicke von 45 mm mit einem Nahtabstand von 5 mm bei einer Stichtlänge von 3,2 mm vernäht werden. Die in Abb. 1.7 dargestellte Preform hat Abmessungen von 2,4 m x 12,8 m. Mit dieser Flügelkonstruktion wurden nach [28] Gewichts- und Kosteneinsparungen von 25 % bzw. 20 % gegenüber der Metallstruktur erreicht.

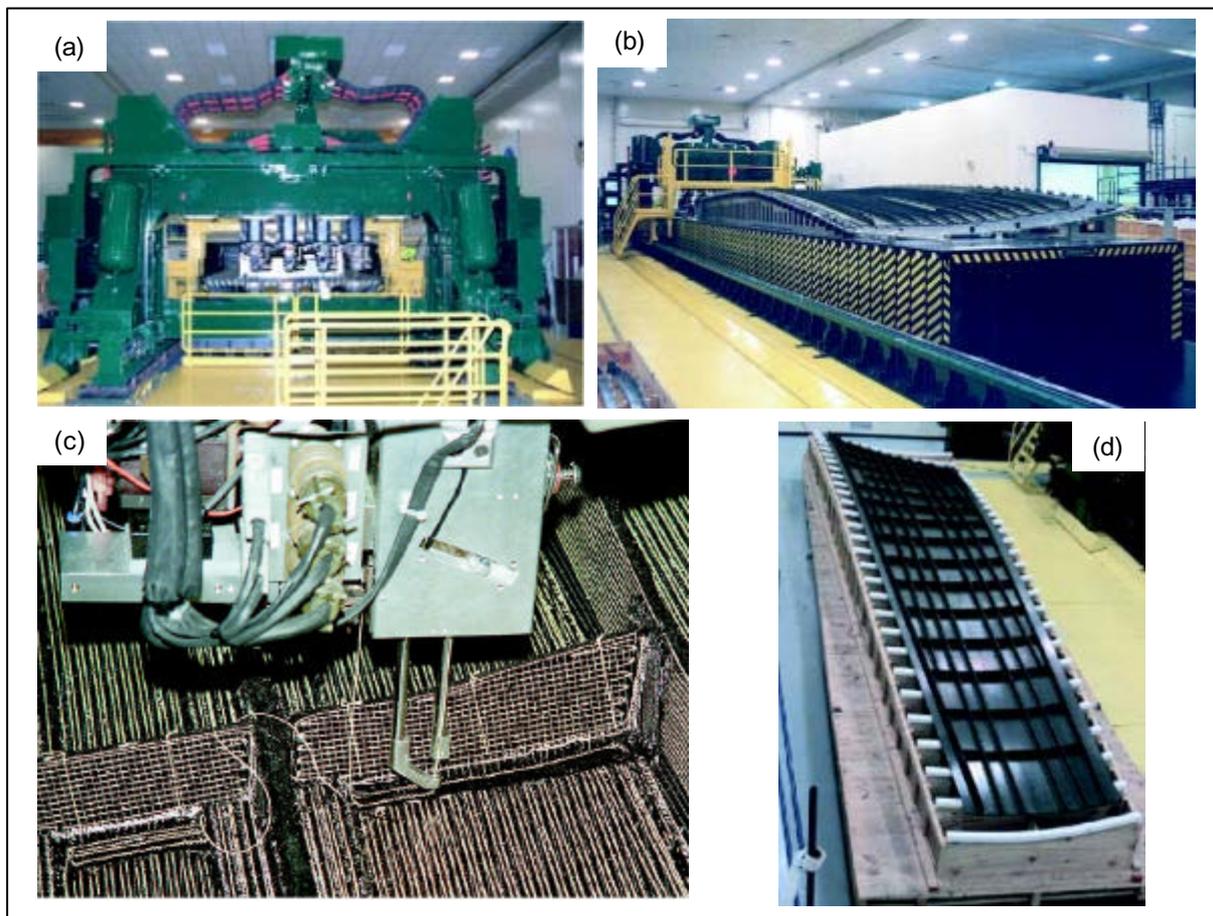


Abb. 1.7: Advanced Stitching Machine [28]: (a) Nähportal, (b) Aufnähen von Versteifungen, (c) Vernähen einer Preform, (d) Tragflächenoberseite

Ein weiteres Beispiel dafür, dass MAG und vernähte Preformen in der zivilen Luftfahrt kurz vor dem industriellen Einsatz stehen, ist die Tatsache, dass auch Airbus erste Bauteile mit diesem Halbzeug fertigt. Beispielsweise werden für den Druckdom der A380 mit einem Durchmesser von mehreren Metern Kohlenstofffaser-MAG mit Nähstechniken zu Preformen vorkonfektioniert, die anschließend mit einem Harzinfusionsverfahren weiterverarbeitet werden [45].

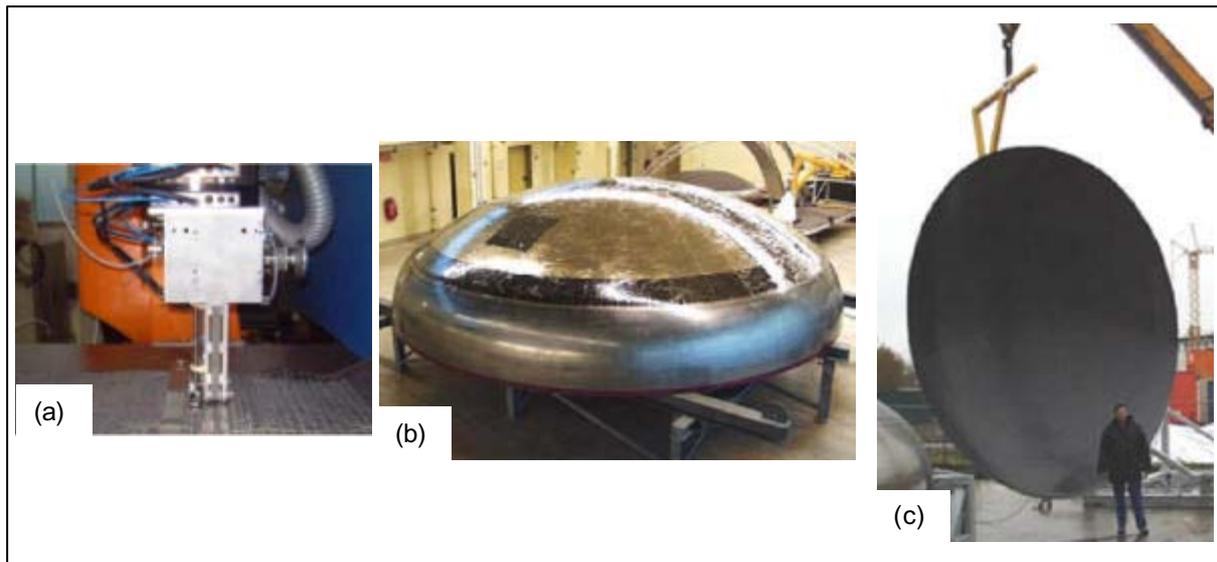


Abb. 1.8: Herstellung eines Druckdoms für eine A380: (a) Abnähen der Preformen, (b) Preform mit Harzfilm, (c) Konsolidiertes Bauteil Druckdom

Auch in Abb. 1.8 wird belegt, dass die Verarbeitung großflächiger FV-Strukturbauteile aus textilen Preformen für Luftfahrtanwendungen in Verbindung mit LCM-Verfahren technisch bereits umgesetzt wird.

1.2.5 Potentiale und Problematiken des Vernähens

Forschungsarbeiten zeigen, dass durch zusätzliches Vernähen in Dickenrichtung ein erhebliches Steigerungspotential bei einigen mechanischen Kennwerten besteht. So stellte sich heraus, dass die Ausbreitung von Delaminationsrissen durch zusätzliches Vernähen in Dickenrichtung wesentlich eingeschränkt wird, was eine Steigerung bruchmechanischer Kennwerte bedeutet. Experimente an vernähten kohlenstofffaserverstärkten Kunststoffen (CFK) unter Mode 1- [46] und Mode 2-Belastung [47] ergaben bis zu 15-fach höhere Energiefreisetzungsraten gegenüber unvernähten Laminaten. Ebenso wurden positive Auswirkungen des Vernähens auf die Schadenstoleranz schalenförmiger FKV-Strukturen nach einer Impactbelastung senkrecht zur Laminebene (Compression-After-Impact-Test) nachgewiesen, die in der Realität beispielsweise durch Vogelschlag verursacht werden kann. Im Vergleich zum unvernähten Laminat wurde eine Verringerung der Schädigungsfläche [17] und vor allem eine Steigerung der Restdruckfestigkeit um bis zu 80 % [48] beobachtet.

Andererseits bedeutet das zusätzliche Vernähen in Dickenrichtung aber auch immer einen Eingriff in die Faserarchitektur der Preform. Jede 3D-Verstärkung verdrängt Fasern in der Halbzeugebene, und jede Änderung der Faserorientierung kann erheblichen Einfluss auf mechanische Kennwerte wie Steifigkeit und Festigkeit haben. Dies wurde in [49] gezeigt, wobei verschiedene experimentelle Untersuchungen bezüglich des Einflusses des Vernähens auf mechanische Eigenschaften von Laminaten zusammengefasst wurden. In dieser Quelle werden Veröffentlichungen zitiert, die aufgrund des Vernähens mit einer Stichdichte von 1 cm^{-2} eine Erhöhung des Zug-Elastizitätsmoduls um nahezu 40 % im Vergleich zum unvernähten Laminat beobachtet [50], wohingegen bei einer anderen Untersuchung bei gleicher Stichdichte eine Absenkung in Höhe von 35 % festgestellt wurde [51]. Noch deutlicher ist die Bandbreite bei der Analyse der Zugfestigkeit, da aufgrund des Vernähens bei gleicher Stichdichte sowohl Steigerungen um circa 25 % [] als auch Reduktionen von über 60 % [52] angegeben wurden. Auch bei anderen Kennwerten (z. B. Biegemodul und -festigkeit, Druck-Elastizitätsmodul und -festigkeit) konnte kein eindeutiger Einfluss der Stichdichte auf die Änderungen der untersuchten Kennwerte festgestellt werden. Setzt man die Richtigkeit der experimentellen Ergebnisse

voraus, bleibt nur der Schluss, dass neben der Stichdichte weitere Parameter das mechanische Verhalten maßgeblich beeinflussen. Es ist aber keine Untersuchung bekannt, bei der systematisch der Einfluss verschiedener Parameter untersucht wurde.

Im Flugzeugbau für Rumpf- und Tragflächenkonstruktionen werden aufgrund der aufzunehmenden äußeren Belastungen vor allem schalenförmige Bauteile verwendet, deren Wanddicke klein gegenüber den anderen Abmessungen ist und auf diese primär Membranspannungszustände einwirken, d. h. Belastungen in der Ebene des Bauteils. Aufgrund der Untersuchungen in [49] kann mit Sicherheit davon ausgegangen werden, dass das Vernähen in Dickenrichtung die mechanischen Kennwerte in der Laminebene beeinflusst. Allerdings bleibt die Frage offen, in welcher Größenordnung einzelne Nähparameter Änderungen verursachen.

Ein weiteres Problem ist, dass es zur Zeit nicht möglich ist, mechanische Kennwerte vernähter Lamine wie Elastizitätsmodul oder Festigkeit unter Berücksichtigung unterschiedlicher Nähparameter abzuschätzen. Der Grund hierfür liegt unter anderem darin, dass durch das Vernähen in Dickenrichtung keine Einzelschichten mit theoretisch unendlichen Ausdehnungen in der Laminebene mehr vorhanden sind. Vielmehr wird durch das Stichmuster das gesamte Gelege in gleichartige Einheiten oder Elementarzellen unterteilt, was typisch für textile Verstärkungsarchitekturen ist. Allerdings fehlen – wie bei allen Formen textilverstärkter Lamine – breit angelegte Parameterstudien, bei denen der Einfluss einzelner Faktoren auf mechanische Kennwerte systematisch untersucht wird. Erste Ansätze sind in [53] beschrieben. Neben dem Fehlen an experimentellen Untersuchungen besteht ein erheblicher Mangel an Auslegungswerkzeugen für FKV mit textilen Faserarchitekturen [54]. Zwar existieren einige theoretische Ansätze zur Berechnung mechanischer Kennwerte textilverstärkter FKV-Werkstoffe, die in ihren Fähigkeiten allerdings begrenzt sind [55]. Um ein Beispiel für die Vielzahl an verschiedenen textilen Verstärkungsarchitekturen anzuführen, wird an dieser Stelle auf [56] verwiesen, wo unter anderem auch 2D-gewebeverstärkte Lamine durch Elementarzellen abgebildet werden. Multiaxialgelege werden in [57] behandelt, wohingegen in [58] 2D-Geflechte und in [59] 3D-Gewebe diskutiert werden. In [60] und [61] werden maschenartige Textilien bzw. 3D-Geflechte analysiert. Allen Ansätzen ist gemeinsam, dass eine repräsentative Elementarzelle abgeleitet wird,

mit der Steifigkeits- und/ oder Festigkeitskennwerte berechnet werden können [62, 63].

Das am weitesten entwickelte Werkzeug zur Berechnung textilverstärkter FKV-Lamine ist das „Integrated Design Tool“, das seit einigen Jahren an der Katholischen Universität Leuven entwickelt wird [64]. Dieses Auslegungswerkzeug besteht aus den Bausteinen WiseTex (Abbildung der textilen Faserarchitektur [65]), TexComp (Abschätzung mechanischer Eigenschaften [66]) und FlowTex (Vorhersage von Permeabilitätskennwerten [67]). Ein repräsentatives Volumenelement (RVE) wird definiert, mit dem es möglich ist, die genannten Eigenschaften von 2D- und 3D-Geweben, 2D-Triaxial- Geflechten und MAG vorherzusagen. Mit Hilfe dieses Werkzeugs ist es bis dato aber nicht möglich, zuverlässige Aussagen zum Einfluss des Vernähens auf Steifigkeitskennwerte von in Dickenrichtung verstärkten Laminaten zu treffen, sofern der Einfluss variierender Nähparameter berücksichtigt werden soll. Konkret bedeutet dies, dass beispielsweise die Auswirkungen einer Änderung von Nähparametern auf Steifigkeitsgrößen wie Zug-, Druck- oder Schub-Elastizitätsmodul sowie auf die Querkontraktion nicht erfasst werden können. Für eine umfassende Berücksichtigung des Einflusses des Vernähens ist es aber erforderlich, viele verschiedene Parameter, wie Nähgarneigenschaften, Stichdichte und Nähmuster [17], in der Elementarzelle zu berücksichtigen.

Bezüglich der Erfassung des Einflusses einer lokalen 3D-Verstärkung auf Elastizitätskennwerte von Laminaten werden in [68] Ansätze beschrieben, um mit Hilfe der Finite-Elemente-Methode Abschätzungen durchführen zu können. Allerdings fehlt zur Zeit eine experimentelle Datenbasis, um den Ansatz ausreichend zu verifizieren. Ferner ist auch der Einfluss einzelnen Parameter und deren Zusammenwirken im Hinblick auf Änderungen mechanischer Kennwerte verglichen mit dem nicht 3D-verstärkten FKV nur unzureichend untersucht, womit sich keine zuverlässigen Aussagen ableiten lassen.

1.3 Aufgabenstellung und Ziel der Arbeit

Ziel der Arbeit war es, den Einfluss verschiedener Nähparameter auf das Steifigkeitsverhalten von CFK-MAG-Verbundwerkstoffen systematisch zu untersuchen. Auf der Grundlage der experimentellen Ergebnisse von vernähten Laminaten unter Scheiben-Zug- oder -Druckbeanspruchung sollte ein Modell entwickelt werden, mit dem das elastische Verhalten derartiger FKV in Abhängigkeit der Nähparameter abgeschätzt werden kann.

Zu Beginn sollte, bei möglichst exakt definierten Parametern, experimentell untersucht werden, in welcher Größenordnung die verschiedenen Nähparameter den Scheiben-Zug- und Druck-Elastizitätsmodul von luftfahrtrelevanten Materialsystemen beeinflussen. Als Nähparameter wurden die Stichrichtung, die Garnfeinheit, das Nähmuster als Funktion von Nahtabstand und Stichlänge sowie zusätzlich die Belastungsrichtung definiert. Alle Experimente wurden bis zum Bruch durchgeführt, um zusätzliche experimentelle Erkenntnisse hinsichtlich der Zug- und Druckfestigkeit vernähter Laminat zu erhalten. Die Auswertung der experimentellen Daten sollte gemäß Luftfahrtanforderungen durchgeführt werden. Ferner sollten anhand der experimentellen Datenbasis statistisch signifikante Einflussgrößen hinsichtlich Änderungen der untersuchten Kennwerte im Vergleich zum unvernähten Laminat definiert und untereinander verglichen werden.

Da jede Verstärkung in Dickenrichtung die Faseranordnung in der Laminatenebene beeinflusst, ist ein wesentlicher Aspekt dieser Arbeit die Erfassung der Änderung von charakteristischen Laminatgrößen in Abhängigkeit der gewählten Nähparameter. Darauf aufbauend sollte untersucht werden, ob diesbezüglich Gesetzmäßigkeiten abgeleitet werden können, die es erlauben, die Änderung von Laminatkennwerten theoretisch zu beschreiben. Dabei sollten idealerweise alle frei wählbaren Parameter berücksichtigt werden.

Auf der Grundlage der erarbeiteten Ergebnisse sollte in einer Finite-Elemente-(FE-) Umgebung ein parametrisch aufgebautes Elementarzellenmodell entwickelt werden. Mit diesem Modell sollte das Elastizitätsverhalten vernähter Laminat vorhergesagt werden können, wobei ein zweiachsiger Spannungszustand zugrunde zu legen war. Folgenden Größen sollten in technisch sinnvollen Grenzen frei wählbar sein:

- Basiskomponenten (Elastizitätskennwerte der Faser und der Matrix)
- Faservolumenanteil
- Schichtaufbau (Anzahl, Dicke und Faserorientierung der Einzelschichten)
- Stichrichtung und Stichmuster
- Garnstärke

Mit diesem FE-basierten Einheitszellenmodell sollte eine experimentell fundierte Grundlage erarbeitet werden, um in einem sehr frühen Entwicklungsstadium verlässliche Aussagen hinsichtlich des Einflusses verschiedener Nähparameter auf das Elastizitätsverhalten treffen zu können. Langfristig sollen die erarbeiteten Erkenntnisse dabei helfen, entsprechend den jeweiligen Anforderungen an den FKV im Vorfeld sinnvolle Nähparameter für die Verarbeitungstechnik festzulegen. Die Validierung des Modells sollte anhand der experimentellen Ergebnisse erfolgen.

Darüber hinaus sollten in einem letzten Schritt möglichst allgemeingültige Aussagen zum Einfluss variierender Nähparameter auf das globale Elastizitätsverhalten von vernähten Laminaten hergeleitet werden. Neben einem vertieften Verständnis über die komplexen Zusammenhänge, die zu Änderungen mechanischer Eigenschaften durch zusätzliches Vernähen führen, sollten dabei zusätzlich Aussagen im Hinblick auf statistisch signifikante Einflussgrößen abgeleitet werden. Beispielsweise sollte die Frage beantwortet werden können, ob es zur Steigerung des Anteils an Verstärkungen in Dickenrichtung sinnvoller ist, die Garnfeinheit zu erhöhen oder die Stichdichte anzuheben, wenn eine möglichst geringe Änderung des Scheiben-Elastizitätsmoduls verglichen mit dem unvernähten Laminat anzustreben ist.

2 Methodik

In Kapitel 2 wird die angewendete Methodik beschrieben, mit der der Einfluss des Vernähens auf Scheiben-Elastizitätskennwerte experimentell und theoretisch analysiert wird.

Zu Beginn wird in Kapitel 2.1 anhand einer breit angelegten experimentellen Parameterstudie der Einfluss einzelner Nähparameter auf das Scheiben-Elastizitätsverhalten in Dickenrichtung vernähter Kohlenstofffaser-(CF-)Multiaxialgelege-(MAG-)Laminat untersucht. Nach der Beschreibung des verwendeten Faserhalbzeugs und des Matrixsystems wird auf die Herstellung der Laminat eingegangen. Ein zentraler Punkt stellt die gezielte Variation der Parameter Belastungs- und Stichrichtung, Garnfeinheit, Nahtabstand und Stichlänge dar. Zur experimentellen Charakterisierung des Einflusses des Vernähens auf Elastizitätsmodul und Festigkeit wurden einachsige Zug- und Druckversuche durchgeführt. Die Abmessungen der auftretenden Fehlstellen (Reinharzgebiete) aufgrund von Faserverdrängungen oder -ondulationen durch einen Stich wurden anhand von Schlißbildern in den Einzelschichten des Laminats charakterisiert. Aufgrund der großen Menge an experimentellen Ergebnissen sind Zusammenhänge zwischen den Parametereinstellungen und den Auswirkungen auf die mechanischen Eigenschaften oder Fehlstellenausbildungen nur schwer nachzuvollziehen. Aus diesem Grund wurden mit allen Messdaten Varianzanalysen durchgeführt, um signifikante Einflussgrößen eindeutig definieren und vergleichen zu können.

Darauf aufbauend wird in Kapitel 2.2 die Methodik der FE-Einheitszellenmodellierung vernähter Laminat dargestellt. Unter Berücksichtigung der variierten Parameter wurde die kleinste repräsentative Einheit eines vernähten Laminats mit Hilfe von Volumenelementen abgebildet. Neben der schichtweisen Implementierung der Fehlstellenabmessungen wurden zwei unterschiedliche Ansätze zur Beschreibung der Fehlstellenausbildung im Laminat vorgestellt. Zur Ableitung des globalen Elastizitätsverhaltens wurden nacheinander sechs verschiedene Lastfälle berechnet, aus denen alle Koeffizienten der $[ABD]$ -Steifigkeitsmatrix des vernähten Laminats abgeleitet wurden. Daraus wurden Ingenieurkennwerte wie der Scheiben-Elastizitätsmodul oder die Querdehnzahl bestimmt.

2.1 Experimentelle Untersuchungen

In Kapitel 2.1 wird die Methodik vorgestellt, um experimentelle Ergebnisse hinsichtlich des Einflusses des Vernähens auf Elastizitäts- und Festigkeitskennwerte von CF-MAG-Laminaten zu erarbeiten und auszuwerten. Dabei wird zuerst der Aufbau und die Herstellung der Laminat skizziert, bevor detailliert auf die variierten Parameter eingegangen wird, deren Einstellungen gleichermaßen für zug- und druckbelastete Probekörper verwendet wurden. Anschließend wird die Durchführung der Zug- und Druckversuche sowie die Erfassung und Ableitung von Elastizitäts- und Festigkeitsgrößen vorgestellt. Neben den mechanischen Kennwerten wird zusätzlich auf die Ausbildung von Faserumlenkungen im Stichbereich in den Einzelschichten eingegangen. Die Messwerte hierfür werden anhand von Schliiffbildern aufgenommen. Zusätzlich wird das Vorgehen bei einer Varianzanalyse erläutert. Die Varianzanalysen dienen dazu, aus der Vielfalt an experimentellen Daten die signifikanten Einflussfaktoren bezüglich der verschiedenen Messgrößen zu definieren und untereinander quantitativ zu vergleichen. Diese Ergebnisse werden beim Aufbau des FE-Elementarzellenmodells verwendet.

In einigen Fällen werden Korrelationskoeffizienten als Bestimmtheitsmaß R^2 angegeben, die als Güte der Approximation experimenteller Daten zu verstehen sind. Je näher R^2 bei dem Wert 1 liegt, desto besser ist die Approximation. Details sind in [85] erläutert.

2.1.1 Herstellung der Laminat

Zur Charakterisierung des Einflusses verschiedener Nähparameter auf Elastizitäts- und Festigkeitseigenschaften von Laminaten unter uniaxialer Zug- oder Druckbelastung wurde eine experimentelle Parameterstudie durchgeführt. Durch Übereinanderlegen von CF-MAG der Typen A1, B, B/2 und A2 wurde je nach Zug- oder Druckbelastung, wie in Tabelle 2.1 angegeben, ein symmetrischer Aufbau realisiert. Zur Laminatherstellung wurden vier unterschiedliche MAG-Typen eingesetzt: ein A1-Aufbau [45/0/-45] auf der Oberseite des Laminats, im Zentrum ein B-MAG [0/90/0] oder statt dessen ein modifizierter B/2-Typ [0/90] in doppelter

Anordnung sowie auf der Unterseite ein A2-MAG [-45/0/45]. Für die druckbelasteten Proben wurde der doppelte Aufbau verwendet. Alle Lamine sind zur Mittelebene symmetrisch, aufgrund eines erhöhten Faseranteils parallel zur 0°-Richtung existiert eine Vorzugsrichtung. Diese Vorzugsrichtung 0° wird parallel zur globalen x-Richtung angenommen. Für einen theoretischen Faservolumenanteil von 60 % wird gemäß Angaben von Airbus Deutschland GmbH eine Laminatdicke von 2,45 mm für die Zug- und 4,9 mm für die Druckprobekörper erwartet.

Die Preformen wurden in trockenem Zustand vernäht, d. h. vor der Imprägnierung. Der Einfluss des vergleichsweise sehr feinen Polyestergerms des MAG auf Ondulationen in den einzelnen Kohlenstoffaserschichten wird hier nicht berücksichtigt. Lediglich das entstehende Reinharzgebiet durch einen zusätzlichen Stich in Dickenrichtung ist zu charakterisieren. Daher ist im folgenden unter der Bezeichnung „unvernäht“ ein handelsübliches MAG inklusive MAG-Garn zu verstehen, das aber noch keine zusätzliche Vernähtung in Dickenrichtung aufweist.

Aus unvernähten und in Dickenrichtung vernähten MAG-Preformen wurden im Vakuuminfusionsverfahren FKV-Platten hergestellt, wobei als Matrixsystem das luftfahrtzugelassene Epoxidharz RTM6 verwendet wurde. Danach wurden anhand von Massenanteilen die resultierenden Faservolumenanteile berechnet. Schließlich wurden aus den Platten Flachproben präpariert, um den Einfluss des zusätzlichen Vernähens in Dickenrichtung auf Scheiben-Elastizitäts- und Festigkeitseigenschaften experimentell zu untersuchen.

Tabelle 2.1: Eigenschaften der experimentell untersuchten Lamine, unvernäht

	Zugprüfungen	Druckprüfungen
MAG-Folge	[A1-B-A2]	[A1-(B/2) _s -A2] ₂
Lagenaufbau	[45/0/-45/0/90] _s	[45/0/-45/0/90/90/0/-45/0/45] _s
Laminatdicke [mm]	2,45	4,9

2.1.2 Variierte Parameter

Neben den unterschiedlichen MAG-Aufbauten für die Zug- oder Druckexperimente wurden fünf weitere Parameter jeweils zweistufig variiert. Dabei handelte es sich um

die Belastungsrichtung, die Nährichtung, die Garnfeinheit, den Nahtabstand (Teilung) und die Stichelänge, worauf im folgenden detailliert eingegangen wird.

Belastungsrichtung (Parameter A)

In erster Näherung kann davon ausgegangen werden, dass sowohl im [A1-B-A2]- als auch im [A1-(B/2)_s-A2]₂-Laminat ungefähr 45 % aller Fasern parallel zu x (0°) und jeweils circa 22,5 % parallel zur +45- und -45°-Richtung angeordnet sind, wohingegen nur annähernd 10 % parallel zu y (90°) verlaufen. Diese Tatsache verursacht deutlich richtungsabhängige Steifigkeits- und Festigkeitskennwerte. Daher werden parallel und senkrecht zur x-Richtung Zug- und Druckprüfungen durchgeführt.

Nährichtung (Parameter B)

Aufgrund der Fadenführung beim modifizierten Doppelstepstich beeinflusst die Nährichtung bezogen auf die jeweilige Faserrichtung die Stichausbildung und die entstehenden Faserumlenkungen. Dieser Effekt lässt sich veranschaulichen, wenn man sich vorstellt, eine unidirektional orientierte Einzelschicht entweder parallel oder senkrecht zur Faserorientierung zu vernähen. Bei der Vernähung senkrecht zur Faserorientierung entsteht eine Bündelung der Gelegefasern durch zwei aufeinanderfolgende Stiche. Im Gegensatz dazu ist das Vernähen parallel zur Faserrichtung theoretisch nicht möglich, da Ober- und Unterfaden in diesem Fall parallel zur Faserorientierung geführt würden, womit keine Fixierung des Nähguts durch Ober- und Unterfaden möglich ist. Durch den Gelegeaufbau war immer gewährleistet, dass in den Außenschichten eine 45°-Faserlage zu finden ist, was sich sowohl für das Vernähen parallel zur Richtung x als auch senkrecht dazu gleichermaßen eignet. Durch das Vernähen parallel und senkrecht zur Richtung x wurde der Einfluss der Stichrichtung auf die Vorzugsrichtung x des Laminats und auf die Querrichtung y untersucht.

Garnfeinheit (Parameter C)

Der Garnfeinheit kommt wesentliche Bedeutung zu, wenn ein bestimmter Anteil an Verstärkungsmaterial in Dickenrichtung gefordert ist, beispielsweise um eine Steigerung mechanischer Kennwerte senkrecht zur Laminebene zu realisieren. Im Zusammenhang mit der Stichelichte definiert die Garnfeinheit die Menge der eingebrachten Verstärkung in Dickenrichtung. Um zwischen unterschiedlichen

Garnfeinheiten zu vergleichen, wurde mit einem Oberfaden mit einer Garnfeinheit von 68 tex oder 136 tex vernäht, während als Unterfaden immer ein 68-tex-Garn verwendet wurde. Im Rahmen der durchgeführten Untersuchungen wurden nur E-Glasfasergarne eingesetzt.

Nahtabstand (Parameter D) und Stichelänge (Parameter E)

Ein wesentliches Ziel der experimentellen Untersuchungen ist die Charakterisierung des Einflusses verschiedener Stichbilder auf die Steifigkeits- und Festigkeitseigenschaften. Aus diesem Grund wurden Nahtabstände und Stichelängen von 0,33 cm und 0,50 cm betrachtet. Damit konnten vier unterschiedliche Stichbilder untersucht werden, die in Abb. 2.1 am Beispiel eines parallel zur Richtung x vernähten Flächenelements schematisch skizziert sind.

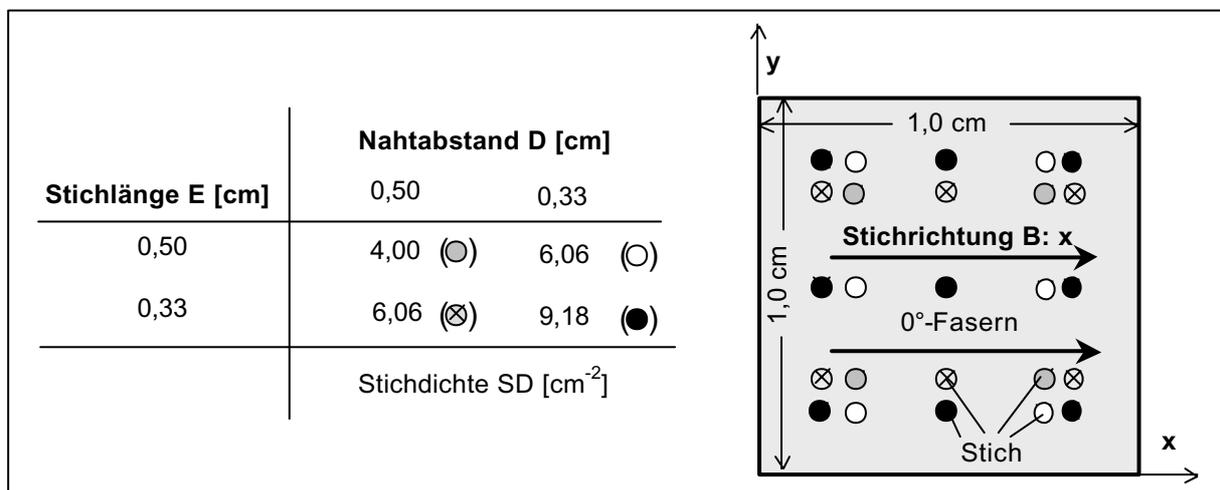


Abb. 2.1: Stichmuster bei parallel zur x-Richtung vernähten Halbzeugen

Durch die zweistufige Variation der 5 Einflussgrößen Prüfrichtung A, Stichrichtung B, Garnfeinheit C, Nahtabstand D und Stichelänge E mussten 32 ($=2^5$) unterschiedliche Parameterkombinationen experimentell untersucht werden. In Tabelle 2.2 sind den verschiedenen Parametern die Buchstaben A bis E zugewiesen, wobei alle möglichen Parameterkombinationen durch die Ziffern (Nr.) 1 bis 32 gekennzeichnet sind.

Ferner sollte anhand eines einzigen Kennwerts die Menge des in Dickenrichtung eingebrachten Verstärkungsmaterials bei veränderlicher Garnfeinheit und Stichanzahl verglichen werden. Hierzu wurde der z-Verstärkungsfaktor RF eingeführt:

$$RF = \frac{1}{D \cdot E} \cdot C \cdot SF \quad \text{Gl. 2.1}$$

RF gibt eine flächenbezogene Garnfeinheit [tex/cm^2] an, wobei der Nahtabstand D und die Stichelänge E jeweils in cm anzugeben sind. Der Faktor $1/(D \cdot E)$ gibt demnach die Stichelichte SD [$1/\text{cm}^2$] an, die mit der Garnfeinheit C [tex] multipliziert wird. Zusätzlich ist ein Stichfaktor SF [1] zu berücksichtigen, dessen Wert durch die Stichart definiert ist und der die Garnanzahl berücksichtigt, die in einem Stich in das Nähgut eingebracht wird. Für den hier verwendeten modifizierten Doppelsteppstich ist $SF = 2$, da eine Schlaufe des Oberfadens mit der Nadel durch die gesamte Preform geführt wird, so dass in einem Stich das eingesetzte Garn doppelt vorhanden ist. Mit RF werden somit die flächenbezogene Stichelanzahl und die Garnfeinheit berücksichtigt. Die gewählten Einstellungen der Parameter A bis E und die entsprechenden Werte von RF sind in Tabelle 2.2 dargestellt.

Tabelle 2.2: Experimentell untersuchte Parameterkombinationen vernähter Lamine

Parametereinstellungen A bis E und z-Verstärkungsfaktor RF													
Nr.	A	B	C [tex]	D [mm]	E [mm]	RF [tex/cm^2]	Nr.	A	B	C [tex]	D [mm]	E [mm]	RF [tex/cm^2]
1	x	x	68	5,0	5,0	544	17	y	x	68	5,0	5,0	544
2	x	x	68	5,0	3,3	824	18	y	x	68	5,0	3,3	824
3	x	x	68	3,3	5,0	824	19	y	x	68	3,3	5,0	824
4	x	x	68	3,3	3,3	1.249	20	y	x	68	3,3	3,3	1.249
5	x	x	136	5,0	5,0	1.088	21	y	x	136	5,0	5,0	1.088
6	x	x	136	5,0	3,3	1.648	22	y	x	136	5,0	3,3	1.648
7	x	x	136	3,3	5,0	1.648	23	y	x	136	3,3	5,0	1.648
8	x	x	136	3,3	3,3	2.498	24	y	x	136	3,3	3,3	2.498
9	x	y	68	5,0	5,0	544	25	y	y	68	5,0	5,0	544
10	x	y	68	5,0	3,3	824	26	y	y	68	5,0	3,3	824
11	x	y	68	3,3	5,0	824	27	y	y	68	3,3	5,0	824
12	x	y	68	3,3	3,3	1.249	28	y	y	68	3,3	3,3	1.249
13	x	y	136	5,0	5,0	1.088	29	y	y	136	5,0	5,0	1.088
14	x	y	136	5,0	3,3	1.648	30	y	y	136	5,0	3,3	1.648
15	x	y	136	3,3	5,0	1.648	31	y	y	136	3,3	5,0	1.648
16	x	y	136	3,3	3,3	2.498	32	y	y	136	3,3	3,3	2.498

2.1.3 Quasistatische Zugversuche

Zur Ermittlung des Einflusses des Vernähens in Dickenrichtung auf das Steifigkeits- und Festigkeitsverhalten wurden quasistatische Zugversuche in Anlehnung an [69, 70 und 71] durchgeführt. Da aufgrund der Elementarzellencharakteristik durch das Vernähen Probekörperabmessungen aus angegebenen Normen nicht direkt übernommen werden konnten, musste im ersten Schritt eine geeignete Probekörpergeometrie festgelegt werden. Experimentelle Voruntersuchungen an unvernähten [A1-B-A2]-Laminaten zeigten unter anderem, dass eine Änderung der Probenlänge von 230 mm auf 150 mm keinen nachweisbaren Einfluss auf den gemessenen Zug-Elastizitätsmodul hatte, da die Abweichungen innerhalb der Streuungen der Experimente lagen [72]. Daher wurde die Probekörperlänge auf $l = 150$ mm festgelegt, was dem zur Verfügung stehenden Nähfeld entsprach. Für die zu prüfende Probe wurde eine freie Probenlänge von 50 mm sichergestellt. Die Definition der Breite b mit einem Wert von 20 mm ist auf die für textilverstärkte FKV typische Elementarzellencharakteristik zurückzuführen. Im Gegensatz zur Kennwertbestimmung an unidirektionalen Laminaten ist die Struktur vernähter FKV durch sich wiederholende Einheiten gleichen Aufbaus definiert, die durch das Stichmuster festgelegt ist. Für die Untersuchungen wurde festgelegt, dass mindestens 4 Stiche über der Probenbreite vorhanden sein sollten, wodurch aufgrund des Maximalwerts von Nahtabstand bzw. Stichelänge (5,0 mm) eine minimale Probenbreite von $b = 20$ mm gegeben ist.

Die Zugversuche wurden an einer servohydraulischen Prüfmaschine (Schenk PL100N) mit einer Prüfgeschwindigkeit von 2mm/min durchgeführt [71]. Während der Prüfungen wurden neben der Prüfkraft, die mit Kraftmessdosen aufgenommen wurde, die Längs- und Querdehnungen mit Extensometern (Sander EXA 25-2.5) aufgezeichnet. Alle Versuche wurden bis zum Bruch der Probe durchgeführt, um neben Elastizitätsgrößen auch Aussagen hinsichtlich der Festigkeit ableiten zu können.

Die gemessenen Rohdaten (Triggerfrequenz 1.000 Hz) wurden mit einem „moving-average“-Filter geglättet, wobei aus 50 aufeinander folgenden Messungen an jedem Messpunkt der dazugehörige Mittelwert gebildet wurde. Einzelheiten zur Messdatenerfassung sind in [73] beschrieben. Die geglätteten Daten wurden zu

Spannungs-Dehnungs-Diagrammen weiterverarbeitet, indem die aufgenommenen Kräfte auf den Anfangsquerschnitt des Probekörpers und die entsprechende Längenänderung auf die Anfangslänge (25 mm) bezogen wurden. In Abb. 2.2 ist exemplarisch eine Spannungs-Dehnungs-Kurve dargestellt, wobei die Herleitung des Zug-Elastizitätsmoduls verdeutlicht wird [74]. Der Zug-Elastizitätsmodul E , welcher gemäß Qualitätssicherungsverfahrensanweisung (QVA) [71] ermittelt wurde, ist als Sekantenmodul durch den Quotient der Spannungsdifferenz zwischen 10 % und 50 % der Bruchspannung und der entsprechenden Dehnungsdifferenz definiert. Mit der in Abb. 2.2 eingezeichneten Spannungs-Dehnungs-Kurve ergibt sich damit ein Zug-Elastizitätsmodul von 66.128 MPa. Die ermittelten Einzelergebnisse aller Zugprüfungen an unvernähten und vernähten [A1-B-A2]-MAG-Proben wurden zur Berechnung von Mittelwerten und Standardabweichungen weiterverarbeitet oder als Einzelwerte in der Varianzanalyse verwendet.

Aussagen zur Querkontraktion konnten nicht abgeleitet werden, da sich die Messung mit Querextensometer als nicht zuverlässig herausstellte, da das Durchrutschen des Extensometers während der Prüfungen und nicht nachvollziehbar große Standardabweichungen eine umfassende Auswertung unmöglich machten.

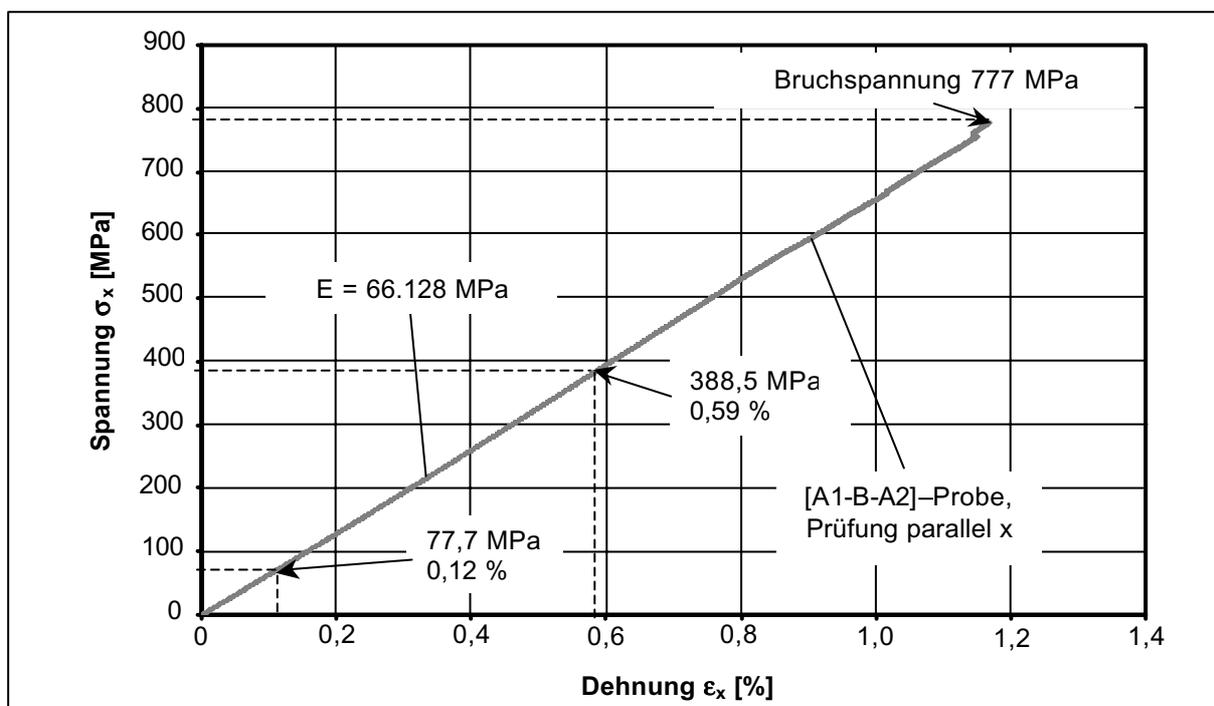


Abb. 2.2: Spannungs-Dehnung-Kurve zur Ermittlung des Zug-Elastizitätsmoduls

2.1.4 Quasistatische Druckversuche

Zur Ermittlung des Einflusses verschiedener Parameter auf den Druck-Elastizitätsmodul und die Druck-Festigkeit in der Laminebene wurden in Anlehnung an [75, 76] quasistatische Druckversuche bis zum Versagen des Probekörpers durchgeführt. Stand des Wissens ist, dass die experimentelle Ermittlung von Druck-Elastizitätsmodul und -festigkeit von geschichteten FKV im Vergleich zur Bestimmung von Zugeigenschaften aufgrund des komplexeren Versagensverhaltens komplizierter ist [77]. Aus diesem Grund wurde ein Verfahren mit möglichst hoher Sicherheit im Hinblick auf die Reproduzierbarkeit von Messergebnissen ausgewählt. Prinzipiell existieren zwei verschiedene Varianten, wie eine uniaxiale Druckbelastung in FKV-Probekörper eingebracht werden kann. Bei der einen Variante werden vergleichsweise kurze, gedrungene Probekörper über ihre Stirnseiten einer Druckbelastung ausgesetzt [78, 79]. Dies erfordert allerdings aufgrund der notwendigen Planparallelität der Stirnflächen eine sehr genaue Probekörperfertigung, was zeitaufwendig und kostenintensiv ist. Versuchsreihen mit end-loaded-Laminatproben zeigten große Streuungen [53], was sich bei vernähten Prüfkörpern erwartungsgemäß noch vergrößern dürfte. Im Gegensatz dazu können Druckkennwerte anhand von Flachproben ermittelt werden [80]. Dabei werden, ähnlich wie bei der Zugprüfung, über vergleichsweise große Seitenflächen Schubbelastungen eingebracht, die in dem zu prüfenden Probenbereich als einachsige Druckspannungen wirksam werden. Diese Art der Krafteinleitung wird auch als side-loaded oder shear-loaded bezeichnet. Die Fertigung dieser Probekörper erfordert keine besonders exakten Toleranzen. Aufgrund der gleichen Art der Krafteinleitung und der geringeren zu erwartenden Streuungen wurde das IITRI-Verfahren, Methode B, als Druckprüfverfahren mit side-loaded-Probekörpern ausgewählt. Diese Prüfung ist in der ASTM D3410 definiert und wird in [81, 82] detailliert beschrieben.

Hinsichtlich der Abmessungen für die Druckproben gelten gleiche Anforderungen, die bereits in Kapitel 2.1.3 bezüglich der Zugprobekörper beschrieben wurden. Deshalb wurde auch hier eine Probenbreite und -länge von 20 mm bzw. 150 mm festgelegt.

Allerdings betrug die freie Probenlänge gemäß [81] 10 mm, um Stabilitätsversagen ausschließen zu können.

Um zwischen den zug- und druckbelasteten Proben eine möglichst gute Vergleichbarkeit zu gewährleisten, war zunächst beabsichtigt, einen gleichen Laminataufbau zu untersuchen. Diesbezüglich mussten allerdings zwei Änderungen akzeptiert werden. Einerseits wurde während des Verlaufs der Arbeit die Herstellung des [B]-MAG durch den Halbzeuglieferanten modifiziert. Die ursprüngliche [0/90/0]-Schichtung wurde aufgeteilt in zwei einzelne Gelegeformen [B/2] mit einem [0/90]-Aufbau, bei welchen der Anteil der 90°-Fasern im Vergleich zum [B]-MAG halbiert wurde. Durch die zur Mittelebene symmetrische Anordnung von zwei [B/2]-MAG ist es möglich, die gleichen Faseranteile wie beim [B]-MAG zu realisieren. Andererseits wird im Flugzeugbau bei primär druckbelasteten Laminatstrukturen eine deutliche Erhöhung der Wanddicke gefordert, um das Risiko des Stabilitätsversagens zu minimieren. Für die vorliegende Untersuchung wurde daher eine Verdoppelung der Wanddicke im Vergleich zum Zuglaminat gefordert, was durch einen [A1-(B/2)_s-A2]₂ realisiert wurde. Für die Vergleichbarkeit des Elastizitätsmoduls und der Festigkeit unter einachsiger Zug- oder Druckbelastung haben diese Modifikationen keinen Einfluss.

Die Druckversuche wurden an der gleichen Prüfmaschine wie die Zugversuche durchgeführt. Allerdings konnten aufgrund der Konstruktion der Prüfvorrichtung die Verschiebungen nicht mit Extensometern aufgenommen werden. Aus diesem Grund wurden Dehnungsmessstreifen (Typ 3/120LY29, Firma HBM Messtechnik GmbH) auf die zu prüfenden Proben appliziert. Um überprüfen zu können, dass die Proben nicht ausknicken, wurden bei ausgewählten Probekörpern DMS doppelseitig aufgeklebt, wobei weder bei den unvernähten noch bei den vernähten Proben bei einer Belastung parallel oder senkrecht zur x-Richtung Stabilitätsversagen festgestellt werden konnte. Auch war bei keiner Probe anhand des Bruchverhaltens ein Hinweis auf Stabilitätsversagen erkennbar. Deshalb wurde davon ausgegangen, dass alle Probekörper einer einachsigen Druckbelastung bis zum Bruch ausgesetzt waren und die ermittelten Kennwerte zuverlässig sind.

2.1.5 Erfassung der Fehlstellen im Stichbereich

Das Vernähen von MAG-Preformen mit einem modifizierten Doppelsteppstich ist in Abb. 2.3 skizziert. Bei ebenen, endlosfaserverstärkten FKV verursacht jede in trockenem Zustand in Dickenrichtung eingebrachte Verstärkung Faser-verschiebungen. Durch die Faserverdrängung im Stichbereich entsteht nach der Harzimpregnierung in der Laminebene xy ein Reinharzgebiet und ein Bereich mit dem Nähgarn, was anhand von Schlibfbildern deutlich wird und in Abb. 2.4 dargestellt ist. Die gemessenen Fehlstellendaten dienen einerseits der Implementierung in das FE-Einheitszellenmodell zur Validierung und andererseits als Datenbasis zur Entwicklung von empirischen Ansätzen zur Beschreibung der Fehlstellenausbildung.

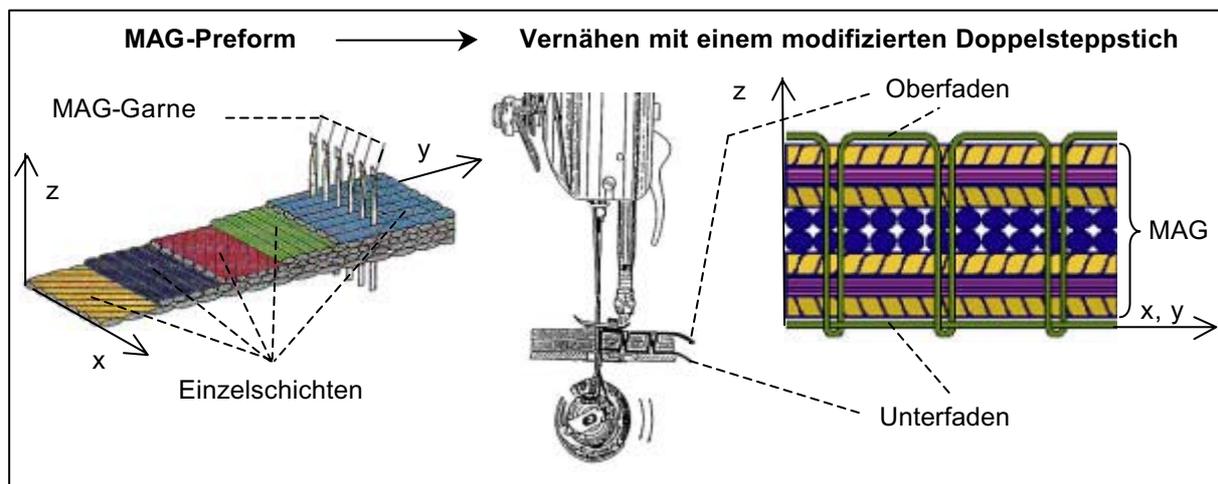


Abb. 2.3: Vernähen von MAG-Preformen (modifizierter Doppelsteppstich) [29, 44]

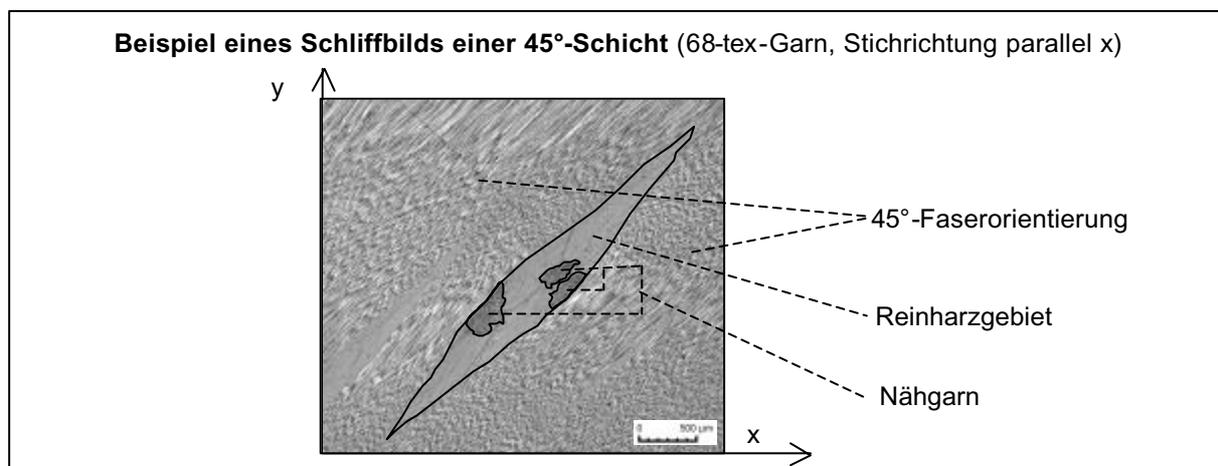


Abb. 2.4: Durch Vernähen verursachte Fehlstelle in einer 45°-Schicht (Schlibfebene parallel xy)

Bei der Erfassung der Fehlstellenausbildung wurden folgende Beobachtungen gemacht [83], die das weitere methodische Vorgehen maßgeblich beeinflussten:

- Durch das Nähgarn in Dickenrichtung (z) werden Fasern in der Preformebene (xy) verdrängt, wodurch bei der Imprägnierung Reinharzgebiete entstehen.
- Die Querschnittsfläche des Nähgarns im Laminat ist in allen Fällen wesentlich kleiner als die des Reinharzgebietes.
- Die Summe der Querschnittsfläche des Reinharzgebietes und des Nähgarns in der xy -Ebene einer Einzelschicht definieren die Fehlstellenfläche.
- Alle Fehlstellen weisen parallel zur Faserorientierung der Einzelschicht eine Länge L auf, deren Wert wesentlich größer ist als die Breite B senkrecht dazu.
- Es existieren zwei unterschiedliche geometrische Formen einer Fehlstelle: Parallelogramm (Typ A) oder Kanal (Typ B)

Die Definition relevanter Fehlstellenabmessungen für die beiden Fehlstellentypen ist in Abb. 2.5 beispielhaft dargestellt. In der linken Darstellung sind die Länge L , die Breite B und die Fläche A markiert, die bei allen Fehlstellen mit einer Parallelogrammgestalt (Typ A) gemessen wurden. Im rechten Teil ist ein Harzkanal dargestellt (Typ B). In einem solchen Fall wurde nur die Breite B gemessen. Unklar ist allerdings noch, unter welchen Umständen sich Typ A oder Typ B ausbildet.

Für jede Parameterkombination und Schicht wurden Fehlstellen von vier verschiedenen Stichen vermessen und ausgewertet, womit eine umfassende Analyse der Fehlstellenausbildung in vernähten Laminaten ermöglicht wurde.

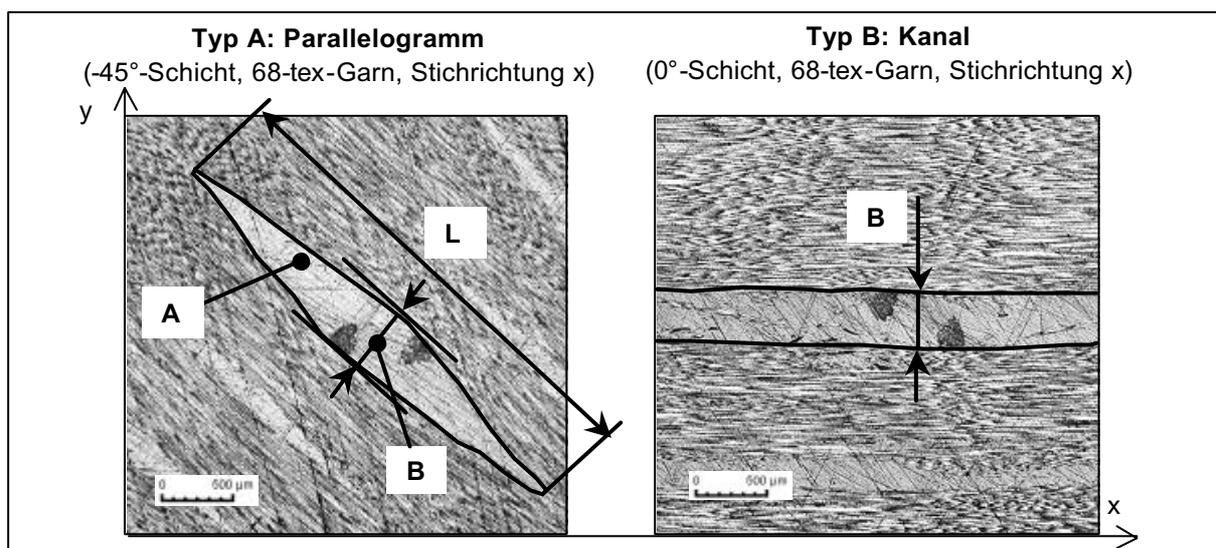


Abb. 2.5: Messung der Fläche A , der Länge L und der Breite B von Fehlstellen in vernähten Laminaten

2.1.6 Erfassung des Faservolumenanteils und der Wanddicke

Neben der Fehlstellenausbildung infolge des Vernähens müssen als weitere wichtige Größen der Faservolumenanteil und die Wanddicke betrachtet werden. Bei den vernähten Proben treten aufgrund der zusätzlich eingebrachten Stiche Änderungen des Faservolumenanteils und der Wanddicke im Vergleich zum unvernähten MAG-Laminat auf. Dies ist in erster Linie durch die Plattenherstellung mit dem Vakuuminfusionsverfahren zu erklären. Trotz Einhaltung der Fertigungsparameter für die Plattenherstellung gemäß Herstellerangaben von Hexcel Composites (Injektionstemperatur 120°C bis 135°C, Härtungstemperatur 180°C bei 90 Minuten Härtungszeit) wurden mehr oder weniger starke Änderungen der Wanddicke und des Faservolumenanteils durch Vernähen festgestellt. Da der Faservolumenanteil maßgeblich die Steifigkeits- und Festigkeitswerte von Laminaten beeinflusst, musste diese Größe zusätzlich aufgezeichnet werden.

Deshalb wurde für alle Parameterkombinationen der Faservolumenanteil φ_F anhand des Fasermassenanteils ψ_F und der Dichte der Komponenten Faser ρ_F und Matrix ρ_M gemäß Gl. 2.2 ermittelt [84]:

$$\varphi_F = \frac{1}{1 + \frac{1 - \psi_F}{\psi_F} \cdot \frac{\rho_F}{\rho_M}} \quad \text{Gl. 2.2}$$

Für ρ_F und ρ_M wurden Herstellerangaben verwendet (siehe Tabelle 2.3, Seite 40). Vor der Imprägnierung wurde die Masse der verwendeten Fasern der Preform gemessen. Nach der Konsolidierung wurden die geometrischen Abmessungen und die Masse der FKV-Platte bestimmt. Daraus leitet sich der Fasermassenanteil ψ_F des Verbundes und nach Gl. 2.2 der entsprechende Faservolumenanteil φ_F ab.

Vor der Prüfung wurden die Wanddicken und Breiten der Probekörper der unvernähten und vernähten Laminat gemessen, die für die Spannungsberechnung benötigt werden.

2.1.7 Varianzanalyse zur Charakterisierung wesentlicher Einflussgrößen

Ziel der Varianzanalyse ist es, signifikante Einflussparameter auf der Grundlage vorhandener Messwerte zu bestimmen und gegeneinander zu wichten. Anhand statistischer Methoden wird eine Aussage abgeleitet, ob ein Parameter mit einer definierten Wahrscheinlichkeit einen Einfluss auf einen gemessenen Kennwert hat. In Abb. 2.6 sind die berücksichtigten Einflussparameter den entsprechenden Kennwerten gegenübergestellt, für die Varianzanalysen durchgeführt werden.

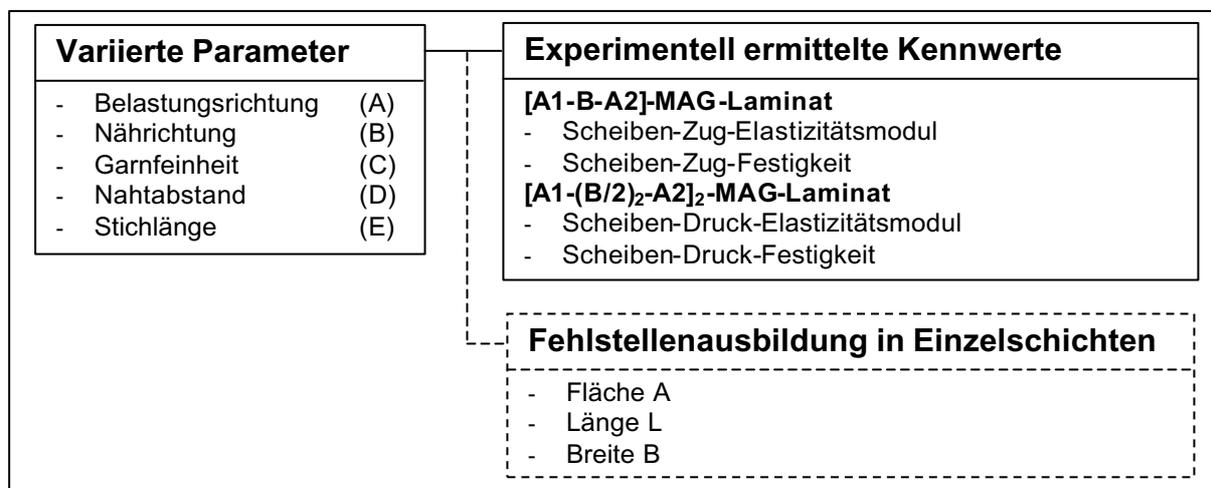


Abb. 2.6: Variierte Parameter und hinsichtlich Signifikanz untersuchte Kennwerte

Der Schwerpunkt der Varianzanalysen wurde in dieser Arbeit auf die Ermittlung signifikanter Einflussgrößen und deren Wechselwirkungen in Bezug auf die Steifigkeits- und Festigkeitskennwerte gelegt. Weitere Varianzanalysen hinsichtlich der Fehlstellenausbildung, die in Abb. 2.6 gestrichelt gekennzeichnet sind, wurden zwar auch durchgeführt, dienten aber primär als Vorarbeiten zum Aufbau des Elementarzellenmodells. Die Ergebnisse werden in Kapitel 4.1 dargestellt.

Bei der Planung und Durchführung der Experimente wurde darauf geachtet, einen Versuchsplan mit allen möglichen Parameterkombinationen zu gestalten. Nur unter dieser Voraussetzung ist es möglich, den Einfluss einzelner Parameter und deren Wechselwirkungen quantitativ eindeutig zu berechnen. Auf die Herleitung der benötigten Gleichungen zur Varianzanalyse wird an dieser Stelle verzichtet. Detaillierte Informationen sind in [85, 86] angegeben.

In Abb. 2.7 ist der prinzipielle Ablauf einer Varianzanalyse dargestellt. Im folgenden wird das Prinzip erläutert, um die prozentualen Anteile einzelner Parameter oder Wechselwirkungen P_i am Gesamteffekt einordnen zu können. Ausgegangen wird von einem vollständigen Versuchsplan mit insgesamt n einzelnen Messwerten bei i variierten Parametern. In den Schritten I bis IV werden die Einzelergebnisse entsprechend der jeweiligen Parametereinstellungen summiert. Ferner werden in VII Freiheitsgrade k_i im System ermittelt, die zur Berechnung der mittleren Quadratsummen der Parameter i und des Wiederholungsfehlers e_2 benötigt werden (Schritt V). Mit den mittleren Quadratsummen der Parameter i bezogen auf die Quadratsumme des Fehlers können in Schritt VI die F-Werte jedes einzelnen Parameters bestimmt werden. Diese F-Werte werden mit dem kritischen F-Wert F_{Krit} verglichen, um eine statistische Signifikanz feststellen zu können. Dazu muss in Schritt VIII vorab das Signifikanzniveau SN definiert werden. Die Größe SN legt die Wahrscheinlichkeit fest, mit der ein Parameter einen signifikanten Einfluss auf das Gesamtergebnis hat, wobei gebräuchliche Signifikanzniveaus 95 % oder 99 % sind. In dieser Arbeit wurde $SN = 95 \%$ gewählt, d. h. als Ergebnis wurde berechnet, ob ein Parameter oder eine Wechselwirkung mit einer Wahrscheinlichkeit von 95 % einen signifikanten Einfluss auf den untersuchten Kennwert hat. Um diese Signifikanzgrenze numerisch definieren zu können, wird eine F-Verteilung der Messwerte angenommen, die von dem Verhältnis von zwei Chi-Quadrat-Verteilungen entsprechend der Freiheitsgrade $k_{1,i}$ und k_2 ausgeht. Unter der Annahme der F-Verteilung kann anhand der Freiheitsgrade $k_{1,i}$ und k_2 der Messungen und des Signifikanzniveaus SN F_{Krit} berechnet oder aus entsprechenden Tabellen entnommen werden. In Schritt X werden die berechneten F_i -Werte der Parameter mit F_{Krit} verglichen. Ist $F_i > F_{\text{Krit}}$, so liegt eine statistisch nachgewiesene Signifikanz dieses Parameters vor. Im letzten Schritt XI werden die Ergebnisse in eine anschauliche Darstellungsweise mit einer Skala von 0 % bis 100 % Einfluss auf den untersuchten Kennwert umgerechnet. Dabei wird berücksichtigt, dass die prozentualen Anteile aller Parameter, Wechselwirkungen und des Wiederholungsfehlers 100 % ergeben müssen. Demnach kann mit den Messdaten für jeden Parameter i ein entsprechender Anteil des Parameters i am Gesamteffekt berechnet werden, was in Schritt XI als Anteil P_i ausgedrückt wird. Zum Verständnis des Wiederholungsfehlers e_2 wird darauf hingewiesen, dass dieser Wert ein Maß für

die Streuung im Gesamtsystem darstellt. Keinesfalls kann anhand des prozentualen Anteils des Wiederholungsfehlers P_{e2} auf die Streuung innerhalb einer Messreihe mit einer konkreten Parameterkombination geschlossen werden.

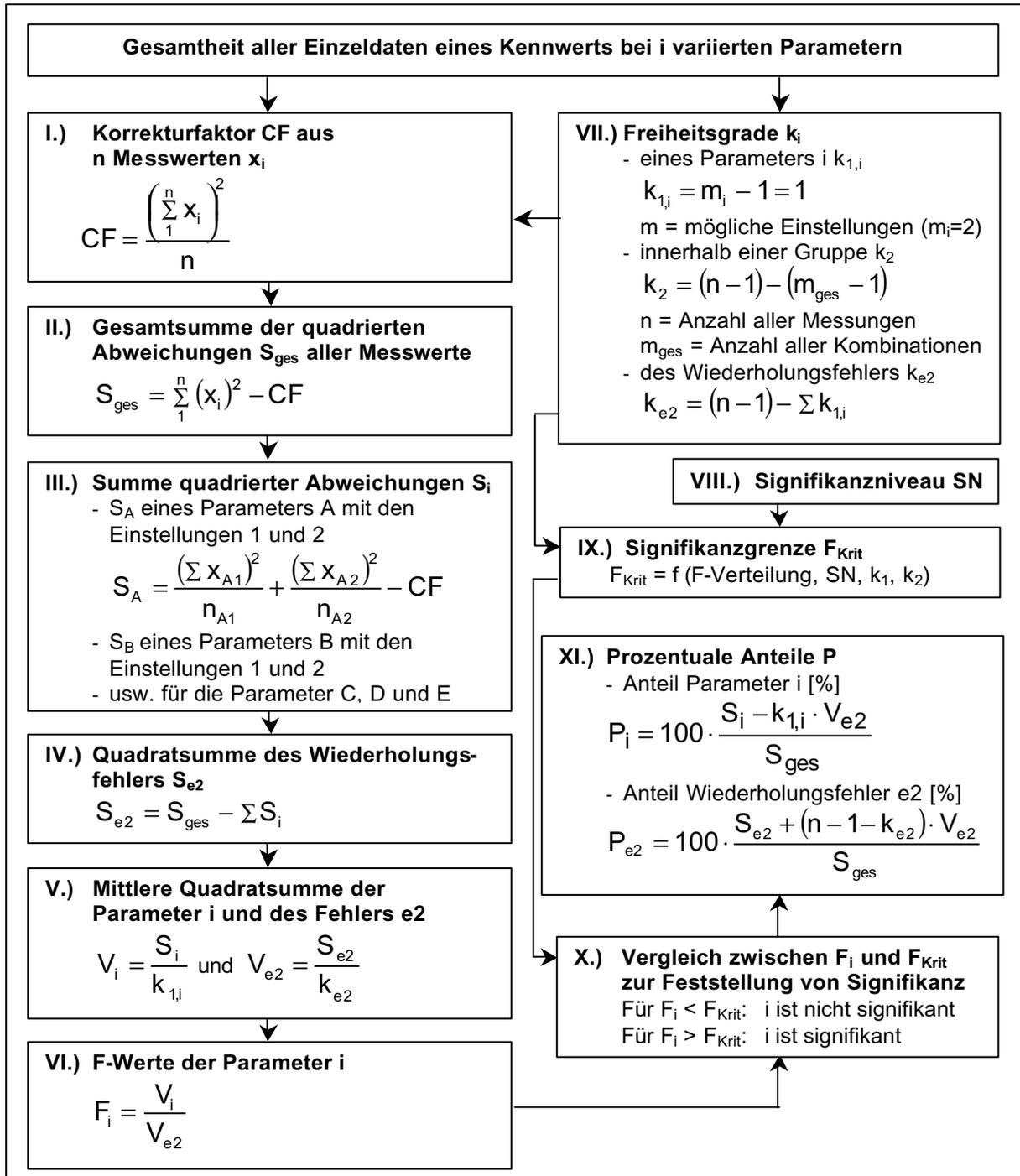


Abb. 2.7: Ablaufplan der Varianzanalyse zur Ermittlung signifikanter Parameter

2.2 Einheitszellenmodellierung

In Kapitel 2.2 wird die Methodik vorgestellt, ein FE-Elementarzellenmodell eines in Dickenrichtung vernähten Laminats vollständig zu implementieren. Dabei wird darauf geachtet, eine möglichst große Flexibilität hinsichtlich des Laminataufbaus, der Nähparameter und der Steifigkeitskennwerte zu gewährleisten. Zuerst müssen der Basisaufbau, d. h. die Einzelschichten mit den entsprechenden Schichtdicken sowie Faserorientierungen und der Faservolumenanteil des unvernähten Verbundes definiert werden. Jede Einzelschicht wird durch zwei Elemente mit quadratischem Ansatz in Dickenrichtung abgebildet. Darauf aufbauend wird im Koordinatenursprung ein zentraler Stich modelliert, wobei drei unterschiedliche Möglichkeiten zur Festlegung von Fehlstellenabmessungen berücksichtigt werden können. In Abhängigkeit des Stichmusters (Nahtabstand, Stichlänge und Stichrichtung) werden umliegende Stiche aufgebaut und die globalen Abmessungen der Elementarzelle in der Laminebene definiert. Zusätzlich wird ein Faserumlenkungsbereich in der Umgebung des Stichts berücksichtigt. Nacheinander werden alle Einzelschichten mit den entsprechenden Stichgeometrien und Faserumlenkungen aus quaderförmigen Volumenelementen aufgebaut. Aus dem Verhältnis der Querschnittsfläche eines Stichts zur Grundfläche der Einzelschicht in der Laminebene wird eine Anpassung des Faservolumenanteils durchgeführt. Der angepasste Faservolumenanteil $\varphi_{F,vern.}$ fließt über mikromechanische Beziehungen in die Berechnung der Steifigkeitskennwerte aller Einzelschichten ein.

Nach dem Aufbau der Elementarzelle (EZ) des vernähten Laminats werden unter Zugrundelegung eines zweidimensionalen Spannungszustandes nacheinander sechs Lastfälle entsprechend den jeweiligen Einheitsdeformationszuständen berechnet. Aus den Ergebnissen der FE-Berechnungen werden alle Koeffizienten der [ABD]-Steifigkeitsmatrix abgeleitet. Nach der Ermittlung der Nachgiebigkeitsmatrix werden die Ingenieurkonstanten wie der Elastizitätsmodul oder die Querdehnzahl berechnet.

Im letzten Schritt wird das Vorgehen bei einer theoretischen Variation von Nähparametern an einer vernähten UD-Schicht beschrieben. Das Ziel ist dabei, die Effekte unterschiedlicher Fertigungsparameter auf das Elastizitätsverhalten abzubilden.

Modellierung des vernähten Laminats

Die Modellierung der Einheitszelle eines vernähten Laminats ist durch einen modularen Aufbau (M1, M2 und M3) gekennzeichnet. Zum besseren Verständnis ist in Abb. 2.8 ein Ablaufplan dargestellt, wobei die benötigten Eingabeparameter den jeweiligen Modellierungsschritten zugeordnet sind. Die Modellierung erfolgt schichtenweise, wobei die einzelnen Schritte in den Modulen M1, M2 und M3 bis zum Aufbau der gesamten Elementarzelle eines vernähten Laminats gemäß des chronologischen Ablaufs der Modellierung erläutert werden.

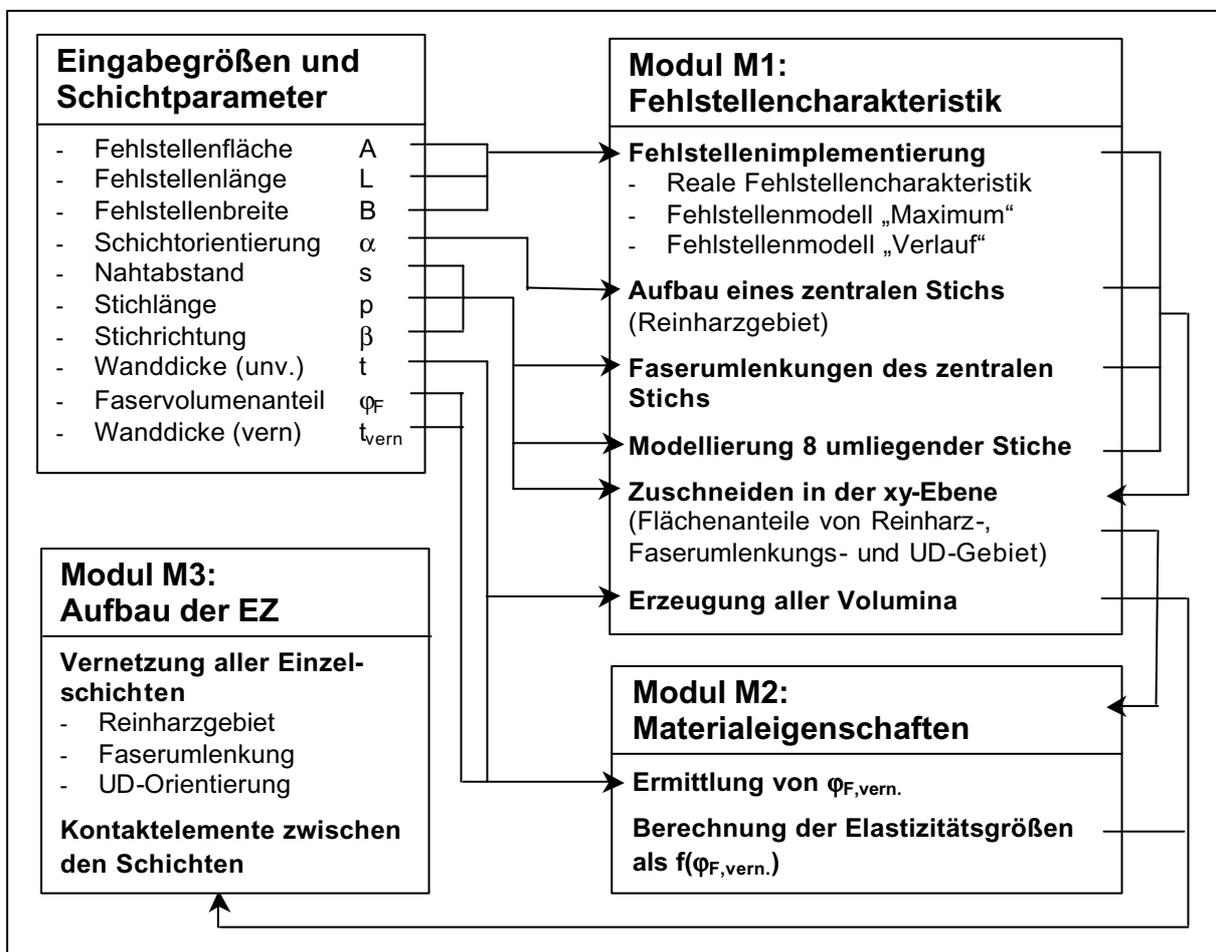


Abb. 2.8: Modularer Aufbau eines Elementarzellenmodells

Modul M1: Fehlstellencharakteristik

Je nach der Verfügbarkeit von Messdaten hinsichtlich der Fehlstellen im Laminat wird entschieden, auf welche Art und Weise die Abmessungen der Fehlstellen implementiert werden. Sind für alle Einzelschichten die Fehlstellenform (Typ A oder

B) und die jeweiligen Fehlstellenflächen und -längen oder die -breiten bekannt, so wird diese „reale Fehlstellencharakteristik“ eingegeben. Da diese Daten nur im Ausnahmefall vorhanden sein dürften, müssen andere Möglichkeiten zur Definition der Fehlstellencharakteristik genutzt werden.

Liegt ein vernähtes Laminat vor, so können die Fehlstellen zumindest in den äußeren Schichten vermessen werden. Bei allen Parameterkombinationen wurde festgestellt, dass immer in den Außenschichten die Fehlstellen mit den größten Flächen, Längen und Breiten vorhanden sind. Diese Daten werden für alle Schichten als konstant angenommen und es wird hierfür die Bezeichnung „Maximum“ eingeführt. Dabei bezieht sich diese Kennung auf die maximale Fehlstellengeometrie, nicht aber zwingend auch auf maximale Änderung von Kennwerten, was im folgenden näher erläutert wird.

Die dritte Möglichkeit besteht darin, die benötigten charakteristischen Fehlstellendaten mit einem theoretischen Ansatz abzuschätzen, der detailliert in Kapitel 4.1.1 vorgestellt wird. Dabei wird der „Verlauf“ der einzelnen Kennwerte über der Wanddicke auf der Grundlage aller gemessenen Flächen, Längen und Breiten nachgebildet. Unabhängig von der gewählten Art der Fehlstellenimplementierung sind damit die Fehlstellenform und die geometrischen Abmessungen in allen Einzelschichten definiert.

Auf die explizite Darstellung einer kanalförmigen Fehlstelle (Typ B) mit konstanter Breite B wird im Folgenden verzichtet, da sie einerseits selten auftritt und andererseits aufgrund der konstanten Breite vergleichsweise einfach zu modellieren ist. Die Breite B , die immer senkrecht zur Faserorientierung in der Einzelschicht angetragen wird, ist beim Typ B durch einen konstanten Wert definiert, und sie verläuft durch die gesamte Elementarzelle. Ein Gebiet der Faserumlenkung wird nicht modelliert, da durch die konstante Breite Fasern lediglich parallel verschoben, nicht aber aus der ursprünglichen Richtung abgelenkt werden.

In Abb. 2.9 ist das prinzipielle Vorgehen beim Aufbau der Fehlstelle (Typ A) in einer Einzelschicht exemplarisch für eine 45° -Schicht dargestellt. Aus Gründen der besseren Übersichtlichkeit wird darin auf die Darstellung der Faserumlenkungsbereiche verzichtet, deren Modellierung im Anschluss detailliert beschrieben wird.

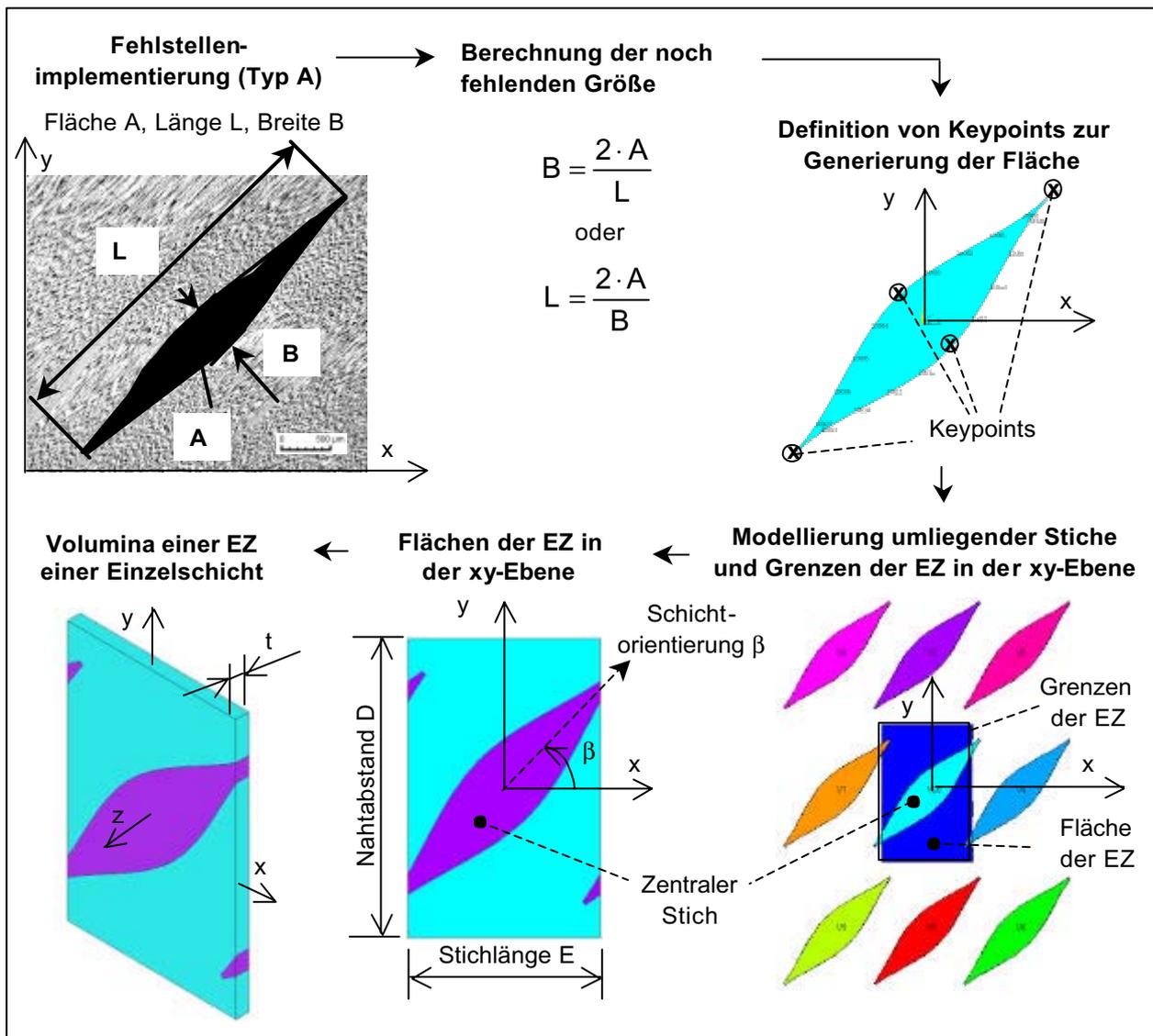


Abb. 2.9: Vorgehen beim Aufbau der vernähten Einzelschicht (Modul M1)

Bei dem Aufbau der vernähten Einzelschicht wird davon ausgegangen, dass neben der Fläche A entweder die Länge L oder die Breite B bekannt ist. Aus den vorhandenen Größen wird der fehlende dritte Kennwert rechnerisch bestimmt, wobei bei Typ A eine Parallelogrammkonstruktion vorausgesetzt wird. Weiterführende Untersuchungen zeigten, dass diese Approximation zulässig ist und bessere Ergebnisse hinsichtlich der Abbildungsgenauigkeit liefert als eine Ellipsenkonstruktion. Zuerst wird ein zentraler Stich mit dem Mittelpunkt im Koordinatenursprung modelliert. Dabei werden L und B bezogen auf die Orientierung der Einzelschicht im globalen xyz-KOS berücksichtigt, um vier Stützpunkte (Keypoints, Markierung \otimes) der Fehlstelle zu definieren.

Um die Faserumlenkung realistisch abzubilden, wird zwischen diesen Keypoints ein Kurvenzug definiert, der an den Endpunkten und in der Fehlstellenmitte tangential zur Schichtorientierung β verläuft. Damit kann die kontinuierlich verlaufende Begrenzung des Harzgebiets abgebildet werden. Zur besseren Approximation des Kurvenzugs wird jede Linie zwischen 2 Keypoints in jeweils 5 Teilstrecken unterteilt. Diese Maßnahme ist notwendig, um die gewünschte Fehlstellengeometrie bei unterschiedlichen Schichtorientierungen, Fehlstellenlängen und -breiten abbilden zu können. Aufgrund des spitzen Zulaufens der Fehlstelle in den Endbereichen entstehen dort nach der Vernetzung sehr ungünstige Elementformen. Um dies zu vermeiden, wird die Fehlstellenlänge auf 85 % des Ursprungswerts reduziert. Diese Reduktion wurde aus der Erfahrung bei der Modellierung abgeleitet, da sie einen guten Kompromiss zwischen akzeptablen Elementformen im Endbereich der Fehlstelle und möglichst geringer Reduktion der Fehlstellenfläche darstellt. Im folgenden Schritt werden unter Berücksichtigung der Nährichtung, des Nahtabstandes und der Stichelänge acht umliegende Stiche der Fehlstelle in der xy-Ebene generiert. Dadurch können Überschneidungen verschiedener Flächen auftreten, wodurch einige Gebiete doppelt definiert sein können. Durch verschiedene Bool'sche Operationen werden die überlappenden Flächen voneinander subtrahiert und neu gruppiert, wodurch sich in der xy-Ebene eine repräsentative Elementarzellenfläche mit einem zentralen Stich im Ursprung ergibt. Aus Abb. 2.9 wird deutlich, dass auch Fehlstellenflächen umliegender Stiche, die in die zu betrachtende EZ-Fläche hineinragen, berücksichtigt werden müssen. Im letzten Schritt wird die generierte EZ-Fläche in der Dickenrichtung z um den Betrag der Einzelschichtdicke t „extrudiert“, womit die Volumina des Reinharzgebiets und der UD-verstärkten Bereiche definiert sind.

Zur Abbildung der Faserumlenkung im Stichbereich müssen, je nach Fehlstellengeometrie und Parameterkonfiguration, unterschiedliche Modellierungen der Volumina im Umlenkungsgebiet realisiert werden (Abb. 2.10). Die Kantenlängen des rechteckig angenommenen Gebiets der Faserumlenkung wird durch die Fehlstellenlänge $0,85 \cdot L$ und die doppelte Fehlstellenbreite B senkrecht zur Schichtorientierung definiert. Innerhalb dieses Bereichs muss der Faserverlauf in der Einzelschicht nachgebildet werden, der durch einen Stich aus der ursprünglichen Orientierung herausgedrängt wird. Die Faserorientierung im Umlenkungsbereich wird

derart festgelegt, dass sie dem Verlauf der Fehlstelle in der xy-Ebene folgt. Die Modellierung dieser Volumenschichten ist ein zentraler Aspekt zur Abbildung der Faserdisorientierung und damit des Werkstoffverhaltens vernähter Lamine. In Abb. 2.10 ist der Entscheidungsbaum skizziert, der während der Modellierung der Faserumlenkung durchlaufen wird.

Zu Beginn wird eine angestrebte Elementkantenlänge EG definiert, die sich aus dem Minimalwert des Nahtabstands D und der Stichelänge E geteilt durch 15 ergibt. Damit ist sichergestellt, dass die Elementarzelle entlang der Seite mit der kleinsten Kantenlänge zumindest 15 Elemente aufweist. Um im folgenden Schritt eine sinnvolle Richtung der Faserumlenkung zu definieren, wird die zu berücksichtigende Fehlstellenbreite mit dieser Kantenlänge verglichen. Bei einer Fehlstelle mit einer Breite B kleiner oder gleich 1,5 mal der Elementkantenlänge EG kann die zu modellierende Faserumlenkung mit einer Gesamtbreite von 2 B mit 2 Schichten der Faserumlenkung ausreichend genau abgebildet werden. Dieser Fall ist in der linken oberen Darstellung in Abb. 2.10 exemplarisch bei einer 0°-Schicht dargestellt. Die Schichten der Faserumlenkung sind dabei parallel zur Faserorientierung in der Einzelschicht definiert. Liegt im Gegensatz dazu die Fehlstellenbreite B zwischen 1,5 und 3 mal der Elementkantenlänge EG, so wird die doppelte Anzahl an Schichten benötigt, um die Faserumlenkung ausreichend genau nachzubilden (4 Schichten). Dies ist in Abb. 2.10 rechts oben skizziert. Ist die Fehlstellenbreite B größer als die dreifache Elementkantenlänge EG, so treten große Faserumlenkungen im Verhältnis zu den Elementzellenabmessungen auf, was eine zusätzliche Fallunterscheidung unter Berücksichtigung der Faserorientierung der Einzelschicht erfordert. Bei einer 0°- oder 90°-Schicht wird, je nach der Breite B der Fehlstelle im Vergleich zur Elementkantenlänge EG, eine verschieden große Anzahl an Einzelschichten (8, 10 oder 14) zur Modellierung der umgelenkten Gebiete benötigt, deren exakte Zuordnung Abb. 2.10 zu entnehmen ist. Ähnliche Kriterien werden auch im Fall einer Schichtorientierung ungleich 0° oder 90° berücksichtigt. In dem Beispiel in Abb. 2.10 sind bei einer 45°-Schicht zusätzliche Faserumlenkungsbereiche umliegender Stiche dargestellt, die in die EZ hineinragen. Dabei handelt es sich um 4 Eckbereiche der Faserumlenkungen der umliegenden Stiche, die links und rechts (x-Richtung) sowie oben und unten (y-Richtung) angeordnet sind.

Die Einstufungen in Abb. 2.10 basieren auf stichprobenartigen Messungen der Faserverläufe in vernähten 0°, ±45°- und 90°-Schichten. Bei davon abweichenden Einzelschichtorientierungen sollten die generierten Faserumlenkungsbereiche überprüft werden, um mögliche Vernetzungsprobleme zu beseitigen.

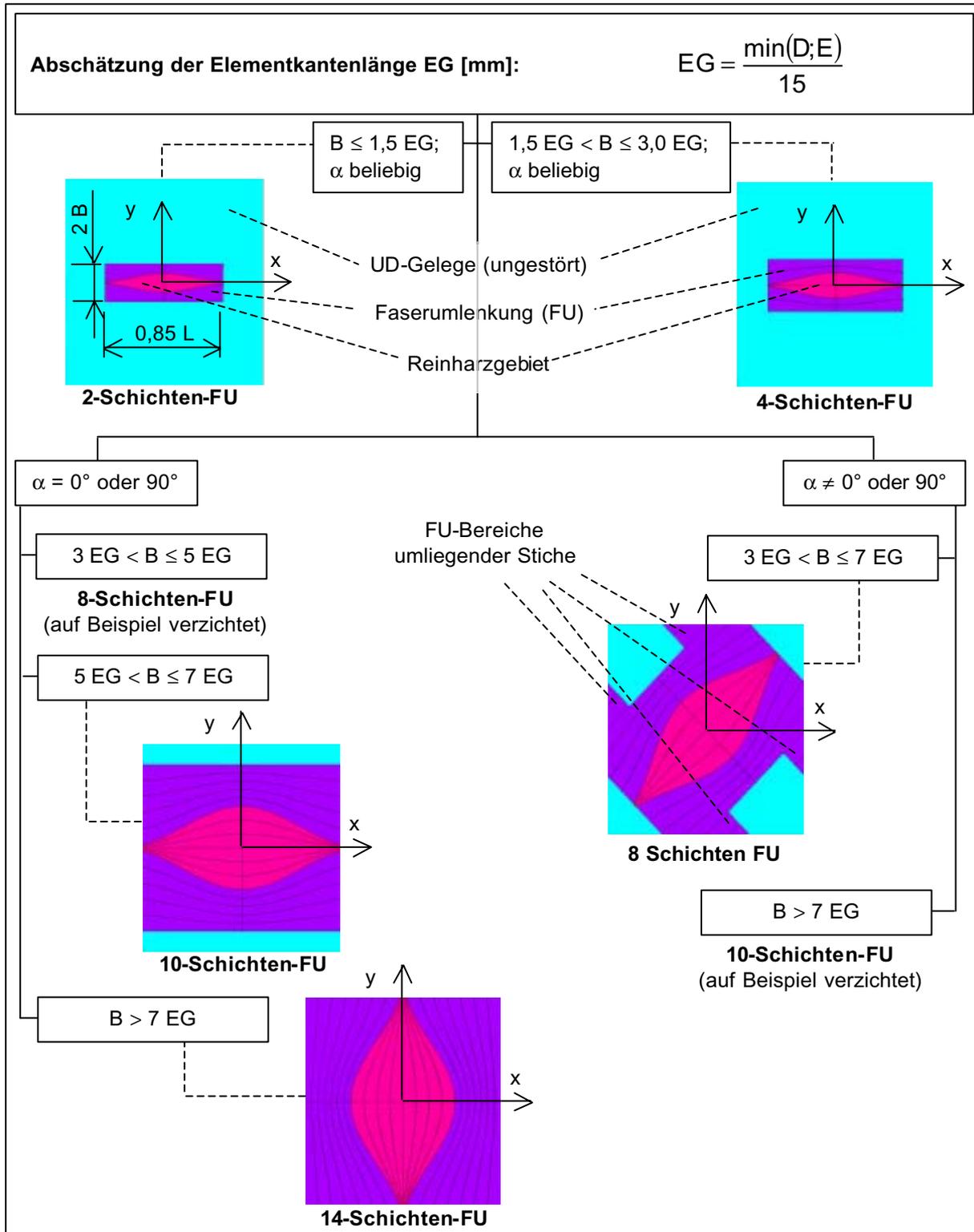


Abb. 2.10: Entscheidungsbaum zur Modellierung der Faserumlenkungen (FU)

Modul M2: Materialeigenschaften

Benötigte Elastizitätskennwerte eines Werkstoffelements werden auf der Grundlage mikromechanischer Beziehungen berechnet. In Tabelle 2.3 sind die implementierten Elastizitätskennwerte der verwendeten HTA-Faser [87, 88] und des Epoxidharzsystems RTM 6 [89] zusammenfassend angegeben.

Tabelle 2.3: Kennwerte der HTA-Faser und der Matrix RTM 6

HTA-Kohlenstofffaser (transversal isotrop)		
$E_{F,l}$	238.000	MPa
$E_{F,q}$	28.000	MPa
$\nu_{F,ql}$	0,23	1
$G_{F,ql}$	50.000	MPa
ρ_F	1,74	g/cm ³
Epoxidharzsystem RTM 6 (isotrop)		
E_M	2.890	MPa
ν_M	0,35	1
G_M	1.070	MPa
ρ_M	1,14	g/cm ³

Es wird davon ausgegangen, dass die Kohlenstofffaser transversal isotrope Elastizitätseigenschaften hat, was durch die unterschiedlichen Richtungszuweisungen längs (Index l) und quer (Index q) zur Faserrichtung gekennzeichnet wird. Beim Harzsystem hingegen wird isotropes Materialverhalten angenommen. Der Schub-Elastizitätsmodul G_M kann aus dem Zug-Elastizitätsmodul E_M und der Querdehnzahl ν_M aus folgender Beziehung hergeleitet werden [90]:

$$G_M = \frac{E_M}{2 \cdot (1 + \nu_M)} \quad \text{Gl. 2.3}$$

Mit den in Tabelle 2.3 angegebenen Elastizitätsgrößen der Komponenten Faser und Matrix und des Faservolumenanteils φ_F werden mit mikromechanischen Beziehungen die transversal isotropen Steifigkeitskennwerte eines unidirektional verstärkten Werkstoffelements berechnet. Dabei wird davon ausgegangen, dass alle Fasern parallel zueinander verlaufen und gleichmäßig über den Querschnitt verteilt

sind. Unter dieser Voraussetzung können die Steifigkeitskennwerte eines UD-Elements wie folgt berechnet werden [19, 91, 92].

$$E_{\parallel} = E_{F,l} \cdot \varphi_F + (1 - \varphi_F) \cdot E_M \quad \text{Gl. 2.4}$$

$$E_{\perp} = \frac{E_{F,l} \cdot \frac{E_M}{1 - (\nu_M)^2}}{\varphi_F \cdot \frac{E_M}{1 - (\nu_M)^2} + (1 - \varphi_F) \cdot E_{F,q}} \quad \text{Gl. 2.5}$$

$$G_{\parallel\perp} = \frac{G_{F,q} \cdot G_M^{(*)}}{G_{F,q} \cdot (1 - \varphi_F) + G_M^{(*)} \cdot \varphi_F} \quad \text{mit } G_M^{(*)} = \frac{E_M}{2 \cdot (1 + \nu_M) \cdot (1 - (\nu_M)^2)} \quad \text{Gl. 2.6}$$

$$\nu_{\parallel\perp} = \nu_{F,q} \cdot \varphi_F + (1 - \varphi_F) \cdot \nu_M \quad \text{Gl. 2.7}$$

$$\nu_{\perp Z} = \nu_{F,q} \cdot \varphi_F + (1 - \varphi_F) \cdot \nu_M \cdot \frac{\left(1 + \nu_M - \nu_{\parallel\perp} \cdot \frac{E_M}{E_{\parallel}}\right)}{\left(1 - (\nu_M)^2 + \nu_M \cdot \nu_{\parallel\perp} \cdot \frac{E_M}{E_{\parallel}}\right)} \quad \text{Gl. 2.8}$$

$$\nu_{\perp\parallel} = \nu_{\parallel\perp} \cdot \frac{E_{\perp}}{E_{\parallel}} \quad \text{Gl. 2.9}$$

$$G_{\perp Z} = \frac{E_{\perp}}{2 \cdot (1 + \nu_{\perp Z})} \quad \text{Gl. 2.10}$$

Zur Definition des angepassten Faservolumenanteils vernähter Lamine wird eine Materialaufteilung in der Einzelschicht, wie in Abb. 2.11 skizziert ist, angenommen.

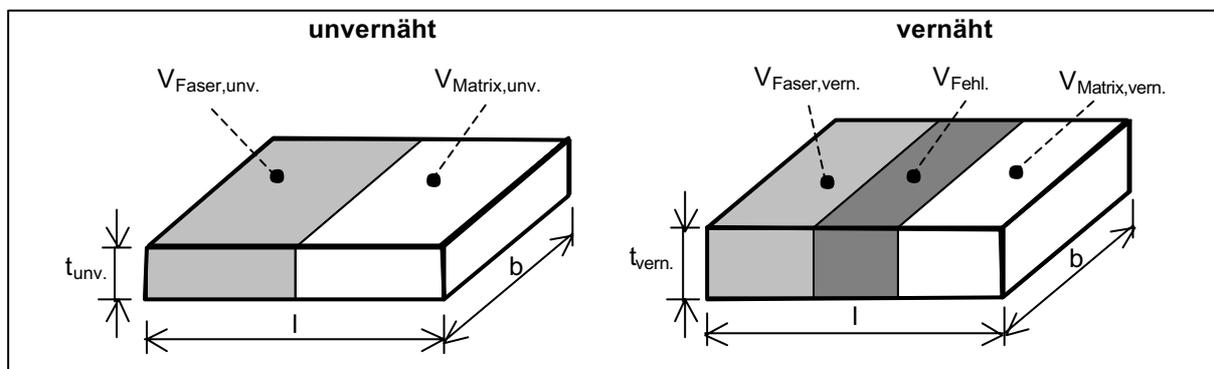


Abb. 2.11: Faser-, Matrix und Fehlstellenvolumen einer unvernähten und vernähten Einzelschicht

Das Volumen der Fasern V_{Faser} , der Matrix V_{Matrix} und, bei der vernähten Einzelschicht, das von der Fehlstelle eingenommene Volumen V_{Fehl} werden, wie in Abb. 2.11 dargestellt, getrennt voneinander betrachtet. Es liegen die Annahmen zugrunde, dass die Länge l und die Breite b konstant bleiben, woraus eine konstante Grundfläche A_{Ges} des Kontrollvolumens folgt. Aufgrund des verwendeten Herstellverfahrens (Vakuuminfusion) kann sich eine Laminatdickenänderung durch Vernähen einstellen. Allerdings bleibt das Volumen der MAG-Fasern im unvernähten und im vernähten Zustand konstant ($V_{\text{Faser,unv.}} = V_{\text{Faser,vern.}}$). Der Faservolumenanteil im unvernähten Laminat $\varphi_{\text{F,unv.}}$ ist definiert durch:

$$\varphi_{\text{F,unv.}} = \frac{V_{\text{Faser,unv.}}}{(V_{\text{Faser,unv.}} + V_{\text{Matrix,unv.}})} \quad \text{Gl. 2.11}$$

Im vernähten Zustand kann der Faservolumenanteil $\varphi_{\text{F,vern.}}$ im Laminat gemäß Gl. 2.12 ermittelt werden:

$$\varphi_{\text{F,vern.}} = \frac{V_{\text{Faser,vern.}}}{(V_{\text{Faser,vern.}} + V_{\text{Matrix,vern.}})} \quad \text{Gl. 2.12}$$

Werden in den Gln. 2.11 und 2.12 die Volumina als Funktion der jeweiligen Flächen A_i und der Wanddicken t_i eingesetzt und umgeformt, so kann der Faservolumenanteil $\varphi_{\text{F,vern.}}$ im UD-Bereich und im Gebiet der Faserumlenkung als Funktion der Schichtdicken t_i und der Flächen A_i angegeben werden:

$$\varphi_{\text{F,vern.}} = \frac{t_{\text{unv.}}}{t_{\text{vern.}}} \cdot \frac{A_{\text{ges}}}{A_{\text{ges.}} - A_{\text{Fehl.}}} \cdot \varphi_{\text{F,unv.}} \quad \text{Gl. 2.13}$$

Die benötigten Schichtdicken $t_{\text{unv.}}$ und $t_{\text{vern.}}$ wurden jeweils an den imprägnierten und ausgehärteten Probekörpern gemessen, die Fehlstellenflächen A_i ergeben sich aus dem Aufbau der Fehlstelle der EZ. Diese Flächen werden für die Abschätzung des Faservolumenanteils vernähter Lamine $\varphi_{\text{vern.}}$ direkt aus dem FE-Einheitszellenmodell entnommen.

Modul M3: Aufbau der Elementarzelle

In Modul M3 wird die Elementarzelle des vernähten Laminats vollständig aufgebaut. Hierzu müssen zwei aufeinanderfolgende Arbeitsschritte durchlaufen werden. Zuerst werden die Volumina der Einzelschicht aus M1 mit Volumenelementen vernetzt. Im zweiten Schritt werden die unabhängig voneinander aufgebauten Einzelschichten zu dem zu betrachtenden Laminat zusammengefügt, wobei geeignete Kontaktbedingungen definiert werden.

Es wurde bereits erwähnt, dass in einer Einzelschicht die unterschiedlichen Gebiete Reinharzgebiet, Faserumlenkung und UD-Bereich berücksichtigt werden müssen. Die Volumina werden in Modul M3 vernetzt, so dass die Werkstoffeigenschaften zugewiesen werden können. Diese Gebiete werden in Abb.2.12 anhand einer Draufsicht auf eine +45°-Schicht skizziert.

Bei den Quaderelementen solid186 und solid95 handelt es sich um Volumenelemente mit quadratischem Ansatz, d. h. zusätzlich zu den Knoten an den Eckpunkten existieren Mittelknoten, die die Deformationen genauer abbilden können als Elemente mit linearem Ansatz. Für das Gebiet der Faserumlenkung wurde das Element solid95 verwendet, bei dem eine Ausrichtung des Elementkoordinatensystems anhand der Elementkanten möglich ist. Diese Option bietet das für den Reinharz- und UD-Bereich verwendete Element solid186 nicht. Die Ausrichtung der x-Achse der Elemente (Faserrichtung) im Faserumlenkungsgebiet, die durch die Volumenschichten definiert ist, wird in Abb.2.12 exemplarisch durch eine Linie markiert.

Für das Reinharzgebiet werden die Materialkennwerte des Harzsystems RTM6 gemäß Tabelle 2.1 angenommen. Im UD-Bereich und im Gebiet der Faserumlenkung wird im Gegensatz dazu transversal isotropes Materialverhalten berücksichtigt. Zusätzlich muss der Faservolumenanteil des unvernähten Laminats $\varphi_{F,unv.}$ dahingehend angepasst werden, dass der Einfluss des Vernähens und die damit verbundenen Änderung des Faservolumenanteils ($\varphi_{F,vern.}$) in der Abschätzung der Elastizitätskennwerte des UD-Elements berücksichtigt wird.

Die bis zu diesem Punkt beschriebene Vorgehensweise in Modul M1, M2 und M3 wird für jede Einzelschicht angewendet. Nachdem alle Schichten vernetzt sind, wird ein Verbund mit idealer Verbindung zwischen den Einzelschichten zusammengefügt. Aufgrund der verschiedenen Faserorientierungen und Fehlstellenabmessungen kann

die Vernetzung für die Einzelschichten nicht einheitlich gestaltet werden. Dies bedeutet, dass eine definierte Positionierung einzelner Knoten in der Grenzfläche zwischen 2 Einzelschichten nicht möglich ist, was die idealer Verbindung zwischen zwei Schichten ermöglicht hätte. Somit muss die Grenzschicht durch zusätzliche Kontakt- und Zielflächen realisiert werden, die aus den Flächenelementen conta174 und targ170 aufgebaut sind. Diese Kontakt- und Zielflächenelemente dienen lediglich der Modellierung einer starren Verbindung zwischen 2 Einzelschichten unterschiedlicher Vernetzung, einen Einfluss auf mechanische Kennwerte haben sie allerdings nicht.

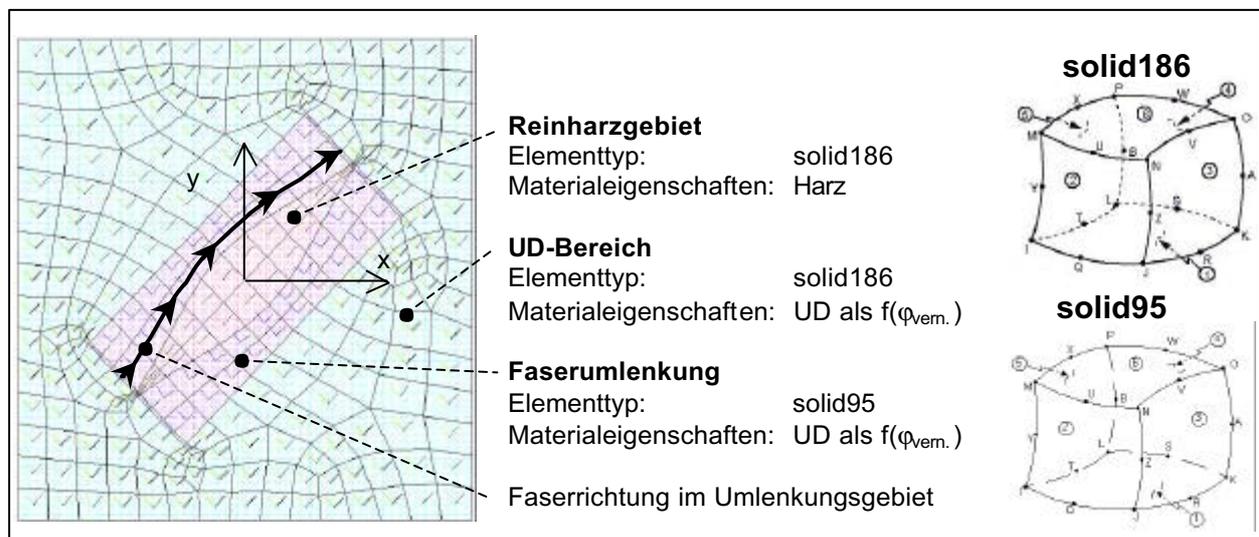


Abb. 2.12: Vernetzte 45°-Schicht mit Reinharz-, Faserumlenkungs- und UD-Gebiet

2.2.1 Randbedingungen und Ableitung der Ingenieurkennwerte

Nach dem vollständigen Aufbau einer Elementarzelle müssen sinnvolle Randbedingungen definiert werden, um das Elastizitätsverhalten abschätzen zu können. Folgende Annahmen liegen dem Modell zugrunde:

- (1) Es herrscht ein ebener Spannungszustand.
- (2) Eine zur Elementmittelfläche normale Gerade bleibt auch im verformten Zustand normal und gerade (Bernoulli-Hypothese).
- (3) Linear elastisches Materialverhalten wird vorausgesetzt.

Die Grundlage für die Herleitung der Randbedingungen bildet das Hooke'sche Gesetz für das anisotrope Scheiben-Plattenelement [93]:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N}_x \\ \mathbf{N}_y \\ \mathbf{N}_{xy} \\ \mathbf{M}_x \\ \mathbf{M}_y \\ \mathbf{M}_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad \text{Gl. 2.14}$$

Zum besseren Verständnis sind in Abb. 2.13 Normal- und Momentenflüsse an einem Werkstoffelement schematisch skizziert.

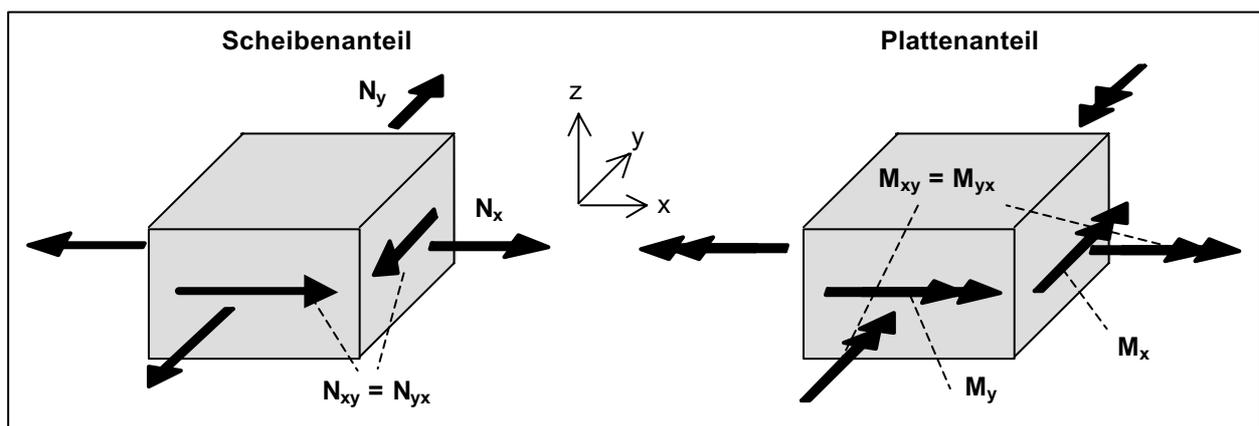


Abb. 2.13: Schnittgrößen an einem Werkstoffelement

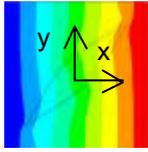
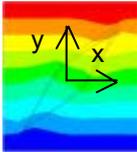
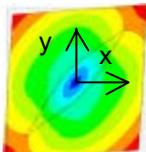
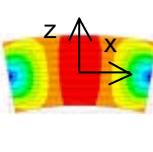
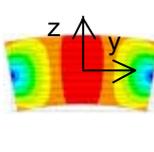
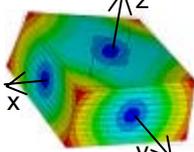
N_x , N_y und N_{xy} bezeichnen den Normalkraft- bzw. den Schubfluss in der Laminebene xy , und M_x , M_y und M_{xy} kennzeichnen den Biege- bzw. den Drillmomentenfluss. Die Scheibenverformungen sind durch die Normaldehnungen ϵ_x^0 und ϵ_y^0 sowie die Schiebung γ_{xy}^0 . Und die Plattendeformationen durch die Krümmungen κ_x , κ_y und die Drillung κ_{xy} gegeben.

Der linear-elastische Zusammenhang zwischen den Beanspruchungs- und Verzerrungsgrößen ist durch die sogenannte Steifigkeits- oder $[ABD]$ -Matrix definiert. Die Koeffizienten A_{ij} der Steifigkeitsmatrix werden auch als Scheibenanteil bezeichnet, während die Größen D_{ij} den Plattenanteil definieren. Zusätzlich besteht beim anisotropen oder orthotropen Laminat die Möglichkeit der Kopplung zwischen

Scheiben- und Plattengrößen. Ein anschauliches Beispiel für Scheiben-Platten-Koppeleffekte tritt bei einem [0/90]-Kreuzverbund auf, bei dem die Koeffizienten B_{11} und B_{12} in Gl. 2.14 ungleich 0 sind. Dadurch entsteht bei einer Belastung durch eine Normaldehnung ε_i^0 ein werkstoffbedingtes Biegemoment M_i , d. h. durch eine Scheibenverzerrung tritt auch eine Plattenbelastung auf.

Zur Bestimmung der Koeffizienten der [ABD]-Matrix werden sechs verschiedene Einheitszellenverzerrungszustände aufgebracht, berechnet und ausgewertet. In Tabelle 2.4 sind alle zu berechnenden Lastfälle dargestellt.

Tabelle 2.4: Berechnung der Koeffizienten der [ABD]-Matrix aus 6 Lastfällen

Lastfälle (Verschiebungsbild) mit Herleitung der Koeffizienten der [ABD]-Matrix					
$\varepsilon_x^0 \neq 0$	$\varepsilon_y^0 \neq 0$	$\gamma_{xy}^0 \neq 0$	$\kappa_x \neq 0$	$\kappa_y \neq 0$	$\kappa_{xy} \neq 0$
$\varepsilon_y^0 = \gamma_{xy}^0 = 0$	$\varepsilon_x^0 = \gamma_{xy}^0 = 0$	$\varepsilon_x^0 = \varepsilon_y^0 = 0$	$\varepsilon_x^0 = \varepsilon_y^0 = \gamma_{xy}^0 = 0$	$\varepsilon_x^0 = \varepsilon_y^0 = \gamma_{xy}^0 = 0$	$\varepsilon_x^0 = \varepsilon_y^0 = \gamma_{xy}^0 = 0$
$\kappa_x = \kappa_y = \kappa_{xy} = 0$	$\kappa_x = \kappa_y = \kappa_{xy} = 0$	$\kappa_x = \kappa_y = \kappa_{xy} = 0$	$\kappa_y = \kappa_{xy} = 0$	$\kappa_x = \kappa_{xy} = 0$	$\kappa_x = \kappa_y = 0$
					
$A_{11} = \frac{N_x}{\varepsilon_x}$	$A_{12} = \frac{N_x}{\varepsilon_y}$	$A_{16} = \frac{N_x}{\gamma_{xy}}$	$B_{11} = \frac{N_x}{\kappa_x}$	$B_{12} = \frac{N_x}{\kappa_y}$	$B_{16} = \frac{N_x}{\kappa_{xy}}$
$A_{12} = \frac{N_y}{\varepsilon_x}$	$A_{22} = \frac{N_y}{\varepsilon_y}$	$A_{26} = \frac{N_y}{\gamma_{xy}}$	$B_{12} = \frac{N_y}{\kappa_x}$	$B_{22} = \frac{N_y}{\kappa_y}$	$B_{26} = \frac{N_y}{\kappa_{xy}}$
$A_{16} = \frac{N_{xy}}{\varepsilon_x}$	$A_{26} = \frac{N_{xy}}{\varepsilon_y}$	$A_{66} = \frac{N_{xy}}{\gamma_{xy}}$	$B_{16} = \frac{N_{xy}}{\kappa_x}$	$B_{26} = \frac{N_{xy}}{\kappa_y}$	$B_{66} = \frac{N_{xy}}{\kappa_{xy}}$
$B_{11} = \frac{M_x}{\varepsilon_x}$	$B_{12} = \frac{M_x}{\varepsilon_y}$	$B_{16} = \frac{M_x}{\gamma_{xy}}$	$D_{11} = \frac{M_x}{\kappa_x}$	$D_{12} = \frac{M_x}{\kappa_y}$	$D_{16} = \frac{M_x}{\kappa_{xy}}$
$B_{12} = \frac{M_y}{\varepsilon_x}$	$B_{22} = \frac{M_y}{\varepsilon_y}$	$B_{26} = \frac{M_y}{\gamma_{xy}}$	$D_{12} = \frac{M_y}{\kappa_x}$	$D_{22} = \frac{M_y}{\kappa_y}$	$D_{26} = \frac{M_y}{\kappa_{xy}}$
$B_{16} = \frac{M_{xy}}{\varepsilon_x}$	$B_{26} = \frac{M_{xy}}{\varepsilon_y}$	$B_{66} = \frac{M_{xy}}{\gamma_{xy}}$	$D_{16} = \frac{M_{xy}}{\kappa_x}$	$D_{26} = \frac{M_{xy}}{\kappa_y}$	$D_{66} = \frac{M_{xy}}{\kappa_{xy}}$

Aufgrund der vorgegebenen Verzerrungen ergeben sich an allen Seitenflächen der Einzelschichten der EZ Knotenpunktkräfte und –momente, die zu resultierenden Kraft-, Schub-, Biege- und Drillmomentenflüssen summiert werden können. Setzt man die so berechneten Kraft- und Momentengrößen zu den Deformationen des jeweiligen Lastfalls ins Verhältnis, können alle Koeffizienten der zugehörigen Spalte der Steifigkeitsmatrix berechnet werden. In Tabelle 2.4 sind die Berechnungsgrundlagen der Koeffizienten A_{ij} (Scheibe), B_{ij} (Kopplung) und D_{ij} (Platte) entsprechend den Einheitsverzerrungslastfällen zugeordnet.

Da die [ABD]-Matrix symmetrisch ist, werden einzelne Kennwerte mehrmals mit verschiedenen Lastfällen berechnet. In Ausnahmefällen können sich deshalb geringfügige Unterschiede für die verschiedenen Lastfälle ergeben, die durch Rundungen während der Summation der Knotenpunktkräfte und -momente verursacht werden. Daher wird zur Bestimmung eines Koeffizienten grundsätzlich der arithmetische Mittelwert aus allen zur Verfügung stehenden Einheitsverzerrungszuständen verwendet.

Durch Inversion der [ABD]-Matrix wird die Nachgiebigkeitsmatrix $[A^*B^*D^*] = [ABD]^{-1}$ gebildet, aus der die Ingenieurkonstanten abgeleitet werden. Das nach Verformungen aufgelöste Elastizitätsgesetz wird wie folgt dargestellt [94]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_{xy}^0 \\ \kappa_y^0 \\ \kappa_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A^*_{11} & A^*_{12} & A^*_{16} & B^*_{11} & B^*_{12} & B^*_{16} \\ A^*_{12} & A^*_{22} & A^*_{26} & B^*_{12} & B^*_{22} & B^*_{26} \\ A^*_{16} & A^*_{26} & A^*_{66} & B^*_{16} & B^*_{26} & B^*_{66} \\ B^*_{11} & B^*_{12} & B^*_{16} & D^*_{11} & D^*_{12} & D^*_{16} \\ B^*_{12} & B^*_{22} & B^*_{26} & D^*_{12} & D^*_{22} & D^*_{26} \\ B^*_{16} & B^*_{26} & B^*_{66} & D^*_{16} & D^*_{26} & D^*_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad \text{Gl. 2.15}$$

Aus den Koeffizienten der $[A^*B^*D^*]$ -Nachgiebigkeitsmatrix werden globale Elastizitätskennwerte in Form von Ingenieurgrößen abgeleitet.

Tabelle 2.5: Berechnung der Ingenieurkonstanten des Laminatenelements aus der Nachgiebigkeitsmatrix (ebener Spannungszustand)

Scheiben-Kenngrößen			
Zug- und Schubmodul	$E_{x,Scheibe} = \frac{1}{A_{11}^* \cdot t_{ges}}$	$E_{y,Scheibe} = \frac{1}{A_{22}^* \cdot t_{ges}}$	$G_{xy,Scheibe} = \frac{1}{A_{66}^* \cdot t_{ges}}$
Scheiben-Querdehnzahl	$\nu_{xy,Scheibe} = -\frac{A_{12}^*}{A_{11}^*}$	$\nu_{yx,Scheibe} = -\frac{A_{12}^*}{A_{22}^*}$	
Platten-Kenngrößen			
Biege- und Torsionsmodul	$E_{x,Platte} = \frac{12}{D_{11}^* \cdot t_{ges}^3}$	$E_{y,Platte} = \frac{12}{D_{22}^* \cdot t_{ges}^3}$	$G_{xy,Torsion} = \frac{12}{D_{66}^* \cdot t_{ges}^3}$
Platten-Querdehnzahl	$\nu_{xy,Platte} = -\frac{D_{12}^*}{D_{11}^*}$	$\nu_{yx,Platte} = -\frac{D_{12}^*}{D_{22}^*}$	

Die Ingenieurkonstanten beschreiben vollständig das linear-elastische Elastizitätsverhalten des vernähten Laminats.

Entsprechend des Lastfalls wurden zusätzlich einzelne Knoten derart fixiert, damit keine Bewegungen der EZ im Raum möglich sind.

2.2.2 Modelle der Fehlstellencharakteristik

Die Fehlstellencharakteristik in den Einzelschichten vernähter Laminats wird mit der Fehlstellenfläche und -breite im Fall einer Parallelogrammform (Typ A) oder nur der Breite bei einer Kanalgeometrie (Typ B) erfasst. Die detaillierte Untersuchung eines Laminats durch Anfertigung von Schliiffbildern in allen Schichten für sämtliche Parameterkonfigurationen eignet sich aufgrund des immens hohen Zeit- und Kostenaufwands nicht für die allgemeine Anwendung. Vor diesem Hintergrund wurden die Modelle „Verlauf“ und „Maximum“ entwickelt, die basierend auf leicht zugänglichen Messergebnissen Aussagen hinsichtlich der zu erwartenden Fehlstellenausbildung ermöglichen. Folgende Annahmen liegen den beiden Modellvorstellungen zugrunde:

- (1) In über 95 % aller vermessenen Fehlstellen wurde eine Parallelogrammform (Typ A) festgestellt. Daher wurde nur der Typ A in den Einheitszellenmodellen für die Fehlstellenfläche A und -breite B berücksichtigt.
- (2) Bei allen Parameterkombinationen traten in den äußeren Schichten größere Fehlstellenflächen A, -breiten B und -längen L auf als in der Laminatmitte.

Fehlstellenmodell „Maximum“

Liegt ein vernähtes Laminat vor, können ohne großen Aufwand A, B oder L in den Außenschichten gemessen werden. Unter Berücksichtigung von Annahme (2) werden diese Maximalgrößen für die Berechnung in allen Schichten implementiert. Diese Variante stellt hinsichtlich der Fehlstellenabmessungen eine sehr konservative Möglichkeit dar. Vorteilhaft ist hier die einfache Ermittlung der benötigten Größen. Nachteilig ist aber, dass vernähte und ausgehärtete Lamine zur Verfügung stehen müssen, um die benötigten Größen an den Außenschichten messen zu können.

Fehlstellenmodell „Verlauf“

Mit der Entwicklung dieses Modells sollten zwei Zielforderungen erfüllt werden:

- (1) Alle gemessenen Kennwerte der Fehlstellen in allen Einzelschichten fließen in ein umfassendes Modell zur Herleitung der Fehlstellenausbildung ein.
- (2) Mit dem Fehlstellenmodell „Verlauf“ können A, B und L für beliebig gewählte Parameter Nährichtung, Garnfeinheit, Nahtabstand und Stichlänge abgeschätzt werden.

An dieser Stelle wird darauf hingewiesen, dass sich die mit den Modellen abgeschätzten Fehlstellenabmessungen nur auf einen $[A1-B-A2]$ - oder $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminataufbau beziehen, woraus kein Anspruch auf Allgemeingültigkeit abgeleitet werden kann. Konkret bedeutet dies, dass für andere Lamine mit textilen Halbzeugen - wie z. B. Gewebe mit den typischen Verschlaufungen - noch keine Vergleichsdaten zur Verfügung stehen, die die in Kapitel 3 angeführten Ergebnisse bestätigen oder widerlegen.

Das prinzipielle Vorgehen zur Abbildung der Fehlstellengeometrie über der Wanddicke eines vernähten Laminats wird in Abb. 2.14 am Beispiel des Einflusses

der Garnfeinheit C auf die Modellierung der Fehlstellenfläche A skizziert. Exemplarisch wird der [A1-B-A2]-Aufbau untersucht (I). Danach wird die zu modellierende Größe definiert (II). Die Fehlstellenfläche $A(z)$ über der Laminatdicke wird mit einem quadratischen Ansatz modelliert (Gl. V1). Dabei wird angenommen, dass die Koordinate z Werte zwischen 0 und der Gesamtdicke t_{ges} annehmen kann. In Schritt III fließen alle gemessenen Fehlstellenflächen der [A1-B-A2]-MAG-Lamine in Gl. V1 ein. Die Konstanten $a_{1,M}$ und $a_{2,M}$ werden numerisch mit der Methode der kleinsten Fehlerquadrate bestimmt. Alle Fehlstellenflächen können damit als Funktion der Dickenkoordinate z und der Gesamtdicke des Laminats t_{ges} beschrieben werden. Der Einfluss einzelner Parametereinstellungen auf die Ausbildung der Fehlstellenfläche A wird in Schritt IV berücksichtigt. In Abb. 2.14 wird dies am Beispiel des Parameters Garnfeinheit (C) mit den Einstellungen $C = 136 \text{ tex}$ oder $C = 68 \text{ tex}$ gezeigt. Je nach Parameterwahl wird der zugehörige Verlauf der Fehlstellenfläche im Laminat berechnet, um die Konstanten $a_{i,C,j}$ zu ermitteln. In IV wird also eine Aufteilung aller Messergebnisse eines Laminataufbaus gemäß den unterschiedlichen Einstellungen eines Parameters durchgeführt (z. B. Parameter C in Abb. 2.14). Dadurch wird direkt der Einfluss eines isolierten Parameters mit unterschiedlichen Einstellungen anhand der Gln. V3 und V4 ermittelt. Entsprechend den Messdaten der unterschiedlichen Einstellungen werden verschiedene Konstanten $a_{i,C,j}$ berechnet. Diese werden in Schritt V in die Berechnung der Gewichtungsfaktoren w_i integriert. Der Vorfaktor in Gl. V5 spiegelt die Ergebnisse aller Messungen des analysierten Parameters wieder, wobei der Klammerausdruck einer linearen Interpolation zwischen den experimentell untersuchten Einstellungen entspricht. Der Wert der Garnstärke C in Gl. V5 ist frei wählbar. In Arbeitsschritt VI fließen alle Resultate bezüglich der Ausbildung der Fehlstellenfläche zusammen. Durch Multiplikation aller Gewichtungsfaktoren w_i mit den Konstanten $a_{i,M}$ für alle Parameter in Gl. V7 und Gl. V8 werden die allgemeinen Konstanten a_1 und a_2 berechnet. Diese werden im letzten Schritt VII wiederum in eine quadratische Funktion zur Beschreibung der Fehlstellenfläche $A(z)$ eingesetzt (Gl. V9). Damit können, basierend auf allen Messdaten eines Laminataufbaus, die sich einstellenden Fehlstellenflächen bei beliebigen Parametereinstellungen abgebildet werden. Bei der Modellierung der Fehlstellenbreite B wird auf die gleiche Weise vorgegangen, wohingegen zur der Beschreibung der Länge L ein linearer Ansatz zugrunde liegt.

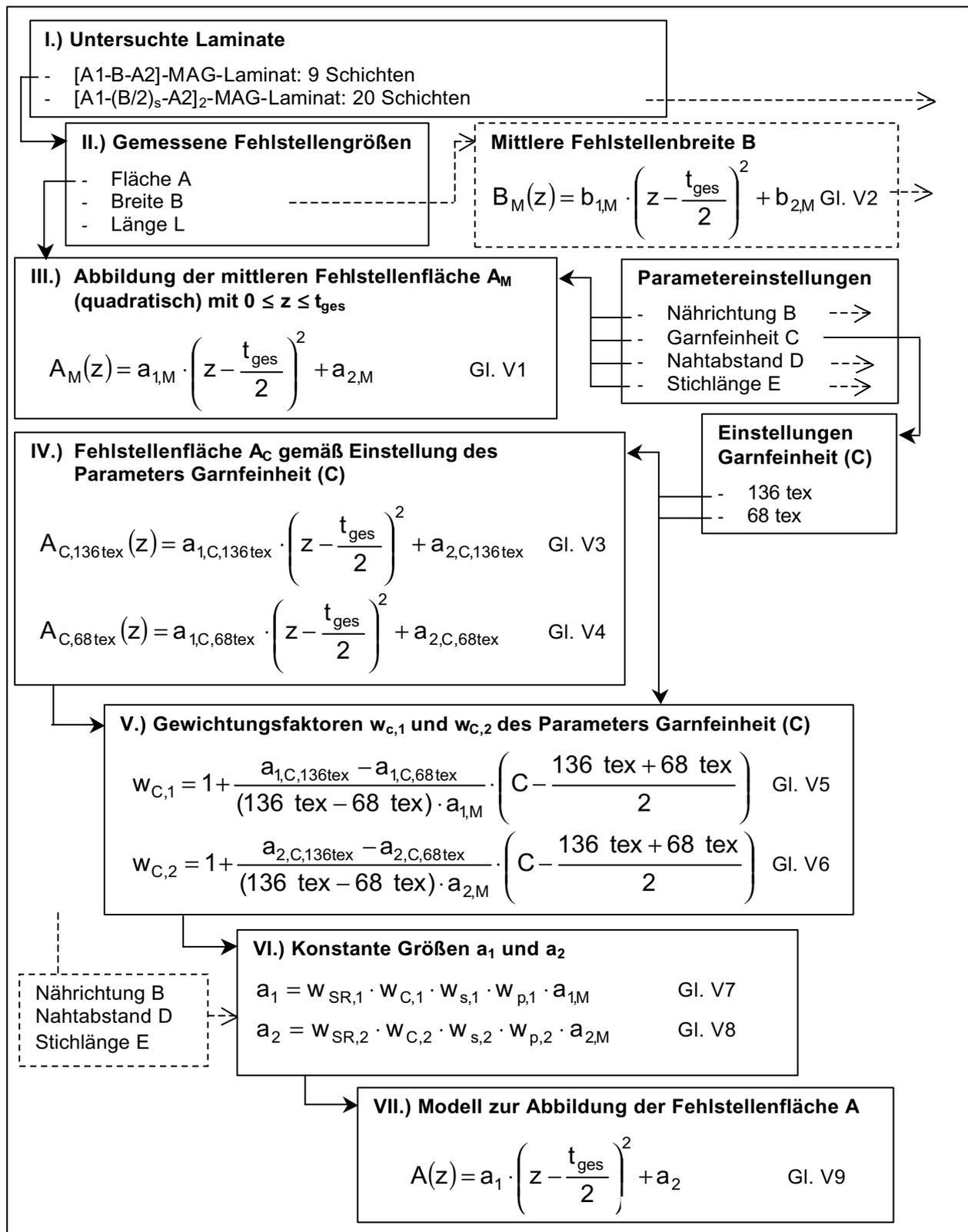


Abb. 2.14: Modell „Verlauf“: Ablaufplan zur Bestimmung der Fehlstellenfläche

2.2.3 Theoretische Parametervariation

In diesem Kapitel wird die Vorgehensweise dargestellt, wie anhand des entwickelten FE-Elementarzellenmodells der Einfluss der Fehlstellenausbildung auf das Elastizitätsverhalten vernähter UD-Laminat analysiert wird. Ziel dieser Untersuchung ist die Ableitung grundsätzlicher Tendenzen des Steifigkeitsverhaltens vernähter Laminat. Dabei wird die Analyse auf die Betrachtung der vernähten UD-Schicht beschränkt, da diese das Grundelement eines Laminats mit Endlosfaserverstärkung darstellt. Ist der Einfluss verschiedener Nähparameter auf das Elastizitätsverhalten der UD-Schicht bekannt, kann damit auf das Verhalten eines beliebig aufgebauten multidirektionalen Laminats geschlossen werden. In Abb. 2.15 sind die betrachteten Parametervariationen dargestellt. Ausgangspunkt aller Vergleiche ist eine FE-Elementarzelle einer vernähten Einzelschicht mit unidirektionaler Faserorientierung, was durch den grau unterlegten Bereich in Abb. 2.15 markiert ist. Die Fehlstellengeometrie (Fläche, Länge, Breite) in dieser Basis-UD-Elementarzelle (Basis-UD-EZ) über der Laminatdicke z wird als konstant angenommen. Die berechneten Elastizitätskennwerte der Basis-UD-EZ dienen als Bezugsgrößen für alle weiteren Variationen, die in zwei Gruppen eingeteilt werden können. Dabei wird einerseits untersucht, welchen Einfluss eine über der Laminatdicke veränderliche Form der Fehlstelle auf die Steifigkeitskennwerte hat, was im oberen Teil von Abb. 2.15 dargestellt ist. Der verarbeitungstechnische Hintergrund ist hierbei eine Veränderung der Garnspannungen von Ober- und Unterfaden. Durch unterschiedliche Spannungsverhältnisse können sich die Fehlstellen im Laminat auf verschiedene Arten ausbilden. Die Idealform stellt dabei den spannungsfreien Zustand der Nähgarne während der Imprägnierung dar, wobei die Fehlstellenabmessungen konstant über der Wanddicke sind. Je nach Spannungsverhältnis kann sich aber auch eine V- oder X-förmige Fehlstelle in Dickenrichtung ausbilden, was hier theoretisch untersucht wird. Andererseits wird der Einfluss des Stichmusters bei konstanter Fehlstellenabmessung über der Laminatdicke analysiert, was den Inhalt des unteren Teils in Abb. 2.15 darstellt. Bei allen Variationen in beiden Gruppen wird davon ausgegangen, dass die Fehlstellenbreite konstant ist, um eine Vergleichbarkeit mit den Ergebnissen der Basis-UD-EZ zu gewährleisten.

Prinzipiell können bei einer Variation der Fehlstellengeometrie über der Laminatdicke zwei unterschiedliche Formen auftreten. Auf der linken Seite im oberen Teil von Abb. 2.15 wird ein V-förmiger Verlauf einer Fehlstelle untersucht. Der verarbeitungstechnische Hintergrund dafür ist das Vernähen mit einem modifizierten Doppelsteppstich, wobei die Verknötungslage auf der Unterseite des Laminats angenommen wird. Die Oberfadenspannung ist so gewählt, dass eine zunehmende Aufspreizung der Fasern zur Oberseite hin zu beobachten ist. Im ersten Fall V1 wird eine moderate Aufspreizung betrachtet, wobei festgelegt wird, dass das Gesamtvolumen der Fehlstelle gleich dem Fehstellenvolumen der Basis-UD-EZ ist. Eine extremere Form der Faseraufspreizung wird in V2 analysiert, wobei das Volumen der Fehlstelle doppelt so groß ist wie das Volumen der Basis-UD-EZ.

Ferner ist vorstellbar, dass mit einem gewöhnlichen Doppelsteppstich gearbeitet wird. Dabei stellt sich die Verknötungslage idealerweise in der Laminatmitte ein, wo auch die geringste Fehlstellenfläche angenommen wird. Wenn die Oberfadenspannung im Vergleich zur Unterfadenspannung zu hoch ist, entsteht ein X-förmiger Verlauf der Fehlstelle über der Laminatdicke. In der Variation X1 wird ein ebenfalls moderater Verlauf der Fehlstellenfläche angenommen, wobei wiederum das Gesamtvolumen der Fehlstelle gleich dem Fehstellenvolumen der Basis-Elementarzelle ist. Durch eine gleichzeitige Steigerung von Ober- und Unterfadenspannung entsteht eine größere Aufspreizung hin zu den Außenschichten des Laminats (X2). Hierbei wird wiederum angenommen, dass das Fehstellenvolumen in X2 doppelt so groß ist wie das in der Basiselementarzelle.

Anhand der Variationen der Fehlstellenformen in Basis-UD-EZ, V1, V2, X1 und X2 werden Scheiben-Steifigkeitskennwerte berechnet, wobei die Belastungsrichtung der UD-Schicht zwischen 0° und 180° betrachtet wird. Damit kann aus einer Darstellung der Einfluss von variierenden Fehlstellenformen und Verläufen über der Laminatdicke beurteilt werden (Vergleich 1). Im unteren Teil in Abb. 2.15 wird auf ähnliche Art der Einfluss des Stichmusters bei gleicher Stichdichte (linker Teil) und der Einfluss der Fehlstellengröße bei konstanter Querschnittsfläche (rechter Teil) analysiert. Mit den Darstellungen der Steifigkeitskennwerte (Vergleich 2) können daraus Aussagen abgeleitet werden, welchen Einfluss bestimmte Verhältnisse zwischen Nahtabstand und Stichlänge auf diese haben oder wie sich eine Änderung der Fehlstellengröße bei gleichbleibendem Stichmuster auswirkt.

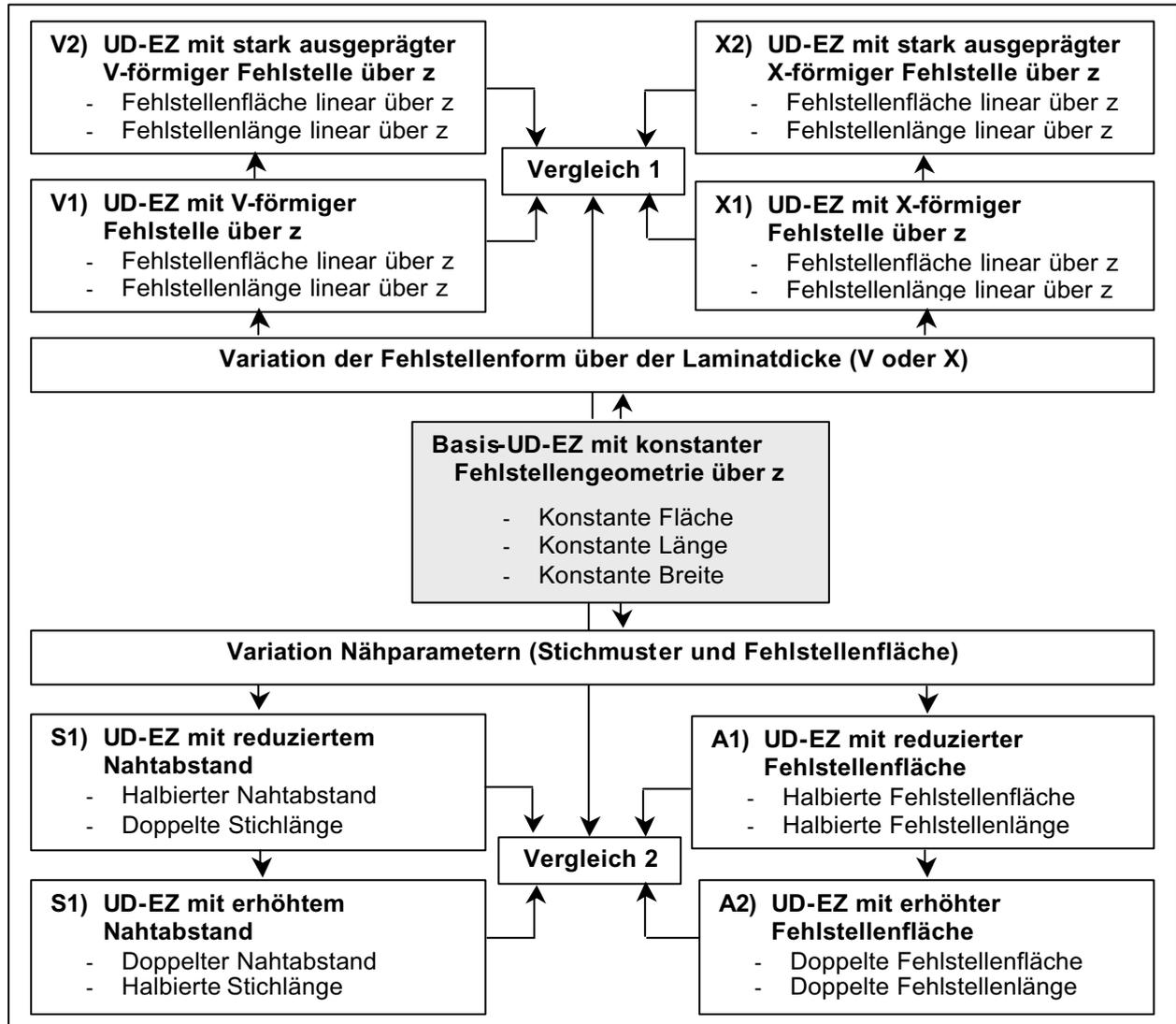


Abb. 2.15: Untersuchung des Einflusses von Fehlstellenform und Nähparametern auf das Elastizitätsverhalten einer vernähten UD-Schicht

3 Experimentelle Untersuchungen zum Einfluss des Vernähens auf Steifigkeits- und Festigkeitseigenschaften

In Kapitel 3 werden zunächst die experimentellen Ergebnisse unvernähter und vernähter CF-MAG-Laminats vorgestellt. Dabei wird der Einfluss der Parameter Stich- und Belastungsrichtung, Garnfeinheit, Nahtabstand und Stichlänge auf Elastizitätsmodul und Festigkeit untersucht. Alle Experimente wurden quasistatisch durchgeführt. Um den Einfluss des zusätzlichen Vernähens anschaulich darzustellen, dienten die Ergebnisse der unvernähten MAG-Laminats als Referenzwerte.

Zuerst wird auf den Einfluss verschiedener Parameter auf Zug-Elastizitätsmodul und -festigkeit des 9-schichtigen [A1-B-A2]-CF-MAG-Laminats eingegangen. Hierbei waren teilweise deutliche Reduktionen des Elastizitätsmoduls und der Festigkeit im Vergleich zum unvernähten Verbund zu beobachten. Die Varianzanalyse der experimentellen Ergebnisse zeigte einen dominierenden Einfluss der Garnfeinheit.

An dem [A1-(B/2)_s-A2]₂-Laminataufbau wird anschließend der Einfluss der verschiedenen Nähparameter auf den Druck-Elastizitätsmodul und die -festigkeit untersucht. Deutliche Änderungen dieser Kennwerte durch das zusätzliche Vernähen wurden nur bei der Druckfestigkeit, nicht aber beim Druck-Elastizitätsmodul festgestellt. Ferner zeigte die Varianzanalyse, dass bei der Druckbelastung die Belastungsrichtung gegenüber den anderen Parametern den größten Einfluss hat.

Weiterhin werden Änderungen des Faservolumenanteils und der Wanddicke durch die eingebrachten Stiche dargestellt und diskutiert.

Durch jede Verstärkung werden Fasern in der Preforme Ebene verdrängt, wodurch Reinharzgebiete als Fehlstellen im Laminat entstehen. Um charakteristische Fehlstellengrößen vermessen zu können, wurden Schliffbilder angefertigt. Zur Beschreibung des Verlaufs der Fehlstellenfläche und der -breite über der Laminatdicke wird ein quadratischer Modellansatz vorgeschlagen, wohingegen für die Länge eine lineare Beschreibung eine bessere Approximation an die Messwerte der Schliffbilder liefert.

3.1 Ergebnisse der Zugversuche

Insgesamt wurden aus 18 Platten mit einem [A1-B-A2]-MAG-Laminataufbau 144 Probekörper präpariert, wovon jeweils 72 parallel und senkrecht zur x-Richtung einachsig auf Zug bis zum Bruch belastet wurden. Aus jeweils 8 Einzelprüfungen mit unvernähten Laminaten parallel zu den Richtungen x und y wurden der Zug-Elastizitätsmodul und die Zugfestigkeit ermittelt, die als Referenzwerte für alle weiteren Untersuchungen verwendet wurden. Die Preformen wurden so vernäht, dass pro Platte zwei Stichmuster anhand von jeweils 4 Einzelproben untersucht werden konnten. Dabei war der Wert des Nahtabstands jeder Platte konstant mit einem Wert von 5,0 mm bzw. 3,3 mm. Allerdings änderte sich die Stichlänge von 5,0 mm auf 3,3 mm innerhalb einer Platte.

Anhand der Rohdaten wurden der Elastizitätsmodul und die Festigkeit gemäß Qualitätssicherungsverfahrensanweisung (QVA) [71] ermittelt und statistisch ausgewertet, was in drei Schritten erfolgte. Zuerst werden tabellarisch die Mittelwerte und Standardabweichungen für das unvernähte und vernähte Laminat angegeben. Im zweiten Schritt werden alle Einzelmessungen als Funktion des z-Verstärkungsfaktors RF aufgetragen, um zu überprüfen, welchen Einfluss die Menge der eingebrachten Verstärkungen auf die genannten Kennwerte hat. Im letzten Schritt werden die Messdaten in einer Varianzanalyse weiterverarbeitet, um den Anteil einzelner Parameter und deren Wechselwirkungen untereinander vergleichen zu können. Neben einem vertieften Verständnis für qualitative und quantitative Effekte des zusätzlichen Vernähens in Dickenrichtung auf die genannten Kennwerte werden die Resultate dieser Analyse für den Aufbau des FE-Einheitszellenmodells genutzt.

3.1.1 Scheiben-Zug-Elastizitätsmodul

Zur experimentellen Charakterisierung des Einflusses des Vernähens auf den Zug-Elastizitätsmodul von [A1-B-A2]-MAG-Laminaten werden insgesamt 132 Einzelversuche ausgewertet. Der Zug-Elastizitätsmodul unvernähter und vernähter Laminat ist in Tabelle 3.1 zusammenfassend in Form von Mittelwert und Standardabweichung (SA) dargestellt. Im linken Teil in Tabelle 3.1 sind alle Resultate

der Prüfungen parallel zur Richtung x dargestellt (u_x und Nr. 1 – 16, siehe Tabelle 2.2, Seite 22), wobei u_x für die Ergebnisse der unvernähten [A1-B-A2]-MAG-Laminats steht. Im rechten Teil der Tabelle 3.1 sind die Ergebnisse parallel zur Richtung y aufgeführt (u_y und Nr. 17 – 32, siehe Tabelle 2.2). Der Mittelwert des Zug-Elastizitätsmoduls der unvernähten Laminats u_x und u_y wird als Referenzwert für die entsprechenden Richtungen x und y zu jeweils 100 % gesetzt. Der Zug-Elastizitätsmodul $E_{i,Zug}$ wird durch das zusätzliche Vernähen im allgemeinen reduziert. Die Kennwerte der Konfigurationen 25 und 26 liegen zwar auf dem Niveau des Zug-Elastizitätsmoduls des unvernähten Laminats, wohingegen in allen anderen Fällen mehr oder weniger ausgeprägte Reduktionen zu verzeichnen sind. Bei Konfiguration 24 war die maximale Reduktion des Zug-Elastizitätsmoduls auf 71 % im Vergleich zum unvernähten Laminat festzustellen. Dort wurde mit einem 136-tex-Garn mit minimalem Nahtabstand von 3,3 mm und kleinster Stichlänge von 3,3 mm parallel zur Richtung x vernäht und senkrecht dazu geprüft. Hier wird deutlich, dass eine Vielzahl von Parametern gleichzeitig betrachtet werden muss, um ein Ergebnis umfassend interpretieren zu können.

Tabelle 3.1: Zug-Elastizitätsmodul unvernähter und vernähter [A1-B-A2]-MAG-Laminats

	n	$E_{x,Zug}$	$\pm SA$	$E_{x,Zug}$	$\pm SA$		n	$E_{y,Zug}$	$\pm SA$	$E_{y,Zug}$	$\pm SA$
Nr.	[1]	[MPa]	[MPa]	[%]	[%]	Nr.	[1]	[MPa]	[MPa]	[%]	[%]
u_x	6	71.472	3.015	100,0	4,2	u_y	5	29.139	1.122	100,0	3,9
1	4	65.782	2.086	92,0	2,9	17	4	25.625	1.479	87,9	5,1
2	4	63.903	1.351	89,4	1,9	18	4	27.713	1.011	95,1	3,5
3	3	63.880	1.983	89,4	2,8	19	4	25.615	1.618	87,9	5,6
4	4	66.174	1.748	92,6	2,4	20	3	24.897	2.620	85,4	9,0
5	3	61.702	1.398	86,3	2,0	21	4	25.145	1.112	86,3	3,8
6	4	61.501	2.629	86,0	3,7	22	4	25.740	1.262	88,3	4,3
7	4	67.376	1.608	94,3	2,3	23	4	24.959	1.347	85,7	4,6
8	4	61.761	1.437	86,4	2,0	24	3	20.695	1.043	71,0	3,6
9	3	66.205	2.962	92,6	4,1	25	4	29.230	1.147	100,3	3,9
10	4	68.707	2.837	96,1	4,0	26	4	30.271	1.179	103,9	4,0
11	3	63.959	2.058	89,5	2,9	27	4	27.080	1.102	92,9	3,8
12	4	68.080	5.455	95,3	7,6	28	4	26.313	1.658	90,3	5,7
13	4	63.455	3.316	88,8	4,6	29	4	25.929	1.061	89,0	3,6
14	4	54.624	2.034	76,4	2,8	30	3	24.244	977	83,2	3,4
15	4	70.534	7.338	98,7	10,3	31	4	26.713	1.090	91,7	3,7
16	4	60.771	1.103	85,0	1,5	32	4	25.929	1.981	89,0	6,8

Zur Veranschaulichung aller Ergebnisse aus Tabelle 3.1 wird in Abb. 3.1 der experimentell ermittelte Zug-Elastizitätsmodul als Funktion des z-Verstärkungsfaktors RF (Gl. 2.1) aufgetragen, wobei die Zahlenwerte in Klammern die Anzahl der jeweiligen Einzelmessungen anzeigen. Aus Tabelle 3.1 und Abb. 3.1 kann die Aussage abgeleitet werden, dass eine Steigerung des Anteils an Verstärkungsgarn in Dickenrichtung in ein [A1-B-A2]-MAG-Laminat eine Reduktion des Zug-Elastizitätsmoduls im Vergleich zum Verbund verursacht. Der Verlauf kann durch eine Gerade abgebildet werden, wobei die Approximationsgüte durch das R^2 angegeben wird.

Eine Steigerung der Menge an Verstärkungsmaterial kann dadurch erfolgen, dass entweder die Stichdichte durch Verkleinerung des Nahtabstands bzw. der Stichlänge gesteigert wird oder die Garnstärke wird bei gleichbleibendem Stichmuster erhöht.

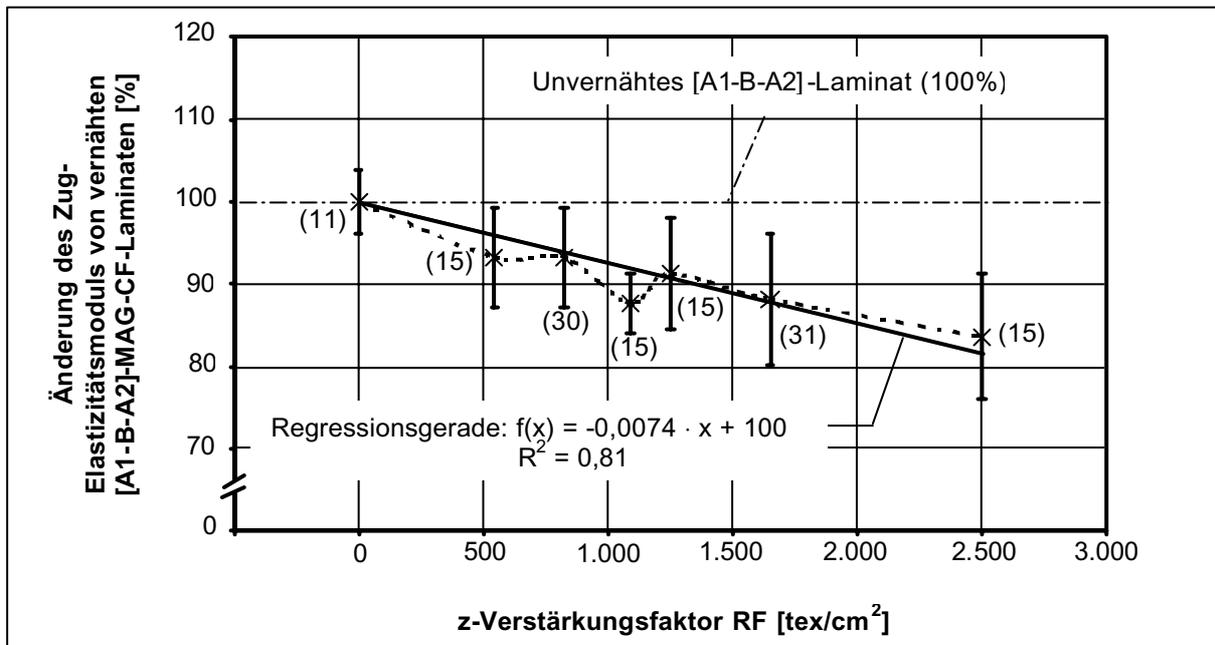


Abb. 3.1: Änderung des Zug-Elastizitätsmoduls von [A1-B-A2]-MAG-Laminaten als Funktion des z-Verstärkungsfaktors (Referenz: 71.472 MPa parallel x oder 29.139 MPa parallel y)

Daraus resultiert die Fragestellung, welche Maßnahme eine möglichst geringe Änderung des Zug-Elastizitätsmoduls im Vergleich zum unvernähten Laminat verursacht. Zur Beantwortung dieser Frage wurden Varianzanalysen mit den Einzeldaten durchgeführt. In Abb. 3.2 sind die untersuchten Einflussgrößen auf den Zug-Elastizitätsmodul vernähter [A1-B-A2]-MAG-Laminat entsprechend ihres

Anteils am Gesamtergebnis aufgeführt [95]. Um nicht immer alle 31 Anteile der Parameter und Interaktionen vollständig aufführen zu müssen, wurden aus Gründen einer übersichtlicheren Darstellung jeweils nur die statistisch signifikanten Ergebnisse der Varianzanalyse aufgeführt. Demgegenüber wurden alle nicht-signifikanten Parameter und Wechselwirkungen summiert und separat als $\Sigma n.s.$ aufgeführt. Es wird deutlich, dass die Garnstärke C mit einem Anteil von fast 16 % der dominierende Einflussparameter hinsichtlich Änderungen des Zug-Elastizitätsmoduls im Vergleich zum unvernähten [A1-B-A2]-MAG-Laminat ist. An zweiter Stelle ist die Wechselwirkung C-E zwischen Garnstärke und Stichlänge mit einem Anteil von 8,8 % berechnet worden. Den drittgrößten Einfluss mit einem Wert von 7,0 % hatte die Wechselwirkung A-D zwischen Belastungsrichtung und Nahtabstand. Bei der Interpretation der Ergebnisse muss allerdings auch der vergleichsweise große Anteil des Wiederholungsfehlers in Höhe von 39,9 % beachtet werden, der umso größer ist, je größer die Streuungen im Gesamtsystem sind. Dies bedeutet, dass bei einigen Parameterkombinationen die experimentell ermittelten Zug-Elastizitätsmoduln stark streuten (siehe Tabelle 3.1). Dieser Effekt wurde bereits häufig festgestellt und ist im Allgemeinen typisch für textilverstärkte FKV [53].

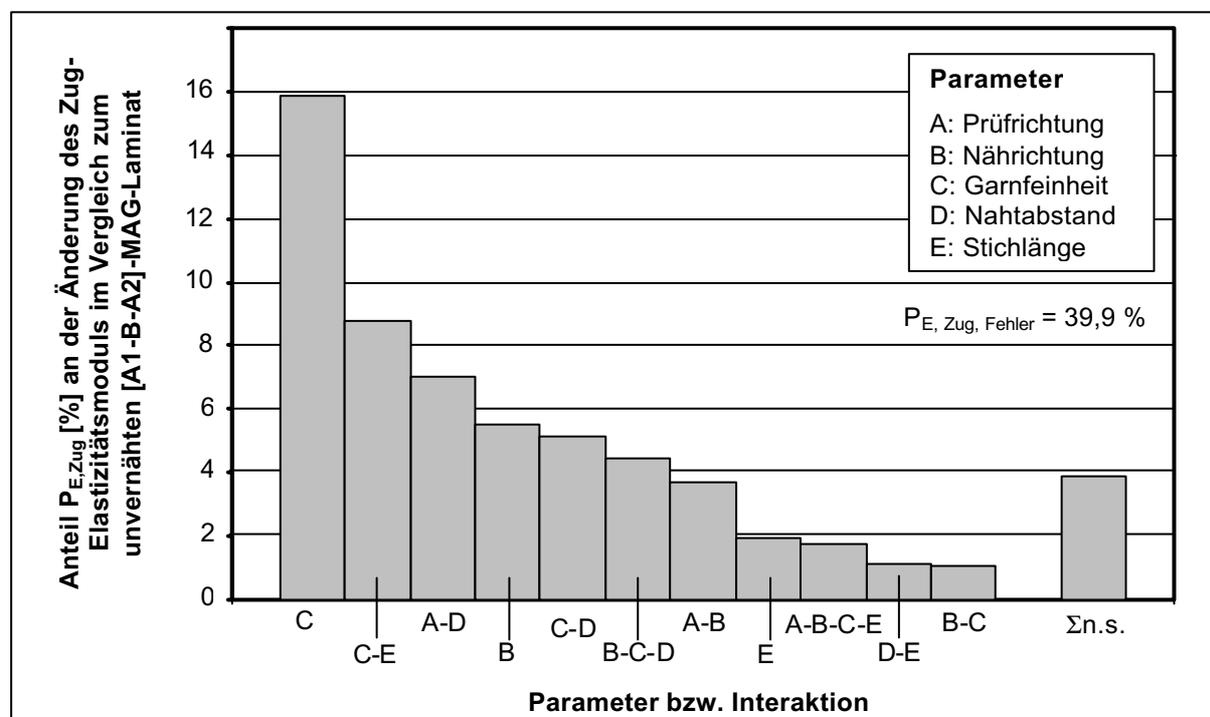


Abb. 3.2: Anteile signifikanter Parameter oder Wechselwirkungen an der Änderung des Zug-Elastizitätsmoduls vernähter [A1-B-A2]-MAG-Laminat

Die Auswertung des Ergebnisses der Varianzanalyse vernähter [A1-B-A2]-MAG-Laminats ergibt, dass mit einem steigenden Anteil an Verstärkungsgarn eine Reduktion des Zug-Elastizitätsmoduls zu verzeichnen ist. Ferner fällt, neben einer großen Streuung im Gesamtsystem, vor allem die Garnstärke auf, die einen dominierenden Einfluss auf Änderungen des Zug-Elastizitätsmoduls hat.

3.1.2 Scheiben-Zugfestigkeit

Es wurden 134 Versuche ausgewertet und in Tabelle 3.2 zusammengefasst [96].

Tabelle 3.2: Zugfestigkeit unvernähter und vernähter [A1-B-A2]-MAG-Laminats

	n	$R_{m,x,Zug}$	$\pm SA$	$R_{m,x,Zug}$	$\pm SA$		n	$R_{m,y,Zug}$	$\pm SA$	$R_{m,y,Zug}$	$\pm SA$
Nr.	[1]	[MPa]	[MPa]	[%]	[%]	Nr.	[1]	[MPa]	[MPa]	[%]	[%]
u_x	6	853	24	100,0	2,8	u_y	5	282	12	100,0	4,2
1	4	788	29	92,3	3,5	17	4	278	11	98,8	3,9
2	4	757	38	88,7	4,5	18	4	281	5	99,7	1,8
3	4	838	28	98,2	3,3	19	4	279	6	98,9	2,0
4	4	860	30	100,9	3,5	20	3	265	9	93,8	3,1
5	3	742	39	87,0	4,6	21	4	225	15	79,6	5,2
6	3	705	22	82,6	2,6	22	4	260	6	92,2	2,0
7	4	733	39	85,9	4,5	23	4	243	21	86,3	7,5
8	4	662	39	77,6	4,6	24	4	220	16	78,1	5,6
9	4	786	27	92,2	3,2	25	4	289	10	102,6	3,7
10	4	773	19	90,6	2,2	26	4	294	5	104,3	1,7
11	4	764	39	89,6	4,5	27	4	282	2	99,9	0,7
12	4	746	44	87,4	5,2	28	4	275	15	97,4	5,2
13	2	735	63	86,1	7,4	29	4	268	6	95,0	2,2
14	4	547	92	64,2	10,8	30	4	278	16	98,5	5,6
15	4	645	32	75,6	3,8	31	4	268	12	95,0	4,4
16	4	639	29	74,9	3,5	32	4	262	12	92,9	4,2

Anhand der dargestellten Ergebnisse wird deutlich, dass auch die Zugfestigkeit eines [A1-B-A2]-MAG-Laminats im Vergleich zum unvernähten Verbund zum Teil erheblich reduziert wird. Die maximale Absenkung von über 35 % wurde bei der Parameterkombination 14 festgestellt, wobei mit einem 136-tex-Garn mit einem Nahtabstand von 5,0 mm und einer Stichlänge von 3,3 mm parallel zu y vernäht und senkrecht dazu geprüft wurde. Andererseits wurden aber auch bei einigen

Kombinationen für die Belastungsrichtung y keine nachweisbaren Änderungen der Zugfestigkeit festgestellt (siehe z. B. Konfiguration 17 – 19, 25 – 28 und 30).

In Abb. 3.3 wird die experimentell ermittelte Zugfestigkeit als Funktion des z -Verstärkungsfaktors RF aufgetragen, um einen Zusammenhang zwischen Verstärkungsgarn in Dickenrichtung und Änderung der Zugfestigkeit zu diskutieren. Auch die Zugfestigkeit wird durch eine Erhöhung des Anteils an Verstärkungsfasern in Dickenrichtung wie der Zug-Elastizitätsmodul reduziert. Die Änderung der Zugfestigkeit von [A1-B-A2]-MAG-Laminaten durch Vernähen kann ebenfalls durch einen linearen Zusammenhang angenähert werden, was in Abb. 3.3 dargestellt wird.

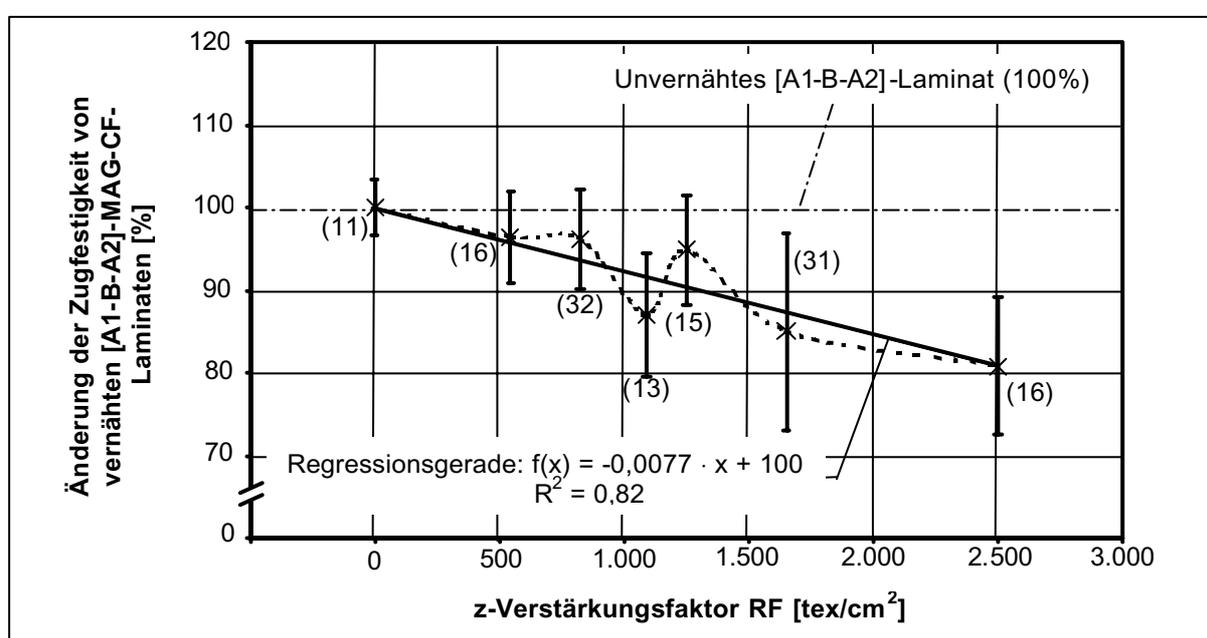


Abb. 3.3: Änderung der Zugfestigkeit von [A1-B-A2]-MAG-Laminaten als Funktion des z -Verstärkungsfaktors (Referenz: 853 MPa parallel x oder 282 MPa parallel y)

Zur quantitativen Charakterisierung des Einflusses einzelner Parameter und deren Wechselwirkungen auf die Änderung der Zugfestigkeit wurde wiederum eine Varianzanalyse aller Messdaten durchgeführt. In Abb. 3.4 sind die signifikanten Einflüsse aus der Varianzanalyse entsprechend ihres prozentualen Anteils an der Änderung der Zugfestigkeit aufgetragen, wobei der dominierende Einfluss der Garnstärke mit einem Wert von 31,4 % deutlich wird. Damit zeigt die Garnstärke einen etwa doppelt so großen Anteil an der Änderung der Zugfestigkeit verglichen mit dem Zug-Elastizitätsmodul in Abb. 3.2. Ein interessantes Ergebnis ist, dass die

Parameter Nahtabstand (D) und Stichlänge (E), die das Stichmuster und damit die Stichdichte definieren, lediglich einen untergeordneten Einfluss auf die Änderung der Zugfestigkeit haben. Dieser Aspekt ist aus Abb. 3.3 nicht ersichtlich, da der Einfluss der Garnfeinheit den Verlauf der Zugfestigkeit von vernähten [A1-B-A2]-MAG maßgeblich zu bestimmen scheint. Auch fällt auf, dass der Wiederholungsfehler bei den Messungen der Zugfestigkeit mit einem Wert von 18,6 % deutlich geringer ist als bei der Analyse des Zug-Elastizitätsmoduls. Dies ist darin begründet, dass zur Berechnung der Zugfestigkeit lediglich eine Kraft zum Zeitpunkt des Versagens und der Ausgangsquerschnitt der Probe benötigt wird. Im Gegensatz dazu müssen bei der Bestimmung des Zug-Elastizitätsmoduls zusätzlich Dehnungskennwerte bei zwei unterschiedlichen Spannungsniveaus bekannt sein, deren Messung ebenfalls fehlerbehaftet sein können und möglicherweise weitere Streuungen verursachen. Die Analyse der Zugfestigkeit zeigt, dass mit steigender Menge an Verstärkungsgarn eine Reduktion dieses Kennwerts verursacht wird. Die Garnfeinheit und die Prüfrichtung dominieren maßgeblich die Änderung der Zugfestigkeit.

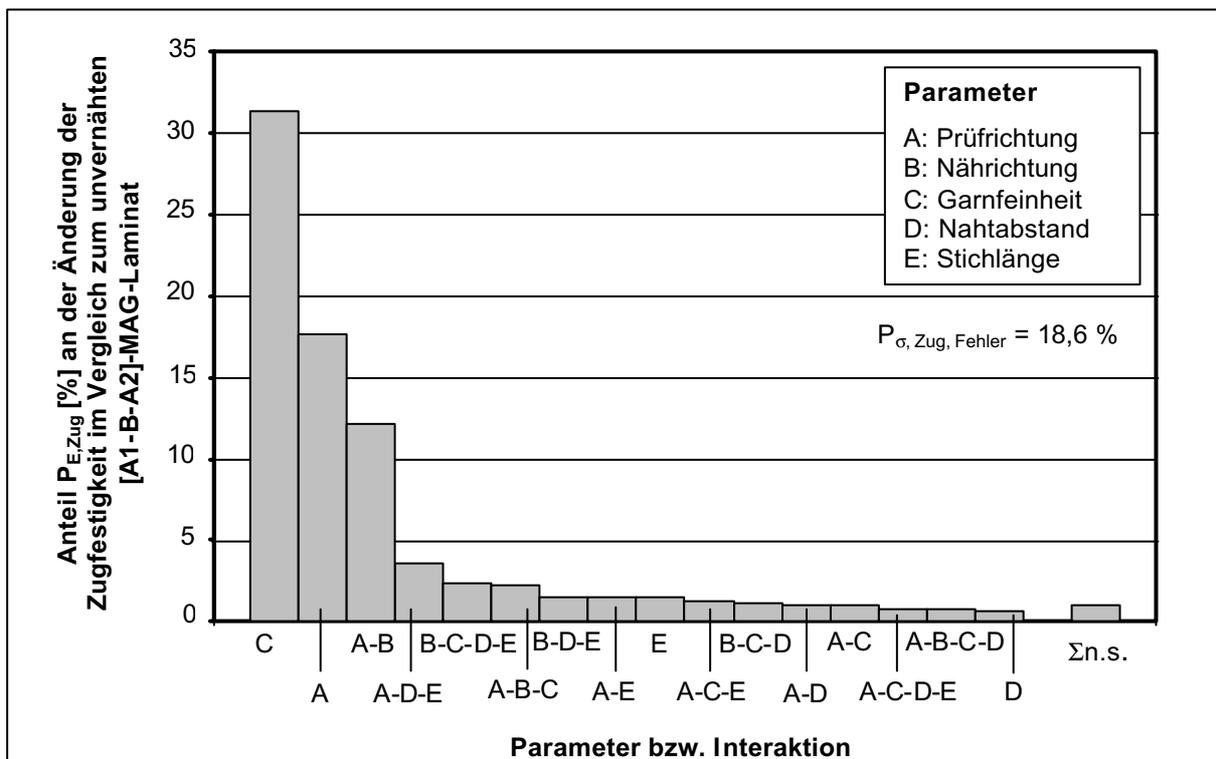


Abb. 3.4: Anteile signifikanter Parameter oder Wechselwirkungen an der Änderung der Zugfestigkeit vernähter [A1-B-A2]-MAG-Laminat

3.2 Ergebnisse der Druckversuche

Das Vorgehen bei der experimentellen Charakterisierung von Druck-Elastizitätsmodul und -festigkeit von in Dickenrichtung vernähten Laminaten gleicht der in Kapitel 3.1 beschriebenen Art. Aus 18 Platten wurden 144 Probekörper unvernähter und zusätzlich vernähter Lamine präpariert.

Die benötigte Weggröße parallel zur Druckrichtung wurde im Gegensatz zu den zugbelasteten Proben mit Dehnungsmessstreifen aufgenommen. Diese wurden entsprechend den Herstellerangaben appliziert. Um sicherzustellen, dass bei der Druckprüfung der $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Probekörper kein Stabilitätsversagen auftrat, wurden die Proben teilweise auf gegenüberliegenden Seiten mit DMS versehen. Bei allen Proben mit beidseitig applizierten DMS wurde ein gleichgerichteter Dehnungsverlauf festgestellt, so dass Versagen infolge Probekörperinstabilität ausgeschlossen werden konnte und somit eine gewünschte einachsige Druckbelastung herrschte.

Gemäß [76] erfolgte die Auswertung des Druck-Elastizitätsmoduls als Sekantenmodul und der Druckfestigkeit als Quotient von Bruchkraft bezogen auf die Ausgangsquerschnittsfläche. Die ermittelten Kennwerte Druck-Elastizitätsmodul und -festigkeit der Einzelprüfungen wurden wiederum zu den jeweiligen Mittelwerten und Standardabweichungen zusammengefasst, gemäß z-Verstärkungsfaktor gruppiert und in Varianzanalysen weiterverarbeitet.

3.2.1 Scheiben-Druck-Elastizitätsmodul

Insgesamt wurden 130 Druckversuche ausgewertet, um den Einfluss verschiedener Parameter zu ermitteln. In Tabelle 3.3 ist der Druck-Elastizitätsmodul als Mittelwert und Standardabweichung dargestellt, wobei auffällt, dass bei vielen Parameterkombinationen der Mittelwert der vernähten $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Lamine auf dem Niveau des Druck-Elastizitätsmoduls der unvernähten Lamine liegt (z. B. Nr. 12, 26, 30, 31). Auch zeigte sich in einigen Fällen eine deutliche Steigerung des Druck-Elastizitätsmoduls durch zusätzliches Vernähen. Die maximale Steigerung in der Größenordnung von 22 % wird bei mit einem 136-tex-Garn bei einem Nahtabstand und einer Stichelänge von jeweils 5,0 mm parallel zur Richtung x

vernähten und geprüften Laminat festgestellt (Nr. 5). Im Gegensatz dazu wurde eine maximale Verringerung des Druck-Elastizitätsmoduls um 11,0 % im Vergleich zum unvernähten FKV bei mit einem 136-tex-Garn mit einem Nahtabstand von 3,3 mm und einer Stichelänge von 5,0 mm parallel zur Vorzugsrichtung x vernähten und senkrecht dazu geprüften Verbund festgestellt (Nr. 23). Damit liegt der Mittelwert des Druck-Elastizitätsmoduls vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Lamine häufig innerhalb der experimentellen Streuung, womit kein eindeutiger Trend beobachtet wird.

Tabelle 3.3: Druck-Elastizitätsmodul unvernähter und vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Lamine

Nr.	n	$E_{x,Druck}$		$E_{x,Druck}$		Nr.	n	$E_{y,Druck}$		$E_{y,Druck}$	
		[MPa]	± SA [MPa]	[%]	± SA [%]			[MPa]	± SA [MPa]	[%]	± SA [%]
u_x	7	64.599	2541	100,0	3,9	u_y	7	31.905	1.291	100,0	4,0
1	4	61.724	656	95,2	1,0	17	4	34.570	1.979	108,4	6,2
2	4	66.022	4.080	102,2	6,3	18	3	33.836	4.720	106,1	14,8
3	3	62.597	2.540	96,9	3,9	19	4	30.907	1.325	96,9	4,2
4	4	63.292	3.055	98,0	4,7	20	4	29.801	2.780	93,4	8,7
5	4	78.541	3.710	121,6	5,7	21	4	29.215	3.441	91,6	10,8
6	3	73.573	5.553	113,9	8,6	22	4	28.907	3.873	90,6	21,1
7	4	65.218	4.748	101,0	7,3	23	3	28.397	139	89,0	0,4
8	4	67.484	3.016	104,5	4,7	24	4	32.623	2.167	102,2	6,8
9	4	72.305	5.466	111,9	8,5	25	4	30.835	837	96,6	2,6
10	3	71.466	1.348	110,6	2,1	26	4	32.439	1.262	101,7	4,0
11	3	65.806	2.288	101,9	3,5	27	3	28.646	1.048	89,8	3,3
12	3	64.105	5.834	99,2	9,0	28	4	29.855	2.075	93,6	6,5
13	4	60.369	3.224	93,5	5,0	29	2	30.413	1.333	95,3	4,2
14	3	63.589	3.161	98,4	4,9	30	4	31.820	1.233	99,7	3,9
15	4	67.207	3.447	104,0	5,3	31	4	31.969	1.937	100,2	6,1
16	3	69.291	2.385	107,3	3,7	32	4	29.394	1.611	92,1	5,0

Um zu überprüfen, ob eine Absenkung des Druck-Elastizitätsmoduls in Abhängigkeit der Menge an eingebrachten z-Verstärkungen nachgewiesen werden kann, sind alle Ergebnisse in Abb. 3.5 als Funktion des z-Verstärkungsfaktors zusammengefasst. Es wird deutlich, dass, unabhängig von dem Wert des z-Verstärkungsfaktors, die Mittelwerte der experimentellen Ergebnisse um den Druck-Elastizitätsmodul des unvernähten $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminats streuen. Der Druck-Elastizitätsmodul in der Laminebene zeigt im Gegensatz zum Verlauf des Zug-Elastizitätsmoduls keine Abhängigkeit von der Menge des eingebrachten Verstärkungsgarns. Vielmehr weist

die eingezeichnete Regressionsgerade des experimentell ermittelten Druck-Elastizitätsmoduls eine zu vernachlässigende Steigung von $3,65 \cdot 10^{-5}$ auf. Die Ursachen für diese Beobachtung können nicht eindeutig definiert werden. Eine Möglichkeit ist, dass die Verdoppelung der Wanddicke eine Art Desensibilisierung des Elastizitätsverhaltens gegenüber den Auswirkungen von Faserdisorientierungen durch zusätzliches Vernähen bewirkt. Zusammenfassend kann aus Abb. 3.5 die Erkenntnis gewonnen werden, dass weder die Stichdichte noch die Garnfeinheit den Druck-Elastizitätsmodul des $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminats maßgeblich verändert.

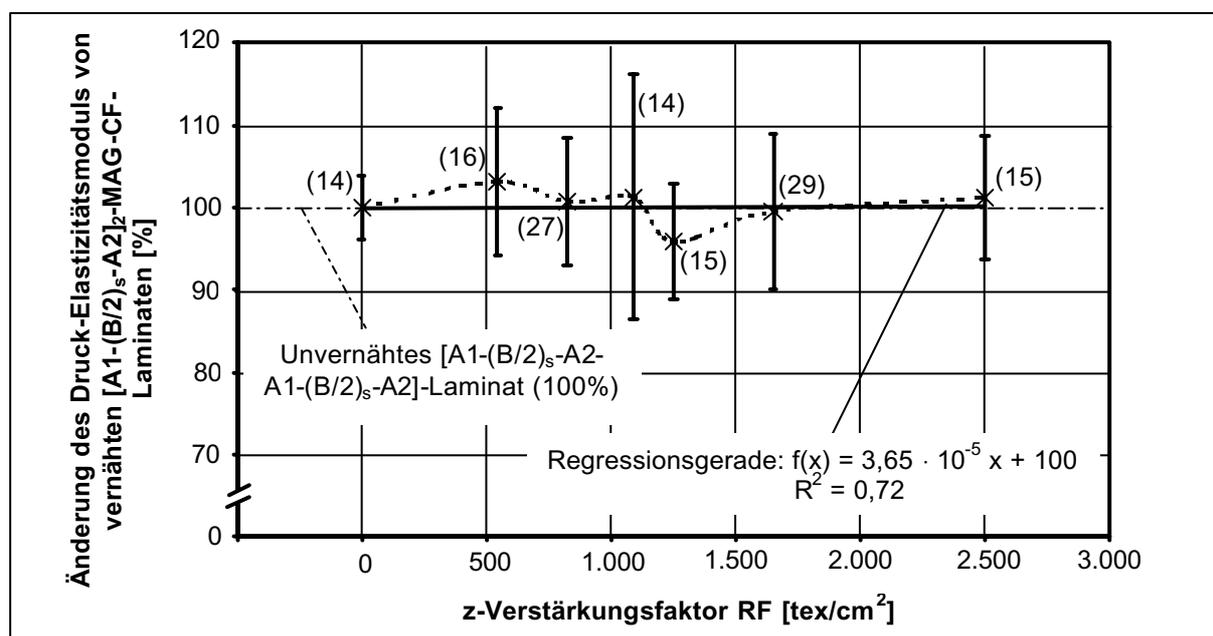


Abb. 3.5: Änderung des Druck-Elastizitätsmoduls von $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminaten als Funktion des z-Verstärkungsfaktors (Referenz: 64.544 MPa parallel x oder 31.905 MPa parallel y)

In Abb. 3.6 sind die Ergebnisse der Varianzanalyse zur Ermittlung signifikanter Einflussparameter auf den experimentell ermittelten Druck-Elastizitätsmodul von vernähten $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminaten dargestellt. Die Analyse bestätigt, dass die eingebrachte Menge an Verstärkungsgarn keinen dominierenden Einfluss auf Änderungen des Druck-Elastizitätsmoduls hat. Vielmehr wird neben einem vergleichsweise großen Wiederholungsfehler in Höhe von 48,7 % die Prüf- und die Nährichtung mit ihren Wechselwirkungen als maßgebliche Parameter ermittelt. Am deutlichsten beeinflusst die Prüfrichtung (A) mit einem Anteil von 13,3 % den Druck-Elastizitätsmodul, wohingegen an zweiter Stelle die Wechselwirkung zwischen

Belastungsrichtung, Nährrichtung und Garnstärke (A-B-C) mit einem Wert von 11,8 % steht. Ferner fällt auf, dass die Garnstärke (C), bei der eine maßgebliche Beeinflussung des Zug-Elastizitätsmoduls beobachtet wurde, beim Druck-Elastizitätsmodul nur in Wechselwirkung mit anderen Parameter signifikante Änderungen auslöst.

Die Untersuchungen zum Druck-Elastizitätsmodul vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Lamine zeigten eine sehr große Streuung im Gesamtsystem. Es konnte keine Tendenz hinsichtlich Änderungen des Druck-Elastizitätsmoduls bei erhöhtem z-Verstärkungsanteil beobachtet werden. Den größten Einfluss hatte die Belastungsrichtung auch in Kombination mit weiteren Parametern.

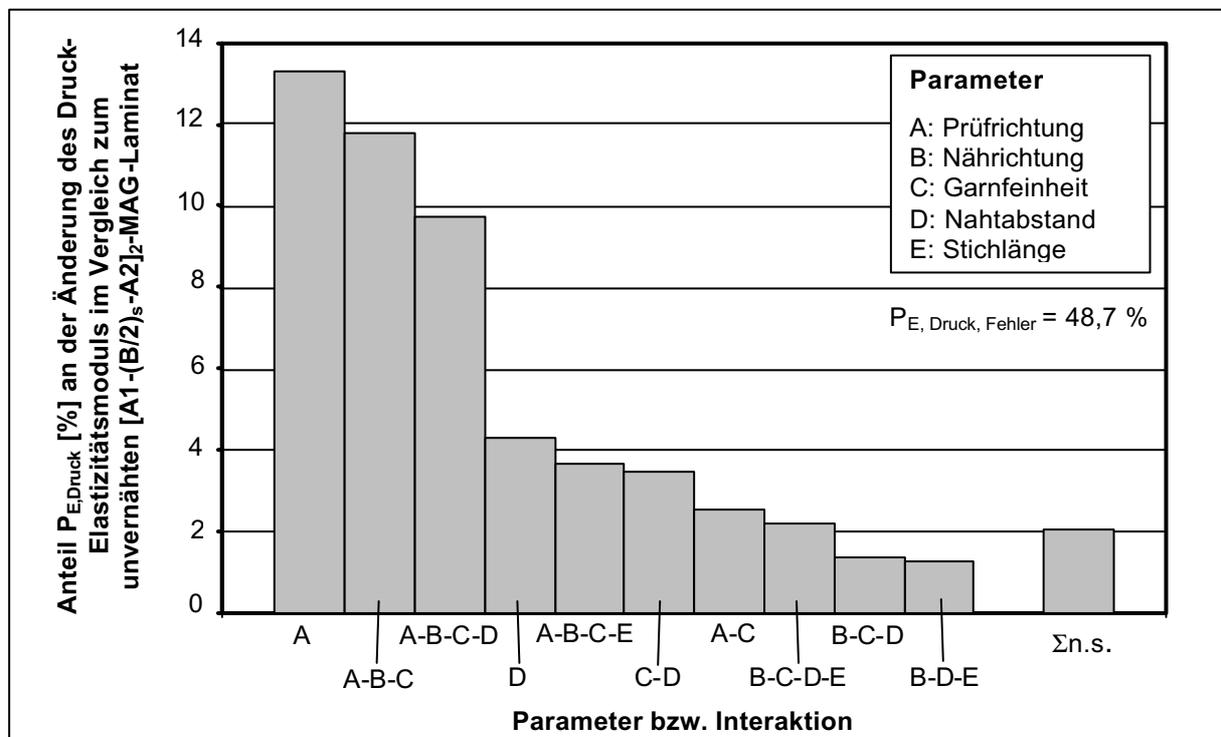


Abb. 3.6: Anteile signifikanter Parameter oder Wechselwirkungen an der Änderung des Druck-Elastizitätsmoduls vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -Lamine

3.2.2 Scheiben-Druckfestigkeit

In Tabelle 3.4 wurden 133 Einzelprüfungen zusammengefasst, wobei sich zeigte, dass bei allen Parameterkombinationen des vernähten $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -Laminats in Richtung x eine teilweise deutliche Reduktion der Druckfestigkeit im Vergleich zum unvernähten Laminat u_x auftritt. Dies bestätigt sich bei Belastung parallel zur Richtung y nicht, da bei den Konfigurationen 17 - 32 durch die Verstärkung in Dickenrichtung sowohl Steigerungen als auch Verringerungen der Druckfestigkeit auftraten. Die maximale Reduktion der Druckfestigkeit in Höhe von 31,0 % wurde bei den mit einem 136-tex-Garn parallel zur Richtung y mit einem Nahtabstand und einer Stichlänge von jeweils 3,3 mm vernähten und senkrecht dazu geprüften Laminaten festgestellt (Nr. 16). Im Gegensatz dazu wurde die maximale Steigerung der Druckfestigkeit um etwa 14 % bei den in Richtung x mit einem 68-tex-Garn vernähten und senkrecht dazu geprüften Proben beobachtet, wobei ein Nahtabstand von 5,0 mm und eine Stichlänge von 3,3 mm eingestellt waren (Nr. 18).

Tabelle 3.4: Druckfestigkeit unvernähter und vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Lamine

	n	$R_{m,x,Druck}$	$\pm SA$	$R_{m,x,Druck}$	$\pm SA$		n	$R_{m,y,Druck}$	$\pm SA$	$R_{m,y,Druck}$	$\pm SA$
Nr	[1]	[MPa]	[MPa]	[%]	[%]	Nr	[1]	[MPa]	[MPa]	[%]	[%]
u_x	7	785	42	100,0	5,4	u_y	7	346	14	100,0	4,1
1	4	727	12	92,6	1,5	17	4	388	17	112,1	4,9
2	4	763	31	97,2	4,0	18	3	394	27	113,6	7,6
3	4	712	53	90,6	6,7	19	4	359	18	103,6	5,3
4	4	691	25	88,0	3,2	20	4	380	13	109,5	3,6
5	4	589	71	75,0	9,0	21	4	294	29	84,7	8,4
6	4	592	48	75,3	6,1	22	4	287	13	82,7	3,6
7	4	586	86	74,6	11,0	23	4	310	20	89,6	5,7
8	4	630	100	80,2	12,8	24	4	321	23	92,7	6,7
9	4	630	76	80,1	9,7	25	4	355	29	102,5	8,3
10	3	725	43	92,3	5,5	26	4	355	21	102,4	6,0
11	3	623	26	79,3	3,2	27	3	318	2	91,7	0,6
12	4	581	25	74,0	3,2	28	3	350	5	100,9	1,3
13	4	580	67	73,8	8,6	29	2	332	43	95,7	12,5
14	3	543	16	69,1	2,0	30	4	364	41	104,9	11,7
15	4	599	41	76,2	5,2	31	4	297	48	85,6	13,9
16	3	542	65	69,0	8,2	32	4	297	54	85,7	15,7

Anhand von Abb. 3.7 wird untersucht, inwieweit sich die Änderung der Druckfestigkeit eines $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminats mit dem Anteil der eingebrachten z-Verstärkungen korreliert. Es ist ersichtlich, dass ein Zusammenhang zwischen Menge an eingebrachten Verstärkungsgarnen und der Reduktion der Druckfestigkeit im Vergleich zum unvernähten Laminat besteht. Durch eine Geradenapproximation wird der Verlauf stark vereinfacht, was durch die eingezeichnete Regressionsgerade skizziert ist. Im Vergleich zur Zugfestigkeit ist die Steigung der Geraden um circa 10 % steiler, was einem etwas stärkeren Absinken der Druckfestigkeit mit zunehmendem z-Verstärkungsfaktor verglichen mit der Zugfestigkeit gleichkommt.

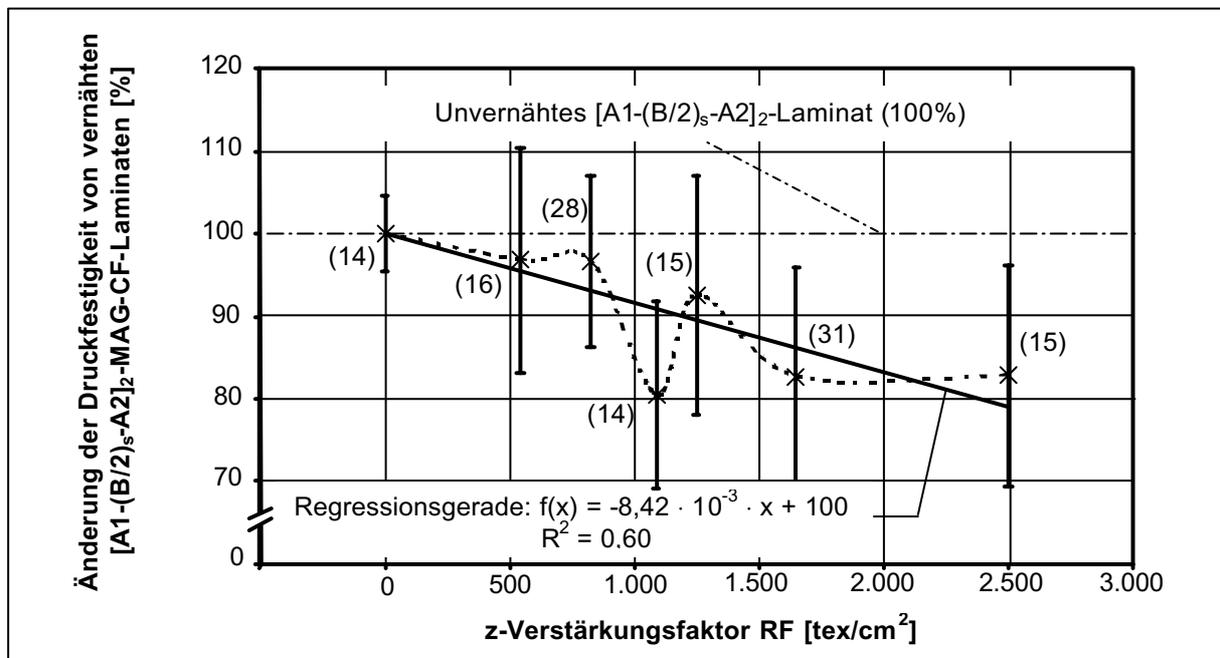


Abb. 3.7: Änderung der Druckfestigkeit von $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminaten als Funktion des z-Verstärkungsfaktors (Referenz: 785 MPa parallel x oder 346 MPa parallel y)

In Abb. 3.8 sind die Ergebnisse der Varianzanalyse der Druckfestigkeitsmessungen dargestellt. Hinsichtlich vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminaten kann daraus gefolgert werden, dass die Belastungsrichtung (A) mit einem Anteil von 33,5 % den deutlichsten Einfluss auf die Druckfestigkeit zeigt, wobei an zweiter Stelle die Garnfeinheit (C) mit einem Wert von 22,3 % errechnet wird. Über die Festlegung der beiden Parameter Belastungsrichtung und Garnfeinheit sind somit mehr als die

Hälfte aller potentiellen Änderungen der Druckfestigkeit des untersuchten FKV steuerbar. Durch die Wahl der Parameter Nährrichtung (B), Nahtabstand (D) und Stichlänge (E) kann, nach Berücksichtigung des Wiederholungsfehlers mit 29,7 %, nur der noch verbleibende Anteil von 14,5 % beeinflusst werden. Daraus folgt, dass die Stichdichte im Vergleich zu den anderen Parametern nur einen untergeordneten Einfluss auf die Druckfestigkeit hat.

Trotz großer Streuungen im Gesamtsystem ist der Trend festzustellen, dass mit steigendem Anteil an Verstärkungsgarn die Druckfestigkeit von vernähten $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Lamine verringert wird. Wie bereits bei der Zugfestigkeit festgestellt wurde, ist ebenfalls bei der Druckfestigkeit zu beobachten, dass die Parameter Nahtabstand und Stichlänge nur von untergeordneter Bedeutung hinsichtlich Änderungen dieses Kennwerts sind. Damit ist für die Zug- und Druckfestigkeit weniger die Stichdichte als vielmehr die Garnfeinheit von zentraler Bedeutung, um möglichst geringe Änderungen im Vergleich zu den Kennwerten des unvernähten Laminats zu gewährleisten.

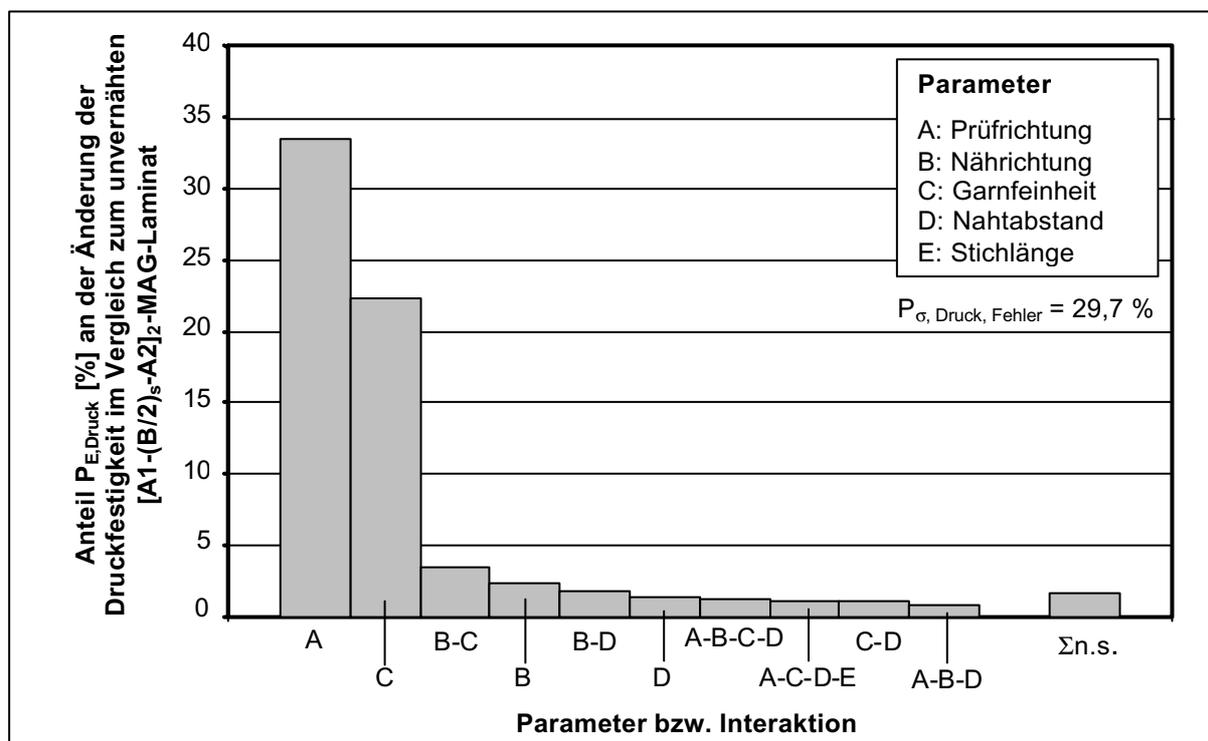


Abb. 3.8: Anteile signifikanter Parameter oder Wechselwirkungen an der Änderung der Druckfestigkeit vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -Lamine

3.3 Faservolumenanteil, Wanddicke und Fehlstellenabmessungen

Bei den experimentellen Parameterstudien wurde festgestellt, dass sich durch das zusätzliche Vernähen neben mechanischen Kennwerten auch weitere Eigenschaften des Laminats im Vergleich zum unvernähten FKV wesentlich ändern können. Hier sind vor allem neben den im Stichbereich eingebrachten Faserdisorientierungen und den Fehlstellen Unterschiede im Faservolumenanteil und der Wanddicke zu nennen.

Eine genaue Kenntnis des Faservolumenanteils ist unverzichtbar, da er einen wesentlichen Einfluss auf die mechanischen Eigenschaften des Verbundes hat. Daher wurde in Kapitel 3.3.1 untersucht, ob ein Zusammenhang zwischen der Menge an eingebrachten Verstärkungen und den Änderungen des Faservolumenanteils und der Wanddicke festzustellen ist.

Jede Verstärkung in Dickenrichtung verursacht in der Preforme Ebene eine lokal begrenzte Umorientierung von Verstärkungsfasern, die ebenfalls Steifigkeits- und Festigkeitskennwerte des Laminats beeinflussen. Daher wurde in allen Einzelschichten der vernähten MAG-Laminats die Stichausbildung vermessen und in Kapitel 3.3.2 wurden die Ergebnisse zusammenfassend dargestellt. Dabei werden die Verläufe der Fehlstellenfläche, -breite und der -länge in Laminatdickenrichtung mit mathematischen Modellen approximiert.

3.3.1 Änderung des Faservolumenanteils und der Wanddicke

Der Einfluss der zusätzlichen Verstärkung in z-Richtung auf den Faservolumenanteil wird in Abb. 3.9 für die betrachteten Laminats aufgetragen, wobei zwischen [A1-B-A2]- und [A1-(B/2)_s-A2]₂-Aufbau unterschieden wird. Zuerst werden die Ergebnisse des [A1-B-A2]-MAG-Laminats diskutiert, das im unvernähten Zustand einen Faservolumenanteil von 52 % aufweist. In Abb. 3.9 zeigt sich eine deutliche Reduktion des realisierten Faservolumenanteils mit steigendem Anteil an z-Verstärkungen. Die maximale Absenkung um 8,3 % wird bei mit 136-tex-Garnen mit minimalem Nahtabstand und kleinster Stichlänge (jeweils 3,3 mm) vernähten Laminaten festgestellt, was einem z-Verstärkungsfaktor von 2.498 tex/cm² entspricht. Der Verlauf lässt sich durch eine lineare Funktion mit einem Bestimmtheitsmaß $R^2 = 0,87$ annähern. Im Gegensatz dazu kann bei Laminatkonfigurationen mit

doppeltem Schichtaufbau $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ keine lineare Abhängigkeit zwischen z-Verstärkungsfaktor und Faservolumenanteil festgestellt werden, da R^2 den Wert 0,01 annimmt. Vielmehr gleichen die Ergebnisse der zusätzlich vernähten Laminaten mit doppelter Wanddicke eher einer konstanten Anhebung des Faservolumenanteils auf ein geringfügig höheres Niveau im Vergleich zum unvernähten FKV unabhängig von RF.

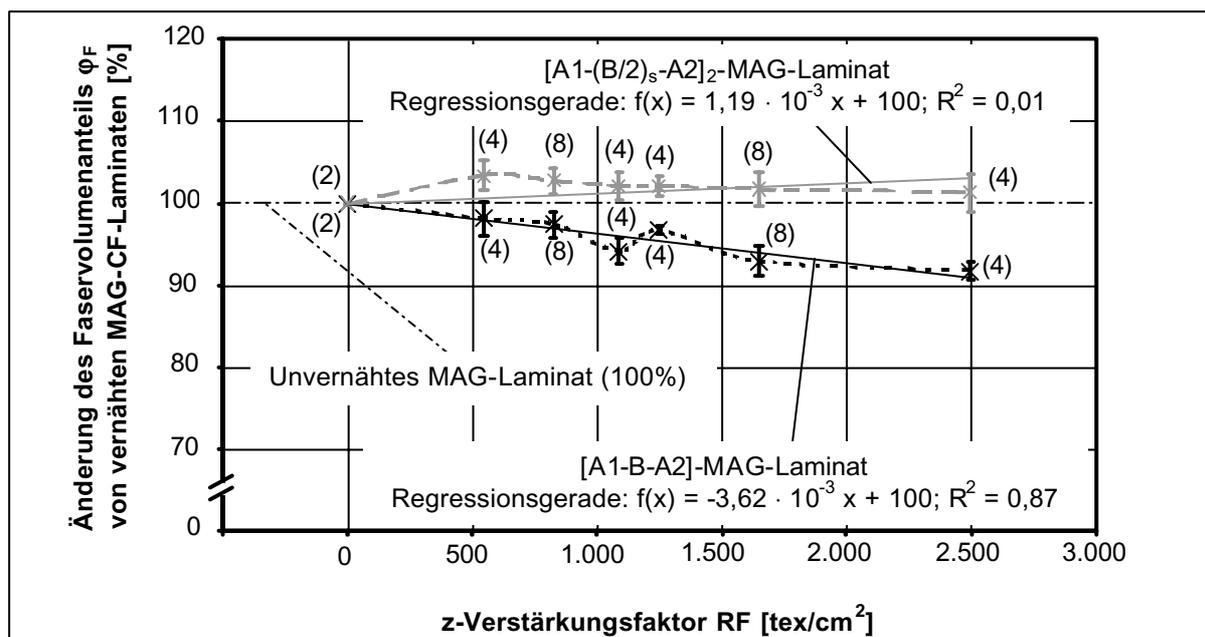


Abb. 3.9: Änderung des Faservolumenanteils als Funktion des z-Verstärkungsfaktors RF (Referenz: 52 % bei $[A1-B-A2]$ - und 56 % bei $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminaten)

Damit schließt sich die Frage an, wie einerseits ein lineares Absinken und andererseits eine näherungsweise konstante Erhöhung des Faservolumenanteils als Folge des zusätzlichen Vernähens erklärt werden können. An dieser Stelle werden zwei gegenläufige Effekte vermutet, die eng mit dem verwendeten Vakuuminfusionsverfahren in Verbindung stehen. Auf der einen Seite verursacht jeder Stich einen Verstärkungseffekt in Dickenrichtung. Je mehr Stiche eingebracht werden und je größer die Garnstärke ist, desto höher ist die Verstärkungswirkung in Dickenrichtung, was durch das Ansteigen des z-Verstärkungsfaktors erfasst wird. Bei der Plattenherstellung wird über die Vakuuminfusion eine Komprimierung der Preform vor und während der Harzprägnierung wirksam. Je mehr Verstärkungen in der ebenen Preform vorhanden sind, desto schwieriger ist die Komprimierung des

vernähten MAG, d. h. desto niedriger ist der Faservolumenanteil im konsolidierten Verbund. Diese Vorgänge dominieren den dargestellten Verlauf des Faservolumenanteils im [A1-B-A2]-MAG-Laminat.

Auf der anderen Seite bedeutet das Vernähen auch immer eine Vorkomprimierung des Faserhalbzeugs im trockenen Zustand. Dies wird unter anderem dadurch deutlich, dass eine vernähte, trockene Preform eine wesentlich höhere Formstabilität zeigt als eine unvernähte Faserkonfiguration. Ferner ist nachvollziehbar, dass eine Preform mit einer hohen Anzahl an Einzellagen oder Gelegen höhere Kräfte beim Vernähen erfordert als ein Faseraufbau mit geringer Dicke. Mit steigender Nähgutdicke erhöhen sich demnach die Nahtkräfte im Nähgarn. Hohe Kräfte beim Vernähen bedeuten aber auch eine hohe Vorkomprimierung des Faseraufbaus. Aus diesen Überlegungen heraus wird daher angenommen, dass bei dem [A1-(B/2)_s-A2]₂-Aufbau mit doppelter Nähgutdicke verglichen mit der [A1-B-A2]-Preform durch höhere Kräfte beim Vernähen eine größere Vorkomprimierung im trockenen Zustand stattgefunden hat. Im Vergleich zum unvernähten Aufbau wird dieser Effekt durch eine geringfügige Erhöhung des realisierten Faservolumenanteils deutlich. Nach den in Abb. 3.9 dargestellten Ergebnissen ist bei diesem Aufbau mit doppelter Wanddicke eine Änderung des z-Verstärkungsfaktors unerheblich. Lediglich die Tatsache, dass in Dickenrichtung vernäht wurde, dominiert den Faservolumenanteil des [A1-(B/2)_s-A2-A1-(B/2)₂-A2]-MAG-Laminats.

Diese Annahmen werden teilweise durch die Analyse der aufgezeichneten Wanddickenverläufe in Abb. 3.10 belegt. Bei einem vernähten [A1-B-A2]-MAG-Laminat dominiert die Verstärkungswirkung in Dickenrichtung, was durch eine Erhöhung der Wanddicke mit steigendem z-Verstärkungsfaktor deutlich wird. Eine maximale Erhöhung der Wanddicke um 8,4 % wurde bei mit 136-tex-Garnen mit minimalem Nahtabstand und kleinster Stichlänge (jeweils 3,3 mm) vernähten Laminaten festgestellt. Die lineare Approximation eignet sich, was durch ein Bestimmtheitsmaß $R^2 = 0,94$ ausgedrückt wird. Dieser Verlauf der Wanddicke wurde gemäß den Ergebnissen aus Abb. 3.9 erwartet.

Beim Lagenaufbau [A1-(B/2)_s-A2]₂ konnte keine Veränderung der Wandstärke durch zusätzliches Vernähen nachgewiesen werden (siehe Abb. 3.10), was in dieser Form nicht erwartet wurde. Die Abbildung über eine Regressionsgerade ist nicht möglich, was durch $R^2 = 0,00$ belegt wird. Läge die Wanddicke aller vernähten MAG-Laminat

mit doppeltem Aufbau in einem konstanten Bereich unterhalb der Werte des unvernähten Verbundes, so würden die oben getroffenen Annahmen bestätigt werden. Daher ist davon auszugehen, dass komplexere Zusammenhänge wirksam werden, die nicht mit den angegebenen Methoden erfasst und nachvollzogen werden können.

Zusammenfassend kann festgestellt werden, dass bei vernähten Laminaten, die im Vakuuminfusionsverfahren hergestellt wurden, ein Einfluss des Anteils an Verstärkungen in Dickenrichtung auf den Faservolumenanteil und die Wanddicke zu beobachten ist. Allerdings nimmt dieser Einfluss scheinbar mit steigender Wanddicke ab, da beim $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ nur geringfügige Unterschiede festzustellen waren. Es wird davon ausgegangen, dass die Komprimierung des trockenen Geleges durch das Vernähen und zusätzlich durch das angelegte Vakuum beim Herstellungsprozess je nach Preformdicke unterschiedlich deutlich auf die realisierten Faservolumenanteile und Wanddicken wirken.

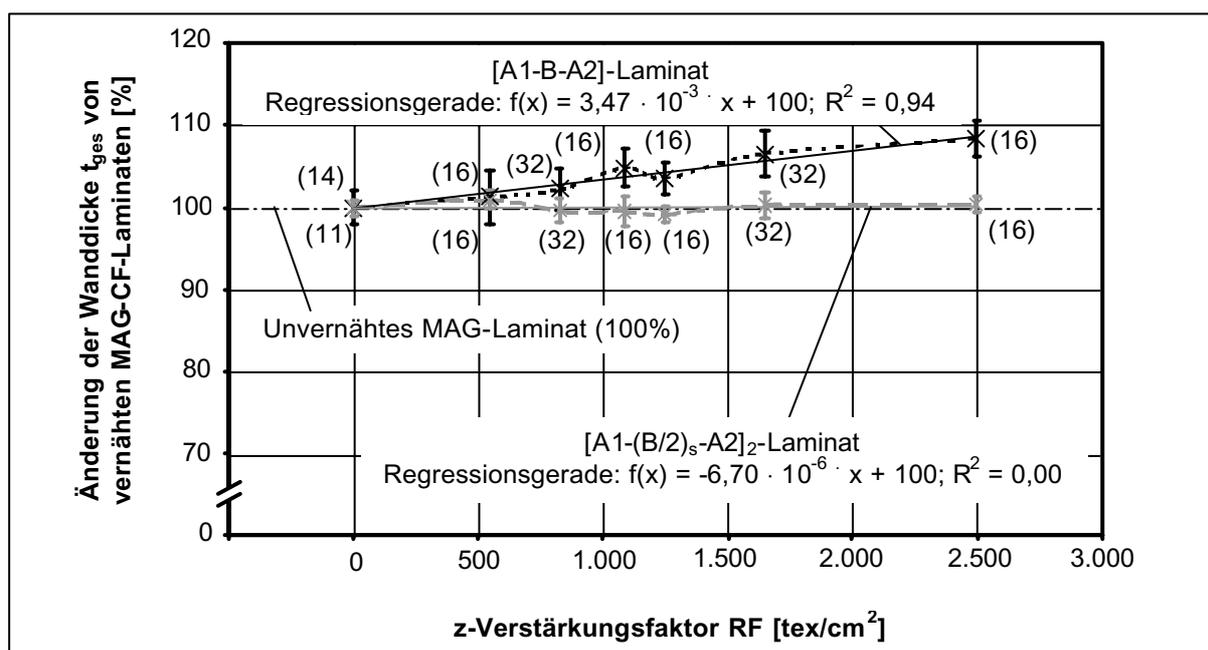


Abb. 3.10: Änderung der Wanddicke als Funktion des z-Verstärkungsfaktors (Referenz: 2,75 mm beim $[A1-B-A2]$ - und 4,78 mm beim $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminat)

3.3.2 Fehlstellenausbildung

In Kapitel 3.3.2 werden die Ergebnisse hinsichtlich der Fehlstellenausbildung anhand von Schliffbildern in der Laminebene xy vorgestellt, wobei sich auf die Darstellung einer Fehlstelle mit einer Parallelogrammform (Typ A) beschränkt wird. Zur mathematisch eindeutigen Beschreibung eines Parallelogramms müssen von den Kennwerten Fehlstellenfläche, -länge und -breite mindestens zwei bekannt sein. Die fehlende dritte Größe kann aus den anderen beiden berechnet werden. Aus den Kennwerten Fläche, Länge und Breite der Fehlstelle werden für die Modellierung der Einheitszelle in einem folgenden Schritt die beiden Größen ausgewählt, die am sensibelsten auf Änderung der Parametereinstellungen reagieren.

Aus annähernd 430 Schliffbildern wurden die Fehlstellenabmessungen von insgesamt ca. 1.700 Einzelstichen aufgenommen. Dabei wurden die Proben mit der Hand auf die zu untersuchende Einzelschicht abgeschliffen, d. h. eine exakte Zuordnung der z -Koordinate konnte nicht aufgenommen werden. Daher wurde der Bezugspunkt immer in die Mitte der Schichtdicke gelegt. Beim [A1-B-A2]-MAG-Laminat konnten Ergebnisse in jeder der 9 Einzelschichten aufgenommen werden. Beim [A1-(B/2)_s-A2]₂-Aufbau war dies nicht möglich, da die beiden [B/2]_s-Anteile in ihrer Mittelebene, wo zwei 90°-Faserorientierungen zusammentrafen, während des Schleifvorgangs nicht separiert werden konnten. Aus diesem Grund wurden die beiden Schichten zu einer 90°-Schicht zusammengefasst. Das gleiche Problem trat in der Mittelebene des Laminats auf, wo die unterste Lage eines [A2]-MAG und die oberste Lage eines [A1]-MAG jeweils eine +45°-Faserorientierung aufweisen. Die gemessenen Kennwerte in diesen +45°-Schichten in der Laminatmittelebene wurden daher sowohl der untersten Schicht des [A2]-MAG als auch der ersten Schicht des [A1]-MAG zugeordnet, so dass für einen [A1-(B/2)_s-A2]₂-Aufbau Kennwerte für insgesamt 18 Einzelschichten zu bestimmen waren. Die größten Werte der Fläche, Länge und Breite der Fehlstellen traten immer in den Außenschichten der Lamine auf. Für die Modellierung wird aufgrund der Messergebnisse und des mittensymmetrischen Schichtaufbaus vereinfachend von einem über die Laminatdicke symmetrischen Verlauf der Fläche, Länge und Breite der Fehlstelle ausgegangen.

Fehlstellenfläche A (Typ A)

In Abb. 3.11 wird der Mittelwert der gemessenen Fehlstellenflächen in den Einzelschichten der jeweiligen Laminataufbauten mit der jeweiligen Standardabweichung dargestellt. In dieser Darstellung werden gleichzeitig alle 32 möglichen Parametereinstellungen gleichermaßen berücksichtigt, was die großen Standardabweichungen verursacht. Für alle gemessenen Fehlstellenflächen wurde der Verlauf von $A_M(z)$ anhand der Konstanten $a_{1,M}$ und $a_{2,M}$ mit Hilfe der Methode der kleinsten Fehlerquadrate angepasst. Diese quadratische Funktion der Fehlstellenfläche über der Laminatdicke z ist in Abb. 3.11 skizziert. Es wird deutlich, dass der quadratische Ansatz zur Beschreibung des Verlaufs der Fehlstellenfläche geeignet ist, um den prinzipiellen Verlauf der Fehlstellenfläche zu beschreiben.

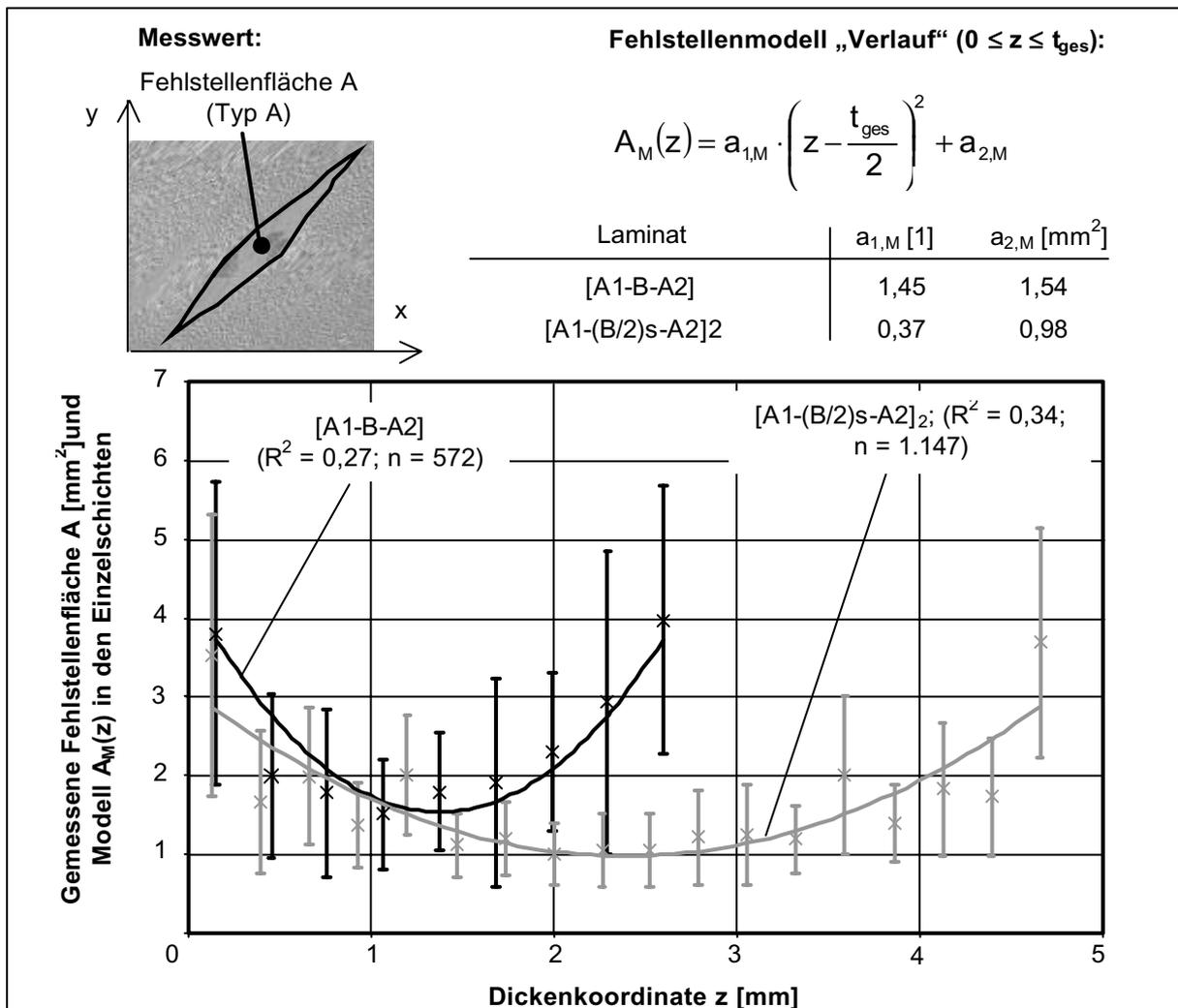


Abb. 3.11: Mittlere Fehlstellenfläche A und quadratische Approximation (Typ A)

Fehlstellenlänge L (Typ A)

Zur Beschreibung des Verlaufs der Fehlstellenlänge $L_M(z)$ wird ein bi-linearer, zur Mittelschicht symmetrischer Ansatz $L_M(z)$ gewählt. In diesem Fall wurde ebenfalls durch eine Regressionsanalyse anhand der Methode der kleinsten Fehlerquadrate die benötigten Konstanten $l_{1,M}$ und $l_{2,M}$ ermittelt. Die Messungen zeigten, dass bezüglich der Länge die kleinsten Werte in der Laminatmitte auftreten. In Abb. 3.12 zeigt sich, dass die lineare Approximation des Verlaufs der Fehlstellenlänge über der Laminatdicke $L_M(z)$ geeignet ist, die gemessenen Daten in einer ersten Näherung vereinfacht zu beschreiben.

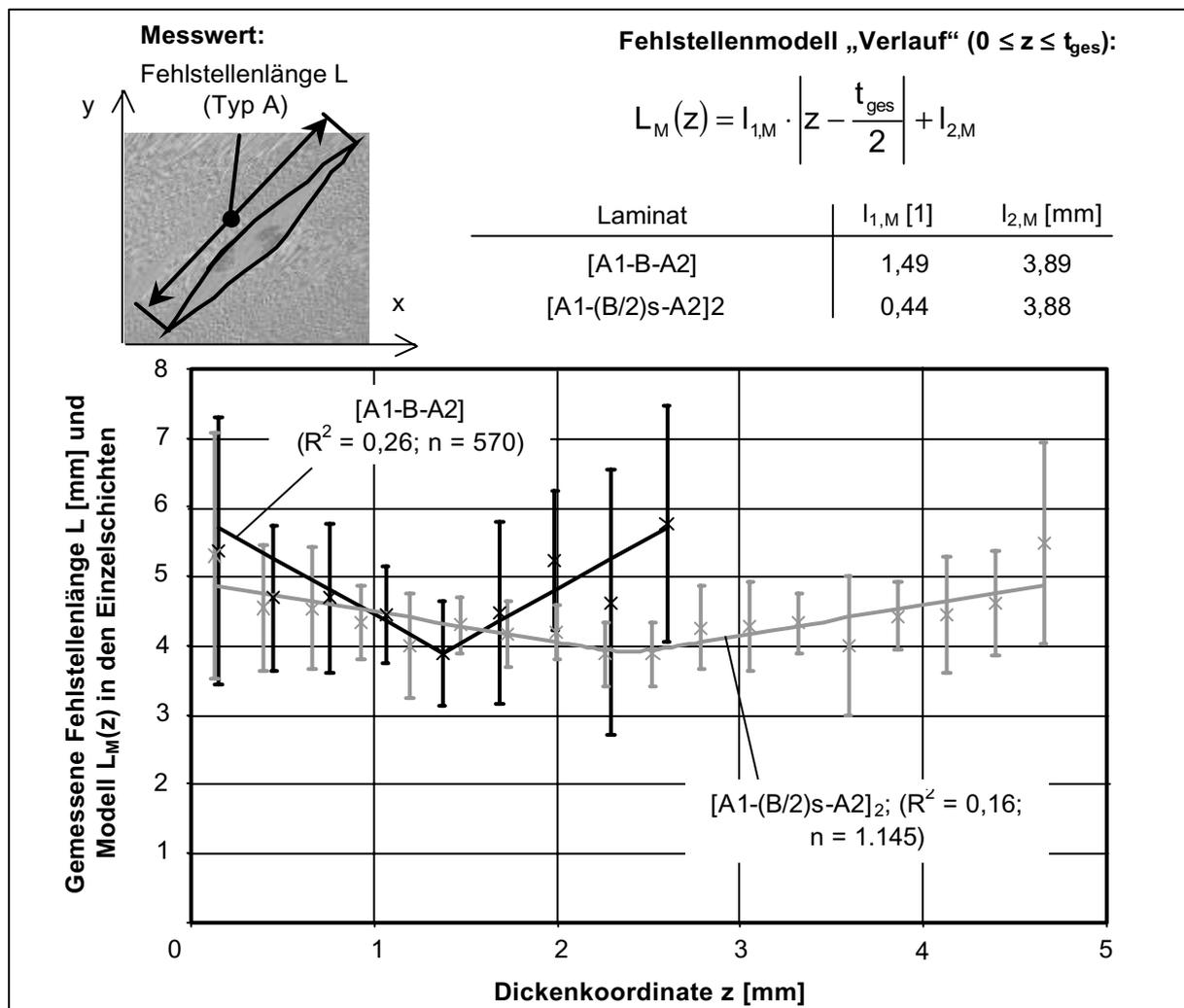


Abb. 3.12: Mittlere Fehlstellenlänge L und lineare Approximation (Typ A)

Fehlstellenbreite B (Typ A)

Ferner wurde die Fehlstellenbreite aller Schlibfbilder gemessen und schichtenweise für die beiden Laminatkonfigurationen als Mittelwert und Standardabweichung zusammengefasst. Auch der Verlauf der Fehlstellenbreite $B(z)$ kann als quadratische Funktion approximiert werden, was in Abb. 3.13 gezeigt ist. Auch bei der Breite zeigt sich, dass in den äußeren Laminatschichten größere Werte gemessen wurden, als in der Mitte des Verbundes. Es wird deutlich, dass bei den 9-schichtigen [A1-B-A2]-MAG-Laminaten größere Streuungen in der Fehlstellenbreite vorhanden sind als bei den Aufbauten mit doppelter Wandstärke.

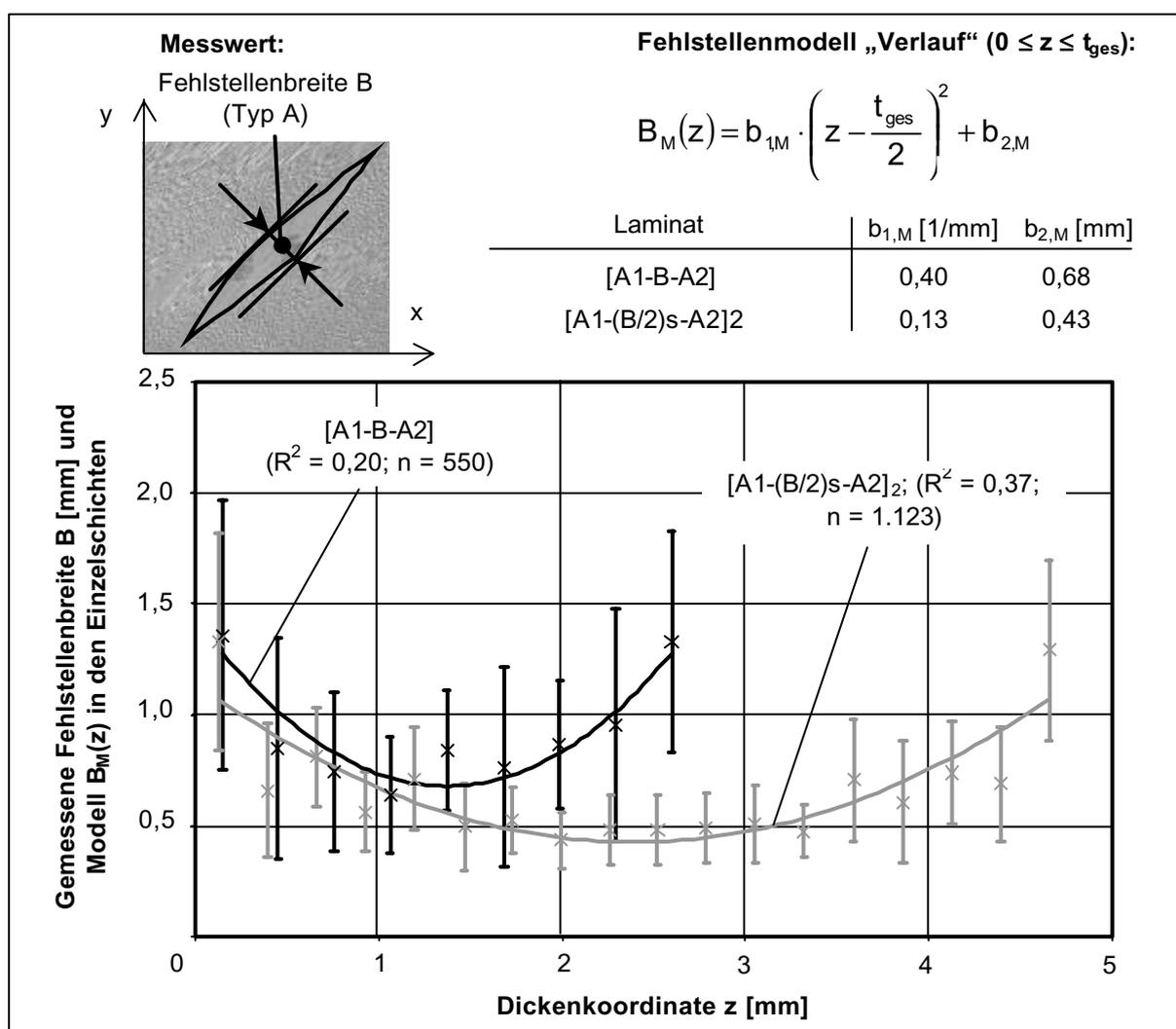


Abb. 3.13: Mittlere Fehlstellenbreite B und quadratische Approximation (Typ A)

Mit den Messwerten der Fläche, der Länge und der Breite der Fehlstellen (Abb. 3.11 - Abb. 3.13) wurden in allen Einzelschichten beider Laminataufbauten Varianzanalysen durchgeführt, um festzustellen, wie groß der Einfluss der variierten Parameter auf die Größe ist. Die Ergebnisse dieser 87 Varianzanalysen gaben wichtige Hinweise auf die zu berücksichtigenden Größen bei der Modellierung der EZ. Die wichtigsten Ergebnisse der Varianzanalysen zum Einfluss der Parameter Stichrichtung, Garnfeinheit, Nahtabstand und Stichelänge auf die Fehlstellenausbildung lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- (1) Teilweise treten große Wiederholungsfehler P_{e2} von über 50 % auf. Dies weist auf große Streuungen der gemessenen Daten hin, was im allgemeinen typisch für textilverstärkte FKV ist.
- (2) Die gemessenen Fehlstellenlängen zeigen, über alle Schichten betrachtet, keine signifikanten Abhängigkeiten von den variierten Parametern, da der Wiederholungsfehler P_{e2} sehr hohe Werte aufweist. Es wird angenommen, dass das feine Garn des MAG die Ausbildung der Fehlstellenlänge der zusätzlich eingebrachten Stiche dominiert, nicht aber die Wahl einzelner Parametereinstellungen.
- (3) Die Einflüsse der einzelnen Parameter auf die Fläche und Breite der Fehlstellen sind wesentlich höher als die Effekte von Wechselwirkungen. Daher werden sämtliche Wechselwirkungen von zwei oder mehreren Parametern an dieser Stelle nicht weiter betrachtet.
- (4) Bei starker Vereinfachung kann der Mittelwert der prozentualen Anteile P_i der Parameter i über alle Einzelschichten der Fehlstellenfläche gebildet werden. Dabei ergibt sich für die Stichrichtung ein Anteil zwischen 10 % und 13 %, die Garnfeinheit zwischen 6 % und 38 % und das Stichmuster zwischen 3 % und 11 %. Betrachtet man demgegenüber den Einfluss auf die Fehlstellenbreite, so ist zu beobachten, dass die Stichrichtung einen Anteil zwischen 10 % und 17 %, die Garnstärke zwischen 24 % und 44 % und das Stichmuster Werte zwischen 1 % und 5 % aufweist. Daraus ergibt sich wiederum ein dominierender Einfluss der Garnfeinheit auf die Ausbildung der Fehlstellenfläche und -breite gefolgt von der Stichrichtung, während sich das Stichmuster als weniger ausschlaggebend erweist.

4 Einheitszellenmodellierung vernähter Laminate

Ein zentraler Aspekt bei dem gewählten Elementarzellenansatz ist die Definition von Fehlstellen in allen Einzelschichten des zu berechnenden Laminats. In Kapitel 4.1 wird gezeigt, auf welche Art die Gesamtheit der vorhandenen Daten der Fehlstellenausbildung bei unterschiedlichen Parametereinstellungen sinnvoll zusammengefasst wird und mit einem mathematischen Ansatz der Verlauf der einzelnen Größen über der Laminatdicke beschrieben werden kann. In Kapitel 4.2 wird überprüft, inwieweit der experimentell ermittelte Elastizitätsmodul mit dem Finite-Elemente-Einheitszellenmodell nachgebildet werden kann, wenn die gemessenen Fehlstellengrößen Fläche und Breite implementiert werden. In Kapitel 4.3 wird analysiert, welche Änderung eine unterschiedliche Fehlstellenform oder verschiedener Nähparameter auf das Elastizitätsverhalten in der Laminebene einer vernähten UD-Schicht bewirken. Zum besseren Verständnis der in Kapitel 4 verwendeten Bezeichnungen ist in Abb. 4.1 das FE-Modell einer vernähten UD-Schicht skizziert.

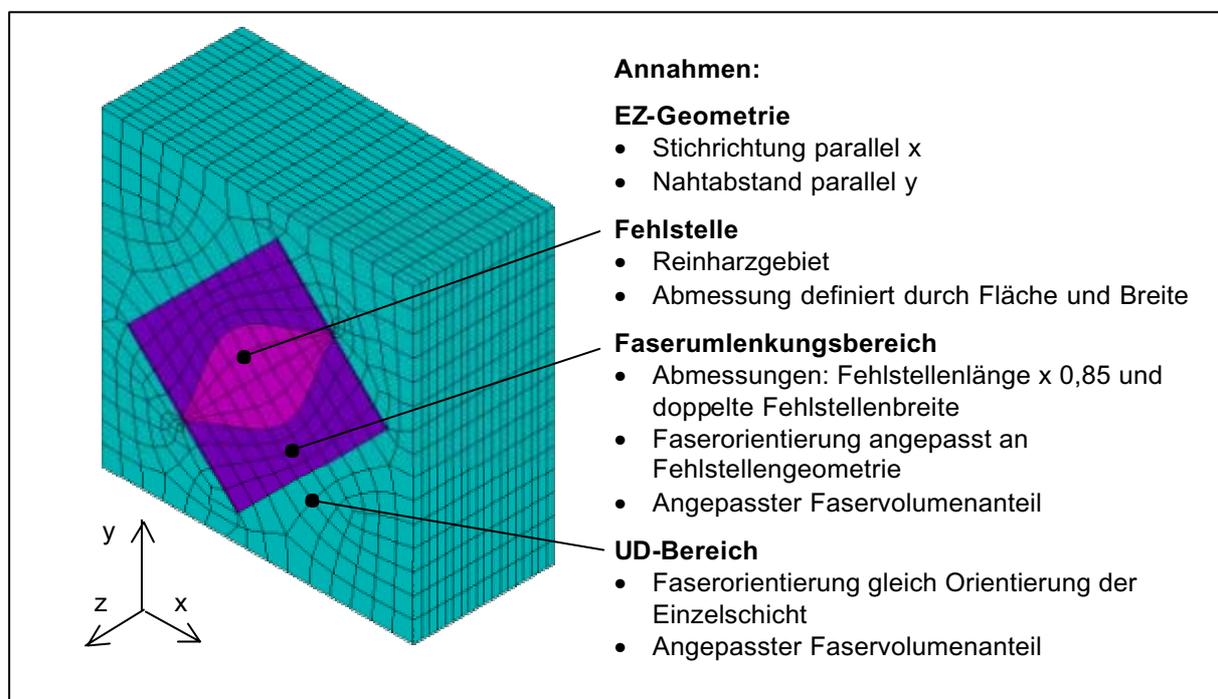


Abb. 4.1: Bezeichnungen und Annahmen zur FE-Einheitszellenmodellierung eines vernähten Laminats

4.1 Modellierung der Fehlstellencharakteristik

In Kapitel 3.3.2 wurde dargelegt, dass die Verläufe der Messwerte der Fläche A, Länge L und Breite B der Fehlstellen durch quadratische oder bi-lineare Funktionen über der Laminatdicke z approximiert werden können. Weiterführende Varianzanalysen der gemessenen Fehlstellengrößen in allen Einzelschichten zeigten, dass die Ausbildung der Fehlstellenfläche A und -breite B in erster Linie von der Wahl der Parameter Stichrichtung, Garnfeinheit, Nahtabstand und Stichelänge abhängig ist. Im Gegensatz dazu zeigte die Parametereinstellung keine statistische Signifikanz auf die Fehlstellenlänge L. Gründe hierfür können unter anderem die Limitierung der Fehlstellenlänge durch das MAG-Garn sein, was durch große Wiederholungsfehler P_{e2} von bis zu 80 % belegt wird. Daher wurde entschieden, für die durchzuführenden Simulationsrechnungen die Fläche A und die Breite B zur Beschreibung der Fehlstellenabmessung zu implementieren. Mit der Annahme einer parallelogrammförmigen Ausbildung aller Fehlstellen (Typ A) kann L aus A und B hergeleitet werden.

Auf der Grundlage von Abb.2.14 wird detailliert beschrieben, wie aus der Grundgesamtheit aller Messwerte der Fläche A, Breite B oder Länge L der Fehlstellen die benötigten Konstanten für quadratische oder lineare Approximationen abgeleitet werden können. Zunächst werden alle gemessenen Daten eines Kennwerts in allen Schichten gleichzeitig betrachtet. Mit der Methode der kleinsten Fehlerquadrate werden mittlere Konstanten (Index M) ermittelt, was in Abb. 3.11 - Abb. 3.13 den gemittelten Messwerten mit entsprechenden Standardabweichungen gegenübergestellt wurde. Dies entspricht den Schritten I bis III in Abb.2.14. Im Folgenden wird der weitere Ablauf in den Schritten IV bis VII detailliert skizziert. Der Grundgedanke ist dabei, für jede mögliche Parametereinstellung vorhandene Daten zusammenzufassen und mit der Methode der kleinsten Fehlerquadrate mittelsymmetrische, quadratische Funktionen für die Fläche A und die Breite B sowie bi-lineare Approximationen für die Länge L der Fehlstellen anzupassen. Aus den spezifischen Konstanten werden Gewichtungsfaktoren abgeleitet. Durch eine gleichzeitige Berücksichtigung aller Gewichtungsfaktoren und der Mittelwerte wird die quadratische oder lineare Funktion der entsprechenden Fehlstellengröße parameterabhängig variiert.

4.1.1 Modellierung der Fehlstellenabmessungen über der Laminatdicke

Fehlstellenfläche A (Typ A)

Es wird angenommen, dass der Verlauf der Fehlstellenfläche über der Laminatdicke $A(z)$ durch einen quadratischen, mittensymmetrischen Ansatz gemäß Gl. 4.1 beschrieben werden kann.

$$A(z) = a_{1,i} \cdot \left(z - \frac{t_{\text{ges}}}{2} \right)^2 + a_{2,i} \quad \text{Gl. 4.1}$$

In Tabelle 4.1 werden die mit der Methode der kleinsten Fehlerquadrate berechneten Konstanten $a_{1,i}$ und $a_{2,i}$ aller gemessenen Fehlstellenflächen zu den jeweiligen Parametereinstellungen dargestellt. Bei der gleichzeitigen Berücksichtigung aller Messwerte der möglichen Parametereinstellungen (Index $i = M$) wird Gl. 4.1 in Gl. V.1 (siehe Abb. 2.14) überführt.

Tabelle 4.1: Berechnete Konstanten $a_{1,i}$ und $a_{2,i}$ gemäß Fehlstellenmodell Verlauf

Parameter	Einstellung		Fehlstellenfläche $A(z)$						
			[A1-B-A2]			[A1-(B/2) _s -A2] ₂			
			$a_{1,i}$ [1]	$a_{2,i}$ [mm ²]	R^2 [1]	$a_{1,i}$ [1]	$a_{2,i}$ [mm ²]	R^2 [1]	
Mittelwerte	M		1,45	1,54	0,27	0,37	0,98	0,34	
Stichrichtung	B	E1	x	1,64	1,78	0,30	0,40	1,04	0,32
		E2	y	1,26	1,30	0,25	0,35	0,83	0,34
Garnfeinheit	C	E1	136 tex	1,92	2,03	0,29	0,36	1,19	0,39
		E2	68 tex	0,98	1,05	0,23	0,40	0,68	0,30
Nahtabstand	D	E1	5,0 mm	1,57	1,63	0,26	0,46	1,01	0,42
		E2	3,3 mm	1,33	1,44	0,29	0,30	0,86	0,30
Stichlänge	E	E1	5,0 mm	1,53	1,66	0,29	0,47	0,97	0,43
		E2	3,3 mm	1,36	1,42	0,26	0,29	0,89	0,28

Bei Kenntnis aller Konstanten $a_{1,i}$ und $a_{2,i}$ werden im nächsten Schritt die Gewichtungsfaktoren $w_{i,1}$ und $w_{i,2}$ aller Parameter i entsprechend den Konstanten $a_{1,i}$

und $a_{2,i}$ und den zu berücksichtigenden Parametereinstellungen $E1$ und $E2$ berechnet.

$$w_{\text{Parameter},1} = 1 + \frac{a_{1,\text{Parameter},E1} - a_{1,\text{Parameter},E2}}{(E1 - E2) \cdot a_{1,M}} \cdot \left(X - \frac{E1 + E2}{2} \right) \quad \text{Gl. 4.2}$$

$$w_{\text{Parameter},2} = 1 + \frac{a_{2,\text{Parameter},E1} - a_{2,\text{Parameter},E2}}{(E1 - E2)} \cdot \left(X - \frac{E1 + E2}{2} \right) \quad \text{Gl. 4.3}$$

Die Größe X in den Gln. 4.2 und 4.3 bezeichnet die frei wählbare Einstellung des Parameters i , wobei gleichzeitig eine lineare Inter- und Extrapolation zwischen vorhandenen Messdaten vorgenommen werden kann. Wird z. B. mit Gl. 4.2 der Wichtungsfaktor der Garnfeinheit $w_{C,1}$ der Konstante $a_{1,C}$ für einen [A1-B-A2]-MAG-Aufbau bestimmt, so fließen nach Tabelle 4.1 $a_{1,C,E1} = 1,92$ sowie $a_{1,C,E2} = 0,98$ mit den Einstellungen $E1 = 136 \text{ tex}$ und $E2 = 68 \text{ tex}$ und der Konstanten $a_{1,M} = 1,45$ ein. Ferner muss die frei wählbare Garnfeinheit X angegeben werden, was z. B. der Mittelwert von $E1$ und $E2$ $X = 102 \text{ tex}$ sein kann. Mit diesen Annahmen würde sich ein Wichtungsfaktor $w_{C,1} = 1$ ergeben.

Sind alle Wichtungsfaktoren $w_{i,j}$ der Parameter i der beiden Konstanten $a_{1,i}$ und $a_{2,i}$ bestimmt, werden sie mit den mittleren Konstanten aller Messwerte $a_{1,M}$ oder $a_{2,M}$ multipliziert.

$$a_1 = w_{B,1} \cdot w_{C,1} \cdot w_{D,1} \cdot w_{E,1} \cdot a_{1,M} \quad \text{Gl. 4.4}$$

$$a_2 = w_{B,2} \cdot w_{C,2} \cdot w_{D,2} \cdot w_{E,2} \cdot a_{2,M} \quad \text{Gl. 4.5}$$

Diese Konstanten a_1 und a_2 definieren den Verlauf der Fehlstellenfläche A über der Laminatdicke z auf der Grundlage aller zur Verfügung stehenden Messdaten und der frei wählbaren Einstellung der Parameter Stichrichtung (B), Garnfeinheit (C), Nahtabstand (D) und Stichtlänge (E). Der Verlauf der Fehlstellenfläche wird damit durch Gl. 4.6 beschrieben.

$$A(z) = a_1 \cdot \left(z - \frac{t_{\text{ges}}}{2} \right)^2 + a_2 \quad \text{Gl. 4.6}$$

Um den Einfluss der experimentell untersuchten Parametereinstellungen auf die Ergebnisse des Modells zu verdeutlichen, werden die aus der Gesamtheit aller möglichen Parametereinstellungen berechneten, maximalen und minimalen Fehlstellenflächen den Messdaten in Abb. 4.2 gegenübergestellt. Vor allem bei dem [A1-B-A2]-MAG-Laminat werden mit dem Fehlstellenmodell „Verlauf“ Querschnittsflächen berechnet, die teilweise Unterschiede von bis zu Faktor 3 aufweisen können. Berücksichtigt man dabei die Standardabweichungen der Experimente, so ist zu beobachten, dass diese extremen Unterschiede durchaus realistisch sind. Alle experimentell untersuchten Parameterkombinationen werden in das quadratische Modell eingegeben, um den Verlauf der Fehlstellenfläche über der Laminatdicke nachbilden zu können. Diese Fehlstellenflächen des empirischen Modells „Verlauf“ werden dann schichtenweise in das FE-EZ-Modell implementiert.

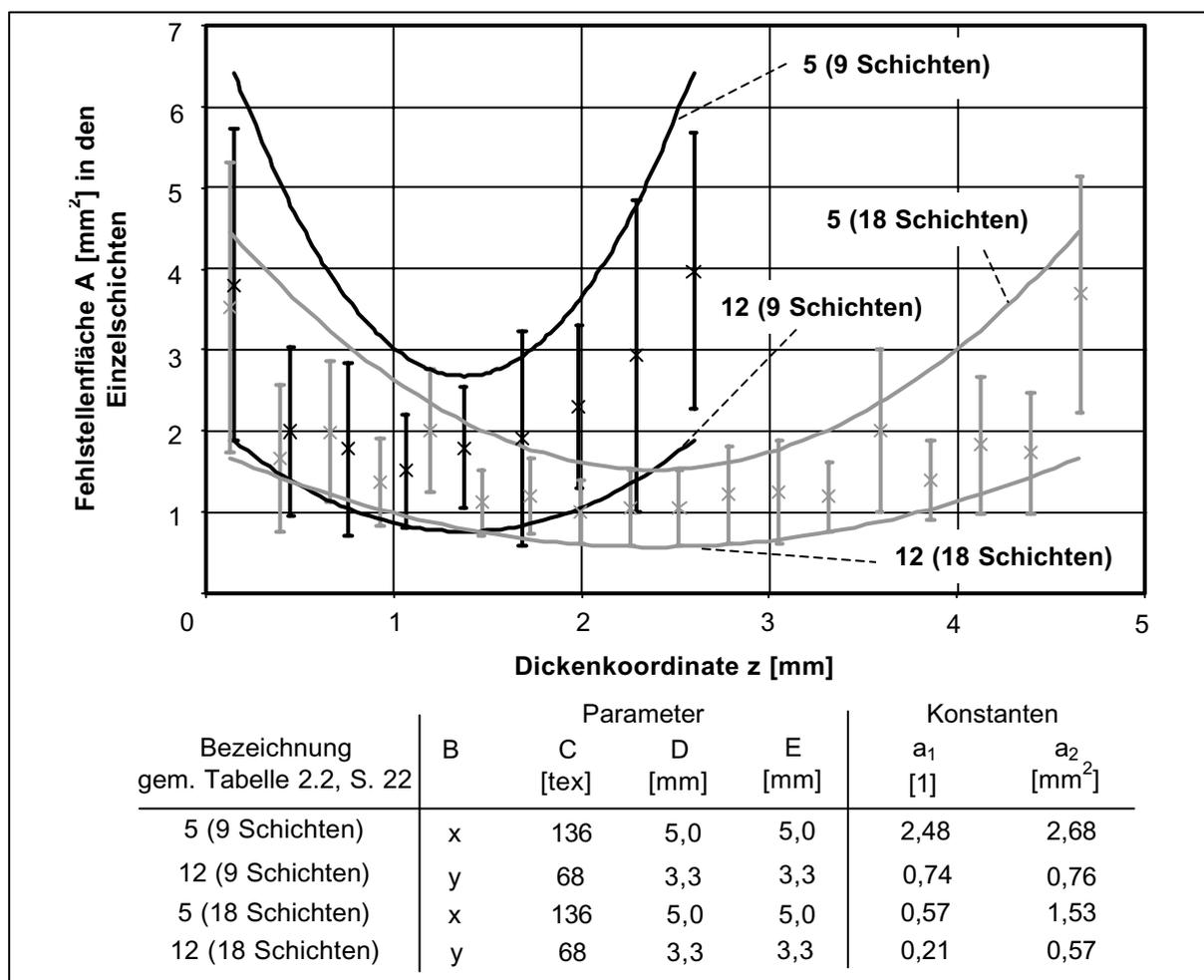


Abb. 4.2: Mittlere Fehlstellenfläche und quadratische Approximation $A(z)$ minimaler und maximaler Größe experimentell untersuchter Parameterkombinationen

Fehlstellenlänge L (Typ A)

Bei der Auswertung der Schliiffbilder wurde festgestellt, dass der Verlauf der Fehlstellenlänge in Abhängigkeit der Laminatdickenkoordinate besser durch eine bilineare Funktion mit einem Minimum in der Laminatmitte beschrieben werden kann. Die Länge wird zwar nicht in das FE-Einheitszellenmodell implementiert, allerdings werden der Vollständigkeit halber auch diese Ergebnisse dargestellt.

$$L(z) = l_{1,i} \cdot \left| z - \frac{t_{\text{ges}}}{2} \right| + l_{2,i} \quad \text{Gl. 4.7}$$

In Tabelle 4.2 sind die Konstanten $l_{1,i}$ und $l_{2,i}$ aufgeführt, die sich entsprechend den Parametereinstellungen mit der Methode der kleinsten Fehlerquadrate anhand der entsprechenden Messwerte ergeben.

Tabelle 4.2: Berechnete Konstanten $l_{1,i}$ und $l_{2,i}$ gemäß Fehlstellenmodell Verlauf

Parameter	Einstellung		Fehlstellenlänge L(z)						
			[A1-B-A2]			[A1-(B/2) _s -A2] ₂			
			$l_{1,i}$ [1]	$l_{2,i}$ [mm]	R^2 [1]	$l_{1,i}$ [1]	$l_{2,i}$ [mm]	R^2 [1]	
Mittelwerte	M		1,49	3,89	0,26	0,44	3,88	0,16	
Stichrichtung	B	E1	x	1,21	3,96	0,14	0,39	4,11	0,15
		E2	y	1,33	3,83	0,32	0,50	3,65	0,19
Garnfeinheit	C	E1	136 tex	1,17	3,95	0,19	0,33	4,13	0,10
		E2	68 tex	1,34	3,84	0,24	0,55	3,65	0,25
Nahtabstand	D	E1	5,0 mm	1,50	3,87	0,24	0,48	4,08	0,19
		E2	3,3 mm	1,05	3,92	0,19	0,40	3,70	0,16
Stichlänge	E	E1	5,0 mm	1,38	3,99	0,27	0,49	4,05	0,19
		E2	3,3 mm	1,16	3,79	0,18	0,40	3,71	0,16

Das weitere Vorgehen entspricht dem vorher Beschriebenen. Somit kann der Verlauf der Fehlstellenlänge für die jeweilige Parameterkonfiguration in Gl. 4.8 definiert werden.

$$L(z) = l_1 \cdot \left| z - \frac{t_{\text{ges}}}{2} \right| + l_2 \quad \text{Gl. 4.8}$$

In Abb. 4.3 ist der Einfluss verschiedener Parametereinstellungen auf den Verlauf der Fehlstellenlänge $L(z)$ den Mittelwerten und Standardabweichungen aller Messwerte gegenübergestellt. Im Gegensatz zur Fehlstellenfläche $A(z)$ ist festzustellen, dass die Fehlstellenlänge $L(z)$ bei dem $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ - Schichtaufbau stärker durch die dargestellten Parametereinstellungen beeinflusst wird als beim $[A1-B-A2]$ -MAG-Laminat.

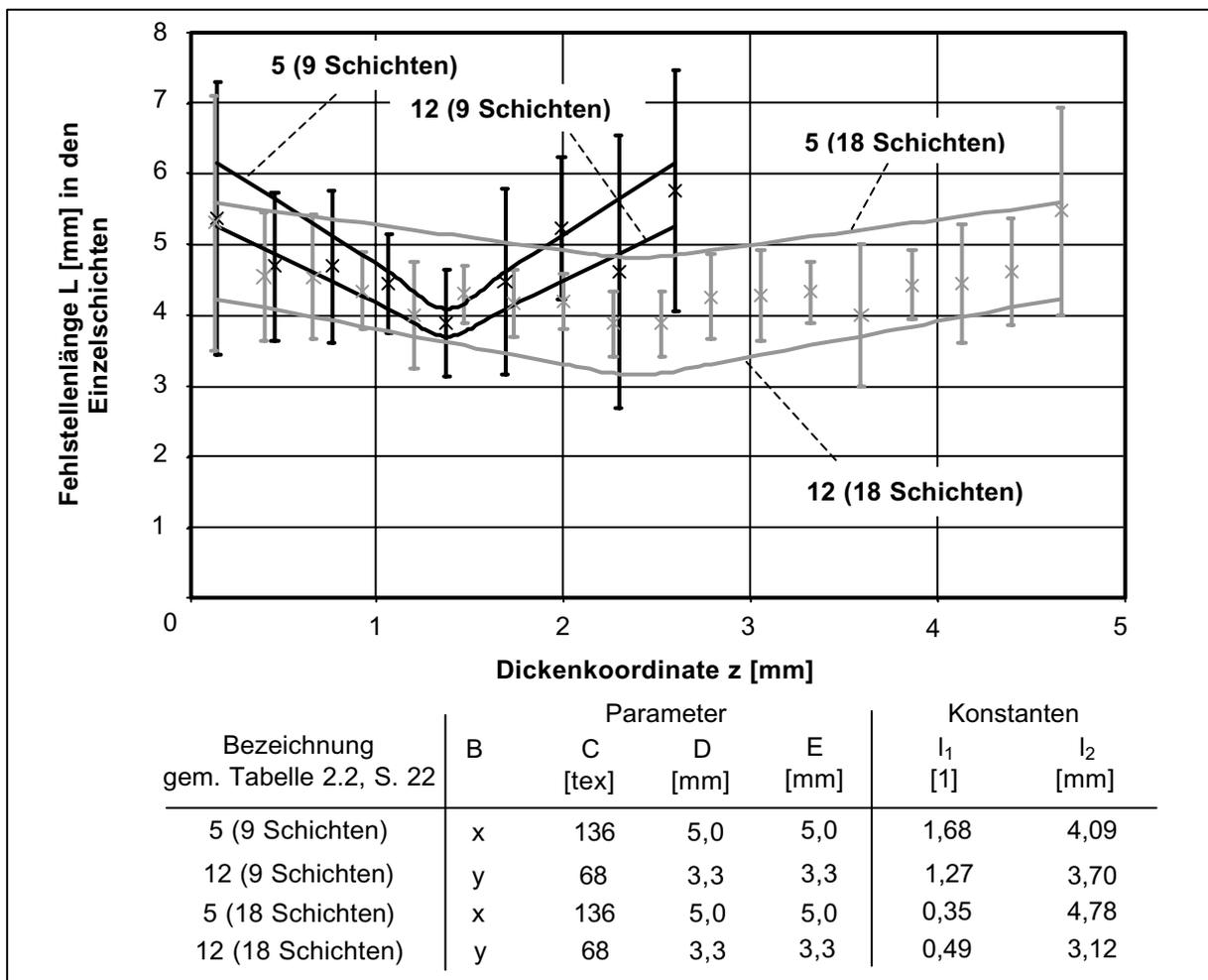


Abb. 4.3: Mittlere Fehlstellenlänge und bi-lineare Approximation $L(z)$ minimaler und maximaler Größe experimentell untersuchter Parameterkombinationen

Fehlstellenbreite B (Typ A)

Der Verlauf der Fehlstellenbreite $B(z)$ kann wiederum durch eine quadratische Funktion beschrieben werden, wobei der Einfluss aller Parametereinstellungen durch die Konstanten $b_{1,i}$ und $b_{2,i}$ erfasst wird.

$$B(z) = b_{1,i} \cdot \left(z - \frac{t_{\text{ges}}}{2} \right)^2 + b_{2,i} \quad \text{Gl. 4.9}$$

Die Konstanten $b_{1,i}$ und $b_{2,i}$, die anhand der jeweiligen Daten mit der Methode der kleinsten Fehlerquadrate ermittelt wurden, sind in Tabelle 4.1 aufgeführt. Berücksichtigt man die Gesamtheit aller gemessenen Fehlstellenbreiten (Index $i = M$), wird Gl. 4.9 in Gl V.2 überführt (siehe Abb.2.14).

Tabelle 4.3: Berechnete Konstanten $b_{1,i}$ und $b_{2,i}$ gemäß Fehlstellenmodell Verlauf

Parameter	Einstellung		Fehlstellenbreite $B(z)$						
			[A1-B-A2]		R^2 [1]	[A1-(B/2) _s -A2] ₂			
			$b_{1,i}$ [mm ⁻¹]	$b_{2,i}$ [mm]		$b_{1,i}$ [mm ⁻¹]	$b_{2,i}$ [mm]	R^2 [1]	
Mittelwerte	M		0,40	0,68	0,20	0,13	0,42	0,37	
Stichrichtung	B	E1	x	0,46	0,74	0,20	0,14	0,44	0,36
		E2	y	0,35	0,62	0,18	0,11	0,42	0,39
Garnfeinheit	C	E1	136 tex	0,56	0,85	0,13	0,11	0,53	0,37
		E2	68 tex	0,25	0,51	0,26	0,14	0,33	0,42
Nahtabstand	D	E1	5,0 mm	0,38	0,72	0,12	0,14	0,44	0,43
		E2	3,3 mm	0,42	0,64	0,26	0,11	0,41	0,38
Stichlänge	E	E1	5,0 mm	0,39	0,68	0,21	0,15	0,44	0,43
		E2	3,3 mm	0,40	0,67	0,18	0,10	0,42	0,37

Aus diesen Einzelbetrachtungen der Parametereinstellungen und dem mittleren Verlauf der Fehlstellenbreite über der Laminatdicke werden die Gewichtungsfaktoren abgeleitet. Damit ist es möglich, die allgemeine Form der Fehlstellenbreite $B(z)$ mit individuell definierten Parametereinstellungen mit den Konstanten b_1 und b_2 zu berechnen.

$$B(z) = b_1 \cdot \left(z - \frac{t_{\text{ges}}}{2} \right)^2 + b_2 \quad \text{Gl. 4.10}$$

In Abb. 4.4 sind die modellierten Fehlstellenbreiten in Abhängigkeit der variierten Parametereinstellungen den experimentell ermittelten Fehlstellenbreiten gegenübergestellt. Die verschiedenen Parametereinstellungen beeinflussen die Fehlstellenbreite erheblich, da teilweise Unterschiede von Faktor 2 bis 3 beim [A1-B-A2]-MAG-Laminat möglich sind. Ferner ist festzustellen, dass die Fehlstellenbreite beim Laminat mit doppelter Wandstärke tendenziell geringer ausfällt.

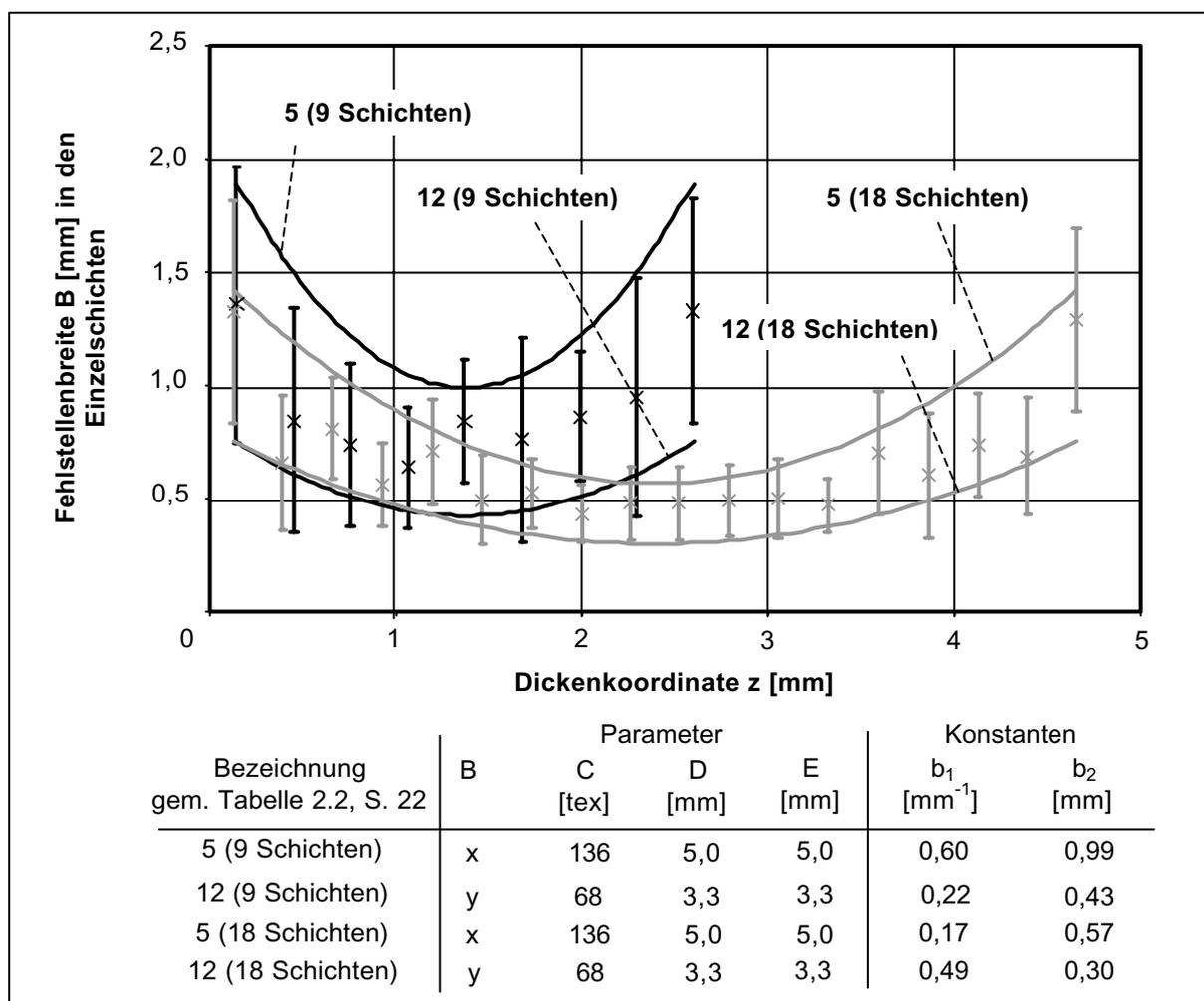


Abb. 4.4: Mittlere Fehlstellenbreite und quadratische Approximation $B(z)$ minimaler und maximaler Größe experimentell untersuchter Parameterkombinationen

4.1.2 Vereinfachte Abschätzung der Fehlstellengeometrie

Anhand der Schliffbilder wurde festgestellt, dass bei allen Parameterkombinationen immer in den Außenschichten Maximalwerte der Fehlstellenfläche, -länge und -breite gemessen wurden (siehe Kapitel 3.3.2). Diese Tatsache wird dahingehend genutzt, dass bei der vereinfachten Abschätzung der Fehlstellengeometrie diese Maximalwerte konstant über der Laminatdicke angenommen werden.

Allerdings muss an dieser Stelle eine Tatsache in aller Deutlichkeit erwähnt werden, um falschen Erwartungen entgegenzuwirken. Bei diesem stark vereinfachenden Ansatz werden nur außen sichtbare, maximale Fehlstellenabmessungen implementiert. Damit ist dieses Vorgehen hinsichtlich der Größe der Fehlstelle zwar konservativ, die maximalen Fehlstellenabmessungen müssen jedoch nicht zwangsläufig die ungünstigsten Elastizitätseigenschaften nach sich ziehen, da sehr komplexe Effekte gleichzeitig zu berücksichtigen sind, was eine einfache Überlegung verdeutlicht. Dabei wird im unvernähten und vernähten Zustand eine gleiche Wanddicke angenommen. Diese Voraussetzung ist z. B. bei geschlossenen Harzinjektionsverfahren wie dem Resin Transfer Molding (RTM) der Fall. Durch eine große Fehlstelle aufgrund eines Stichs wird ein vergleichsweise großer Anteil an Fasern aus der idealen Schichtorientierung verdrängt. Dies führt einerseits zu lokalen Änderungen der Faserorientierung, andererseits erhöht sich der Faservolumenanteil, da die Wanddicke konstant bleibt. Somit wirkt auf das resultierende Elastizitätsverhalten des vernähten Laminats einerseits die geänderte Faserorientierung und andererseits die Erhöhung des Faservolumenanteils. Welcher der beiden Effekte dominierend ist, hängt von den konkreten Fehlstellenabmessungen im Einzelfall ab.

Bei der Abschätzung des Zug- und Druck-Elastizitätsmodul vernähter MAG-Laminat (Kap. 4.2.1 und 4.2.2) wird auch dieser stark vereinfachende Ansatz der Abbildung der Fehlstellengeometrie als Maximalwerte von Fläche A und Breite B berücksichtigt. Damit ist es möglich, Vergleiche untereinander durchzuführen, und den Modellierungsaufwand der Güte der simulierten Ergebnissen gegenüberzustellen.

4.2 Validierung

Bei der Validierung der Simulationsergebnisse zur Abschätzung des Elastizitätsmoduls werden die gemessenen Fehlstellenabmessungen in den Einzelschichten entsprechend der 32 untersuchten Parametereinstellungen implementiert, um eine möglichst exakte Abbildung der Realität zu gewährleisten. Daher werden Mittelwerte der gemessenen Fehlstellenfläche und -breite für jede Einzelschicht implementiert. Anhand der Fehlstellenabmessungen und der Parameter Stichrichtung, Nahtabstand und Stichtlänge sowie dem jeweiligen Schichtaufbau des Zug- und Drucklaminats werden die einzelnen Elementarzellen modelliert.

Für jede Elementarzelle werden 6 Verzerrungslastfälle entsprechend dem Hooke'schen Elastizitätsgesetz für den ebenen Spannungszustand berechnet (siehe Tabelle 2.4). In der experimentellen Parameterstudie wurden Prüfungen parallel zur Richtung x und y durchgeführt. Der Elastizitätsmodul in diesen beiden Richtungen kann mit einer Elementarzelle berechnet werden, wobei der erste Lastfall einer Dehnung ε_x und der zweite Lastfall einer um 90° um die z -Achse gedrehten Dehnung ε_y entspricht. Somit ergeben sich die Elastizitätsmoduln E_x und E_y aus den Reziprokwerten der Nachgiebigkeitskoeffizienten A_{11}^* bzw. A_{22}^* , jeweils multipliziert mit der Laminatdicke t_{ges} . Damit werden mit einer Elementarzellenmodellierung die Experimente für beide Richtungen x und y abgedeckt (Parametereinstellungen 1 und 17, 2 und 18 usw.).

Ferner wird berücksichtigt, dass beim Vakuuminfusionsverfahren aufgrund der eingebrachten Stiche teilweise Änderungen der Wanddicke im Vergleich zum unvernähten Verbund auftreten, wodurch der Faservolumenanteil beeinflusst wird. Daher wird für jede Parametereinstellung ein Mittelwert der Probendicke t_{vern} ermittelt, der auf die Dicke des unvernähten Laminats t_{unv} bezogen wird. Mit diesem Verhältnis und der Fehlstellengröße in der Einzelschicht wird die Änderung des Faservolumenanteils durch Vernähen berücksichtigt (siehe Gl. 2.13).

4.2.1 Scheiben-Zug-Elastizitätsmodul

In Abb. 4.5 sind die verwendeten Elementarzellen für das Zuglaminat entsprechend der Parameterkonfiguration mit dem Wanddickenverhältnis ($t_{\text{unv.}}/t_{\text{vern.}}$) angegeben. Im unvernähten Zustand war $t_{\text{unv.}} = 2,75$ mm.

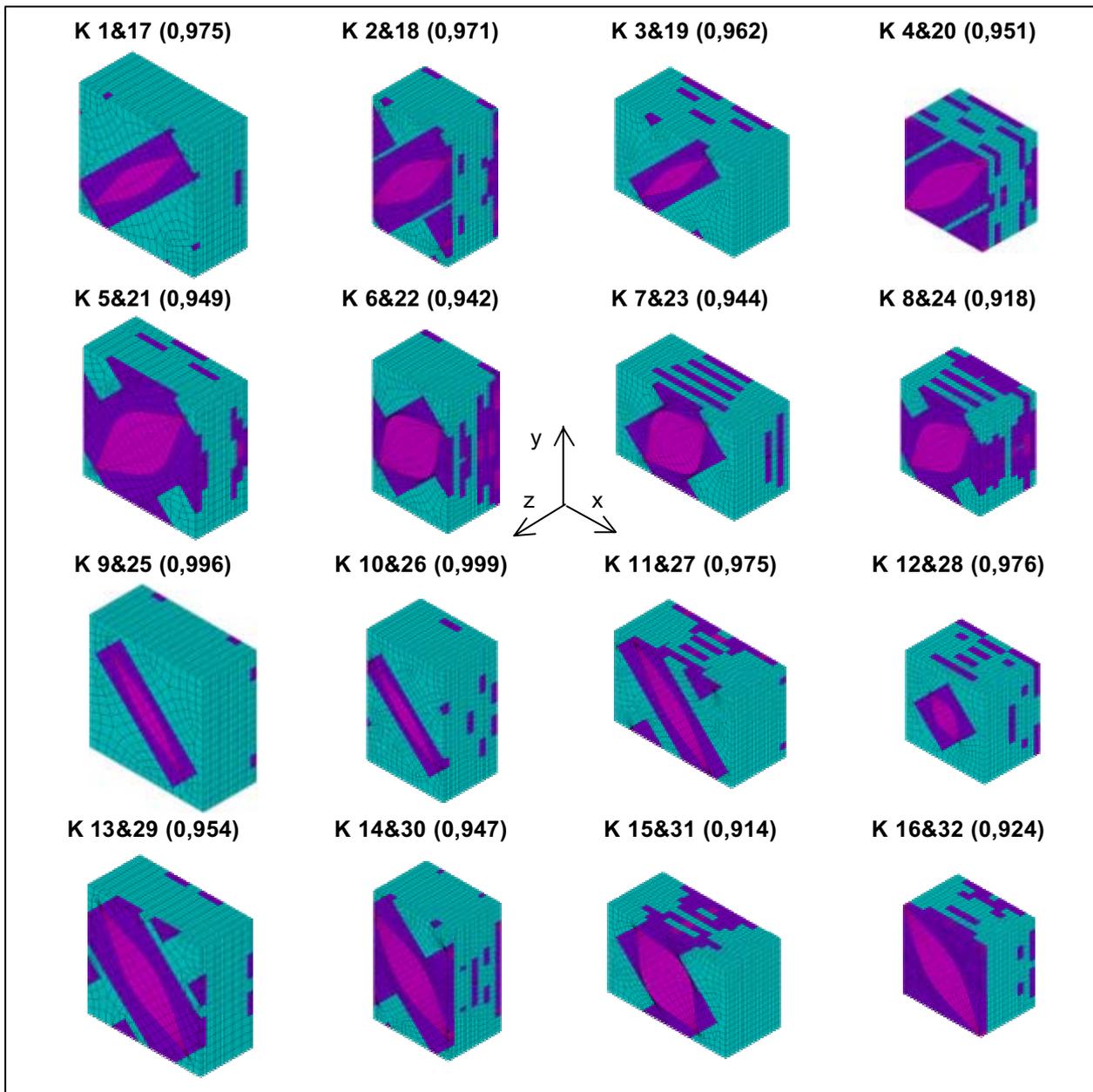


Abb. 4.5: Elementarzellen zur Validierung der Simulationsergebnisse des Zug-Elastizitätsmoduls vernähter [A1-B-A2]-MAG-Laminat

Anhand der EZ aus Abb. 4.5 wurde der Zug-Elastizitätsmodul der vernähten [A1-B-A2]-MAG-Lamine berechnet und den experimentell ermittelten Kennwerten aus Tabelle 3.1 gegenübergestellt. Alle in Abb. 4.6 aufgeführten Ergebnisse sind auf den experimentell ermittelten Zug-Elastizitätsmodul des unvernähten [A1-B-A2]-MAG-Lamins bezogen. Aus Abb. 4.6 wird deutlich, dass bei 14 von insgesamt 32 Parameterkombinationen der theoretisch ermittelte Zug-Elastizitätsmodul innerhalb des Streubands der jeweiligen experimentellen Stichprobe liegt. Summiert man alle Abweichungen zwischen dem experimentellen Mittelwert und dem theoretischen Zug-Elastizitätsmodul betragsmäßig auf und teilt durch die Anzahl der Berechnungen, so ergibt sich eine mittlere Abweichung von etwa 5 %.

Bei den Simulationsergebnissen in Abb. 4.6 wurde die gemessene Fehlstellenfläche A und -breite B schichtweise implementiert. Würde statt der Breite B die Fehlstellenlänge L implementiert werden, erhielte man eine mittlere Abweichung von etwas über 5 %, wobei 12 Simulationsergebnisse innerhalb der experimentellen Standardabweichung lägen. Daher ist es hier unwesentlich, welche Fehlstellenabmessung neben der Fläche A vorgegeben wird.

Allerdings sind bei den Kombinationen 6 und 14 erhebliche Unterschiede in Höhe von 11,2 % bzw. 16,5 % zwischen Experiment und FE-Berechnung festzustellen. In beiden Fällen wird mit einem 136-tex-Garn mit einem Nahtabstand von 5,0 mm und einer Stichlänge von 3,3 mm vernäht. Bei Kombination 6 wird parallel zu x, bei 14 senkrecht dazu vernäht. Warum gerade bei diesen Parameterkombinationen diese großen Abweichungen auftreten, ist nicht nachzuvollziehen, zumal bei den Kombinationen 22 und 30 der Zug-Elastizitätsmodul parallel zur y-Richtung mit den gleichen Einheitszellenmodellierungen berechnet wird und keine auffälligen Unterschiede im Vergleich zu den experimentell zugehörigen Kennwerten zeigt. Dennoch kann aufgrund der Gegenüberstellung der theoretischen mit den experimentellen Ergebnissen vernähter [A1-B-A2]-MAG-Lamine in Abb. 4.6 festgestellt werden, dass bei bekannten Fehlstellenabmessungen der vorgestellte Elementarzellenansatz geeignet ist, den Einfluss verschiedener Nähparameter auf den Zug-Elastizitätsmodul korrekt abzubilden.

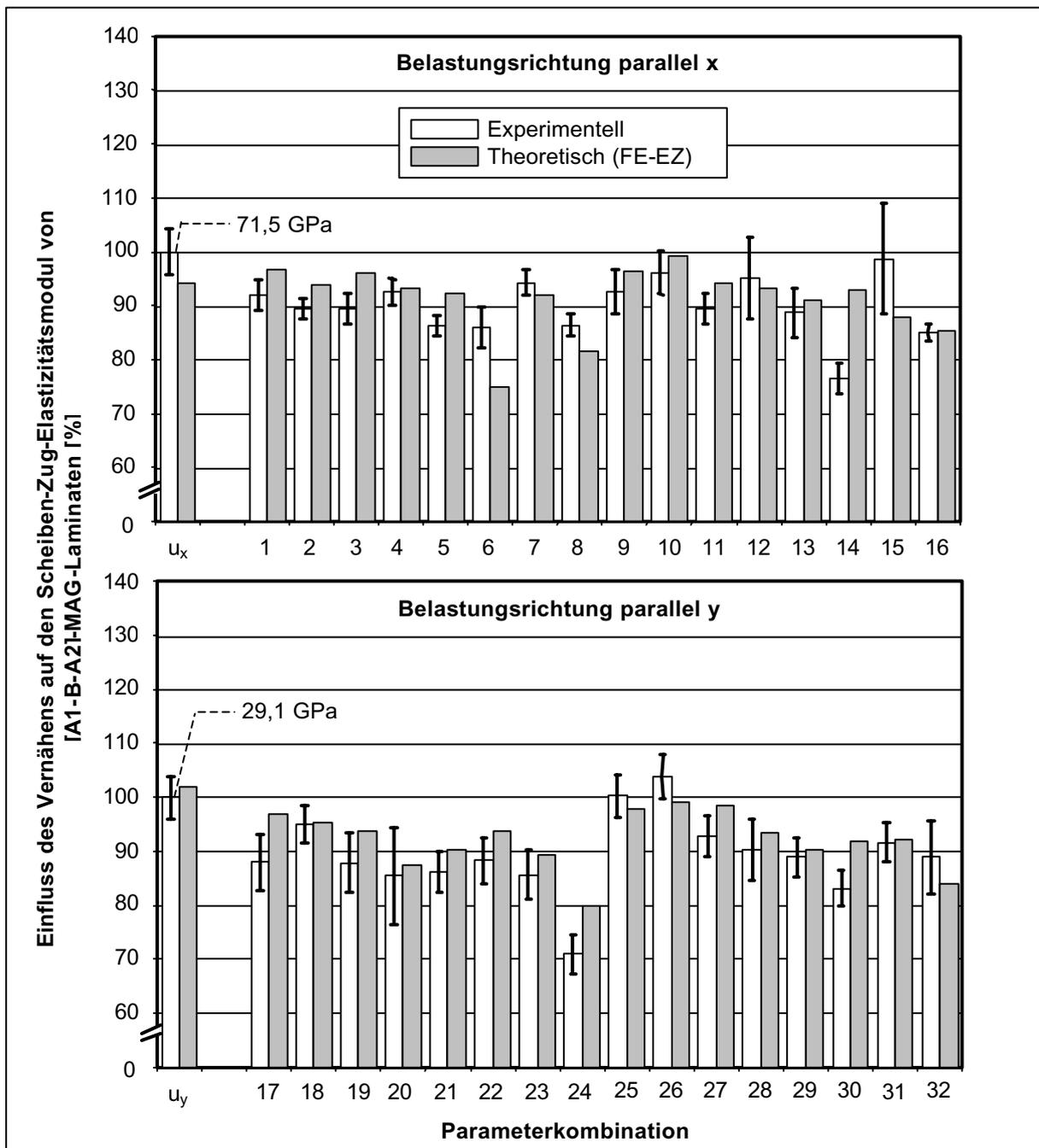


Abb. 4.6: Experimentell und theoretisch ermittelter Zug-Elastizitätsmodul unvernähter und vernähter [A1-B-A2]-MAG-Laminare, Fehlstellencharakteristik gemessene Fehlstellenfläche A und -breite B

In der Regel ist aber nicht bekannt, wie sich die Fehlstellen im Stichbereich jeder einzelnen Schicht ausbilden. Daher werden in Abb. 4.7 die Ergebnisse der Zug-Elastizitätsmodulberechnung mit zwei unterschiedlichen Ansätzen zur Berücksichtigung der Fehlstellenausbildung im Laminat vorgestellt. Neben den weiß

dargestellten experimentellen Ergebnissen in Abb. 4.7 sind die Resultate der quadratischen Ansätze zur Beschreibung des Verlaufs der Fehlstellenfläche $A(z)$ und der -breite $B(z)$ über der Laminatdickenkoordinate z hellgrau schattiert, die in Kapitel 4.1.1 mit der Bezeichnung „Verlauf“ eingeführt wurden. Ferner stellen die dunkelgrauen Balken die Ergebnisse für den vereinfachten Ansatz der Fehlstellengeometrie anhand der maximalen Fläche A_{\max} und Breite B_{\max} in den Außenschichten dar, die als konstant für alle Einzelschichten angenommen wurden (siehe Kapitel 4.1.2, Bezeichnung „Maximal“).

Werden für die Fehlstellenbeschreibungen im Stichbereich die quadratischen Ansätze verwendet, so ergibt sich eine mittlere betragsmäßige Abweichung zwischen Experiment und FE-EZ von etwa 5%, wobei 12 der 32 Parameterkombinationen innerhalb der experimentellen Streuung liegen. Dieses Ergebnis liegt in der Größenordnung der Resultate, wenn gemessene Fehlstellen implementiert werden (vgl. Abb. 4.6). Werden die Maximalwerte der Fehlstellenfläche und -breite für alle Schichten implementiert, ergibt sich eine mittlere betragsmäßige Abweichung von knapp unter 7%, wobei 10 von 32 Kombinationen innerhalb der Streuung der experimentell ermittelten Kennwerte liegen. Auch dieses Ergebnis ist akzeptabel, wenn man berücksichtigt, dass nur von außen sichtbare Fehlstellenabmessungen angenommen werden. Allerdings sollten zwei Aspekte beachtet werden. Mit Ausnahme der Kombinationen 3 und 26 wird mit diesem pauschalen Ansatz generell ein geringerer Zug-Elastizitätsmodul berechnet als mit dem quadratischen Ansatz. Ferner zeigte sich bei allen Parameterkombinationen, bei denen mit einem 136-tex-Garn parallel zur Vorzugsrichtung x vernäht wurde (5 – 8 und 21 – 24), ein deutlich reduzierter Zug-Elastizitätsmodul von teilweise über 18% gegenüber dem quadratischen Ansatz.

Aus Abb. 4.7 wird deutlich, dass mit einem quadratischen Ansatz für die Fehlstellenfläche und die -breite der Zug-Elastizitätsmodul vernähter [A1-B-A2]-MAG-Lamine mit einer ähnlichen Genauigkeit abgebildet werden kann wie bei der Implementierung der Messwerte. Im Gegensatz dazu stellte sich heraus, dass mit der pauschalen Annahme der größten Fehlstellenfläche A_{\max} und -breite B_{\max} in allen Schichten vor allem bei einer hohen Garnfeinheit in Verbindung mit der Nährichtung parallel zur Vorzugsrichtung x ein im Vergleich zum Experiment zu geringer Zug-

Elastizitätsmodul berechnet wird. Daher kann diese pauschale Annahme nur sehr eingeschränkt zur Abschätzung des Zug-Elastizitätsmoduls empfohlen werden.

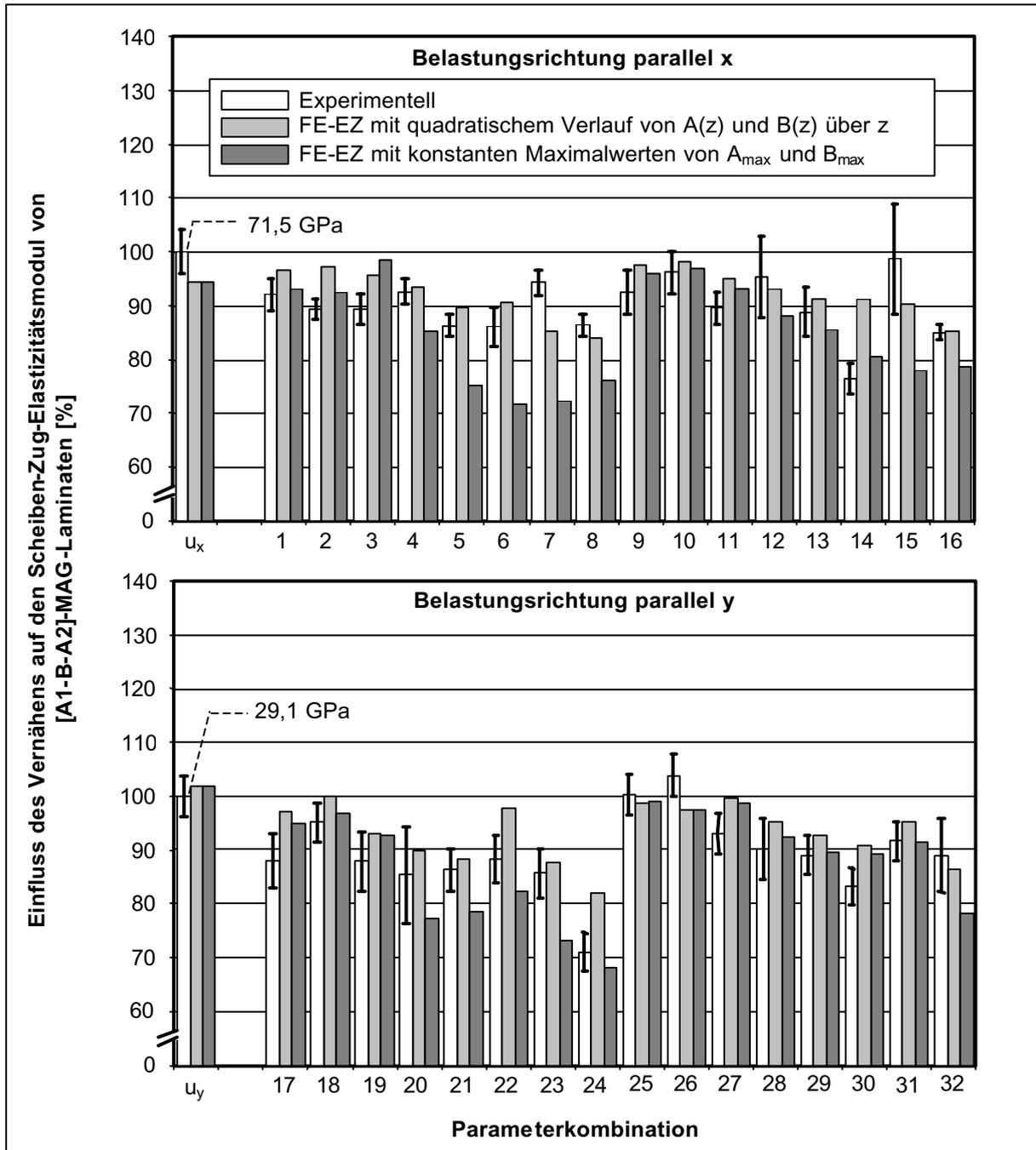


Abb. 4.7: Experimentell und theoretisch ermittelter Zug-Elastizitätsmodul unvernähter und vernähter [A1-B-A2]-MAG-Lamine, Fehlstellencharakteristik, quadratischer Verlauf sowie konstante Maximalwerte von Fläche A und Breite B über Laminatdicke z

4.2.2 Scheiben-Druck-Elastizitätsmodul

In Abb. 4.8 sind die Elementarzellen zur Validierung der Simulationsergebnisse für den Druck-Elastizitätsmodul skizziert, wobei in Klammern wiederum das Wanddickenverhältnis ($t_{\text{unv.}}/t_{\text{vern.}}$) zwischen unvernähten und vernähten Laminaten angegeben ist. Für den Druckaufbau wurde eine Dicke $t_{\text{unv.}} = 4,78$ mm gemessen.

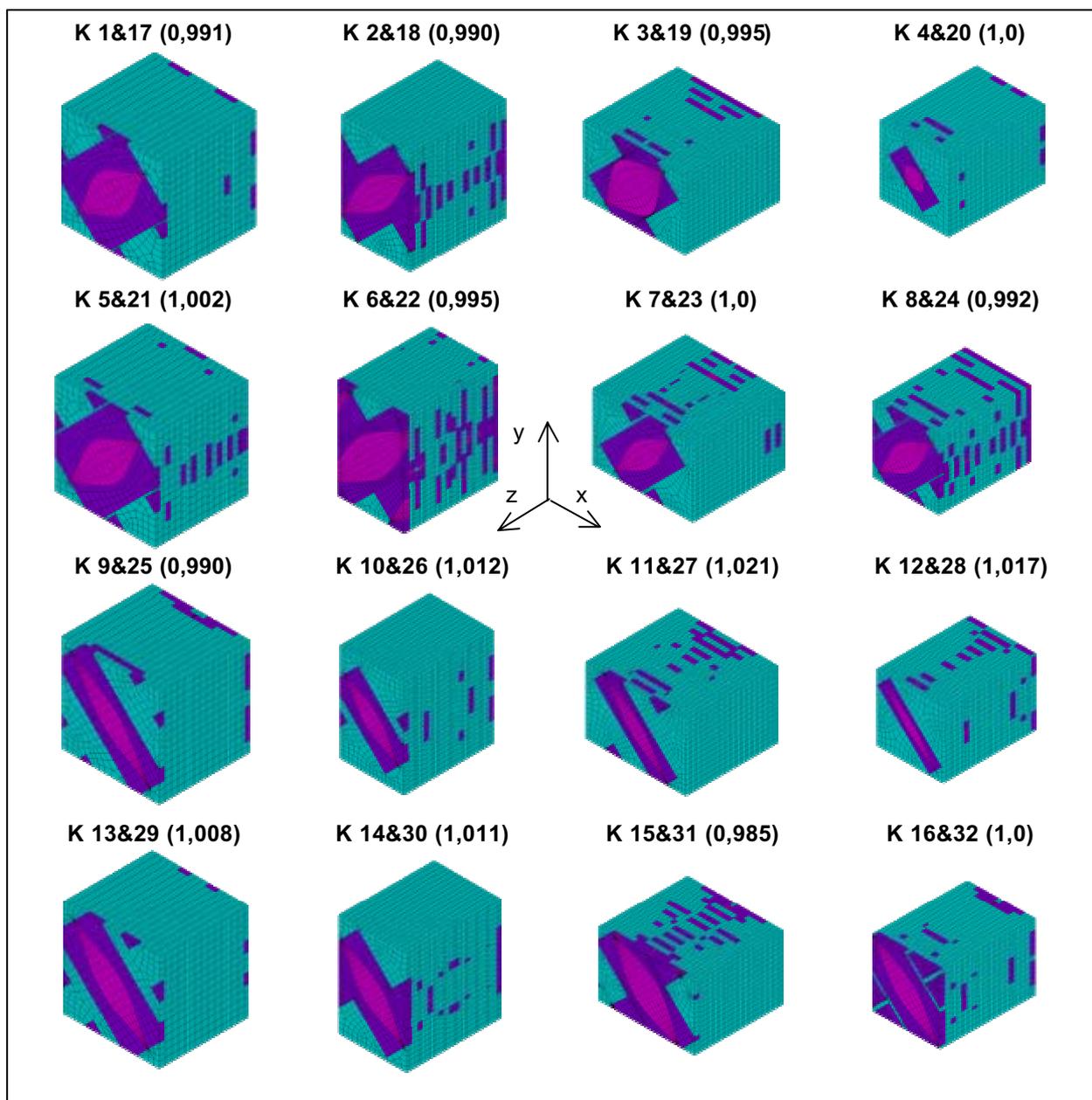


Abb. 4.8: Elementarzellen zur Validierung der Simulationsergebnisse des Druck-Elastizitätsmoduls vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminate

Aus Abb.4.9 wird deutlich, dass der Druck-Elastizitätsmodul durch zusätzliches Vernähen, je nach Parameterwahl, entweder gesteigert, reduziert oder auch nicht nachweisbar beeinflusst wird. Auffällig ist aber, dass im unvernähten Zustand parallel zur Vorzugsrichtung x eine Differenz von 13 % zwischen dem experimentellen und theoretischen Ergebnis auftritt. Dies ist möglicherweise ein Hinweis darauf, dass zwei B/2-Gelege nicht das gleiche Steifigkeitsverhalten parallel zur Richtung x aufweisen, wie ein B-Gelege.

Für den in Abb.4.9 angegebenen Druck-Elastizitätsmodul wird eine mittlere betragsmäßige Abweichung von etwas über 6 % berechnet, wobei die Fehlstellengeometrie wiederum über die Messwerte für die Fläche A und die Breite B in jeder Schicht implementiert wurde. Von den 32 Parameterkombinationen liegt bei 19 Einstellungen der theoretisch ermittelte Druck-Elastizitätsmodul innerhalb der experimentellen Streuung. Würde statt B die Fehlstellenlänge L implementiert werden, läge die mittlere betragsmäßige Abweichung ebenfalls bei circa 6% und auch 19 von 32 berechneten Druck-Elastizitätsmoduln innerhalb der experimentellen Streuung.

Auffällig sind die Steigerungen des Druck-Elastizitätsmoduls bei den Kombinationen 5 und 6 in Höhe von 22 % bzw. 16 % im Vergleich zum unvernähten $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminat. Bei diesen Kombinationen, bei denen parallel zur Vorzugsrichtung geprüft wurde, wurde mit einem 136-tex-Garn in x -Richtung vernäht, wobei der Nahtabstand 5,0 mm betrug und eine Stichelänge von 5,0 mm oder 3,3 mm gewählt wurde. Diese Erhöhungen des Druck-Elastizitätsmoduls können nicht mit dem FE-EZ-Modell erfasst werden, wobei Modellierungsfehler auszuschließen sind, da mit den gleichen Elementarzellen auch die Druck-Elastizitätsmoduln in der Querrichtung y für die Kombinationen 21 und 22 berechnet wurden. Dabei sind Unterschiede zwischen dem experimentellen Mittelwert und dem theoretischen Ergebnis in Höhe von etwa 6 % oder annähernd 9 % aufgetreten.

Zusammenfassend ist festzustellen, dass die abgeschätzten Kennwerte des Druck-Elastizitätsmoduls von $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminaten durch zusätzliches Vernähen um den Wert des unvernähten Laminats sowohl in positiver als auch in negativer Richtung streuen. Reduktionen des Druck-Elastizitätsmoduls können mit dem FE-EZ-Modell im Allgemeinen gut erfasst werden, wohingegen die sehr deutlichen Steigerungen in Einzelfällen nicht nachgebildet werden können.

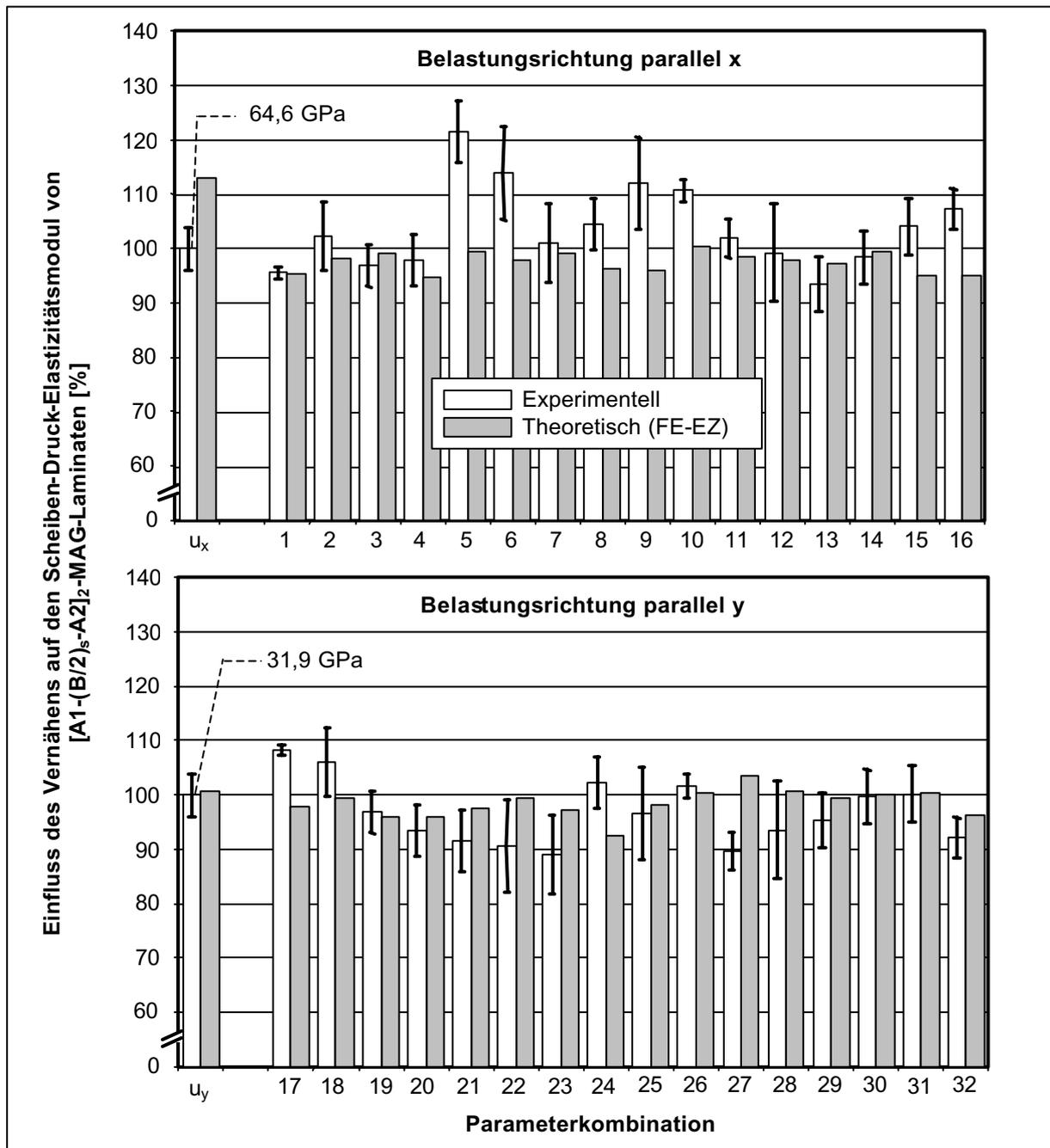


Abb. 4.9: Experimentell und theoretisch ermittelter Druck-Elastizitätsmodul unvernähter und vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Laminare, Fehlstellencharakteristik gemessene Fehlstellenfläche A und -breite B

In Abb. 4.10 werden die Ergebnisse der Druck-Elastizitätsmodulberechnung der beiden Ansätze „Verlauf“ und „Maximum“ den experimentellen Resultaten gegenübergestellt. Unter der Annahme eines quadratischen Verlaufs der Fehlstellenfläche A und -breite B über der Laminatdicke z wird eine mittlere, betragsmäßige Abweichung zum experimentell ermittelten Druck-Elastizitätsmodul in Höhe von etwas über 6 % berechnet. Dabei liegen 16 Werte bei insgesamt 32 möglichen Parameterkombinationen innerhalb der experimentellen Streuung. Dieses Ergebnis liegt in der Größenordnung der Kennwerte, wenn für jede Einzelschicht die gemessene Fehlstellenfläche und -breite implementiert wird (vgl. Abb. 4.9).

Bei der Anwendung der Variante „Maximum“, wobei die größte Fehlstellenfläche A und -breite B in den äußeren Schichten für alle Einzelschichten implementiert wird, kann der Druck-Elastizitätsmodul nicht zufriedenstellend abgebildet werden. Tendenziell sind die theoretisch abgeschätzten Druck-Elastizitätsmoduln zu niedrig. Die mittlere betragsmäßige Abweichung zum experimentellen Kennwert liegt in etwa bei 15 %. In diesem Zusammenhang fallen in Abb. 4.10 vor allem zwei Parameterkombinationen auf. Bei den Kombinationen 5 und 6 (Garnstärke 136 tex, Nahtabstand 5,0 mm, Stichelänge 5,0 mm bzw. 3,3 mm, Nährichtung x , Prüfrichtung x) wird ein im Vergleich zum Mittelwert der experimentellen Messreihe um 58 % bzw. 53 % zu niedriger Druck-Elastizitätsmodul berechnet. Bei diesen beiden Konfigurationen waren im Experiment deutliche Steigerungen des Druck-Elastizitätsmoduls in der Größenordnung von 22 % bzw. 16 % verglichen mit dem unvernähten Verbund festzustellen. Es wird davon ausgegangen, dass gerade die oben angegebenen Parameterkombinationen besonders ausgeprägte Fehlstellen in den Laminataußenflächen aufweisen, deren Abmessungen zur Mitte hin sehr stark abnehmen. Dies erklärt, weshalb bei dem Ansatz „Verlauf“ etwas bessere Schätzwerte mit Abweichungen in Höhe von 25 % bzw. 16 % verglichen mit dem experimentellen Ergebnis erzielt werden.

Bereits bei der Untersuchung des [A1-B-A2]-MAG-Laminats in Abb. 4.7 wurde darauf hingewiesen, dass sich der Ansatz der Maximalwerte der Fehlstellenfläche und Breite aufgrund hoher Abweichungen zum Experiment (siehe Parameterkombinationen 5–8) nicht eignet, den Zug-Elastizitätsmodul ausreichend genau abzubilden. Aufgrund der Ergebnisse der Simulationsrechnungen in Abb. 4.10 kann der Ansatz „Maximum“ zur Abschätzung des Druck-Elastizitätsmoduls

vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -Lamine ebenfalls nicht empfohlen werden, vor allem, wenn mit einem 136-tex-Garn parallel zur Vorzugsrichtung x genäht werden soll.

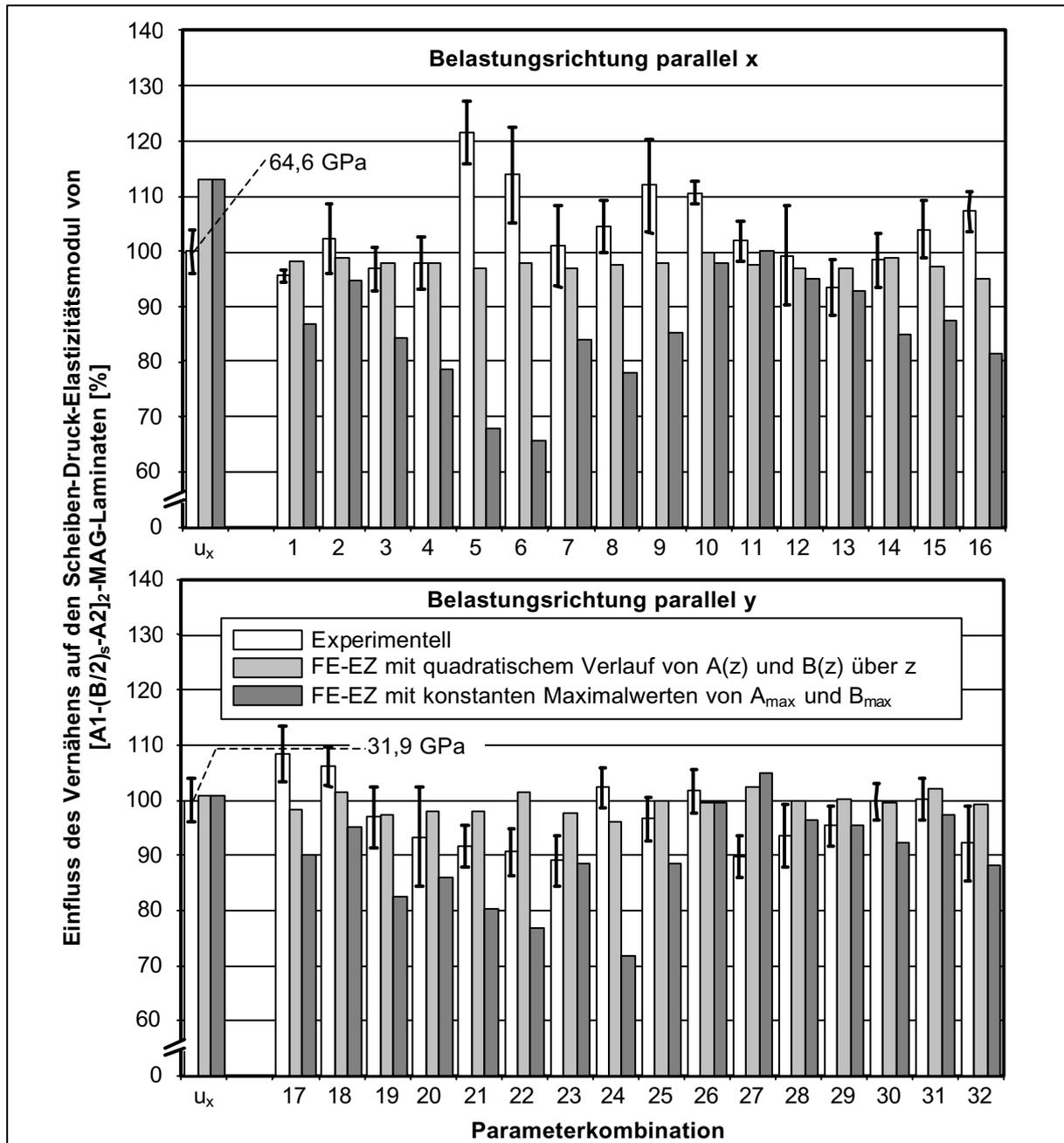


Abb. 4.10: Experimentell und theoretisch ermittelter Druck-Elastizitätsmodul unvernähter und vernähter $[A1-(B/2)_s-A2]_2$ -MAG-Lamine, Fehlstellencharakteristik quadratischer Verlauf sowie konstante Maximalwerte von Fläche A und Breite B über Laminatdicke z

4.3 Elastizitätsverhalten einer vernähten UD-Schicht

Je nach Wahl verschiedener Nähparameter wird das Elastizitätsverhalten einer vernähten UD-Schicht im Vergleich zum unvernähten Verbund beeinflusst. Am Beispiel einer in Dickenrichtung vernähten UD-Schicht werden Nähparameter systematisch variiert, um Tendenzen auf das Elastizitätsverhalten herauszuarbeiten. Die Grundlage der folgenden Untersuchung bildet die Basiselementarzelle einer vernähten UD-Schicht (CF-EP, $t_{\text{ges}} = 2,25 \text{ mm}$), die in Abb. 4.11 dargestellt ist.

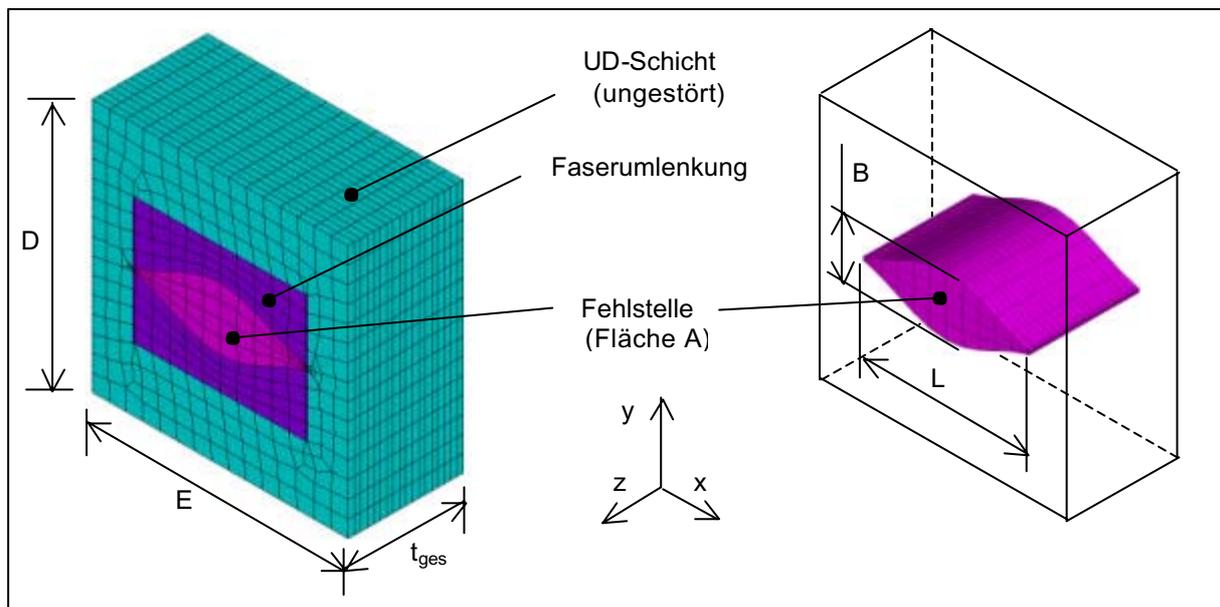


Abb. 4.11: Basiselementarzelle einer vernähten CF-EP-UD-Schicht (Basis-EZ)

Es wird angenommen, dass parallel zur Richtung x mit einer Stichlänge E und einem Nahtabstand D von jeweils 5 mm vernäht wird. Die Fläche A der Fehlstelle in Höhe von $2,5 \text{ mm}^2$ ist konstant über die Laminatdicke z , wobei deren Länge L der Fehlstelle $4,0 \text{ mm}$ und deren Breite $1,25 \text{ mm}$ beträgt. Die Faserorientierung in der UD-Schicht (Rotationswinkel γ) wird zwischen 0° und 180° mit einer Schrittweite von 15° variiert, um das gesamte Elastizitätsspektrum in der Laminebene xy abzubilden. Der positive Rotationswinkel ist im mathematisch positiven Drehsinn definiert (siehe Abb. 1.2). Zur Berechnung der Elastizitätskennwerte werden sechs Lastfälle entsprechend den Verzerrungen des Hooke'schen Elastizitätsgesetzes für den ebene Spannungszustand (siehe Tabelle 2.4) berechnet. Ferner wird angenommen, dass ein geschlossenes Werkzeug verwendet wird (z. B. RTM-Verfahren), d. h. es tritt keine Änderung der Laminatdicke t_{ges} durch das Vernähen

auf. Alle Ergebnisse beziehen sich auf die Elastizitätsgröße im unvernähten Zustand, was der Lösung der Klassischen Laminattheorie (CLT) entspricht (Nulllinie).

In Abb. 4.12 ist beispielhaft der Einfluss des Vernähens auf den Elastizitätsmodul parallel zur Richtung x bei verschiedenen Rotationswinkeln γ dargestellt. Der Elastizitätsmodul parallel zur Faserrichtung (0° und 180°) wird durch zusätzliches Vernähen um bis zu 15 % im Vergleich zur unvernähten UD-Schicht reduziert. Dieses Ergebnis ist nachzuvollziehen, da lasttragende Fasern durch den Stich aus der Belastungsrichtung herausgedrückt werden. Bei Rotationswinkeln zwischen 15° und 165° wird eine Steigerung des Elastizitätsmoduls E_x berechnet, was im Wesentlichen auf zwei Effekte zurückzuführen ist. Einerseits werden durch den zusätzlichen Stich Fasern in Richtung der Belastungsrichtung x verdrängt. Andererseits tritt aufgrund der konstanten Dicke in der vernähten UD-Schicht eine Steigerung des Faservolumenanteils im Gebiet der Faserumlenkung und des UD-Bereichs auf, die vor allem bei diesen Winkeln Einfluss zeigt und eine Erhöhung des Elastizitätsmoduls verursacht.

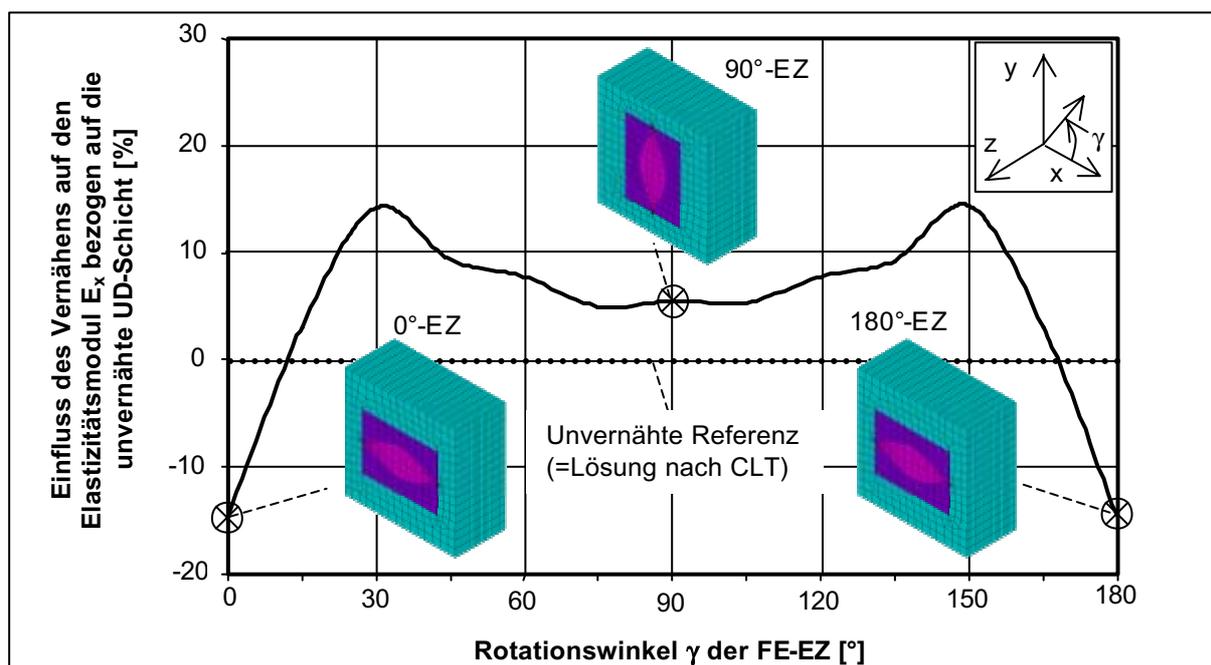


Abb. 4.12: Einfluss des Vernähens auf den Elastizitätsmodul E_x einer Basis-EZ im Vergleich zum unvernähten Verbund (Parameter: $D = E = 5$ mm; $B = 1,25$ mm, $L = 4,0$ mm, konstante Fehlstellengeometrie über der Laminatdicke z)

4.3.1 Variation der Fehlstellenform

Bei der Variation der Fehlstellenform wird der Einfluss unterschiedlicher Fehlstellenausprägungen auf die Elastizitätskennwerte untersucht.

Eine sogenannte V-Form der Fehlstelle (Abb. 4.13, linke EZ) beschreibt einen modifizierten Doppelsteppstich mit zu hoher Fadenspannung, wobei die Verknotungslage zwar auf der Unterseite ist, die Fehlstellenfläche $A(z)$ und -länge $L(z)$ aber linear über z verlaufen (Aufspreizungen!). Bei der Variante V1 entspricht das Fehlstellenvolumen dem der Basis-EZ. Eine stärkere Ausprägung wird in der Variante V2 berücksichtigt, wobei das Volumen der Fehlstelle im Vergleich zur Basis-EZ um 50 % erhöht ist. Weiterhin wird eine X-Form der Fehlstelle untersucht, die einen Doppelsteppstich mit Verknotungslage in der Laminatmitte abbildet (Abb. 4.13, rechte EZ), wo eine minimale Fehlstellenfläche und -länge vorhanden ist. Bei der Variante X1 wird, wie bei V1, vom gleichen Fehlstellenvolumen wie bei der Basis-EZ ausgegangen. Die zweite Form X2 beschreibt eine stärkere Ausprägung der X-Form, wobei ein ebenfalls um 50 % erhöhtes Fehlstellenvolumen zugrunde gelegt wird.

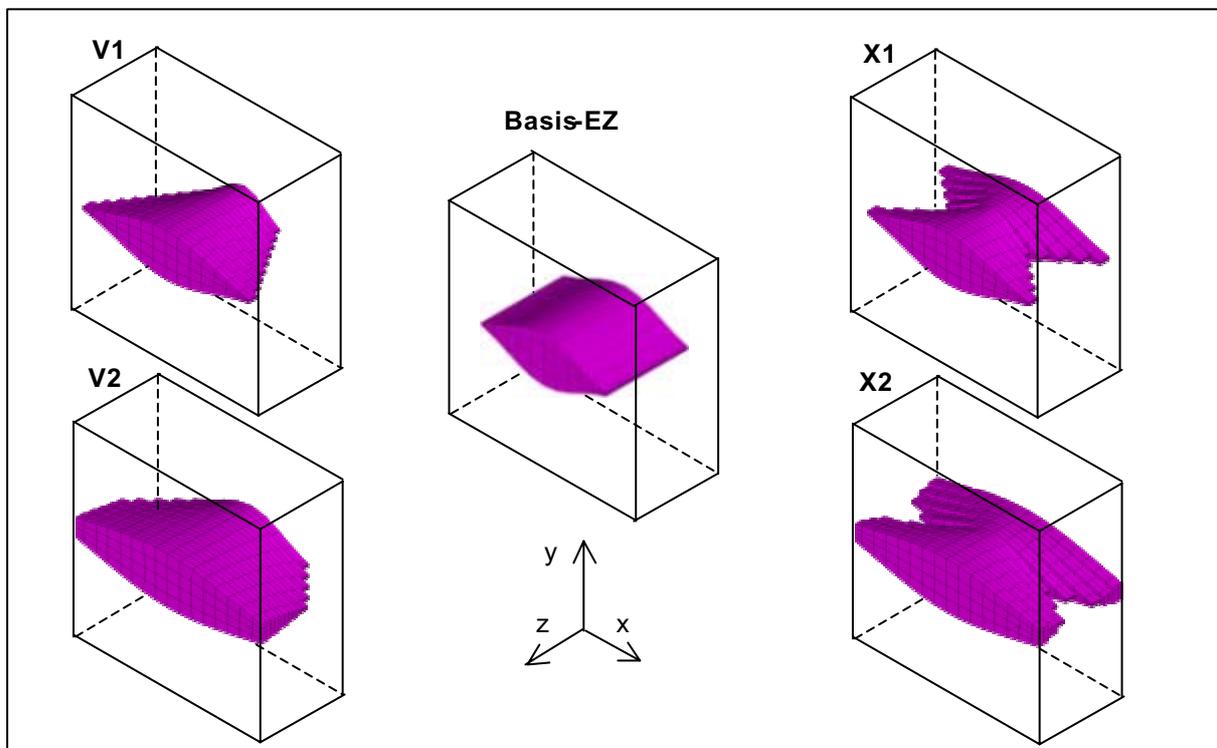


Abb. 4.13: Fehlstellenkonfigurationen zum Einfluss der Fehlstellenform auf Elastizitätsgrößen, Winkel $\gamma = 0^\circ$ (Vergleich 1, s. Abb. 2.15, S. 54)

Bei der Analyse der Elastizitätskennwerte in Abb. 4.14 stellt sich heraus, dass der Elastizitätsmodul E_x lediglich bei Belastungen parallel zur Faserorientierung im Vergleich zum unvernähten Zustand reduziert wird. Bei Rotationswinkeln zwischen 15° bis zu 165° wurde in allen Fällen ein höherer Elastizitätsmodul berechnet, der bei Winkeln von etwa 30° bzw. 150° maximal wird. Bei den Konfigurationen V2 und X2 wurden erhebliche Steigerungen dieses Kennwerts um fast 30 % im Vergleich zur unvernähten UD-Schicht bei den Winkeln 30° und 150° ermittelt. Diese sind neben der wirksamen Erhöhung des Faservolumenanteils vor allem auf Faserumlenkungen in den Außenschichten zurückzuführen, die einen erheblichen Anteil der Fasern in die Belastungsrichtung „umorientieren“.

Beim Schub-Elastizitätsmodul G_{xy} zeigt sich in allen Fällen eine Steigerung um bis zu 30 % gegenüber der unvernähten UD-Schicht. Auffällig ist allerdings, dass die geringsten Steigerungen des Schubmoduls bei Rotationswinkeln von 45° und 135° berechnet wurden. Dieses Resultat wird verständlich, wenn man die Schubbelastung durch eine zweiachsige Kombination aus Zug- und Druckbelastung unter einem Winkel von 0° bzw. 90° ersetzt. Durch die Fehlstelle und die Faserumlenkung werden primär lasttragende Fasern aus der Belastungsrichtung verdrängt, was zu einer deutlich geringeren Schubsteifigkeit im Vergleich zu anderen Rotationswinkeln führt. Mit Ausnahme der Winkelbereiche zwischen 30° und 60° bzw. 120° bis 150° verursacht eine stärkere Ausprägung der Fehlstellenform bei V2 oder X2 eine zusätzliche Erhöhung des Schub-Elastizitätsmoduls um weitere 10 % verglichen mit V1 oder X1. Bis auf die 45° - und 135° -Orientierung mit jeweils $\pm 15^\circ$ werden durch die Fehlstelle Fasern in die Belastungsrichtung umorientiert, was auf einer Oberseite der V2-Konfiguration und auf beiden Oberseiten der X2-Anordnung am stärksten ausgeprägt ist.

Die Querdehnzahl ν_{xy} wird am stärksten durch Vernähen beeinflusst. Allerdings sind die Simulationsergebnisse beim Rotationswinkel 90° kritisch einzustufen, da ν_{xy} im unvernähten Zustand gleich 0,01 ist. Bei derart kleinen Werten verursachen geringste Änderungen prozentual gesehen große Auswirkungen bei der Querdehnzahl. Allerdings wurde bei $\gamma = 0^\circ$ und 180° eine Steigerung von annähernd 100 % im Vergleich zum unvernähten Zustand ermittelt. Die Querdehnzahl in der unvernähten UD-Schicht beträgt 0,28 und liegt damit in einem technisch sinnvollen Bereich.

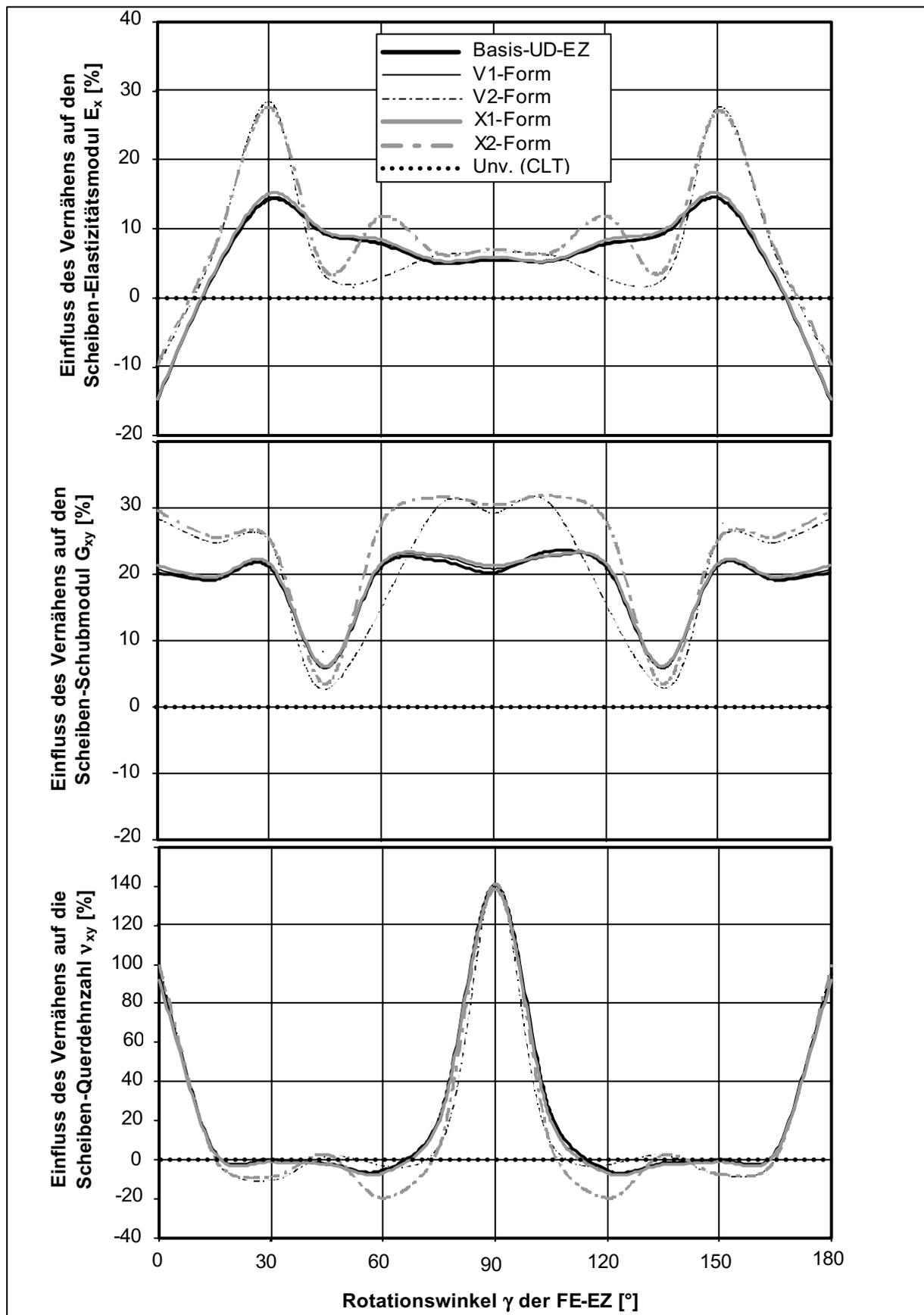


Abb. 4.14: Einfluss der Fehlstellenkonfiguration auf Elastizitätskennwerte einer vernähten UD-Schicht (Vergleich 1, Abb. 2.15)

4.3.2 Variation von Nähparametern

In Kapitel 4.3.2 wird untersucht, welche Auswirkung eine Variation des Stichmusters S oder der Fehlstellenfläche A auf die Elastizitätskennwerte hat, wobei jeweils eine konstante Fehlstellengeometrie über der Laminatdicke vorausgesetzt wird.

In Abb. 4.15 ist angedeutet, dass, ausgehend von der Basis-EZ, in $S1$ die Stichlänge E auf 7,5 mm (Faktor $3/2$) gesteigert wird, wohingegen der Nahtabstand D auf 3,3 mm reduziert wird (Faktor $2/3$). Bei der Variation $S2$ werden diese beiden Parameter miteinander vertauscht. Im rechten Teil von Abb. 4.15 sind die EZ zur Untersuchung veränderter Fehlstellenflächen A bei konstanter -breite $B = 1,25$ mm skizziert. Bei der Variation $A1$ wird die Fehlstellenfläche A auf $1,67$ mm² reduziert, was einem Faktor $2/3$ bezogen auf die Basis-EZ entspricht. Im Gegensatz dazu wird bei $A2$ analysiert, wie sich eine Erhöhung der Fläche A auf $3,75$ mm² auf das Elastizitätsverhalten auswirkt (Faktor $3/2$).

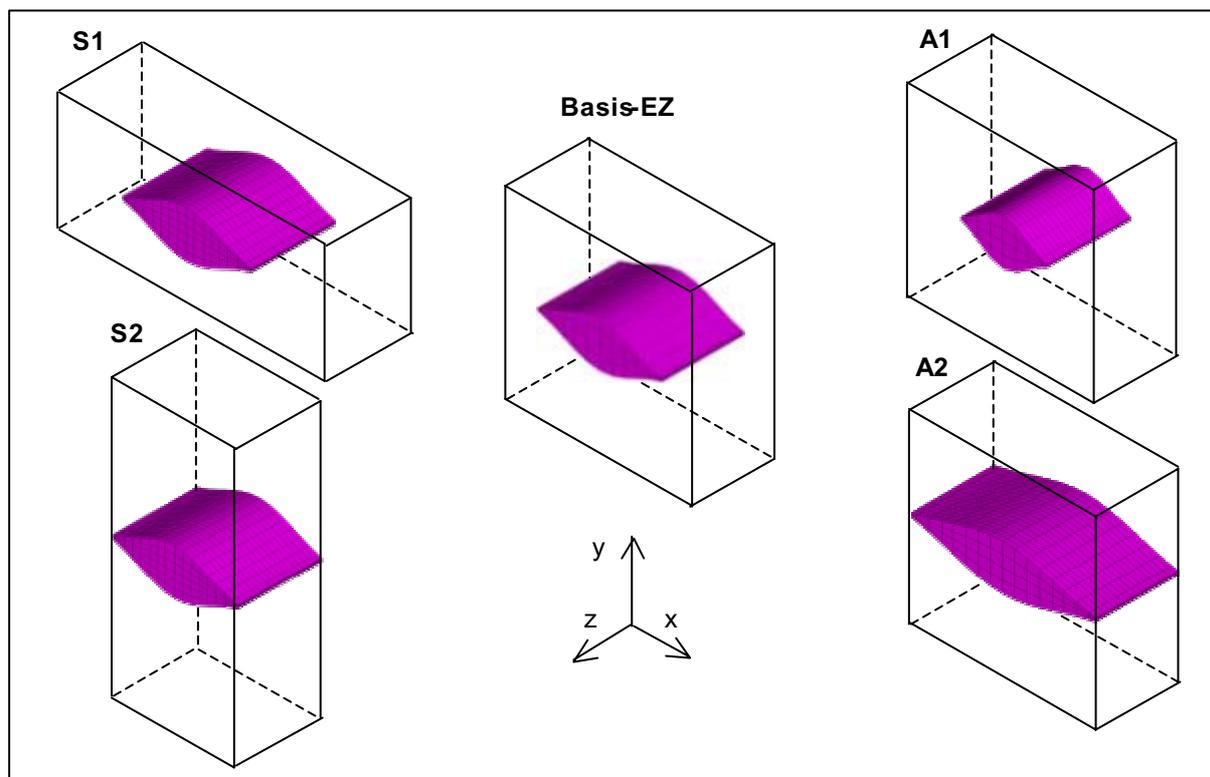


Abb. 4.15: Fehlstellenkonfigurationen zum Einfluss verschiedener Nähparameter auf Elastizitätsgrößen, Winkel $\gamma = 0^\circ$ (Vergleich 2, s. Abb. 2.15, S. 54)

Die Änderung des Stichmusters (S1 und S2) und der Fehlstellenfläche (A1 und A2) verursacht generell eine deutlich ausgeprägtere Variation der Steifigkeitskennwerte als eine Modifikation der Fehlstellenform (siehe Abb. 4.16). Primär ist dies in der Tatsache begründet, dass die hier untersuchten Parameter in allen Fällen das Verhältnis von Fehlstellenvolumen und Gesamtvolumen der EZ beeinflussen. Dies verursacht bei jedem Aufbau stärkere Änderungen des Faservolumenanteils und damit aller Steifigkeitsgrößen.

Aus den Verläufen der Steifigkeitsgrößen wird deutlich, dass es nicht möglich ist, ein spezielles Stichmuster im Hinblick auf bessere Steifigkeitskennwerte vorzuziehen, da je nach Belastungsrichtung die eine oder andere Variante besser erscheint. Allerdings zeigt sich, dass unter einem Winkel von 45° oder 135° gleiche Werte für den Elastizitätsmodul E_x , den Schub-Elastizitätsmodul G_{xy} und die Querdehnzahl ν_{xy} der S1- und S2-Form berechnet werden. Dieses Resultat ist nachzuvollziehen, da in diesem Fall gleich aufgebaute EZ zugrunde liegen, was mit Hilfe von Abb. 4.15 verdeutlicht wird.

Analysiert man die Auswirkungen der Fehlstellenabmessungen A1 und A2, so wird aus der Darstellung in Abb. 4.16 deutlich, dass eine Erhöhung der Fehlstellenfläche bei konstanter Breite eine Steigerung von E_x und G_{xy} im Vergleich zur Basis-EZ zur Folge hat. Dementsprechend verursacht eine Verkleinerung der Fehlstelle (Variante A1) geringere Zug- und Schubmoduln. Dennoch wird auch bei diesen Fehlstellenabmessungen aufgrund der eingestellten Stichmuster im Vergleich zur unvernähten UD-Schicht, mit Ausnahme von 0° und 180° , eine Steigerung des Moduls ermittelt.

Hinsichtlich der Querdehnzahl gilt wiederum die Einschränkung, dass die ermittelten Kennwerte bei 90° als kritisch einzustufen sind wegen der sehr geringen Absolutwerte. Parallel zu 0° und 180° Winkeln sind aber eindeutig Steigerungen der Querdehnzahl im Vergleich zur unvernähten UD-Schicht festzustellen. Bei Rotationswinkeln zwischen 15° und 75° sowie 105° und 165° sind teilweise Verringerungen der Querdehnzahl um bis zu 40 % zu beobachten, die höher sind als bei der Variation der Fehlstellengeometrie (Abb. 4.14).

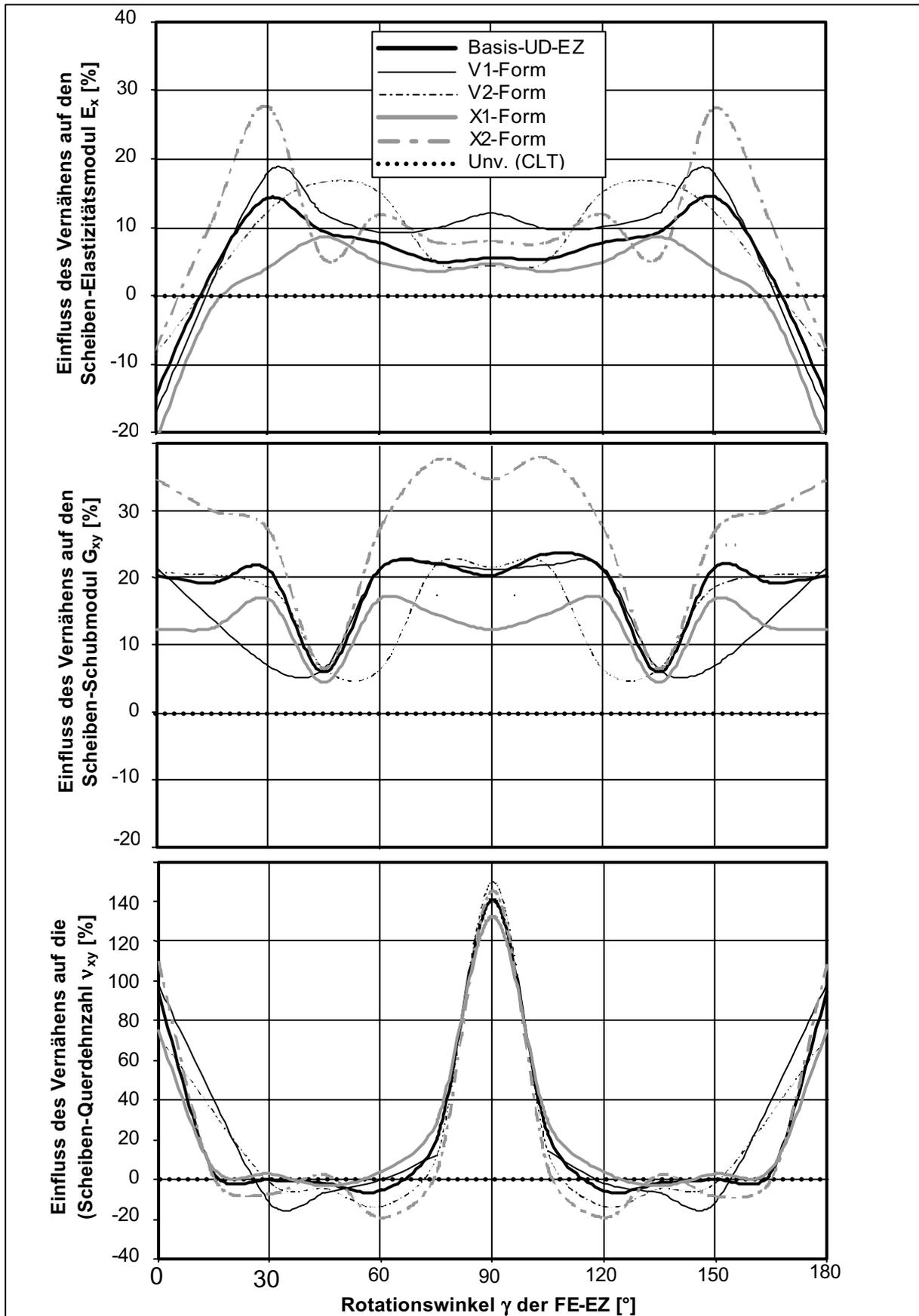


Abb. 4.16: Einfluss von Stichparametern auf Elastizitätskennwerte einer UD-Schicht (Vergleich 2, Abb. 2.15)

Die Ergebnisse der Variationen der Fehlstellenform in Kapitel 4.3.1 und verschiedener Nähparameter in Kapitel 4.3.2 zeigen, dass bei der Abschätzung des Steifigkeitsverhaltens vernähter UD-Schichten unterschiedliche Einflussfaktoren aus der Fehlstellengeometrie im Stichbereich und der wirkenden Belastung zu beachten sind.

- Jeder Stich verursacht in Abhängigkeit der Fehlstellenabmessung lokal begrenzte Faserumlenkungen in der EZ. Jede geringfügige Umlenkung von Fasern aus der Belastungsrichtung heraus oder in diese hinein kann deutliche Auswirkungen auf die Steifigkeitskennwerte haben.
- Eine Fehlstelle im Stichbereich, die primär aus Reinharz besteht, verursacht eine Änderung des Faservolumenanteils in der übrigen EZ. Unter der zugrunde gelegten Annahme, dass die Wanddicke im vernähten und unvernähten Zustand gleich ist, bedeutet ein Stich immer eine Komprimierung des Verbundes, d. h. eine Erhöhung des Faservolumenanteils im Gebiet der Faserumlenkung und im UD-Bereich jeder Einzelschicht.
- Die Art und die Wirkrichtung der Belastung sind ebenfalls sehr wichtige Rahmenbedingungen, die nicht vernachlässigt werden dürfen. Die Steigerung eines Kennwerts in einer Richtung durch zusätzlich eingebrachte Stiche kann beispielsweise senkrecht dazu einen gegenteiligen Effekt auslösen.

Es zeigt sich, dass bereits bei vernähten UD-Schichten keine generellen Aussagen hinsichtlich des Einflusses verschiedener Parameter auf das Steifigkeitsverhalten möglich sind. Grundsätzlich müssen der Stich mit den Faserumlenkungen und den Änderungen des Faservolumenanteils sowie die jeweilige Belastungsart berücksichtigt werden.

5 Diskussion

Die durchgeführten experimentellen Untersuchungen zeigten zum Teil einen erheblichen Einfluss der Parameter Stichrichtung, Garnstärke, Nahtabstand und Stichlänge sowie der Belastungsrichtung auf den Zug- und Druck-Elastizitätsmodul und die zugehörigen Festigkeitskennwerte verglichen mit dem unvernähten Laminat. Zu beobachten war, dass Reduktionen von annähernd 36 % bei der Zugfestigkeit oder auch Steigerungen des Druck-Elastizitätsmoduls von über 20 % durch zusätzliches Vernähen gemessen werden konnten. Ein Vergleich mit internationalen Forschungsarbeiten [49] zeigt, dass sich bei Versuchsreihen mit anderen FKV-Laminaten und Nähparametern eine ähnliche Größenordnung wie bei den hier festgestellten Änderungen der Steifigkeits- und Festigkeitskennwerte ergab.

Varianzanalysen der gemessenen Steifigkeits- und Festigkeitswerte zeigten einen statistisch signifikanten und damit dominierenden Einfluss der Garnstärke hinsichtlich der beobachteten Änderungen durch das zusätzliche Vernähen. Im Gegensatz dazu wirkte sich eine Änderung des Nähmusters und damit auch der Stichdichte zwischen $4,00 \text{ cm}^{-2}$ und $9,18 \text{ cm}^{-2}$ weit weniger deutlich aus. Auch diese Beobachtung wird indirekt durch [49] bestätigt, wobei kein eindeutiger Einfluss der Stichdichte zu beobachten war, da bei steigender Stichdichte sowohl Reduktionen als auch Erhöhungen zu verzeichnen waren. Dies belegt, dass komplexe Vorgänge zwischen den verschiedenen Nähparametern Steifigkeits- und Festigkeitseigenschaften vernähter FKV beeinflussen, deren Zusammenwirken aber noch nicht geklärt ist. Anhand der Ergebnisse dieser Arbeit kann die Empfehlung abgeleitet werden, dass zur Steigerung des Verstärkungsanteils in Dickenrichtung Garne mit möglichst niedriger Feinheit bei gleichzeitiger Erhöhung der Stichdichte zu verwenden sind, um möglichst geringe Einbußen in Bezug auf Elastizitätsmodul und Festigkeit verglichen mit dem unvernähten Verbund zu gewährleisten.

Ferner wurde in der vorliegenden Arbeit eine Methodik erarbeitet, um für die untersuchten CF-MAG-Laminataufbauten die Fehlstellengeometrie über der Laminatdicke mathematisch zu beschreiben. Um die Fehlstellenausbildung zu messen, wurden in allen Einzelschichten der ausgehärteten Probekörper Schliffbilder in der Laminatenebene angefertigt. Dadurch war es möglich, den Verlauf von Fehlstellenabmessungen durch den Stich in Laminatdickenrichtung bei

verschiedenen Parameterkonfigurationen umfassend zu untersuchen. Es war zu beobachten, dass in den Außenschichten grundsätzlich größere Fehlstellen auftreten als in der Laminatmitte. In empirischen Modellansätzen mit Symmetrie zur Laminatmitte wurden die Ergebnisse zur Fehlstellenausbildungen in Abhängigkeit von Stichrichtung, Garnfeinheit, Nahtabstand und Stichlänge zusammengefasst. Die Verläufe der Fläche und der Breite der Fehlstellen über der Laminatdicke wurden durch quadratische Funktionen approximiert, während sich für die Fehlstellenlänge eine bi-lineare Funktion besser eignete. Allerdings ist festzustellen, dass die Approximationsgüte der Funktionen teilweise nicht zufriedenstellend war. Die Ursache hierfür liegt vermutlich im Bereich des Nähprozesses, da teilweise große Streuungen bei der Fehlstellenfläche, -breite und -länge auftraten, die auf verschiedene Nähkräfte und Garnspannungen zurückzuführen sind. Dies war beim Vernähen nicht zu beeinflussen und musste daher akzeptiert werden. Trotz dieser Einschränkungen liegen hiermit umfassende Untersuchungen zum Einfluss verschiedener Nähparameter auf die Fehlstellenausbildung im Laminat vor.

Das empirische Modell ist flexibel aufgebaut, so dass – basierend auf allen gemessenen Fehlstellenabmessungen – die Parameter Nährichtung, Garnstärke, Nahtabstand und Stichlänge berücksichtigt werden können, und deren Einfluss auf die sich einstellende Fläche, Breite und Länge der Fehlstelle über der Laminatdicke abgeschätzt werden kann. Allerdings sollten sich gerade vor diesem Hintergrund noch weitere Forschungsarbeiten anschließen, um diesen Modellansatz auch für andere Faserhalbzeuge, wie beispielsweise 2D-Gewebe, weiterzuentwickeln. Eine interessante Frage ist hierbei der Einfluss der Verschlaufungen zwischen Kett- und Schussrichtung auf die Fehlstellenausbildung in Stichbereich. Zwar ist zu erwarten, dass gerade die Verschlaufungen die Ausbildung der Fehlstellengröße im Vergleich zum Multiaxialgelege eher behindern, jedoch sollte diese Annahme experimentell verifiziert werden.

Im dritten Teil dieser Arbeit wurde ein Einheitszellenmodell auf der Grundlage der Finite-Elemente-Methode vorgestellt, womit alle Scheiben- (und Platten-) Elastizitätskennwerte vernähter FKV unter der Annahme eines zweidimensionalen Spannungszustands und eines linear-elastischen Materialverhaltens abgeschätzt werden können. Aufgrund der Elementarzellencharakteristik können verschiedene Stichmuster und Nährichtungen in der Laminatenebene berücksichtigt werden. Ferner

fließen Informationen zur Fehlstellenausbildung über der Laminatdicke ein, so dass in jeder Einzelschicht eines beliebig aufgebauten Mehrschichtverbundes veränderliche Fehlstellenabmessungen implementiert werden können. Damit ist es möglich, die dominierende Rolle der Garnfeinheit bei der Fehlstellenausbildung – und im Endeffekt auch auf die Änderungen mechanischer Eigenschaften durch das Vernähen – in dem Einheitszellenmodell zu berücksichtigen. Neben dem Reinharzgebiet, das ein Stich verursacht, wird in der Elementarzelle ein Gebiet mit Faserumlenkungen modelliert, in dem sich die globalen Steifigkeitseigenschaften der Elemente der Fehlstellengeometrie in der Laminebene anpassen. Zusätzlich wird eine rechnerische Anpassung des Faservolumenanteils und damit der Elastizitätseigenschaften in jeder Einzelschicht durchgeführt, die über die Verhältnisse von Fehlstellenvolumen und Gesamtvolumen der Schicht sowie dem Wanddickenverhältnis zwischen dem unvernähten und vernähten Verbund definiert wird. Dieser Aspekt eröffnet die Möglichkeit, Fertigungsbedingungen, wie beispielsweise konstante Wanddicken zwischen unvernähten und vernähten Laminaten, die im Resin Transfer Moulding (RTM) -Verfahren realisiert werden können, oder aber auch Wanddickenänderungen, die in der Vakuuminfusionstechnik begründet sind, gezielt zu berücksichtigen. Die mikromechanische Anpassung der Steifigkeitskennwerte stellt einen modifizierten Ansatz und einen wesentlichen Teil des Einheitszellenmodells dar, da fertigungsbedingte Variationen im Faservolumenanteil einen erheblichen Einfluss auf die globalen Elastizitätseigenschaften von FKV haben können. Um die Steifigkeitseigenschaften abschätzen zu können, werden auf der Grundlage des Hooke'schen Elastizitätsgesetzes für den zweiachsigen Spannungszustand sechs einzelne Lastfälle berechnet. Diese Lastfälle sind als konkrete Verformungszustände definiert, aus denen die Koeffizienten der Steifigkeitsmatrix inklusiver aller Koppeleffekte zwischen Scheiben- und Plattenelement abgeleitet werden können.

Das entwickelte Einheitszellenmodell stellt eine Weiterentwicklung der Berechnungsmethodik für Faserverbundlaminat dar, das es ermöglicht, den Einfluss des Vernähens auf das Elastizitätsverhalten beliebig aufgebauter Mehrschichtverbunde flexibel abzuschätzen, wobei wesentliche Nähparameter wie die Garnfeinheit, das Stichmuster und die Nährichtung berücksichtigt werden.

6 Zusammenfassung und Ausblick

Es wurde bereits nachgewiesen, dass Nähverfahren dazu beitragen können, die Masse und die Herstellkosten von Tragflächenstrukturen für Zivilflugzeuge um jeweils circa 20 % gegenüber konventionellen Bauweisen zu reduzieren. Um die Nähtechnik in industriellem Maßstab großflächig für die Herstellung primär belasteter FKV-Bauteile einsetzen zu können, ist es jedoch unverzichtbar, verlässliche Aussagen hinsichtlich des Einflusses verschiedener Nähparameter auf mechanische Kennwerte treffen zu können.

Ausgangspunkt dieser Arbeit war, dass einerseits Verarbeitungsverfahren zur Herstellung vernähter Laminatstrukturen entwickelt und einsatzbereit sind, wohingegen auf der anderen Seite Unkenntnis hinsichtlich der zu erwartenden mechanischen Eigenschaften dieser Lamine besteht. Systematische experimentelle Studien mit verschiedenen Nähparametern waren nicht vorhanden, in denen der Einfluss auf Steifigkeits- und Festigkeitskennwerte untersucht wurde. Ferner existierte noch kein rechnerischer Ansatz zur Abschätzung von Elastizitätseigenschaften vernähter Mehrschichtverbunde in Abhängigkeit verschiedener Nähparameter.

Vor diesem Hintergrund wurde im ersten Schritt eine breit angelegte experimentelle Studie zur Untersuchung des Einflusses von Garnstärke, Nährichtung, Stichmuster und Belastungsrichtung auf Zug- und Druck-Elastizitätsmodul und -festigkeit von kohlenstofffaserverstärktem Epoxidharz durchgeführt. Dazu wurden unvernähte und mit einem modifizierten Doppelsteppstich vernähte Multiaxialgelege-Lamine jeweils unter einachsiger Zug- oder Druckbelastung bis zum Bruch geprüft. Als Ausgangsmaterialien wurden kohlenstofffaserverstärkte Multiaxialgelege (HTA-CF-Fasern) und das luftfahrtzugelassene Epoxidharzsystem RTM6 verwendet. Die unvernähten Zug- und Druckproben hatten eine Wanddicke von 2,75 mm bzw. 4,78 mm. Für die druckbelasteten Proben war eine doppelte Wanddicke gefordert, um die Gefahr des Stabilitätsversagens zu minimieren. Zum Vernähen wurde als Oberfaden ein E-Glas-Garn mit einer Feinheit von 68 tex bzw. 136 tex verwendet, wohingegen als Unterfaden immer ein 68-tex-Garn eingesetzt wurde. Als Nahtabstand und Stichlänge wurden 0,50 cm oder 0,33 cm gewählt, so dass sich

Stichdichten von $4,00 \text{ cm}^{-2}$, $6,06 \text{ cm}^{-2}$ oder $9,18 \text{ cm}^{-2}$ ergaben. Vernäht und gepüft wurde sowohl parallel als auch senkrecht zur Vorzugsrichtung des Laminats.

Die Auswertung der Zugversuche ergab, dass mit steigendem Verstärkungsanteil in Dickenrichtung der Zug-Elastizitätsmodul und die Zugfestigkeit mit guter Näherung linear abnehmen. Bei der maximalen Stichdichte von $9,18 \text{ cm}^{-2}$ und einem 136-tex-Oberfaden wurde der Elastizitätsmodul um maximal 29 % und die Festigkeit um bis zu 25 % verglichen mit dem unvernähten Laminat reduziert.

Im Gegensatz dazu konnte anhand der Ergebnisse der Druckexperimente nicht dieser Zusammenhang zwischen Menge an eingebrachten Verstärkungen in Dickenrichtung und Reduktionen des Elastizitätsmoduls und der Festigkeit festgestellt werden. Einerseits traten größere Streuungen bei den gemessenen Kennwerten von Druckmodul und -festigkeit auf, andererseits zeigte der Druckmodul keine eindeutige Abhängigkeit von der Menge an eingebrachtem Verstärkungsgarn. Vielmehr waren sowohl Steigerungen als auch Reduktionen des Druck-Elastizitätsmoduls zu beobachten, die durch die großen Streubreiten aber keine eindeutigen Aussagen über den Einfluss der jeweiligen Nähkonfiguration zulassen. Hinsichtlich der Druckfestigkeit konnte die Tendenz abgeleitet werden, dass mit steigendem Verstärkungsanteil dieser Kennwert reduziert wird. Bei der größten Stichdichte von $9,18 \text{ cm}^{-2}$ wurde parallel zur Vorzugsrichtung, in die auch vernäht wurde, eine um 31 % niedrigere Druckfestigkeit ermittelt.

Mit den experimentellen Kennwerten wurden Varianzanalysen durchgeführt, um den Einfluss einzelner Faktoren und deren Wechselwirkungen auf Änderungen des Zug- und Druck-Elastizitätsmodul und der -festigkeit zu untersuchen und untereinander zu vergleichen. Neben einer allgemein großen Streuung, die typisch für textilverstärkte FKV ist, zeigte die Analyse der Ergebnisse der Zugexperimente einen dominierenden Einfluss der Garnfeinheit auf die Verringerung von Zug-Elastizitätsmodul und -festigkeit. Im Gegensatz dazu wirkte sich eine Änderung des Stichmusters nur in Verbindung mit weiteren Parametern auf Modul und Festigkeit aus. Die Varianzanalysen der einzelnen Druckprüfergebnisse ergaben einen dominierenden Einfluss der Belastungsrichtung auf den Druck-Elastizitätsmodul, während bei der Druckfestigkeit zusätzlich auch die Garnfeinheit Änderungen verursachte.

Zusammengefasst ergab sich aus den Varianzanalysen, dass die Garnfeinheit gegenüber der Stichdichte und dem Stichmuster einen dominierenden Einfluss

hinsichtlich Änderungen von Elastizitätsmodul und Festigkeit im Vergleich zum unvernähten Laminat hat. Daraus ist zu folgern, dass die Erhöhung der Stichdichte der Verwendung eines größeren Garndurchmessers in jedem Fall vorzuziehen ist, wenn beispielsweise die Menge an Verstärkungsgarn in Dickenrichtung erhöht werden soll, ohne den Elastizitätsmodul oder die Festigkeit in der Laminebene unnötig zu reduzieren.

Da jede Verstärkung in Dickenrichtung eine Störung der Faseranordnung in der Laminebene verursacht, wurde im zweiten Teil der Arbeit die Stichausbildung in Abhängigkeit der Nähparameter analysiert. Dazu wurden für alle Parameterkombinationen in jeder Einzelschicht parallel zur Laminebene Schlißbilder angefertigt. Es stellte sich heraus, dass die Querschnittsfläche des Nähgarns nur einen Bruchteil der Querschnittsfläche eines Reinharzgebiets einnimmt, das aufgrund von Faseraufspreizungen entstanden ist. Daher wurden die Effekte des Garns an sich als vernachlässigbar eingestuft und die Garnquerschnittsfläche zusammenfassend mit dem Reinharzgebiet als eine Fehlstelle aufgefasst.

Als charakteristische Fehlstellengrößen wurden anhand der Schlißbilder die Querschnittsfläche einer Fehlstelle, die Länge parallel zur Faserorientierung der Einzelschicht und die maximale Breite senkrecht dazu aufgenommen. In fast allen Fällen zeigten die Fehlstellen eine geometrische Form, die vereinfachend durch ein Parallelogramm beschrieben werden kann. Nur in Ausnahmefällen trat eine Fehlstelle mit konstanter Breite (Harzkanal) auf, die nicht weiter berücksichtigt wurde. Die Auswertung der gemessenen Fehlstellenfläche, -länge und -breite ergab, dass in den Außenschichten des Laminats die größten Werte der genannten Größen auftraten. Zur Laminatmitte hin wurden diese Abmessungen kleiner, was auf Behinderungen der Fehlstellenausbildung beispielsweise durch Reibung durch die darüber angeordneten Gelegesichten schließen lässt. Die gemessene Fehlstellenfläche und die -breite können für alle Parameterkombinationen durch einen quadratischen Modellansatz symmetrisch zur Laminatmitte erfasst werden, wohingegen sich die Länge der Fehlstelle durch einen bi-linearen Ansatz besser beschreiben lässt. Varianzanalysen zeigten, dass durch die Wahl der Parameter Garnfeinheit, Stichmuster und Nährichtung primär die Fläche und die Breite der Fehlstelle beeinflusst werden, wobei die Fehlstellenlänge unabhängig von der

Parametereinstellung ist. Der Hauptgrund dafür ist vermutlich, dass das feine Polyester-Garn des Multiaxialgeleges die Längenausbildung der Fehlstelle mehr zu behindern scheint als deren Breite.

Auf der Grundlage der gemessenen Fehlstellen wurde ein empirisches Modell entwickelt, das es ermöglicht, für die untersuchten Laminataufbauten den Verlauf der Fehlstellenfläche, -breite und -länge über der Laminatdicke abzuschätzen. Dabei werden die vorhandenen Messdaten als Stützstellen verwendet, wobei die Parameter Garnfeinheit, Stichrichtung, Nahtabstand und Stichlänge frei wählbar sind. Aufbauend auf den experimentellen Erkenntnissen hinsichtlich relevanter Parameter bezüglich Änderung des Elastizitätsmoduls und der mathematischen Beschreibung der Fehlstellenausbildung über der Laminatdicke wurde ein Finite-Elemente-basiertes Einheitszellenmodell entwickelt, um Steifigkeitskennwerte vernähter Lamine abzuschätzen. Das entwickelte Modell weist die folgenden Eigenschaften auf:

- Beliebiger Laminataufbau (Faserorientierung, Schichtdicke, linear-elastisches Materialverhalten, Faservolumenanteil)
- Elementarzelle bildet die kleinstmögliche Einheit eines repräsentativen Volumenelements
- Frei wählbare Zahlenwerte für Nahtabstand und Stichlänge und Stichrichtung in technisch sinnvollen Grenzen
- Abbildung des Stichs durch Berücksichtigung von Reinharzgebiet und Faserumlenkungsbereich (doppelte Fehlstellenbreite)
- Frei wählbare Zahlenwerte der Fläche, Breite und Länge der Fehlstelle in technisch sinnvollen Grenzen
- Berücksichtigung der Änderung des Faservolumenanteils durch zusätzliches Vernähen
- Abschätzung der Ingenieurkonstanten vernähter Lamine unter der Annahme eines zweidimensionalen Spannungszustands

Zur Validierung des Modells wurden die gemessene Fehlstellenfläche und -breite in allen Einzelschichten implementiert. Beim Zug-Elastizitätsmodul ergab sich eine mittlere betragsmäßige Abweichung zwischen Experiment und Einheitszellenmodell in Höhe von näherungsweise 5 %, wobei 14 der insgesamt 32 berechneten Kennwerte innerhalb der experimentellen Streuung lagen. Beim Druck-

Elastizitätsmodul lagen bei einer mittleren Abweichung von etwas über 6 % 19 Simulationsergebnisse innerhalb der Standardabweichung der experimentell ermittelten Kennwerte. Es war zu beobachten, dass mit dem Einheitszellenmodell Reduktionen des Zug- und Druck-Elastizitätsmoduls verglichen mit dem unvernähten Laminat gut abgeschätzt werden können, wohingegen die experimentell festgestellten Erhöhungen des Druck-Elastizitätsmoduls von über 20 % nicht erfasst werden können.

Die Implementierung des empirischen Modells der Fehlstellenfläche und -breite ergab eine mittlere betragsmäßige Abweichung in Höhe von etwa 5 % zwischen dem experimentell und theoretisch ermittelten Zug-Elastizitätsmodul für die betrachteten Parameterkonfigurationen. Bezüglich des Druck-Elastizitätsmoduls wurde eine mittlere Differenz von über 6 % festgestellt. Sowohl für die Abschätzung des Zug-Elastizitätsmoduls als auch für den Druck-Elastizitätsmodul vernähter Lamine liegen diese Abweichungen in vergleichbaren Größenordnungen wie unter Zugbelastung der experimentell ermittelten Abmessungen. Damit wurde gezeigt, dass sich der empirische Ansatz eines quadratischen Verlaufs der Fehlstellenfläche und -breite gut zur Beschreibung der Fehlstellenausbildung über der Laminatdicke eignet.

Werden stattdessen die an den Außenflächen auftretenden, maximalen Fehlstellenflächen und -breiten konstant über alle Schichten angenommen, so wird mit Ausnahme von zwei Parameterkombinationen ein geringerer Zug- oder Druck-Elastizitätsmodul berechnet als beim quadratischen Ansatz des Fehlstellenverlaufs. Für den Zug-Elastizitätsmodul und den Druck-Elastizitätsmodul wurden mittlere Abweichungen in Höhe von über 6 % bzw. von fast 15 % berechnet. Vor allem bei parallel zur Vorzugsrichtung mit einem 136-tex-Garn vernähten Laminaten wichen die theoretisch ermittelten Zug- und Druck-Elastizitätsmodulen teilweise erheblich vom experimentell ermittelte Kennwert ab. Insbesondere zeigte die Abschätzung des Druck-Elastizitätsmoduls mit einem Nahtabstand von 0,50 cm und einer Stichlänge von 0,50 cm oder 0,33 cm Unterschiede von über 50 % verglichen mit dem Experiment. Die experimentell ermittelten Steigerungen des Druck-Elastizitätsmoduls in Höhe von 24 % bzw. nahezu 17 % gegenüber dem unvernähten Laminat konnten nicht abgebildet werden. Dies führte zu den großen Unterschieden zwischen den experimentellen Ergebnissen und den Resultaten der FE-Einheitszellenberechnung.

Aufgrund dieser sehr hohen Abweichungen wird von der Implementierung der maximalen Fehlstellengeometrie der Außenflächen für alle Einzelschichten abgeraten.

Mit dem erarbeiteten Modell wurde numerisch eine Variation verschiedener Eingabegrößen durchgeführt, um den Einfluss verschiedener Näh- und Herstellparameter auf das Elastizitätsverhalten einer unidirektional orientierten (UD), vernähten Einzelschicht in der Laminebene zu analysieren. Dabei sollten prinzipielle Zusammenhänge verdeutlicht werden. Im ersten Schritt wurden verschiedene Fehlstellenformen untersucht, wobei im zweiten Schritt die Änderung einzelner Nähparameter behandelt wurden. Es wurde angenommen, dass die Wanddicke des vernähten und des unvernähten Laminats gleich groß sind. Unter dieser Voraussetzung wurde festgestellt, dass das zusätzliche Vernähen bei einem breiten Spektrum an Belastungswinkeln durchaus positive Auswirkungen im Hinblick auf Steigerungen des Zug- und -Schubmoduls verglichen mit dem unvernähten Laminat haben kann. Die Querdehnzahl wird generell sehr stark durch zusätzliches Vernähen beeinflusst. Allgemeingültige Aussagen hinsichtlich der Änderung von Elastizitätskennwerten sind allerdings nicht möglich, da positive Auswirkungen durch das Vernähen in einer Richtung senkrecht dazu auch negative Auswirkungen zeigten.

Bei der Variation der Fehlstellenform wurden neben einer konstanten Fehlstellenfläche über der Laminatdicke eine V-förmige (modifizierter Doppelsteppstich mit hoher Garnspannung) und eine X-förmige Ausprägung (Doppelsteppstich mit Verknotungslage in der Laminatmitte) untersucht. Mit Ausnahme der stark ausgeprägten X- und V-Form der Fehlstelle über der Laminatdicke ähneln sich die Verläufe aller Elastizitätskennwerte im gesamten Belastungsspektrum. In einem engen Bereich um den Belastungswinkel von 0° zur Faserorientierung wurden Reduktionen des Zug-Elastizitätsmoduls festgestellt, wohingegen bei anderen Belastungswinkeln teilweise deutliche Steigerungen zu verzeichnen waren. Eine größere Fehlstellenfläche in den Außenschichten kann zu einer deutlichen Erhöhung dieses Kennwerts führen. Der Schub-Elastizitätsmodul wird durch Vernähen tendenziell gesteigert, wobei auffällig ist, dass bei Belastungswinkeln von $\pm 45^\circ$ immer die geringsten Unterschiede zum unvernähten Laminat auftreten, was darin begründet ist, dass unter diesen Winkeln beim

Vernähen Fasern aus der Belastungsrichtung herausgedrängt werden. Vor allem eine stark ausgeprägte X-Form der Fehlstelle, wie sie z. B. beim Doppelsteppstich mit hoher Garnspannung vorkommen kann, verursacht eine weitere Erhöhung des Schub-Elastizitätsmoduls.

Die Analyse des Einflusses von Nähparametern wurde anhand von variierten Nahtabständen und Stichlängen sowie unterschiedlicher Fehlstellengrößen durchgeführt. Aufgrund sich ändernder Verhältnisse von Fehlstellenvolumen und Faserumlenkungsgebiet zum Gesamtvolumen der Elementarzelle wurde eine größere Streuung der Verläufe der Elastizitätskennwerte festgestellt. Wiederum wurde in einem engen Bereich um den Belastungswinkel von 0° zur Faserorientierung Reduktionen des Zug-Elastizitätsmoduls festgestellt, wohingegen bei anderen Belastungsrichtungen teilweise deutliche Steigerungen zu verzeichnen waren. Hinsichtlich des Schub-Elastizitätsmoduls wurde eine deutliche Erhöhung mit Ausnahme des Belastungswinkels von 45° und 135° zur Faserrichtung festgestellt. Vor allem wirkt sich ein großes Fehlstellenvolumen, d. h. primär eine große Nähgarnstärke, positiv auf die Schubsteifigkeit aus.

Anhand der Ergebnisse der Parametervariation hinsichtlich des Einflusses der Fehlstellenform und der Nähparameter auf das Steifigkeitsverhalten einer vernähten UD-Schicht ist festzustellen, dass allgemeingültige Aussagen nicht abgeleitet werden können. Um verlässliche Aussagen über einen vernähten Mehrschichtverbund treffen zu können, müssen das Stichmuster mit Fehlstellenausbildung einschließlich des Faserumlenkungsgebiets im Stichbereich für jede Einzelschicht im Laminat, die Änderungen des Faservolumenanteils aufgrund des zusätzlichen Vernähens und die Belastungsart und Wirkrichtung berücksichtigt werden.

Aufbauend auf den Ergebnissen der vorliegenden Arbeit sollten weiterführende experimentelle Untersuchungen zum Einfluss verschiedener Nähparameter auf Schubmodul und -festigkeit sowie Querdehnzahl durchgeführt werden. Damit könnten die noch ausstehenden Verifikationen der Ergebnisse des Finite-Elemente-Einheitszellenmodells zum Elastizitätsverhalten vernähter Lamine abgeschlossen werden.

Ferner würde sich anbieten, das Gebiet Festigkeitsabschätzung vernähter Mehrschichtverbunde auf der Grundlage der vorhandenen Einheitszelle systematisch zu erforschen. Hierzu sind die in dieser Arbeit vorgestellten experimentellen

Ergebnisse zum Einfluss verschiedener Nähparameter auf Festigkeitskennwerte bereits vorhanden. Allerdings müsste in einem der ersten Schritte analysiert werden, inwiefern die Annahmen und der Aufbau der vorhandenen Elementarzelle übernommen werden können, um sinnvolle Festigkeitsabschätzungen vernähter Lamine durchführen zu können. Dabei sind konkrete Fragestellungen einer geeigneten Vernetzung zu beantworten. Mit den Ergebnissen der vorliegenden Arbeit und den angedachten Untersuchungen könnten weitere wichtige Beiträge zur Charakterisierung und zur Modellierung der Steifigkeits- und Festigkeitseigenschaften vernähter Lamine geleistet werden.

Ein weiterer Schritt wäre die Verknüpfung zwischen dem ebenen und dem räumlichen Spannungszustand bei vernähten FKV. Durch das Garn können parallel zur Laminatdickenrichtung erhebliche Steigerungen von mechanischen Eigenschaften im Vergleich zum unvernähten Verbund realisiert werden, was bereits verschiedene experimentelle Untersuchungen gezeigt haben. Das vorhandene Einheitszellenmodell könnte dahingehend erweitert werden, dass auch dreidimensionale Spannungszustände berücksichtigt werden könnten, sofern in einem ersten Schritt die Erfassung des Einflusses des Nähgarns modifiziert wird.

7 Literaturverzeichnis

- [1] Kupke, M., Rückert, C., Hachenberg, D., Dolzinski, W.-D., Kolax, M.: Der CFK-Rumpf – Ergebnisse aus Bauweisenkonzeption und Wissenserwerb. Proceedings "Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002", Stuttgart, 23. – 26. September 2002.
- [2] Kolax, M.: CFK – Rumpf Technologieprojekt, Ergebnisreview zum Meilenstein A2 (CFK-Rumpf), Hamburg-Finkenwerder, 27. – 30. November 2001.
- [3] Wilmes, H., Kleineberg, M., Kolesnikov, B., Wenner, U., Hanke, M., Barth, E., Fink, A.: „Schwarzer Rumpf“ - Technologie- und Bauweisenentwicklung für einen CFK-Rumpf. Proceedings "Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002", Stuttgart, 23. – 26. September 2002.
- [4] Breuer, U. P., Siemetzki, M.: Maßgeschneiderte CFK-Strukturen für innovative Hochauftriebshilfen. Proceedings "Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002", Stuttgart, 23. – 26. September 2002.
- [5] Hachenberg, D.: Teilaufgabe Strukturmechanik TA 2, Ergebnisreview zum Meilenstein A2 (CFK-Rumpf), Hamburg-Finkenwerder, 27. – 30. November 2001.
- [6] Weimer, C., Mitschang, P., Neitzel, M.: Continuous Manufacturing of Tailored Reinforcements for Liquid Infusion Processes based on Stitching Technologies. Proceedings "6th Int. Conference on Flow Processes in Composite Materials 2002", Auckland, New Zealand, July 15 – 16, 2002.
- [7] Neitzel, M. (Herausgeber): Flüssigimprägnierung mit Duro- und Thermoplasten. Universität Kaiserslautern, 2001 (IVW-Schriftenreihe Bd. 25).
- [8] Himmel, N.: Faserkunststoffverbund-Bauweisen. Habilitationsschrift, Technische Universität Kaiserslautern, 2003 (IVW-Schriftenreihe Bd. 39, Herausgeber Prof. Dr.-Ing. A. Schlarb).
- [9] Bauer, J., Körwien, T.: Next Generation of Composite Manufacturing Technology. Proceedings "Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2001", Hamburg, 17. – 20. September 2001.
- [10] Büsgen, W.-A.: Neue Verfahren zur Herstellung von dreidimensionalen Textilien für den Einsatz in Faserverbundwerkstoffen. Dissertation, Technische Hochschule Aachen, 1993.

- [11] Jovici, J. M.: Numerical Modeling and Analysis of Static and Ballistic Behavior of Multi-layered/Multiphase Composite Materials Using Detailed Microstructural Discretization. Dissertation, Drexel University (2003).
- [12] Möller, F.: Materialmodellierung für die Umformsimulation gewebeverstärkter thermoplastischer Halbzeuge. Dissertation, Universität Kaiserslautern 1998.
- [13] Mouritz, A. P., Bannister, M. K., Falzon, P. J., Leong, K. H.: Review for advanced three-dimensional fibre textile composites. *Composites: Part A*. Vol. 30 (1999),: 1445–1461.
- [14] N. N.: Composite Material Handbook. SP Systems, Structural Polymer Systems Ltd. 1998.
- [15] Dickinson, L., Mohamed, M., Lienhart, B.: Cost Modeling for 3D Woven Preforming Process. Internet-Präsentation der Firma 3tex, Inc.: <http://www.3tex.com/pdf/Modeling.PDF>.
- [16] N. N.: Internet-Präsentation der Firma 3tex, Inc.: http://www.3tex.com/tech_3braid.html.
- [17] Brandt, J.: Manufacturing Highly Integrated Fibre Preforms by Stitch-Bonding Basic Textiles. Proceedings 10th European Conference on Composite Materials ECCM-10, Brugge, Belgium, June 3 – 7, 2002.
- [18] Klein, B.: Leichtbau-Konstruktion. Wiesbaden. Vieweg 1989.
- [19] Michaeli, W., Huybrechts, D., Wegener, M.: Dimensionieren mit Faserverbundkunststoffen. Wien. Hanser 1995.
- [20] Harris, C. E., Starnes, J. H., Stuart, M. J.: An Assessment of the State-of-the-Art in the Design and Manufacturing of Large Composite Structures for Aerospace Vehicles. Langley Research Center, Hampton, VA, Bericht NASA / TM-2001-210844 (2001). <http://techreports.Larc.NASA.gov/ltrs/>.
- [21] N. N.: Internetquelle: <http://www.flybernhard.de/uebersicht.htm?>
- [22] Rückert, C.: Der CFK-Rumpf – Anforderungen an Werkstoffe und Verfahren aus innovativen Bauweisen. Proceedings “Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2001“, Hamburg, 17. – 20. September 2001.
- [23] Herrmann, A. S., Kolesnikov, B., Pabsch, A., Pieming, M.: Konzepte für CFK-Rumpfbauweisen zukünftiger Passagierflugzeuge. Proceedings “Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2001“, Hamburg, 17. – 20. September 2001.

- [24] Internetquelle: <http://www.gao.gov/highlights/highlights.pdf>
- [25] Himmel, N.: Verbundwerkstoffbauweisen. Vorlesungsumdruck Technische Universität Kaiserslautern, 2003.
- [26] Feiler, M.: VARI – Kostengünstiges Verfahren zur Herstellung von großflächigen Luftfahrtbauteilen. Proceedings “Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2001“, Hamburg, 17. – 20. September 2001.
- [27] Ermanni, P.: Composites Technologien. Vorlesungsumdruck ETH-Zürich 2003.
- [28] Karal, M.: AST Composite Wing Program – Executive Summary. The Boeing Company, Long Beach, CA. Bericht NASA / CR-2001-210650 (2001), <http://techreports.Larc.NASA.gov/ltrs/>.
- [29] Dow, M. B., Dexter, H. B.: Development of Stitched, Braided and Woven Composite Structures in the ACT Program and at Langley Research Center (1985 to 1997). Langley Research Center, Hampton, VA. Bericht NASA / TP-97-206234 (1997). <http://techreports.Larc.NASA.gov/ltrs/>.
- [30] Brandt, J., Geßler, A., Filsinger, J.: New Approaches in Textile and Impregnation Technologies for Cost Effective Manufacturing of CFRP Aerospace Components. Proceedings “23th Int. Congress of Aeronautical Sciences“, Toronto, Canada, September 18 – 23, 2002.
- [31] Dexter, H. B.: Development of Textile Reinforced Composite for Aircraft Structures. Proceedings “4th Int. Symposium for Textile Composites“, Kyoto, Japan, 12. – 14. Oktober 1998, <http://techreports.Larc.NASA.gov/ltrs/>.
- [32] Scharr, G.: FKV-Verbindungselemente und Vernadelung für den Composite-Rumpf. Abschlussbericht AP 1.3.5 in LuFo II (Fortschrittliche Rumpfstrukturen aus Faserverbundwerkstoffen). FKZ 20W9904, Ref.: TN-ESD2-1209-3/2003 (2003).
- [33] Scharr, G., Pospischil, L.: Verbundwerkstoffe – Werkstoffe im Flugzeugbau, auch Werkstoff der Zukunft für schnelle Schiffe?: <http://www.luftfahrt.net>.
- [34] N. N.: Internet-Präsentation der Firma Aztex, Inc.: www.foster-miller.com/uaz.htm

- [35] Planck, H., Milwich, M.: Innovative Textiltechniken für Faserverbundwerkstoffe. 6. Nationales Symposium, SAMPE Deutschland e. V., Stuttgart, 16. – 17. März 2000, S. 45.
- [36] Bauer, J.: Stand der Preform / VAP Techniken. Proceedings "Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002", Stuttgart, 23. – 26. September 2002.
- [37] Heckner, R.: Die Naht – Nähtechnische Informationen von Gütermann Nr. 86. Gütermann AG. Gutach-Breisgau 1998.
- [38] Keilmann, R.: Blindstich-Nähanordnung. DE 195 38 652 A1. 1995.
- [39] Wittig, J.: Robotic Three Dimensional Stitching Technology. Proceedings "International SAMPE Conference 2001", Long Beach, CA, USA, May 6 – 10, 2001.
- [40] Weimer, C., Preller, T., Mitschang, P., Drechsler, K.: Approach to Net-shape preforming using textile technologies. Part I: Edges. Composites Part A, Vol. 31 (2000): 1261 – 1268.
- [41] Weimer, C.: Zur nähtechnischen Konfektion von textilen Verstärkungsstrukturen für Faser-Kunststoff-Verbunde. Dissertation Universität Kaiserslautern, 2002 (IVW-Schriftenreihe Bd. 31, Herausgeber Prof. Dr.-Ing. M. Neitzel) .
- [42] Weiland, A. P.: Nähtechnische Herstellung von dreidimensional räumlich verstärkten Preforms mittels Einseitennähetechniken. Berlin. Pro Business, 2003.
- [43] Sickinger, C., Hermann, A.: Structural Stitching as a Method to Design High-Performance Composites in the Future. Proceedings "11. Int. TECHTEXTIL-Symposium", Frankfurt, 23. – 26. April 2001, Block 501.
- [44] Brandt, J., Drechsler, K., Filsinger, J.: Development trends in textile reinforcements for composites. Proceedings "5th Japan International Symposium & Exhibition", Tokyo, Japan, 1997.
- [45] Graf, J.: Von der Idee zum Produkt – Neue CFK-Technologie in der A380 und ihre Umsetzung in der Serienfertigung. Proceedings „Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002“, Stuttgart, 23. – 26. September 2002.

- [46] Dransfield, K. A., Jain, L. K., Main, Y.-W.: On the Effect of Stitching in CFRPs – I. Mode I Delamination Toughness. *Composites Science and Technology* Vol. 58 (1998): 815–827.
- [47] Jain, L. K., Dransfield, K. A., Mai, Y.-W.: On the Effect of Stitching in CFRPs – II. Mode II Delamination Toughness. *Composites Science and Technology* Vol. 58 (1998): 829–837.
- [48] Dexter, H. B., Funk, J. G.: Impact resistance and interlaminar fracture toughness of through-the-thickness reinforced graphite/epoxy. American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, USA (1996), paper 86-CP1996: 700–709.
- [49] Mouritz, A. P., Cox, B. N.: A Mechanistic Approach to the Properties of Stitched Laminates. *Composites: Part A* Vol. 31 (2000) : 1–27.
- [50] Pang, F., Wang, C. H., Bathgate, R. G.: Creep Response of Woven Fabric Composites and the Effect of Stitching. *Composites Science and Technology* Vol. 57 (1997): 91–98.
- [51] Kang, T. J., Lee, S. H.: Effect of Stitching on the Mechanical and Impact Properties of Woven Laminate Composites. *Journal of Composite Materials* Vol. 8 (1994): 1574–1587.
- [52] Du, X., Xue, F., Gu, Z.: Experimental Study of the Effect of Stitching on Strength of a Composite Laminate. Proceedings “International Symposium on Composite Materials and Structures”, June 10 – 13, 1986.
- [53] Minguet, P. J., Fedro, M. J., Gunther, C. K.: Test Methods for Textile Composites. Bericht NASA-94-cr4609 (1994).
<http://techreports.larc.nasa.gov/ltrs/>.
- [54] Hachenberg, D.: Fazit zu den Arbeiten im Rahmen der Teilaufgabe Strukturmechanik (TA 2) - Ergebnisreview zum Meilenstein A2 (CFK-Rumpf), Hamburg-Finkenwerder, 27. – 30. November 2001.
- [55] Cox, B. N., Flanagan, G.: Handbook of analytical methods for textile composites. NASA Contractor Report 4750, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia (1997). <http://techreports.larc.nasa.gov/ltrs/>.

- [56] Naik, N. K., Shembekar, P. S.: Elastic Behavior of Woven Fabric Composites: III – Laminate Design. *Journal of Composite Materials* Vol. 26 (1992): 2522–2540.
- [57] Du, G.-W., Ko, F.: Analysis of Multiaxial Warp-Knit Preforms for Composite Reinforcements. *Composites Science and Technology* Vol. 56 (1996): 253–260.
- [58] Byun, J.-H.: The Analytical Characterization of 2-D Braided Textile Composites. *Composites Science and Technology* Vol. 60 (2000): 706–716.
- [59] Tan, P., et al.: Behavior of 3D Orthogonal Woven CFRP Composites. Part II. FEA and Analytical Approaches. *Composites: Part A* Vol. 31 (2000) : 273–281.
- [60] Huang, Z. M.: Unified Micromechanical Model for Estimating Elastic, Elasto-Plastic and Strength Behaviors of Knitted Fabric Reinforced Composites. *Journal of Reinforced Plastics and Composites* Vol. 19 (2000): 642–656.
- [61] Sun, H.-Y., Qiao, X.: Prediction of the Mechanical Properties of Three-Dimensionally Braided Composites. *Composites Science and Technology* Vol. 57 (1997): 623–629.
- [62] Long, A. C.: Modelling Strategies for Textile Composites. Proceedings “14th International Conference on Composite Materials ICCM-11“, San Diego, CA, USA, June 14 – 18, 2003.
- [63] Hu, X., Sun, W.: A unit cell-based design support system for composite structures. *Composite Structures* Vol. 55 (2002) : 261–268.
- [64] Lomov, S., Verpoest, I.: Modelling of the Internal Structure and Deformability of Textile Reinforcements: WiseTex Software. Proceedings “10th European Conference on Composite Materials ECCM-10“, Brugge, Belgium, June 3 – 7, 2002.
- [65] Lomov, S. V., Barburski, M., Chi, T. T., Verpoest, I.: Deformability and Internal Geometry of Textile Reinforcements and Laminates. Proceedings “14th International Conference on Composite Materials ICCM-11“, San Diego, CA, USA, June 14 – 18, 2003.
- [66] Lomov, S. V., Huysmans, G., Luo, Y., Prodromou, A., Verpoest, I.: Textile Composites: Modelling Strategies. Proceedings “5th Int. Conference on Textile Composites TEXCOMP 5“, Leuven, Belgium, September 18 – 20, 2000.

- [67] Belov, E. B., Lomov, S. V., Verpoest, I.: Modelling of permeability of textile reinforcements: Lattice Boltzmann method. Internetquelle: <http://www.mtm.kuleuven.ac.be>.
- [68] Gunnion, A. J., et al.: A Linear 3-D Finite Element Unit Cell Model for Fibre Waviness in Composite Materials. Proceedings "23th Int. Congress of Aeronautical Sciences", Toronto, Canada, September 18– 23, 2002.
- [69] Daimler-Benz-Aerospace Airbus: QVA-Z10-46-34, Bestimmung der Zugeigenschaften von CFK-Laminaten aus unidirektionalem Prepreg (Tape), Prüfung in Faserrichtung (0°). 1996.
- [70] Daimler-Benz-Aerospace Airbus: QVA-Z10-46-35, Bestimmung der Zugeigenschaften von CFK-Laminaten aus unidirektionalem Prepreg (Tape), Prüfung senkrecht zur Faser (90°). 1996.
- [71] Daimler-Benz-Aerospace Airbus: QVA-Z10-46-36, Bestimmung von Zugeigenschaften von CFK-Laminaten aus Gewebe-Prepreg, Prüfung in Kett- oder Schussrichtung. 1996.
- [72] Roth, Y. C., Himmel, N.: Modellierung des Deformationsverhaltens vernähter Hochleistungsfaserverbundstrukturen. Proceedings 8. Nationales Symposium Deutschland e. V., 7.– 8. März 2002, Kaiserslautern.
- [73] Smith, S. W.: The scientist and engineer's guide to digital signal processing. California technical publishing, ISBN 0-9660176-3-3.
- [74] Roth, Y. C., Himmel, N.: Theoretical Model and Experimental Investigation on the Effect of Stitching on the In-plane Stiffness of CFRP. Proceedings "10th European Conference on Composite Materials ECCM-10", Brugge, Belgium, June 3 - 7, 2002.
- [75] Daimler-Benz-Aerospace Airbus: QVA-Z10-46-24, Bestimmung von Druckeigenschaften von CFK-Laminaten aus unidirektionalem Prepreg (Tape), Prüfung in Faserrichtung (0°). 1996.
- [76] Daimler-Benz-Aerospace Airbus: QVA-Z10-46-38, Bestimmung von Druckeigenschaften von CFK-Laminaten aus Gewebe-Prepreg, Prüfung in Kett- oder Schußrichtung. 1996.
- [77] Waas, A. M., Schultheisz, C. R.: Compressive Failure of Composites, Part II: Experimental Studies. Prog. Aerospace Science Vol. 32 (1996): 43–78.

- [78] Masters, J. E., Portanova, M. A.: Standard Test Methods for Textile Composites. Bericht NASA-96-cr4751 (1996). <http://techreports.Larc.NASA.gov/ltrs/>.
- [79] European Space Agency: Structural Materials Handbook. Volume 1 Polymer Composites, Section II, Chapter 7: Test Methods and Standards (1994).
- [80] Schultheisz, C. R., Waas, A. M.: Compressive Failure of Composites, Part I: Testing and Micromechanical Theories. Prog. Aerospace Science 32 (1996): 1–42.
- [81] ASTM: D 3410-87: Standard Test Method for Compressive Properties of Unidirectional or Crossply Fiber-Resin Composites. Philadelphia. 1987.
- [82] Bogetti, T. A., Gillespie, J. W., Pipes, R. B.: Evaluation of the IITRI Compression Test Method for Stiffness and Strength Determination. Composites Science and Technology Vol. 32 (1988) 57–76.
- [83] Roth, Y. C., Himmel, N.: The influence of stitching on the in-plane tensile properties of non-crimp fabric laminates, 6th International Conference on Textile Composites, September 11 – 13, 2002, Philadelphia, USA.
- [84] Kaw, A. K.: Mechanics of Composite Materials. Boca Raton: CRC Press LLC 1997.
- [85] Papula, L.: Mathematik für Ingenieure und Naturwissenschaftler. Band 3. Wiesbaden: Vieweg Verlag 1994.
- [86] Krottmaier, J.: Versuchsplanung - Der Weg zur Qualität des Jahres 2000. Köln: Verlag TÜV Rheinland 1991.
- [87] N. N. Datenblatt der Firma Tenax Fibers GmbH: <http://www.tenax-fibers.com>
- [88] Schürmann, H.: Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden. Vorlesungsumdruck TU Darmstadt 1998.
- [89] N. N.: Datenblatt der Hexcel Corporation: <http://www.hexcelcomposites.com>
- [90] Jones, R. M.: Mechanics of Composite Materials. New York: Hemisphere Publishing Corporation 1975.
- [91] Roth, Y. C., Himmel, N.: Berechnungsmodell zur Abschätzung des Steifigkeitsverhaltens vernähter Hochleistungsfaserverbund-Strukturen. Proceedings "Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2001", Hamburg, 17. – 20. September 2001.

- [92] Stellbrink, K. U.: Micromechanics of Composites. München: Hanser 1996.
- [93] Halpin, J. C.: Primer on Composite Materials: Analysis. Lancaster, USA: Technomic Publishing Co 1984.
- [94] Hull, D.: An introduction to composite materials. Cambridge: Cambridge University Press, 1987.
- [95] Roth, Y. C., Himmel, N.: Stitched Non-Crimp Fabric Laminates. From Manufacturing to In-Plane Properties. Proceedings "14th International Conference on Composite Materials ICCM-11", San Diego, USA, June 14 – 18, 2003.
- [96] Roth, Y. C., Himmel, N.: Vernähte Multiaxialgelege-Verbundwerkstoffe: Experimentelle und theoretische Untersuchung variierender Stichparameter auf das In-plane-Steifigkeitsverhalten. Proceedings "Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002", Stuttgart, 23.– 26. September 2002.

Liste betreuter Studien- und Diplomarbeiten

Carsten Rath, 2002

Vernähte Hochleistungsfaserverbundstrukturen: Umsetzung experimenteller Ergebnisse in eine Finite-Elemente (FE)-Umgebung anhand einer parametrisch aufgebauten Elementarzelle (IVW-Bericht 02-032).

Joas, Sebastian, 2003

Praxissemester (IVW-Bericht 03-041).

Heß, Heiko, 2004

Entwicklung einer parametrisch aufgebauten Finite-Elemente-Elementarzelle zur Abschätzung des Elastizitätsverhaltens von vernähten Multiaxialgelege-Laminaten (IVW-Bericht 04-001).

