

IVW - Schriftenreihe Band 77

Institut für Verbundwerkstoffe GmbH - Kaiserslautern

Sebastian Heimbs

**Sandwichstrukturen mit Wabenkern:
Experimentelle und numerische
Analyse des Schädigungsverhaltens
unter statischer und
kurzzeitdynamischer Belastung**

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 2008

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 978-3-934930-73-5

ISBN 3-934930-73-5

**Sandwichstrukturen mit Wabenkern:
Experimentelle und numerische Analyse des Schädigungs-
verhaltens unter statischer und kurzzeitdynamischer Belastung**

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

Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

vorgelegt von
Dipl.-Ing. Sebastian Heimbs
aus Koblenz

Tag der mündlichen Prüfung: 24. Januar 2008

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. C. Schindler
Berichterstatter: Prof. Dr.-Ing. M. Maier
Prof. Dr.-Ing. K. Schweizerhof

Inhaltsverzeichnis

| | |
|-------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| VORWORT | V |
| KURZFASSUNG | VII |
| ABSTRACT | IX |
| ABKÜRZUNGS- UND SYMBOLVERZEICHNIS | XI |
| | |
| 1 EINLEITUNG | 1 |
| 1.1 Einführung | 1 |
| 1.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung | 3 |
| | |
| 2 STAND DER TECHNIK | 5 |
| 2.1 Sandwichbauweise | 5 |
| 2.1.1 Sandwichwerkstoffe und -herstellung | 6 |
| 2.1.2 Lasteinleitungs- und Verbindungskonzepte | 10 |
| 2.1.3 Versagensarten | 12 |
| 2.1.4 Berechnungsgrundlagen | 13 |
| 2.2 Numerische Analyse von Sandwichstrukturen | 16 |
| 2.2.1 Grundlagen der Finite-Elemente-Methode | 16 |
| 2.2.2 Modellierungsansätze für Sandwichstrukturen | 18 |
| 2.2.3 Verfügbare Materialmodelle | 19 |
| | |
| 3 CHARAKTERISIERUNG DES MECHANISCHEN VERHALTENS VON HONIGWABEN UND FALTWABEN | 25 |
| 3.1 Experimentelle Methode | 26 |
| 3.1.1 Honigwaben | 26 |
| 3.1.1.1 Druckeigenschaften | 27 |
| 3.1.1.2 Zugeigenschaften | 32 |
| 3.1.1.3 Schubeigenschaften | 35 |
| 3.1.1.4 Einfluss der Lastgeschwindigkeit | 38 |
| 3.1.2 Faltwaben | 41 |
| 3.1.2.1 Druckeigenschaften | 41 |
| 3.1.2.2 Schubeigenschaften | 43 |
| 3.1.2.3 Einfluss der Lastgeschwindigkeit | 45 |

| | | |
|------------|--------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 3.2 | Numerische Methode | 46 |
| 3.2.1 | Entwicklung von Mesomodellen | 46 |
| 3.2.2 | Imperfektionen | 48 |
| 3.2.3 | Honigwaben | 50 |
| 3.2.3.1 | Kennwerte des Zellwandmaterials | 50 |
| 3.2.3.2 | Virtuelle Werkstoffprüfungen | 52 |
| 3.2.4 | Faltwaben | 55 |
| 3.2.4.1 | Kennwerte des Zellwandmaterials | 55 |
| 3.2.4.2 | Virtuelle Werkstoffprüfungen | 57 |
| 3.3 | Analytische Methode | 60 |
| 3.4 | Bewertung der Ergebnisse | 65 |
| 3.5 | Materialmodellierung der Wabenkerne in LS-DYNA | 66 |
| 4 | CHARAKTERISIERUNG DES MECHANISCHEN VERHALTENS VON GFK/HONIGWABEN-SANDWICHSTRUKTUREN | 67 |
| 4.1 | GFK-Deckschichtmaterial | 67 |
| 4.1.1 | Experimentelle Kennwertermittlung | 67 |
| 4.1.1.1 | Materialverhalten unter quasi-statischer Belastung | 68 |
| 4.1.1.2 | Einfluss der Lastgeschwindigkeit | 71 |
| 4.1.2 | Materialmodellierung von GF/PF in LS-DYNA | 74 |
| 4.2 | Fertigungsverfahren des Sandwichverbunds | 77 |
| 4.3 | Mikroskopische Untersuchung des Sandwichverbunds | 78 |
| 4.4 | Kern-Deckschicht-Verbindung | 82 |
| 4.4.1 | Experimentelle Untersuchung | 83 |
| 4.4.2 | Modellierung der Kern-Deckschicht-Verbindung | 86 |
| 4.5 | Zugverhalten in der Sandwichebene | 88 |
| 4.6 | Druckverhalten in der Sandwichebene | 89 |
| 4.6.1 | Experimentelle Untersuchung | 89 |
| 4.6.2 | Analytische Untersuchung | 92 |
| 4.7 | Biegeverhalten des Sandwichverbunds | 94 |
| 4.8 | Bewertung der Ergebnisse | 95 |
| 4.9 | Modellierung des Sandwichverbunds in LS-DYNA | 96 |

| | | |
|------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| 5 | VERBINDUNGSSTELLEN VON GFK/HONIGWABEN-SANDWICHSTRUKTUREN UND DEREN VERSAGENSVERHALTEN | 97 |
| 5.1 | Kantenverbindungen | 97 |
| 5.1.1 | Experimentelle Ermittlung der Festigkeit | 97 |
| 5.1.2 | Numerische Analyse | 101 |
| 5.2 | Lasteinleitungen | 105 |
| 5.2.1 | Insert-Verbindungen | 105 |
| 5.2.2 | Anbindungswinkel | 112 |
| 5.3 | Bewertung der Ergebnisse | 114 |
| 6 | ENTWICKLUNG EINES MATERIALMODELLS FÜR WABENKERNE MIT ABBILDUNG VON VERSAGEN UND NACHVERSAGENSVERHALTEN | 115 |
| 6.1 | Anforderungen an das Materialmodell und ihre Umsetzung | 116 |
| 6.2 | Implementierung in LS-DYNA | 123 |
| 6.3 | Validierung des Materialmodells | 125 |
| 6.3.1 | Ein-Element-Tests | 125 |
| 6.3.2 | Berechnung des 4-Punkt-Biegeversuchs | 125 |
| 6.3.3 | Berechnung der Versuche an Lasteinleitungen | 131 |
| 6.4 | Bewertung der Ergebnisse | 134 |
| 7 | ANWENDUNG DER MODELLIERUNGSMETHODEN AUF KURZZEIT-DYNAMISCHE LASTFÄLLE IN DER LUFTFAHRT | 135 |
| 7.1 | Dynamische Belastung von Flugzeugkabinenkomponenten | 135 |
| 7.2 | Impact auf Faltwaben-Sandwich | 137 |
| 7.2.1 | Impact-Versuche | 137 |
| 7.2.2 | Impact-Simulation | 139 |
| 7.3 | Crashsimulation eines Rumpfsegments in Sandwichbauweise | 140 |
| 8 | ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK | 143 |
| | ANHANG | 145 |
| | LITERATURVERZEICHNIS | 161 |
| | LISTE DER BETREUTEN STUDIEN- UND DIPLOMARBEITEN | 181 |
| | TABELLARISCHER LEBENSLAUF | 183 |

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand im Zeitraum von 2004 bis 2007 während meiner Tätigkeit als Doktorand im EADS Forschungszentrum Hamburg in Zusammenarbeit mit der Institut für Verbundwerkstoffe GmbH (IVW) in Kaiserslautern.

Meinem Doktorvater, Herrn Prof. Dr.-Ing. Martin Maier (IVW, TU Kaiserslautern), möchte ich herzlichst für die hervorragende Betreuung sowie die Erstellung des Erstgutachtens danken. Herrn Prof. Dr.-Ing. Karl Schweizerhof (Institut für Mechanik, Universität Karlsruhe) bin ich für die Erstellung des Zweitgutachtens sowie die wertvollen Anregungen sehr dankbar. Für die Übernahme des Vorsitzes der Prüfungskommission danke ich vielmals Herrn Prof. Dr.-Ing. Christian Schindler (Lehrstuhl für Konstruktion im Maschinen- und Apparatebau, TU Kaiserslautern).

An dieser Stelle möchte ich ein herzliches Wort des Dankes an meinen firmeninternen Betreuer, Herrn Dr.-Ing. Peter Middendorf, richten, welcher diese Arbeit angestoßen und in vorbildlicher Weise betreut hat. Weiterhin danke ich sämtlichen Kollegen der EADS Forschung, mit denen ich themenverwandt eng zusammenarbeiten durfte und die nicht nur jederzeit für fachliche Diskussionen oder zum Korrekturlesen der Arbeit bereit standen, sondern mir auch im Rahmen zahlreicher gemeinsamer Aktivitäten abseits des Arbeitsplatzes viel Freude in unserer Forschergruppe bereiteten. Insbesondere sind dies Herr Dipl.-Ing. Jens Prowe, Herr Dipl.-Ing. Markus Weber, Herr Dipl.-Ing. Dietmar Vogt, Herr Dipl.-Ing. René Hartnack sowie Herr Dipl.-Ing. Wolfgang Machunze.

Auch den Kollegen am IVW möchte ich herzlichst danken, mit denen ich seit meiner Studienzeit sehr eng zusammenarbeite, und die mir bei meinen Aufenthalten in Kaiserslautern jegliche Unterstützung leisteten. Hierbei möchte ich insbesondere Herrn Dipl.-Ing. Sebastian Schmeer, Herrn Dipl.-Ing. (FH) Heiko Heß und Herrn Dipl.-Ing. Tim Noll erwähnen.

Für die Hilfe bei den experimentellen Arbeiten bin ich Herrn Erwin Wittmann (EADS), Herrn Stefan Gabriel (IVW), Herrn Dipl.-Ing. Marc Pein (TU Hamburg-Harburg) und Herrn Dipl.-Ing. Falk Hähnel (TU Dresden) zu großem Dank verpflichtet. Herrn Dr. Manfred Seidel danke ich für die freundliche Unterstützung seitens des Wabenherstellers Schütz.

Ein großer Dank gilt den Diplomanden, die ich während der letzten Jahre betreuen durfte, und die heute selbst erfolgreich im Beruf stehen. Dies sind Frau Dipl.-Ing. Hanna Keitzel, Herr Dipl.-Ing. (FH) Torben Mehrens, Herr Dipl.-Ing. Nikolai Voll und Frau Dipl.-Ing. Christa Hampf.

Da Teile dieser Arbeit im Rahmen von öffentlich geförderten Projekten erstellt wurden, bin ich den Zuwendungsgebern (Europäische Kommission, Freie und Hansestadt Hamburg) für die finanzielle Unterstützung sowie allen Projektpartnern für wertvolle Diskussionen dankbar.

In unvergleichlicher Weise haben mich meine Eltern, Susanne und Manfred Heimbs, auf dem gesamten Weg meiner Ausbildung sowie bei der Verwirklichung dieser Doktorarbeit unterstützt. Ihnen gilt an dieser Stelle mein größter Dank.

München, im Januar 2008

Sebastian Heimbs

Kurzfassung

Sandwichstrukturen mit einem Wabenkern und Faserverbund-Deckschichten finden aufgrund ihres hohen Leichtbaupotenzials zunehmend Verwendung in zahlreichen Konstruktionen, in denen eine Gewichtsersparnis angestrebt wird – allen voran im Flugzeugbau. Im gleichen Zuge werden in der Produktentwicklung aus Effizienzgründen verstärkt numerische Simulationsrechnungen auf Basis der Finite-Elemente-Methode verwendet, um Bauteile für statische oder kurzzeitdynamische Belastungen wie Crash- oder Impact-Belastungen auszulegen.

Die nichtlineare Materialmodellierung derartiger inhomogener Sandwichstrukturen stellt aufgrund einer Vielzahl möglicher Versagensarten eine komplexe Aufgabe dar. Da gerade auch im Fall von kurzzeitdynamischen Belastungen, bei denen Dehnrateneffekte eine Rolle spielen können, wenig Kenntnis bezüglich des Materialverhaltens besteht, setzt die vorliegende Arbeit an dieser Stelle an, um das Schädigungsverhalten von Sandwichstrukturen im Flugzeugbau experimentell zu erfassen und geeignete Modellierungsmethoden in der kommerziellen expliziten Berechnungssoftware LS-DYNA zu entwickeln.

Neben den im Luftfahrtbereich etablierten Nomex[®]-Honigwaben wurden auch neuartige Faltschichten untersucht, wobei zunächst das mechanische Verhalten beider Wabentypen unter quasi-statischen und hochdynamischen Lasten charakterisiert wurde. Neben der experimentellen Bestimmung der Materialeigenschaften wurden alternativ analytische und numerische Methoden angewendet. Insbesondere die virtuellen Werkstoffprüfungen mittels dynamischer Simulationen und Mesomodellen zeigten dabei das Potenzial, auf effiziente Weise und mit einer hohen Ergebnisgenauigkeit das mechanische Verhalten von Wabenkernen vorherzusagen.

Den Schwerpunkt dieser Arbeit bildet die Untersuchung der in der Passagierkabine verwendeten Sandwichstrukturen, welche aus Brandschutzgründen mit Deckschichten aus glasfaserverstärkten Phenoplasten ausgeführt sind. In Versuchsreihen wurden der Dehnrateneffekt des Deckschichtmaterials, die Festigkeit der Kern-Deckschicht-Verklebung, der Einfluss des Herstellverfahrens auf die mechanischen Eigenschaften sowie die Versagensarten unter ebener und transversaler Belastung untersucht und in numerischen Modellen abgebildet.

Da insbesondere Lasteinleitungs- und Verbindungsstellen potenzielle Versagensstellen von Konstruktionen in Sandwichbauweise sein können, wurde das Schädigungsverhalten von unterschiedlichen Kanten- und Insert-Verbindungen experimentell untersucht. Auf Grundlage dieser Ergebnisse wurden Modellierungsmethoden entwickelt, die eine Abbildung des Versagensverhaltens ermöglichen.

Im Rahmen der Versuchsreihen stellte sich ein transversales Kernschubversagen als eine dominierende Schädigungsart heraus. Da unter Verwendung einer Schalenmodellierung für die Sandwichstruktur in der Berechnungssoftware LS-DYNA kein Materialmodell für den Wabenkern existiert, welches ein solches Versagen abbilden kann, wurde hierfür ein benutzerdefiniertes orthotropes Werkstoffgesetz entwickelt. Neben dem Transversalschubversagen wurden hierin auch die weiteren in dieser Arbeit ermittelten Charakteristika von Wabenkernen wie ein nichtlineares Nachversagensverhalten oder ein Dehnrateneffekt implementiert.

In dieser Arbeit wurden zahlreiche neue Erkenntnisse zum einen hinsichtlich des Materialverhaltens der untersuchten Sandwichstrukturen und zum anderen hinsichtlich der Modellierungsmethoden gewonnen. Diese Erkenntnisse lassen sich für eine Vielzahl unterschiedlicher nichtlinearer Problemstellungen bei Sandwichstrukturen in der Luftfahrt einsetzen und finden innerhalb dieser Arbeit in drei exemplarischen kurzzeitdynamischen Lastfällen Anwendung: die Simulation von Kabinenkomponenten bei einer harten Landung, die Impact-Belastung einer Faltwaben-Sandwichstruktur sowie die Crashsimulation eines Rumpfsegments in Sandwichbauweise.

Abstract

Lightweight sandwich structures with honeycomb cores and fibre-reinforced face layers can be found in numerous applications where weight reduction is the primary driver, particularly in aircraft construction. The design of such structures for static or short-time dynamic loads like crash or impact is increasingly facilitated by numerical simulation tools based on the finite element method.

Nonlinear constitutive modelling of such inhomogeneous sandwich structures is a complex task because of numerous potential failure modes. Especially for highly dynamic loads, where strain rate effects can play a significant role, the knowledge of the mechanical behaviour of cellular sandwich structures is limited. Therefore, this work is focused on the experimental characterisation of the damage behaviour of aircraft sandwich structures and the development of adequate modelling techniques.

These investigations do not only include Nomex[®] honeycomb structures as a widely-used sandwich core but also innovative folded core structures made of composite materials. Since especially for the last-mentioned core material the knowledge on the constitutive behaviour is very limited, three different approaches were adopted to characterise the effective mechanical properties, i.e. an experimental, numerical and analytical approach. Of those, in particular the numerical method by means of virtual material testing under consideration of imperfections of the cellular structure was advanced.

The focus of this work is a typical sandwich structure used for aircraft cabin components, which comprises glass fibre-reinforced phenolic face layers due to fire safety reasons. In extensive experimental test series the rate-dependent material behaviour of the faces, the face-to-core bonding strength, the influence of the manufacturing process on the mechanical properties as well as the predominant failure modes under edgewise and flatwise loading conditions were investigated and subsequently assimilated into numerical models.

Joints are known to be potential failure locations of sandwich constructions. Therefore, the failure behaviour of different corner joints and inserts was analysed experimentally. The results obtained were used to develop corresponding modelling techniques that cover the observed failure modes.

During the experimental work a transverse shear failure of the core turned out to be a predominant failure mode. However, when modelling a sandwich structure with layered shell elements using the commercial explicit software LS-DYNA, there is no constitutive law available for the core layer that incorporates failure criteria for the transverse shear stresses. Therefore, a user-defined orthotropic material model was developed which not only covers transverse shear failure, but also other characteristics that were identified within this work, like nonlinear post-damage behaviour or strain rate effects.

In the scope of this work important knowledge was gained, on the one hand, on material characteristics like the strain rate effect of the core structures and phenolic faces or the failure behaviour of folded core structures or sandwich joints, and on the other hand on modelling methods like joint modelling, virtual material testing or the user-defined material model for honeycomb cores. This knowledge can be used for a variety of different nonlinear problems concerning sandwich structures in aerospace applications. Within this work it was applied to three exemplary short-time dynamic load cases: the dynamic simulation of cabin components under crash loads, the low velocity impact response of a sandwich structure with folded core and finally the crash simulation of a sandwich fuselage section.

Abkürzungs- und Symbolverzeichnis

Abkürzungen

| | |
|---------------------|---------------------------------------------------------------------|
| 3D | Dreidimensional |
| ABS | Airbus Standard |
| AFK | Aramidfaserverstärkter Kunststoff |
| ASTM | American Society for Testing and Materials |
| CF | Kohlenstofffaser |
| CFK | Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff |
| CSB | Cracked Sandwich Beam Test |
| DCB | Double Cantilever Beam Test |
| DIN | Deutsches Institut für Normung |
| EP | Epoxidharz |
| FE | Finite Elemente |
| FEM | Finite-Elemente-Methode |
| FKV | Faser-Kunststoff-Verbund |
| FSDT | First Order Shear Deformation Theory |
| G | Gewebe |
| GF | Glasfaser |
| GFK | Glasfaserverstärkter Kunststoff |
| Hex | Hexagonale Wabe |
| INTECK | Integrierte Technologien für crashsicheres Flugzeugkabineninterieur |
| Kevlar [®] | Produktname für Para-Aramidfasern der Firma DuPont |
| NAS | National Aerospace Standard |
| NF | Norme Française |
| Nomex [®] | Produktname für Meta-Aramidfasern der Firma DuPont |
| Ox | Überexpandierte Wabe |
| PCL | Patran Command Language |
| PEEK | Polyetheretherketon |
| PF | Phenol-Formaldehyd-Harz |
| PMI | Polymethacrylimid |
| PP | Polypropylen |

| | |
|------|------------------------------------------------------------|
| PUR | Polyurethan |
| PVC | Polyvinylchlorid |
| UD | Unidirektional |
| UMAT | User-Defined Material = benutzerdefiniertes Materialmodell |
| UP | Ungesättigtes Polyesterharz |
| US | Ultraschall |
| WL | Werkstoffleistungsblatt |

Lateinische Symbole:

| | | |
|---------------|---------------------------------------------------------------|--------------------|
| <i>a</i> | Zellwandbreite der doppelten Zellwände | [mm] |
| <i>A</i> | Fläche | [mm ²] |
| <i>AOPT</i> | Richtungsparameter orthotroper Materialmodelle in LS-DYNA | [-] |
| <i>b</i> | Breite (Probenbreite, Breite des Kernfüllmassenbereichs) | [mm] |
| <i>b</i> | Zellwandbreite der einfachen Zellwände | [mm] |
| <i>B</i> | Breitennormierte Biegesteifigkeit | [Nm] |
| <i>BETA</i> | Dämpfungsfaktor des Maxwell-Elements in MAT158 | [s ⁻¹] |
| <i>c</i> | Schallgeschwindigkeit | [m/s] |
| <i>C</i> | Berechnungsfaktor der Insertfestigkeit, Integrationskonstante | [-] |
| <i>C</i> | Elemente der Steifigkeitsmatrix | [MPa] |
| <i>CCRIT</i> | Kritische Rissöffnungslänge | [mm] |
| <i>d</i> | Rissöffnungslänge | [mm] |
| <i>D</i> | Breitennormierte Dehnsteifigkeit | [N/m] |
| D | Dämpfungsmatrix | [Ns/m] |
| <i>DFAILx</i> | Bruchdehnung | [-] |
| <i>e</i> | Versagensvariable | [-] |
| <i>E</i> | Elastizitätsmodul | [MPa] |
| <i>EFS</i> | Effektive Bruchdehnung | [-] |
| <i>F</i> | Kraft | [N] |
| F | Vektor der inneren bzw. äußeren Kräfte | [N] |
| <i>G</i> | Schubmodul | [MPa] |

| | | |
|----------|--------------------------------------------------------------|---------------------|
| G | Federsteifigkeit des Maxwell-Elements in MAT158 | [MPa] |
| G_{CD} | Energiedissipationswert pro Einheitsfläche | [J/m ²] |
| h | Kernhöhe | [mm] |
| HV | History Variable | [-] |
| $IORTHO$ | Orthotropieparameter des benutzerdefinierten Materialmodells | [-] |
| k | Berechnungskonstante der Insertfestigkeit | [-] |
| K | Beulfaktor, Berechnungsfaktor der Insertfestigkeit | [-] |
| l | Elementkantenlänge, Längenmaß | [mm] |
| L_1 | Druckstempelabstand im 4-Punkt-Biegeversuch | [mm] |
| L_2 | Auflagerabstand im 4-Punkt-Biegeversuch | [mm] |
| $LAMDax$ | Charakteristische Rissöffnung des Kohäsivelements | [mm] |
| $LAMSHT$ | Parameter zur Verwendung der Laminated Shell Theory | [-] |
| m | Exponent der Weibull-Funktion | [-] |
| m | Breitennormiertes Biegemoment | [N] |
| M | Massenmatrix | [kg] |
| n | Berechnungskonstante der Insertfestigkeit | [-] |
| n | Breitennormierte Normalkraft | [N/m] |
| $NFLS$ | Normalfestigkeit des Klebekontakts | [MPa] |
| Q | Querkraft | [N] |
| r | Radius | [mm] |
| R | Faktor in Versagenskriterien | [-] |
| s | Zellwandabstand der parallelen Zellwände | [mm] |
| s | Skalierungsfaktor der Schubfestigkeit | [-] |
| S | Breitennormierte Schubsteifigkeit | [N/m] |
| S | Längenmaß der Falzwabengeometrie | [mm] |
| $SFLS$ | Schubfestigkeit des Klebekontakts | [MPa] |
| $SHRF$ | Schubkorrekturfaktor | [-] |
| $SIGMAX$ | Maximale Grenzflächenspannung in Verklebung | [MPa] |
| $SIGY$ | Streckgrenze | [MPa] |
| t | Zeit | [s] |
| t | Dicke (Wanddicke, Probendicke, Kerndicke) | [mm] |

| | | |
|---------------------|--------------------------------|---------------------|
| T | Schalenelementdicke in LS-DYNA | [mm] |
| $TFAIL, TSIZE$ | Kritische Zeitschrittweite | [s] |
| \mathbf{u} | Verschiebungsvektor | [m] |
| $\dot{\mathbf{u}}$ | Geschwindigkeitsvektor | [m/s] |
| $\ddot{\mathbf{u}}$ | Beschleunigungsvektor | [m/s ²] |
| w | Absenkung im Biegeversuch | [mm] |
| z | Abstand zur Mittelachse | [mm] |

Griechische Symbole:

| | | |
|---------------------|----------------------------------------------------|------------------------------------|
| α | Zellwandöffnungswinkel | [°] |
| β | Skalierungsfaktor | [-] |
| χ | Berechnungsfaktor der Insertfestigkeit | [mm ⁻¹] |
| Δ | Relativänderung eines Werts | [-] |
| ε | Dehnung | [-] |
| $\dot{\varepsilon}$ | Dehnrage | [s ⁻¹] |
| γ | Schubverzerrung | [-] |
| η | Berechnungsparameter des Schubkorrekturfaktors | [mm ⁻²] |
| κ | Schubkorrekturfaktor | [-] |
| λ | Skalierungsfaktor aus Dehnrateneneffekt | [-] |
| ν | Querkontraktionszahl | [-] |
| θ | Wabenzellwinkel | [°] |
| ρ | Dichte | [kg/dm ³] |
| σ | Normalspannung | [MPa] |
| τ | Schubspannung | [MPa] |
| ζ | Berechnungsfaktor innerhalb der Steifigkeitsmatrix | [mm ⁶ /N ³] |

Indizes:

| | |
|--------------------|-------------------------------------------------------------|
| 0 | Mittelebene, parallel zur Lastrichtung |
| $1, 2, 3$ | Koordinatenrichtungen bzw. Nummerierung der Falzwabenkanten |
| $1, 2$ | Einfache bzw. doppelte Zellwand der Honigwaben |
| 90 | Senkrecht zur Lastrichtung |
| <i>Beul</i> | Beulbeginn |
| c | Auf den Kern bezogen |
| <i>crit</i> | Kritisch(er Zeitschritt) |
| D | Druck |
| <i>ext</i> | Externe Kräfte |
| f | Auf die Deckschicht bezogen |
| F | Faser |
| <i>fracture</i> | Bruchspannung |
| <i>ges</i> | Gesamt |
| i, j | Richtungsindex, Zählvariable |
| <i>int</i> | Interne Kräfte |
| KF | Kernfüllmasse |
| L, W, T | Materialrichtungen der Wabenstrukturen |
| <i>max</i> | Maximal |
| M | Maschinenrichtung, Matrix |
| n | Zählvariable |
| <i>Plateau</i> | Plateauspannung |
| <i>Post-Damage</i> | Nachversagensbereich |
| s | Auf das Zellwandmaterial bezogen |
| S | Schubbelastung |
| t | Zeitpunkt |
| <i>trial</i> | Zwischenergebnis |
| x, y, z | Koordinatenrichtungen |
| X | Querrichtung |
| Z | Zug |

1 Einleitung

1.1 Einführung

Faser-Kunststoff-Verbunde (FKV) haben sich im Flugzeugbau aufgrund ihrer hohen gewichtsspezifischen Steifigkeiten und Festigkeiten seit vielen Jahrzehnten als Leichtbauwerkstoff etabliert. Ein besonders hohes Leichtbaupotenzial bieten Sandwichstrukturen mit FKV-Deckschichten und einem Wabenkern, die bei modernen Passagierflugzeugen für zahlreiche Komponenten wie aerodynamische Verkleidungen (z.B. Belly Fairing, Landeklappenführung) und Steuerflächen (z.B. Seitenruder, Querruder, Störklappen) eingesetzt werden (Bild 1.1) [1], [2]. Selbst die gesamte Flugzeugrumpfhülle wird heute bei einigen Business-Jets aus einem Sandwichverbund mit einem Honigwabenkern hergestellt [3], [4], und auch für große Airliner existieren Konzepte, den Rumpf in Sandwichbauweise mit einem neuartigen Falzwabenkern zu fertigen [5]-[7]. Neben diesen äußeren Strukturen bestehen heute nahezu sämtliche Kabinenkomponenten eines Passagierflugzeugs aus Sandwichstrukturen mit Nomex[®]-Honigwabenkern: Fußbodenpaneele, Überkopfgepäckfächer, Seitenwand- und Deckenverkleidungen, Trennwände etc. [8]. Derartige Sandwichverbunde können neben quasi-statischen Fluglasten auch unterschiedlichen kurzzeitdynamischen Belastungen ausgesetzt sein. Bei äußeren Strukturen kann dies beispielsweise



Bild 1.1: Sandwichstrukturen mit Wabenkern in externen Flugzeugkomponenten am Beispiel eines modernen Großraumflugzeugs (Airbus A380) [1]

Vogel- oder Hageleinschlag sowie ein fallen gelassenes Werkzeug bei Wartungsarbeiten sein. Bei Kabinenkomponenten, insbesondere den teils schwer beladenen Überkopfgepäckfächern, können Turbulenzen oder eine harte Landung zu hohen kurzzeitdynamischen Belastungen führen.

Um das Strukturverhalten derartiger Sandwichkonstruktionen unter solchen Lastfällen untersuchen zu können, sind heutzutage dynamische Simulationen mit der Finite-Elemente-Methode (FEM) ein effizientes Werkzeug im Rahmen des computergestützten Entwicklungsprozesses [9]. Ein entscheidender Faktor für die Genauigkeit der Simulationsergebnisse liegt in der Materialmodellierung, da nur eine realitätsgereue Abbildung des physikalischen Werkstoffverhaltens zu einem entsprechend realitätsnahen Strukturverhalten in der Simulationsrechnung führen kann. Zudem können nur diejenigen Versagensmechanismen betrachtet werden, welche von den gewählten Modellierungsansätzen und Materialmodellen abgebildet werden können. An dieser Stelle bedarf es der genauen Kenntnis der nichtlinearen Materialeigenschaften sowie der Schädigungsmechanismen und des Nachversagensverhaltens. Während Aluminium als klassischer Werkstoff im Flugzeugbau diesbezüglich umfassend erforscht ist, ergeben sich bei den zunehmend verwendeten Sandwichstrukturen mit faserverstärktem Deckschichtmaterial und Wabenkern völlig neue Problemstellungen. Diese resultieren etwa aus der Vielzahl unterschiedlicher Versagensarten oder dem Einfluss der Belastungsgeschwindigkeit sowie Fertigungsbedingungen auf das Materialverhalten. Weder in Herstellerdatenblättern noch in der technischen Literatur finden sich ausreichende Angaben zu dem Material- und Schädigungsverhalten von typischen Sandwichwerkstoffen in der Luftfahrt, d.h. Verbundwerkstoffen auf Phenolharzbasis sowie Nomex[®]-Honigwaben oder den angesprochenen neuartigen Faltwaben, deren Kenntnis für solch eine Modellierung zwingend notwendig ist.

Entsprechend der hier skizzierten Charakteristika von Sandwichstrukturen mit Wabenkern stellt auch die Modellierung in der FE-Umgebung, d.h. eine geeignete Diskretisierung mit der möglichen Abbildung der relevanten Versagensarten sowie eine Zuweisung von Materialgesetzen, eine anspruchsvolle Aufgabe dar. Gerade in Bezug auf die Materialgesetze speziell für Sandwichwabenkerne sind hier viele Fragen offen.

1.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Abgeleitet aus diesen Ausführungen ist es das Ziel dieser Arbeit, einen Beitrag zum Verständnis der Versagensmechanismen von Sandwichstrukturen mit einem Kern aus Nomex[®]-Honigwaben bzw. Faltwaben sowie den daraus resultierenden Anforderungen an eine numerische Modellierung zu leisten. Die mit dieser Arbeit beabsichtigte Erweiterung des Kenntnisstandes soll daher parallel auf zwei Ebenen erfolgen: zum einen auf der Materialebene, d.h. mittels experimenteller Versuchsreihen sind Schädigungsmechanismen und Materialkennwerte zu ermitteln, und zum anderen auf der Methodenebene, d.h. es sind FE-Modellierungsmethoden zu untersuchen, zu bewerten und weiterzuentwickeln.

Im Rahmen der Materialuntersuchung sind zunächst mit Hilfe von Versuchsreihen die mechanischen Eigenschaften der betrachteten Wabenkerne, d.h. der Nomex[®]-Honigwaben und der Faltwaben aus Aramidpapier bzw. Kohlenstofffaserverbundwerkstoff (CFK), sowie des Deckschichtmaterials, einem Faserverbundmaterial auf Phenolharzbasis, unter Normal- und Schubbelastung zu charakterisieren. Hierbei sind insbesondere die Zellwanddeformationsmechanismen zu analysieren. Dies soll neben quasi-statischen Versuchen auch unter kurzzeitdynamischen Versuchsbedingungen erfolgen, um einen Dehnrateneffekt zu quantifizieren. Nach der Betrachtung der Einzelkomponenten steht die Untersuchung des Sandwichverbunds aus FKV-Deckschichten und Nomex[®]-Honigwaben im Mittelpunkt. Hierfür soll zunächst der Einfluss des Fertigungsverfahrens auf die mechanischen Eigenschaften im Verbund ermittelt und mit denen der Einzelkomponenten verglichen werden. Des Weiteren sind die Versagensarten der Sandwichstruktur unter Zug-, Druck- und Biegebelastungen sowie die Festigkeit der Kern-Deckschicht-Verbindung zu bestimmen. Da jedes Sandwichbauteil im Flugzeugbau an gewissen Stellen befestigt werden muss, bzw. Sandwichflächen über Kantenverbindungen zusammengeführt werden müssen, und derartige Lasteinleitungs- und Verbindungsstellen in gleicher Weise potentielle Versagensstellen sein können wie der ungestörte Sandwichverbund an sich, ist auch das Versagensverhalten unterschiedlicher Anbindungen (Inserts, Anbindungswinkel) und Kantenverbindungen zu charakterisieren.

Auf Basis der experimentell ermittelten Daten zum Schädigungsverhalten von Sandwichstrukturen mit Wabenkern sind parallel Modellierungsmethoden für kurzzeitdy-

namische FE-Simulationen zu untersuchen, wobei die kommerzielle Berechnungssoftware LS-DYNA benutzt wird. Nach einem allgemeinen Überblick über verschiedene Modellierungsansätze unterschiedlicher Detaillierungsgrade und über verfügbare Materialmodelle für Sandwichstrukturen in LS-DYNA sind diese Ansätze durch ein Nachrechnen der Referenzversuche zu untersuchen und zu bewerten.

Zunächst sollen detaillierte Mesomodelle der Honigwaben und Faltwaben auf parametrischer Basis entwickelt und deren Fähigkeit zur Abbildung der Zellwanddeformationsphänomene in virtuellen Materialprüfungen analysiert werden.

Da der Wabenkern oftmals nicht mit einem solch hohen Detaillierungsgrad wie bei den Mesomodellen abgebildet werden kann, steht im Weiteren die homogenisierte Kernmodellierung mit Volumenelementen im Mittelpunkt. Diesbezüglich ist die betrachtete Sandwichstruktur mit FKV-Deckschichten und Nomex[®]-Wabenkern in LS-DYNA zu modellieren, wobei auf Möglichkeiten zur Berücksichtigung einer Kern-Deckschicht-Ablösung einzugehen ist. Auf Grundlage der Versuche an Lasteinleitungs- und Verbindungsstellen sind mit diesem Modellierungsansatz Methoden der Insert- und Kantenabbildung mitsamt dem zugehörigen Versagensverhalten zu entwickeln.

Als weiterer Detaillierungsgrad wird eine reine Schalenmodellierung des Sandwichverbunds betrachtet. An dieser Stelle soll als Erweiterung zu vorhandenen Materialmodellen in LS-DYNA ein benutzerdefiniertes Materialmodell entwickelt werden, welches die experimentell ermittelten Charakteristika der Wabenstruktur abbilden kann. Durch das Nachrechnen ausgewählter Versuche sind eine Bewertung dieses entwickelten Modellierungsansatzes sowie ein Vergleich zur homogenisierten Volumenelementmodellierung anzustellen.

Im Abschluss dieser Arbeit sind zum Nachweis der Relevanz der erarbeiteten Methoden und Materialkennwerte für die industrielle Praxis kurzzeitdynamische Berechnungsbeispiele aus der Luftfahrt zu behandeln.

2 Stand der Technik

2.1 Sandwichbauweise

Unter dem Prinzip der Sandwichbauweise wird die Schichtung unterschiedlicher Werkstoffe verstanden, wobei in der Regel ein leichtes Kernmaterial zwischen zwei dünne steife Deckschichten gebracht wird. Wie beim Prinzip des Doppel-T-Trägers erhöht sich auf diese Weise das Flächenträgheitsmoment der Struktur durch den Steiner-Anteil, so dass biegesteife Strukturen von höchster Leichtbaugüte ermöglicht werden. Die Sandwichbauweise findet wie viele andere technische Entwicklungen ihr Vorbild in der Natur. Genau wie bei vielen menschlichen Knochen oder Vogelfeder-schäften, existieren in der Botanik zahlreiche Beispiele, wo Strukturen, die insbesondere auf Biegung und Druck belastet werden, aus dünnen lasttragenden Schichten und einem zellulären Kern aufgebaut sind (z.B. Schwertlilienblatt, Rohrkolbenstiel, Weizenhalm) [10], [11]. Die Adaption dieser Bauweise im Ingenieurwesen wird dem Engländer W. Fairbairn zugeschrieben, welcher 1849 beim Brückenbau der Britannia Tubular Bridge durch einen Holzkern getrennte Eisenplatten einsetzte [12]. Sandwichstrukturen werden heute in den unterschiedlichsten Bereichen verwendet, in denen Gewichtsreduktion durch strukturellen Leichtbau angestrebt wird, insbesondere in der Luft- und Raumfahrt [1], [13], aber auch in Straßen- und Schienenfahrzeugen [14], [15], im Motorsport [16], [17], im Schiffbau [18], [19], im Bauwesen [20], [21], im Möbelbau [22], in Windenergieanlagen [23], in Sport- und Freizeitartikeln [24] sowie im Verpackungswesen [25], [26].

Die Aufgaben der Einzelkomponenten einer Sandwichstruktur sind klar verteilt: Die Deckschichten nehmen primär die ebenen Zug- und Druckkräfte unter Biegebelastungen auf, während auf den Kern vorwiegend die Schubkräfte zwischen den Deckschichten sowie lokale Drucklasten in Normalenrichtung wirken (Bild 2.1).

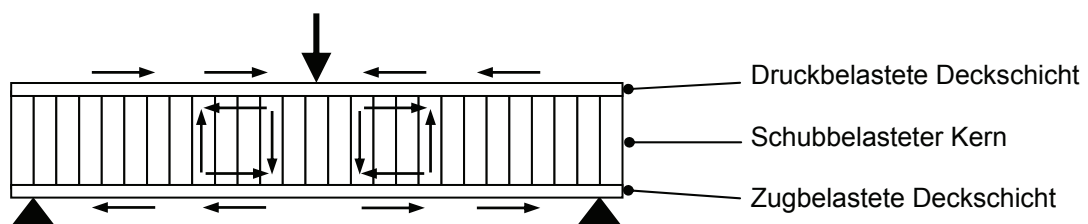


Bild 2.1: Lastverteilung in einer biegebeanspruchten Sandwichstruktur

2.1.1 Sandwichwerkstoffe und -herstellung

Als Deckschichtmaterial eignen sich Werkstoffe mit hohem Elastizitätsmodul sowie hoher Festigkeit wie beispielsweise Aluminium oder Stahl. In geringer belasteten Konstruktionen kommen auch Harthölzer zur Anwendung. Da die Sandwichbauweise jedoch oftmals für Ultraleichtbaustrukturen angewendet wird, werden häufig Faser-Kunststoff-Verbunde für die Deckschichten gewählt. Diese Verbunde zeichnen sich durch eine hervorragende gewichtsbezogene Steifigkeit und Festigkeit aus. Als Verstärkungsfasern werden in der Regel Kohlenstofffasern, Glasfasern oder Aramidfasern eingesetzt. Die Kunststoffmatrix besteht meist aus duroplastischen Harzen (z.B. EP, PF, UP etc.) oder thermoplastischen Kunststoffen (z.B. PP, PEEK etc.). Bei äußeren Flugzeugstrukturen werden aufgrund ihrer mechanischen Eigenschaften größtenteils kohlenstofffaserverstärkte Deckschichten auf Epoxidharzbasis (CF/EP) verwendet. Bei Anwendungen in der Flugzeugkabine spielt hinsichtlich der Werkstoffwahl der Brandschutz eine entscheidende Rolle, so dass hier meist glasfaserverstärkte Deckschichten auf Phenolharzbasis (GF/PF) zum Einsatz kommen [27], da sich Phenolharze durch eine schwere Entflammbarkeit und geringe Rauchemission auszeichnen [28]-[31].

Kernmaterialien müssen eine möglichst geringe Dichte und gleichzeitig eine möglichst hohe transversale Druck- und Schubsteifigkeit aufweisen. Prinzipiell eignen sich Schaumkerne (z.B. PUR, PVC, PMI, etc.), Hölzer (z.B. Balsa), Profilkerne (z.B. Wellpappe, Falzwaben) oder Honigwabenkerne (Bild 2.2, z.B. Aluminiumwaben, Nomex[®]- oder Kevlar[®]-Honigwaben).

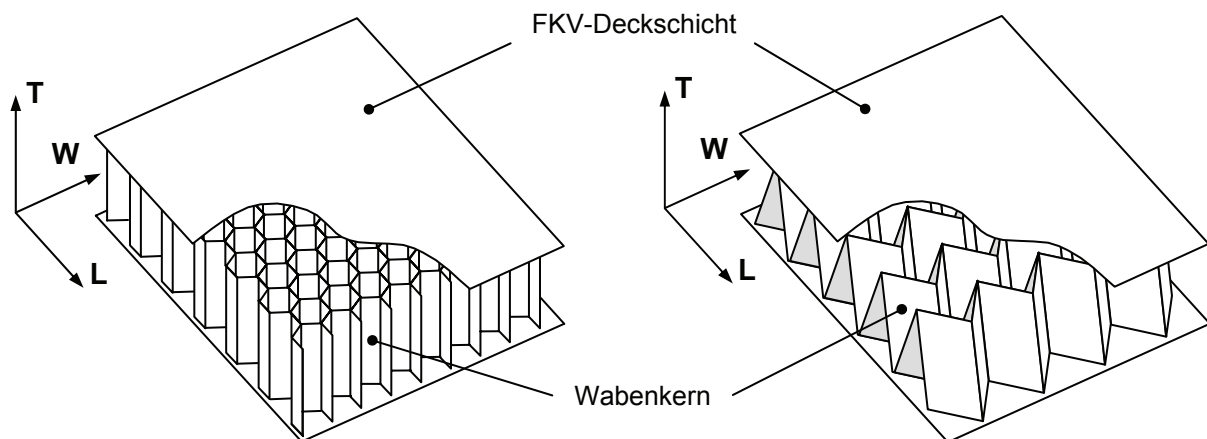


Bild 2.2: Illustration von Sandwichstrukturen mit Honigwaben- und Falzwabenkern

Honigwaben:

Im Flugzeugbau haben sich größtenteils Honigwaben aus Nomex[®]-Papier als Kernwerkstoff für Sandwichstrukturen durchgesetzt. Diese zeichnen sich neben einer geringen Dichte durch hohe mechanische Eigenschaften und hervorragende Brandschutzeigenschaften aus. Nomex[®] ist eine organische Kunstfaser aus aromatischen Polyamiden (Meta-Aramid), welche speziell im Brandschutz eingesetzt wird. Nomex[®]-Papier wird aus einer Kombination aus Nomex[®]-Kurzfasern und Nomex[®]-Fibrillen gefertigt und bildet das Grundmaterial für die Wabenherstellung. In diesem Herstellungsprozess (Bild 2.3) läuft das Nomex[®]-Papier von einer Rolle und wird in Längsrichtung mit parallelen Klebstoffstreifen in einem definierten Abstand versehen. Anschließend werden einzelne Blätter abgelängt und diese jeweils versetzt übereinander geschichtet und anschließend unter Temperatureinwirkung gepresst und damit verklebt. Über am oberen und unteren Ende dieses Papierstapels angebrachte Laschen wird der Stapel expandiert, so dass sich die klebefreien Flächen öffnen und eine hexagonale Zellform ausbilden. Eine anschließende Stabilisierung im Ofen bewirkt, dass sich der expandierte Stapel nicht wieder zusammenzieht. Im Folgenden wird der gesamte Block in mehreren Tauchgängen in ein Phenolharzbad getaucht und nach jedem Tauchgang im Ofen ausgehärtet. Dieser Vorgang wird so lange wiederholt, bis die angestrebte Dichte der Wabe erreicht ist. Im Anschluss werden die Laschen entfernt und einzelne Wabenplatten aus dem Block geschnitten. Die Imprägnierung mit Phenolharz erhöht die mechanischen Eigenschaften der Wabenzellen unter Beibehaltung der Brandschutzeigenschaften.

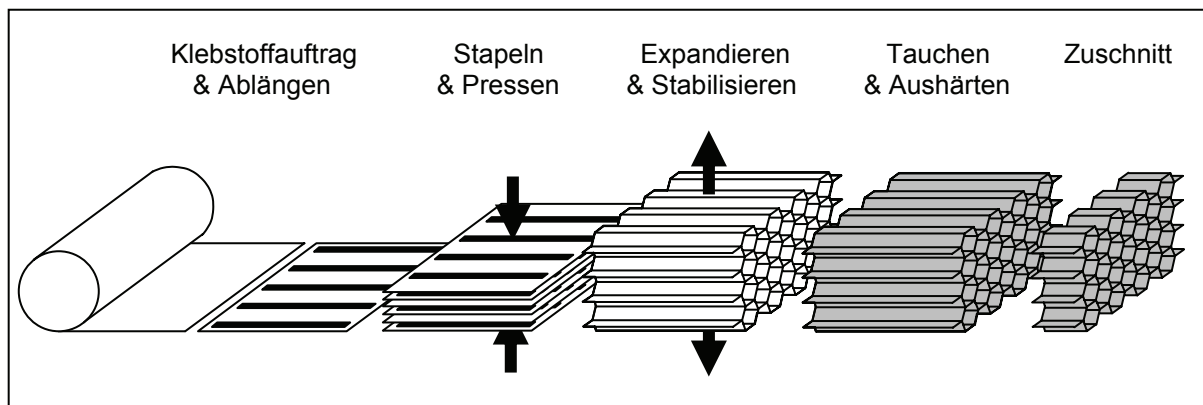


Bild 2.3: Herstellungsprozess von Nomex[®]-Honigwaben im Expansionsverfahren

Faltwaben:

Eine neuartige Generation von Sandwichkernwerkstoffen stellen Faltrwaben dar [32]-[35]. Diese haben in der Luftfahrt insbesondere aufgrund ihrer Durchlüftbarkeit Aufmerksamkeit erlangt, da sie im Gegensatz zu Honigwaben nicht über geschlossene Zellen verfügen, in denen sich während des Flugbetriebs kondensierende Feuchtigkeit ansammeln kann [5]-[7], [36]. Innerhalb eines Forschungsprojekts [37] wurde ein Konzept entwickelt, welches die Konzeption und Auslegung einer Rumpfstruktur in Sandwichbauweise mit CFK-Deckschichten und einem solchen Faltrwabenkern vorsieht [38]. Faltrwaben können aus nahezu jedem verformbaren dünnen Halbzeug (z.B. Aramidpapier (Nomex[®], Kevlar[®]), CFK, GFK, Aluminium) und in unterschiedlichsten Geometrien hergestellt werden. Hierbei gibt es prinzipiell zwei verschiedene Fertigungsverfahren: die diskontinuierliche Fertigung und die effizientere kontinuierliche Fertigung. Im diskontinuierlichen Verfahren wird das flächige Halbzeug zwischen zwei transformierbaren Matrizen umgeformt, welche sich in gleicher Weise wie die Faltrwabe auch zusammenfalten lassen. Auf diese Weise wird das Zellwandmaterial nicht wie bei einem Tiefziehverfahren gestreckt, sondern nur umgefaltet [39]. Bei einem kontinuierlichen Verfahren werden entweder die Faltrungskanten in das Papier vorgeprägt und anschließend zusammengefaltet [40], [41] (Bild 2.4), oder das Papier wird längs in Wellenform vorgeformt und anschließend seitlich in Faltrwabenform umgefaltet [41], [42].

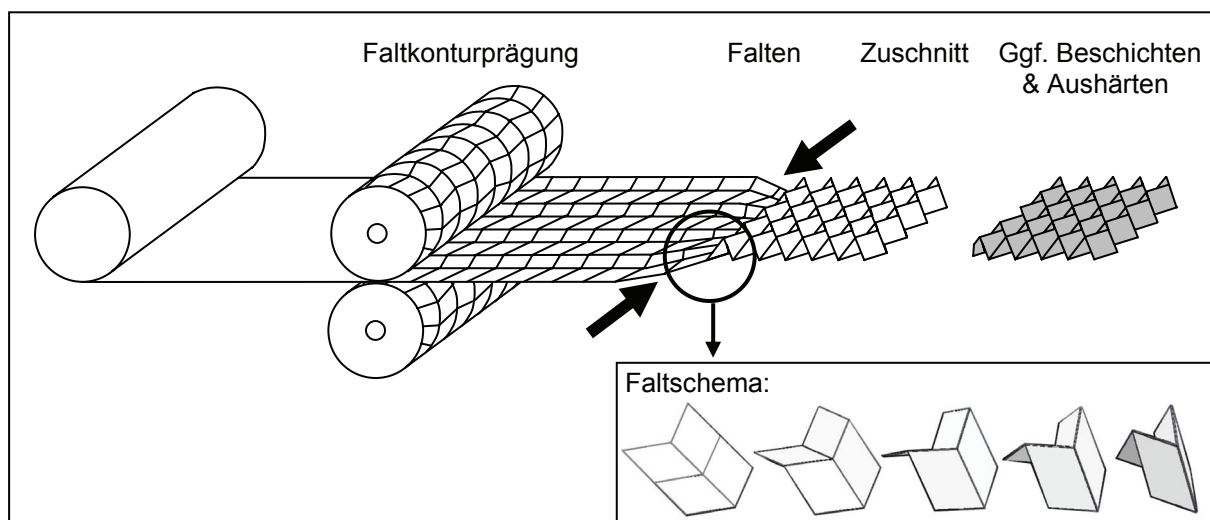


Bild 2.4: Herstellungsprozess von Faltrwaben in einem kontinuierlichen Verfahren

Sowohl bei Honigwaben als auch bei Falzwaben werden drei charakteristische Hauptmaterialrichtungen unterschieden, die in Bild 2.2 skizziert sind. Hierbei ist T die Dickenrichtung, L die Richtung der parallelen Zellwände der Honigwabe bzw. die Richtung der Zickzackspitzen der Faltwabe und W die Expansionsrichtung der Honigwaben bzw. die Richtung der Belüftungskanäle der Falzwaben.

Neben dem Deckschicht- und Kernmaterial ist die Klebeschicht die dritte Funktionsschicht in einer Sandwichstruktur. Sie muss den Lasttransfer zwischen Kern und Deckschicht sicherstellen und wird üblicherweise so ausgelegt, dass die Zug- und Schubfestigkeit der Klebeverbindung höher als die Zug- und Schubfestigkeit der Kernschicht ist, um die Gefahr einer Ablösung unter Betriebslast zu reduzieren. Bei einem Wabenkern wird generell eine Kehlnahtverklebung zwischen Wabenstegen und Deckschicht angestrebt (Bild 2.5). Die Verklebung kann mit Hilfe eines gesonderten Klebstoffs oder mit Hilfe des Harzes aus der FKV-Deckschicht erfolgen. Die Kern-Deckschicht-Verbindung im letzteren Fall ist dabei meist von geringerer Festigkeit [43]. Jedoch kann auf diese Weise ein Zwischenschritt in der Sandwichherstellung eingespart werden, da die Aushärtung der Deckschichten im gleichen Prozessschritt wie die Herstellung der Sandwichstruktur erfolgt (Co-Curing). Das Bauteil wird hierbei in der Regel in einem Vakuumsack verpackt und unter Druck und Temperatur im Autoklaven ausgehärtet. Dabei wird das Harz der Prepregs verflüssigt, fließt in die Waben und bildet die gewünschte Kehlnahtverklebung aus. Dieses Fertigungsverfahren unter Verzicht eines zusätzlichen Klebstoffs wird insbesondere bei der Herstellung von Flugzeugkabinenkomponenten angewendet.

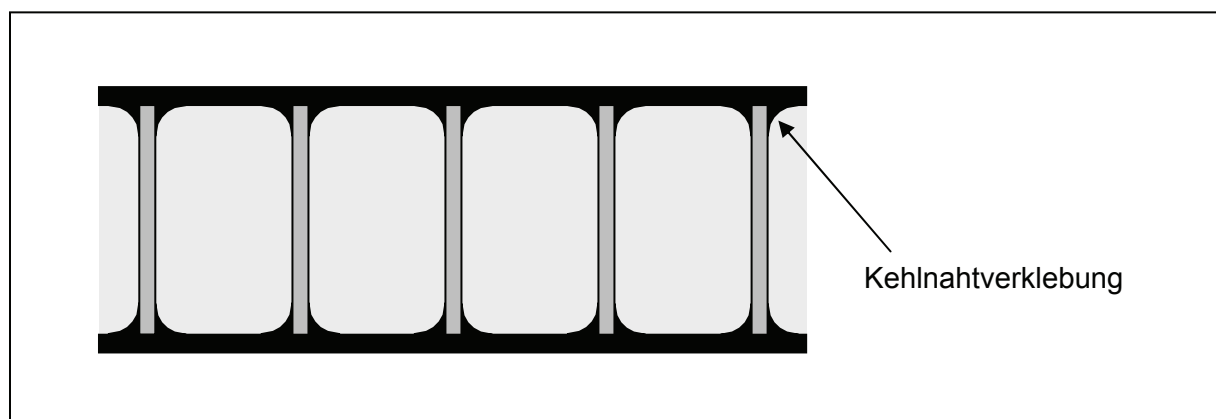


Bild 2.5: Kehlnahtverklebung zwischen Kern und Deckschicht

2.1.2 Lasteinleitungs- und Verbindungskonzepte

In nahezu jeder Sandwichkonstruktion ist es unvermeidbar, weitere Baugruppen oder Befestigungselemente durch lösbare Verschraubungen an lokalen Lasteinleitungsstellen zu montieren. Die Aufgabe eines Lasteinleitungspunkts besteht dabei darin, die Kraft auf geeignete Weise in den Sandwichverbund einzuleiten [44]. Da die Decklagen häufig sehr dünn ausgeführt werden, ist es anzustreben, die Kraft möglichst großflächig und in beide Decklagen einzuleiten. Dies wird bei Sandwichstrukturen mit Wabenkern in der Regel durch die Verwendung von Kernfüllmasse im Lasteinleitungsbereich erreicht. Bild 2.6 gibt einen Überblick über gängige Ausführungen von Lasteinleitungsstellen in Sandwichstrukturen mit Wabenkern [45]-[66]. Eine der gebräuchlichsten Ausführungen stellen Inserts in Form von Gewindeeinsätzen dar (Bild 2.6g).

Kantenverbindungen haben die Aufgabe, die Lastübertragung zweier Sandwichplatten zu gewährleisten und können in einer Vielzahl unterschiedlicher Bauformen ausgeführt werden, von denen einige in Bild 2.7 dargestellt sind [45]-[48], [50], [51], [67]-[70]. Sie unterscheiden sich bezüglich Fertigungsaufwand, Gewicht, Maßhaltigkeit, Kosten, in der ertragbaren Last sowie der Schadenstoleranz. Des Weiteren spielt es eine Rolle, ob das Bauteil aus einzelnen flachen Sandwichplatten zusammengefügt oder in einem Schritt in einer Werkzeugform in Prepregbauweise hergestellt wird. Eine effiziente und bei der Herstellung von Überkopfgepäckfächern in Passagierflugzeugen häufig verwendete Bauform ist die Cut-and-Fold-Kante (Bild 2.7f) [47], [69]. Dabei wird über eine definierte Breite ein Teil einer Deckschicht und des Kerns herausgefräst, die offenen Waben mit einem Füllstoff gefüllt und dann die Kante zusammengeklappt. Hierbei ergibt sich der Vorteil, dass die äußere Decklage völlig ungestört erhalten bleibt und durch den Faltungsradius lokale Spannungsspitzen reduziert werden. Eine weitere übliche Bauform ist die runde Kante (Bild 2.7g), wobei eine überexpandierte Wabe im Kantenbereich benutzt wird, die sich leichter verformen lässt, als es mit der regulären hexagonalen Wabe möglich ist. Bei dieser runden Kante ist ein kontinuierlicher Kraftfluss weitgehend ohne Spannungsspitzen gewährleistet. Eine fortschrittliche, jedoch in der Fertigung sehr aufwendige Kantenverbindung stellt die monolithische Kante dar (Bild 2.7h). Diese Variante zeichnet sich durch eine außerordentliche Kantenfestigkeit und Schadenstoleranz aus [70]. Als Versagensart stellt sich hier typischerweise eine Delamination im monolithischen Bereich ein. Die getrennten Laminatschichten weisen jedoch eine hohe Resttragfähigkeit auf.

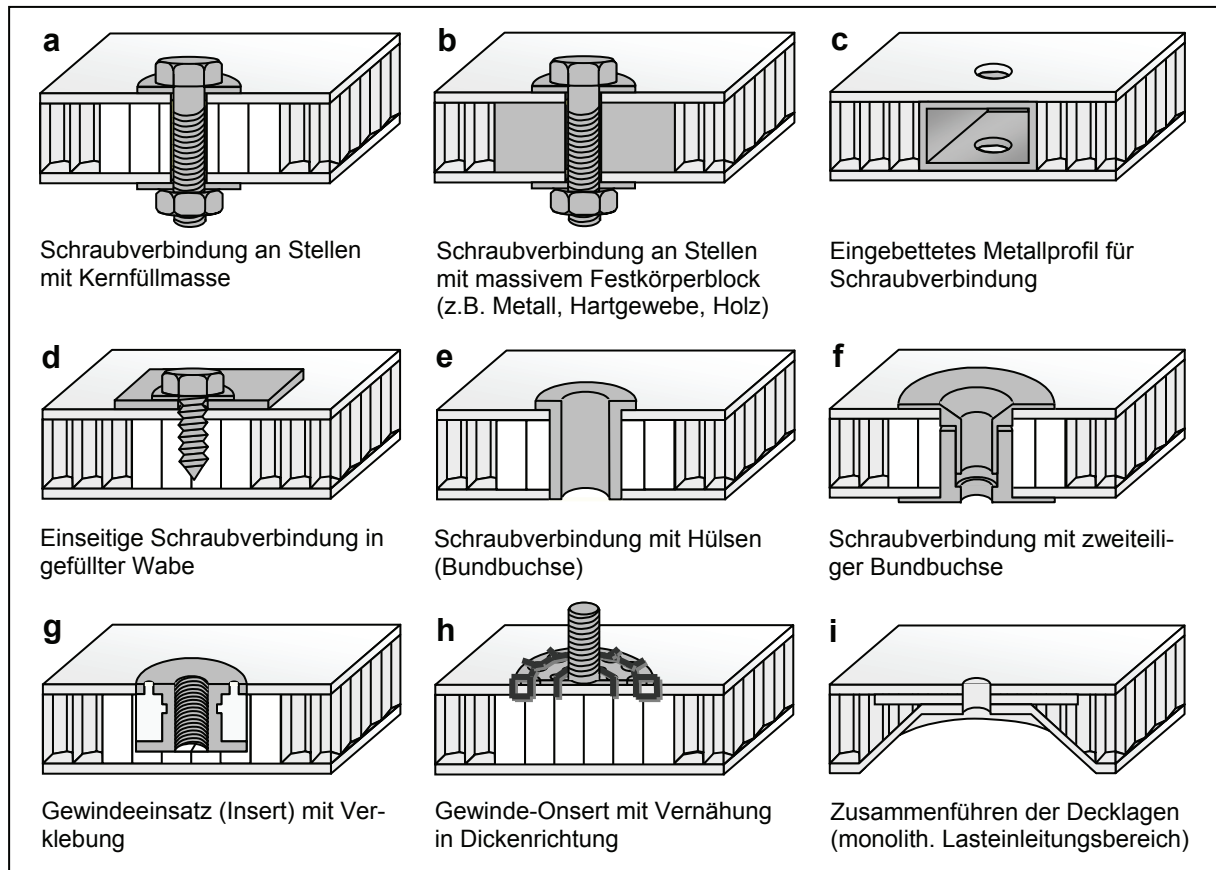


Bild 2.6: Ausführungsbeispiele von Lasteinleitungen in Sandwichbauteilen

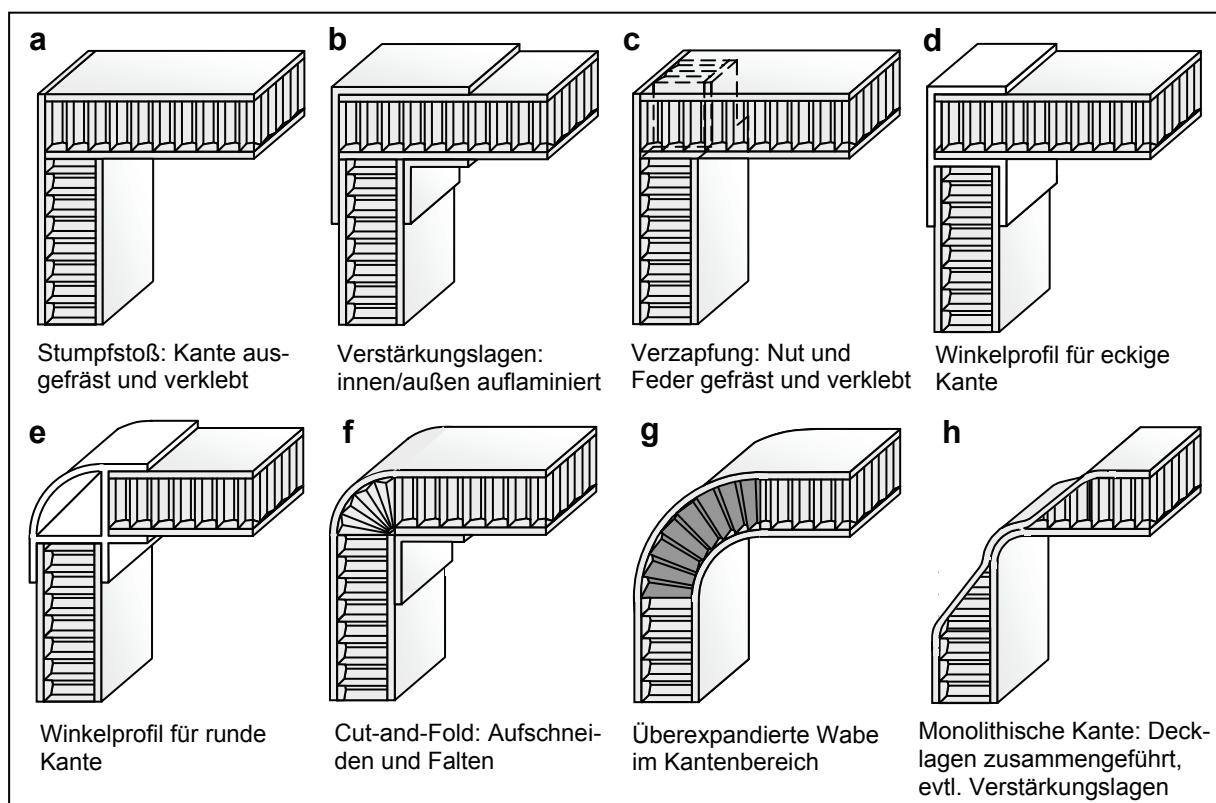


Bild 2.7: Ausführungsbeispiele von Kantenverbindungen in Sandwichbauteilen

2.1.3 Versagensarten

Sandwichstrukturen, insbesondere mit einem inhomogenen Wabenkern, versagen auf sehr unterschiedliche Arten. Es treten sowohl Stabilitätsversagen als auch Materialbruch von Kern und Deckschichten auf. Insbesondere zu beachten ist das Versagen in Lasteinleitungs- oder Verbindungsstellen. Bild 2.8 gibt einen Überblick über die bedeutendsten Versagensarten.

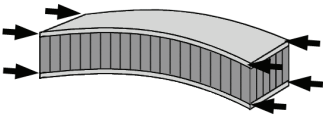
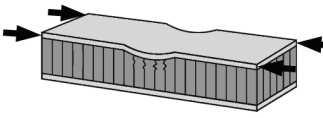
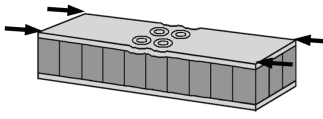
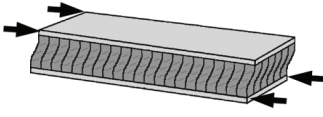
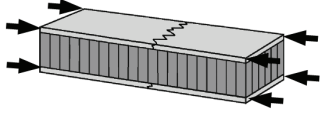
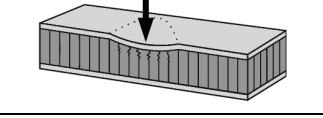
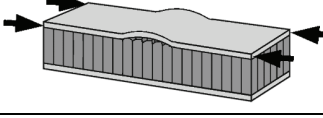
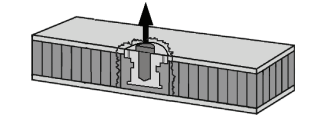
| | |
|-------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | Globales Beulen durch unzureichende Biege- und Schubsteifigkeit |
|  | Deckschichtknittern (nach innen oder außen möglich) durch unzureichende Kernstützung oder Verklebung |
|  | Intrazelluläres Deckschichtbeulen bei großen Zellweiten und dünnen Deckschichten |
|  | Kernschubversagen durch unzureichende Schubeigenschaften des Kerns |
|  | Deckschichtbruch (unter Normal-, Schub- oder Biegelast) durch Überschreiten der Deckschichtfestigkeiten |
|  | Lokale Eindrückung durch geringe Kerndruckfestigkeit, etwa bei Impact |
|  | Deckschichtablösung (unter Zug-, Schäl- oder Knitterlast) durch unzureichende Klebefestigkeit |
|  | Insert-Versagen (unter Zug, Schub oder Torsion) durch unzureichende Verklebung oder Lastüberhöhung |
|  | Kantenversagen (unter Biegung oder Schub) durch unzureichende Kantenverklebung oder mangelnde Steifigkeit sowie Festigkeit der Kantenverbindung |

Bild 2.8: Versagensarten von Sandwichstrukturen mit Wabenkern

2.1.4 Berechnungsgrundlagen

Wird das mechanische Verhalten einer Sandwichstruktur unter den Grundlastfällen einer Normalkraft-, Biege- oder Schubbelastung betrachtet, so ergeben sich folgende Spannungsverteilungen, wobei hier nur der Fall zweier Deckschichten gleicher Dicke und gleichen Werkstoffs behandelt wird, der in der Praxis am häufigsten vorkommt.

Bei rein einachsiger Zug- oder Druckbelastung in der Sandwichebene bildet sich aufgrund der unterschiedlichen Elastizitäten von Kern und Deckschichten die in Bild 2.9 skizzierte Spannungsverteilung aus. Hierbei gilt:

$$\sigma_{f,x} = E_f \cdot \varepsilon_x \quad (2.1)$$

$$\sigma_{c,x} = E_c \cdot \varepsilon_x \quad (2.2)$$

$$\text{mit } \varepsilon_x = \frac{n_x}{D_x} \quad \text{und} \quad D_x = 2E_f t_f + E_c t_c \approx 2E_f t_f, \quad (2.3)$$

wobei n_x die breitenbezogene Normalkraft und D_x die Dehnsteifigkeit ist [71].

Im Fall einer im Vergleich zur Deckschicht wesentlich geringeren Steifigkeit des Kerns ($E_c t_c \ll E_f t_f$) wird häufig die Kernnormalspannung vernachlässigt, so dass allein die Deckschichten als lasttragend angesehen werden (Bild 2.9).

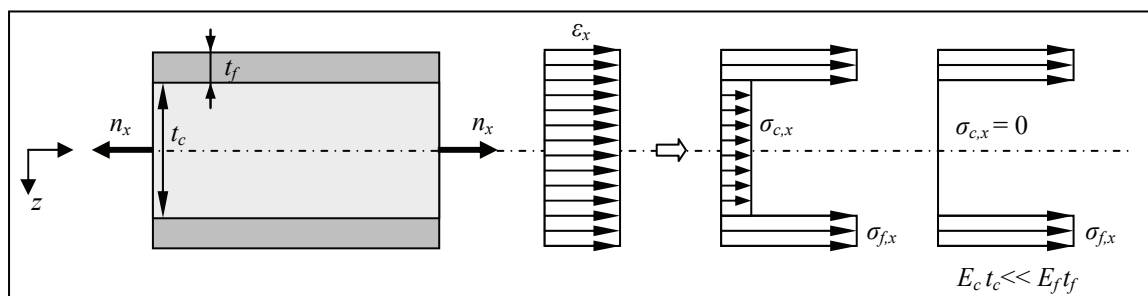


Bild 2.9: Spannungsverteilung einer normalkraftbeanspruchten Sandwichstruktur

Der Normalspannungsverlauf unter einer Biegebelastung ist in Bild 2.10 illustriert, wobei gilt:

$$\sigma_{f,x}(z) = E_f \cdot z \cdot w'' \quad (2.4)$$

$$\sigma_{c,x}(z) = E_c \cdot z \cdot w'' \quad (2.5)$$

$$\text{mit } w'' = -\frac{m_y}{B_y} \quad \text{und} \quad B_y = E_f \left(\frac{(t_c + t_f)^2 \cdot t_f}{2} + \frac{t_f^3}{6} \right) + E_c \left(\frac{t_c^3}{12} \right) \approx \frac{E_f t_f (t_c + t_f)^2}{2}. \quad (2.6)$$

m_y ist hierbei das breitennormierte Biegemoment und B_y die Biegesteifigkeit des Sandwichverbunds [71].

Auch hier kann die Normalspannungskomponente des Kerns aufgrund des wesentlich kleineren Elastizitätsmoduls ($E_c \ll E_f$) vernachlässigt und nur die Deckschicht als lasttragend betrachtet werden. Bei sehr dünnen Deckschichten ($t_f \ll t_c$) kann als weitere Vereinfachung eine konstante Spannung über der Dicke angesetzt werden.

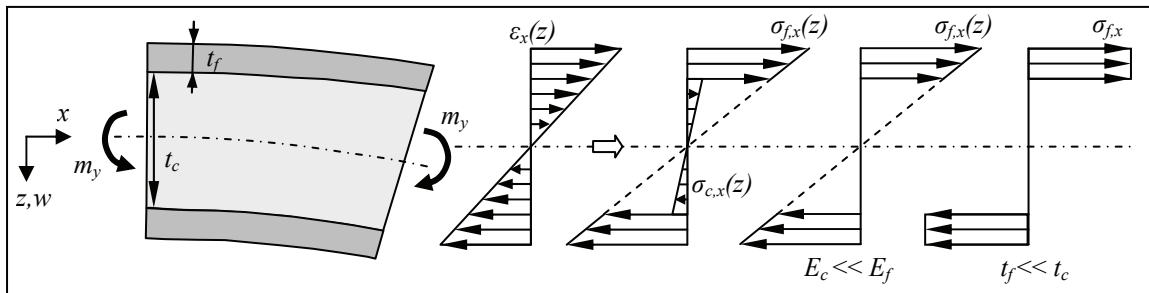


Bild 2.10: Spannungsverteilung einer biegebeanspruchten Sandwichstruktur

Bild 2.11 zeigt den Schubspannungsverlauf unter der Wirkung einer Querkraft Q [71].

Die Schubspannungen berechnen sich nach Zenkert [45] in folgender Weise:

$$\tau_{f,zx}(z) = \frac{Q}{B_y} \frac{E_f}{2} \left(\frac{t_c^2}{4} + t_c t_f + t_f^2 - z^2 \right) \quad (2.7)$$

$$\tau_{c,zx}(z) = \frac{Q}{B_y} \left[\frac{E_f t_f (t_c + t_f)}{2} + \frac{E_c}{2} \left(\frac{t_c^2}{4} - z^2 \right) \right]. \quad (2.8)$$

Mit der Annahme einer vernachlässigbar geringen Elastizität des Kerns ($E_c \ll E_f$) sowie sehr dünnen Deckschichten ($t_f \ll t_c$) lassen sich auch hier Vereinfachungen ableiten, die zu einer konstanten Schubspannung im Kern und linear abfallenden Schubspannungen in den Deckschichten führen (Bild 2.11).

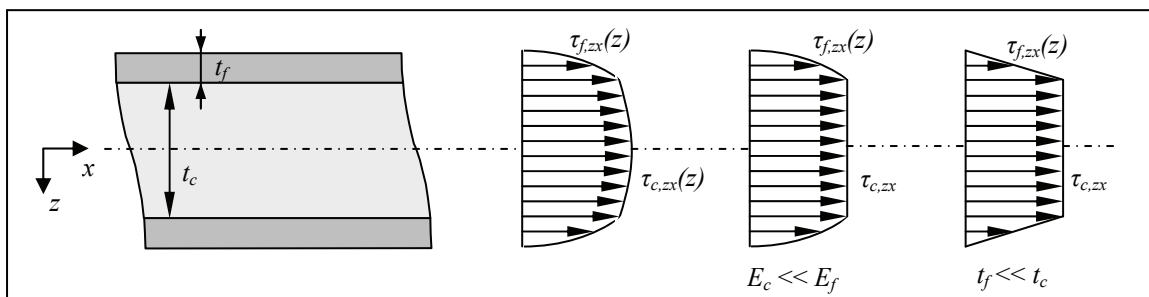


Bild 2.11: Spannungsverteilung einer schubbeanspruchten Sandwichstruktur

Die Schubverformungstheorie erster Ordnung (FSDT) nach Reissner/Mindlin [72] bzw. Whitney/Pagano [73] wird häufig für die Schalenmodellierung von Sandwichstrukturen angewendet. Hierbei werden im Gegensatz zur klassischen Kirchhoff/Love-Theorie transversale Schubverformungen berücksichtigt, die bei Sandwichstrukturen einen großen Anteil der Gesamtverformung ausmachen können. Die Grundannahme der Schubverformungstheorie erster Ordnung besteht darin, dass die Normalspannung in Dickenrichtung als Null angenommen wird, und ein linearer Ansatz für die ebenen Verschiebungen über der Schalendicke gilt. Demzufolge wird auch eine konstante Schubverzerrung über der Schalendicke angesetzt, womit sich im Gegensatz zum tatsächlichen parabolischen Schubspannungsverlauf (Bild 2.11) unrealistische konstante Schubspannungen in jeder Einzelschicht einer Schale ergeben, was die Bedingung von verschwindenden Schubspannungen an den Schalenrändern und gleichen Schubspannungen an Einzelschichtübergängen verletzt [74], [75]. Um diesem unrealistischen Verhalten entgegenzuwirken, wurden Schubkorrekturfaktoren κ eingeführt, welche die transversalen Schubspannungen skalieren. Für homogene, isotrope Werkstoffe wird der Wert $5/6$ verwendet, welcher jedoch nicht einfach auf anisotrope Schichtverbunde übertragbar ist. Der Schubkorrekturfaktor ist hier nicht leicht zu bestimmen und hängt von der Belastung, den Einspannbedingungen, der Schalen geometrie und dem Schichtaufbau ab [74], [76]. In [77] wurde die Ungenauigkeit der Berechnungsergebnisse nach der FSDT für dicke Sandwichstrukturen herausgestellt. Wegen dieser Nachteile wurden Schubverformungstheorien höherer Ordnung [78]-[87] und schichtweise Theorien [88]-[93] entwickelt, die einen parabolischen Verlauf der transversalen Schubspannung abbilden und daher auf die Verwendung von Schubkorrekturfaktoren verzichten können. Schalenelemente auf Basis dieser Theorien setzen jedoch häufig C_1 -Stetigkeit der Ansatzfunktionen voraus, die FSDT nur C_0 -Stetigkeit [75]. Oder sie verfügen über wesentlich mehr Freiheitsgrade und eine Diagonalisierung der Massenmatrix ist mit Problemen versehen, was ihrer Anwendung in expliziten FE-Programmen entgegensteht. In vielen Fällen, insbesondere dort, wo der Transversalschub eine untergeordnete Rolle spielt, kann die FSDT als guter Kompromiss zwischen Genauigkeit und Rechenaufwand für FE-Berechnungen verwendet werden [94]. In kommerziellen expliziten FE-Codes nehmen Schalenelemente, die auf der FSDT basieren, den mit Abstand größten Teil ein und sind heute der Stand der Technik.

2.2 Numerische Analyse von Sandwichstrukturen

Numerische Simulationsrechnungen auf Basis der Finite-Elemente-Methode (FEM) sind in der industriellen Produktentwicklung heutzutage zum Standard geworden. Sie erlauben nicht zuletzt dank immer weiter zunehmender Rechenleistungen eine im Vergleich zu zeit- und kostenaufwändigen Versuchsreihen effizientere Ermittlung von Deformationsvorgängen oder Spannungszuständen komplexer Strukturen unter beliebigen nichtlinearen Randbedingungen. Die heute erreichbare Zuverlässigkeit von Finite-Elemente-Analysen reduziert gerade im Bereich der kurzzeitdynamischen Craschauslegung im Transportwesen den Testaufwand realer Prototypen auf ein Minimum [95], [96].

2.2.1 Grundlagen der Finite-Elemente-Methode

Die Grundidee der FEM als numerisches Näherungsverfahren basiert auf der Diskretisierung, d.h. Zerlegung eines Problemgebiets in eine Vielzahl einzelner Elemente. Über einfache Ansatzfunktionen auf Elementebene kann letztlich das Gesamtverhalten komplexer Bauteilgeometrien beschrieben werden. Neben dieser örtlichen Diskretisierung wird bei der Untersuchung von dynamischen Vorgängen auch eine zeitliche Diskretisierung vorgenommen, d.h. die Bewegungsgleichung

$$\mathbf{M} \cdot \ddot{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{D} \cdot \dot{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{F}_{\text{int}}(t) = \mathbf{F}_{\text{ext}}(t) \quad (2.9)$$

wird zu diskreten Zeitpunkten innerhalb des betrachteten Zeitintervalls ausgewertet. Hierfür kann ein implizites oder explizites Zeitintegrationsverfahren angewendet werden. Während implizite Verfahren aufgrund der typischen großen Zeitschrittweiten primär für statische bzw. langsam ablaufende Vorgänge benutzt werden und einer Gleichungslösung bedürfen (z.B. ANSYS, NASTRAN), arbeiten Programme für stark nichtlineare, hochdynamische Crash- oder Impactsimulationen mit einer expliziten Zeitintegration und diagonalisierter Massenmatrix (z.B. LS-DYNA, PAM-CRASH). Stellt man hierbei die Bewegungsgleichung 2.9 zum Zeitpunkt t um und berechnet nach der zentralen Differenzenmethode (Bild 2.12) Geschwindigkeiten und Verschiebungen, so ergeben sich die gesuchten Verschiebungen zum Zeitpunkt $t+\Delta t$ [97]:

$$\ddot{\mathbf{u}}_t = \mathbf{M}^{-1}(\mathbf{F}_{\text{ext},t} - \mathbf{F}_{\text{int},t} - \mathbf{D} \cdot \dot{\mathbf{u}}_t) \quad (2.10)$$

$$\dot{\mathbf{u}}_{t+1/2\Delta t} = \dot{\mathbf{u}}_{t-1/2\Delta t} + \ddot{\mathbf{u}}_t \Delta t \quad (2.11)$$

$$\mathbf{u}_{t+\Delta t} = \mathbf{u}_t + \dot{\mathbf{u}}_{t+1/2\Delta t} \Delta t . \quad (2.12)$$

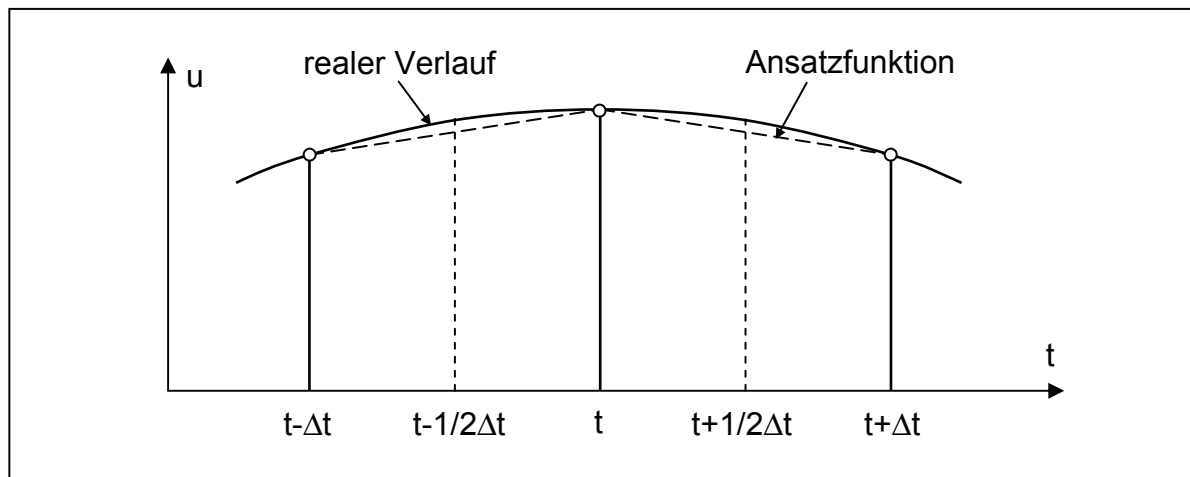


Bild 2.12: Prinzip des zentralen Differenzenverfahrens

Mit Hilfe der berechneten Knotenverschiebungen wird die Geometrie aktualisiert. Aus den Verschiebungen und dem entsprechenden Zeitintervall ergeben sich weiterhin Dehnungen und Dehnraten auf Elementebene, die mit dem zu Grunde liegenden Materialgesetz zu Spannungen umgerechnet werden. Hieraus ergeben sich wiederum die konzentrierten Knotenkräfte, die unter Berücksichtigung der Randbedingungen und der Masse zu Beschleunigungen führen, die nach dem oben aufgeführten Schema den Ausgangspunkt für die Berechnung von Geschwindigkeiten und Verschiebungen für den nächsten Zeitpunkt darstellen. Dieses oder leicht abgewandelte Verfahren bilden die Grundlage kommerzieller expliziter Berechnungscodes.

Die Stabilität und Effizienz dieser Methode hängen entscheidend von dem Zeitschritt Δt ab. Nach der Courant/Friedrich/Lewy-Stabilitätsbedingung muss der Integrationszeitschritt kleiner als die Durchgangszeit einer Materialschallwelle durch das kleinste im Netz vorhandene Element mit der Kantenlänge Δl sein [97], [98]:

$$\Delta t \leq t_{crit} = \frac{\Delta l}{c}. \quad (2.13)$$

Die Wellenausbreitungsgeschwindigkeit c berechnet sich für Schalenelemente in LS-DYNA nach folgender Formel [97], [99]:

$$c = \sqrt{\frac{E}{(1-\nu^2)\rho}}. \quad (2.14)$$

Hierbei wird deutlich, dass die Dichte ρ die Zeitschrittweite und damit die Berechnungszeit beeinflusst. Daher hat sich Massenskalierung als eine Technik etabliert,

um den Zeitschritt künstlich zu vergrößern und damit die Rechenzeit zu reduzieren, falls eine explizite Simulationssoftware für die Berechnung von langsamen oder gar quasi-statischen Vorgängen benutzt werden soll [100]. Diese Methode ist jedoch mit Vorsicht anzuwenden, da stets gewährleistet sein muss, dass die durch den Massenzuwachs resultierende kinetische Energie im System vernachlässigbar klein bleibt.

Die mit einem expliziten Solver zu betrachtenden Problemstellungen können hohe Nichtlinearitäten aufweisen:

- geometrische Nichtlinearitäten infolge großer Rotationen und Verformungen,
- physikalische Nichtlinearitäten z.B. durch plastisches Materialverhalten,
- Nichtlinearitäten infolge sich ändernder Randbedingungen beispielsweise durch Kontakt Ereignisse.

Aufgrund ihrer numerischen Robustheit und des geringen Berechnungsaufwands haben sich im Bereich der kurzzeitdynamischen Simulation Elemente mit reduzierter Integration, auch Unterintegration genannt, etabliert, die im Gegensatz zur vollständigen Integration nur über einen Integrationspunkt in der Elementmitte verfügen, an dem die Berechnung der Verzerrungen erfolgt. Mit dem Gewinn an Rechenzeit geht jedoch der Nachteil von möglichen Nullenergiemoden (Hourglassing) einher, die durch Algorithmen auf Basis von viskosen Spannungsüberlagerungen unterdrückt werden [98]. Alternativ können bei starkem Hourglassing Elemente mit vollständiger Integration, die jedoch Versteifungseffekte (Locking) aufzeigen können [101], oder mit selektiv reduzierter Integration verwendet werden [102], die kaum zu Hourglassing- oder zu Locking-Effekten führen. Hierbei muss jedoch eine höhere Rechenzeit in Kauf genommen werden.

2.2.2 Modellierungsansätze für Sandwichstrukturen

Grundsätzlich gibt es mehrere FE-Modellierungsmöglichkeiten für Sandwichstrukturen mit Wabenkern. Diese unterscheiden sich im Modellierungs- und Berechnungsaufwand, den abbildbaren Versagensarten und dem Detaillierungsgrad der Ergebnisse. Welcher Ansatz gewählt wird, hängt stark von den Anforderungen an das Modell, der Modellgröße, der Belastungsart sowie anderen Faktoren wie z.B. der zur Verfügung stehenden Rechenleistung ab. Bild 2.13 gibt einen Überblick über die drei in der Praxis gebräuchlichsten Modellierungsansätze.

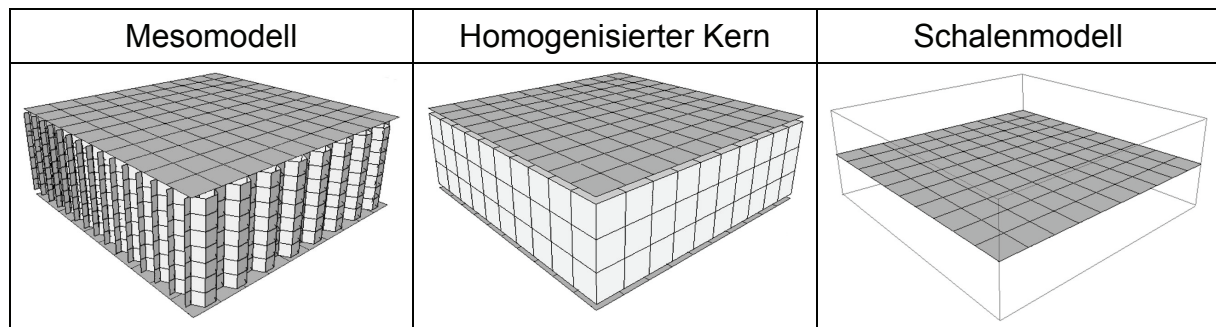


Bild 2.13: Modellierungsansätze für Sandwichstrukturen

Mesomodelle basieren auf einer detaillierten Abbildung der Wabenstruktur mit Schalenelementen, oder im Bereich der Kern-Deckschicht-Verklebung, wo 3D-Effekte eine Rolle spielen, sogar mit Volumenelementen. Sie werden aufgrund der Möglichkeit, die Verformungszustände der Zellwände genau abzubilden, insbesondere für Simulationen von Impact-Belastungen oder anderen lokalen Lasteinleitungen verwendet [103]-[105].

Da mit der großen Elementanzahl ein hoher Rechenaufwand einhergeht, besteht eine Alternative darin, den Kern zu homogenisieren und mit dreidimensionalen Kontinuumselementen abzubilden (Shell-Solid-Shell-Ansatz) [106]-[111]. Diesen Elementen werden die effektiven mechanischen Eigenschaften zugewiesen, so dass sich die homogenisierte Kernstruktur in gleicher Weise wie die zelluläre Struktur verhält. Hierbei ist zu beachten, dass mit dieser Modellierung ein lokales Stabilitätsversagen des Wabenkerns nicht eindeutig dargestellt werden kann.

Eine weitere Vereinfachung besteht darin, den gesamten Sandwichverbund innerhalb eines Schalenelements abzubilden (Layered Shell). Hierbei werden üblicherweise den einzelnen Integrationspunkten in Dickenrichtung des Elements die jeweiligen Materialeigenschaften des Wabenkerns bzw. der Decklagen zugewiesen [112]-[116]. Dieser Ansatz wird aufgrund des geringen Rechenaufwands häufig für sehr große Modelle verwendet. Die Zahl der abbildbaren Versagensarten ist hierbei jedoch stark limitiert. Zusätzlich gilt diese Abbildung nur unter der Bedingung, dass der Verschiebungsverlauf über die Dicke linear ist, also ein Ebenbleiben der Querschnitte gewährleistet ist. Diese Bedingung wird jedoch gerade bei Sandwichstrukturen schnell verletzt.

2.2.3 Verfügbare Materialmodelle

Sämtliche numerischen Untersuchungen in dieser Arbeit wurden mit der kommerziellen expliziten FE-Software LS-DYNA [117] durchgeführt. Aus diesem Grund sollen im

Folgenden zunächst die hierin verfügbaren Möglichkeiten für die Modellierung von Sandwichstrukturen mit FKV-Deckschichten und Wabenkern charakterisiert werden.

LS-DYNA:

Die Software LS-DYNA verfügt über eine umfangreiche Bibliothek an Materialmodellen für Verbundwerkstoffe, die sich primär in der Abbildung des Schädigungsverhaltens unterscheiden [118]. In der Praxis wird häufig das Modell MAT54 (MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE) für Schalenelemente eingesetzt. Aufgrund des implementierten Crashfront-Algorithmus [119] wurde es in [68], [99], [120]-[127] vorwiegend für die Simulation von Crashabsorbern verwendet und weiterentwickelt. Für die Modellierung von FKV-Deckschichten in Sandwichstrukturen mit Wabenkern wurde es in [33], [105], [128]-[130] benutzt. Der Berechnungsansatz basiert auf einem linear-elastischen Werkstoffgesetz und der Verwendung von Versagenskriterien nach Chang/Chang [131]. Diese Kriterien unterscheiden ein Zug- und Druckversagen in Faser- und Matrixrichtung (Bild 2.14), wobei eine Interaktion zwischen Normal- und Schubspannungen berücksichtigt wird.

$$\text{Faserzugversagen: } e_{F,Z}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{1,Z,\max}} \right)^2 + \beta \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{\max}} \right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{versagt} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases} \quad (2.15)$$

$$\text{Faserdruckversagen: } e_{F,D}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{1,D,\max}} \right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{versagt} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases} \quad (2.16)$$

$$\text{Matrixzugversagen: } e_{M,Z}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{2,Z,\max}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{\max}} \right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{versagt} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases} \quad (2.17)$$

$$\text{Matrixdruckversagen: } e_{M,D}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{2\tau_{\max}} \right)^2 + \frac{\sigma_2}{\sigma_{2,D}} \left(\frac{\sigma_{2,D,\max}^2}{4\tau_{\max}^2} - 1 \right) + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{\max}} \right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{versagt} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases} \quad (2.18)$$

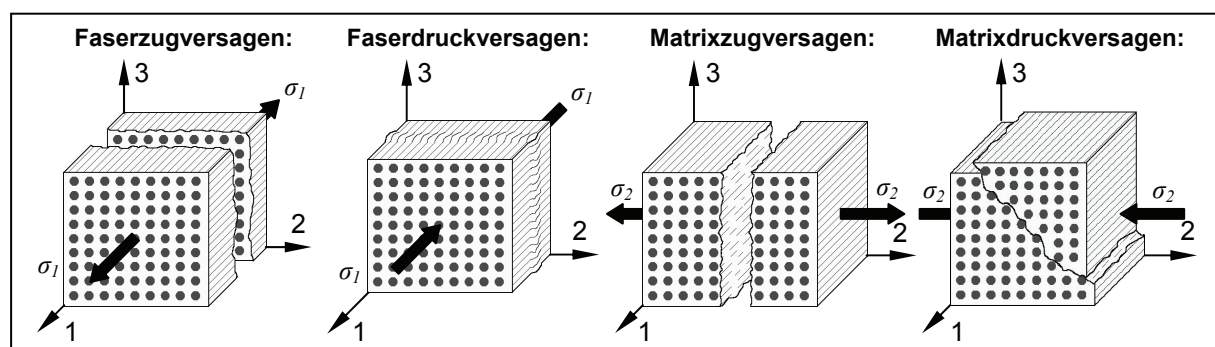


Bild 2.14: Illustration von Zug- und Druckversagen in Faser- und Matrixrichtung

Nach einem Versagenseintritt kann im Nachversagensbereich ein perfekt-plastisches Materialverhalten bis zu der definierten Bruchdehnung $DFAIL_x$ eingestellt werden. Dies geht auf Untersuchungen von Hahn/Tsai [132] zurück, die feststellten, dass es zu besseren Übereinstimmungen mit Versuchsergebnissen von GF/EP kommt, wenn im Nachversagensbereich die Versagensspannung der UD-Schicht solange beibehalten wird, bis das gesamte Laminat versagt hat, anstatt die Spannungen sofort auf Null zu setzen.

Um übermäßig große Elementverformung im Nachversagensbereich zu vermeiden, welche die Rechenzeit und -stabilität negativ beeinflussen, können versagte Elemente aus der Rechnung herausgelöscht (erodiert) werden. Dies geschieht bei MAT54, wenn ein definierter kritischer Zeitschritt $TFAIL$ unterschritten wird oder alle einzelnen Elementschichten erodiert wurden. Eine Einzelschicht wird genau dann erodiert, wenn einer der $DFAIL_x$ -Parameter oder die effektive Bruchdehnung EFS erreicht ist.

Neben dem linear-elastischen Materialgesetz in MAT54 existiert in LS-DYNA mit MAT58 (MAT_LAMINATED_COMPOSITE_FABRIC) ein FKV-Materialmodell, welches auf der Kontinuumschädigungsmechanik basiert. Diese geht von einer kontinuierlichen Reduktion der Steifigkeit infolge zunehmender Mikromaterialschädigung aus, so dass schon bei kleinen Verformungen mit einem nichtlinearen Materialverhalten gerechnet wird [118]. Da dieses Werkstoffgesetz in der vorliegenden Arbeit nur in einer Vergleichsstudie zur Anwendung kam und schwerpunktmäßig MAT54 verwendet wurde, sei an dieser Stelle statt einer detaillierteren Vorstellung auf die weiterführende Literatur verwiesen [119], [122].

Bei der Modellierung eines Verbundwerkstofflaminats, welches aus mehreren Einzelschichten besteht, wird in der Regel jede solche Einzelschicht mit einem Integrationspunkt in Schalendickenrichtung abgebildet, dem jeweils eine Schichtdicke, ein Orientierungswinkel und ein Material zugewiesen werden muss.

Auf diese Weise können neben FKV-Laminaten auch Sandwichstrukturen modelliert werden, wobei den Integrationspunkten, die den Sandwichkern abbilden, ein adäquates orthotropes Materialmodell zugewiesen werden muss. Hierbei ist aufgrund der Orthotropie eine zumindest näherungsweise Abbildung des Kernverhaltens mit MAT54 möglich. Da bei Schalenelementen definitionsgemäß keine Normalspannungen in Dickenrichtung berechnet werden und der Kern einer Sandwichstruktur in der

Schalenebene üblicherweise nicht über den elastischen Bereich hinaus beansprucht wird, sind die Transversalschubspannungen τ_{TL} und τ_{TW} die einzigen Belastungen, für die ein Versagenskriterium berücksichtigt werden müsste. In LS-DYNA ist jedoch kein Materialmodell für Schalenelemente verfügbar, das diese Möglichkeit bietet.

Soll ein Sandwichverbund mit homogenisierten Volumenelementen für den Wabenkern modelliert werden, so existiert hierfür in LS-DYNA neben dem Materialmodell MAT26 (MAT_HONEYCOMB) das weiterentwickelte Modell MAT126 (MAT_MODIFIED_HONEYCOMB). Die Spannungsberechnung dieses orthotropen Modells basiert auf der Eingabe von drei Normalspannungs-Dehnungs-Kurven und drei Schubspannungs-Schubverzerrungs-Kurven in den drei Materialrichtungen L, W und T, wobei sämtliche Spannungen völlig voneinander entkoppelt sind ($\nu = 0$) [133]. Vergleichbare Materialmodelle existieren auch in der Software RADIOSS (MAT28 und MAT68) [134]-[136] sowie PAM-CRASH (MAT41) [137], wobei bei letzterem die Spannungs-Dehnungs-Kurven lediglich durch Geraden angenähert werden [17]. Um Dehnrateneffekte in MAT126 abzubilden, kann tabellarisch ein Skalierungsfaktor λ in Abhängigkeit der effektiven Dehnrates definiert werden, welcher die Spannungskurven skaliert. Bei der Spannungsberechnung zu jedem Zeitschritt wird die Spannung des vorigen Zeitschritts zugrunde gelegt und mit dem Produkt des Dehnungsincrements und dem definierten Modul der Wabe summiert [117].

$$\begin{aligned}
 \sigma_L^{n+1^{trial}} &= \sigma_L^n + E_L \Delta \varepsilon_L & \tau_{LW}^{n+1^{trial}} &= \tau_{LW}^n + 2G_{LW} \Delta \gamma_{LW} \\
 \sigma_W^{n+1^{trial}} &= \sigma_W^n + E_W \Delta \varepsilon_W & \tau_{WT}^{n+1^{trial}} &= \tau_{WT}^n + 2G_{WT} \Delta \gamma_{WT} \\
 \sigma_T^{n+1^{trial}} &= \sigma_T^n + E_T \Delta \varepsilon_T & \tau_{TL}^{n+1^{trial}} &= \tau_{TL}^n + 2G_{TL} \Delta \gamma_{TL}
 \end{aligned} \tag{2.19}$$

Im Folgenden wird jeder neu berechnete Wert des Spannungstensors mit den definierten Spannungskurven verglichen und bei Überschreitung durch den jeweiligen Spannungswert ersetzt.

$$\text{Wenn } \left| \sigma_i^{n+1^{trial}} \right| > \lambda \sigma_i(\varepsilon_i) \quad \text{dann} \quad \sigma_i^{n+1} = \sigma_i(\varepsilon_i) \frac{\lambda \sigma_i^{n+1^{trial}}}{\left| \sigma_i^{n+1^{trial}} \right|} \tag{2.20}$$

$$\text{bzw. wenn } \left| \tau_{ij}^{n+1^{trial}} \right| > \lambda \tau_{ij}(\gamma_{ij}) \quad \text{dann} \quad \tau_{ij}^{n+1} = \tau_{ij}(\gamma_{ij}) \frac{\lambda \tau_{ij}^{n+1^{trial}}}{\left| \tau_{ij}^{n+1^{trial}} \right|} . \tag{2.21}$$

Um bei dieser konstitutiven Berechnung den gesamten Spannungsbereich der definierten Spannungs-Dehnungs-Kurven abbilden zu können, muss bei der Definition der Moduln die maximale Steigung der jeweiligen Kurve gewählt werden. Diese liegt gerade bei Druckbelastung nicht im linear-elastischen Anfangsbereich, sondern im Kompaktierungsbereich vor.

Das Materialmodell MAT126 wurde in [138]-[146] für die Modellierung von deformierbaren Barrieren aus Aluminium-Honigwaben in Fahrzeug-Crashtests sowie in [147] für einen Energieabsorber aus Papierwaben für Fallschirmabwurfsladungen benutzt. Als Kernmaterial in Sandwichstrukturen wurde MAT126 in [148]-[152] primär für Impact-Simulationen verwendet.

Für die Modellierung der Kern-Deckschicht-Verbindung und im Speziellen der Ablösung stehen in LS-DYNA sowohl Kontaktformulierungen mit Versagenskriterien (CONTACT_TIEBREAK) als auch spezielle Interface-Elemente auf Basis von Kohäsivzonenmodellen zur Verfügung.

Benutzerdefinierte Elementtypen und Materialmodelle:

Obwohl kommerzielle FE-Codes weitreichende Bibliotheken an Elementtypen und Materialmodellen anbieten, um das konstitutive Verhalten eines großen Teils industriell relevanter Strukturen in mathematischen Modellen abbilden zu können, sind die Möglichkeiten gerade für äußerst komplexe orthotrope und inhomogene Strukturen wie Sandwichverbunde oftmals dennoch begrenzt. Aus diesem Grund ist es wissenschaftliche Praxis, neue und erweiterte benutzerdefinierte Modelle auf Element- und Materialebene zu entwickeln. In diesem Rahmen wurden für die Abbildung von Sandwichstrukturen einige Schalenelemente hergeleitet, welche das Verformungsverhalten unter besonderer Berücksichtigung der Querschubverformung des Kerns abbilden sollen [153]-[159]. Derartige Elementtypen mit teilweise höherer Ansatzordnung sind jedoch in der Regel nicht ohne weiteres in kommerzielle Simulationscodes zu implementieren und benötigen einen deutlich höheren Rechenaufwand, der für explizite Berechnungen hochdynamischer Vorgänge in der Regel nicht vertretbar ist.

Aus diesem Grund besteht ein alternativer Ansatz darin, die vorhandenen einfachen Elementtypen zu verwenden und die Charakteristika von Sandwichstrukturen nicht

auf der Elementebene, sondern im Rahmen eines benutzerdefinierten Materialmodells umzusetzen. Kommerzielle dynamische FE-Codes wie LS-DYNA, PAM-CRASH oder ABAQUS bieten hierfür benutzerfreundliche Schnittstellen, um eigens programmierte Materialmodelle in Berechnungen zu integrieren. Tanov und Tabiei [160]-[162] verfolgten diesen alternativen Ansatz und entwickelten ein Materialmodell für Schalenelemente in LS-DYNA, welches eine Sandwichstruktur mit orthotropem Kern- und Deckschichtmaterial homogenisiert. Hierbei wurde der Schichtaufbau nicht über eine Diskretisierung im FE-Netz repräsentiert, sondern alleine in der konstitutiven Beziehung berücksichtigt. Versagensarten oder ein Nachversagensverhalten wurden jedoch nicht implementiert. Aitken [163], [164] entwickelte auf Basis von Impact-Studien ein Kontinuumschädigungsmodell für Nomex[®]-Honigwaben, das die Steifigkeit in T-Richtung im Nachversagensbereich für Entlastungen und erneute Belastungen degradiert und als benutzerdefiniertes Modell im Code LUSAS implementiert wurde. Mohr [165], [166] erstellte ein benutzerdefiniertes 3D-Materialmodell für Aluminium-Honigwaben in ABAQUS, welches die Interaktion von Querschub- und Normalspannungen auf Grundlage von biaxialen Materialprüfungen berücksichtigt. Xue und Hutchinson [167] entwickelten ein ähnliches Kontinuumsmodell für metallische Rechteckwaben in ABAQUS, um Dehnrateneffekte und die Interaktion von Schubspannungen bei einem Crushing in Dickenrichtung zu berücksichtigen.

Bei all diesen Materialmodellen für Wabenkerne steht die Abbildung eines Crushing-Versagens in Dickenrichtung im Mittelpunkt, was bei Sandwichstrukturen in der Regel nur durch lokale Lasten wie etwa bei einem Impact entsteht und damit oftmals ein Sonderfall ist. Bei einer allgemeinen Strukturverformung einer Konstruktion in Sandwichbauweise sind aber Schubverformungen die dominierende Belastung des Kerns. Beim Erreichen der Schubfestigkeit kommt es dabei zu einem Schubversagen, welches in den experimentellen Untersuchungen in Kapitel 5.1.1 und 5.2.1 sowie in Kapitel 5.2.2 beobachtet wurde und hiermit ebenfalls eine bedeutsame Versagensart des Kerns darstellt.

3 Charakterisierung des mechanischen Verhaltens von Honigwaben und Faltwaben

Die numerische Analyse von Sandwichstrukturen mit Wabenkern erfordert genaue Kenntnisse bezüglich des mechanischen Verhaltens der Kernstruktur. Hierbei werden unter mechanischem Verhalten sowohl die Deformations- und Versagensmechanismen der Zellwände unter Normal- oder Schubbelastung als auch die resultierenden mechanischen Effektivkennwerte verstanden, die nicht zuletzt für eine homogenisierte Modellierung der zellulären Struktur als Kontinuum erforderlich sind. Aufgrund der Hauptaufgaben des Sandwichkerns, Schubbelastungen zwischen den Deckschichten sowie transversale Drucklasten zu tragen, beschränken sich die Kennwerte, welche in Datenblättern zu finden sind, in der Regel auf Transversalschubsteifigkeiten und -festigkeiten sowie Druckfestigkeiten in Dickenrichtung. Da in einem 3D-Materialmodell wie MAT_HONEYCOMB in LS-DYNA jedoch die vollständigen Spannungs-Dehnungs-Beziehungen in allen Materialrichtungen, einschließlich der Druck- und Zugeigenschaften in der Wabenebene, definiert werden müssen, und ein Auslassen zu numerischen Instabilitäten führt, wurden in dieser Arbeit auch diese Materialeigenschaften betrachtet. Es wurden drei unterschiedliche Methoden untersucht, auf welche Weise Wabenkerne hinsichtlich ihrer effektiven mechanischen Eigenschaften charakterisiert werden können (Bild 3.1). Hierbei wurden sowohl unterschiedliche Nomex[®]-Honigwaben als auch verschiedenartige Faltwaben untersucht.

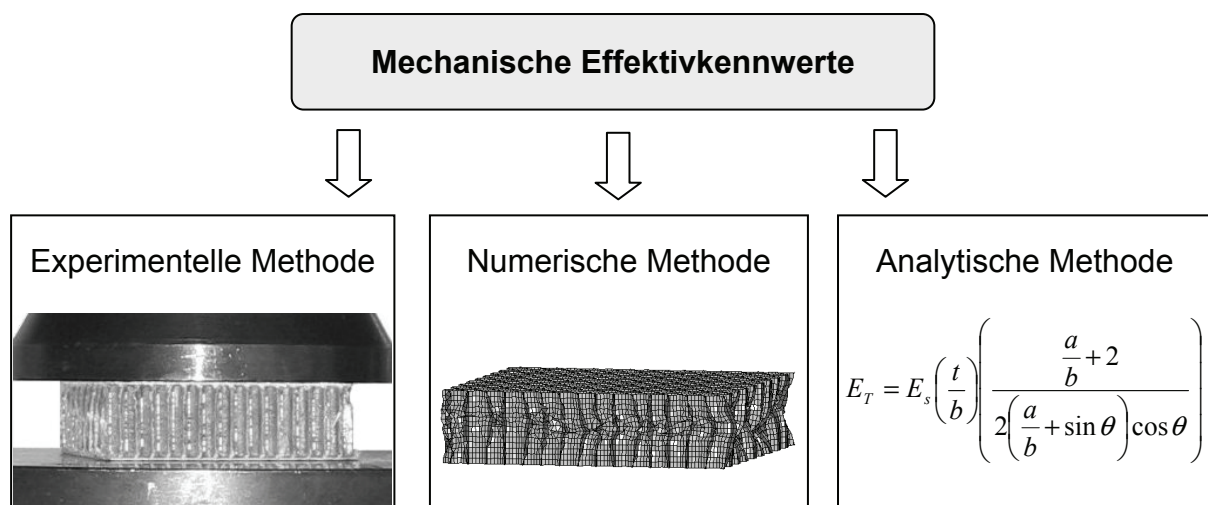


Bild 3.1: Drei Methoden zur Bestimmung der mechanischen Effektivkennwerte von Wabenkernen: experimentell, numerisch und analytisch

Experimentelle Versuchsreihen sind hierbei das übliche Vorgehen zur Bestimmung effektiver Spannungs-Dehnungs-Beziehungen und wurden in zahlreichen Studien für Honigwaben [168]-[172] und selbst für Falzwaben [173], [174] dokumentiert.

Derartige Versuchsreihen können durch Probenvorbereitung, lange Versuchszeiten aufgrund quasi-statischer Lastraten und nicht zuletzt durch hohe Probenanzahlen sehr zeit- und kostenaufwändig sein, weshalb schon seit der Anfangszeit der Verbreitung von Wabenkernen analytische Ansätze entwickelt wurden, um auf einfache Weise die mechanischen Kennwerte von Waben unterschiedlicher Geometrien abschätzen zu können [175]-[177].

Die numerische Methode im Sinne einer Durchführung virtueller Materialprüfungen durch dynamische Simulationsrechnungen an fein vernetzten Mesomodellen ist aufgrund der hohen erforderlichen Rechenleistung erst in jüngster Zeit aufgekommen. Da hiermit eine detaillierte Untersuchung der Zellwandverformungsmechanismen ermöglicht wird und in diesem Bereich bislang wenige Arbeiten durchgeführt wurden – in [17], [165] wurden grundlegende Untersuchungen an Aluminium-Honigwabenmodellen sowie in [178], [179] an Nomex[®]-Honigwaben angestellt – wurde dieser Ansatz in dieser Arbeit besonders intensiv verfolgt.

3.1 Experimentelle Methode

Neben der grundlegenden Ermittlung der effektiven Spannungs-Dehnungs-Beziehungen stand bei den folgenden experimentellen Untersuchungen auch primär die Erfassung der Verformungs- und Versagensmechanismen der Waben unter Normal- und Schubbelastung im Vordergrund, um ein Verständnis für das Materialverhalten und Notwendigkeiten für die Materialmodellierung abzuleiten.

3.1.1 Honigwaben

Nachstehende Nomex[®]-Honigwabenkerne nach ABS5035 [180], welche als Standardmaterialien in Sandwichstrukturen im Bereich der Flugzeugkabine anzusehen sind, wurden im Rahmen dieser Arbeit untersucht:

- Zellweite 3,2 mm hexagonal, Dichte 29 kg/m³, nach WL 5.3650.1 [181]
- Zellweite 3,2 mm hexagonal, Dichte 48 kg/m³, nach WL 5.3650.4 [181]
- Zellweite 4,8 mm überexpandiert, Dichte 48 kg/m³, nach WL 5.3653.1 [182]

Für die Versuchsreihe wurden Waben vom Typ Cormaster C1-3.2-29, C1-3.2-48 und C1-4.8-48ox des Herstellers Schütz mit einer Dicke von 15 mm verwendet (Bild 3.2). Sämtliche Waben bestehen aus Nomex[®] T412-Papier und wurden während der Herstellung in zwei Tauchgängen mit Phenolharz imprägniert. Die im Folgenden ermittelten Materialkennwerte der Honigwaben sind in Anhang A1 zusammengefasst.

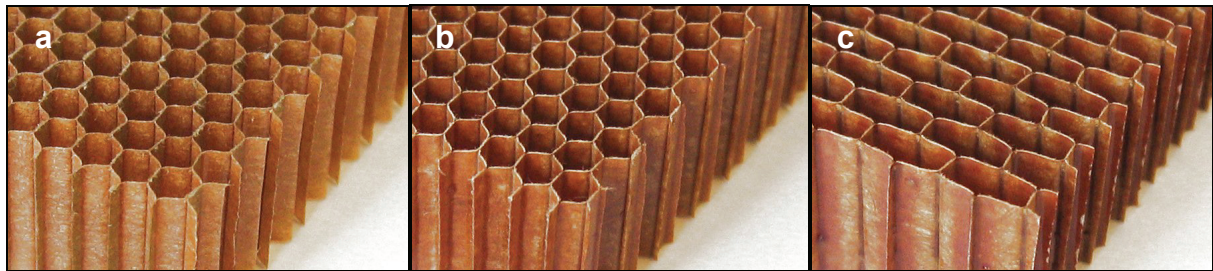


Bild 3.2: Untersuchte Nomex[®]-Honigwaben: a) C1-3.2-29 (hexagonal), b) C1-3.2-48 (hexagonal), c) C1-4.8-48ox (überexpandiert)

3.1.1.1 Druckeigenschaften

Die Druckeigenschaften wurden im Rahmen von quasi-statischen Versuchen an einer Instron Prüfmaschine ermittelt. Es wurden Druckversuche sowohl in Dickenrichtung (T-Richtung) als auch in der Wabenebene (L- und W-Richtung) bis in den Bereich großer Verformungen durchgeführt. Die Druckversuche in T-Richtung nach DIN 53291 [183] wurden jeweils mit und ohne aufgeklebte Deckschichten umgesetzt, wobei die Einspannbedingungen des Kerns mit Deckschichten der Sandwichanwendung entsprechen und daher im Folgenden eingehender betrachtet werden (Bild 3.3).

| | | |
|----------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--|
| Prüfart: | Druckversuch in T-Richtung | |
| Prüfnorm: | DIN 53291 | |
| Probenmaterial: | Nomex [®] -Honigwaben: Schütz Cormaster C1-3.2-29 Schütz Cormaster C1-3.2-48 Schütz Cormaster C1-4.8-48ox | |
| Geometrie: | 50 mm x 50 mm x 15 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 1 mm/min | |

Bild 3.3: Prüfbedingungen der Druckversuche an Wabenproben in T-Richtung

Bild 3.4 und Bild 3.5 zeigen die resultierenden technischen Druckspannungsverläufe der drei Wabentypen, wobei jeweils die Mittelwertkurven aus den gut reproduzierbaren Einzelkurven gebildet wurden. Wird aus strukturmechanischer Sicht das Versagensverhalten analysiert, so lassen sich die Kurven in sechs Bereiche einteilen: Nach Setzeffekten und Ausgleichen von Unparallelitäten zu Versuchsbeginn (Bereich ①) werden in einem annähernd linear-elastischen Bereich die Zellwände auf Druck beansprucht (Bereich ②) bis sich in den Zellwänden ein kurzwelliges Beulmuster einstellt. Da bei Platten auch nach dem Beulen noch eine weitere Laststeigerung, wenn auch mit geringerer Steifigkeit, erfolgen kann [184], verläuft die Spannungs-Dehnungs-Kurve hier degressiv (Bereich ③). Der endgültige Spannungsabfall auf etwa die Hälfte des Spannungsniveaus tritt dann ein, wenn sich in den Zellwänden in zufälliger Höhe im mittleren Probenbereich die erste Faltung bildet (Bereich ④). Dieser Abfall ist deswegen nicht steiler, weil der Faltungsbeginn nicht schlagartig in allen Zellen gleichzeitig geschieht, sondern die Zellwände nacheinander ihre Tragfähigkeit verlieren. Im Folgenden findet eine kontinuierliche Faltung der Zellwände unter einer annähernd konstanten Plateauspannung statt (Bereich ⑤), bis die zelluläre Struktur soweit komprimiert ist, dass die gefalteten Zellwände in einem Kompaktierungsbereich verdichtet werden.

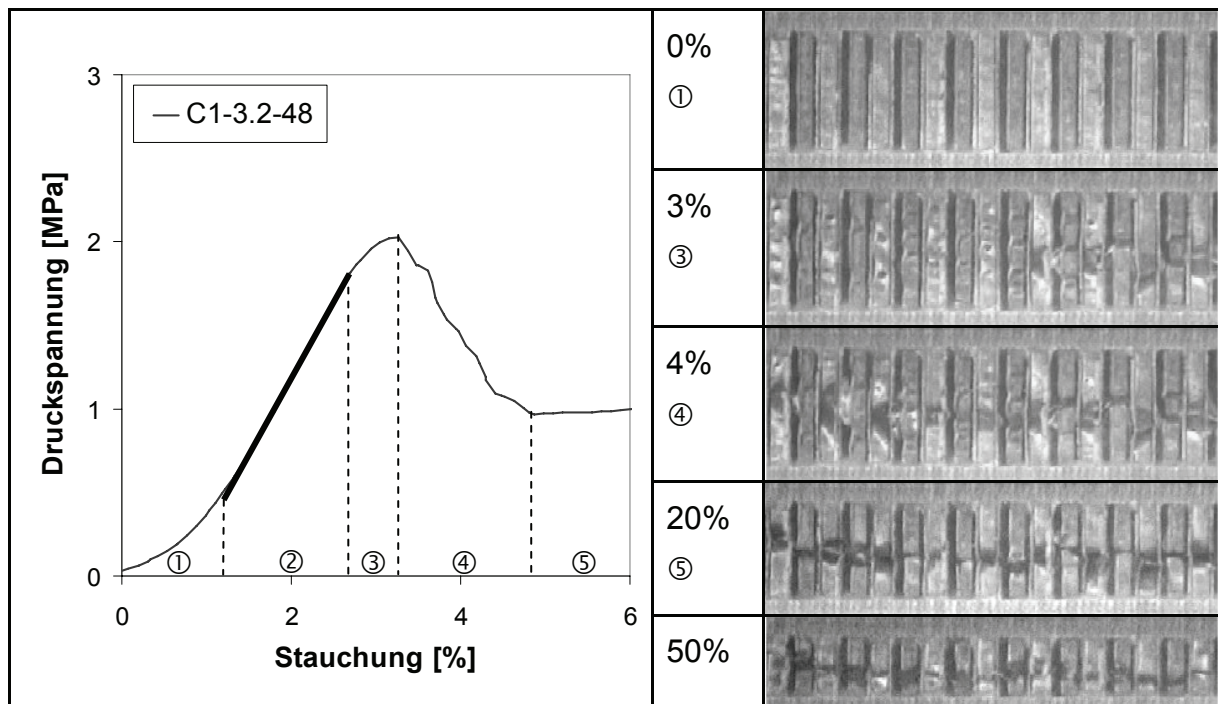


Bild 3.4: Druckspannungs-Stauchungs-Diagramm bis 6% Dehnung sowie Zellwandverformung einer hexagonalen Honigwabe unter Drucklast in T-Richtung

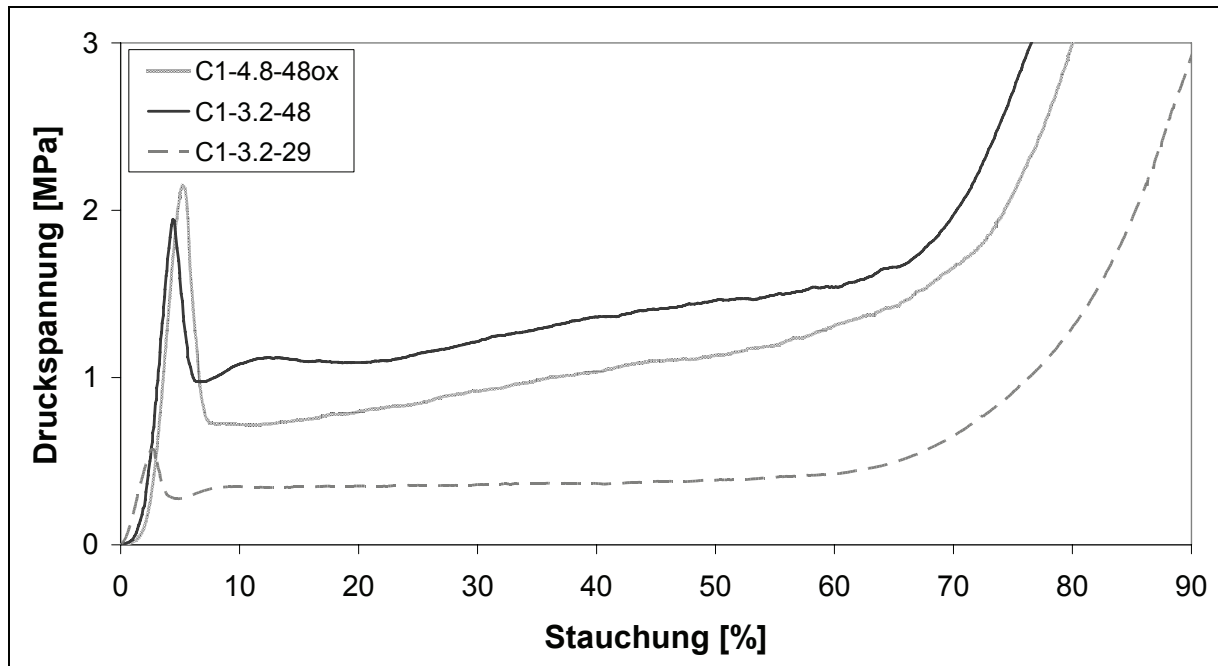


Bild 3.5: Nomex[®]-Waben: Druckspannungs-Stauchungs-Diagramm in T-Richtung

Für die Druckversuche in L- und W-Richtung existieren keine Prüfnormen, und vergleichbare Versuche sind lediglich für Aluminium-Honigwaben [17], [172], [185]-[188] und Thermoplastwaben [189], [190], jedoch nicht für Nomex[®]-Honigwaben dokumentiert. Die Probenabmessungen wurden derart gewählt, dass ein Ausknicken der Probe unter Drucklast ausgeschlossen werden kann (Bild 3.6). Die resultierenden technischen Druckspannungs-Stauchungs-Diagramme zeigt Bild 3.7. Im Allgemeinen zeichnen sich auch hier wie in T-Richtung die charakteristischen Bereiche linear-elastischer Anfang, Plateauspannung und Kompaktierung ab.

| | | |
|----------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--|
| Prüfart: | Druckversuch in Wabenebene | |
| Prüfnorm: | - | |
| Probenmaterial: | Nomex [®] -Honigwaben: Schütz Cormaster C1-3.2-29 Schütz Cormaster C1-3.2-48 Schütz Cormaster C1-4.8-48ox | |
| Geometrie: | 200 mm x 50 mm x 15 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 5 mm/min | |

Bild 3.6: Prüfbedingungen der quasi-statischen Druckversuche an Honigwaben in L- und W-Richtung

Ein Spannungsmaximum gibt es im Gegensatz zu dem Druckspannungsverlauf in Dickenrichtung nicht, da hier kein Scheibenbelastungszustand existiert, sondern Biegezustände dominieren. Derartige Zellwandbiegeverformungen führen zu einem linear-elastischen Anfangsbereich, in dem auch die Elastizitätsmoduln bestimmt wurden. Im Plateaubereich kommt es bis zur Kompaktierung entweder zu einem homogenen Zusammenfallen (L-Richtung) oder inhomogenen Kollabieren (W-Richtung) der Zellen. Die Zellwandverformungen als Bildfolgen sind im Anhang A2 zu finden. Detailliertere Erklärungen zu den Verformungsphänomenen wurden in [191] veröffentlicht.

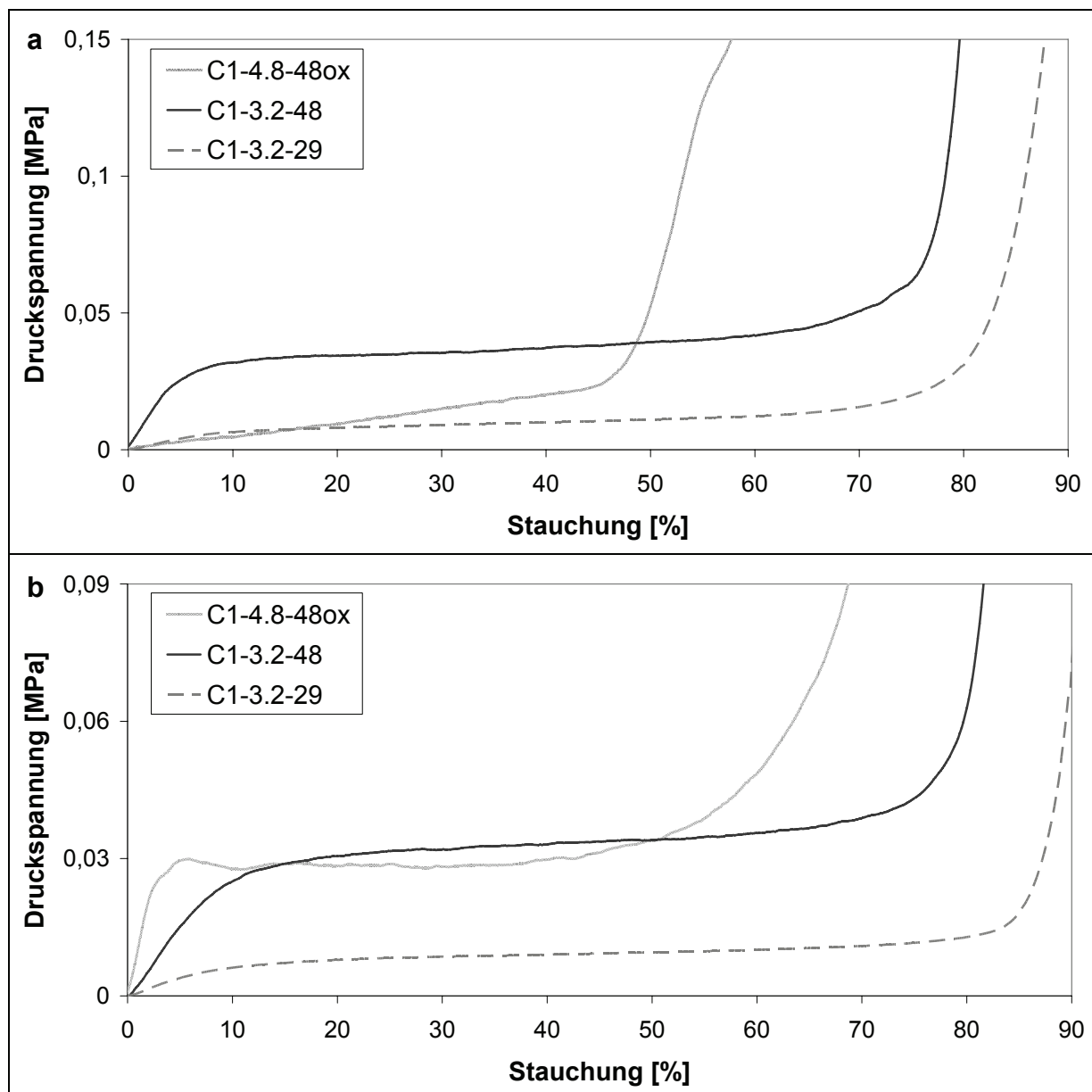


Bild 3.7: Druckspannungs-Stauchungs-Diagramme von Nomex[®]-Honigwaben in a) L-Richtung und b) W-Richtung

Die Bestimmung der Querkontraktionszahlen der Honigwaben erfolgte zum einen durch Querdehnungsmessung während der Druckversuche und zum anderen durch die Vermessung der antiklastischen Krümmung nach ASTM D6790 [192]. Mit letzterer Methode ergaben sich exemplarisch für die Wabe C1-3.2-29:

$$\nu_{LW} = 0,81 \quad \nu_{WL} = 0,68 .$$

Diese Werte gelten jedoch höchstens für kleine Deformationen. Während der Druckversuche in Wabenebene zeigte sich, dass die Querkontraktionszahlen nicht konstant sind, sondern vielmehr bei steigender Komprimierung stetig abnehmen und im Fall von ν_{LW} selbst in den negativen Bereich kommen, d.h. die Probe zieht sich in Querrichtung zusammen (Bild 3.8). Die Ursache hierfür liegt in der Zellstruktur und Zellengeometrie. Bei höheren Stauchungen treten Zellverformungen auf, welche dieses Zusammenziehen der Probe hervorrufen (Bild 3.9). Dieses Verhalten stellt sich insbesondere für eine Homogenisierung als Schwierigkeit heraus.

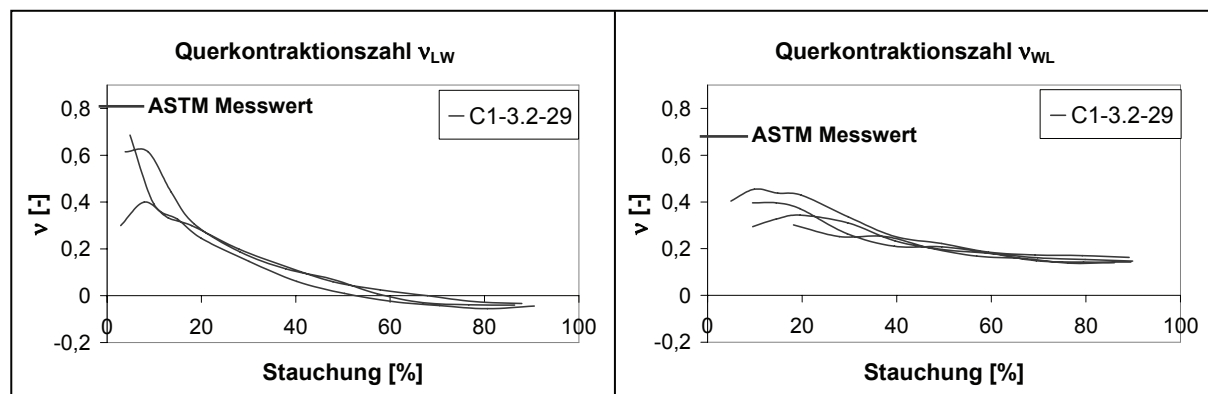


Bild 3.8: Messwerte der Querkontraktionszahlen in Wabenebene ν_{LW} (links) und ν_{WL} (rechts) in Abhängigkeit der Stauchung

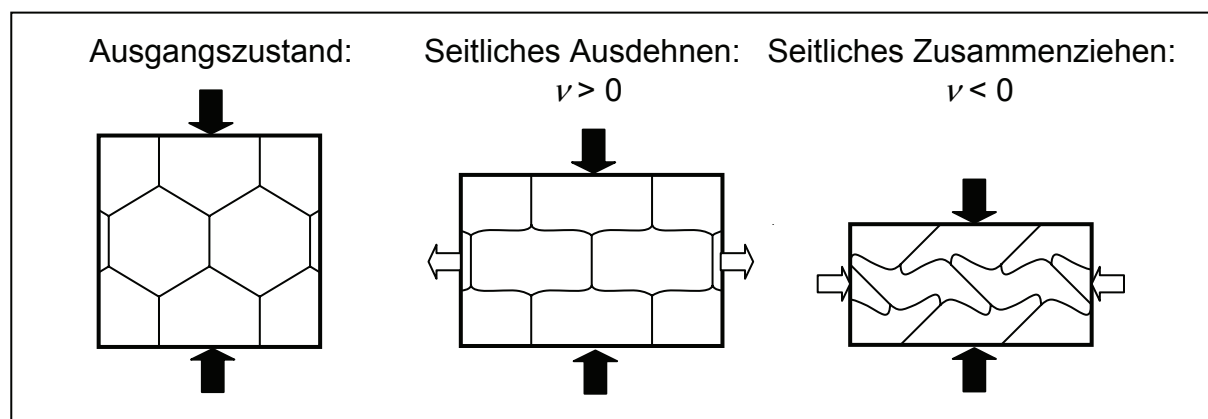


Bild 3.9: Variierende Querkontraktionseffekte aufgrund der Zellverformung unter Drucklast in L-Richtung

Die Querkontraktionszahlen im Zusammenhang mit Verformungen in Dickenrichtung sind gemäß Versuchsbeobachtungen nahezu Null, d.h. weder kam es bei einem Druckversuch in T-Richtung aufgrund der Wabenzellstruktur zu einer Ausdehnung in Wabenebene, noch kam es bei Druckversuchen in L- oder W-Richtung zu einer Ausdehnung in Wabendickenrichtung. Somit sind:

$$v_{TL} \approx 0 \quad v_{LT} \approx 0 \quad v_{TW} \approx 0 \quad v_{WT} \approx 0.$$

3.1.1.2 Zugeigenschaften

Zugbelastungen des Wabenkerns in T-Richtung können an Lasteinleitungsstellen oder bei ebener Druckbelastung der Sandwichstruktur entstehen. Um das Zugverhalten zu charakterisieren wurden daher quasi-statische Prüfungen nach DIN 53292 [193] durchgeführt (Bild 3.10). Dabei wurden die Wabenproben zwischen zwei Zugplatten geklebt und die Zuglast verspannungsfrei aufgebracht. Sämtliche Proben versagten zufriedenstellend in der Wabe und nicht in der Verklebung. Die resultierende Spannungs-Dehnungs-Kurve ist rein linear-elastisch bis zum Zugversagen. Mit Hilfe dieser Daten kann die vollständige Spannungs-Dehnungs-Beziehung für Zug und Druck in Bild 3.11 aufgestellt werden. Die niedrigere Steifigkeit im Fall einer Zugbelastung im Vergleich zur Druckbelastung liegt möglicherweise an der Elastizität der Verklebung, welche das Messergebnis beeinflusst haben kann.

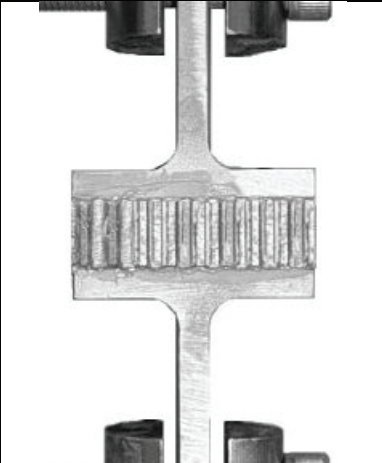
| | | |
|----------------------|------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Zugversuch an Kernverbunden senkrecht zur Deckschichtebene |  |
| Prüfnorm: | DIN 53292 | |
| Probenmaterial: | Nomex®-Honigwaben: Schütz Cormaster C1-3.2-48 | |
| Probengeometrie: | 50 mm x 50 mm x 15 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 1 mm/min | |

Bild 3.10: Prüfbedingungen der quasi-statischen Zugversuche an Wabenproben in T-Richtung

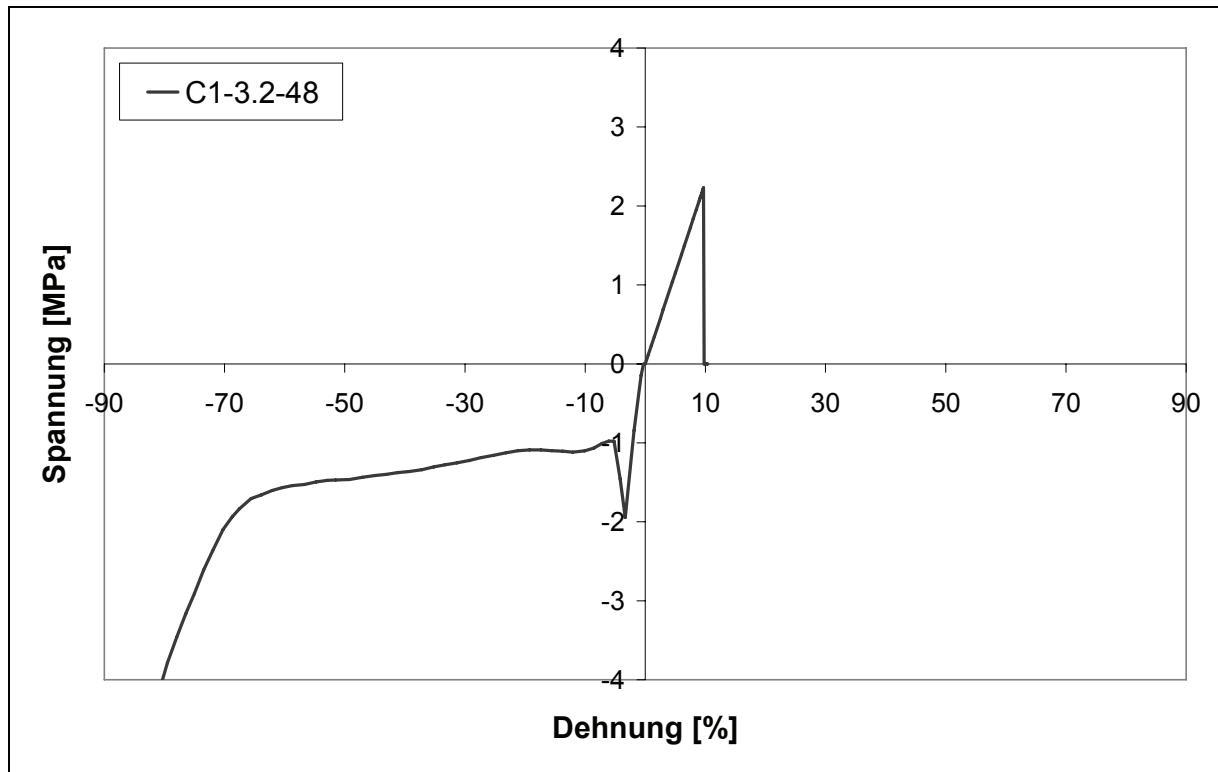


Bild 3.11: Vollständige Spannungs-Dehnungs-Kurve für Druck und Zug in T-Richtung

Für die Bestimmung der Zugeigenschaften in der Wabenebene wurde die Norm NF L19-110 [194] herangezogen, welche die Knotenfestigkeit einer Wabe als Qualitätsprüfung ermittelt (Bild 3.12). Vergleichbare Zugversuche in L- und W-Richtung nach ASTM C363 [195] sind in [185] an Aluminiumwaben und in [196] an Nomex[®]-Waben mit einer Zellweite von 13 mm dokumentiert. In [163] wurden die gleichen Nomex[®]-Waben C1-3.2-48 wie in dieser Arbeit getestet, jedoch nur bis zu einer Dehnung von 10%, wo noch kein Versagen aufgetreten ist.

Die hier vorgestellten Versuche wurden auf der Prüfapparatur des Wabenherstellers Schütz in Selters durchgeführt und bis in den Nachversagensbereich, d.h. bis zu großen Verformungen gefahren. Die Ergebniskurven sind auch hier für die Wabe C1-3.2-48 zusammen mit den Druckkurven in Bild 3.13 dargestellt, um die Wabe vollständig zu charakterisieren. Hierbei zeichnen sich die Zugkurven durch einen progressiven Verlauf bis hin zur Zugfestigkeit aus und weisen bei fortschreitendem Zerreißen abfallende Spannungen auf. In L-Richtung ergibt sich eine wesentlich höhere Zugfestigkeit, da hier das Zellwandpapier gestreckt wird, während in W-Richtung primär die Verklebung der Zellwände belastet wird.

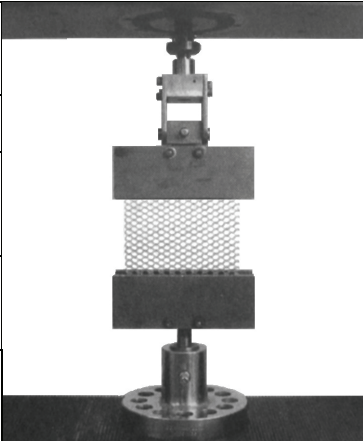
| | | |
|---------------------------|---------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Bestimmung der Knotenfestigkeit von Wabenproben im Zugversuch |  |
| Prüfnorm: | NF L 19-110A8 | |
| Probenmaterial: | Nomex®-Honigwaben: Schütz Cormaster C1-3.2-48 | |
| Proben- geometrie: | 120 mm x 120 mm x 12,7 mm | |
| Prüfge- schwindigkeit: | 200 mm/min | |

Bild 3.12: Prüfbedingungen der Zugversuche in L- und W-Richtung [195]

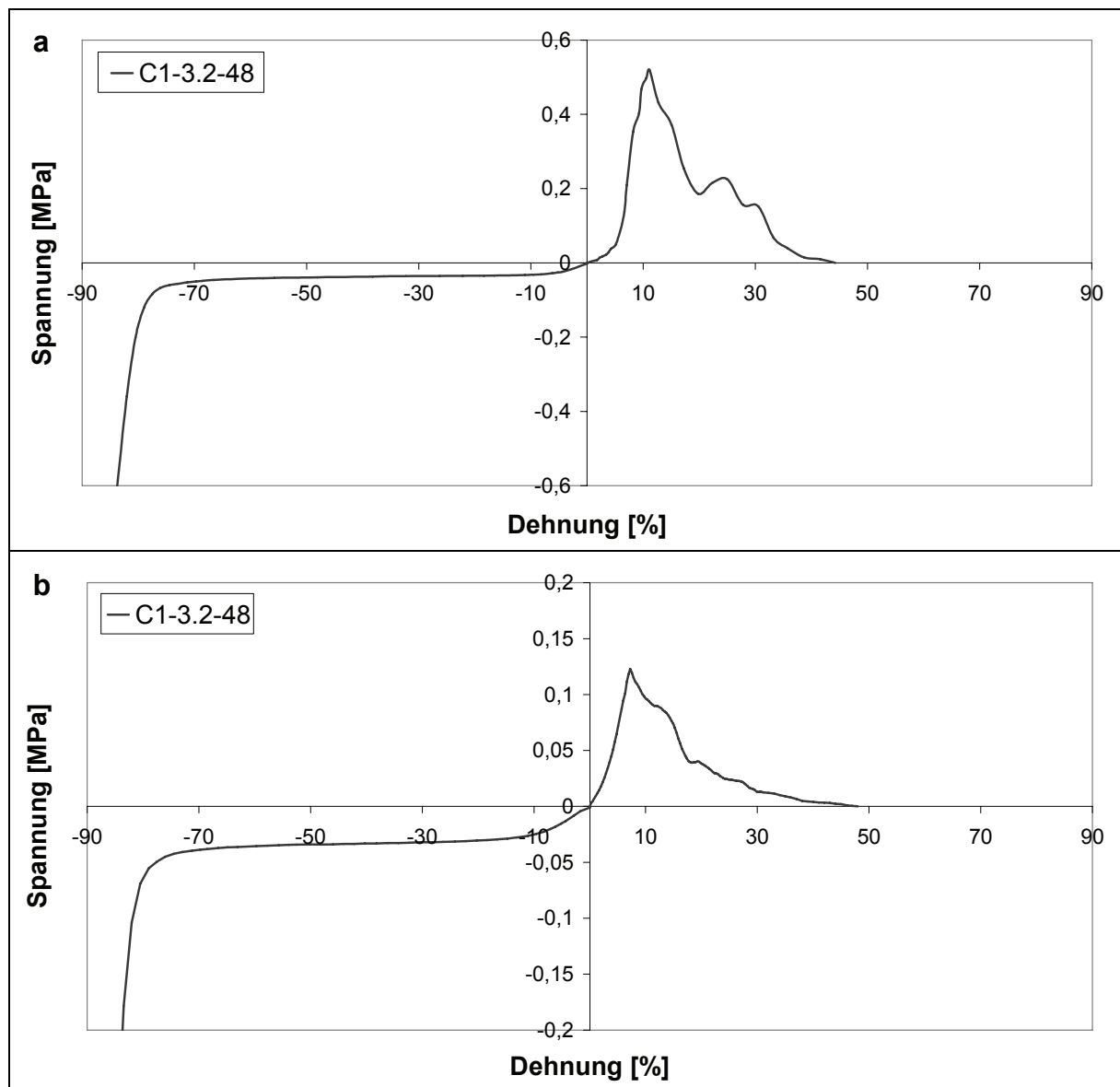


Bild 3.13: Vollständige Spannungs-Dehnungs-Kurve für Druck und Zug in a) L-Richtung und b) W-Richtung

3.1.1.3 Schubeigenschaften

Die quasi-statischen Transversalschubeigenschaften in TL- und TW-Ebene wurden nach DIN 53294 [197] bestimmt, wobei die Wabenproben jeweils zwischen zwei Schubplatten aus Stahl geklebt und abgeschert wurden (Bild 3.14). Die effektiven Schubspannungs-Schubverzerrungs-Diagramme zeigen zunächst einen elastischen Anstieg. Hier stellt sich als Stabilitätsversagen ein Schubbeulmuster in den Zellwänden ein (Bild 3.15), wodurch die Kurvensteigung abnimmt. Das eigentliche Schubversagen als Kurvenmaximum geschieht durch einen irreversiblen Zellwandbruch. Die Spannung fällt hier stark ab und bleibt im weiteren Verformungsbereich nahezu konstant (Bild 3.16). Dieser Nachversagensbereich ist durch ein Risswachstum unter einem Winkel von annähernd 45° geprägt. Durch die Zugstreckung der restlichen intakten Waben kann die Spannung noch einmal geringfügig ansteigen, bevor sie nach einem gesamten Riss durch den Kern abfällt. Das Verhalten in TL- und TW-Ebene ist qualitativ sehr ähnlich, wobei das Spannungsniveau in TL-Ebene annähernd doppelt so hoch ist, da hier die Zellwände genau parallel zur Lastrichtung orientiert sind.

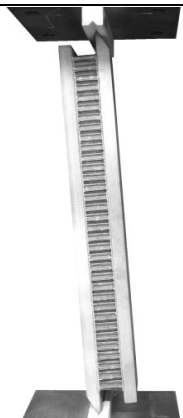
| | | |
|----------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Schubversuch an Kernverbunden |  |
| Prüfnorm: | DIN 53294 | |
| Probenmaterial: | Nomex [®] -Honigwaben: Schütz Cormaster C1-3.2-29 Schütz Cormaster C1-3.2-48 Schütz Cormaster C1-4.8-48ox | |
| Probengeometrie: | 200 mm x 50 mm x 15 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 2 mm/min | |
| | | |

Bild 3.14: Prüfbedingungen Schubversuche in TL- und TW-Ebene

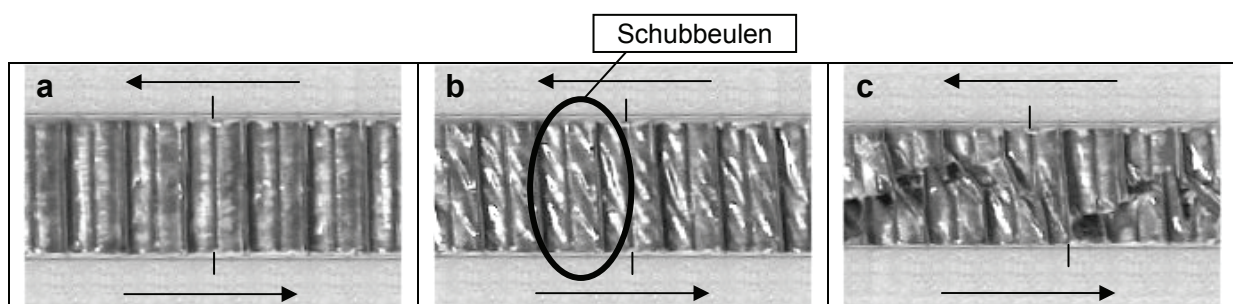


Bild 3.15: Zellwandverformung einer überexpandierten Wabe beim Schubversuch in TL-Ebene: a) unbelastet, b) Schubbeulen, c) Nachversagensbereich

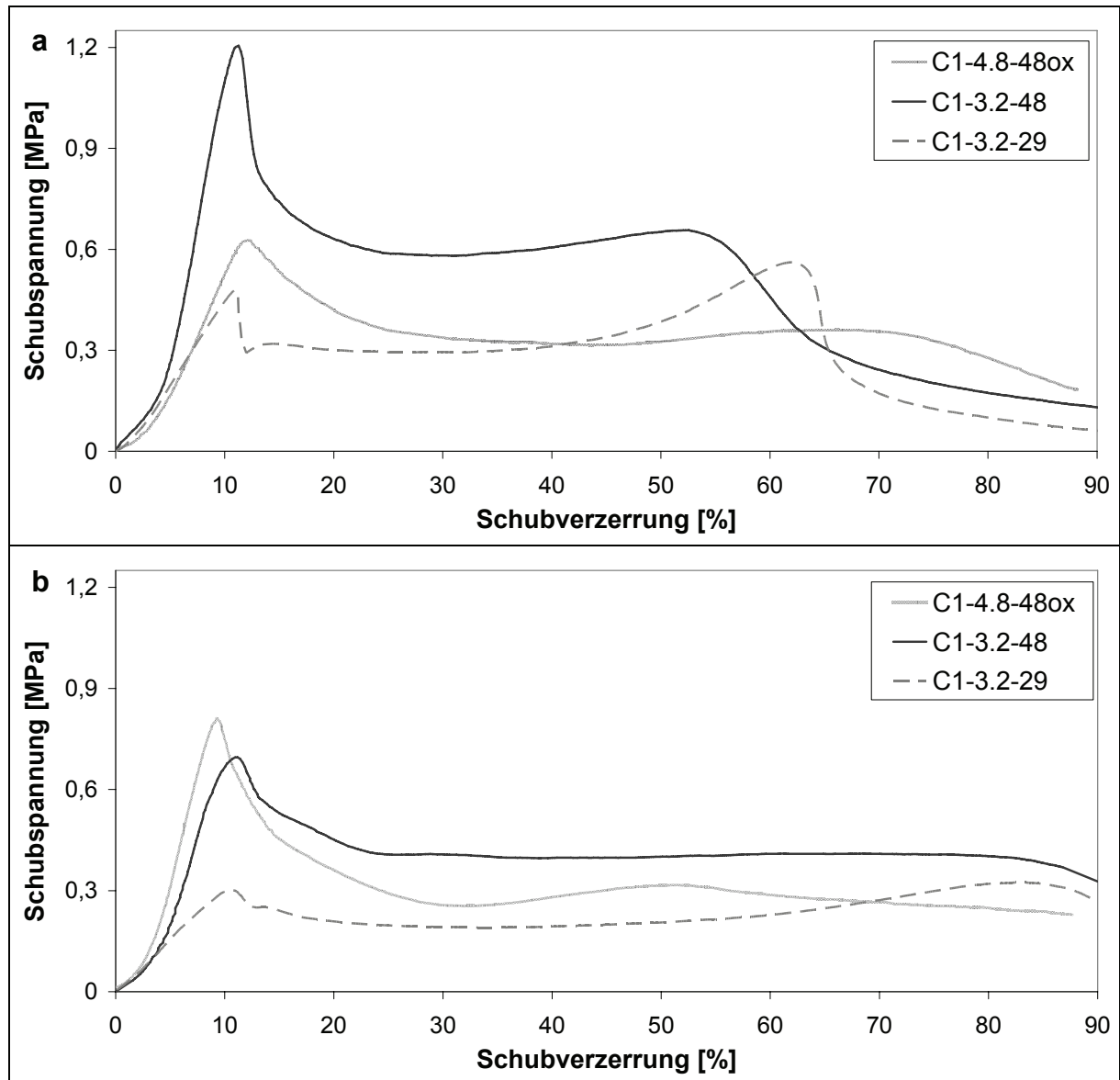


Bild 3.16: Nomex[®]-Honigwaben: Schubspannungs-Schubverzerrungs-Diagramm in a) TL-Ebene und b) TW-Ebene

Für die Prüfung des Schubverhaltens in Wabenebene (LW-Ebene) existiert keine Norm, und derartige Versuche sind in der Literatur auch sehr selten beschrieben, da die Schubeigenschaften in Wabenebene häufig vernachlässigt werden. Während in [172] ein Double-Lap Schubversuch realisiert wurde, haben Albracht et al. in [198] die Rail-Shear-Methode [199] von FKV für die Prüfung von Honigwaben adaptiert. Diese Methode wurde auch in dieser Arbeit benutzt. Um jedoch die in [198] dokumentierten Schwierigkeiten bei der Fixierung der Wabenprobe in der Prüfvorrichtung zu umgehen, wurden die Randbereiche vollständig mit Kernfüllmasse auf Epoxidharzbasis aufgefüllt und anschließend mit Durchgangslöchern versehen (Bild 3.17).

Die resultierenden Schubspannungs-Schubverzerrungs-Kurven sind in Bild 3.18 dargestellt. Der linear-elastische Anfangsbereich, in dem der Schubmodul bestimmt werden kann, ergibt sich aus der elastischen Biegeverformung der Zellwände. Eine zugehörige Bildfolge ist im Anhang A2 abgebildet. Bei weiterer Schubverformung richten sich die Zellwände einheitlich aus, und sobald sie gestreckt werden, steigt die Spannung steil an. Es entwickelt sich eine Zugbelastung der Zellwände bis die erste Zellwandreihe reißt. Im weiteren Versuchsverlauf werden weitere Zellwandreihen gestreckt und reißen, wodurch sich die Maxima erklären.

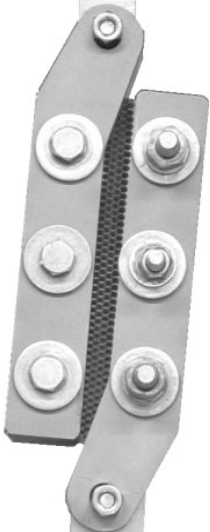
| | | |
|---------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Schubversuch nach der Rail-Shear-Methode |  |
| Prüfnorm: | ASTM D4255 | |
| Probenmaterial: | Nomex [®] -Honigwaben: Schütz Cormaster C1-3.2-29 Schütz Cormaster C1-3.2-48 Schütz Cormaster C1-4.8-48ox | |
| Proben- geometrie: | 152 mm x 77 mm x 15 mm | |
| Prüfge- schwindigkeit: | 1 mm/min | |

Bild 3.17: Prüfbedingungen der Schubversuche an Wabenproben in LW-Ebene

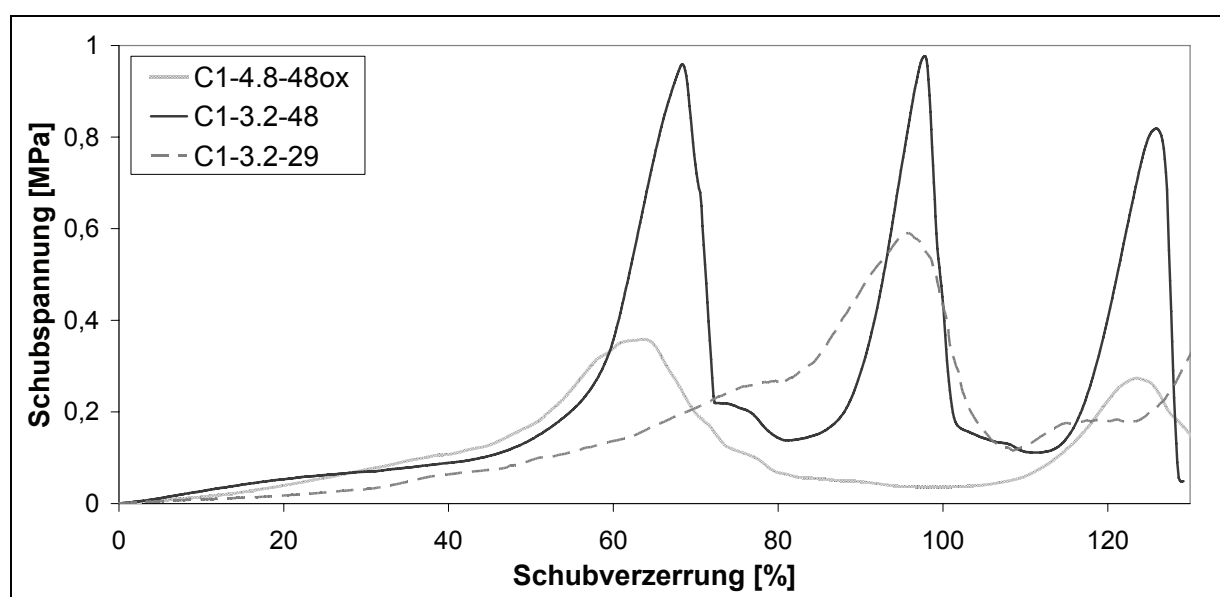


Bild 3.18: Schubspannungs-Schubverzerrungs-Diagramm in LW-Ebene

3.1.1.4 Einfluss der Lastgeschwindigkeit

Dass Honigwaben einen Dehnrateneffekt bei Druckversuchen in Dickenrichtung (T-Richtung) aufweisen, d.h. es bei hohen Lastgeschwindigkeiten zu einer Erhöhung der Plateauspannung und damit der Energieaufnahmefähigkeit kommt, konnte bereits für Aluminiumwaben nachgewiesen werden. In [200] betrug die Zunahme des Spannungsniveaus im Vergleich zu quasi-statischen Versuchen 10% (Fallturm, 200 s^{-1}), in [201] 15% (Fallturm, 100 s^{-1}), in [144], [202], [203] 20% (Fallturm, 40 s^{-1}), in [204] 33% (Gaskanone, 1000 s^{-1}), in [205] 40% (Hopkinson-Prüfstand, 800 s^{-1}) und in [206]-[208] 50% (Gaskanone, 2000 s^{-1}). Der Dehnrateneffekt von Nomex[®]-Honigwaben unter Druckbelastung in Dickenrichtung wurde von Goldsmith und Sackman [207], [208] mit Hilfe von Gaskanonenversuchen untersucht. Die Spannungszunahme betrug hier 10% im Vergleich zu quasi-statischen Werten. Auch Aitken [163] hat eine geringfügige Zunahme dokumentiert, obwohl hier nur dynamische Versuche im mittleren Dehnratenbereich von 5 s^{-1} durchgeführt wurden.

Der Dehnrateneffekt bei Druckversuchen in der Wabenebene (L- und W-Richtung) wurde für Aluminiumwaben in [209] (Fallturm, 66 s^{-1} , 30% Spannungserhöhung), [210] (100 s^{-1}) und [211], [212] (Fallturm, 500 s^{-1}) untersucht. Dynamische Druckversuche in L- und W-Richtung an Polycarbonat-Honigwaben sind in [189] dokumentiert, wobei auch hier eine Zunahme des Spannungsniveaus beobachtet wurde. Derartige Versuche an Nomex[®]-Honigwaben sind in der Literatur nicht zu finden.

Den Einfluss der Lastrate bei Transversalschubbelastungen (TL- und TW-Ebene) hat als einzige ermittelbare Literaturstelle Feichtinger [213] an Aluminium- und Nomex[®]-Waben untersucht (Fallturm, $0,67 \text{ s}^{-1}$ und 385 s^{-1}). Dabei verzeichnete er für die Nomex[®]-Waben eine Zunahme sowohl der Schubfestigkeit als auch der Schubsteifigkeit in TL- und in TW-Ebene von mehr als 100% bei der höchsten getesteten Lastrate.

Um den Dehnrateneffekt der hier behandelten Nomex[®]-Honigwaben C1-3.2-48 und C1-4.8-48ox vollständig zu charakterisieren, wurden sämtliche Druck- und Schubversuche in allen drei Materialrichtungen nicht nur quasi-statisch ($1,5 \text{ mm/min}$, $0,001 \text{ s}^{-1}$), sondern auch dynamisch durchgeführt. Für den mittleren Dehnratenbereich wurde hierfür die höchste Verfahrensgeschwindigkeit der Universalprüfmaschine verwendet (300 mm/min , $0,1\text{-}0,5 \text{ s}^{-1}$). Diese Verfahrensgeschwindigkeit wird von der Maschine bereits nach $0,15 \text{ s}$ oder einem Verfahrensweg von $0,5 \text{ mm}$ erzielt. Die Festigkeit der Probe

wird erst später erreicht, so dass annähernd der gesamte Versuchsverlauf unter einer konstanten Dehnratenrate abläuft. Die Druckversuche wurden zudem im höheren Dehnratenbereich (0,8-4,5 m/s, 10-300 s⁻¹) an einem Fallturmprüfstand der Institut für Verbundwerkstoffe GmbH (IVW) in Kaiserslautern durchgeführt.

Bild 3.19 zeigt ausgewählte Spannungskurven der hexagonalen Wabe C1-3.2-48 bei unterschiedlichen Dehnraten. Die Ergebnisse der überexpandierten Wabe C1-4.8-48ox sind im Anhang A3 zusammengefasst. Die Zunahme der Spannungsniveaus und auch der Festigkeiten im mittleren Dehnratenbereich von 0,1-0,5 s⁻¹ liegt bei knapp unter 10%. Bei den Fallturmversuchen zeigten sich noch höhere Dehnratenefekte, wobei die Plateauspannungen bei Druckbelastung in Wabenebene um 15-33% und senkrecht zur Wabenebene um 10-15% zunahm. Der Einfluss der Dehnratenrate auf die Plateauspannung im Druckversuch ist in Bild 3.20 anhand eines Dehnraten-diagramms dargestellt. Mit Ausnahme zweier Datenpunkte zeigt sich eine monotone Zunahme der Spannungsniveaus bei steigenden Dehnraten, d.h. bei hochdynamischen Lastfällen kann der Kern mehr Energie absorbieren. Der Einfluss auf den Elastizitätsmodul und die Druckfestigkeit konnte nicht eindeutig quantifiziert werden, da die Datenfilterung der schwingungsbehafteten Messwerte mit SAE 300 bzw. SAE 500 Filtern einen großen Einfluss auf das Spannungsmaximum hatte.

In [205], [214]-[216] heißt es für Aluminiumwaben, dass Trägheitseffekte der Zellwände die Spannungszunahme hervorrufen, da der Aluminiumwerkstoff an sich keinen Dehnrateneffekt in dem vorliegenden Dehnratenbereich aufweist und dies daher als Begründung ausgeschlossen werden kann. Andere Erklärungen gehen von dem Einfluss der eingeschlossenen Luft in den Zellen aus [144], [147], [172]. In dieser Arbeit konnte dies jedoch nicht bestätigt werden, da der Dehnrateneffekt bei Proben ohne Deckschichten, bei denen die Luft besser aus den Zellen entweichen kann, sogar größer als bei Proben mit aufgeklebten Deckschichten war. Vielmehr bestätigte sich auch hier, dass die Zellwandträgheiten der zellulären Struktur den Dehnrateneffekt hervorrufen. Dies zeigte sich dadurch, dass die Spannungszunahme bei den Lastfällen am größten ist, in denen große lokale Biege- oder Rotationsphänomene der Zellwände auftreten, wo Trägheitseffekte dominieren. Weiterhin dürfen bei der kurzzeitdynamischen Belastung im Vergleich zum statischen Versuch Wellenausbreitungsphänomene nicht außer Acht gelassen werden.

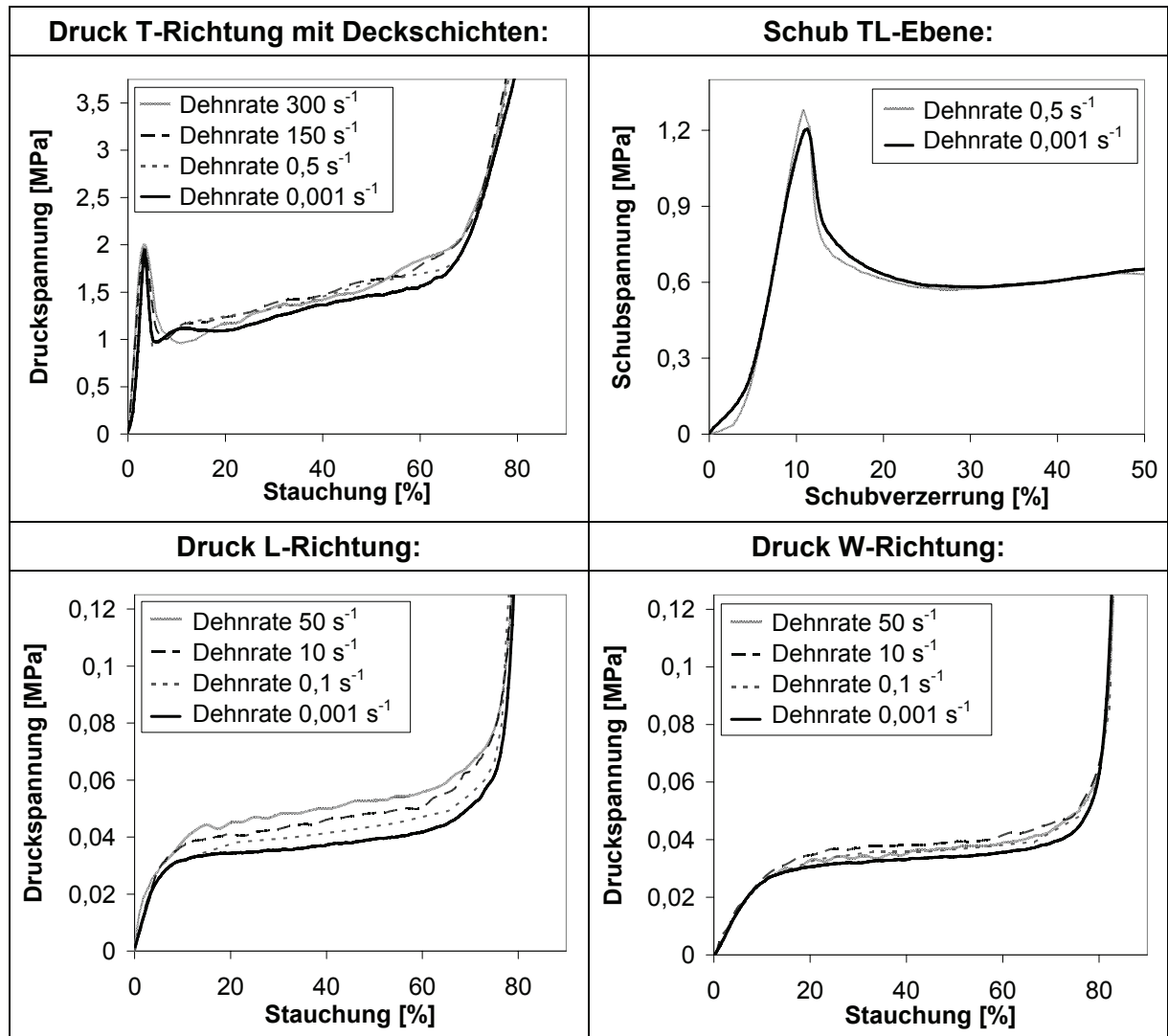


Bild 3.19: Spannungskurven der hexagonalen Nomex[®]-Wabe C1-3.2-48 bei unterschiedlichen Dehnraten

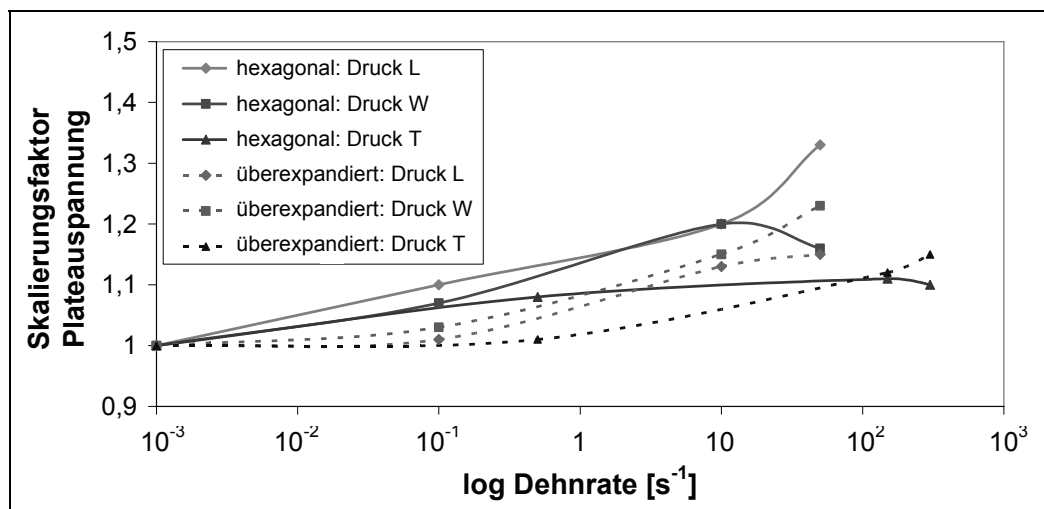


Bild 3.20: Einfluss der Dehnrade auf die Plateauspannung bei Druckbelastung

3.1.2 Falzwaben

Es wurden folgende zwei Falzwabentypen untersucht, die sich sowohl in ihrer Geometrie und ihrem Material als auch ihrem Fertigungsprozess unterscheiden (Bild 3.21):

- CFK-Falzwabe, Dichte 102 kg/m^3 , hergestellt aus CF/EP-Prepreg $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ in einem diskontinuierlichen Prozess (KSTU Kazan, Russland)
- Aramidpapier-Falzwabe, Dichte 48 kg/m^3 , hergestellt aus phenolharzimprägniertem Kevlar[®]-Papier in einem kontinuierlichen Prozess (IFB Stuttgart)

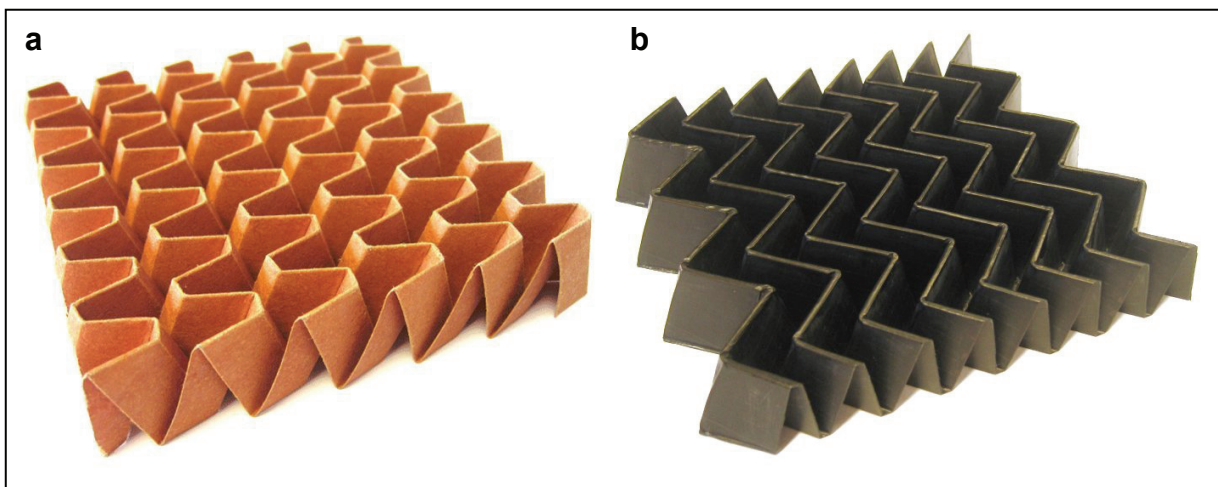


Bild 3.21: Untersuchte Falzwaben: a) Aramidpapier-Falzwabe, b) CFK-Falzwabe

3.1.2.1 Druckeigenschaften

Das Verhalten unter einachsiger Druckbelastung wurde auf einer 500 kN Instron Universalprüfmaschine nach DIN 53291 [183] mit einer lasergesteuerten Dehnungsmessung geprüft (Bild 3.22). Das Verformungsverhalten der Aramidpapier-Falzwabe ist mit dem der Nomex[®]-Honigwaben vergleichbar, d.h. es kommt zunächst zu einem Beulen der Zellwände und anschließend zu einem Zusammenfallen, ohne dass Materialbrüche oder Risse entstehen. Die Vergleichbarkeit dieses Stabilitätsversagens kommt daher, dass beide Waben aus einem ähnlichen phenolharzimprägnierten Aramidpapier bestehen: die Falzwabe aus einem Para-Aramid, die Honigwabe aus einem Meta-Aramid. Im Gegensatz dazu zeigte sich bei der CFK-Falzwabe ein völlig anderes Verhalten. Zwar kommt es auch hier zunächst zu einem Beulen der Zellwände, diesem folgt jedoch ein schlagartiges Materialdruckversagen. Die zugehörigen Druckspannungs-Stauchungs-Kurven zeigt Bild 3.23.

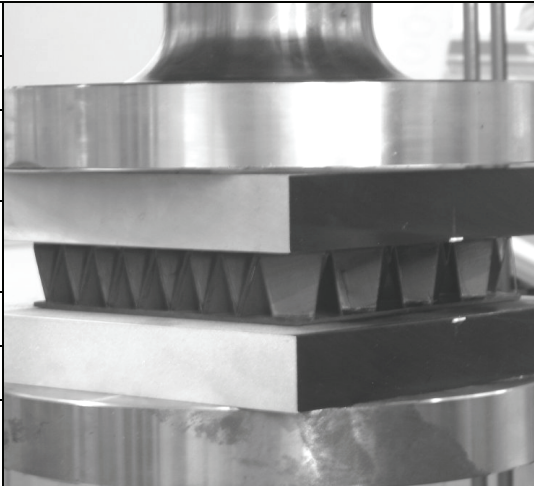
| | | | |
|----------------------|----------------------------|---------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Druckversuch in T-Richtung | |  |
| Prüfnorm: | DIN 53291 | | |
| Probenmaterial: | A | CFK-Falzwabe (KSTU Kazan) | |
| | B | Aramidpapier-Falzwabe (IFB Stuttgart) | |
| Geometrie: | A | 150 mm x 150 mm x 28 mm | |
| | B | 200 mm x 200 mm x 30 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 1,5 mm/min | | |

Bild 3.22: Prüfbedingungen der Druckversuche an Falzwabenproben in T-Richtung

Nach Erreichen der Druckfestigkeit fällt die Spannung auf etwa 6% des Maximalwerts ab. Das folgende Verformungsverhalten ist von drei unterschiedlichen Mechanismen geprägt (Bild 3.23). Versagen die Zellwände im oberen oder unteren Bereich, so kommt es zu einem kontinuierlichen Fragmentieren des CFK-Materials. Tritt das Versagen im mittleren Bereich auf, so gleiten die getrennten Flächen aneinander ab, oder es bilden sich Gelenke durch intakte Restfasern aus. Bei zunehmender Stauchung treten immer mehr Zellwandreste mit der gegenüberliegenden Deckschicht in Kontakt, und die zwei letztgenannten Phänomene gehen ebenfalls in ein Fragmentie-

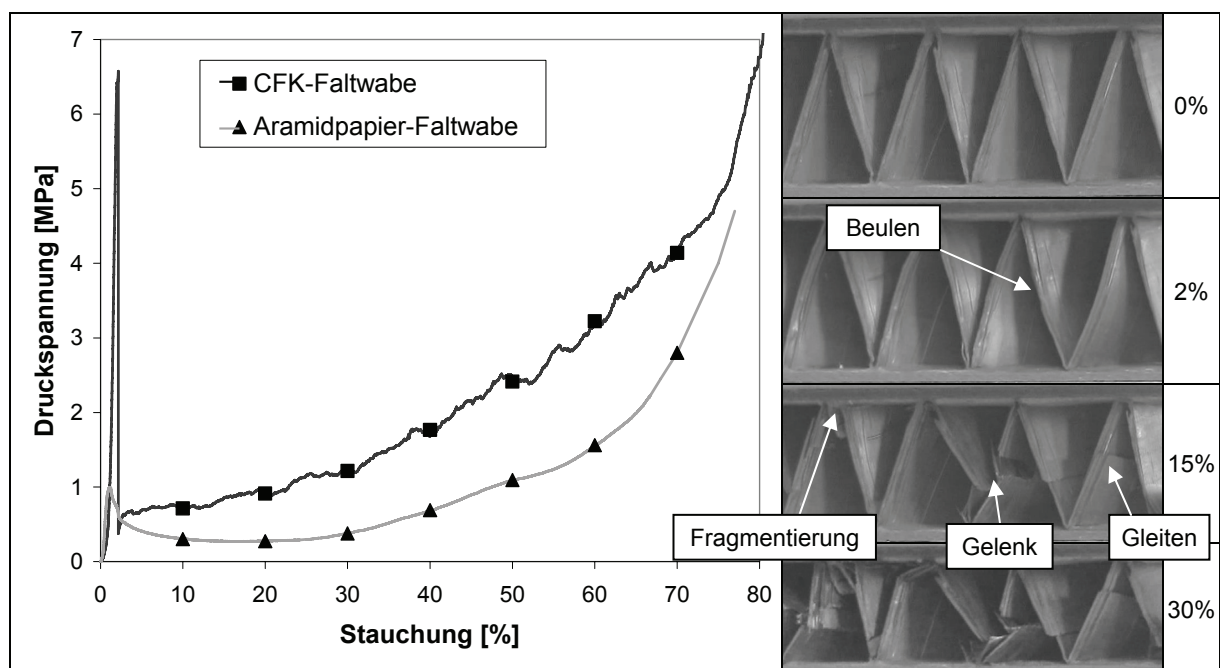


Bild 3.23: Falzwaben: Druckspannungs-Stauchungs-Diagramm in T-Richtung (links) und Schädigungsverhalten der CFK-Falzwabe mit Stauchung in % (rechts)

ren über. Aufgrund dieser Tatsache zeigt die Spannungskurve ein solch progressives Verhalten bis zur Kompaktierung, wo das fragmentierte Material verdichtet wird. Wegen einer begrenzten Probenanzahl konnten mit den Falzwaben keine Druckversuche in Wabenebene oder Zugversuche wie bei den Honigwaben durchgeführt werden.

3.1.2.2 Schubeigenschaften

Um die Transversalschubeigenschaften nach DIN 53294 [197] zu bestimmen, wurden die CFK-Falzwabenkerne mit dem pastösen 2-Komponenten-Klebstoff Epibond 1590 A/B und die Aramidpapier-Falzwaben mit einem Klebefilm vom Typ Scotch-Weld AF-163-2K zwischen zwei CFK-Platten geklebt, die wiederum zwischen zwei metallische Schubplatten geklebt und auf einer Instron Prüfmaschine abgeschert wurden (Bild 3.24). Wie bei den Druckversuchen wurde auch hier mittels eines Lasers die Relativverschiebung der beiden Schubplatten gemessen. Die Schubspannungs-Schubverzerrungs-Kurven in Bild 3.25 lassen erkennen, dass bei beiden Falzwaben die transversale Schubsteifigkeit in TL-Ebene größer als in TW-Ebene ist, was darin begründet liegt, dass die Zellwände hier in einem kleineren Winkel zur Lastrichtung angeordnet sind. Bei der Aramidpapier-Falzwabe kommt es in beiden Lastrichtungen zunächst zu einem Beulen der Zellwände, gefolgt von einer Ablösung von der Deckschicht (Bild 3.26). Bei der steiferen CFK-Falzwabe findet eine Ablösung ohne ein vorheriges Beulen statt. Dies geschieht jedoch bei einem wesentlich höheren Lastniveau. Zu einer Kernschädigung mit Materialbrüchen kommt es hier nur beim TW-Lastfall, was sich

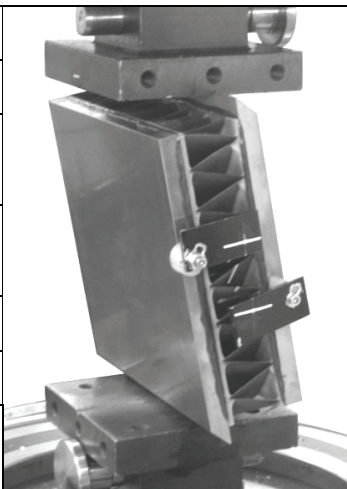
| | | | |
|----------------------|-------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Schubversuch an Kernverbunden | |  |
| Prüfnorm: | DIN 53294 | | |
| Probenmaterial: | A | CFK-Falzwabe (KSTU Kazan) | |
| | B | Aramidpapier-Falzwabe (IFB Stuttgart) | |
| Geometrie: | A | 150 mm x 150 mm x 28 mm | |
| | B | 200 mm x 200 mm x 30 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 1,5 mm/min | | |

Bild 3.24: Prüfbedingungen der quasi-statischen Schubversuche an Falzwabenproben in TL- und TW-Ebene

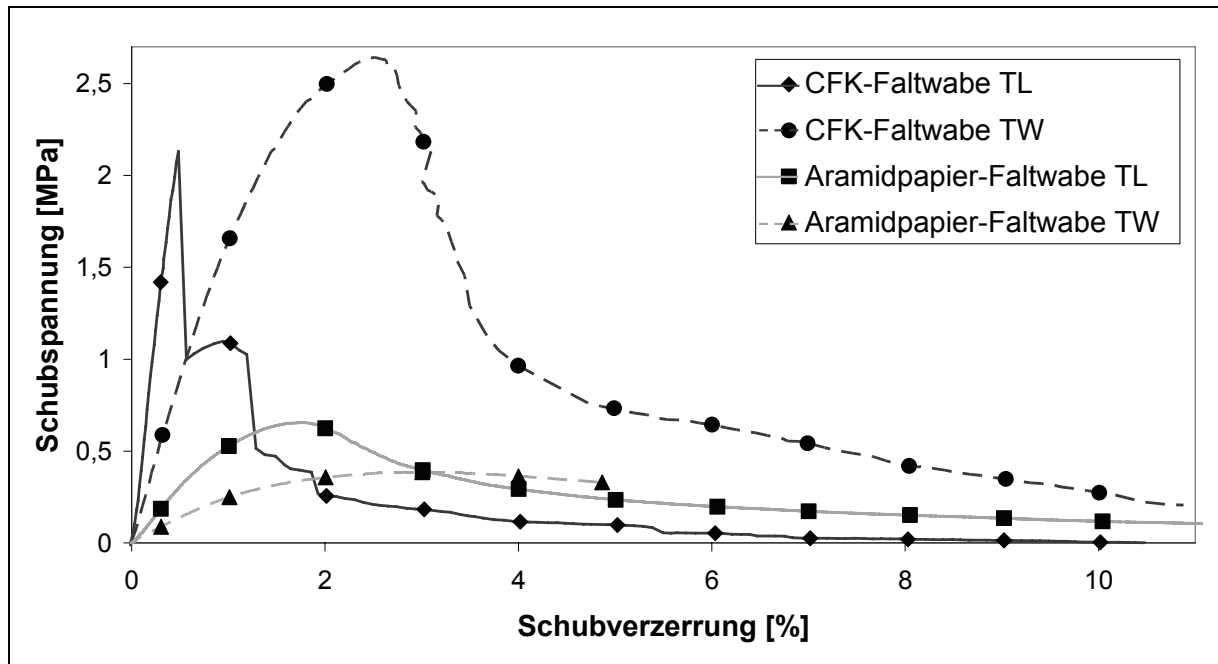


Bild 3.25: Falzwaben: Schubspannungs-Schubverzerrungs-Diagramm (TL- und TW)

durch eine Geräuscentwicklung und den degressiven Kurvenverlauf bemerkbar macht. Bei den Ablösungen handelt es sich bei beiden Falzwabentypen jedoch nicht um ein Versagen der Kern-Deckschicht-Verklebung, sondern vielmehr um ein Versagen des Zellwandmaterials an sich (Bild 3.27). Bei der Aramidpapier-Faltwabe löst

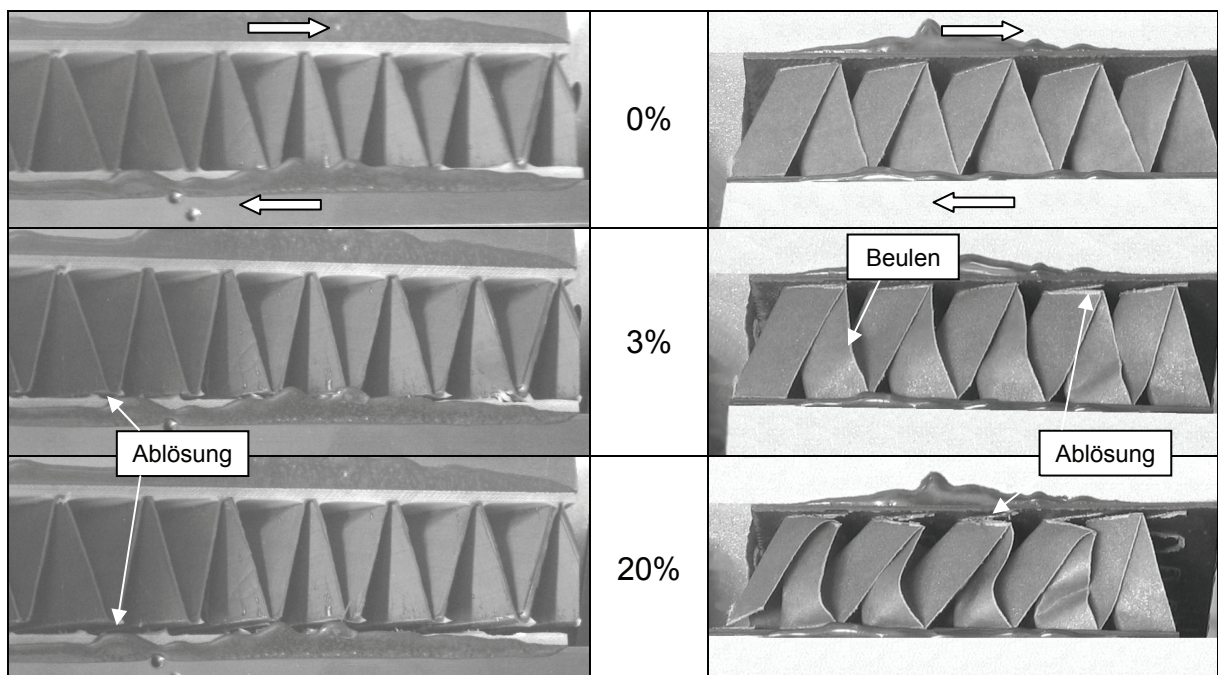


Bild 3.26: Schädigungsverhalten der CFK-Faltwabe (links) und der Aramidpapier-Faltwabe (rechts) unter Schubbelastung in TL-Ebene mit Verzerrung in %

sich das Wirrfaserpapier von der Phenolharzbeschichtung, und einzelne Fasern brechen. Bei der CFK-Faltwabe kommt es in erster Linie zu einer Delamination der äußersten 0°-Lage der Faltwabe in der Anbindungsfläche. Dies geschieht vorwiegend auf der zugbelasteten Seite der Zellwände, während auf der druckbelasteten Seite ein Herausbrechen des Klebstoffs versagensrelevant ist (Kohäsionsversagen). Daraus lässt sich schließen, dass nicht ein besserer Klebstoff, sondern eine Verhinderung der Delamination der CFK-Lagen, etwa durch die Verwendung von Gewebematerial, die Schubfestigkeit eines CFK-Faltwabensandwich verbessern würde.

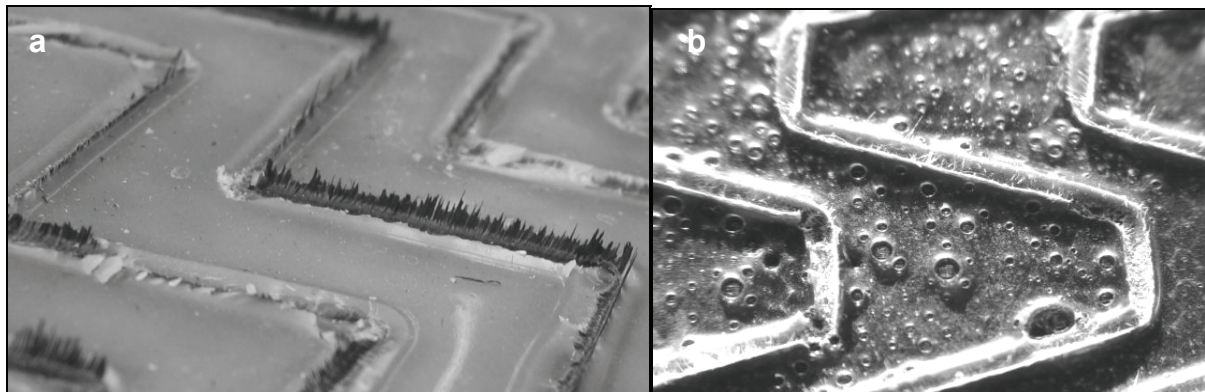


Bild 3.27: Materialversagen in der Anbindungsfläche: a) CFK-Faltwabe, b) Aramidpapier-Faltwabe [217]

3.1.2.3 Einfluss der Lastgeschwindigkeit

Wie schon bei den Honigwaben wurde der Dehnrateneffekt der CFK-Faltwabe mit Hilfe von kurzzeitdynamischen Druckversuchen am Fallturmprüfstand des Instituts für Verbundwerkstoffe in Kaiserslautern untersucht. Hierbei wurden Dehnraten von 300 s^{-1} (8,4 m/s) und 500 s^{-1} (14 m/s) umgesetzt. Die ungefilterten Spannungskurven zeigt Bild 3.28 im Vergleich. Eine Datenfilterung wurde an dieser Stelle nicht durchgeführt, da aufgrund der ausgeprägten Schwingungen eine zu große Verfälschung des Kurvenverlaufs resultieren würde. Auch wenn durch diese Schwingungen der Anfangspeak nicht auswertbar ist, so ist dennoch deutlich erkennbar, dass das mittlere Spannungsniveau der dynamischen Versuche nicht von der statischen Referenzkurve abweicht, d.h. im Gegensatz zur Nomex[®]-Honigwabe liegt kein nennenswerter Dehnrateneffekt vor. Die Ursache liegt im unterschiedlichen Versagensverhalten. Bei der Honigwabe konnte nachgewiesen werden, dass die Zellwandträgheiten bei den Faltungsvorgängen der Grund für die Zunahme des Spannungslevels bei hohen Last-

raten sind. Bei der CFK-Falzwabe kommt es zu keinen Falzvorgängen oder ähnlichen Zellwandverformungen, wo Trägheiten eine wesentliche Rolle spielen könnten. Vielmehr tritt ein Fragmentieren auf, was im betrachteten Geschwindigkeitsbereich als nicht oder höchstens sehr geringfügig lastratenabhängig eingestuft wird [218]-[222].

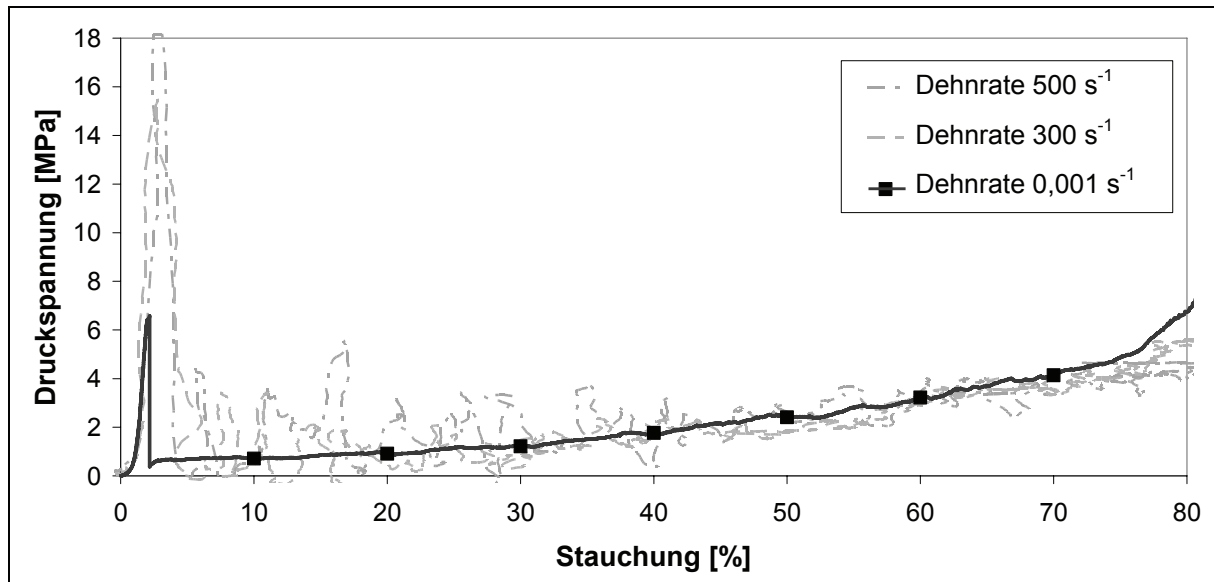


Bild 3.28: Druckspannungskurve der CFK-Falzwabe bei unterschiedlichen Dehnraten

3.2 Numerische Methode

Eine Alternative zu der experimentellen Kennwertermittlung liegt darin, virtuelle Experimente in dynamischen Simulationsrechnungen durchzuführen. Hierbei werden Mesomodelle der Waben erstellt und mittels entsprechender Randbedingungen Druck-, Zug- und Schubversuche durchgeführt. Die effektiven Spannungs-Dehnungs-Beziehungen können dabei wie bei den realen Versuchen direkt ausgelesen werden.

3.2.1 Entwicklung von Mesomodellen

Grundlage für die virtuellen Experimente bilden Mesomodelle der Waben. Um unterschiedlichste Wabengeometrien untersuchen zu können, wurde im Rahmen dieser Arbeit ein parametrisches Tool auf Basis der Programmiersprache PCL entwickelt, um in der Preprocessing-Software PATRAN [223] Mesomodelle von Sandwichstrukturen mit Wabenkern für die Berechnung in LS-DYNA zu erstellen. Die Grundlage bilden die Einheitszellen der Waben, welche im Fall der Honigwabe eine hexagonale Struktur und bei den Falzwaben eine modifizierte Zick-Zack-Struktur aufweisen (Bild

3.29). Die Benutzereingaben umfassen die Wabengeometrie (Zellweiten, Zellwandwinkel, Wandstärke), die Probengeometrie (Länge, Breite, Höhe), die Elementgröße und weitere Simulationskontrollparameter (Elementtyp, Simulationszeit etc.). Innerhalb des Codes wird die Einheitszelle der entsprechenden Wabe so oft in beiden Ebenenrichtungen dupliziert, wie es die Probengeometrie vorgibt, wobei die doppelte Zellwanddicke der Honigwaben in L-Richtung berücksichtigt wird. Die Deckschichten werden entsprechend oben und unten positioniert. Das gesamte Modell wird im Folgenden entsprechend der vorgegebenen Elementgröße vernetzt, Kern und Deckschicht über einen Klebekontakt verbunden und die Versuchsrandbedingungen aufgebracht. Am Ende des Programmdurchlaufs steht ein rechenfertiges Modell (Keyword-File) für die Berechnung in LS-DYNA (siehe exemplarische Netze in Bild 3.30).

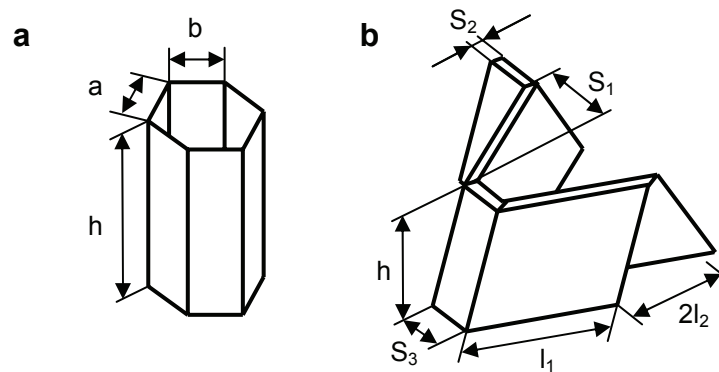


Bild 3.29: Einheitszellen der a) Honigwaben und b) Falzwaben

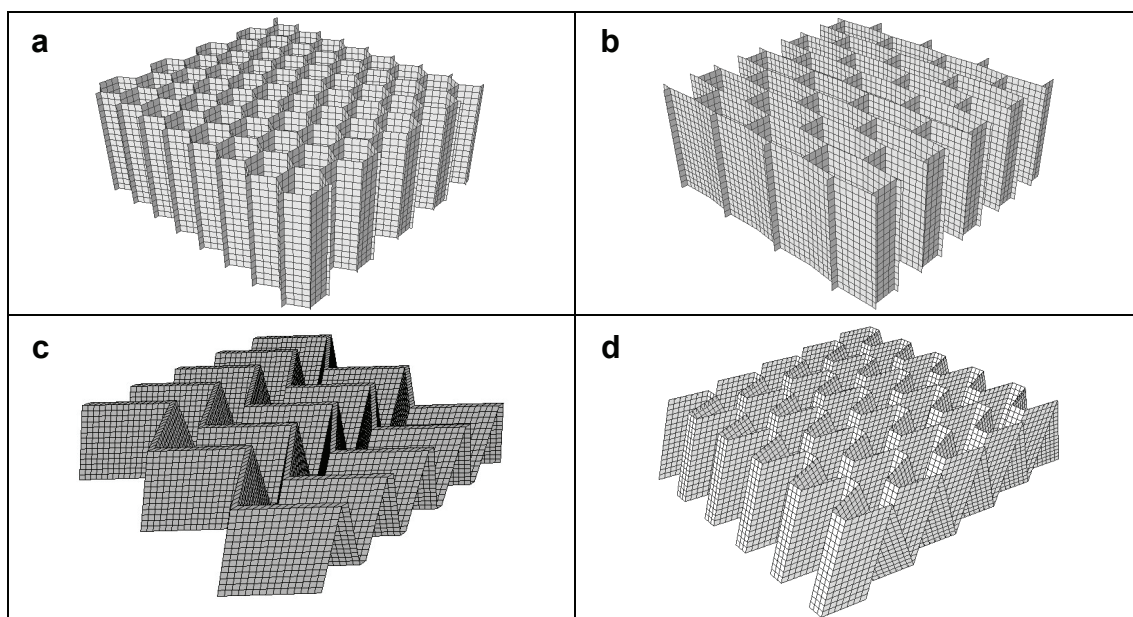


Bild 3.30: Mesomodelle von Honigwaben und Falzwaben: a) Hexagonalwabe, b) überexpandierte Wabe, c) CFK-Falzwabe, d) Aramidpapier-Falzwabe

3.2.2 Imperfektionen

Ein mit dem parametrischen Tool generiertes Mesomodell weist bisher eine einheitliche, ideale Geometrie auf. Eine reale Wabenstruktur ist jedoch herstellungsbedingt niemals von regelmäßiger Geometrie und frei von Imperfektionen. Die Zellwände können vorgebeult, von uneinheitlicher Wandstärke oder von einer großen Oberflächenrauheit geprägt sein. Die möglichen Imperfektionen in Wabenstrukturen wurden daher kategorisiert und, wie in Bild 3.31 dargestellt, in globale und lokale Gruppen unterteilt. Diese Imperfektionen haben einen großen Einfluss auf die Beul- und Versagenslasten der einzelnen Zellwände und somit auf die Festigkeit der Gesamtstruktur. Aus diesem Grund wird ein Mesomodell, welches von einer einheitlichen idealen Wabe ausgeht, die mechanischen Eigenschaften in vielen Fällen überschätzen. Daher wurden unterschiedliche Ansätze entwickelt, angewendet und bewertet, wie diese Imperfektionen im Mesomodell berücksichtigt bzw. kompensiert werden können.

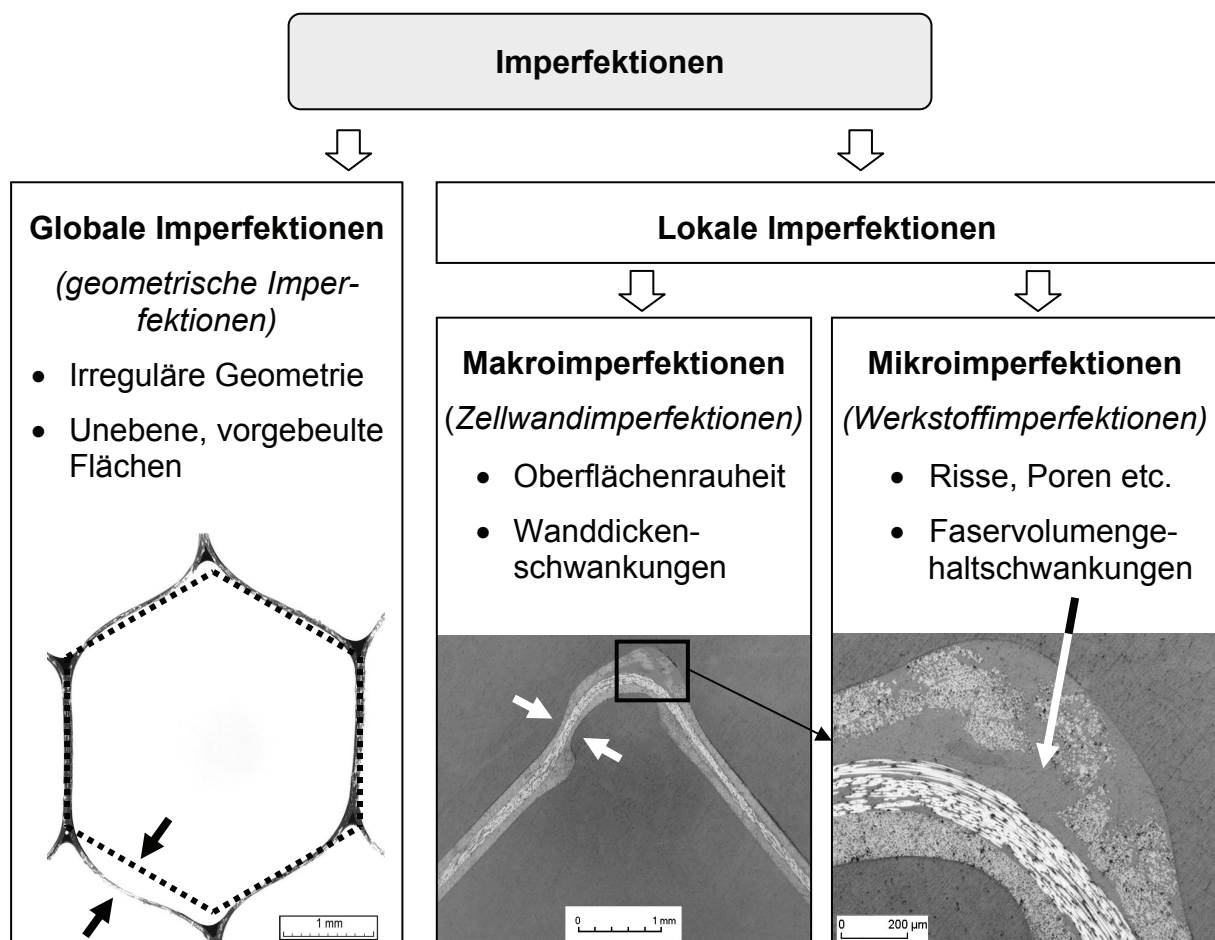


Bild 3.31: Einteilung von Imperfektionen in Wabenstrukturen; Beispielbilder: Nomex[®]-Wabenzelle (links) und vordere CFK-Falzwabenkante (mittig und rechts)

- Geometrieverzerrung:

Um globale geometrische Imperfektionen abbilden zu können, wurde eine Geometrieverzerrung in das parametrische Tool implementiert, welche auf Basis von Zufallszahlen die Eckpunkte der Zellwandflächen vor der Vernetzung verschiebt. Auf diese Weise ergeben sich uneinheitliche und unebene Zellwände (Bild 3.32). Der Einfluss dieser Maßnahme, welcher in simulierten transversalen Druckversuchen untersucht wurde, ist jedoch sehr gering und reduziert lediglich geringfügig die Spannung am Beulbeginn. Dies zeigt, dass die geometrischen Irregularitäten nur einen kleinen Anteil an der gesamten durch Imperfektionen verursachten Reduktion der mechanischen Eigenschaften haben.

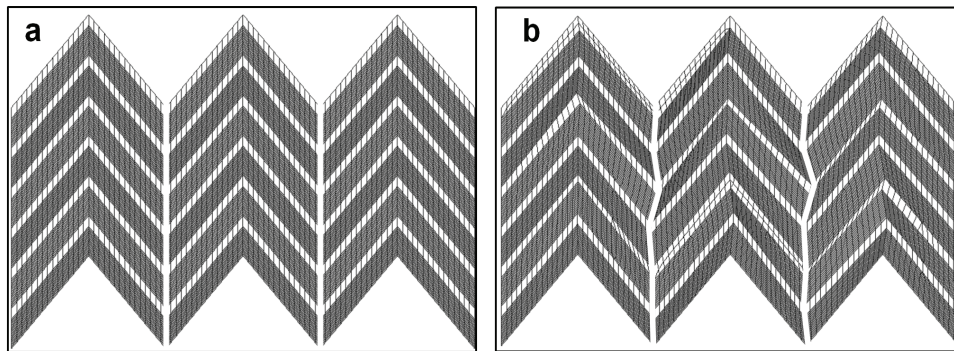


Bild 3.32: Geometrieverzerrung am Falzwabenmodell: a) ohne, b) maximal 1 mm

- Knotenverzerrung:

Um Unebenheiten im Elementgrößenbereich abzubilden, wurde eine zufällige Verzerrung der Knotenkoordinaten in das parametrische Tool implementiert (Node-Shaking, Bild 3.33). Das Ergebnis von Druckversuchsimulationen zeigte eine geringe Reduktion sowohl der effektiven Steifigkeit als auch der Druckfestigkeit. Zusätzlich konnten hiermit Hourglassing-Effekte reduziert werden. Für eine vollständige Kompensierung der Imperfektionen müssten jedoch unverhältnismäßig große Knotenverrückungen vorgenommen werden, weshalb durch das Node-Shaking allein der Großteil der Imperfektionen nicht abbildbar ist.

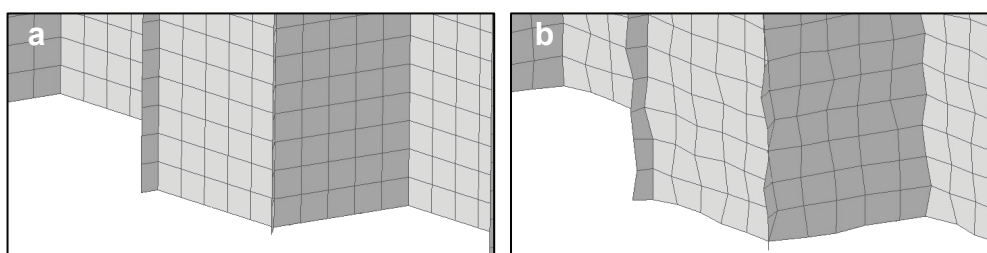


Bild 3.33: Knotenverzerrung am Honigwabenmodell: a) ohne, b) maximal 0,01 mm

- Materialkennwert- und Dickenreduktion:

Im Gegensatz zu den geometrischen Imperfektionen besteht ein Ansatz zur Berücksichtigung von lokalen Imperfektionen in der Reduktion der Materialkennwerte und Elementdicke der Zellwände im Vergleich zu gemessenen Werten. Dies kann global für die gesamte Zellwand oder stochastisch verteilt für einzelne Elemente durchgeführt werden. Diese Methode ist dadurch gerechtfertigt, dass Schliffbilder zeigten, dass in den Wabenwänden Bereiche sehr geringer Dicke oder hoher Oberflächenrauheit vorkommen und an diesen Stellen die Wand frühzeitig versagt. Dieser Ansatz stellte sich als am effektivsten heraus, um die Imperfektionen zu kompensieren und wurde daher bei sämtlichen im Folgenden behandelten Modellen angewendet.

3.2.3 Honigwaben

Um die effektiven Spannungs-Dehnungs-Beziehungen von Nomex[®]-Honigwaben mit Hilfe virtueller Werkstoffprüfungen durch numerische Simulationen zu ermitteln, wurden mit dem parametrischen Tool Mesomodelle der hexagonalen und überexpandierten Waben generiert.

3.2.3.1 Kennwerte des Zellwandmaterials

Entscheidenden Einfluss auf das Berechnungsergebnis haben die Materialmodellierung und die verwendeten Kennwerte des Zellwandmaterials, d.h. die mechanischen Eigenschaften sowie die Zellwanddicke. Im Fall von Aluminiumwaben ist deren Bestimmung relativ einfach, da sowohl die Werte des Grundmaterials als auch die Wanddicken bekannt sind. Im Fall von Nomex[®]-Waben ist dies jedoch wesentlich schwieriger, da das Grundmaterial zum einen wirrfaserverstärkt ist und zudem in mehreren Tauchgängen mit Phenolharz imprägniert und beschichtet wird. Bei den hier untersuchten Wabentypen wurde als Grundmaterial jeweils Nomex[®] T412-Papier verwendet. Bei den Waben der Dichte 29 kg/m³ ist die Papierstärke mit 0,0375 mm dünner als bei den Waben der Dichte 48 kg/m³ mit 0,05 mm. Beide Wabentypen wurden in zwei Tauchgängen mit Phenolharz imprägniert und nach jedem Tauchgang jeweils im Ofen ausgehärtet. Die mechanischen Kennwerte des Nomex[®]-Papiers sind vom Hersteller DuPont verfügbar, wobei zwischen der Herstellungsrichtung (M-Richtung) und der Richtung quer dazu (X-Richtung) unterschieden wird (Ta-

belle 3.1) [224]. Diese Werte können jedoch nicht direkt verwendet werden, da hier die Phenolharzimprägnierung nicht berücksichtigt wird. Vielmehr werden die Kennwerte des phenolharzimprägnierten Zellwandmaterials benötigt. Zugversuche an Papierstreifen, die aus den Wabenwänden herausgeschnitten werden oder in gesonderten Chargen hergestellt werden, sind mit einem hohen technischen Aufwand verbunden. Eine solche experimentelle Untersuchung führten Tsujii et al. [225] an unimprägniertem und phenolharzimprägniertem Nomex[®]-Papier durch (Tabelle 3.1), deren Werte auch für die vorliegende Arbeit übernommen wurden.

Tabelle 3.1: Kennwerte des unimprägnierten und imprägnierten Nomex[®]-Papiers

| Dicke [mm]: | Dichte ρ_s [kg/dm ³]: | Zugmodul E_s [MPa]: | | Zugfestigkeit σ_s [MPa]: | | Bruchdehnung ε_{\max} [%]: | |
|-----------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------|-----------------------|------|---------------------------------|------|----------------------------------------|-----|
| | | M | X | M | X | M | X |
| <i>Unimprägniertes Nomex[®] T412-Papier [224]</i> | | | | | | | |
| 0,0375 (1,5 mil) | 0,68 | - | - | 60,7 | 18,2 | 3,3 | 2,4 |
| 0,05 (2 mil) | 0,72 | - | - | 72,5 | 24,5 | 6,1 | 3,5 |
| <i>Phenolharzimprägniertes Nomex[®] T412-Papier (2 Tauchgänge) [225]</i> | | | | | | | |
| - | 0,996 | 5276 | 4048 | 66,6 | 40,2 | - | - |

Auch Foo et al. [196] führten Zugversuche an Nomex[®]-Papier durch, jedoch ohne Phenolharzimprägnierung. Dafür geben sie die Ergebniskurven dieser Zugversuche in M- und X-Richtung an (Bild 3.34). Diese zeigen ein annähernd linear-elastisch perfekt-plastisches Materialverhalten. Mit dieser Kenntnis der orthotropen Materialkennwerte aus Tabelle 3.1 und dem linear-elastisch perfekt-plastischen Konstitutivverhalten wurde das FKV-Materialmodell MAT54 in LS-DYNA für die Zellwandmodellierung gewählt, welches genau diese Charakteristika abbilden kann.

Weiterhin ist die Bestimmung der Zellwanddicke von höchster Bedeutung. Diese wurde sowohl für die Wabe der Dichte 29 kg/m³ als auch für die Wabe der Dichte 48 kg/m³ mikroskopisch bestimmt. Hierbei wurden Waben in Epoxidharz eingegossen und die Wanddicke als Mittelwert an verschiedenen Stellen des Schliffbilds ermittelt. In Bild 3.35 ist zu erkennen, dass keine einheitliche Wanddicke vorliegt, sondern die Wände sehr uneben sind. Für die 29 kg/m³ Wabe wurde eine mittlere Zellwanddicke von 0,0456 mm ermittelt (vor der Imprägnierung 0,0375 mm), für die 48 kg/m³ Wabe eine Dicke von 0,0613 mm (vor der Imprägnierung 0,05 mm).

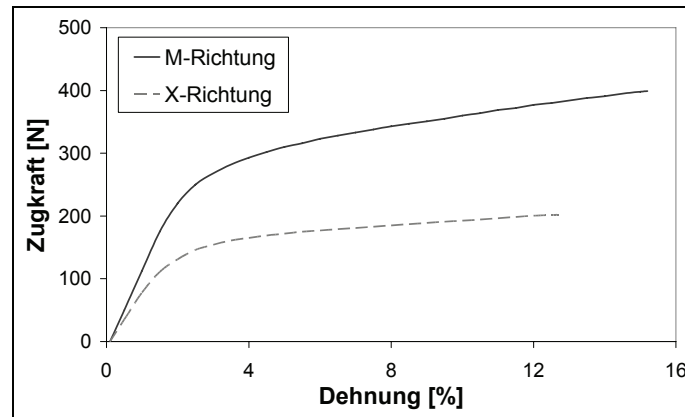


Bild 3.34: Ergebniskurven von Zugversuchen an unimprägniertem Nomex®-Papier von Foo et al. [196]

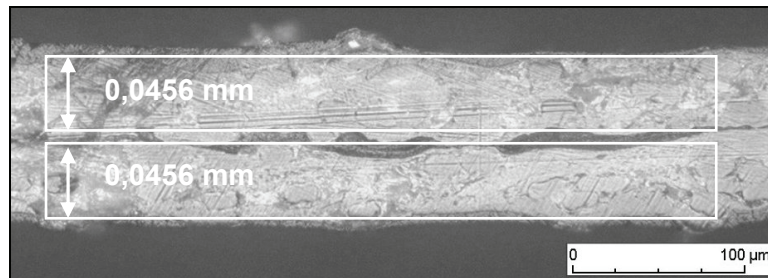


Bild 3.35: Mikroskopische Bestimmung der Zellwanddicke der 29 kg/m³ Wabe im Bereich der verklebten Zellwände

Mit diesen Kennwerten wurden in einer Voruntersuchung transversale Druckversuche am Mesomodell nachsimuliert. Da noch keine Imperfektionen berücksichtigt wurden, lag die numerische Spannungskurve erwartungsgemäß deutlich über der experimentellen. Daher wurden im Rahmen von Parameterstudien die Kennwerte derart reduziert, bis eine Übereinstimmung gewährleistet war.

3.2.3.2 Virtuelle Werkstoffprüfungen

Die Referenzmodelle zur Durchführung von virtuellen Werkstoffprüfungen waren wiederum das Ergebnis von Parameterstudien bezüglich des Einflusses der Probengröße, der Netzfeinheit, des Elementtyps und der Lastrate. Je mehr Einzelzellen das Mesomodell umfasst, desto glatter und verschmierter ist die resultierende Spannungskurve eines simulierten Druckversuchs, da nicht alle Zellen gleichzeitig beulen und sich falten. Die Netzfeinheit hat einen großen Einfluss auf den Bereich, in dem das Beulen der Zellwände in ein Zusammenfallen übergeht, da durch ein zu grobes

Netz die Möglichkeiten der Zusammenfaltung für die Wabe eingeschränkt werden. Sie wurde daher mittels einer Konvergenzstudie hinsichtlich der effektiven Druckspannung bestimmt. Bild 3.36 zeigt das Deformationsverhalten einer Einzelzelle des Mesomodells einer hexagonalen Wabe vom Typ C1-3.2-48 unter transversaler Drucklast. Es ist deutlich das globale Beulmuster zu erkennen, welches in ein lokales Zusammenfallen übergeht. Dieses Verhalten stimmt sehr gut mit den experimentellen Beobachtungen in Bild 3.4 überein. Eine Übereinstimmung des Strukturverhaltens ist die Voraussetzung für eine Vergleichbarkeit von numerischen und experimentellen Spannungskurven. Ein solcher Vergleich der hexagonalen sowie der überexpandierten Wabe in Bild 3.36 und Bild 3.37 zeigt generell eine gute Übereinstimmung, insbesondere bei geringen bis mittleren Stauchungen. Die Übereinstimmung nimmt bei großen Stauchungen ab. Zudem sind die Simulationskurven sehr wellig, da hier nur je eine Einzelzelle berechnet wurde, und die Wellen den einzelnen Faltungen zuzuordnen sind.

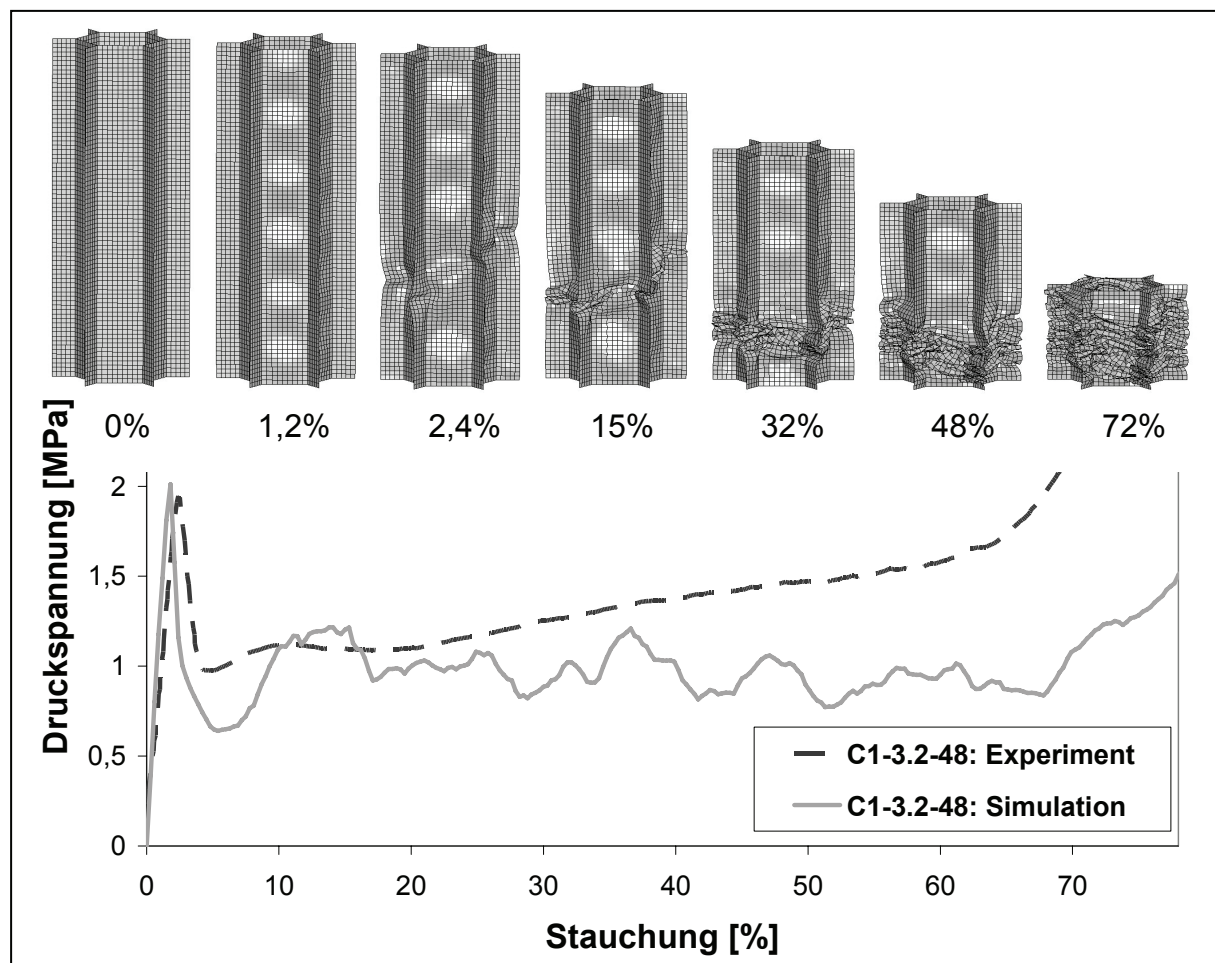


Bild 3.36: Druckspannungs-Stauchungs-Verlauf der hexagonalen Wabe C1-3.2-48 in Experiment und Simulation sowie Deformationsverhalten einer Einzelzelle des Mesomodells mit Angabe der Stauchung

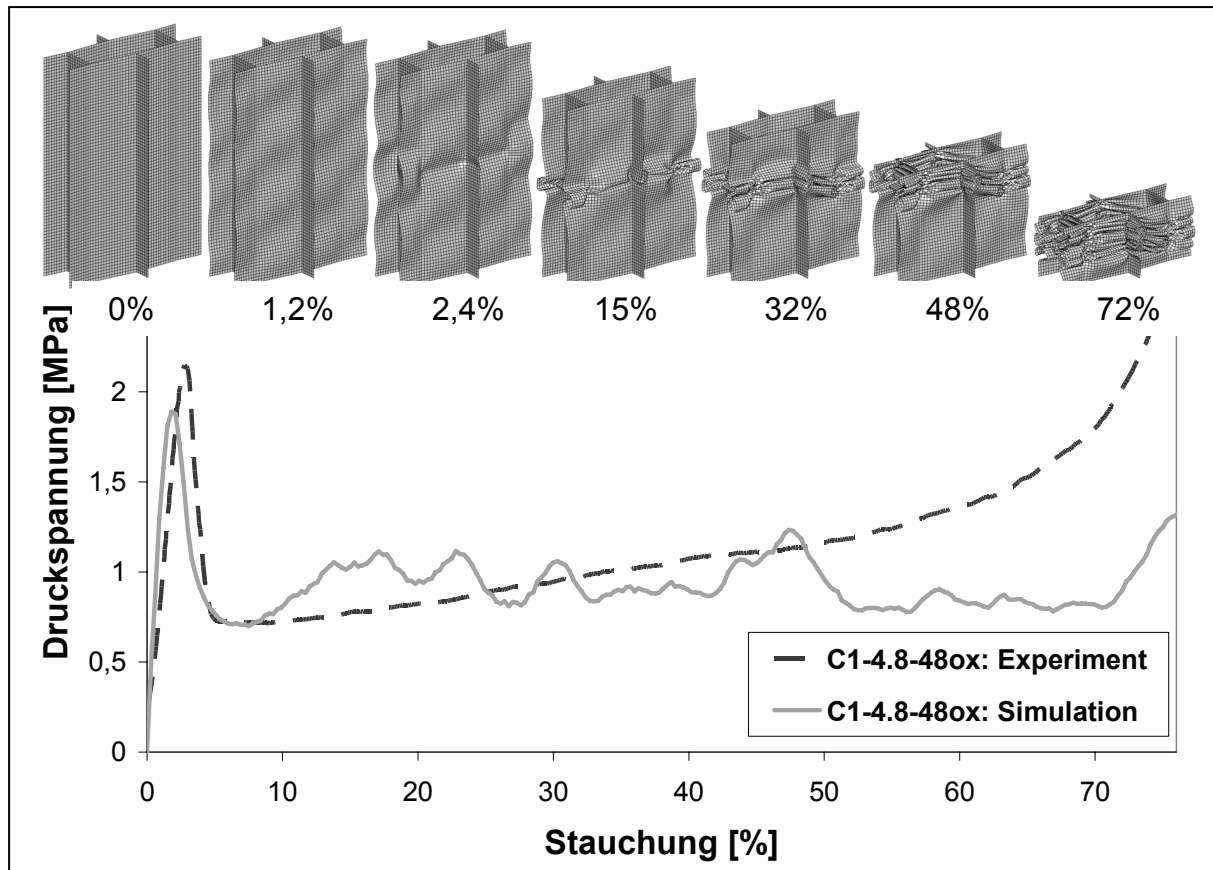


Bild 3.37: Druckspannungs-Stauchungs-Verlauf der überexpandierten Wabe C1-4.8-48ox in Experiment und Simulation sowie Deformationsverhalten einer Einzelzelle des Mesomodells mit Angabe der Stauchung

Weiterhin wird die effektive Steifigkeit in der Simulation leicht überschätzt. Dennoch lässt sich sagen, dass mit diesen Mesomodellen die mechanischen Effektiveigenschaften sowie das Deformationsverhalten für einen relativ hohen Deformationsbereich in recht guter Näherung abgeschätzt werden können. Die einmal im Hinblick auf eine Kompensation von Imperfektionen kalibrierten Materialkennwerte für das Nomex[®]-Papier sind für verschiedene Wabentypen verwendbar, da hier sowohl bei der hexagonalen wie auch bei der überexpandierten Wabe die gleichen Werte benutzt wurden.

Auch das Transversalschubverhalten wurde auf die gleiche Weise untersucht und führte zu ähnlich übereinstimmenden Ergebnissen, d.h. sowohl das Schubbeulen und das anschließende Zellwandversagen als auch die Schubspannungs-Schubverzerrungs-Kurven deckten sich in guter Näherung mit den experimentellen Daten.

3.2.4 Falzwaben

Auch im Fall der Falzwaben aus CFK und Aramidpapier wurde das parametrische Tool benutzt, um Mesomodelle mit der jeweiligen Falzwabengeometrie zu generieren. Mit Hilfe dieser Modelle konnte das mechanische Verhalten untersucht sowie die effektiven Spannungs-Dehnungs-Kurven bestimmt werden.

3.2.4.1 Kennwerte des Zellwandmaterials

Die Zellwände der CFK-Falzwaben bestehen aus einem CF/EP-Laminat mit drei unidirektionalen Einzelschichten mit dem Aufbau $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ (Bild 3.38). Für den experimentellen Nachweis der mechanischen Kennwerte der Einzellagen, die zunächst aus Datenblättern für Luftfahrtverbundwerkstoffe entnommen wurden, wurde aus dem gleichen dreilagigen Laminat, aus dem die Falzwabe hergestellt wurde, eine Probeplatte gefertigt, um daraus Proben für Werkstoffprüfungen herauszuschneiden. Die auf diese Weise gewonnenen Werte mussten jedoch zur Abbildung sämtlicher Imperfektionen zu einem gewissen Teil reduziert werden, denn die Probeplatte zeigte fertigungsbedingt eine wesentlich bessere Qualität und Einheitlichkeit als die Zellwände der CFK-Falzwabe. Für die Modellierung der Einzellagen wurde das orthotrope FKV-Materialmodell MAT54 unter Anwendung der Bruchdehnungen $DFAIL_x$ benutzt. Die Abbildung des Laminataufbaus erfolgte dabei durch die Definition von drei Integrationspunkten, denen die jeweilige Lagendicke und der Faserorientierungswinkel zugewiesen wurden.

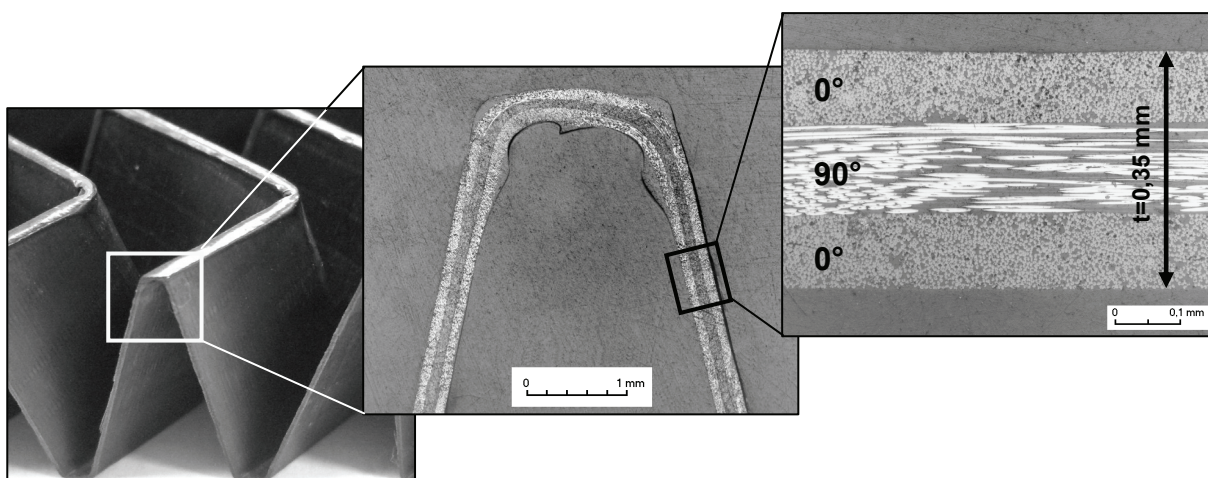


Bild 3.38: Schliffbild der oberen Faltungskante der CFK-Falzwabe

Für das phenolharzimprägnierte Kevlar[®]-Papier der Aramidpapier-Faltschicht waren wie für das Nomex[®]-Papier zunächst keine Kennwerte verfügbar. In [100] sind Zug- und Druckversuche an phenolharzimprägniertem Kevlar[®]-Papier dieser Faltschichten dokumentiert, diese Daten standen zum Zeitpunkt dieser Untersuchung jedoch noch nicht zur Verfügung. Da die Richtungsabhängigkeit des Materialverhaltens bei dem Kevlar[®]-Papier wesentlich geringer als bei Nomex[®] ist [226], wurde das isotrope, linear-elastisch perfekt-plastische Materialgesetz MAT24 in LS-DYNA für die Modellierung ausgewählt. Um die Kennwerte zu bestimmen, wurde an dieser Stelle ein inverser Ansatz angewendet. Hierbei wurden die drei Kennwerte Wandstärke (T), Elastizitätsmodul (E) und Streckgrenze ($SIGY$) als Parameter im LS-DYNA-Modell definiert. Im Rahmen einer Parameteridentifikation mit dem Optimierungstool LS-OPT [227] unter Verwendung eines quadratischen Metamodells sollte ein Parametersatz ermittelt werden, bei welchem die mechanischen Effektiveneigenschaften des Mesomodells mit den Herstellerangaben der Faltschicht übereinstimmen. Hierbei war es das Ziel, die Differenz zu definierten Steifigkeiten und Festigkeiten für Transversalschub und -druck zu minimieren. Unter Verwendung von Startwerten von unimprägniertem Kevlar[®]-Papier wurde nach 12 Iterationen ein solcher Parametersatz gefunden, der zu einer sehr guten Übereinstimmung führte. Der Vorteil dieser Herangehensweise liegt darin, dass Imperfektionen, die sich bei der Aramidpapier-Faltschicht insbesondere durch eine starke Oberflächenrauheit aufgrund der Phenolharzbeschichtung (Bild 3.39) sowie vorgebeulte Zellwände zeigen, durch den identifizierten optimierten Parametersatz bereits berücksichtigt sind.

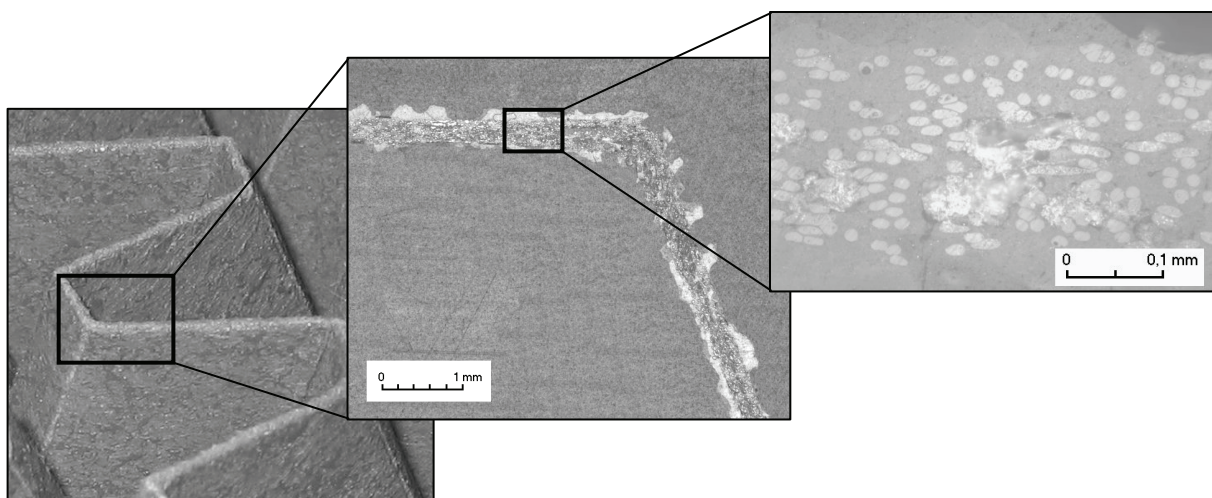


Bild 3.39: Schliffbild der vorderen Faltschichtkante der Aramidpapier-Faltschicht

3.2.4.2 Virtuelle Werkstoffprüfungen

Die für die virtuellen Werkstoffprüfungen verwendeten Mesomodelle, welche mit dem parametrischen Tool in PATRAN erstellt wurden, waren wie im Fall der Honigwaben das Ergebnis von Konvergenzstudien bezüglich der Netzfeinheit, Lastrate etc. Es wurden Druck- und Schubversuche an den Faltwabenmodellen in dynamischen Simulationen mit LS-DYNA berechnet.

Bei den Aramidpapier-Faltwaben zeigte sich eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Simulations- und Versuchsergebnissen, was sowohl für die Beul- und Faltphänomene der Zellwände als auch die Spannungskurven gilt. Diese Übereinstimmung konnte sowohl beim transversalen Druckverhalten (Bild 3.40) als auch beim Schubverhalten (Bild 3.41) beobachtet werden. Dabei ist zu bemerken, dass die numerischen Ergebnisse in Pre-Test-Simulationen im Rahmen der Parameteridentifikation in LS-OPT ermittelt wurden, die Versuchskurven wurden erst im Nachhinein erhalten. Hiermit lässt sich auch die geringfügige Abweichung der Kurvenmaxima, d.h. der Festigkeiten erklären, da das Modell hinsichtlich der Herstellerkennwerte optimiert wurde, die experimentell ermittelten Festigkeiten jedoch leicht darüber lagen. Der einzige markante Unterschied ergibt sich im Nachversagensbereich bei Transversalschubbelastung. Hierbei ist anzumerken, dass die Versuche in TW-Ebene nur bis 5% Schubverzerrung durchgeführt wurden (Bild 3.41). Die Versuchskurve in TL-Ebene fällt stark ab, da es zu einer Ablösung der Anbindungsstellen der Faltwabenstege kommt. Da ein solches Versagen im Modell nicht implementiert wurde, bleibt die Kurve hier wie bei einer perfekten Anbindung auf einem höheren Lastniveau. Ein solches Schubverhalten würde sich ergeben, wenn eine höhere Anbindungsqualität realisiert werden könnte. Mit diesem validierten Modell wurden über die hier illustrierten Transversalbelastungen hinaus auch Druck-, Zug- und Schubversuche in der Wabenebene simuliert, welche in [228] dokumentiert sind. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die mechanischen Effektiveigenschaften und das Zellwanddeformationsverhalten von Aramidpapier-Faltwaben mit solch einem Mesomodell mit einer sehr hohen Genauigkeit bestimmt werden können.

Im Fall der CFK-Faltwabe konnte insbesondere im Nachversagensbereich keine ähnlich gute Übereinstimmung erzielt werden. Dies liegt an dem unterschiedlichen Versagensverhalten, welches hierbei von einem kontinuierlichen Fragmentieren dominiert wird, was mit Schalenelementen nicht zufriedenstellend abbildbar ist (Bild 3.42).

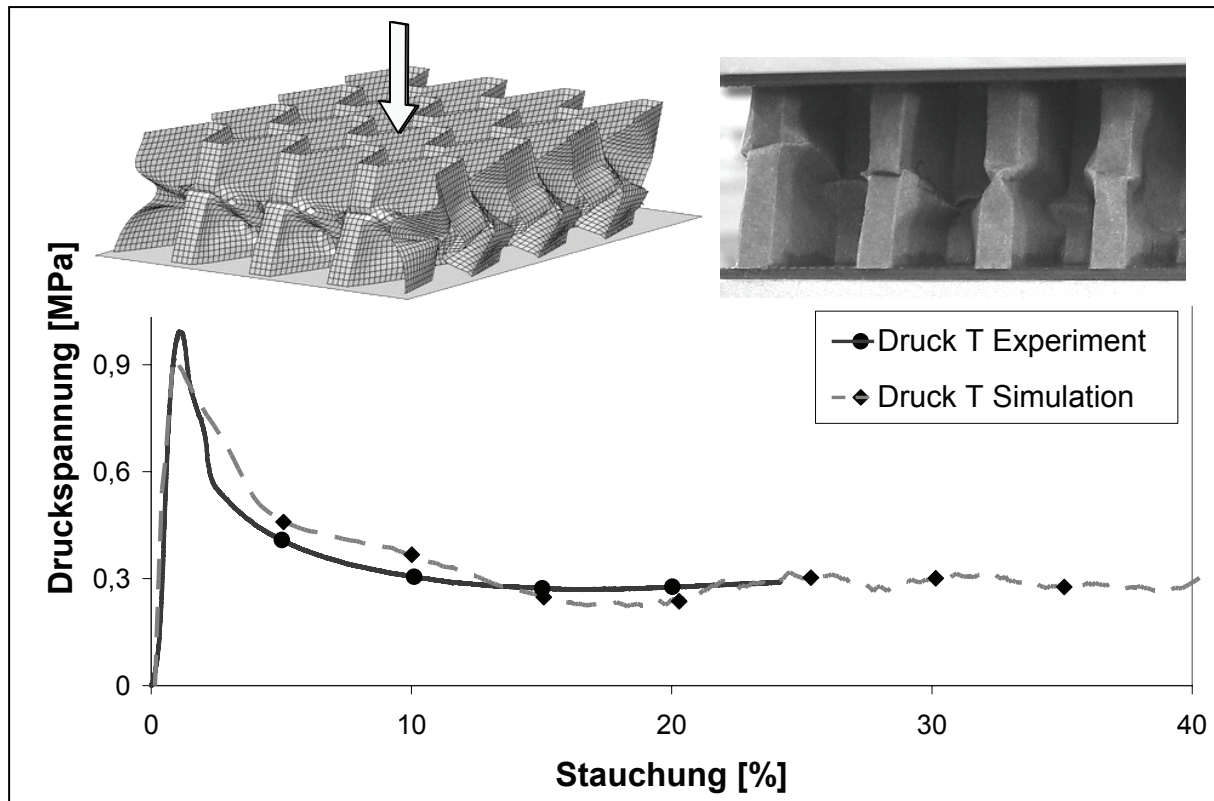


Bild 3.40: Druckspannungs-Stauchungs-Verlauf der Aramidpapier-Faltwabe sowie Deformationsverhalten in Experiment und Simulation

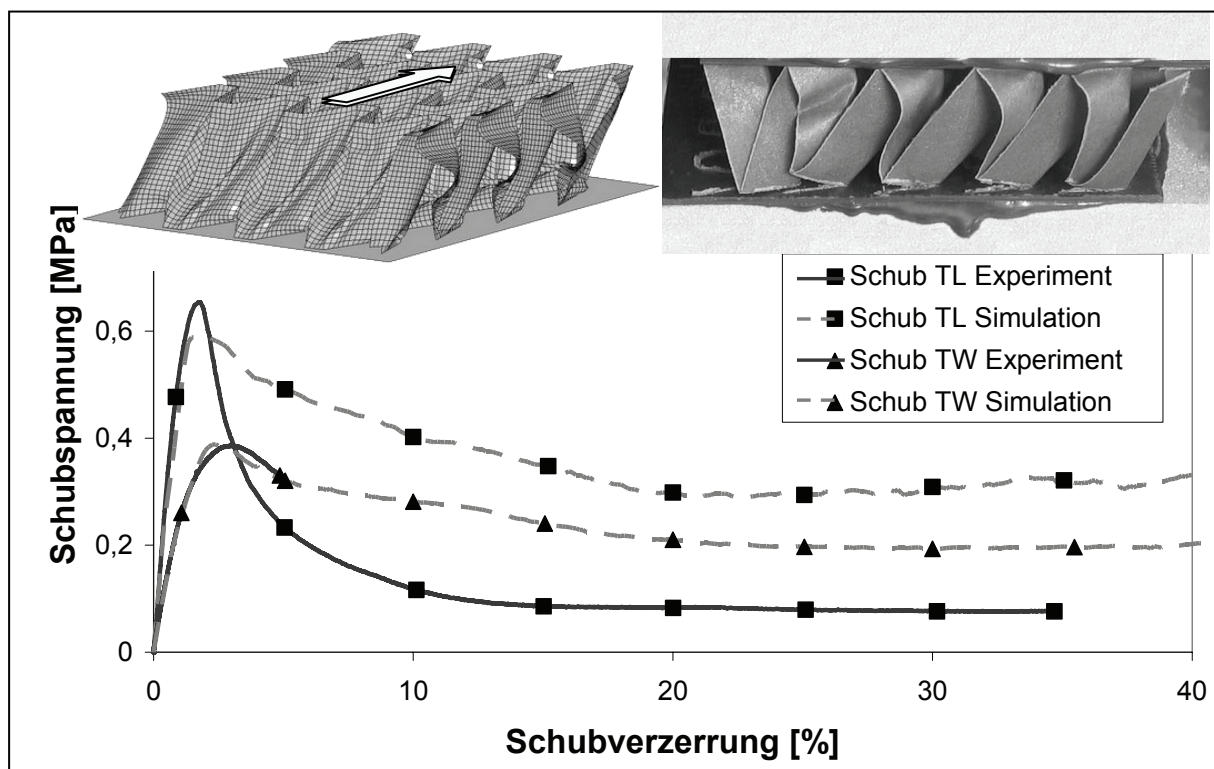


Bild 3.41: Schubspannungs-Schubverzerrungs-Verlauf der Aramidpapier-Faltwabe sowie Deformationsverhalten bei TL-Schub in Experiment und Simulation

Das Zellwandbeulen wird noch in gleicher Weise wie im Versuch abgebildet, wobei die Steifigkeit geringfügig überschätzt wird. Wenn die ersten Elemente durch ein Druckversagen erodiert werden, fällt das Spannungsniveau wie im Experiment auf einen geringen Wert ab. Sobald sich jedoch der entstehende Riss über die gesamte Wabenbreite ausgedehnt hat, stehen keine Elemente mehr in Kontakt zueinander, so dass die Lastkurve auf Null abfällt. Durch die schräge Zellwandanordnung kommen die obere und untere Hälfte auch nicht mehr in Kontakt oder gleiten gar, wie im Versuch beobachtet, aufeinander ab. Erst wenn sie auf der gegenüberliegenden Deckschichtseite auftreffen, steigt die Last wieder und Elemente werden reihenweise erodiert. Trotz des verwendeten Crashfront-Algorithmus von MAT54 in LS-DYNA ist die Abbildung eines kontinuierlichen Fragmentierens nicht zuverlässig abbildbar, wie auch in ähnlichen Untersuchungen in [68], [122], [127] berichtet wurde.

Transversalschubversuche wurden ebenfalls numerisch berechnet. Da die Anbindung der CFK-Falzwabe an die Deckschicht im Versuch jedoch sehr früh versagte, kommt es auch sehr früh zu einer großen Abweichung zwischen Experiment und Simulation, welche kein Anbindungsversagen berücksichtigt.

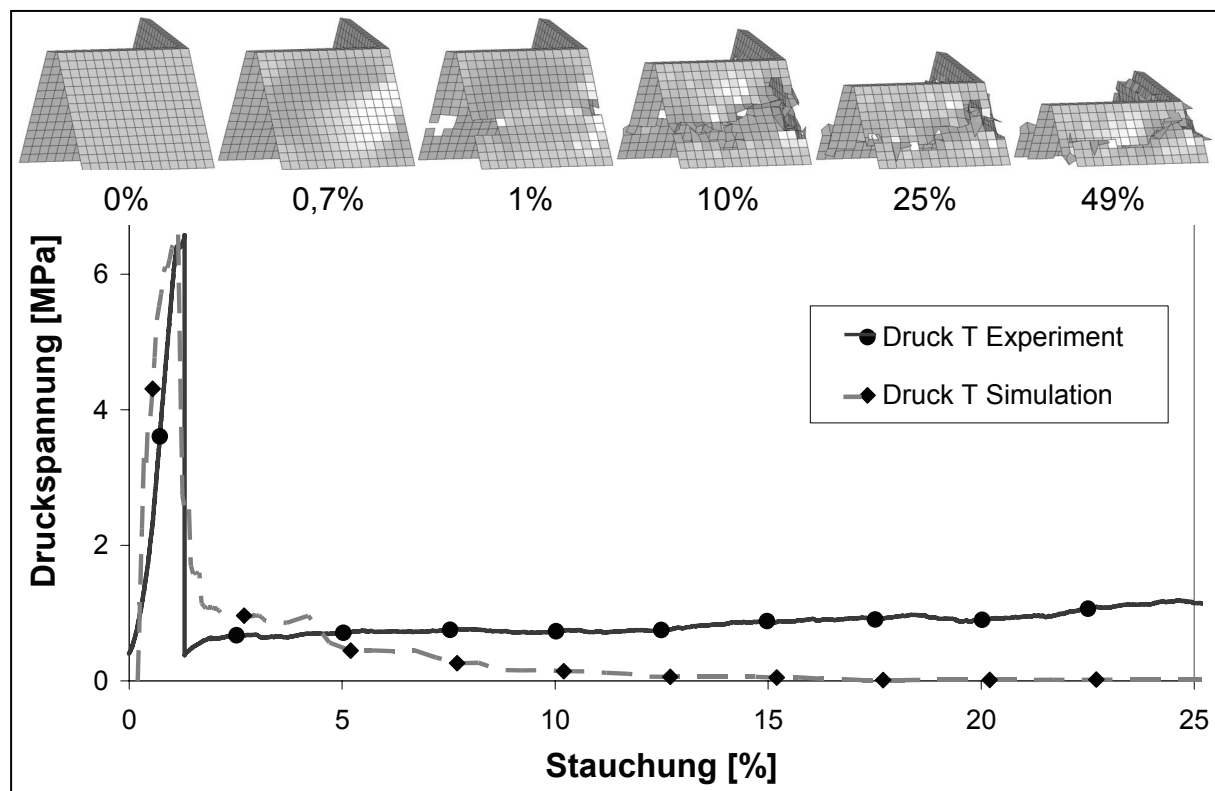


Bild 3.42: Druckspannungs-Stauchungs-Verlauf der CFK-Falzwabe in Simulation und Experiment sowie Deformation einer Einzelzelle mit Angabe der Stauchung

3.3 Analytische Methode

Analytische Methoden zur Bestimmung der homogenisierten mechanischen Eigenschaften von Wabenkernen können noch effizienter als experimentelle Versuchsreihen oder virtuelle Werkstoffprüfungen sein. Aus diesem Grund wurde die Praxistauglichkeit von analytischen Berechnungsansätzen aus der technischen Literatur untersucht. Diese Untersuchung erfolgte ausschließlich anhand der Nomex[®]-Honigwaben, da vergleichbare Ansätze für Falzwaben gegenwärtig noch nicht verfügbar sind, sondern im Mittelpunkt paralleler Forschungsarbeiten stehen.

Die Grundlage für sämtliche Berechnungen bilden die Einheitszellen der hexagonalen und überexpandierten Honigwaben sowie deren zugehörige Geometrieparameter, welche in Bild 3.43 definiert sind und zugunsten der Vergleichbarkeit exakt den bei den numerischen Untersuchungen verwendeten Werten entsprechen. Darüber hinaus werden für die Berechnung der Elastizitätsmodul E_s , der Schubmodul G_s , die Querkontraktionszahl ν_s , die Streckgrenze σ_s und die Dichte ρ_s des Zellwandmaterials benötigt. Da sämtliche analytische Formeln für isotrope Werkstoffe gelten, bei der numerischen Berechnung jedoch orthotrope Eigenschaften angesetzt wurden, kamen an dieser Stelle jeweils die höheren Kennwerte, die in den Zellwänden in Wabendickenrichtung angeordnet sind, zur Anwendung. Die im Folgenden vorgestellten Ergebnisse zeigen eine überwiegende Unterschätzung der Kennwerte, so dass die Abweichung bei der Verwendung der niedrigeren oder gemittelten Kennwerte noch größer wäre.

$$E_s = 2638 \text{ MPa}$$

$$G_s = 1015 \text{ MPa}$$

$$\nu_s = 0,3$$

$$\sigma_s = 53,7 \text{ MPa}$$

$$\rho_s = 0,996 \text{ kg/m}^3$$

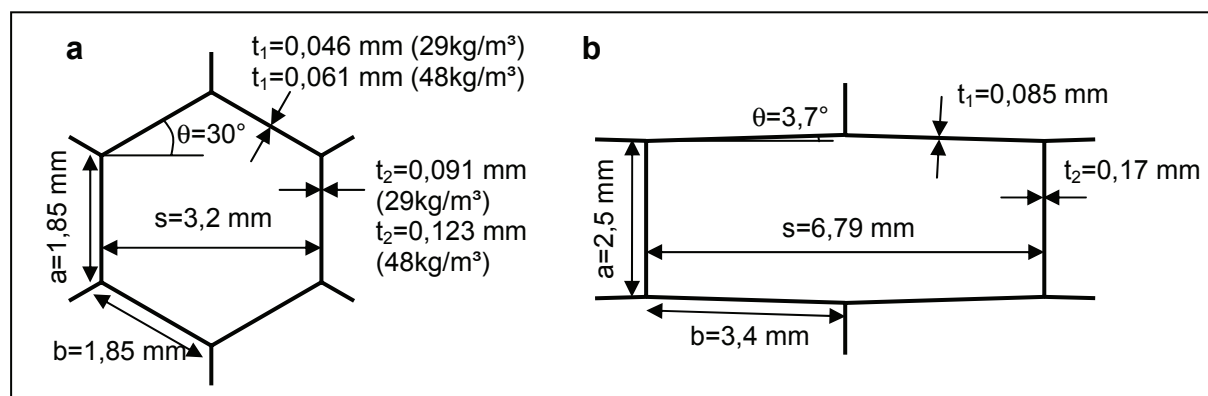


Bild 3.43: Geometriedaten der Honigwabenzellen: a) hexagonal, b) überexpandiert

Die meisten analytischen Berechnungsansätze befassen sich mit den elastischen Eigenschaften unter Normal- und Schubbelastung, sowohl in transversaler Richtung als auch in der Wabenebene. Diese Kennwerte allein sind für eine nichtlineare Materialmodellierung, wie sie für zahlreiche kurzzeitdynamische Lastfälle notwendig ist, unzureichend. Aus diesem Grund werden auch Berechnungsformeln für die Druckfestigkeit in Dickenrichtung sowie die darauf folgende Plateauspannung untersucht.

Elastische Eigenschaften:

In der Literatur sind zahlreiche Untersuchungen zu finden, die sich mit der analytischen Berechnung der orthotropen elastischen Eigenschaften von Honigwabenkernen befassen. Im Rahmen dieser Arbeit wurden 29 verschiedene Berechnungsansätze gegenübergestellt und verglichen, wobei bei einem Großteil der Ansätze nur einzelne und nicht alle neun unabhängigen Materialkennwerte behandelt werden. Die Grundlage der Berechnungen bilden in der Regel Energiebetrachtungen, geometrische Überlegungen oder empirische Ansätze. Für weitere Details sei auf die ausführlichen Überblicksarbeiten in [229]-[231] verwiesen. Die hier verwendeten Formeln und Berechnungsergebnisse sind im Anhang A4 und A5 detailliert aufgeführt. Hierbei ist zu betonen, dass diese Ansätze auf unterschiedlichen kinematischen Annahmen beruhen bzw. für eingeschränkte Werkstoffe gelten können, was bei einem Vergleich berücksichtigt werden muss. Die mit den 29 unterschiedlichen Ansätzen berechneten Steifigkeiten sämtlicher drei untersuchter Nomex[®]-Honigwaben sind in Bild 3.44 den experimentell ermittelten Ergebnissen gegenübergestellt. Jeder kleine schwarze Datenpunkt stellt hierbei ein analytisches Berechnungsergebnis dar. Durch die Lage der jeweiligen großen Datenpunkte, welche die Versuchswerte darstellen, kann abgelesen werden, wie nah die analytischen und experimentellen Werte zusammenliegen. Zunächst fällt hierbei eine große Streuung der Berechnungsergebnisse auf. Die Übereinstimmung der Werte ist größtenteils sehr schlecht, wobei die Versuchsergebnisse überwiegend unterschätzt werden. Lediglich die transversale Drucksteifigkeit E_T wird meist überschätzt, die beste Übereinstimmung ergab sich hier mit der Formel nach Meraghni et al. [232]:

$$E_T = \frac{tE_s(1 + 2\cos\alpha)}{2a\sin\alpha(1 + \cos\alpha)}. \quad (3.1)$$

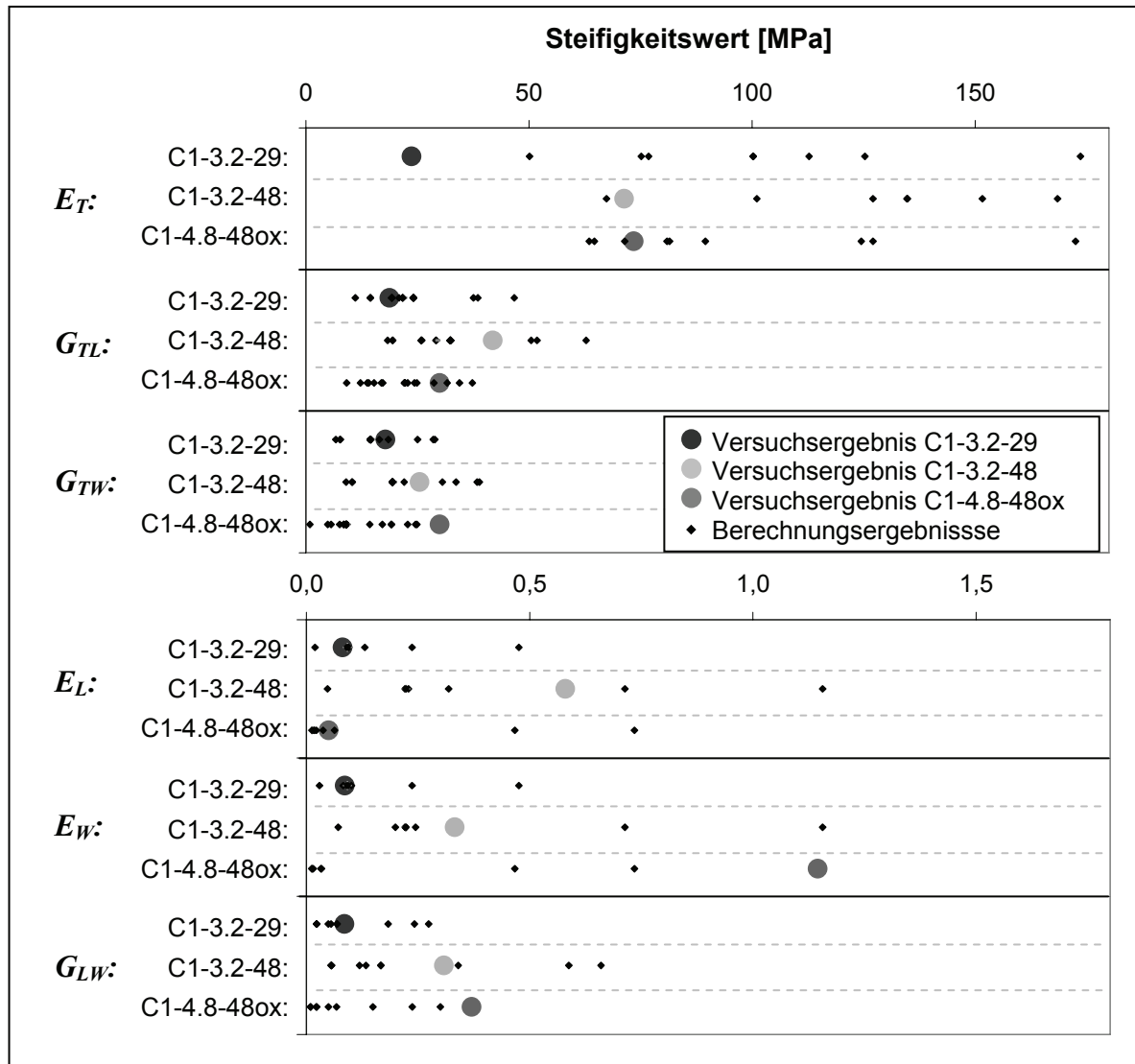


Bild 3.44: Gegenüberstellung der analytisch und experimentell ermittelten Normal- und Schubsteifigkeiten der untersuchten Nomex[®]-Honigwaben

Die gesamt betrachtete Übereinstimmung zeigt für die Wabe C1-3.2-29 noch die besten Werte, für die überexpandierte Wabe C1-4.8-48ox die schlechtesten, obwohl die Formeln für beliebige Hexagonalgeometrien aufgestellt wurden. Insgesamt lässt sich sagen, dass die analytischen Berechnungsformeln der Steifigkeiten höchstens für eine grobe Schätzung, nicht jedoch im Sinne einer genauen Materialmodellierung anwendbar sind. Ein Grund für die Ungenauigkeiten kann in der Vernachlässigung von Imperfektionen liegen, da die analytischen Formeln in der Regel von einheitlichen, idealen Geometrien ausgehen. Weiterhin können Ungenauigkeiten bei der Bestimmung der Materialkennwerte des Nomex[®]-Zellwandpapier nicht ausgeschlossen werden, die einen sehr großen Einfluss auf das Berechnungsergebnis haben.

Nichtlineares Verhalten:

Neben dem elastischen Verhalten besteht auch die Möglichkeit, das nichtlineare Strukturverhalten der Honigwaben analytisch zu erfassen. Bei transversaler Druckbelastung ergibt sich eine erste solche Nichtlinearität durch das Beulen der Zellwände. Das zugehörige Spannungsniveau darf jedoch nicht mit der Druckfestigkeit verwechselt werden, da trotz gebeulter Zellwände noch eine Laststeigerung möglich ist [233]. Zhang und Ashby [233] leiteten einen Ansatz für die Beulspannung von Hexagonalwaben mit einem Beulfaktor von $K = 5,73$ für eine feste Randeinspannung als obere Grenze bzw. $K = 3,29$ für eine momentenfreie Einspannung als untere Grenze her:

$$\sigma_{T,Beul} = \frac{5KE_s}{(1-\nu_s^2)\cos\theta(1+\sin\theta)}\left(\frac{t}{b}\right)^3. \quad (3.2)$$

Da sich die Realität zwischen diesen beiden Einspannbedingungen bewegt, wurde der Mittelwert gebildet und die Formel nach dem Dichteverhältnis umgestellt:

$$\sigma_{T,Beul} \approx 6E_s\left(\frac{\rho}{\rho_s}\right)^3. \quad (3.3)$$

Mit diesem Berechnungsansatz ergeben sich für sämtliche drei Nomex[®]-Honigwaben plausible Ergebnisse (Tabelle 3.2). Die analytisch ermittelten Beulspannungen liegen etwa 60-90% unterhalb der experimentell bestimmten Druckfestigkeit. In einem ähnlichen Verhältnis bewegte sich auch in den numerischen Untersuchungen der Beulbeginn im Vergleich zur Druckfestigkeit.

Tabelle 3.2: Vergleich der berechneten Beulspannung mit Druckfestigkeit

| Wabentyp: | Analytisch bestimmte Beulspannung [MPa]: | Experimentell bestimmte Druckfestigkeit [MPa]: |
|-------------|-------------------------------------------------|-------------------------------------------------------|
| C1-3.2-29 | 0,39 | 0,62 |
| C1-3.2-48 | 1,77 | 1,94 |
| C1-4.8-48ox | 1,77 | 2,04 |

In [233] wurde ein vergleichbarer Ansatz für das Schubbeulen unter Transversalschubbelastung aufgestellt. Der Vergleich mit den experimentell bestimmten Schubfestigkeiten zeigte eine ähnlich gute Übereinstimmung, was an dieser Stelle jedoch nicht weiter vertieft wird.

Plateauspannung:

Fan [234] gibt auf der Grundlage von Wierzbicki [235] eine Berechnungsformel für die Plateauspannung einer transversal komprimierten Honigwabe an:

$$\sigma_{T,Plateau} = 3,21\sigma_s \left(\frac{\rho}{\rho_s} \right)^{5/3} . \quad (3.4)$$

Der Vergleich der hiermit gewonnenen Berechnungsergebnisse mit den Versuchsdaten in Tabelle 3.3 zeigt tendenziell eine geringfügige Überschätzung, wenngleich die Übereinstimmung insgesamt relativ gut ist. Ähnliche Berechnungsformeln nach Gibson und Ashby [10] für die Plateauspannung in der Wabenebene

$$\sigma_{L,Plateau} = \sigma_s \left(\frac{t}{b} \right)^2 \frac{1}{2 \left(\frac{a}{b} + \sin \theta \right) \sin \theta}, \quad \sigma_{W,Plateau} = \sigma_s \left(\frac{t}{b} \right)^2 \frac{1}{2 \cos^2 \theta} \quad (3.5)$$

führen zu einer vergleichbaren Übereinstimmung (Tabelle 3.3).

Tabelle 3.3: Vergleich der berechneten Plateauspannungen mit Versuchsdaten

| Wabentyp: | Analytisch bestimmte Plateauspannung [MPa]: | | | Experimentell bestimmte Plateauspannung [MPa]: | | |
|-------------|---------------------------------------------|------|------|------------------------------------------------|-------|------|
| | L | W | T | L | W | T |
| C1-3.2-29 | 0,02 | 0,02 | 0,47 | 0,01 | 0,01 | 0,32 |
| C1-3.2-48 | 0,04 | 0,04 | 1,10 | 0,04 | 0,034 | 1,10 |
| C1-4.8-48ox | 0,17 | 0,01 | 1,1 | 0,03 | 0,03 | 0,84 |

Wird exemplarisch ein Spannungs-Dehnungs-Diagramm für die Wabe C1-3.2-48 mit

- der Transversalsteifigkeit nach Meraghni et al. [232],
- der Beulspannung nach Zhang und Ashby [233] unter Vernachlässigung einer weiteren Laststeigerung,
- der Plateauspannung nach Fan [234] und
- einer typischen maximalen Stauchung von 70% vor dem Kompaktierungsbeginn

gebildet, so ergibt sich eine relativ gute Vergleichbarkeit zu den experimentellen und numerischen Kurven mit größeren Abweichungen bei großen Stauchungen (Bild 3.45).

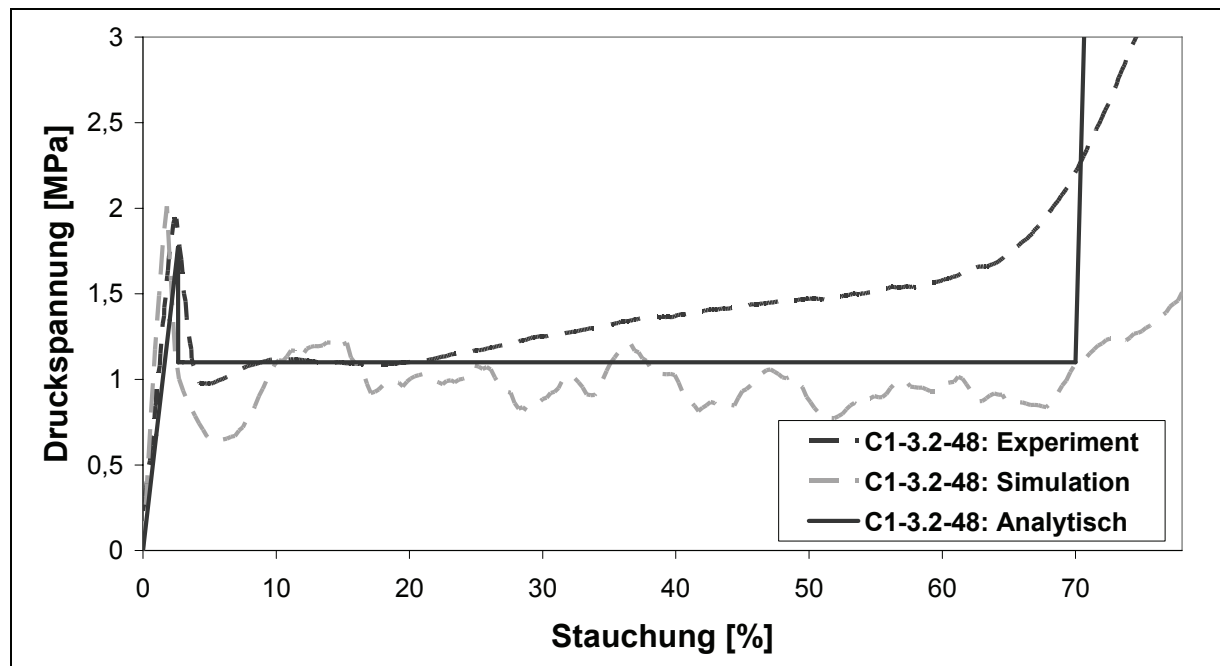


Bild 3.45: Vergleich der experimentellen, numerischen und analytischen Druckspannungs-Stauchungs-Verläufe der hexagonalen Wabe C1-3.2-48

3.4 Bewertung der Ergebnisse

Die vollständige mechanische Charakterisierung von Kernstrukturen mit einer Hexagonalwaben- oder neuartiger Falzwabengeometrie, wie sie für die Modellierung und Strukturberechnung von Sandwichkonstruktionen erforderlich ist, ist in der Regel ein aufwändiges Unterfangen. Der Vergleich der drei untersuchten Methoden führt zu dem Ergebnis, dass die analytische Kennwertermittlung die größten Ungenauigkeiten aufweist und höchstens für grobe Abschätzungen angewendet werden sollte. Der numerische Ansatz mit virtuellen Werkstoffprüfungen stellte sich als vielversprechende Alternative zu Experimenten heraus, da hiermit insbesondere im Fall der Aramidpapier-Waben eine sehr gute Abbildung der realen Zellwanddeformationen und der daraus resultierenden effektiven Spannungs-Dehnungs-Beziehungen möglich ist. Hierbei ist jedoch zu bedenken, dass die Berücksichtigung von Imperfektionen und die adäquate Wahl der Zellwandmaterialkennwerte das Berechnungsergebnis entscheidend beeinflussen. Vollständig ersetzen sollten derartige virtuelle Materialprüfungen reale Experimente nicht, da zu Validierungszwecken eine gewisse Versuchsdatenbasis vorliegen sollte. Jedoch kann der Vorteil dieser Simulationen in Parameterstudien oder Optimierungen der Wabengeometrie etwa im Rahmen der Weiter-

entwicklung der Falzwaben liegen, die insbesondere auf Grundlage einer parametrischen Mesomodellgenerierung mit einem wesentlich geringeren Aufwand bewerkstelligt werden können, als es auf rein experimentelle Weise möglich wäre.

3.5 Materialmodellierung der Wabenkerne in LS-DYNA

Als Ergebnis dieses Kapitels, in welchem sowohl das mechanische Verhalten als auch die effektiven Materialkennwerte bestimmt wurden, kann die Modellierung von Wabenkernen in Sandwichstrukturen für verschiedene Modellierungsansätze unterschiedlicher Detaillierung abgeleitet werden.

Wird die Sandwichstruktur auf Mesoebene mit einem detaillierten Kernmodell abgebildet, so können die bereits entwickelten Mesomodelle direkt übernommen werden. Es sind lediglich Deckschichten hinzuzufügen und diese über eine Kontaktformulierung mit den Rändern der Kernstruktur zu verbinden. Dies wird in Kapitel 7.2 umgesetzt.

Im Fall einer Homogenisierung des Kerns mit Volumenelementen (Shell-Solid-Shell-Ansatz), wie sie in Kapitel 5, 7.1 und 7.3 zur Anwendung kommt, wird das Materialmodell MAT126 in LS-DYNA benutzt. Die als Eingabedaten benötigten Spannungs-Dehnungs-Kurven unter Normal- und Schubbelastung in den drei Hauptmaterialrichtungen können dabei diesem Kapitel entsprechend auf experimentelle, numerische oder analytische Weise bestimmt werden. In dieser Arbeit wurden für die Honigwaben die experimentellen und für die Falzwaben aufgrund mangelnder Versuchsdaten hauptsächlich die numerisch bestimmten Kurven verwendet. Da in MAT126 ein Dehnrateneffekt implementiert ist, konnte für die Honigwaben entsprechend der Versuchsdaten in Bild 3.20 ein lastratenabhängiger Skalierungsfaktor definiert werden.

Im Fall einer reinen Schalenmodellierung (Layered Shell) der Sandwichstruktur ist es möglich, das mechanische Verhalten des Kerns mit dem FKV-Materialmodell MAT54 anzunähern, welches auch für die Deckschichten verwendet wird. Hiermit kann sowohl der Orthotropie als auch dem elastisch-plastischen Verhalten in Wabenebene Rechnung getragen werden. Jedoch kann mit diesem Materialmodell kein Schubversagen des Kerns oder ein Dehnrateneffekt abgebildet werden, was die Möglichkeiten dieses Ansatzes stark einschränkt. Daher wird in Kapitel 6 ein benutzerdefiniertes Materialmodell entwickelt, welches diese Nachteile aufhebt und in Kapitel 6.3 sowie 7.3 zur Anwendung kommt.

4 Charakterisierung des mechanischen Verhaltens von GFK/Honigwaben-Sandwichstrukturen

Ein im Flugzeugbau weit verbreiteter Sandwichverbund besteht aus dem im vorigen Kapitel betrachteten Nomex[®]-Honigwabenkern und GFK-Deckschichten auf Phenolharzbasis. Diese Strukturen werden im gesamten Kabinenbereich etwa für Verkleidungen, Trennwände oder Gepäckfächer verwendet. Im Folgenden wird das Versagensverhalten derartiger Sandwichverbunde mit dem Ziel einer adäquaten Materialmodellierung untersucht. Da die Kernstruktur bereits charakterisiert wurde, wird an dieser Stelle zunächst speziell auf das Deckschichtmaterial eingegangen.

4.1 GFK-Deckschichtmaterial

Das Deckschichtmaterial der in dieser Arbeit schwerpunktmäßig untersuchten Sandwichstrukturen besteht aus einem GF/PF-Verbundwerkstoff. Hierbei handelt es sich um E-Glasfasern in einer Phenolharzmatrix nach ABS5047-08 [236] mit einem Flächengewicht von 620 g/m² und einem Harzgewichtsanteil von 53%. Dies ist ein Standardmaterial für Flugzeugkabinenanwendungen. Durch den hohen Harzanteil eignet es sich für die Verarbeitung als Deckschicht einer Sandwichstruktur ohne zusätzlichen Klebstoff. Die Glasfasern liegen in Form eines Gewebes mit einer Atlasbindung 1/7 und einer Fadendichte von 22 Fäden pro cm in Kettrichtung und 21 Fäden pro cm in Schussrichtung vor [237].

4.1.1 Experimentelle Kennwertermittlung

Um die mechanischen Eigenschaften unter Druck-, Zug- und Schubbelastung zu ermitteln, wurden aus solchen GF/PF-Prepregs 6- bzw. 8-lagige Probenplatten in einer Heizpresse bei einer Temperatur von 135°C und einem Druck von 2,0 bar in einem Aushärtezyklus von 90 min hergestellt. Im Gegensatz zu den weit verbreiteten Epoxidharzen handelt es sich bei der Polymergewinnung von Phenolharzen um eine Polykondensationsreaktion aus Phenol und Formaldehyd, wobei als Nebenprodukt Wasser abgespalten wird. Da dieses Wasser nicht immer vollständig abgeführt werden kann, bilden sich in dem Material oftmals Poren [238], die auch im Schlibbild der hier behandelten Probenplatte deutlich zu erkennen sind (Bild 4.1a).

Spray zur Minimierung der Reibung zwischen den Stahlzylindern benutzt wurde. Das Versagen trat wie gewünscht jeweils im mittleren Probenbereich und nicht an der Einspannstelle auf. Die resultierenden Spannungs-Dehnungs-Kurven sind mit den Versuchsergebnissen in Bild 4.2 dargestellt. Die mittleren Kennwerte in Kettrichtung liegen tendenziell höher als in Schussrichtung (Druckfestigkeit um 3,9%, Elastizitätsmodul um 10,8%), wobei eine relativ große Streuung der Versuchskurven auffällig ist. Der Elastizitätsmodul wurde dabei folgendermaßen berechnet:

$$E_D = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \text{ im Kraftbereich } 1/10 \text{ bis } 1/2 \text{ der Bruchlast (nach DIN EN 2850).} \quad (4.2)$$

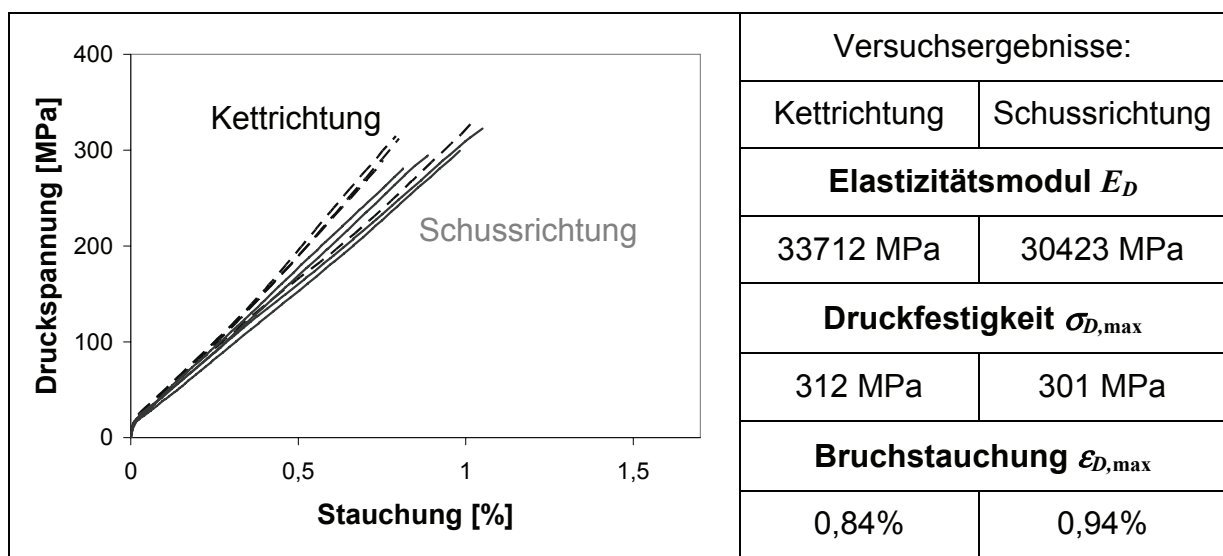


Bild 4.2: Ergebnisse der quasi-statischen Druckversuche an GF/PF-Proben

Zugeigenschaften:

Auch die Zugeigenschaften wurden getrennt in Kett- und Schussrichtung nach DIN EN ISO 527-4 [241] geprüft. Die Prüfbedingungen und Probenabmessungen sind dem Anhang A6 zu entnehmen. Im Hinblick auf die Bestimmung der Querkontraktionszahl wurden zwei Dehnungsmessstreifen längs und quer zur Lastrichtung aufgebracht. Die Zugproben versagten jeweils im mittleren Probenbereich. Die Versuchsergebnisse mit den zugehörigen Spannungs-Dehnungs-Kurven sind in Bild 4.3 zusammengefasst. Die Berechnung des Elastizitätsmoduls erfolgte dabei auf folgender Grundlage:

$$E_Z = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \text{ im } \varepsilon\text{-Bereich } 0,05\% \text{ bis } 0,25\% \text{ (nach DIN EN ISO 527-4).} \quad (4.3)$$

Es bestätigte sich das Resultat der Druckversuche, dass die mechanischen Eigenschaften in Kettrichtung höher als in Schussrichtung sind (Zugfestigkeit 8,3%, Elastizitätsmodul 7,4%), was an dieser Stelle neben einer eventuell geringeren Ondulation der Kettfäden primär auf die 5% höhere Fadendichte in Kettrichtung zurückgeführt wird. Die Spannungs-Dehnungs-Kurven sind mit einer bedeutend geringeren Streuung behaftet als bei den Druckversuchen, und die ermittelten Steifigkeitswerte stimmen wesentlich besser mit dem Datenblattwert von 25000 MPa [237] überein. Die ermittelten Druckmoduln liegen hier weit höher, was den Schluss zulässt, dass möglicherweise Reibungsphänomene innerhalb der Celanese-Prüfvorrichtung zu einer Verfälschung der Versuchsergebnisse im Fall der Druckprüfungen geführt haben. Daher wurden im Weiteren ausschließlich die Ergebnisse der Zugversuche verwendet.

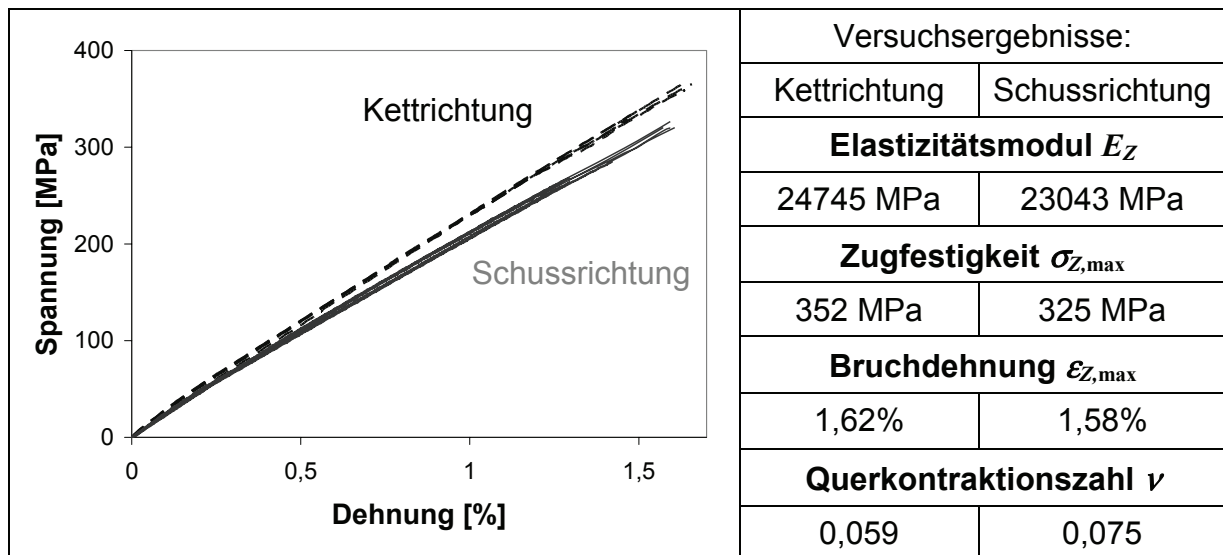


Bild 4.3: Ergebnisse der quasi-statischen GF/PF-Zugversuche

Schubeigenschaften:

Die Schubeigenschaften wurden mit Hilfe von $\pm 45^\circ$ -Zugversuchen nach DIN EN 6031 [242] bestimmt (Prüfbedingungen siehe Anhang A6), d.h. es wurden Proben mit einer symmetrischen Lagenorientierung von $\pm 45^\circ$ auf Zug belastet und die Verformung mittels Dehnungsmessstreifen parallel (ε_0) und senkrecht (ε_{90}) zur Lastrichtung aufgenommen. Die Schubspannung und Schubverzerrung sowie letztlich der Schubmodul berechnen sich dabei nach DIN EN 6031 aus der Kraft und den Probenabmessungen:

$$\tau = \frac{1}{2} \cdot \frac{F}{bt} \quad \gamma = \varepsilon_0 - \varepsilon_{90} \quad G = \frac{\Delta\tau}{\Delta\gamma} \quad \text{im } \varepsilon_0\text{-Bereich } 0,05\% \text{ bis } 0,25\%. \quad (4.6)$$

Sämtliche Proben versagten erwartungsgemäß durch einen Materialbruch unter 45° zur Lastrichtung. Die zugehörigen Spannungs-Dehnungs-Kurven zeigen dabei einen charakteristischen Verlauf, der sich durch einen linear-elastischen Anfangsbereich gefolgt von einem ausgeprägten plastischen Bereich bis zum Materialversagen auszeichnet (Bild 4.4).

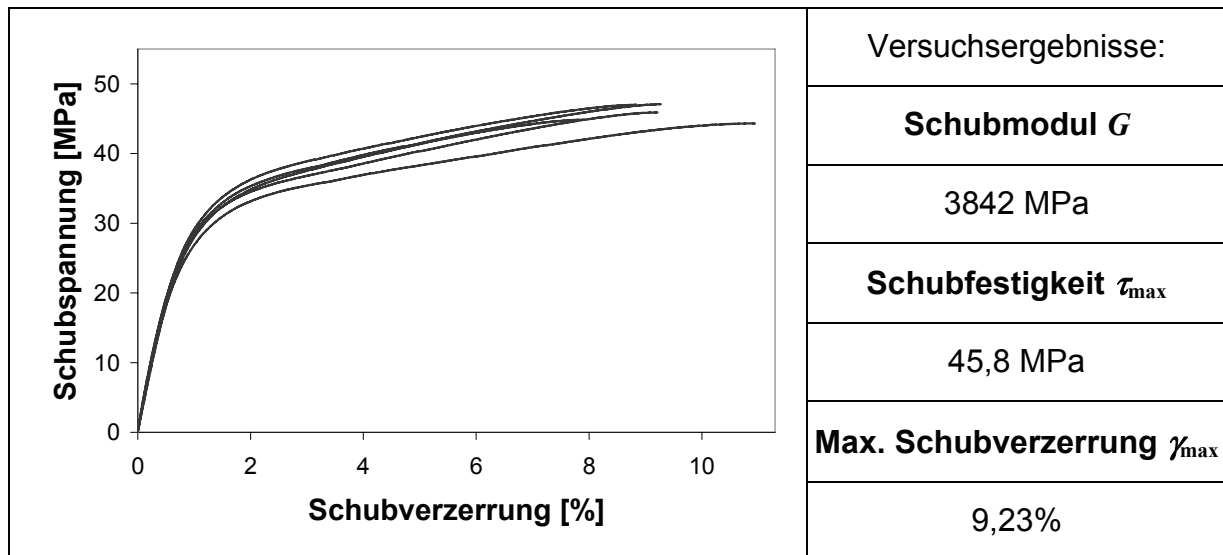


Bild 4.4: Ergebnisse der quasi-statischen $\pm 45^\circ$ -Zugversuche an GF/PF-Proben

4.1.1.2 Einfluss der Lastgeschwindigkeit

Über die Kennwerte der quasi-statischen Versuchsserien hinaus ist es für dynamische Simulationsrechnungen beispielsweise von Crashvorgängen von großer Bedeutung, Informationen zum dehnratenabhängigen Werkstoffverhalten zu haben. Da bereits für andere glasfaserverstärkte Kunststoffe ein ausgeprägter Dehnrateneffekt nachgewiesen werden konnte [221], [243]-[248], wurden auch mit dem hier behandelten GF/PF-Material dynamische Versuche am Fallturmprüfstand des IVW durchgeführt (siehe Anhang A7). Hierbei wurden sowohl die Zugeigenschaften in Kett- und Schussrichtung als auch die Schubeigenschaften im mittleren, für die kurzzeitdynamische Belastung von Flugzeugkabinenkomponenten relevanten Dehnratenbereich bis 50 s^{-1} untersucht. Für die Dehnungsmessung wurde an dieser Stelle ein optisches Messverfahren verwendet, bei dem die Oberfläche der Proben mit einem kontrastreichen Muster versehen wurde. Grundlage für die Prüfungen waren Proben mit gleichen Abmessungen wie in der quasi-statischen Versuchsserie. Es wurden die

zwei Dehnraten 10 s^{-1} (Auftreffgeschwindigkeit $1,5 \text{ m/s}$) und 50 s^{-1} (Auftreffgeschwindigkeit $7,5 \text{ m/s}$) umgesetzt. Obwohl kurzzeitdynamische Belastungen und insbesondere Impact-Szenarien immer mit Materialschwingungen zusammenhängen und diese daher nicht als Rauschen bezeichnet werden können [249], wurden SAE 300 Filter auf die Ergebniskurven angewendet, um die Vergleichbarkeit mit den quasi-statischen Daten zu gewährleisten. Die resultierenden Spannungs-Dehnungs-Kurven zeigen Bild 4.5 und Bild 4.6. Es ist ein ausgeprägter Dehnrateneffekt sowohl bezüglich des Zugverhaltens als auch des Schubverhaltens erkennbar. Die durchschnittliche Zugfestigkeit bei einer Dehnrate von 50 s^{-1} steigt im Vergleich zu dem quasi-statischen Wert um 88%. Die Zugfestigkeit in Abhängigkeit der Dehnrate wurde in Bild 4.7 in einem Dehnratendiagramm mit logarithmischer Abszisse aufgetragen. Dieser Verlauf mit einer geringen Steigung bei mittleren Dehnraten und einer stark zunehmenden Steigung bei hohen Dehnraten wurde für vergleichbare Glasfaserverbundwerkstoffe auch in [244], [250]-[254] dokumentiert. Auch die Bruchdehnung steigt bei zunehmender Lastgeschwindigkeit, was typisch für GFK ist, während sie bei CFK in der Regel konstant bleibt und bei AFK sinkt [245], [252], [253]. Die Steifigkeit scheint ebenfalls zuzunehmen, jedoch konnte wegen Restschwingungen trotz Datenfilterung kein Elastizitätsmodul zu Vergleichszwecken bestimmt werden, weshalb dieser Effekt nicht weiter quantifiziert wurde.

Auch bezüglich des Schubverhaltens führen hohe Lastraten zu einer Zunahme des Spannungsniveaus. Die Zunahme der Schubfestigkeit betrug bei einer Dehnrate von 50 s^{-1} 33%. Es ist ebenfalls eine tendenzielle Zunahme des Schubmoduls erkennbar, doch auch hier wurde der Effekt wegen Restschwingungen nicht weiter ausgewertet. Die maximale Schubverzerrung vor Probenversagen lag bei sämtlichen Versuchen annähernd im gleichen Bereich und scheint nicht von der Dehnrate abhängig zu sein. Die Erklärung des Dehnrateneffekts bei Verbundwerkstoffen ist aufgrund der komplexen Interaktion von Verstärkungsfasern und Matrixphase nicht trivial, so dass auch in der Literatur unterschiedliche Theorien zu finden sind. Zum einen wird eine Veränderung des Versagensmechanismus mit einem zunehmenden Grenzflächenversagen zwischen Faser und Matrix bei höheren Lastraten angeführt [244], [254]. Zum anderen heißt es in [244], dass die Viskoelastizität des Harzes die Ursache für den Dehnrateneffekt ist, während das Materialverhalten von Glasfasern als dehnratenunabhängig eingestuft wird. Dies steht im Widerspruch zu [255], wo quasi-

statische und dynamische Versuche im Dehnratenbereich 10^{-4} bis 1100 s^{-1} an reinen E-Glasfaserbündeln durchgeführt wurden, und eine Dehnratenabhängigkeit mit einer Zunahme der Bruchdehnung von fast 300% beobachtet wurde. Auch in [256] wurde ein ausgeprägter Dehnrateneffekt an GF/EP-Proben und reinen E-Glasfaserbündeln ermittelt, während reine Epoxidharzproben im Dehnratenbereich von 10^{-6} bis 30 s^{-1} keine Festigkeitszunahme zeigten. Dort wurde der Dehnrateneffekt des Verbundmaterials der Festigkeitszunahme der Glasfasern zugeschrieben. Diese Erklärung scheint sich auch durch die Untersuchungen in dieser Arbeit zu bestätigen, zumal

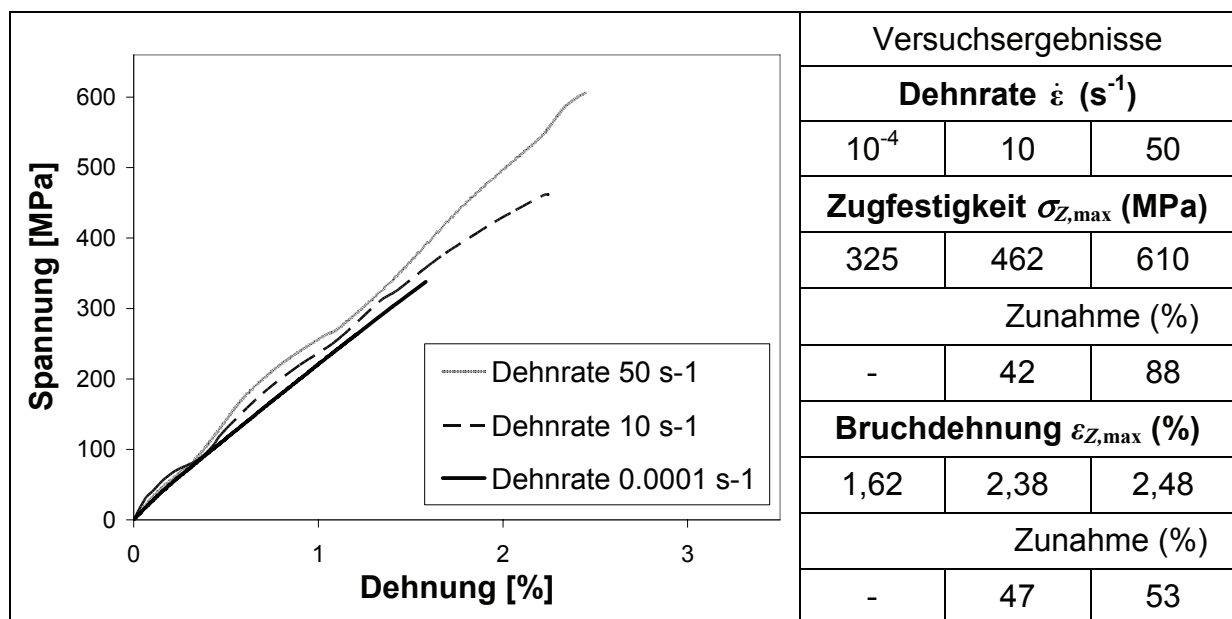


Bild 4.5: Einfluss der Dehnrate auf das GF/PF-Zugverhalten (Schussrichtung)

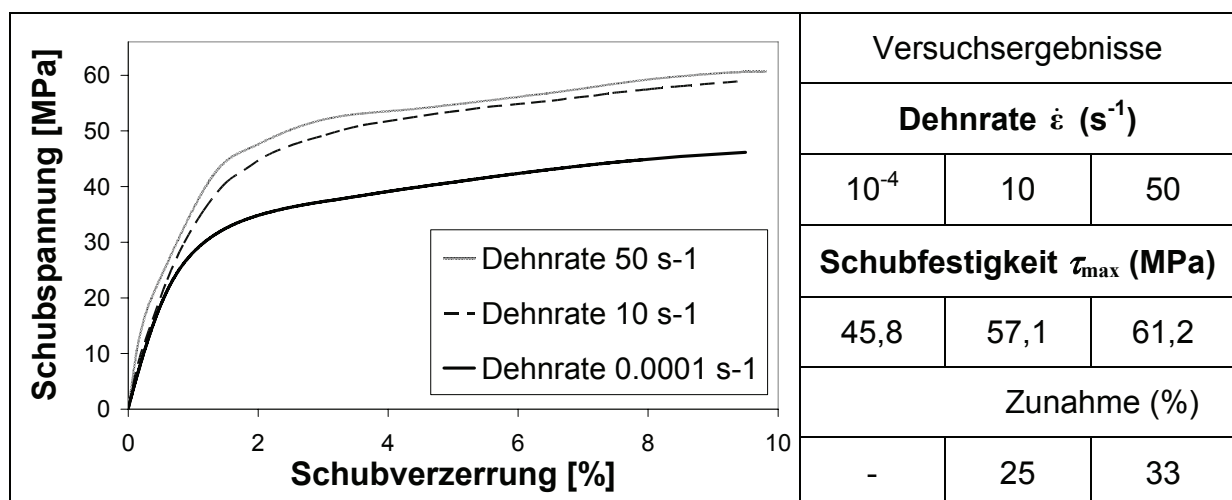


Bild 4.6: Einfluss der Dehnrate auf das GF/PF-Schubverhalten

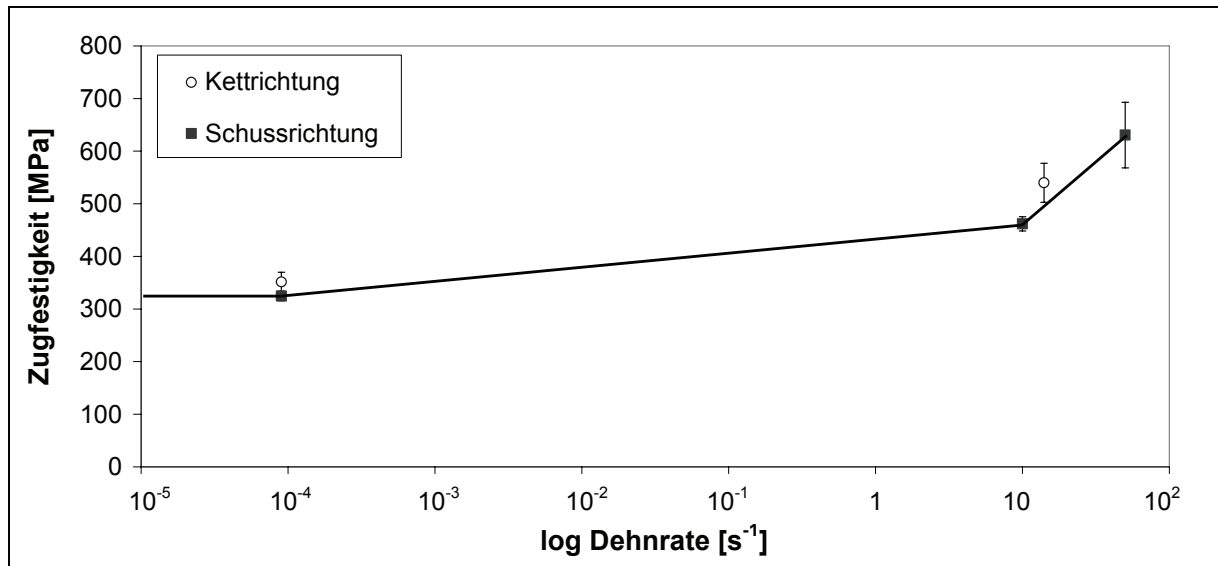


Bild 4.7: Zugfestigkeit des GF/PF-Materials in Abhängigkeit der Dehnrate

auch hier E-Glasfasern verwendet wurden. Weiterhin wird die Theorie durch die Tatsache gestützt, dass der Dehnrateneffekt bei Schubbeanspruchung geringer als bei Zugbelastung ist, da das Schubverhalten von Verbundwerkstoffen generell weniger faserdominiert ist als das Zugverhalten.

4.1.2 Materialmodellierung von GF/PF in LS-DYNA

Aufgrund der sehr geringen Deckschichtdicken der hier behandelten Sandwichstrukturen und der Vernachlässigung ausgeprägter Belastungen in Dickenrichtung ist die Annahme eines ebenen Spannungszustands vertretbar, so dass eine Modellierung mit Schalenelementen, in diesem Fall vom Typ Belytschko/Tsay [117], erfolgen kann. An das Materialmodell der GF/PF-Deckschichten werden gemäß der experimentell ermittelten Charakteristika folgende Bedingungen gestellt:

- Orthotropie: Unterscheidung der Eigenschaften in Kett- und Schussrichtung
- Unterschiedliche Festigkeiten für Zug- und Druckbelastung
- Plastizität beim Schubverhalten
- Dehnrateneffekt: Festigkeitserhöhung bei steigender Lastrate

In dieser Arbeit wurde das linear-elastisch perfekt-plastische MAT54 verwendet, da hier neben einem implementierten Crashfront-Algorithmus [122] auch eine besonders vorteilhafte Auswertbarkeit des Schädigungszustands über History Variablen ermöglicht wird. Dieses Materialmodell ist ursprünglich für UD-Schichten und nicht für Gewebe vorgesehen, geht also von einer Faserrichtung mit sprödem Verhalten und ei-

ner Matrixrichtung mit duktilem Verhalten aus. Für die Kett- und Schussrichtung des Gewebes soll das Materialverhalten jedoch identisch sein. Um dies zu erzielen, kann mit Hilfe der Bruchdehnungen $DFAIL_x$ ein sprödes Verhalten in beiden Materialrichtungen erreicht werden. Wird für den Schubinteraktionsparameter $\beta = 1$ gewählt (siehe Gleichung 2.15), so wird in beiden Materialrichtungen ein einheitliches Zugversagenskriterium angesetzt. Unter Verwendung der experimentell ermittelten Materialparameter kann auf diese Weise das Materialverhalten gut angenähert werden (Bild 4.8). Die einzige Einschränkung betrifft das Druckversagenskriterium, welches sich in beiden Richtungen unterscheidet. Im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Vergleichsrechnungen mit dem auf der Kontinuumschädigungsmechanik basierenden MAT58 (ohne SLIM Parameter) [257], welches hierfür ebenfalls geeignet ist, führten zu keiner Verbesserung hinsichtlich der Berechnungsergebnisse. Vielmehr kam es durch das Entfestigungsverhalten im Nachversagensbereich, d.h. durch eine negative Steigung im Spannungs-Dehnungs-Diagramm, zu damit verbundenen Lokalisationseffekten [258], [259], welche einen negativen Einfluss auf das Rechenergebnis haben.

Den ausgeprägten Dehnrateneffekt, welcher experimentell nachgewiesen wurde, kann MAT54 nicht abbilden, da hier keine Ratenabhängigkeit implementiert ist. In der Materialmodellbibliothek von LS-DYNA gibt es nur ein Materialmodell für Verbundwerkstoffe, die mit Schalenelementen modelliert sind, in dem ein Dehnrateneffekt abbildbar ist: MAT158 (*MAT_RATE_SENSITIVE_COMPOSITE_FABRIC). Dieses basiert auf den gleichen Berechnungsgrundlagen wie MAT58, verfügt aber zusätzlich über einen Lastrateneffekt. Hierbei wird ein Spannungstensor aufgrund des Dehnrateneinflusses berechnet, der dem dehnratenunabhängigen Spannungstensor überlagert wird. Dies erfolgt auf Grundlage eines generalisierten Maxwell-Ansatzes, d.h. ein

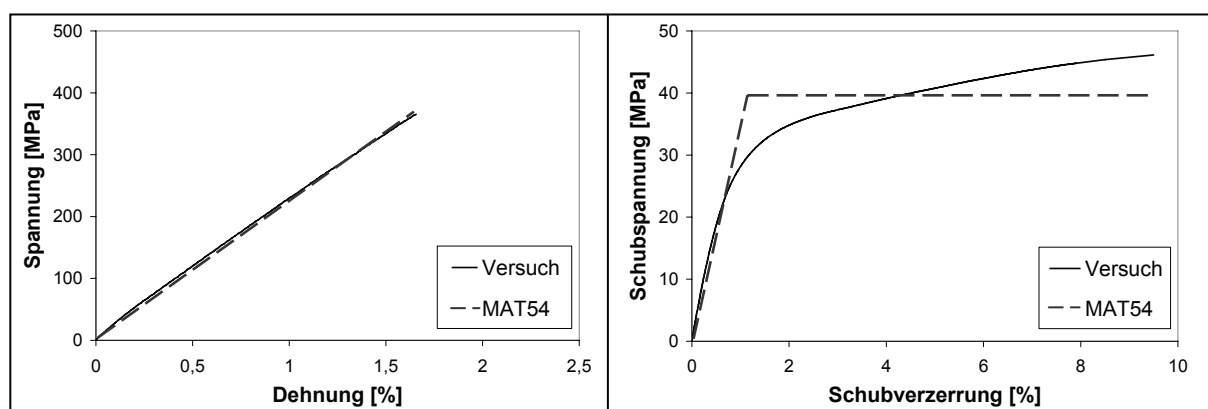


Bild 4.8: Abbildung des a) Zug- und b) Schubverhaltens von GF/PF mit MAT54

linear-viskoelastisches Verhalten wird durch die Parallelschaltung von Feder-Dämpfer-Ersatzelementen dargestellt [260], [261]. Der elastische Anteil wird jeweils mit Hilfe einer Feder der Steifigkeit G und das viskose Verhalten durch einen Dämpfer mit dem Dämpfungsfaktor $BETA$ beschrieben. Bei MAT158 sind es maximal sechs dieser Feder-Dämpfer-Elemente. Um die Parameter für das dehnratenabhängige Materialmodell zu bestimmen, wurde das Optimierungstool Altair HyperStudy [262] verwendet. Die Grundlage bildeten dabei die Zug- und Schubspannungskurven bei drei unterschiedlichen Dehnraten. Es wurde ein Parametersatz für das Materialmodell MAT158 gesucht, welcher diese sechs dehnratenabhängigen Spannungskurven am besten abbilden kann. Die Parameter waren in diesem Fall die Kennwerte der sechs Maxwell-Elemente (sechs Werte G_i und sechs Werte $BETA_i$) sowie der Elastizitätsmodul E und der Exponent m_i der Weibull-Funktion, welche im Rahmen der Kontinuumschädigungsmechanik die Steifigkeitsdegradation beschreibt [263], [264]. Gegenstand der Untersuchung waren Ein-Element-Simulationen, wobei jeweils ein einzelnes Schalenelement mit der entsprechenden Dehnraten auf Zug oder Schub beansprucht wurde. Als Ergebnis dieser Untersuchung musste festgestellt werden, dass es nicht möglich ist, einen Parametersatz zu finden, der alle Spannungskurven bei allen Dehnraten hinreichend genau abbilden kann. Die Abweichungen bei hohen Dehnraten lagen im Bereich von mehreren Größenordnungen. In [117] heißt es, dass mit diesem viskoelastischen Ansatz nur dehnratenbedingte Spannungserhöhungen von bis zu 15% korrekt abgebildet werden können, hier liegen die Erhöhungen jedoch bei bis zu 88%. An dieser Stelle wäre eine ratenabhängige Skalierung der Festigkeiten ein erster einfacher Schritt, die etwa im Materialmodell MAT161 (*MAT_COMPOSITE_MSC) umgesetzt wurde [265]. Dieses kann jedoch nur für Volumenelemente verwendet werden. Da es folglich weder mit MAT54 noch mit MAT158 möglich ist, den Dehnrateneffekt korrekt abzubilden, konnte dieser nicht in der Materialmodellierung der GF/PF-Deckschichten implementiert werden. Hier besteht der Bedarf einer Weiterentwicklung der FKV-Materialmodelle in LS-DYNA hinsichtlich einer dehnratenabhängigen Skalierung der Festigkeit. Einen ersten Ansatz für eine solche Erweiterung für MAT54 entwickelten Starke et al. [266], der jedoch nicht im kommerziellen LS-DYNA Code implementiert ist. An dieser Stelle kann die Vernachlässigung eines Dehnrateneffekts akzeptiert werden, da es bei Kabinenkomponenten im Crashlastfall nur sehr lokalisiert zu Lastraten über 1 s^{-1} kommt, bei denen der Einfluss signifikant ist.

4.2 Fertigungsverfahren des Sandwichverbunds

Nachdem die Eigenschaften von Deckschichtmaterial und Wabenkern getrennt bestimmt wurden, soll im Folgenden der Sandwichverbund analysiert werden. Charakteristisch für die hier behandelten GF/PF-Nomex[®]-Sandwichstrukturen ist der Fertigungsprozess, in welchem die harzreichen Deckschicht-Prepregs ohne zusätzlichen Klebstoff im Autoklav unter Temperatur und Druck mit dem Kern verbunden werden (Co-Curing). Hierbei liegt die Deckschicht der einen Sandwichseite auf dem Formteil auf, welches in der Praxis eine komplexe Geometrie aufweisen kann, während die andere Sandwichseite in Vakuumfolie verpackt wird (Bild 4.9). Das Ziel besteht darin, die Viskosität des Harzes unter Temperatureinwirkung im Autoklav so weit zu senken, dass es partiell in die Wabe fließt und eine Kehlnahtverklebung ausbildet. Durch den Autoklavdruck werden die Deckschichten auf den Wabenkern gepresst, wodurch der Bildung von Poren entgegengewirkt wird. Da ihnen jedoch nur im Bereich der Zellstege Widerstand geboten wird, werden die Deckschichten hier im Gegensatz zu den freien Wabenzellen besonders komprimiert. Auf der Vakuumfolienseite werden sie aufgrund des fehlenden Widerstands sogar in die Zellen gedrückt, was durch die charakteristische Form als Telegraphing-Effekt [267] bezeichnet wird (Bild 4.10). Hieraus ergibt sich der Nachteil dass die Deckschichten uneben sind, keine einheitliche Dicke aufweisen, und der Faservolumengehalt sowie die Dicke durch den Harzfluss in die Wabe nicht mehr mit dem Ausgangsprepreg übereinstimmen. Auch die Wabe wird durch den Herstellungsprozess beeinflusst, da zusätzliches Harz in die Zellen fließt, und die Kehlnähte eine Versteifung bewirken [65]. Dieser Einfluss auf die Deckschichten und den Wabenkern im Sandwichverbund soll im Folgenden charakterisiert werden.

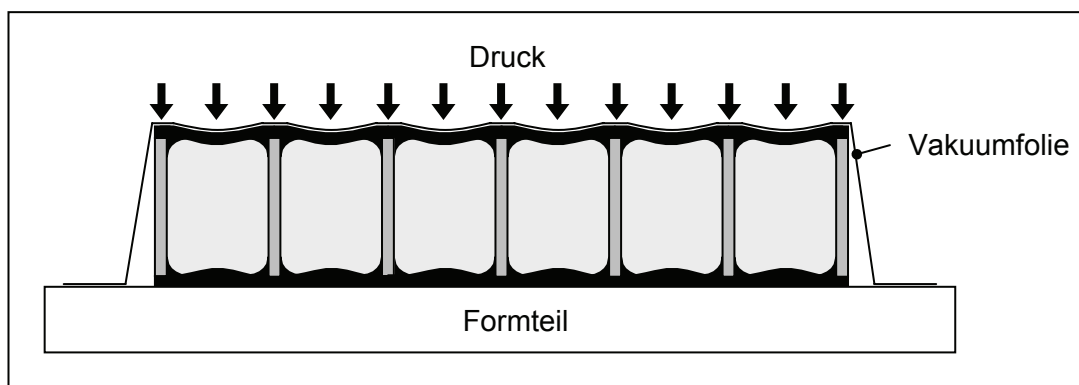


Bild 4.9: Illustration der Sandwichherstellung im Autoklav

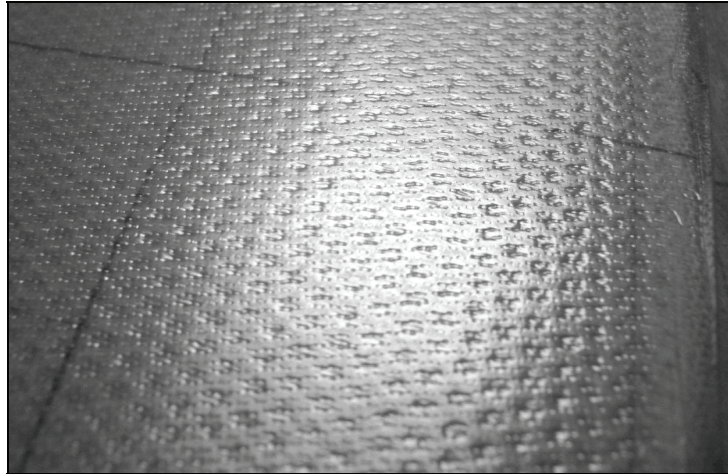


Bild 4.10: Telegraphing-Effekt: Unebene Deckschicht des GF/PF-Nomex[®]-Sandwich

Die Sandwichproben der folgenden Untersuchungen wurden aus Prototypen von Flugzeugkabinenkomponenten des Herstellers Comtas entnommen, d.h. es handelt sich um Proben aus der tatsächlichen industriellen Fertigung anstatt um Laborproben. Kern- und Deckschichtmaterial entsprechen den in Kapitel 3.1.1 und Kapitel 4.1 beschriebenen Werkstoffen.

4.3 Mikroskopische Untersuchung des Sandwichverbunds

Zunächst wurden Schliffbilder angefertigt, um Erkenntnisse über den Einfluss des Herstellungsverfahrens auf die Sandwichstruktur und die Ausbildung der Kehl-nahtverklebungen zu gewinnen. Hierbei wurde zum einen der Unterschied zwischen Formteil- und Vakuumfolienseite und zum anderen der Einfluss der Deckschichtdicke untersucht. Bild 4.11 und Bild 4.12 zeigen derartige Schliffbilder, wobei die Kehl-nähte in den Lichtmikroskopieaufnahmen markiert wurden. Es zeigt sich, dass die Kehl-nähte bei den dickeren Deckschichten wesentlich größer ausgebildet sind, was an der größeren Harzmenge liegt, die aus den Prepregs in die Wabe fließen kann. Damit wird die Wabe stärker gestützt, was nach [268] die Steifigkeitseigenschaften des Sandwichverbunds beeinflusst. Außerdem erhöht sich nach [269]-[271] durch größere Kehl-nähte die Festigkeit der Klebeverbindung zwischen Kern und Deckschicht. Die Untersuchungen in diesen Studien wurden jedoch an idealen Kehl-nahtgeometrien anhand von Laborproben durchgeführt und berücksichtigen keine Asymmetrien. In der industriellen Praxis werden jedoch häufig komplexe Geometrien gefertigt, so

dass es sich nicht vermeiden lässt, dass Sandwichflächen von der horizontalen Ebene abweichend im Autoklav orientiert sind. Durch die Gravitation entstehen dann asymmetrische Kehlنächte, die auch deutlich in Bild 4.11 und Bild 4.12 erkennbar sind, was ein weiterer großer Einflussfaktor für die Festigkeit der Klebeverbindung und die Stützung der Wabenzellwände ist.

Auf der Vakuumfolienseite ist sowohl in den Kehlنächten als auch in der GF/PF-Deckschicht selbst ein hoher Porengehalt erkennbar. Die Ursache hierfür kann darin liegen, dass die Deckschicht auf der Vakuumfolienseite einen anderen Temperaturzyklus als die Deckschicht auf der Formteilseite erfuhrt, da sie bei der Herstellung direkt der Aufheizung im Autoklav ausgesetzt ist. Ein Indiz hierfür ist auch die mit dem bloßen Auge erkennbare wesentlich dunklere Farbgebung der Kehlنächte auf der Vakuumfolienseite, da Phenolharze beim Aushärten typischerweise dunkler wer-

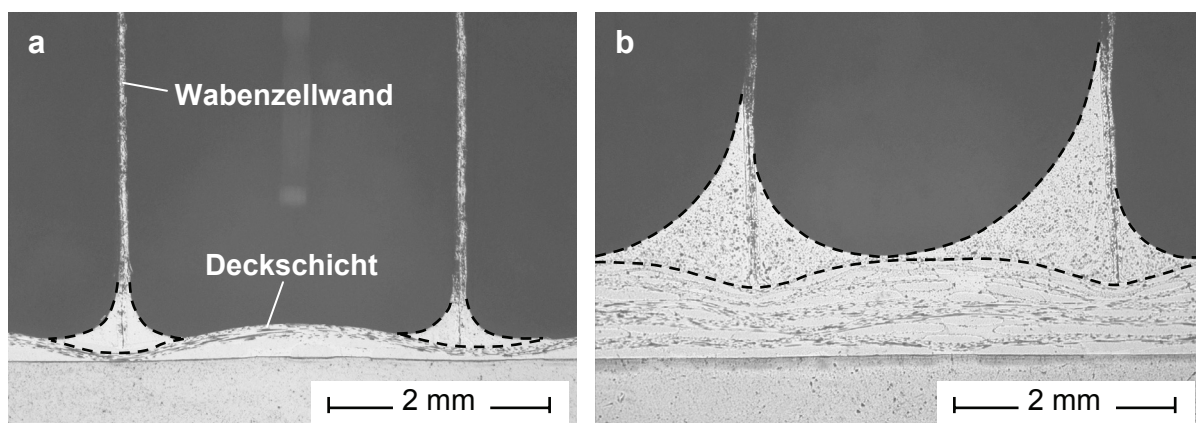


Bild 4.11: Kehlنachtverklebung auf der Formteilseite: a) 1-lagige Deckschicht, b) 6-lagige Deckschicht (Lichtmikroskop)

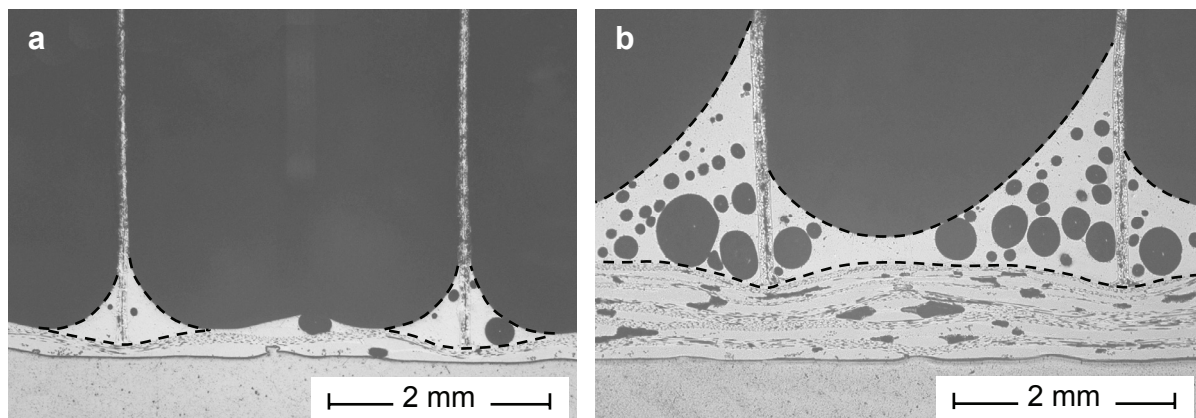


Bild 4.12: Kehlنachtverklebung auf der Vakuumfolienseite: hoher Porengehalt; a) 1-lagige Deckschicht, b) 6-lagige Deckschicht (Lichtmikroskop)

den, je länger sie hohen Temperaturen ausgesetzt sind. Grove et al. [272] sowie Di-Salvo et al. [273] untersuchten den Einfluss der Autoklavparameter auf die Qualität der Kehlnähte und fanden heraus, dass insbesondere eine hohe Aufheizrate in Verbindung mit hohen Temperaturen zu einem hohen Porengehalt führen, was diese Theorie stützt. Auch Hayes et al. [274] untersuchten die Porosität von Kehlnahtverklebungen in Wabensandwich und identifizierten die chemische Zusammensetzung des Prepregharzes neben den Autoklavparametern als Haupteinflussfaktor. Generell kann an dieser Stelle geschlussfolgert werden, dass die Kehlnahtausbildung und damit die mechanischen Eigenschaften der Sandwichstruktur von zahlreichen Parametern wie der Deckschichtdicke, der Formteil- oder Vakuumfolienseite, der Orientierung des Sandwichbauteils im Autoklav sowie der Autoklavparameter abhängen.

Weiterhin ist anhand der Schlißbilder die uneinheitliche Deckschichtdicke zu erkennen, da das Prepreg im Autoklav auf die Wabenstege gepresst wird. Dies wird insbesondere auch in der Rasterelektronenmikroskopieaufnahme in Bild 4.13 deutlich.

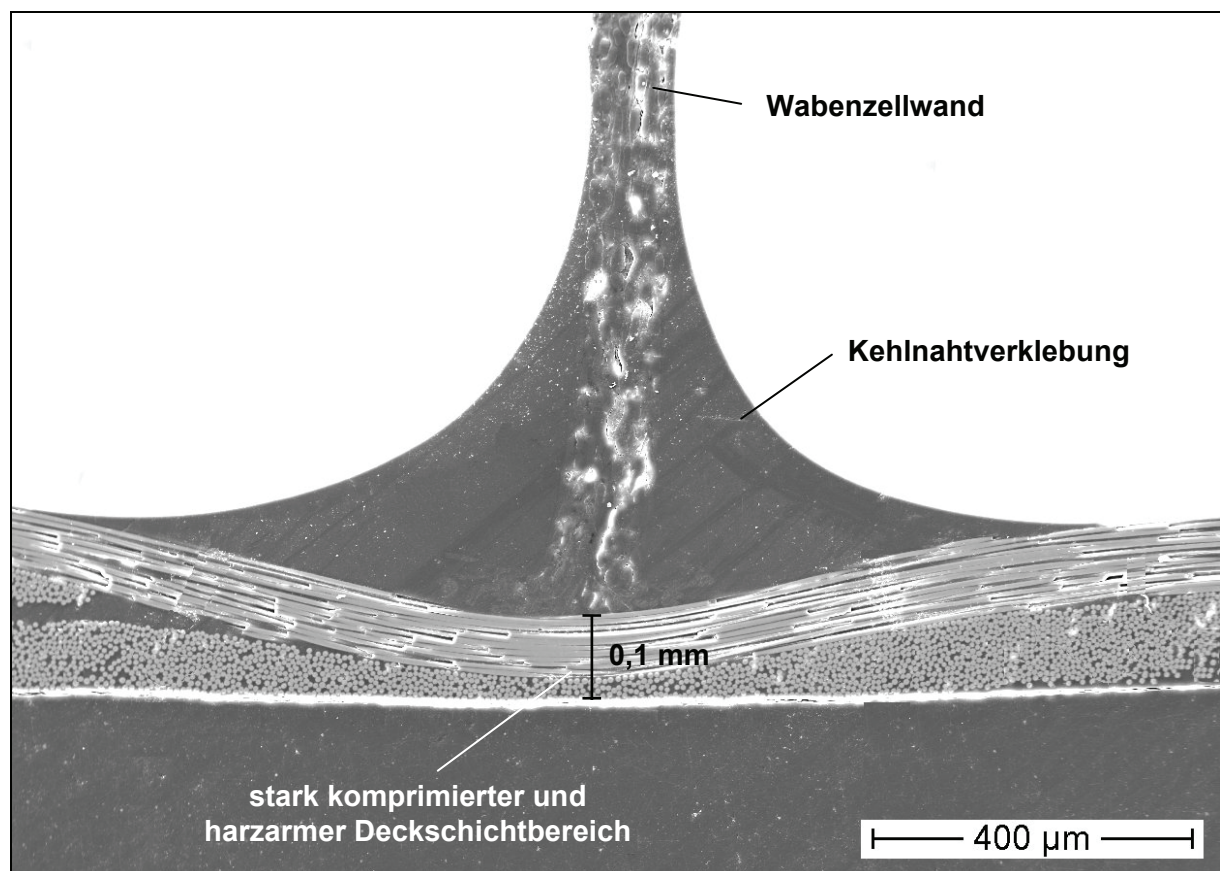


Bild 4.13: Aufnahme einer Kehlnaht mit 1-lagiger Deckschicht (Rasterelektronenmikroskop)

Durch diesen Druck ist der Deckschichtbereich unmittelbar unter der Wabenzellwand sehr dünn (0,1 mm) und zudem sehr harzarm, weshalb gerade dieser Bereich empfindlich gegenüber Drucklasten ist, da die Fasern aufgrund mangelnder Stützung durch die Matrixphase leichter ausknicken können. Die gemittelte einlagige Deckschichtdicke wurde zu 0,24 mm bestimmt, das Ausgangsprepeg war 0,33 mm dick.

Bild 4.14 zeigt Mikroskopieaufnahmen in der Wabenebene, um den Harzfluss der Deckschichtprepregs in die Wabenzellen zu untersuchen. Dabei wurden unverarbei-

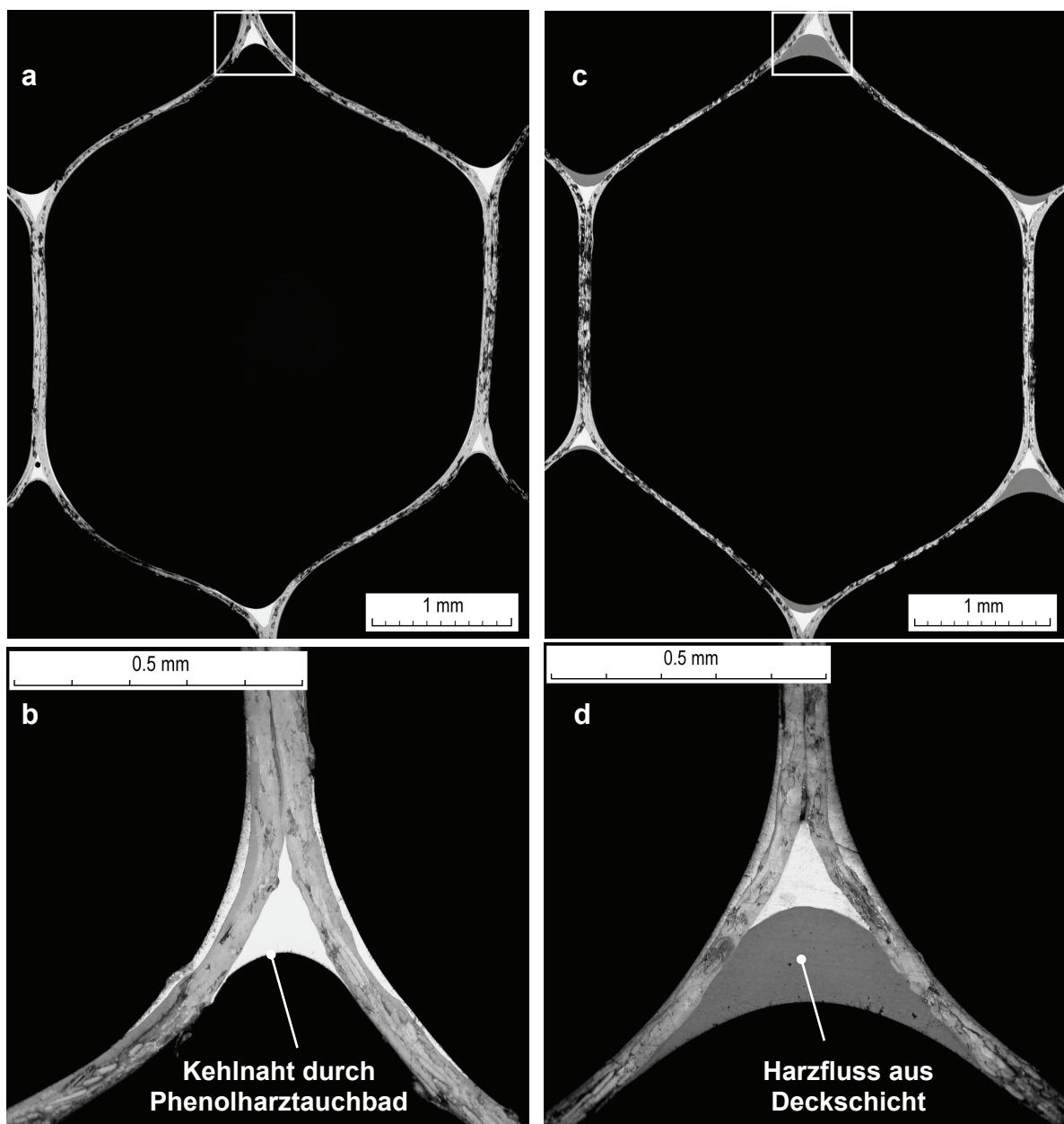


Bild 4.14: Aufnahme der Kehlnähte in den Wabenknoten durch a), b) zwei Phenolharztauchgänge im Wabenherstellungsprozess und c), d) zusätzlichen Harzfluss aus den Deckschichtprepregs (Lichtmikroskop)

tete Honigwaben mit Waben aus einer Sandwichprobe verglichen. Neben den durch die Phenolharz imprägnierung im Wabenherstellprozess bedingten Kehlnähten sind bei der Sandwichprobe zusätzliche Harzmassen durch den Harzfluss erkennbar. Diese sind in den spitzen Winkeln der Zusammenführung zweier verklebter Zellwände besonders ausgeprägt, da die konkave Oberfläche der Kehlnähte hier einen kleineren Radius als in den anderen Zellecken einnehmen kann. Schliiffbilder in der Mitte sowie im Randbereich der Wabe bestätigten, dass der Harzfluss durch die Kapillaraszension über die gesamte Wabenhöhe stattfindet. Eine Messung der Dichte zeigte eine Zunahme um 50% durch den Harzfluss. Diese Harzakkumulation kann darüber hinaus die Beuleigenschaften der Zellwände und damit die Kerneigenschaften beeinflussen. Untersuchungen in [275] zeigten, dass dieser Einfluss erst bei größeren Harzmengen, wie bei zehn Tauchgängen im Phenolharzbad, bedeutsam wird. Daher wurden auch hier Druckversuche in T-Richtung sowie Schubversuche in TL- und TW-Ebene an solchen Sandwichproben durchgeführt, wobei sich bestätigte, dass die Zunahme der Steifigkeiten und Festigkeiten vernachlässigbar ist und ein Unterschied erst bei großen Verformungen deutlich wird, wenn die zusätzlichen Harzmengen die Kompaktierung beeinflussen.

4.4 Kern-Deckschicht-Verbindung

Nachdem anhand der Mikroskopie die Anbindung der Deckschichten an den Wabekern dargestellt wurde, sollen im Folgenden diese Kern-Deckschicht-Verbindung auf ihre Festigkeit untersucht sowie Modellierungsmöglichkeiten entwickelt werden. Grundsätzlich unterscheidet man bei einer Ablösung zweier Einzelschichten drei unterschiedliche Belastungsmoden (Bild 4.15).

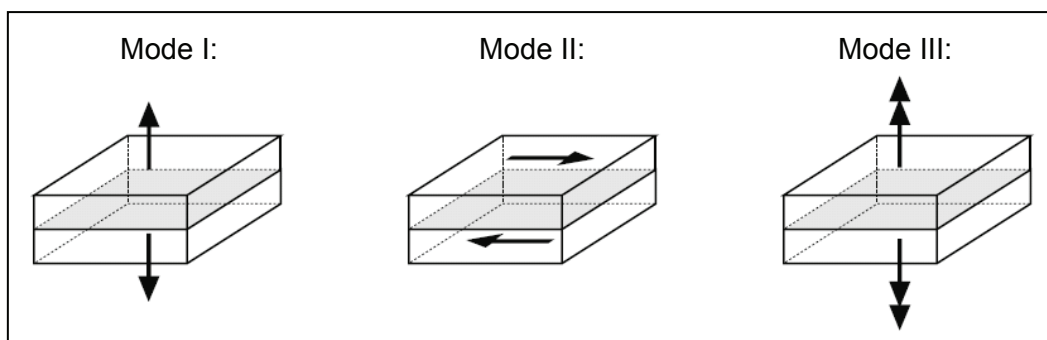


Bild 4.15: Illustration der Ablösungsmoden zweier Einzelschichten

4.4.1 Experimentelle Untersuchung

Torsionsbelastungen, die zu Ablösungen nach Mode III führen, wurden an dieser Stelle vernachlässigt und ausschließlich Mode I und Mode II untersucht. Hierzu wurden an Sandwichproben Zuglasten senkrecht zur Deckschicht nach DIN EN 2243-4 [276] (Bild 4.16) sowie Schubbelastungen nach DIN 53294 [197] (Bild 4.17) aufgebracht. In beiden Fällen bestätigte sich eine der grundlegenden Auslegungsvorschriften von Sandwichstrukturen, dass die Verklebung eine höhere Festigkeit als der Kern haben sollte. Demzufolge versagte in beiden Fällen der Kern und die Klebung hielt. Eine Kern-Deckschicht-Ablösung ist lediglich über eine Schälbeanspruchung zu erreichen. Hierzu haben sich zum einen CSB-Versuche als geeignet erwiesen, die eine Abwandlung der von Verbundwerkstoffen bekannten DCB-Versuche sind und für Nomex[®]-Sandwichstrukturen in [270], [271], [277]-[279] und für Metallwaben in [17],

| | | |
|----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Zugversuch senkrecht zur Deckschicht |  |
| Prüfnorm: | DIN EN 2243-4 | |
| Probenmaterial: | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 | |
| Probengeometrie: | 50 mm x 50 mm x 15 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 1 mm/min | |

Bild 4.16: Prüfbedingungen der Zugversuche an Sandwichproben in T-Richtung

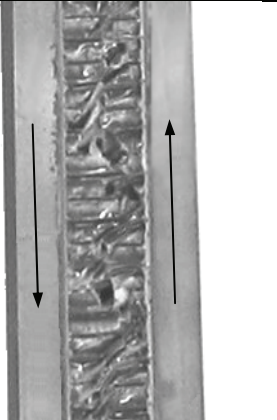
| | | |
|----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Schubversuch an Kernverbunden |  |
| Prüfnorm: | DIN 53294 | |
| Probenmaterial: | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 | |
| Probengeometrie: | 200 mm x 50 mm x 15 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 2 mm/min | |

Bild 4.17: Prüfbedingungen der Schubversuche an Sandwichproben in TL-Ebene

[280], [281] dokumentiert sind. Zum anderen haben sich in der industriellen Praxis insbesondere Trommelschälversuche etabliert, welche in [270]-[272], [274], [277], [281]-[284] für Wabensandwichstrukturen beschrieben sind. Solche Versuche nach DIN EN 2243-3 [285] wurden an den hier behandelten Sandwichproben durchgeführt, wobei die Deckschicht von dem Kern geschält und auf eine Trommel aufgewickelt wird (Bild 4.18). Als Ergebnis kann zum einen ein mittleres spezifisches Schälmoment nach [285] und daraus wiederum ein spezifischer Energiedissipationswert G_{CD} nach [271] berechnet werden, um die Verklebungsfestigkeit unterschiedlicher Klebstoffe oder Klebpartner zu vergleichen. Auf der anderen Seite, und dies steht an dieser Stelle im Vordergrund, kann die Verklebungsgüte qualitativ durch die Versagensart beurteilt werden. Aus den in den genannten Literaturstellen beschriebenen Versagensarten wurde die in Bild 4.19 dargestellte Klassifizierung abgeleitet. Eine gute Verklebung führt hierbei immer zur Versagensart Nr. 1, d.h. zu einem Kernversagen. Bei dem untersuchten GF/PF-Nomex[®]-Sandwich ergab sich das in Bild 4.20 dargestellte Versagensbild. Die Ablösung erfolgte zwischen den Phenolharzkehlnähten und dem Glasfasergewebe, was gemäß der Klassifizierung Versagensart Nr. 2 bedeutet. Die Ursache liegt in der schlechten Haftung von Glasfasern und Phenolharz [286], [287] und steht für eine tendenziell schlechte Kern-Deckschicht-Verbindung, wengleich sie gemäß der vorigen Zug- und Schubversuche ausreichend ist.

| | | |
|---------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Trommelschälversuch an Wabenkernverbunden |  |
| Prüfnorm: | DIN EN 2243-3 | |
| Probenmaterial: | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 | |
| Schälrichtung: | L-Richtung der Wabe | |
| Probengeometrie: | 300 mm x 75 mm x 15 mm | |
| Traversengeschwindigkeit: | 25 mm/min | |
| Schälgeschwindigkeit: | 100 mm/min | |

Bild 4.18: Prüfbedingungen der Trommelschälversuche an Sandwichproben

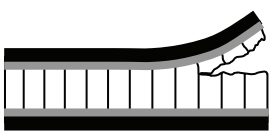
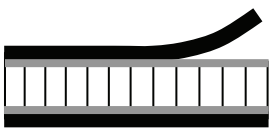
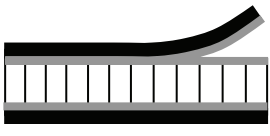
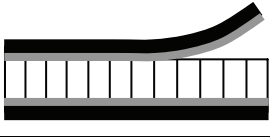
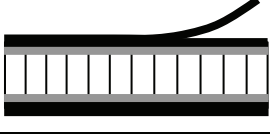
| | | |
|---|-----------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------|
| 1 |  | Versagen innerhalb der Kernschicht [17], [269], [274], [277]-[279] |
| 2 |  | Adhäsionsversagen zur Deckschicht [282] |
| 3 |  | Kohäsionsversagen in der Klebeschicht [282] |
| 4 |  | Adhäsionsversagen zur Kernschicht |
| 5 |  | Delaminationsversagen innerhalb der Deckschicht [288] |

Bild 4.19: Klassifizierung der Versagensarten einer Kern-Deckschicht-Abschälung

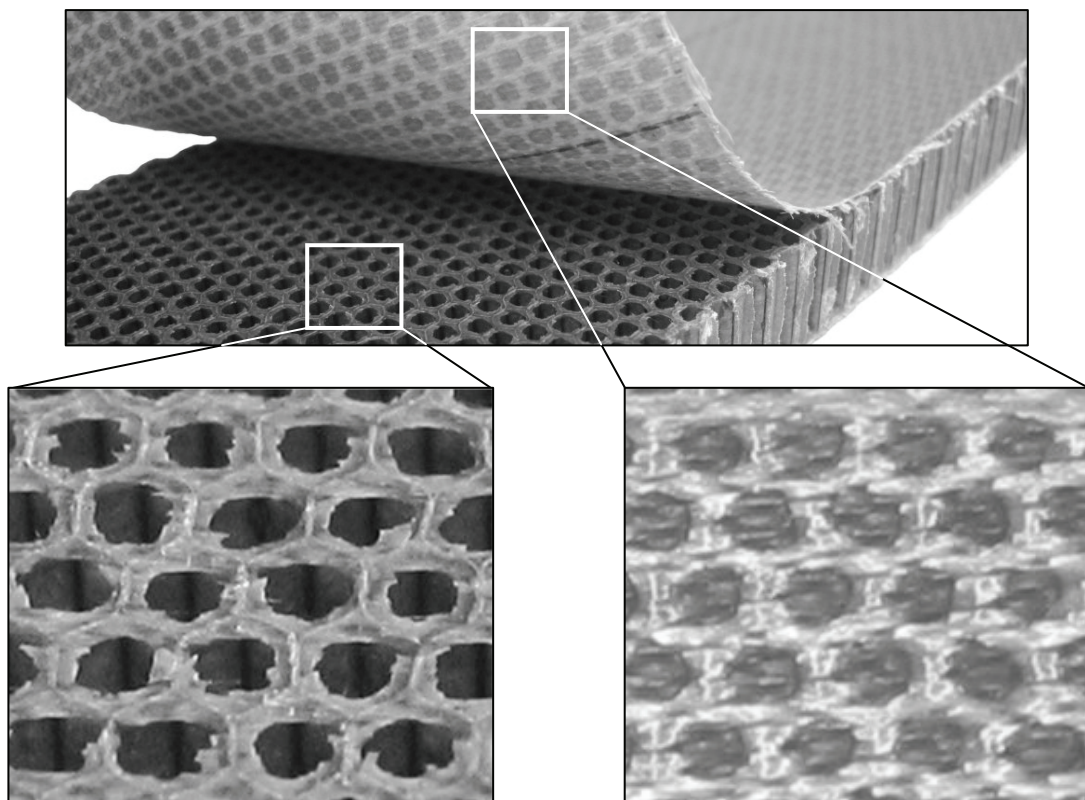


Bild 4.20: Versagensbild einer Kern-Deckschicht-Abschälung an GF/PF-Nomex®-Sandwich

4.4.2 Modellierung der Kern-Deckschicht-Verbindung

Um die Ablösung der Deckschicht vom Sandwichkern im numerischen Modell zu ermöglichen, bieten sich vorrangig zwei Möglichkeiten an: Entweder werden Kern- und Deckschichtelemente mit Hilfe einer Kontaktformulierung verbunden, die unter einem bestimmten Spannungszustand anhand von Bruchkriterien gelöst wird, oder es werden spezielle Klebeverbindungselemente (Kohäsivelemente) für die Verbindung der Schichten benutzt.

Kontaktformulierung:

LS-DYNA bietet unterschiedliche Kontaktformulierungen an, um eine lösbare Klebeverbindung zu modellieren. Der Typ `*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_FAILURE` eignet sich dafür, bietet jedoch nicht die Möglichkeit eines Abstands (Offset) zwischen Kern- und Deckschichtelementen. Besser eignet sich der Kontakt `*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK`. Hierbei werden die Knoten zweier Verbindungspartner zunächst fest miteinander verbunden (Tie-). Beim Erreichen von definierten kritischen Normal- bzw. Schubspannungen wird die Knotenverbindung gelöst (-Break) und der Kontakt in einen Antipenetrationskontakt umgewandelt, der das gegenseitige Eindringen der Kontaktpartner verhindert.

Eine Modifikation dieses Tiebreak-Kontakts stellt der Delaminationskontakt nach Borg [289], [290] für LS-DYNA dar. Dieser wird mit Hilfe der Karte `*CONTACT_AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK` und Option=8 aufgerufen. Auch hier wird bei Erreichen der kritischen Normal- bzw. Schubspannungen im Kontakt eine Verschiebung der Knoten ermöglicht, jedoch werden die Kontaktpartner nicht schlagartig voneinander gelöst. Sie unterliegen vielmehr dem Spannungs-Rissöffnungs-Diagramm in Bild 4.21a auf Basis des Kohäsivzonenmodells.

Klebeverbindungselemente:

Um eine lösbare Klebeverbindung zwischen zwei Schichten mit Hilfe von Verbindungselementen auf Basis der Bruchmechanik zu modellieren, gibt es ab der LS-DYNA Version 971 spezielle Kohäsivelemente (Elementtypen 19 und 20 in Verbindung mit `*MAT_COHESIVE_TH` oder `*MAT_COHESIVE_ELASTIC`). Diese 8-Knoten-Volumenelemente mit vier Integrationspunkten können ein Anfangsvolumen von Null

haben. Eine Relativbewegung der Knoten ist hier von Beginn an möglich, wobei die Spannung in Abhängigkeit der Verschiebung der vier gegenüberliegenden Knotenpaare nach dem Ansatz von Tvergaard/Hutchinson [291] im Spannungsdiagramm in Bild 4.21b berechnet wird. Wird die Versagensgröße $LAMDAF$ überschritten, so tritt ein Versagen am zugehörigen Integrationspunkt ein. Der Benutzer kann festlegen, wie viele der vier Integrationspunkte versagen müssen, damit das Kohäsivelement gelöscht wird. Da die LS-DYNA Version 971 mit den dort implementierten Kohäsivelementen zum Zeitpunkt dieser Untersuchungen noch nicht verfügbar war, konnte keine detailliertere Analyse der Funktionalität durchgeführt werden.

Die hier vorgestellten Methoden eignen sich für die Modellierung einer Kern-Deckschicht-Ablösung und sollten bei Sandwichstrukturen mit einer geringen Verbindungsfestigkeit angewendet werden. Bei dem hier behandelten GF/PF-Nomex[®]-Sandwichmaterial für Flugzeugkabinenanwendungen konnte jedoch gezeigt werden, dass sowohl unter Normal- als auch Schubbelastung der Kern vor der Verklebung versagt. Einzig unter Schälbeanspruchung kann es zu einer Ablösung kommen. Derartige Schälbeanspruchungen wurden an dieser Stelle jedoch auf Grundlage von Erfahrungen aus vergangenen dynamischen Versuchsreihen an Kabinenkomponenten vernachlässigt, da es in diesem Fall nicht zu einem Abschälen kam. Daher wurde die Verbindung der Kern- und Deckschichtelemente zugunsten des Rechenaufwands mit einer unlösbaren Kontaktformulierung umgesetzt (*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_OFFSET).

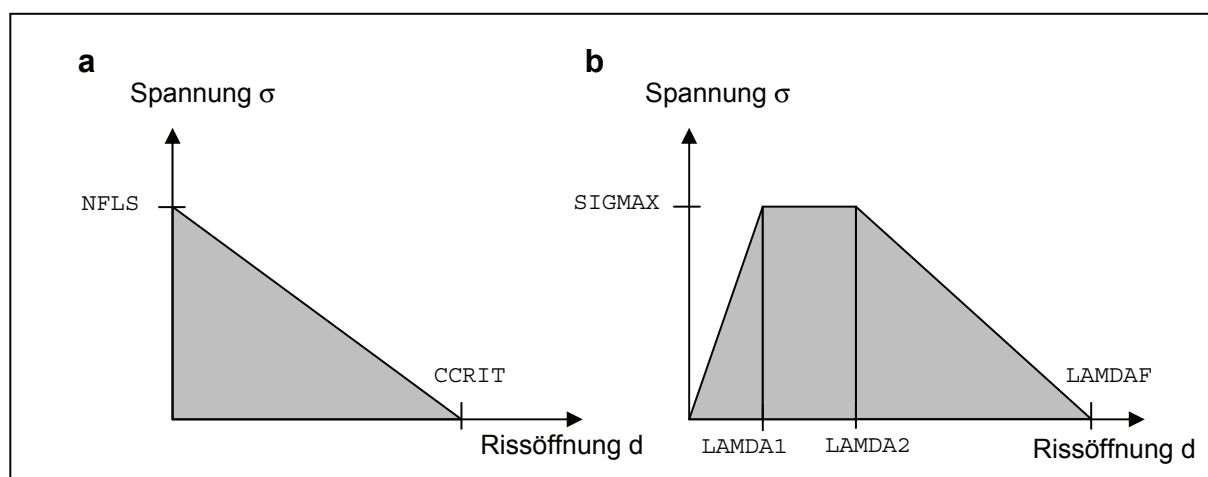


Bild 4.21: Spannungs-Rissöffnungs-Diagramme beim a) Delaminationskontakt nach Borg [289], b) Kohäsivelement nach Tvergaard/Hutchinson [291]

4.5 Zugverhalten in der Sandwichebene

Die mikroskopische Untersuchung zeigte Unebenheiten der Deckschichten sowie variierende Dicken und Faservolumenanteile im Bereich unter den Wabenzellwänden. Um den Effekt auf die mechanischen Kennwerte im Vergleich zu den in Kapitel 4.1 ermittelten Daten aus Zugversuchen an reinen GF/PF-Proben zu untersuchen, wurden Zugversuche an GF/PF-Nomex[®]-Sandwichproben in Schussrichtung durchgeführt (Bild 4.22). In den Einspannbereichen wurde der Wabekern entfernt und durch Holz ersetzt. Das Ergebnis zeigt eine deutlich reduzierte Zugfestigkeit bei einer zumindest bei kleinen Dehnungen vergleichbaren Steifigkeit (Bild 4.23). Die Ursache liegt darin, dass die Bereiche geringer Dicke (lokale Dicke 0,1 mm) unter den Wabenzellwänden durch ein lokales Erreichen der Zugfestigkeit frühzeitig versagen und damit die globale Zugfestigkeit reduziert erscheint (globale Dicke 0,24 mm).

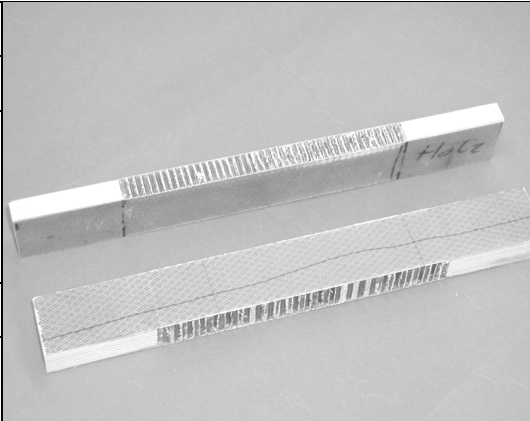
| | | |
|----------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Zugversuch in Sandwichebene |  |
| Prüfnorm: | - | |
| Probenmaterial: | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 | |
| Geometrie: | 240 mm x 30 mm x 15 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 2 mm/min | |

Bild 4.22: Prüfbedingungen der Zugversuche an Sandwichproben

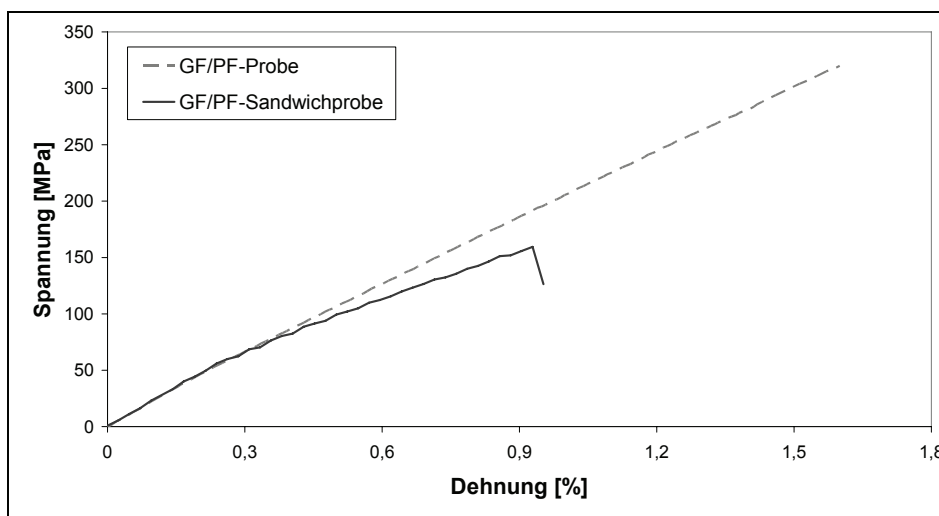


Bild 4.23: Spannungs-Dehnungs-Diagramm von Zugversuchen in Schussrichtung

4.6 Druckverhalten in der Sandwichebene

Eine vergleichbare Untersuchung wie bei den Zugversuchen ist hinsichtlich einer Druckbelastung nicht ohne weiteres möglich, da bei einer ebenen Druckbelastung von Sandwichstrukturen zahlreiche Versagensarten wie Deckschichtknittern, intrazelluläres Deckschichtbeulen oder globales Beulen auftreten können. Somit kann die reine Druckfestigkeit des Deckschichtmaterials nicht zwangsläufig als Versuchsergebnis ermittelt werden. Zur analytischen Berechnung der kritischen Lasten der einzelnen Versagensarten stehen verschiedene Versagenskriterien zur Verfügung, deren Anwendbarkeit im Folgenden überprüft werden soll. Aus diesem Grund wurden in einer Versuchsserie GF/PF-Nomex[®]-Sandwichproben unterschiedlicher Geometrien geprüft und die Ergebnisse mit den analytischen Berechnungen verglichen.

4.6.1 Experimentelle Untersuchung

Es wurden GF/PF-Sandwichproben der Dicke 15 mm, 12 mm und 10 mm sowie zusätzlich CF+GF/PF-Sandwichproben der Dicke 10 mm geprüft (Bild 4.24). Die Proben wurden sämtlich aus Flugzeugkabinenkomponenten entnommen, aus Prototypen des Herstellers Comtas sowie aus mittleren und seitlichen Gepäckfächern der Hersteller Airbus und C&D. Tabelle 4.1 gibt eine Übersicht über die Prüfkörper. Die Druckversuche wurden nach ASTM C364 [292] an einer Instron Prüfmaschine durchgeführt. Die Probenlänge durfte nach dieser Norm nicht das 8-fache der Dicke überschreiten, um ein globales Beulen zu verhindern. Damit die Auflagestellen nicht frühzeitig zerdrückt werden und versagen, wurde in den Randbereichen der Kern

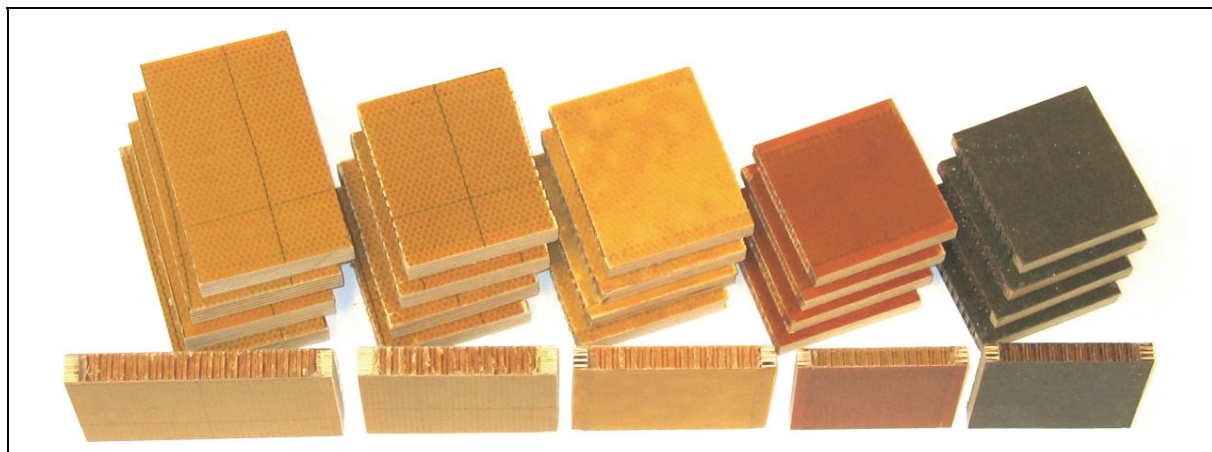


Bild 4.24: Probenumfang der Druckversuche in Sandwichebene

entfernt und Holz eingeklebt. Darüber hinaus wurde für diese Versuche eigens eine Prüfvorrichtung konstruiert und gefertigt, welche eine seitliche Fixierung der Probenenden ermöglicht, siehe Bild 4.25. In dieser Abbildung sind weiterhin zwei unterschiedliche und gleichzeitig die einzigen aufgetretenen Versagensarten als Versuchsergebnisse erkennbar: Deckschichtknittern beim CF+GF/PF-Sandwich und Deckschichtdruckversagen beim GF/PF-Sandwich (Tabelle 4.2).

Die Ergebniskurven in Bild 4.26 zeigen nach anfänglichen Setzeffekten der Holzeinsätze und einer erwartungsgemäß höheren Steifigkeit des CF+GF/PF-Sandwich im Vergleich zum GFK-Sandwich auffällig abweichende Maximalkräfte der GFK-Proben verschiedener Dicke, was an unterschiedlichen Fertigungsbedingungen liegen könnte,

Tabelle 4.1: Prüfbedingungen der Druckversuche in Sandwichebene

| | | |
|----------------------|-------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Druckversuch in Sandwichebene | |
| Prüfnorm: | ASTM C364 | |
| Probenmaterialien: | A | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 |
| | B | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 |
| | C | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 |
| | D | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-29 |
| | E | Sandwich: - Deckschichten: CF+GF/PF, [0° _{CF} /90° _{CF} /0° _{GF-Gewebe}] - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 |
| Probengeometrien: | A | 93 mm x 75 mm x 15 mm |
| | B | 126 mm x 75 mm x 15 mm |
| | C | 93 mm x 75 mm x 12 mm |
| | D | 79 mm x 75 mm x 12 mm |
| | E | 79 mm x 75 mm x 10 mm |
| Wabenorientierung: | L-Richtung in Lastrichtung | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 0,5 mm/min | |

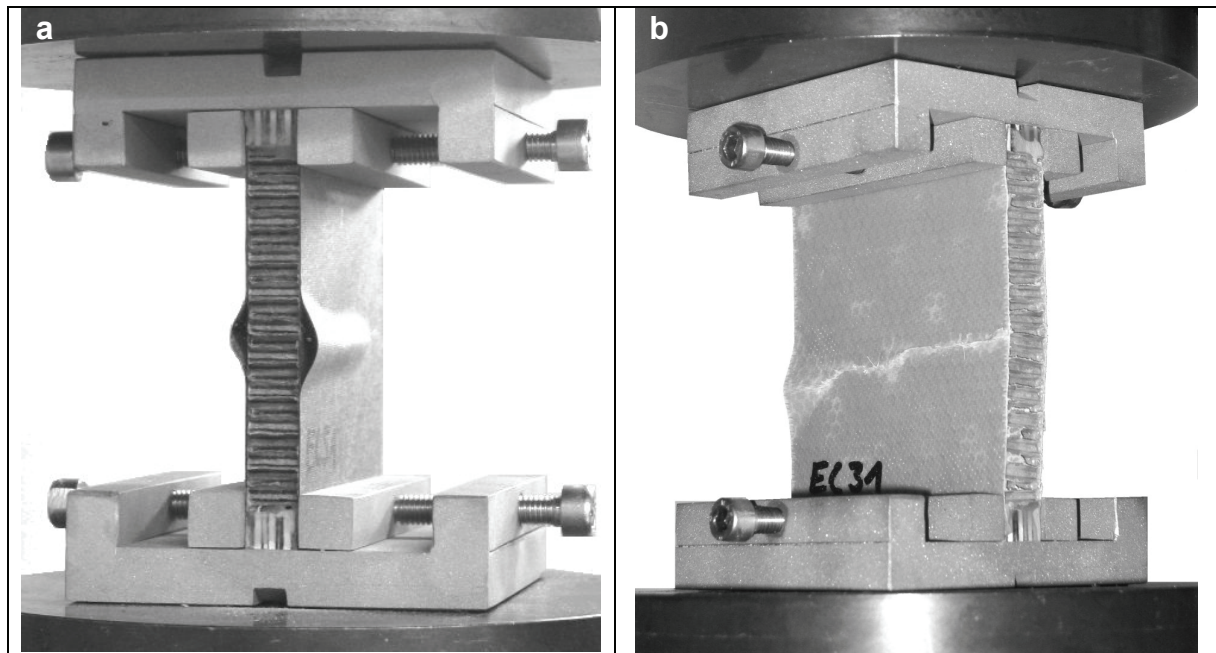


Bild 4.25: Druckversuche in Sandwichebene: a) Deckschichtknittern bei CF+GF/PF-Deckschichten, b) Deckschichtdruckversagen bei GF/PF-Deckschichten

Tabelle 4.2: Ergebnisse der Druckversuche in Sandwichebene

| Probe: | | Ø Maximalkraft F [N]: | Max. Deckschichtspannung σ_D [MPa]: | Versagensart: |
|--------|-------------------------------------|-------------------------|--------------------------------------------|---------------------|
| A | 15 mm GF/PF-Nomex [®] kurz | 4762 | 134 | Druckversagen |
| B | 15 mm GF/PF-Nomex [®] lang | 5097 | 142 | Druckversagen |
| C | 12 mm GF/PF-Nomex [®] | 6128 | 146 | Druckversagen |
| D | 10 mm GF/PF-Nomex [®] | 3011 | 84 | Druckversagen |
| E | 10 mm CF+GF/PF-Nomex [®] | 6419 | 131 | Deckschichtknittern |

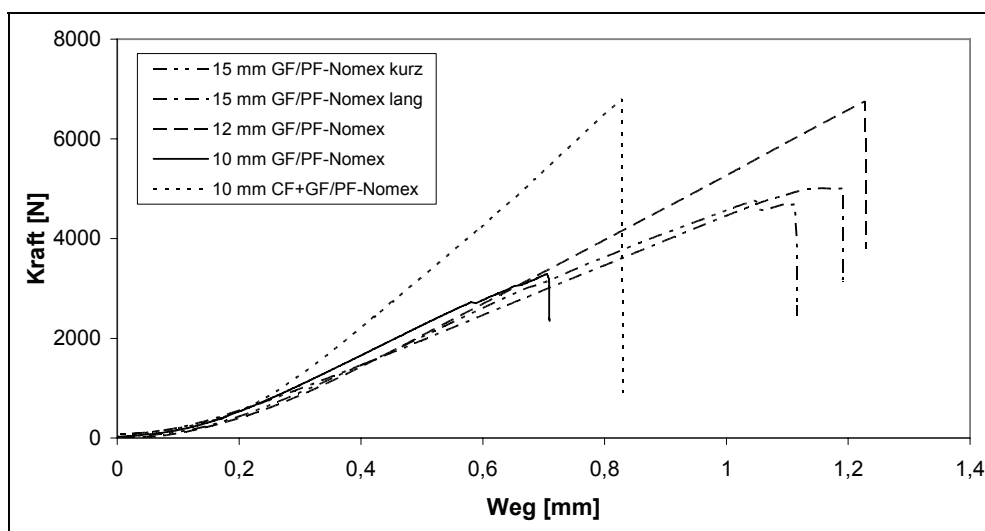


Bild 4.26: Kraft-Weg-Kurven der Druckversuche in Sandwichebene

deren Einfluss bereits diskutiert wurde. Bei den GF/PF-Sandwichproben mit Deckschichtdruckversagen breitete sich der Riss genau entlang der dünnen lokalen Bereiche unter bzw. über den Wabenzellwänden aus, was die Theorie bestätigt, dass dies die Schwachstelle der hier betrachteten Sandwichstrukturen ist (Bild 4.27). Dies gilt insbesondere für Druckbelastungen, da die Fasern in diesen matrixarmen Bereichen leicht ausknicken.

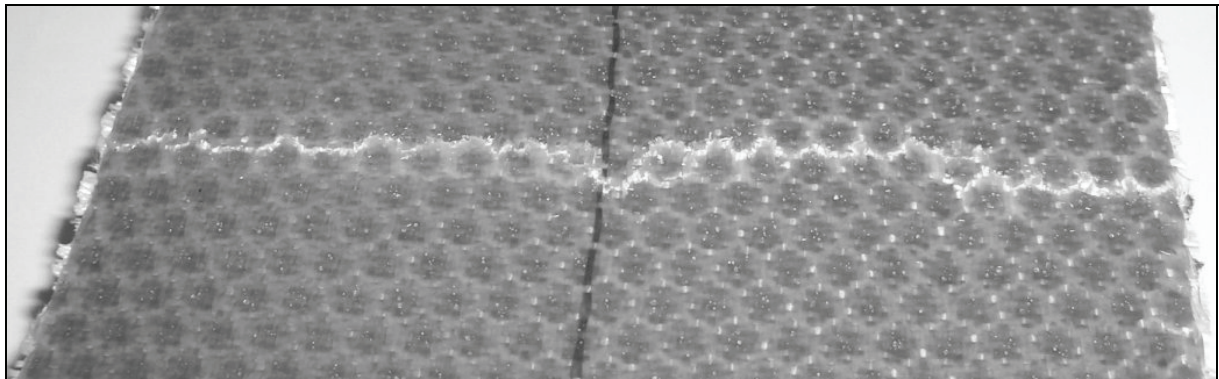


Bild 4.27: Druckversagen der GF/PF-Deckschicht im lokal dünneren Bereich über den Wabenzellwänden

4.6.2 Analytische Untersuchung

Die Versagensarten von Sandwichstrukturen wurden in der Vergangenheit umfassend analysiert und entsprechende Berechnungsformeln der maximal ertragbaren Deckschichtlasten entwickelt, die primär an Aluminium-Sandwichstrukturen angewendet wurden. Derartige Versagenskriterien können ein wichtiges Werkzeug bei der Auslegung von Sandwichverbunden darstellen [38]. Daher soll im Folgenden untersucht werden, inwieweit die in der technischen Literatur dokumentierten Formeln für die hier behandelten Nomex[®]-Sandwichstrukturen anwendbar sind. In der Literatur sind zahlreiche Berechnungsansätze für globales Beulen [45], [293], [294], intrazelluläres Deckschichtbeulen [295]-[300] oder Schubinstabilitätsversagen [45], [293], [296] zu finden. Da diese Versagensmodi innerhalb dieser Versuchsreihe jedoch nicht auftraten, kann diesbezüglich keine Bewertung erfolgen. Vielmehr werden hier nur die beiden aufgetretenen Versagensarten Deckschichtknittern und Deckschichtdruckversagen behandelt.

Deckschichtknittern:

Für die Abschätzung der kritischen Druckspannung, bei der ein Deckschichtknittern unter einachsiger Last eintritt, wird im Luftfahrttechnischen Handbuch (LTH) [301] folgender Berechnungsansatz angegeben:

$$\sigma_{wrinkling} = R \cdot \sqrt{\frac{E_f E_{c,T} t_f}{(1-\nu_f^2) t_c}} \quad (4.8)$$

Der Vorfaktor R kann hierbei von dem in [296] als sehr konservativ bezeichneten Wert 0,33 bis zum in [293] verwendeten Wert 0,816 variieren und ist in der Regel experimentell zu bestimmen. In dieser Arbeit trat ein Deckschichtknittern nur bei den CF+GF/PF-Nomex[®]-Sandwichproben auf. Eine Rückrechnung von dem hierbei vorliegenden Lastniveau unter Verwendung der Materialparameter

$$\begin{array}{lll} E_f = 30,8 \text{ GPa} & E_{c,T} = 84,8 \text{ MPa} & G_{c,TL} = 42 \text{ MPa} \\ t_f = 0,323 \text{ mm} & t_c = 9,58 \text{ mm} & \nu_f = 0,059 \end{array}$$

führt dabei zu einem Vorfaktor R von 0,44, welcher in Übereinstimmung ebenfalls von Rapp et al. [302] für CFK-Nomex[®]-Sandwichstrukturen angegeben wird. Dieser Wert liegt innerhalb des skizzierten Intervalls, was den Schluss nahe legt, dass Gleichung 4.8 zu plausiblen Ergebnissen bei der Abschätzung der Knitterlast führen kann.

Deckschichtdruckversagen:

Bei allen übrigen Proben kam es zu einem Druckversagen der Deckschichten, für welches das folgende einfache Kriterium aufgestellt werden kann:

$$\sigma_{fracture} = \sigma_{f,max} \quad (4.9)$$

Für die insgesamt drei 12 mm und 15 mm dicken GF/PF-Nomex[®]-Sandwichproben ergibt sich hier bei einer angesetzten Festigkeit von 150 MPa eine gute Übereinstimmung mit einer Abweichung von 3%, 5% bzw. 10%. Die 10 mm dicken Proben versagten jedoch schon wesentlich früher. Dies kann an abweichenden Herstellungsbedingungen sowie Materialvarianten liegen, worauf aufgrund einer völlig abweichenden Farbgebung der Proben geschlossen werden kann.

4.7 Biegeverhalten des Sandwichverbunds

Bei einem 4-Punkt-Biegeversuch werden die Deckschichten auf Zug bzw. Druck und der Wabenkern auf Schub belastet. Daher eignet sich dieser Versuch besonders, um neben der effektiven Biegesteifigkeit der Gesamtstruktur auch die Kernschubsteifigkeit zu untersuchen. Die Druckstempelabsenkung errechnet sich nach Zenkert [45] in Abhängigkeit der Druckkraft und der Steifigkeiten mit folgendem Ansatz:

$$w = \frac{F_{ges}}{b} \left[\frac{(L_2 - L_1)^2 (L_2 + 2L_1)}{48B} + \frac{(L_2 - L_1)}{4S} \right] \quad (4.10)$$

$$\text{mit } B = \frac{E_f t_f (t_c + t_f)^2}{2} \quad S = \frac{G_c (t_c + t_f)^2}{t_c} \quad (4.11)$$

Mit den Materialkennwerten und Deckschichtdicken, die in dieser Arbeit anhand der vorherigen Sandwichversuche und Mikroskopie bestimmt wurden, lassen sich so analytische Kraft-Weg-Kurven des 4-Punkt-Biegeversuchs erstellen, die mit Versuchsdaten von 12 mm und 15 mm dicken Sandwichproben (Bild 4.28) verglichen wurden:

$$E_f = 20 \text{ GPa} \quad G_c = 42 \text{ MPa} \quad t_f = 0,24 \text{ mm} \quad t_c = 14,32 \text{ mm} .$$

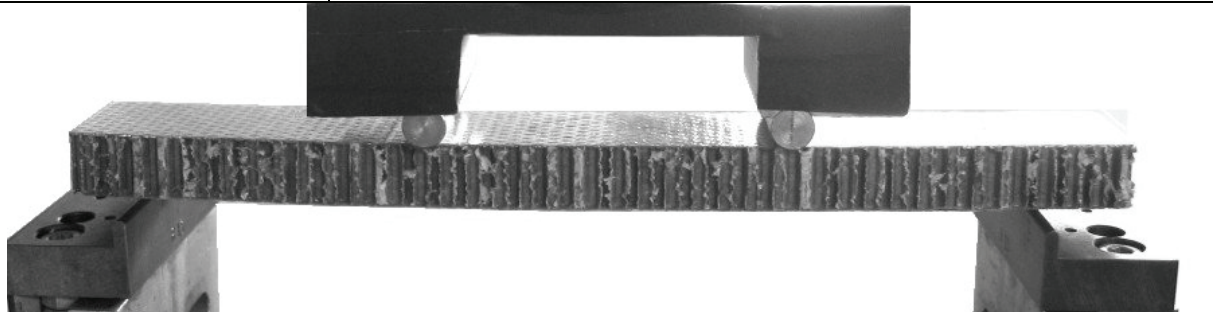
| | | |
|--------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------|
| Prüfart: | Biegeversuch an Kernverbunden | |
| Prüfnorm: | DIN 53293 [303] | |
| Probenmaterial: | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Honigwabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 | |
| Probengeometrie: | A | 240 mm x 30 mm x 12 mm |
| | B | 240 mm x 30 mm x 15 mm |
| Abstände: | Auflager: 200 mm (L_2), Stempel: 100 mm (L_1) | |
| Wabenorientierung: | L-Richtung in Probenlängsachse | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 5 mm/min | |
|  | | |

Bild 4.28: Prüfbedingungen der Biegeversuche an Sandwichproben

Unter der 4-Punkt-Biegebelastung kann eine Sandwichstruktur auf verschiedene Arten versagen: durch Kernschubversagen [62], [304]-[308], Deckschichtknittern [129], [163], [306], [309]-[311], Kern-Deckschicht-Ablösung [129], [312]-[314] oder Deckschichtdruckversagen [129], [283], [315]. In diesem Fall kam es wie in [313] zu einem lokalen Druckversagen der Wabe an den Stellen der Laststempel (Bild 4.29). Die Kraftkurven in Bild 4.29 zeigen eine gute Übereinstimmung zwischen den analytisch berechneten („In-situ-Kennwerte“) und experimentell ermittelten Ergebnissen. Dies zeigt, dass der analytische Ansatz gut geeignet ist, um die Gesamtsteifigkeit einer Nomex[®]-Sandwichstruktur abzuschätzen. Aufgrund dieser Tatsache wurde exemplarisch diejenige Kraft-Weg-Kurve berechnet, welche sich ergibt, wenn die hohen Materialkennwerte der Einzelwerkstoffe herangezogen werden, die in Kapitel 3.1.1 und 4.1 bestimmt wurden und auch in Datenblättern zu finden sind. Genauso wurde die Prepregdicke von 0,33 mm anstatt der im Sandwichverbund gemessenen 0,24 mm verwendet. Die resultierende Kurve ist ebenso in Bild 4.29 aufgeführt („Einzelwerkstoffkennwerte“) und zeigt eine starke Überschätzung der Struktursteifigkeit.

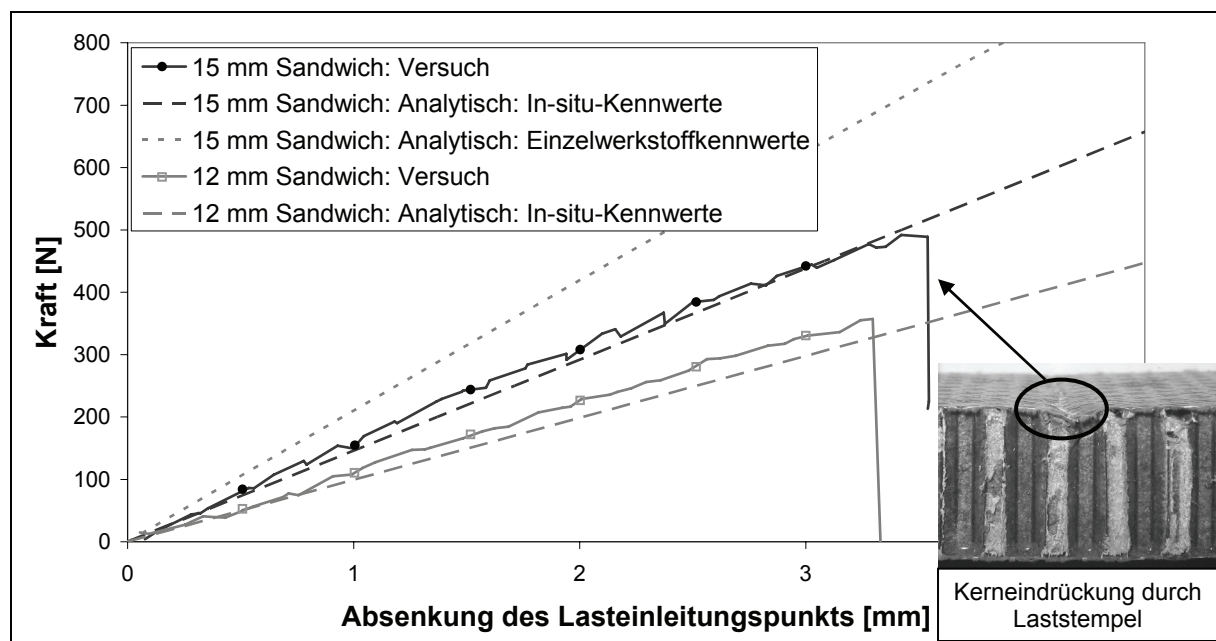


Bild 4.29: Kraft-Weg-Kurven der 4-Punkt-Biegeversuche an Sandwichproben

4.8 Bewertung der Ergebnisse

Das Ergebnis dieser Untersuchung verdeutlicht, wie wichtig es ist, die Kennwerte derartig gefertigter Sandwichstrukturen anhand von Sandwichproben zu ermitteln,

und nicht die separat ermittelten Kennwerte von Kern und Deckschicht heranzuziehen. Die Ursache liegt in den mit Hilfe von Mikroskopieaufnahmen nachgewiesenen Unebenheiten, Dickenschwankungen und dem Harzfluss in die Wabe. Dieses Fertigungsverfahren, das in der Praxis aufgrund seiner Effizienz durch Einsparung der separaten Aushärtung der Deckschichten als zusätzlichen Prozessschritt angewendet wird, beeinflusst demnach das resultierende mechanische Verhalten des Sandwichverbunds in negativer Weise. Darüber hinaus konnte nachgewiesen werden, dass ein großer Teil des Harzes durch die gesamten Waben fließt, wo es keinen Einfluss auf das Strukturverhalten hat, jedoch die Dichte unnötig erhöht, was bei derartigen Leichtbaustrukturen ein unerwünschter Nebeneffekt ist. An dieser Stelle könnte eine Prozessoptimierung beispielsweise hinsichtlich der Autoklavparameter oder des Harzsystems angesetzt werden.

Weiterhin war es im Rahmen dieser Versuchsreihen an Sandwichproben lediglich möglich, das quasi-statische Verhalten zu untersuchen. Die Untersuchung eines Dehnrateneffekts im Rahmen der Charakterisierung der Kern-Deckschicht-Verbindung oder der Druck- und Biegeversuche wie in [215] konnte hier nicht durchgeführt werden.

4.9 Modellierung des Sandwichverbunds in LS-DYNA

Die bisher erzielten Ergebnisse hinsichtlich Materialverhalten und Materialkennwerten wurden für die Modellierung der GF/PF-Nomex[®]-Sandwichstrukturen verwendet. Dabei wird im Folgenden der Modellierungsansatz der kombinierten Schalen- und Volumenelemente (Shell-Solid-Shell) betrachtet, da nur hiermit die charakteristischen Versagensarten hinreichend genau abgebildet werden können. Die orthotrope FKV-Materialmodellierung der GF/PF-Deckschichten mit MAT54 und unterintegrierten Schalenelementen wurde bereits in Kapitel 4.1.2 beschrieben, wobei im Folgenden die aus der Untersuchung an dem Sandwichverbund resultierenden reduzierten Kennwerte benutzt wurden. Das orthotrope 3D-Materialmodell für den Wabenkern wurde entsprechend Kapitel 3.5 herangezogen. Die Kern-Deckschicht-Verbindung wurde, wie in Kapitel 4.4.2 diskutiert, mit einer unlösbaren Kontaktformulierung realisiert. Auf Berechnungsergebnisse mit dieser Modellierungsmethode und Vergleiche mit Versuchsdaten wird nachfolgend ausführlich eingegangen.

5 Verbindungsstellen von GFK/Honigwaben-Sandwichstrukturen und deren Versagensverhalten

In den vorigen Kapiteln wurden das Werkstoff- und Versagensverhalten der Einzelmaterialien sowie des Sandwichverbunds detailliert analysiert. Jedoch versagen Sandwichbauteile oftmals nicht im Bereich ungestörter Platten, sondern in Lasteinleitungs- oder Verbindungsstellen, weshalb eine derartige Untersuchung notwendig ist.

5.1 Kantenverbindungen

5.1.1 Experimentelle Ermittlung der Festigkeit

Prüfnormen für die Untersuchung der Festigkeit von Sandwichkantenverbindungen existieren nicht. Lediglich in [69] sind Druck-Biegeversuche dokumentiert. Da die Kantenverbindung bei derartigen Versuchen jedoch sowohl eine Biege- als auch eine Schubbelastung erfährt und so keine getrennte Analyse möglich ist, wurden neue Prüfverfahren umgesetzt, um eine Schub- und Momentenbelastung der Kantenverbindung separat zu untersuchen (Bild 5.1). Solche quasi-statischen Abscherversuche und Biegeversuche wurden an der TU Hamburg-Harburg durchgeführt (Bild 5.2). Gegenstand der folgenden Betrachtungen sind drei unterschiedliche Kantenverbindungen von 10 mm dicken GF/PF-Nomex[®]-Sandwichplatten: Ein Stumpfstoß nach Bild 2.7a unter Verwendung des Klebstoffs 3M Scotch-Weld 9323 B/A auf Epoxidbasis, eine Verzapfung nach Bild 2.7c mit einer Zapfenbreite von 50 mm sowie eine Cut-and-Fold-Kante nach Bild 2.7f mit Mankiewicz Alexit FST-Füllgrund und einer Verstärkungslage innen (7781 Glasfasergewebe mit Bakelite EPR L 43 Epoxidharz).

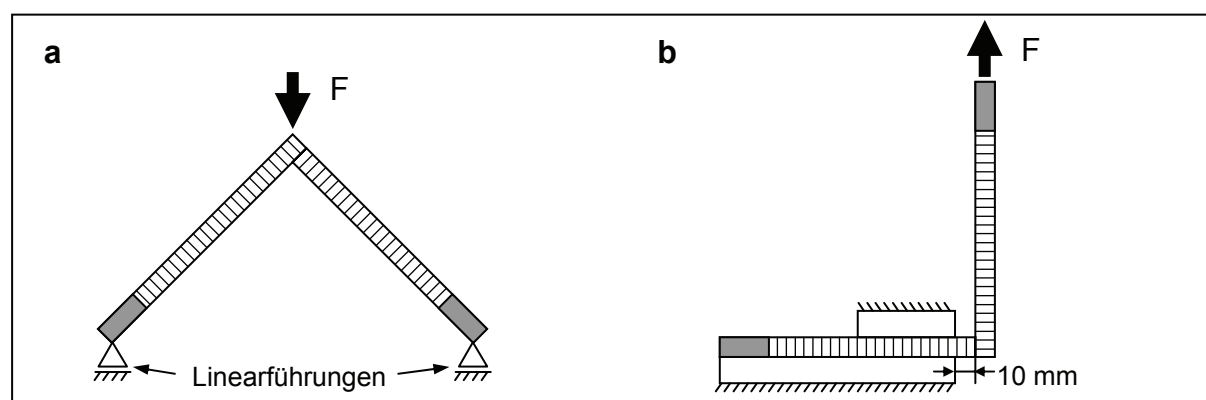


Bild 5.1: Illustration der Kantenversuche: a) Biegeversuch, b) Abscherversuch

| | | | |
|----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------|--|
| Prüfarten: | 1 | Biegeversuch an Sandwichkanten | |
| | 2 | Abscherversuch an Sandwichkanten | |
| Prüfnorm: | - | | |
| Probenmaterial: | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex® Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 | | |
| Kantentypen: | A | Stumpfstoß | |
| | B | Verzapfung | |
| | C | Cut-and-Fold | |
| Probengeometrie: | 250 mm x 139 mm (Schenkel) x 10 mm | | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 50 mm/min | | |

Bild 5.2: Prüfbedingungen der Kantenversuche an Sandwichproben

In Bild 5.3 sind Kraft-Weg-Kurven der Biegeversuche mitsamt dem Nachversagensbereich einzelner repräsentativer Proben dargestellt. Bei den Stumpfstoßproben zeigte sich im Vergleich die geringste Maximalkraft. Hierbei kommt es zu einem schlagartigen Ablösen der Klebeverbindung zwischen den beiden Sandwichplatten auf der Innenseite der Kante. Die Restfestigkeit nach dem Versagen ist relativ gering, hier wird bei zunehmender Verformung lediglich die äußere Deckschichtlage unter einer geringen Last umgebogen.

Die verzapften Proben weisen eine vergleichbare Biegesteifigkeit auf, wobei die durchschnittliche Versagenskraft geringfügig höher liegt. Beim Versagen wird die gesamte Klebeverbindung der Zapfen auf der Innenseite der Kante gelöst, die Verklebung auf der Außenseite bleibt intakt. Die Restfestigkeit ist hier höher als bei den Stumpfstoßproben und wird durch die Biegung der äußeren Sandwichdeckschichten und das Herausziehen der Zapfen aus den Nuten bestimmt.

Die Proben nach der Cut-and-Fold-Bauweise zeigen den höchsten Mittelwert der Maximalkraft und eine größere Biegesteifigkeit, welche aus dem Füllstoff im Kantenbereich resultiert. Das Versagen wird hier durch ein einseitiges Lösen der Verbindung zwischen dem gefüllten Wabenbereich und den benachbarten ungefüllten Waben be-

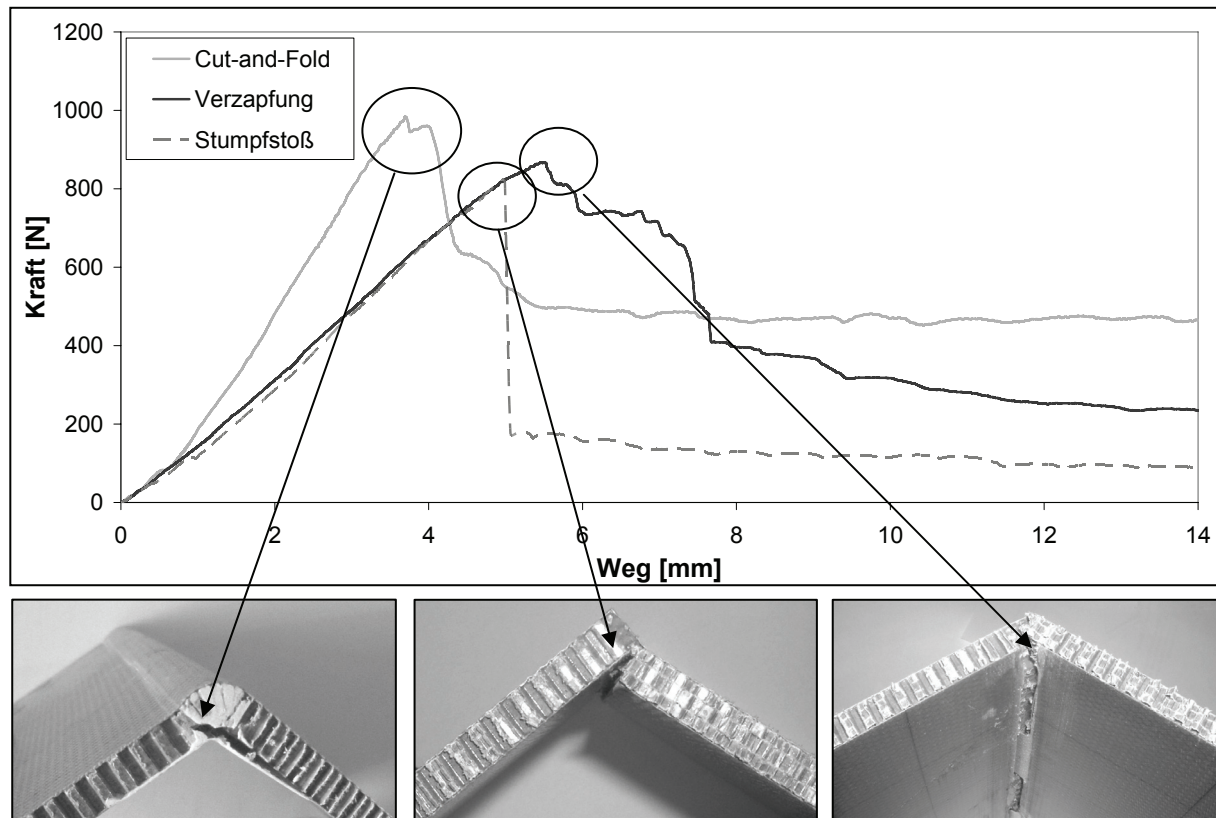


Bild 5.3: Kraft-Weg-Kurven der Biegeversuche an Sandwichkanten

stimmt. Die überlamierte Verstärkungslage kann diese Rissentstehung nicht verhindern. Im weiteren Verlauf wird die äußere Deckschicht auf der versagten Seite gebogen, während sich auf der entgegengesetzten (nicht versagten) Innenseite die Verstärkungslage von der Sandwichdeckschicht in einem fortschreitenden Delaminationsprozess ablöst. Das Kraftniveau im Nachversagensbereich ist hierbei am höchsten. Die Schadenstoleranz dieser Kantenverbindung ist am größten, denn solange die Delamination kein kritisches Stadium erreicht hat, können durch die intakte äußere Deckschicht noch Kräfte aufgenommen werden.

Bei dem Abscherversuch sind die Kurven bis zum Erstversagen nahezu deckungsgleich (Bild 5.4). Dies liegt daran, dass hier zunächst eine reine Schubbelastung des Wabenkerns vorliegt, welche von einem Schubversagen gefolgt wird, ohne dass die eigentliche Kantenverbindung versagt. Die Maximalkraft bei den Stumpfstoßproben liegt durchschnittlich bei 2839 N. Bezogen auf die Schubfläche ergibt dies eine Schubfestigkeit von 1,2 MPa:

$$\tau_{LT,\max} = \frac{F_{\max}}{A} = \frac{2839 \text{ N}}{250 \text{ mm} \cdot 9,5 \text{ mm}} = 1,2 \text{ MPa} . \quad (5.1)$$

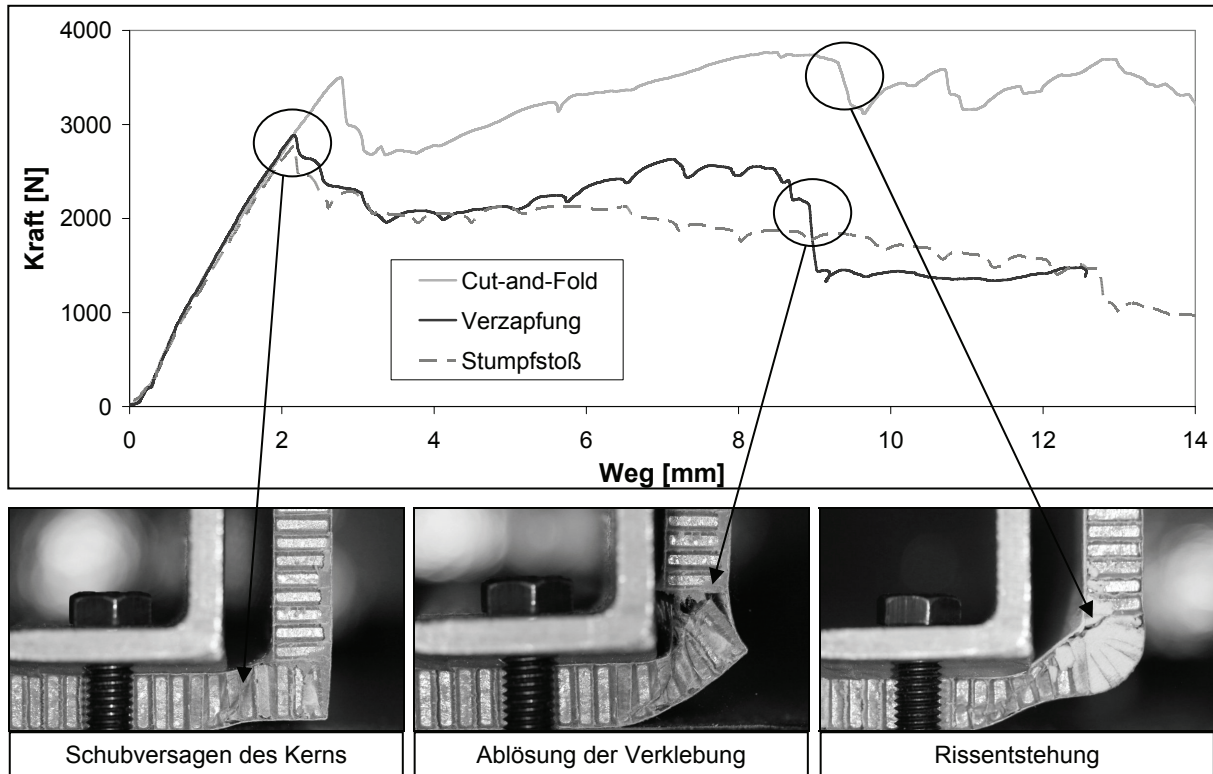


Bild 5.4: Kraft-Weg-Kurven der Abscherversuche an Sandwichkanten

Dieser Wert stimmt mit der Schubfestigkeit von 1,21 MPa des C1-3,2-48 Nomex[®]-Wabenkerns in der TL-Ebene, der in den Schubversuchen in Kapitel 3.1.1.3 bestimmt wurde, sehr gut überein. Bei den Cut-and-Fold-Proben liegt die Maximalkraft mit 3310 N höher. Dieser Effekt wird darauf zurückgeführt, dass der Füllstoff zur Kantenverstärkung auch teilweise in den schubbelasteten Wabenbereich gefüllt wurde und damit zu einer Erhöhung der Schubfestigkeit führt. Im weiteren Kurvenverlauf findet die eigentliche Belastung und Charakterisierung der Kantenverbindung statt. Bei den Stumpfstoßproben löst sich die Klebeverbindung zwischen den Schenkeln mit abfallender Kraft. Bei den verzapften Proben steigt die Kraftkurve aufgrund der größeren Klebeflächen zunächst an und fällt dann nach dem ersten Versagen der Klebungen langsam ab. Die Cut-and-Fold-Proben zeigen ein anderes Verhalten: Aufgrund der Verstärkungslage, die in der Probeneinspannung mit eingespannt ist und auf Zug beansprucht wird, kommt es zu keiner vollständigen Zerstörung der Kantenverbindung. Es entwickeln sich ein Riss in der oberen Verbindung von gefüllter und ungefüllter Wabe sowie eine Delamination der Verstärkungslage. Dies geschieht unter einem hohen und steigenden Lastniveau. Im späteren Verlauf entsteht ein Riss in der Mitte der Verstärkungslage, welcher zu einem leichten Abfall der Kraftkurve führt.

5.1.2 Numerische Analyse

Ziel der numerischen Analyse dieser Versuche ist es, Modellierungsmethoden zu entwickeln, mit denen das Versagensverhalten und die Versagenslasten der Kantenverbindungen korrekt wiedergespiegelt werden können. Angestrebt wird hierbei eine möglichst einfache Modellierung mit einem geringen Detaillierungsgrad, die bei FE-Berechnungen im industriellen Umfeld mit einem möglichst geringen zeitlichen Aufwand umgesetzt werden kann. Der hier verwendete Modellierungsansatz entspricht der kombinierten Schalen- und Volumenmodellierung (Shell-Solid-Shell), d.h. die Deckschichten werden mit unterintegrierten Schalenelementen unter Verwendung von MAT54 und die Kernschicht mit Volumenelementen und MAT126 modelliert. Die Verbindung von Kern- und Deckschicht erfolgt mit Hilfe eines Tied-Kontakts.

Für die Verbindung sämtlicher Klebeflächen im Bereich der verklebten Kantenverbindung wurde ein Tiebreak-Kontakt herangezogen. Diese Kontaktformulierung ermöglicht durch die Definition einer maximalen Normal- und Schubspannung in der Kontaktfläche in Verbindung mit folgendem Versagenskriterium eine Ablösung der verbundenen Flächen, und kann somit das Losreißen der Klebeverbindung abbilden [117]:

$$\left(\frac{|\sigma|}{NFLS}\right)^2 + \left(\frac{|\tau|}{SFLS}\right)^2 \geq 1 \quad (5.2)$$

Die Werte für die Normal- und Schubfestigkeiten waren unbekannt und wurden mittels einer Parameterstudie bzw. Verifikationssimulationen empirisch ermittelt, so dass das Versagensverhalten und die Versagenskraft der jeweiligen Kantenverbindung im Biege- und Abscherversuch möglichst gut mit den Versuchsdaten übereinstimmen.

Bei den Stumpfstoß-Proben gibt es lediglich zwei große Kontaktpaarungen (Bild 5.5). Die Versagensspannungen konnten hierbei derart bestimmt werden, dass beim Biegelastfall sowohl eine relativ gute Übereinstimmung der Versagensart als auch der durchschnittlichen Versagenskraft (Bild 5.6) erzielt wurden.

Das Simulationsmodell der verzapften Kante entspricht in seinem Aufbau weitestgehend dem vorigen Modell, jedoch erhöht sich die Anzahl der Kontaktflächen durch die einzelnen Zapfen auf insgesamt 17 (Bild 5.5). Auch wenn bei dem Versagensbild des Biegeversuchs eine relativ gute Übereinstimmung mit dem Versuch erzielt wurde, so gibt es eine Abweichung bei der Versagenskraft (Bild 5.6). Um diese Abweichung zu reduzieren, müssten unterschiedliche Versagenskennwerte für die einzel-

nen Kontaktflächen verwendet und in einer erneuten Optimierungsschleife bestimmt werden, was die Modellierung sehr komplex machen würde.

Beim Modell der Cut-and-Fold-Kante wurden dem gefüllten Wabenbereich die isotropen Materialkennwerte der Kernfüllmasse zugewiesen (Bild 5.5). Die Rundung des Kantenbereichs wurde dabei entsprechend der realen Probe angenähert. Da sich bei den Versuchen eine Rissbildung zwischen dem gefüllten und ungefüllten Wabenbereich zeigte, wurde im FE-Modell jeweils ein Tiebreak-Kontakt zwischen den Elementen der Kernfüllmasse und dem regulären Wabenkern erstellt. Eine zweite Kontaktformulierung mit unterschiedlichen Versagenskennwerten wurde für die Verbindung der GFK-Verstärkungslage mit der Sandwichdeckschicht definiert. Hierbei wurde die Zusatzlage mit separaten Schalenelementen modelliert. Das Simulationsmodell erlaubt es trotz seiner Einfachheit, das Versagemuster in guter Näherung abzubilden. Hierbei entsteht zunächst durch eine Kontaktablösung ein Riss zwischen den Elementen der gefüllten und ungefüllten Waben, welcher für den Kraftabfall verantwortlich ist. Im Folgenden löst sich der Kontakt der Verstärkungslage in einem Delaminationsprozess von der Sandwichdeckschicht. Der Kraftverlauf in Bild 5.6 entspricht den Versuchswerten bezüglich der Maximalkraft mit guter Näherung, die Steigung der Kurve stimmt jedoch nicht überein. Da die Steifigkeit dieser Kantenverbindung insbesondere von dem gefüllten Bereich bestimmt wird, müssten hier die Materialkennwerte der Kernfüllmasse modifiziert werden.

Bei den Abscherversuchen wurden die gleichen FE-Modelle und die gleichen Versagenskennwerte der Tiebreak-Kontakte wie im Biegelastfall verwendet. Lediglich die Einspannbedingungen und die Lastaufbringung unterschieden sich. Die resultierenden Kraft-Weg-Kurven zeigt Bild 5.6. Der Versagensablauf der stumpf verklebten Proben ist anhand einer Bildfolge in Bild 5.7 dargestellt. Zunächst kommt es zu einem Schubversagen der Kernelemente, im Weiteren entsteht durch eine Kontaktablösung ein Riss im inneren Kantenbereich, welcher so lange anwächst, bis auch die hintere Klebefläche sich löst und abgeschält wird. Dieser Versagensverlauf kann trotz des einfachen Modellierungsansatzes in guter Übereinstimmung mit den Versuchsergebnissen abgebildet werden und bildet die Grundlage dafür, dass auch die Kraftkurve in guter Korrelation zu den Versuchsdaten steht. Dass die Steigung der Kurve nicht übereinstimmt bzw. eine Skalierung hinsichtlich der Wegachse vorliegt,

liegt daran, dass im FE-Modell die Elastizitäten der Prüfvorrichtung und des verwendeten Silikonstreifens als Probenaufgabe nicht mitmodelliert wurden, welche im Versuch zu erhöhten Deformationen führten. Auch bei den verzapften Proben gibt es eine gute Übereinstimmung hinsichtlich der Versagensfolge, der Kurvencharakteristik und des Kraftlevels im Kraft-Weg-Diagramm. Bezüglich der Abweichung der Wegachse gilt das gleiche wie im vorigen Fall.

Beim Versagensablauf der Cut-and-Fold-Proben in Bild 5.7 entsteht nach dem Schubversagen der Kernelemente eine Ablösung im Klebekontakt der Elemente der gefüllten und ungefüllten Waben in Verbindung mit einer Kontaktablösung der GFK-Verstärkungslage. Die Abweichung des entsprechenden Kraft-Weg-Verlaufs von der Versuchskurve ist hierbei tendenziell etwas größer als bei den vorigen beiden Modellen (Bild 5.6).

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass mit diesem einfachen Modellierungsansatz geringer Detaillierung unter Verwendung von Tiebreak-Kontakten das Versagensverhalten hinsichtlich Versagensablauf und Kraftlevel gut abgebildet werden kann.

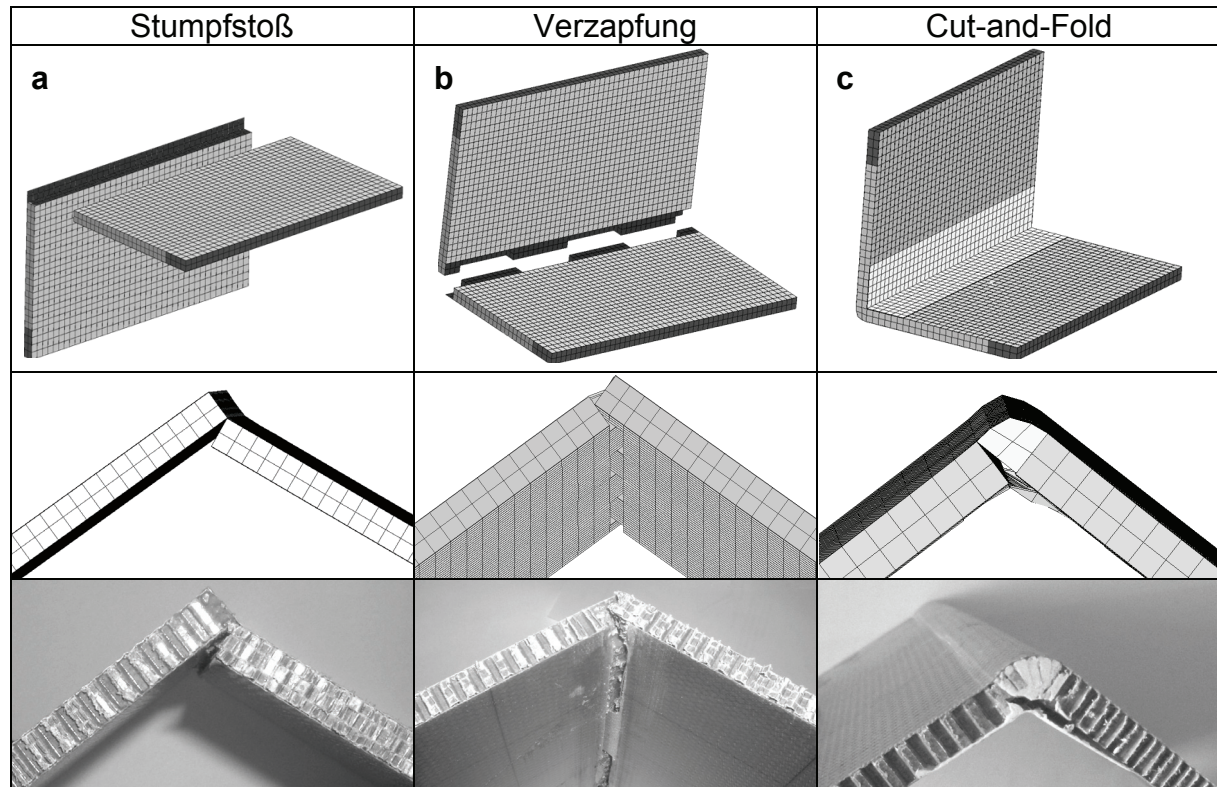


Bild 5.5: Simulationsmodelle und Versagensbilder der Kantenbiegeversuche: a) Stumpfstoß, b) Verzapfung, c) Cut-and-Fold-Kante

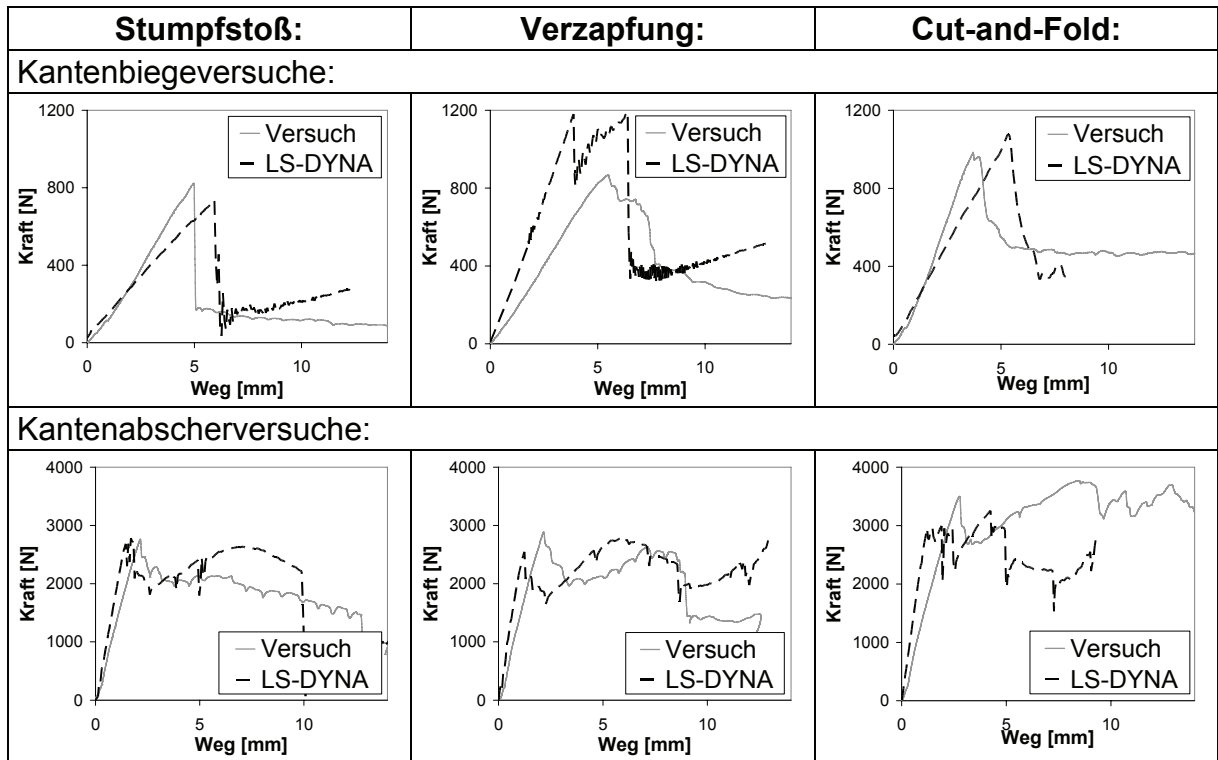


Bild 5.6: Kraft-Weg-Kurven der Kantenversuche: Experiment und Simulation

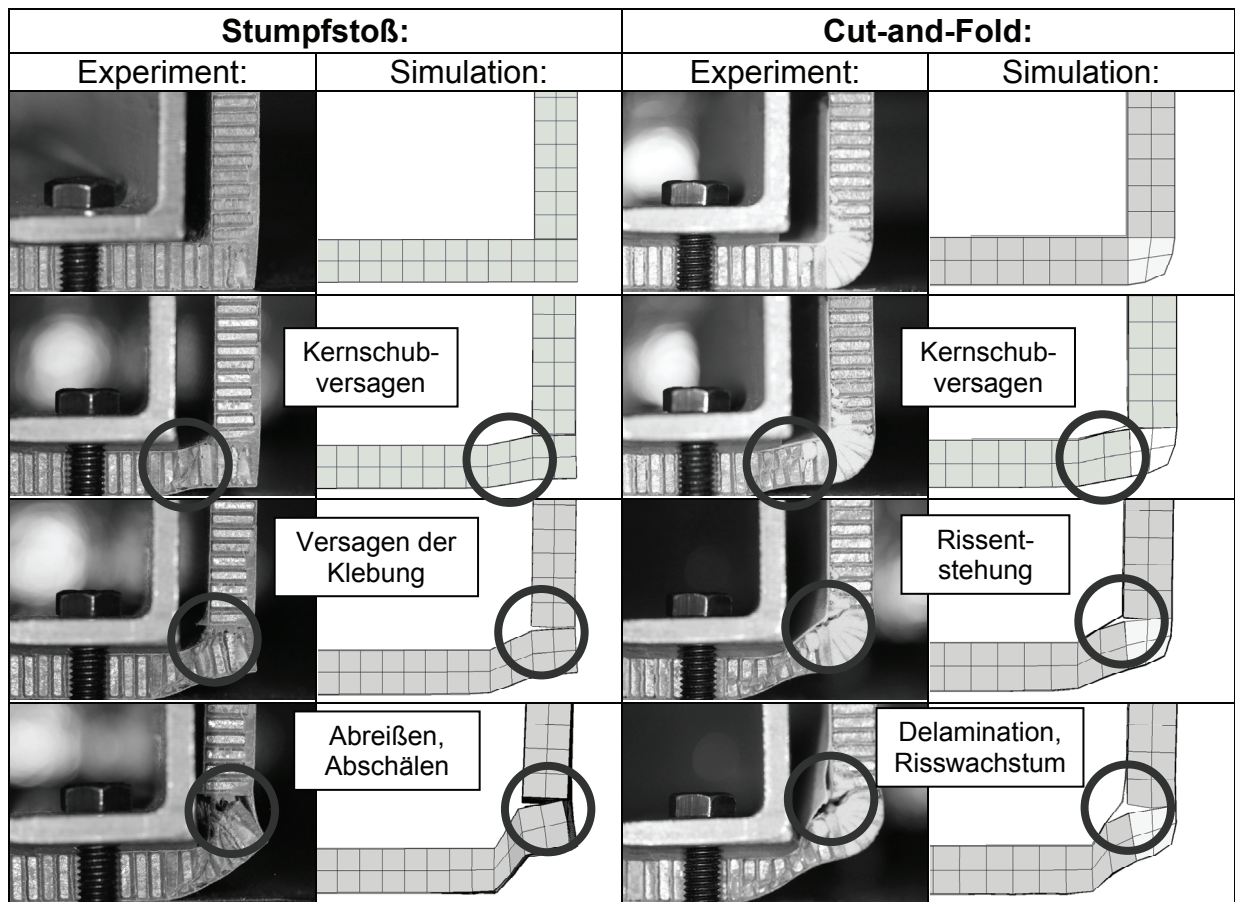


Bild 5.7: Abscherversuch an Kantenverbindungen: Experiment und Simulation

5.2 Lasteinleitungen

5.2.1 Insert-Verbindungen

An Inserts als typischen Lasteinleitungen in Sandwichstrukturen können generell fünf verschiedene Grundlastfälle auftreten: Zug, Druck, Schub, Biegung und Torsion. In der Regel wirken jedoch keine direkten lokalen Drucklasten auf den Insert, da gewöhnlich großflächige Montageflächen verwendet werden. Daher spielt auch der Biegebelastfall üblicherweise nur eine untergeordnete Rolle, zumal durch die Montagebleche kurze Hebelarme realisiert werden. Torsionsbelastungen treten eher bei der Montage der Befestigungsschraube als während des Betriebs auf. Aus diesem Grund sind es primär der Zug- und der Schublastfall, denen die meiste Bedeutung zukommt, und die am häufigsten im Rahmen einer experimentellen Charakterisierung der Festigkeit einer Insert-Verbindung umgesetzt wurden [54], [55], [62], [66], [316].

Im Folgenden sollen die Zug- und Schubfestigkeit zweier standardmäßiger Insert-Verbindungen für Flugzeugkabinenanwendungen untersucht werden. Behandelt werden Insert-Typen nach NAS 1833 [317] und NAS 1835 [318], wobei letzterer über einen schwimmenden Gewindeeinsatz verfügt, mit dessen Hilfe Montageungenauigkeiten ausgeglichen werden können (Bild 5.8). Die Inserts wurden jeweils in einem Bereich mit Kernfüllmasse eingebettet und mit Hilfe eines Epoxidharzes (Huntsman Advanced Materials, Araldite® 2011) eingeklebt. Da es für derartige Versuche keine Prüfnormen gibt, wurden im Rahmen dieser Arbeit zwei Prüfvorrichtungen für Ausreiß- und Abscherversuche konstruiert und gefertigt, die in Bild 5.9 dargestellt sind. Um den Einfluss der Lastrate auf das Versagensverhalten zu untersuchen, wurden beide Versuche zum einen quasi-statisch mit einer Verfahrensgeschwindigkeit von 1 mm/min und zum anderen dynamisch mit 500 mm/min durchgeführt. Auf diese Weise

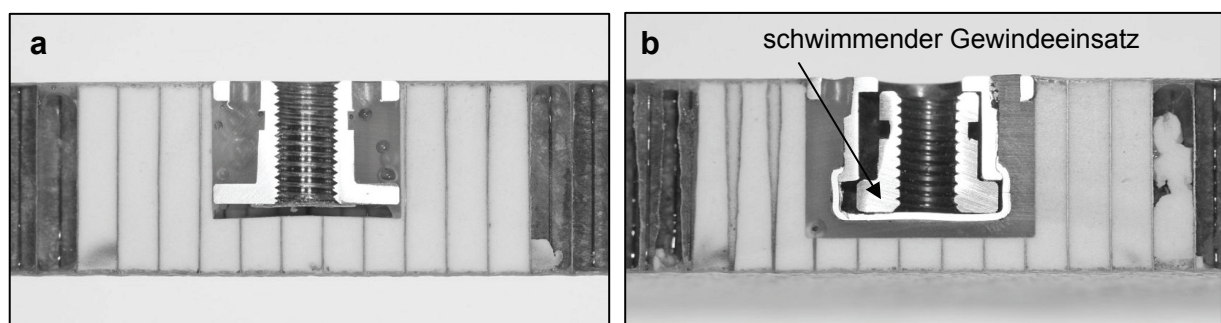


Bild 5.8: Geprüfte Insert-Verbindungen: a) Typ NAS 1833 und b) Typ NAS 1835

trat das Versagen nach einer Zeit von 200 s bzw. 0,4 s auf.

Die Ergebnisse der Ausreißversuche, welche eine hohe Reproduzierbarkeit aufwiesen, sind in Bild 5.10 anhand von repräsentativen Kurven dargestellt. Die Kraftverläufe beider Insert-Typen sind sehr ähnlich. Grundsätzlich lassen sich hier jeweils drei charakteristische Bereiche herausstellen. Das Erstversagen, verbunden mit einem leichten Kurvenabfall, ist jeweils auf ein Überschreiten der Schubfestigkeit des Kerns im unmittelbaren Wabenbereich neben der Kernfüllmasse zurückzuführen. Anschließend steigt die Kraftkurve weiter an, bis sie beim Zug-/Schubversagen des Kernfüllmassebereichs schlagartig abfällt. Die durchschnittlichen statischen Maximalkräfte liegen bei beiden Insert-Typen auf etwa gleichem Niveau von 2220 N und 2194 N. Beim Insert nach NAS 1835 kommt es jedoch erst bei größeren Deformationen zum Kraftabfall. Dies liegt daran, dass hier auch an der unteren Insert-Stirnfläche eine Klebeverbindung zum Kernfüllmassebereich besteht. Beim Typ nach NAS 1833 existiert diese Verklebung nicht, das Versagen tritt daher früher ein. Der dritte markante

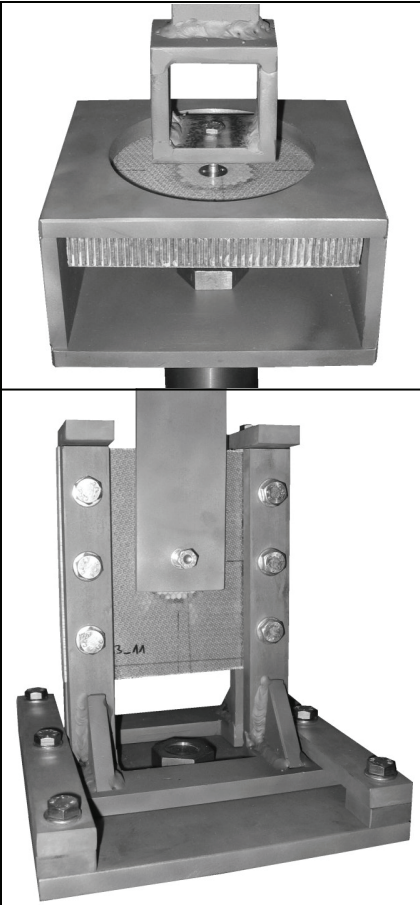
| | | | |
|-----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | 1 | Ausreißversuch an Inserts senkrecht zur Deckschicht (Pull-Out) |  |
| | 2 | Abscherversuch an Inserts parallel zur Deckschicht (Shear-Out) | |
| Prüfnorm: | - | | |
| Probenmaterial: | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 1-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 - Kernfüllmasse: Cytac BR [®] 632 P4, mod. Epoxidharz | | |
| Insert-Typ: | A | NAS 1833-C3-370: Durchmesser 14 mm, Höhe 9,4 mm | |
| | B | NAS 1835-C3-430: Durchmesser 17,4 mm, Höhe 11 mm | |
| Proben-geometrie: | 127 mm x 127 mm x 15 mm | | |
| Prüfge-schwindigkeit: | I | 1 mm/min | |
| | II | 500 mm/min | |

Bild 5.9: Prüfbedingungen der Versuche an Sandwich-Inserts

Kurvenbereich ist durch die Restfestigkeit bestimmt, die sich durch ein Abschälen der oberen Deckschicht und Reibungsphänomene beim weiteren Herausziehen des Inserts mitsamt der anhängenden Kernfüllmasse ergibt. Bei der höheren Lastrate zeigen die Kurven die gleichen Charakteristika, also die gleiche Versagensabfolge, jedoch liegen sie auf einem höheren Niveau, was auch für das Schubversagen des Kerns gilt. Dies bestätigt den untersuchten Dehnrateneffekt der hier verwendeten Materialien.

Eine analytische Berechnung der Ausreißkraft gemäß dem Insert Design Handbook [319] bestätigt das Versuchsergebnis, dass die Versagenskraft nicht vom Insert-Typ, sondern lediglich von Dicke und Durchmesser des Kernfüllmassebereichs sowie von den Werkstoffkennwerten abhängt:

$$F_{Z,\max} = \frac{2\pi b_{KF} h_c \tau_{WT,\max}}{CK_{\max}} = 1630 \text{ N} \quad (5.3)$$

mit $C = \frac{\beta}{\beta+1}$ $\beta = \frac{h_c}{t_f}$ $K_{\max} = \frac{b_{KF}}{r_{\max}} \left[1 - \sqrt{\frac{r_{\max}}{b_{KF}}} e^{\chi(b_{KF}-r_{\max})} \right]$ $r_{\max} = \frac{b_{KF}}{1 - e^{k(\chi b_{KF})^n}}$

$$\chi = \frac{1}{t_f} \sqrt{\frac{G_f}{E_f} 12(1-\nu_f^2)} \left(\frac{\beta}{2} + 1 + \frac{2}{3\beta} \right) \quad k = -0,931714 \quad n = 0,262866.$$

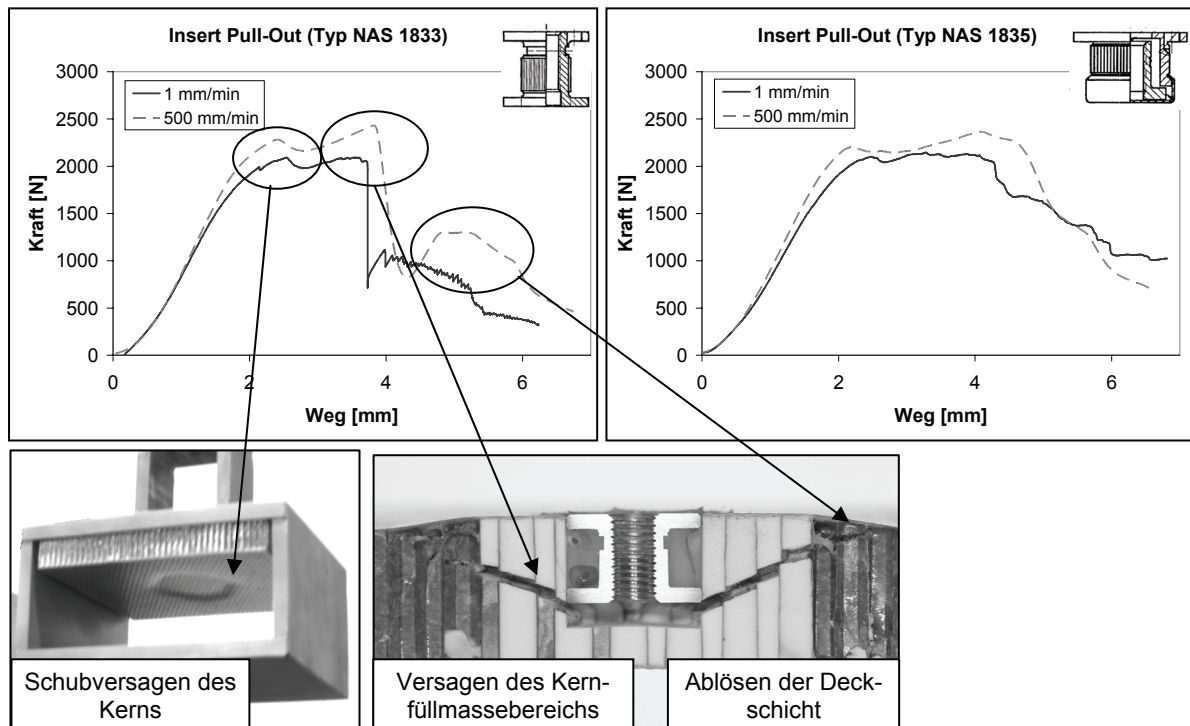


Bild 5.10: Kraft-Weg-Kurven und Versagensabfolge der Insert-Ausreißversuche

Die errechneten 1630 N liegen durchschnittlich 35% unter den Versuchsergebnissen. Damit bestätigt sich die Aussage in [57], [316], dass diese Berechnungsformel zu sehr konservativen Ergebnissen führt.

Die Versuchsergebnisse der Abscherversuche zeigt Bild 5.11. Wie bei den Ausreißversuchen existiert auch hier wieder eine Übereinstimmung der Kurvenverläufe beider Insert-Typen. Die durchschnittlichen statischen Maximalkräfte sind hierbei beim Typ NAS 1835 mit 4360 N geringfügig höher als beim Typ NAS 1833 mit 3921 N, was erneut auf die untere Verklebung zurückzuführen ist. Nach einem linear-elastischen Bereich tritt ein Zugversagen der hinteren Insert-Verklebung auf, und die Kraft fällt stark ab. Das Totalversagen tritt infolgedessen durch ein Schubversagen der oberen Deckschicht mitsamt des darunter liegenden Kernfüllmassbereichs auf. Dabei wird der gesamte Block Kernfüllmasse, welcher in Lastrichtung vor dem Insert liegt, abgeschert und löst sich dabei von der unteren Deckschicht, die unbeschädigt bleibt. Die Ergebniskurven sind stark durch die Menge der Kernfüllmasse beeinflusst, die sich in Lastrichtung vor dem Insert befindet, da bei denjenigen Proben mit wenig Kernfüllmasse vor dem Insert dieses Schubversagen frühzeitig eintritt. Es wurde diesbezüglich ein breites Spektrum von wenig Kernfüllmasse bis sehr viel Kernfüllmasse ge-

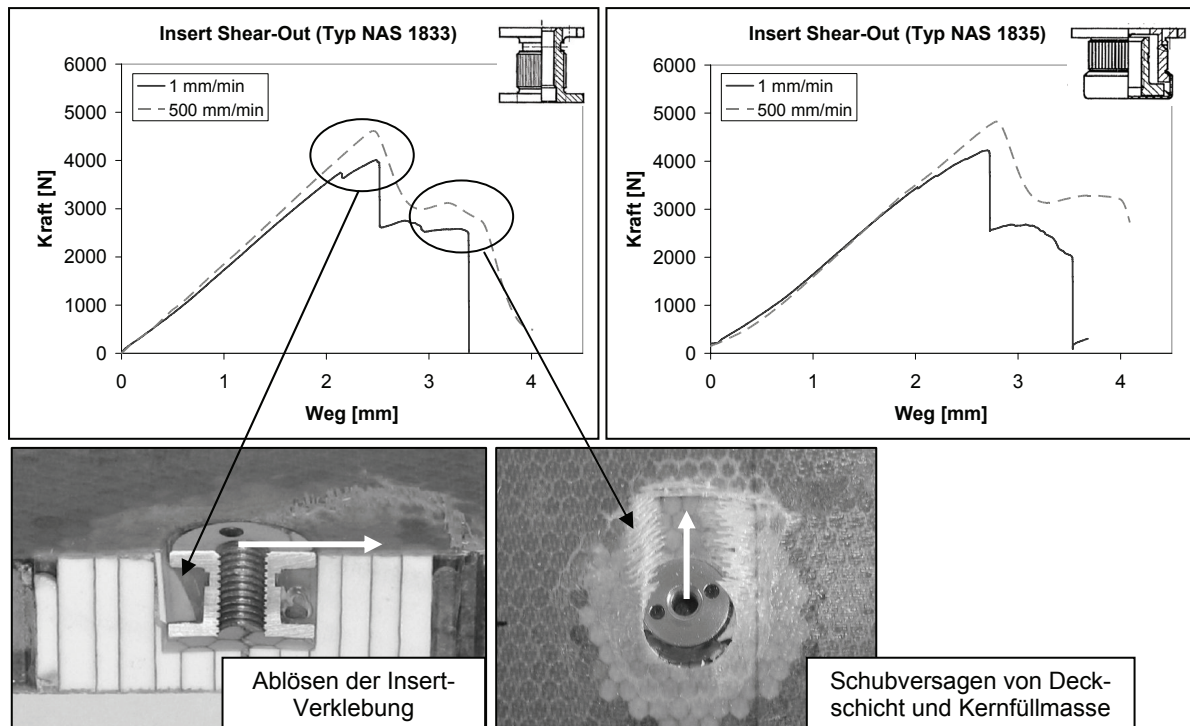


Bild 5.11: Kraft-Weg-Kurven und Versagensabfolge der Insert-Abscherversuche

geprüft. Beim Vergleich der statischen und dynamischen Maximalkräfte bestätigt sich auch hier ein Dehnrateneffekt.

Die analytische Berechnung der Maximalkraft unter Schubbelastung nach [319] liefert folgendes Ergebnis:

$$F_{S,\max} = 8b_{KF}^2 \tau_{WT\max} + 2t_f b_{KF} \sigma_{f\max} = 3967 \text{ N} . \quad (5.4)$$

Die Übereinstimmung mit den experimentellen Werten von 3921 N und 4360 N ist bei einer durchschnittlichen Abweichung von 4% besser als im Fall der Ausreißfestigkeit. Berücksichtigt man die Schwankungen bei den hier verwendeten Parametern, eignet sich die analytische Formel für die maximale Abscherkraft sehr gut für eine Auslegung, während die Berechnung der Ausreißkraft sehr konservativ ist.

Numerische Analyse mittels Mesomodell:

Mesomodelle mit einem hohen Detaillierungsgrad (Bild 5.12) eignen sich nicht dazu, in globale Modelle großer Abmessungen übernommen zu werden, jedoch können sie wertvolle Informationen über die Zellverformung während einer Belastung liefern, da dieser Einblick bei einem Experiment nicht möglich ist. Auf diese Weise konnte die Theorie des Schubversagens des Kerns im Ausreißversuch nachgewiesen werden (Bild 5.12). Weiterhin erlauben validierte Modelle eine Parameterstudie hinsichtlich alternativer Kernfüllmassen, des Einflusses der Ausdehnung des Kernfüllmassebereichs sowie unterschiedlicher Waben oder Deckschichten.

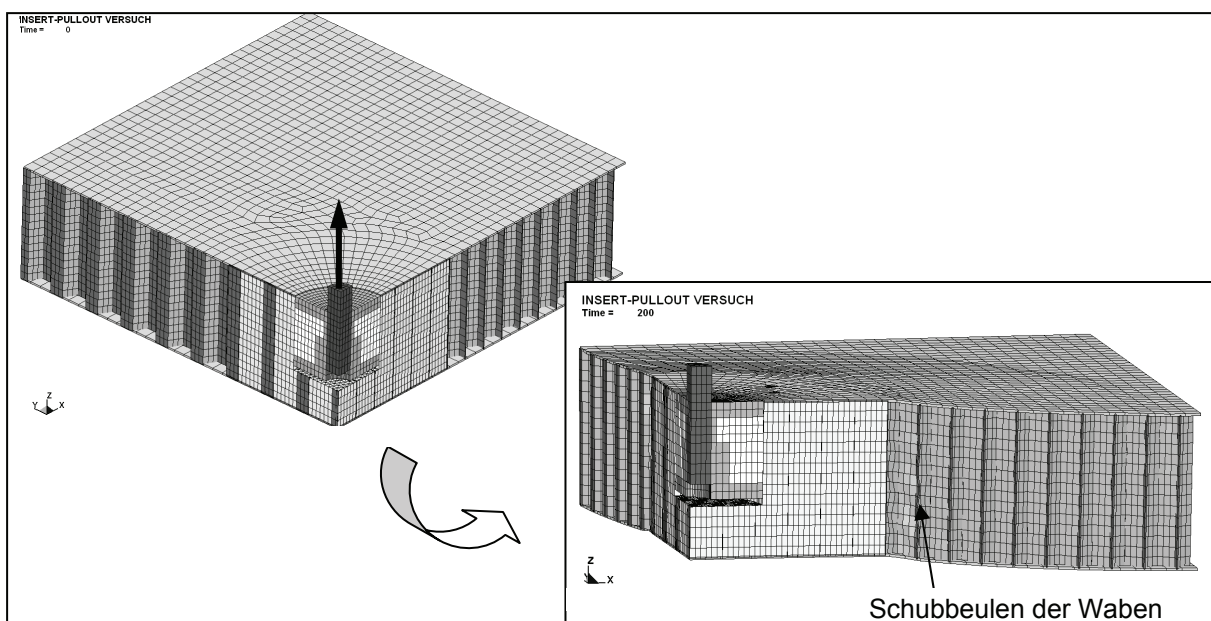


Bild 5.12: Mesomodell: Untersuchung der Zellwanddeformation beim Ausreißversuch

Numerische Analyse mit vereinfachtem Ansatz:

Im Gegensatz zu dem Mesomodell wurde im Folgenden eine möglichst einfache Modellierungsmethode entwickelt, die in der Lage ist, mit geringstem Modellierungs- und Berechnungsaufwand das Versagensverhalten einer Insert-Verbindung in einem globalen FE-Modell eines Sandwichbauteils abzubilden.

Die Grundlage hierfür bildet der Shell-Solid-Shell Modellierungsansatz einer Sandwichstruktur mit Volumenelementen für den Wabenkern und Schalenelementen für die Deckschichten. Die Software LS-DYNA bietet unterschiedliche Modellierungsoptionen im Bereich der Verbindungstechnik. Eine viel versprechende Option ist die Spotweld-Modellierung, welche die Verbindung zweier Flächen mit Hilfe von Balken- oder Volumenelementen darstellt. Da bei Balkenelementen keine Torsionsmomente übertragen werden können, haben sich in diesem Bereich Volumenelemente durchgesetzt, denen das Materialmodell *MAT_SPOTWELD zugewiesen wird. Sie werden mit Hilfe des Kontakts *CONTACT_SPOTWELD mit den zwei Flächen verbunden. In dem besagten Materialmodell können eine Vielzahl unterschiedlicher Versagenskriterien angewendet werden, um ein Versagen der Verbindung darstellen zu können. Hierbei werden unterschiedliche Interaktionen von Normal- und Querkräften sowie wirkenden Momenten auf Basis resultierender Kräfte oder Spannungen angesetzt. An dieser Stelle wurde die Definition von maximalen Normal- und Schubkräften gewählt, die direkt aus den Versuchsergebnissen übernommen werden konnten. Diese sind über ein quadratisches Versagenskriterium miteinander gekoppelt:

$$\left(\frac{F_Z}{F_{Z,\max}} \right)^2 + \left(\frac{F_S}{F_{S,\max}} \right)^2 \leq 1. \quad (5.5)$$

Da gezeigt werden konnte, dass die Versagensgrenzen der Insert-Verbindung nicht vom Insert-Typ abhängen, wurden beide Inserts mit der selben Spotweld-Definition modelliert. Bild 5.13 zeigt das einfache Modell der Probestplatte mit einem Insert, der mit Volumenelementen und der Spotweld-Option modelliert wurde. Der Kernfüllmassebereich wurde im Gegensatz zum Wabenkern mit einem isotropen Materialmodell abgebildet. Für den Ausreißversuch wurden die Randbedingungen entsprechend den Experimenten in Form einer kreisrunden Einspannung der Sandwichplatte und der Zuglast auf die oberen Knoten des Inserts in z-Richtung aufgebracht. Für die Simulation der Abscherversuche wurde das gleiche Modell verwendet, lediglich die Rand-

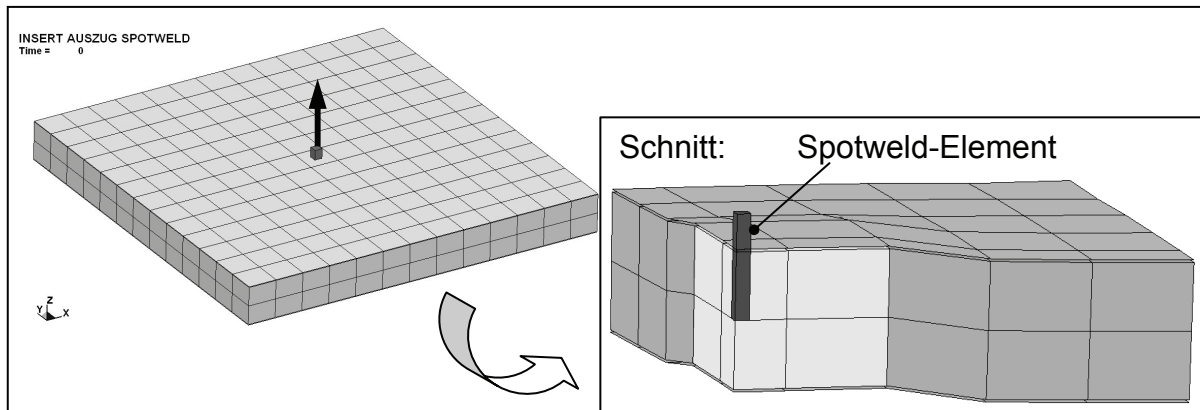


Bild 5.13: Einfaches FE-Modell einer Insert-Verbindung mit der Spotweld-Option

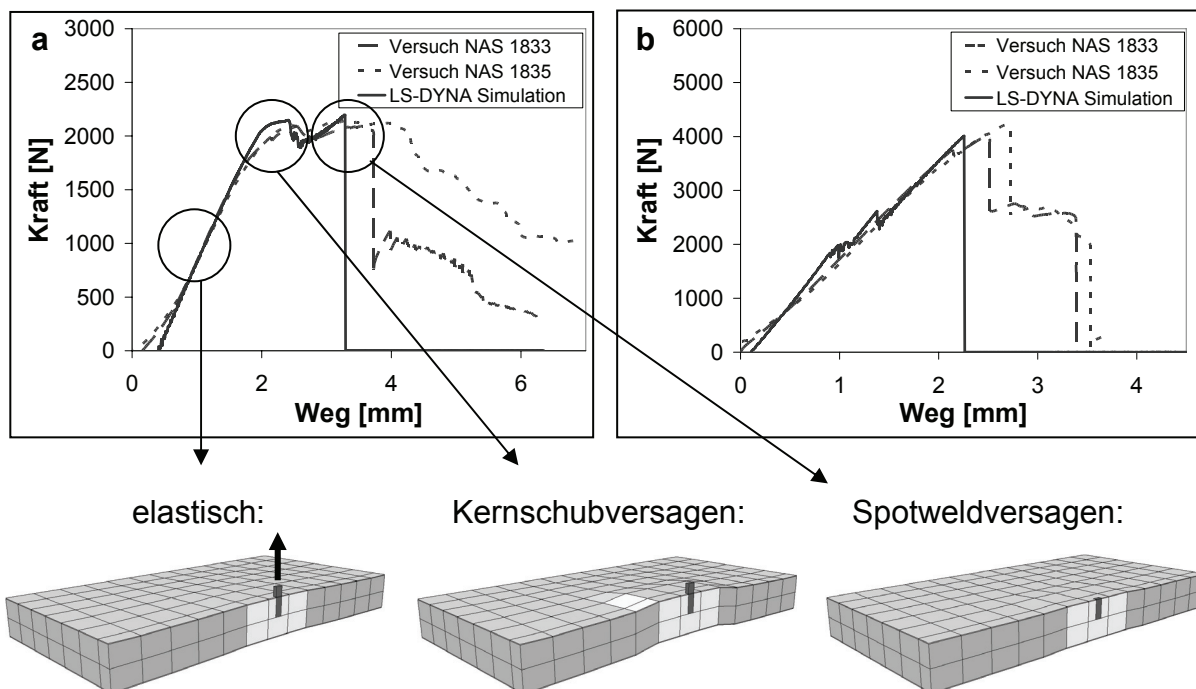


Bild 5.14: Vergleich Ergebnisse von Versuch und Simulation: a) Ausreißversuch, b) Abscherversuch

bedingungen und Lastrichtung wurden angepasst. Bild 5.14 zeigt die Kraft-Weg-Kurven von Simulation und Versuch im Vergleich. Die Übereinstimmung der experimentellen und numerischen Kurven im Fall der Ausreißversuche ist sehr gut. Insbesondere das Schubversagen des Kerns vor dem Totalversagen wird mit diesem einfachen Modell dank der validierten, homogenisierten Materialmodellierung des Wabenkerns mit sehr guter Übereinstimmung abgebildet. In beiden Kurven erfolgt der Kraftabfall bei Erreichen der definierten maximalen Normalkraft geringfügig früher als im Versuch, was eine geringere Energieaufnahme zur Zerstörung der Insert-

Verbindung bedeutet. Dieser Tatsache kann in diesem einfachen Modell lediglich durch eine Erhöhung der Versagenskraft oder einer Variation des Materialmodells des Wabenkerns im Nachversagensbereich begegnet werden, da diese den Kurvenverlauf beeinflussen. Auch bei den Simulationen der Abscherversuche ist eine gute Übereinstimmung hinsichtlich des Erstversagens zu verzeichnen. Die Restfestigkeit, welche in den Versuchskurven bis zum Totalversagen deutlich wird, kann jedoch nicht abgebildet werden. Dies liegt daran, dass das Spotweld-Modell keine physikalische Abbildung der Versagensart mit Ablösung der Klebeverbindung ist, sondern rein quantitativ mit einer maximalen Schubkraft arbeitet. Danach wird das Spotweld-Element erodiert, so dass keine Restfestigkeit abgebildet werden kann.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass mit dieser Modellierungsmethode für Insert-Verbindungen in guter Übereinstimmung mit Versuchsdaten die maximalen Normal- und Schubbelastungen abgebildet werden können. Auch Dehnrateneffekte können unter Verwendung der DAMAGE-FAILURE Option=1 (Toyota-Modell, [117]) umgesetzt werden, indem die Maximalspannungen in Abhängigkeit der effektiven Dehnrates in Kurvenform eingegeben werden. Nachteilig ist lediglich die Tatsache, dass keine Restfestigkeit abgebildet werden kann, da dieses Feature nicht in der Spotweld-Option implementiert ist.

5.2.2 Anbindungswinkel

Neben der Verwendung von Inserts können Lasteinleitungen auch über Anbindungswinkel realisiert werden, die mittels einer Gegenplatte auf der Rückseite und Durchgangslöchern im Sandwich montiert werden. So kann eine typische Anbindung von Flugzeuggepäckfächern an die Rumpfstruktur ausgeführt werden. Um das Versagensverhalten zu untersuchen und anschließend modellieren zu können, wurden derartige Ausreißversuche unter einem Winkel von 0° an insgesamt zehn Probenplatten an der TU Hamburg-Harburg durchgeführt (Bild 5.15). Im Bereich der Durchgangslöcher war die Wabe dabei zur Verstärkung mit Kernfüllmasse gefüllt. Es stellte sich jeweils ein Versagensablauf ein, welcher sich auch in dem Kraft-Weg-Diagramm einer repräsentativen Probe in Bild 5.16 widerspiegelt: Zunächst kam es zu einem Versagen der Deckschicht auf der Druckseite vor dem Anbindungswinkel, was sich durch die geringere Druckfestigkeit des GF/PF-Materials im Vergleich zur Zugfestigkeit erklären lässt. Im weiteren Versuchsverlauf versagte die Deckschicht auch auf

der Zugseite, und ein Riss breitete sich aus. Das Totalversagen mit einem deutlichen Kraftabfall resultierte schließlich aus dem Entstehen von Längsrissen durch kombinierte Zug- und Schubbelastung der Deckschicht seitlich des Anbindungswinkels.

Numerische Analyse:

Ein LS-DYNA Modell dieser Sandwichplatte mit Anbindungswinkel wurde auf Basis des Shell-Solid-Shell-Ansatzes generiert (Bild 5.16) um zu untersuchen, inwieweit der


| | | |
|----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Anbindungswinkel-Ausreißversuch an Sandwichproben |  |
| Probenmaterial: | Sandwich: - Deckschichten: GF/PF, Gewebe, 2-lagig - Kern: Nomex [®] Wabe Schütz Cormaster C1-3.2-48 - Kernfüllmasse: Cytec BR [®] 632 P4, mod. Epoxidharz | |
| Wabenorientierung: | Lastrichtung in W-Richtung | |
| Probengeometrie: | 600 mm x 600 mm x 15 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 10 mm/min | |

Bild 5.15: Prüfbedingungen der Anbindungswinkel-Ausreißversuche

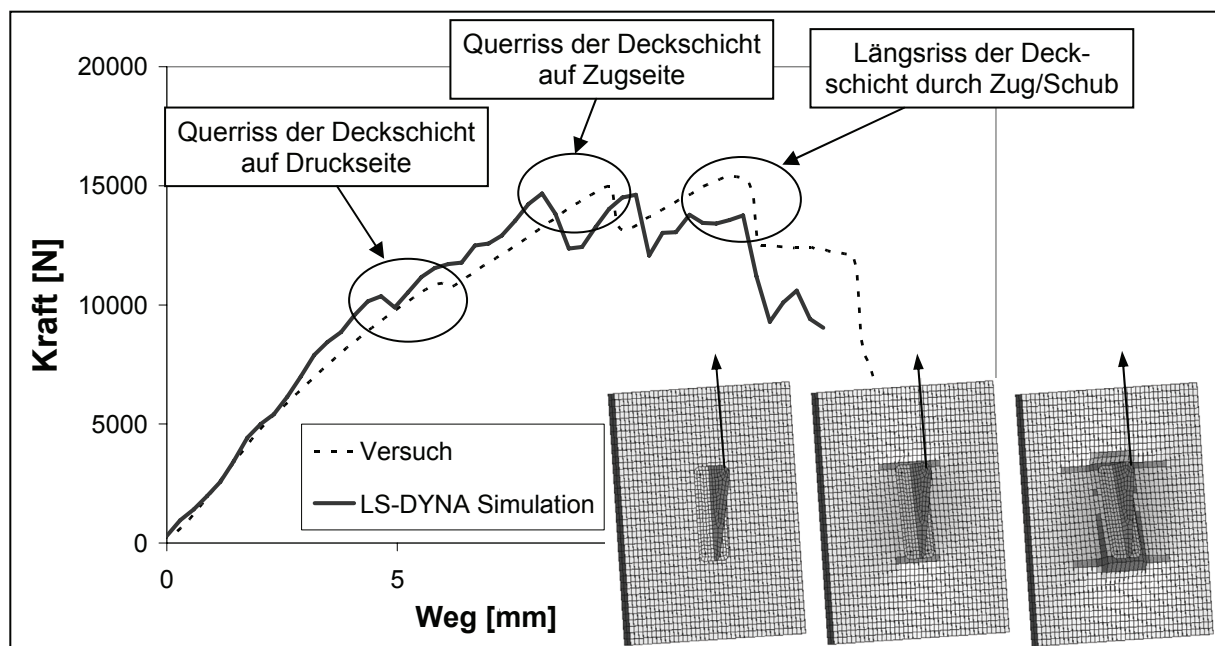


Bild 5.16: Kraft-Weg-Verlauf und Simulation des Anbindungswinkel-Ausreißversuchs

Ausreißversuch simuliert werden kann. Voraussetzung für eine korrekte Abbildung des Kraftverlaufs ist auch hier, dass der phänomenologische Versagensablauf im numerischen Modell mit den Versuchsbeobachtungen übereinstimmt. Weil die Druckfestigkeit im FKV-Materialmodell MAT54 einen geringeren Wert als die Zugfestigkeit hat, kommt es in der Tat zunächst zu einem Druckversagen der Elemente vor dem Anbindeungswinkel, das von einem Zugversagen im hinteren Bereich gefolgt wird. Auch die Entstehung der Längsrisse seitlich des Beschlags kann durch das Versagenskriterium nach Chang/Chang mit Interaktion von Zug- und Schubspannungen wie im Versuch beobachtet abgebildet werden. Die versagten Elemente werden vereinfachend aus der weiteren Berechnung entfernt. Diese Modellierung des Versagensablaufs und die Verwendung der im Vorfeld verifizierten Materialparameter führen zu einer guten Annäherung der experimentellen Kraftkurve (Bild 5.16). Weiterhin konnte anhand des Simulationsmodells gezeigt werden, dass der Wabenkern noch vor dem Deckschichtversagen seine Schubfestigkeit erreicht und in den Nachversagensbereich kommt. Dieses Schubversagen tritt nicht schlagartig ein. Vielmehr versagt sukzessive eine zunehmende Anzahl an Elementen, wodurch sich der degressive Kurvenverlauf erklärt.

5.3 Bewertung der Ergebnisse

Ingesamt konnte mit relativ einfachen Modellen der Kanten- und Insert-Verbindungen eine gute Abbildung des Versagensverhaltens erzielt werden, wobei zu beachten ist, dass sich diese Übereinstimmung in erster Linie durch die in den vorigen Kapiteln entwickelten Kern- und Deckschichtmaterialmodelle ergibt. Es ist jedoch festzuhalten, dass die Güte einer Insert-Verbindung von sehr vielen Faktoren abhängt, die insbesondere mit der manuellen Einklebung zusammenhängen: Größe und Qualität des Kernfüllmassebereichs, die Positionierung des Inserts innerhalb dieses Bereichs, die räumliche Anordnung beim Einspritzen des Klebstoffs, die Bildung von Luftblasen beim Einkleben, die Nähe zu anderen Inserts oder freien Rändern. Gleiches gilt für die Kantenverbindungen, die ebenfalls in Handarbeit hergestellt werden und damit zahlreichen Fertigungsparametern und -ungenauigkeiten unterliegen. Ein solches Simulationsmodell kann zunächst nur mit den experimentellen Daten von Laborversuchen entwickelt werden und damit nicht alle Abweichungen im realen Bauteil abdecken. Um dies zu ermöglichen, müssten statistisch verteilte Unsicherheiten im Modell berücksichtigt werden [320], wofür es spezielle Software-Tools gibt.

6 Entwicklung eines Materialmodells für Wabenkerne mit Abbildung von Versagen und Nachversagensverhalten

Der Shell-Solid-Shell-Ansatz hat sich als sehr vorteilhaft erwiesen, was die Abbildung der Sandwichversagensarten betrifft, und wird daher für numerische Simulationen von Sandwichverbunden in der Praxis überwiegend eingesetzt. Dieser Ansatz ist jedoch mit einem relativ hohen Modellierungs- und Berechnungsaufwand verbunden, weshalb es insbesondere bei sehr großen Strukturen notwendig sein kann, eine geringere Detaillierung und damit einen zweidimensionalen Modellierungsansatz zu wählen, in dem der gesamte Sandwichaufbau in einem Schalenelement abgebildet wird. In der expliziten FE-Berechnungssoftware LS-DYNA gibt es jedoch kein spezielles Materialmodell, um in diesem Fall den Wabenkern darzustellen. Von entscheidender Bedeutung ist hierbei, das orthotrope Materialverhalten abzubilden, um das stark unterschiedliche Schubverhalten in TL- und TW-Ebene zu berücksichtigen. Bei einer allgemeinen Strukturverformung einer Konstruktion in Sandwichbauweise sind Schubverformungen die dominierende Belastung des Kerns. Beim Erreichen der Schubfestigkeit kommt es zu einem Schubversagen, welches in den experimentellen Untersuchungen in Kapitel 5.1.1, 5.2.1 sowie 5.2.2 beobachtet wurde und hiermit eine der bedeutsamsten Versagensarten des Kerns darstellt. Wird in erster Näherung für den Wabenkern das gleiche Materialmodell wie für die FKV-Deckschichten, nämlich das orthotrope, bilineare MAT54 (MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE), verwendet, ist es nicht möglich, ein Kernschubversagen oder gar ein Nachversagensverhalten (siehe Bild 3.16) abzubilden, da die transversalen Schubspannungen in den Schalenelementen in LS-DYNA zwar berechnet werden, jedoch im Versagenskriterium nicht verwendet werden. Ein Dehnrateneffekt, der in dieser Arbeit für Honigwabenstrukturen experimentell nachgewiesen wurde und bei hohen Lastraten nicht vernachlässigbar ist, ist mit diesem LS-DYNA Materialmodell ebenfalls nicht abbildbar. Ziel der folgenden Untersuchung soll es daher sein, ein benutzerdefiniertes Materialmodell (UMAT) für eine konstitutive Abbildung des Wabenkerns mitsamt dehnratenabhängigem Versagens- und Nachversagensverhalten zu entwickeln. Gleichzeitig ist zu beurteilen, inwieweit eine Sandwichstruktur mit den Schalenelementen auf Basis der Schubverformungstheorie erster Ordnung (FSDT) vom Typ Belytschko/Tsay in LS-DYNA in Verbindung mit dem neu entwickelten Ma-

terialmodell für den Wabenkern realitätsnah abgebildet werden kann, d.h. inwieweit die berechneten Schubspannungen für eine Schädigungsmodellierung verwendet werden können. Die folgende Modellierung bezieht sich primär auf Honigwabenkerne, die eingeschränkte Anwendbarkeit für Faltwaben wird dabei ebenfalls dargestellt.

6.1 Anforderungen an das Materialmodell und ihre Umsetzung

Orthotropie:

Das zu entwickelnde Materialmodell muss in der Lage sein, die orthotropen Materialeigenschaften der Honigwabenstruktur abzubilden. Die Orthotropie-Option im benutzerdefinierten Materialmodell in LS-DYNA wurde daher aktiviert ($IORTHO=1$). Die Materialrichtung des Schalenelements muss infolgedessen wie bei den FKV-Materialmodellen über die Option $AOPT$ definiert werden, und die Materialkennwerte in den drei Hauptmaterialrichtungen sind vom Benutzer getrennt einzugeben. Grundlage für die Spannungsberechnung ist das Hooke'sche Gesetz für orthotrope Werkstoffe in der Steifigkeitsform:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}. \quad (6.1)$$

Verwendet man die Indizes der Materialachsen einer Wabenstruktur und schreibt die Komponenten aus, so ergibt sich:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_W \\ \sigma_T \\ \tau_{WT} \\ \tau_{TL} \\ \tau_{LW} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1-\nu_{WT}\nu_{TW}}{E_W E_T \zeta} & \frac{\nu_{WL} + \nu_{TL}\nu_{WT}}{E_W E_T \zeta} & \frac{\nu_{TL} + \nu_{WL}\nu_{TW}}{E_W E_T \zeta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{LW} + \nu_{LT}\nu_{TW}}{E_T E_L \zeta} & \frac{1-\nu_{TL}\nu_{LT}}{E_T E_L \zeta} & \frac{\nu_{TW} + \nu_{TL}\nu_{LW}}{E_T E_L \zeta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{LT} + \nu_{LW}\nu_{WT}}{E_L E_W \zeta} & \frac{\nu_{WT} + \nu_{LT}\nu_{WL}}{E_L E_W \zeta} & \frac{1-\nu_{LW}\nu_{WL}}{E_L E_W \zeta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{WT} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{TL} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{LW} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_W \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{WT} \\ \gamma_{TL} \\ \gamma_{LW} \end{Bmatrix} \quad (6.2)$$

$$\text{mit } \zeta = \frac{1 - \nu_{LW}\nu_{WL} - \nu_{WT}\nu_{TW} - \nu_{TL}\nu_{LT} - 2\nu_{LW}\nu_{WT}\nu_{TL}}{E_L E_W E_T}. \quad (6.3)$$

Wird nun angenommen, dass die transversalen Querkontraktionszahlen Null sind, wie es sich in Versuchen gezeigt hat und es in der Regel in der Berechnung von Sandwichstrukturen angenommen wird (eine Belastung in Wabenebene bewirkt keine Verformung in Dickenrichtung)

$$\nu_{LT} = \nu_{TL} = \nu_{WT} = \nu_{TW} = 0 \quad (6.4)$$

und wird der Schubkorrekturfaktor κ für den Transversalschub benutzt, der in LS-DYNA bei der Definition des Schalenelementtyps *SECTION_SHELL anzugeben ist (*SHRF*), so reduziert sich die Steifigkeitsmatrix in folgender Form:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_W \\ \sigma_T \\ \tau_{WT} \\ \tau_{TL} \\ \tau_{LW} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_L}{(1-\nu_{LW}\nu_{WL})} & \frac{\nu_{WL}E_L}{(1-\nu_{LW}\nu_{WL})} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{LW}E_W}{(1-\nu_{LW}\nu_{WL})} & \frac{E_W}{(1-\nu_{LW}\nu_{WL})} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & E_T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \kappa G_{WT} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \kappa G_{TL} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{LW} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_W \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{WT} \\ \gamma_{TL} \\ \gamma_{LW} \end{Bmatrix}. \quad (6.5)$$

Mittels dieser Spannungs-Dehnungs-Beziehung wird das orthotrope Materialverhalten berechnet, wobei neben den Elastizitäts- und Schubmoduln eine Querkontraktionszahl in Wabenebene angegeben werden muss. Dies ergibt sieben unabhängige Werkstoffkennwerte, da sich die zweite Querkontraktionszahl folgendermaßen berechnet:

$$\nu_{WL} = \nu_{LW} \frac{E_W}{E_L}. \quad (6.6)$$

Die Dehnung in Dickenrichtung, die auch bei Schalenelementen üblicherweise aufgrund von Querkontraktionseffekten berechnet wird, um eine Änderung der Schalendicke zu berücksichtigen, wird hiermit auch zu Null (zu beachten: $\sigma_T \equiv 0$):

$$\varepsilon_T = -\frac{\nu_{LT}}{E_L} \sigma_L - \frac{\nu_{WT}}{E_W} \sigma_W + \frac{1}{E_T} \sigma_T = 0. \quad (6.7)$$

Prinzipiell soll das benutzerdefinierte Materialmodell geeignet sein, auch Faltwaben abbilden zu können, da sich in den Versuchsreihen zeigte, dass deren Spannungs-Dehnungs-Verläufe denjenigen der Honigwaben qualitativ sehr ähnlich sind. Im Ge-

gensatz zu den orthotropen Honigwaben mit drei senkrecht zueinander angeordneten Symmetrieebenen innerhalb der Kernstruktur existiert bei den in dieser Arbeit betrachteten Falzwaben jedoch lediglich eine Symmetrieebene, d.h. es handelt sich um eine monokline Anisotropie. Dies bewirkt eine Kopplung der Normaldehnungen mit Schubverzerrungen. Diese Kopplung muss vernachlässigt werden, wenn Falzwaben mit diesem orthotropen Materialmodell abgebildet werden sollen.

Nichtlineares Transversalschubverhalten und Nachversagensbereich:

Nach einem transversalen Schubversagen der Wabe besteht eine Restfestigkeit, die sich in Versuchskurven sowohl für die Honigwaben als auch die Falzwaben [321] annähernd als Plateauspannung gezeigt hat (siehe Bild 3.16). Als Schubversagen wird hierbei das Überschreiten des Kurvenmaximums, also der irreversible Zellwandbruch verstanden. Um dieses Schubversagen sowie den Nachversagensbereich im Materialmodell abzubilden, sind vom Benutzer zunächst die Schubfestigkeiten des Wabenkerns in TL- und TW-Ebene anzugeben. Das Schubversagen wird nach dem Maximalspannungskriterium berechnet:

$$e_{TL}^2 = \left(\frac{\tau_{TL}}{\tau_{TL \max}} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{Versagen} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases} \quad (6.8)$$

$$e_{TW}^2 = \left(\frac{\tau_{TW}}{\tau_{TW \max}} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{Versagen} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases} \quad (6.9)$$

Nach dem Erreichen der Schubfestigkeit wird die maximale Schubspannung auf einen Plateau-Wert begrenzt, der über einen Skalierungsfaktor der Schubfestigkeit anzugeben ist (s_{TL}, s_{TW}):

$$\tau_{TL \text{ Post-Damage}} = s_{TL} \cdot \tau_{TL \max} \quad (6.10)$$

$$\tau_{TW \text{ Post-Damage}} = s_{TW} \cdot \tau_{TW \max} \quad (6.11)$$

Wird kein Wert angegeben, so wird alternativ das Element nach dem Schubversagen aus der Rechnung herausgelöscht. Um Lokalisierungen zu vermeiden würde sich an dieser Stelle eine Kopplung mit einer Viskosität bzw. Dämpfung anbieten, was hier jedoch nicht implementiert wurde.

Mit diesem Berechnungsansatz wird das reale Schubverhalten in guter Näherung abgebildet, was sowohl für die TL- als auch die TW-Ebene und für hexagonale sowie überexpandierte Waben gilt (Bild 6.1). Lediglich der Spannungsabfall nach dem

Schubversagen ist in der Realität häufig nicht so steil wie in dem Berechnungsmodell, was einer höheren Energieaufnahme gleichkommt. Auf einen kontinuierlichen Spannungsabfall, welcher über eine Geradensteigung zu definieren wäre, wurde jedoch bewusst verzichtet, um die Komplexität der Benutzereingaben zu begrenzen, da für die Bestimmung dieser Geradensteigung Vorversuche unabdingbar wären.

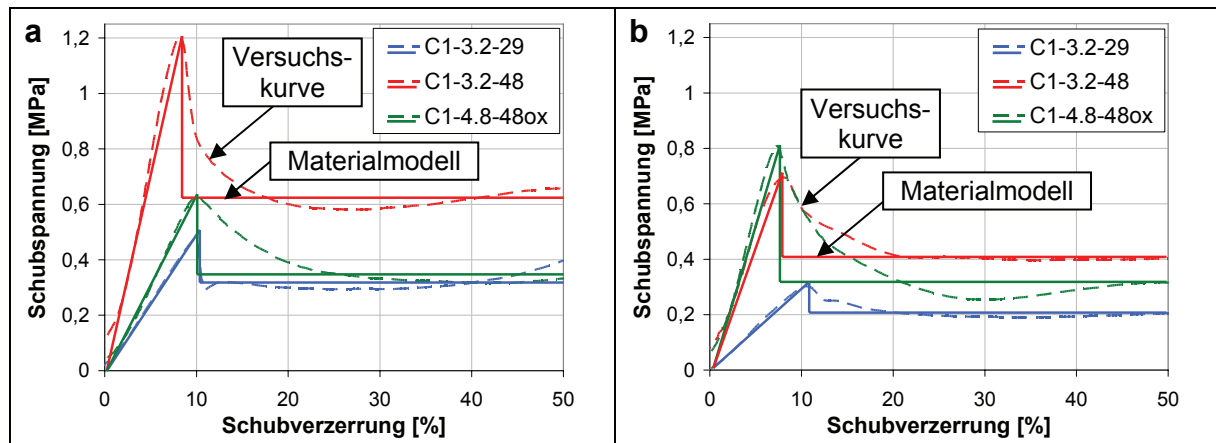


Bild 6.1: Schubspannungs-Schubverzerrungs-Diagramm in a) TL- und b) TW-Ebene

Schadenseffekt:

Ein transversales Schubversagen des Kerns führt zu einer Schädigung der Wabenstruktur, die auch die Schubfestigkeit senkrecht dazu betrifft und diese reduziert. Daher wird nach einem Schubversagen in TL-Ebene die maximale Schubspannung in TW-Ebene auf den TW-Plateauwert begrenzt und umgekehrt. Dabei wird angenommen, dass das Materialverhalten in Wabenebene nicht beeinflusst wird.

Nichtlineares Normalverhalten in Wabenebene:

Bei ebenen Normalbelastungen in L- und W-Richtung wird ein linear-elastisch perfekt-plastisches Materialverhalten angenommen, wie es sich in den Versuchen gezeigt hat. Da wegen der Stützung durch die Deckhäute keine großen Verformungen des Sandwichkerns in der Wabenebene zu erwarten sind, wird der Kompaktierungsbereich nicht berücksichtigt. Um dies zu realisieren, ist vom Benutzer eine Plateauspannung jeweils für die L- und W-Richtung einzugeben. Diese definierte Plateauspannung kann nicht überschritten werden, was ein perfekt-plastisches Verhalten zur Folge hat. Auf diese Weise wird das reale ebene Druckverhalten von hexagonalen und überexpandierten Honigwaben sowie Falzwaben in L- und W-Richtung in sehr

guter Näherung abgebildet (Bild 6.2). Da sich in den Versuchen in Kapitel 3.1.1 gezeigt hat, dass die ebenen Zug- und Drucksteifigkeiten in der gleichen Größenordnung liegen, wird bezüglich der Steifigkeit keine Unterscheidung zwischen Zug und Druck getroffen. Im Zugbereich wurde jedoch kein plastischer Bereich vorgesehen.

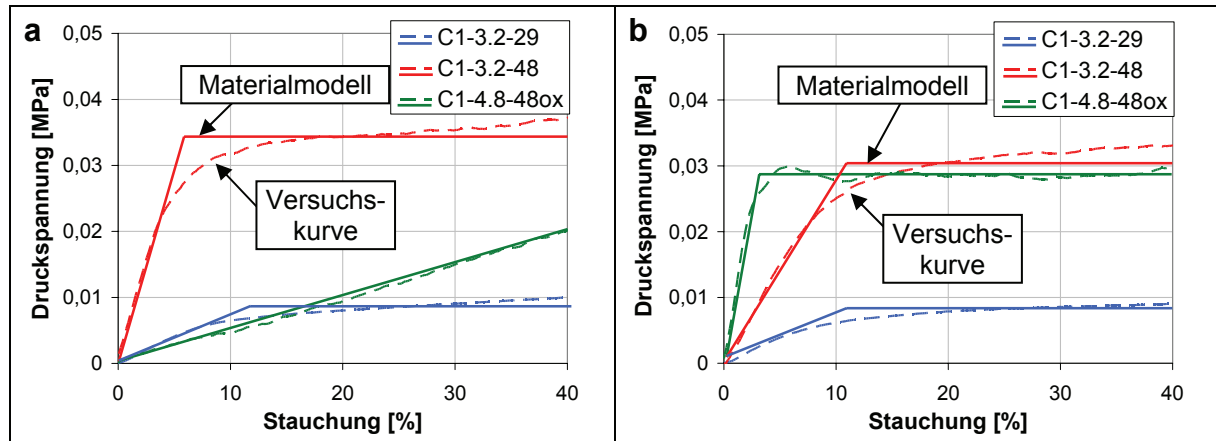


Bild 6.2: Druckspannungs-Stauchungs-Diagramme in a) L- und b) W-Richtung

Lineares Schubverhalten in Wabenebene:

Das Schubverhalten in LW-Ebene ist auf Basis der Versuchsergebnisse als linear-elastisch anzusehen. Aufgrund der geringen Schubverformungen einer Sandwichstruktur in der Wabenebene wird der steile Kurvenanstieg bei großen Schubverzerungen nicht berücksichtigt (siehe Bild 3.18). Daher wird das Schubverhalten allein durch den LW-Schubmodul beschrieben, welcher vom Benutzer anzugeben ist. Die Versuchskurven von hexagonalen und überexpandierten Honigwaben werden mit diesem linearen Ansatz in guter Näherung beschrieben (Bild 6.3).

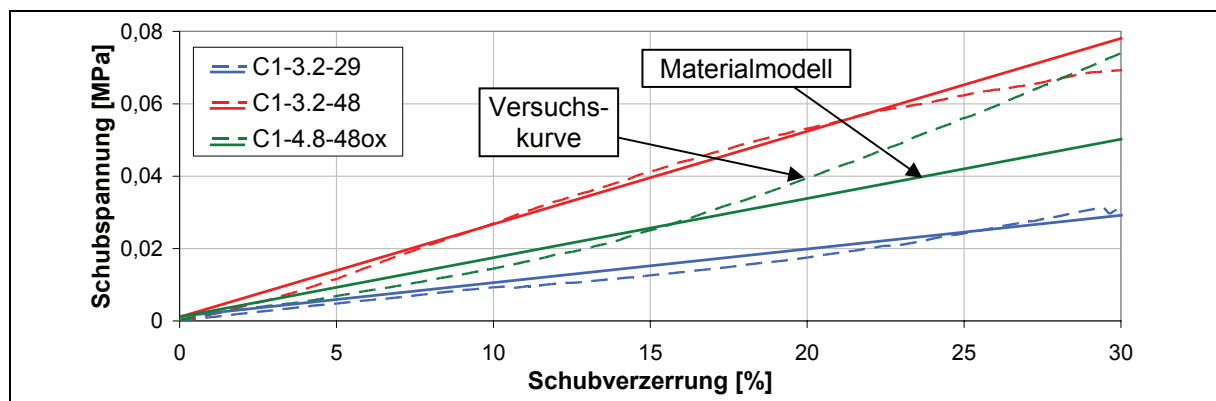


Bild 6.3: Schubspannungs-Schubverzerrungs-Diagramm von Waben in LW-Ebene

Entlastungsverhalten:

Innerhalb eines Materialmodells ist es wichtig, nicht nur das Belastungsverhalten, sondern auch das Entlastungsverhalten korrekt zu repräsentieren, da im Rahmen einer dynamischen Simulation das resultierende Strukturverhalten dadurch beeinflusst wird, ob im Entlastungsprozess elastisch gespeicherte Energie zurückgegeben wird oder eine plastische Deformation verbleibt. Bei vielen Materialmodellen, in denen eine Spannungskurve vorgegeben wird, wird sowohl bei Be- als auch Entlastung dieser Kurve gefolgt, ohne plastische Verformungen zu berücksichtigen. Für das Druckverhalten in L- und W-Richtung wurde das Materialmodell derart ausgeführt, dass plastische Verformungen bei der Entlastung erhalten bleiben. Auch wenn dies gerade im Bereich kleiner Stauchungen nur eine Näherung ist, so spiegelt es die Beobachtungen bei Druckversuchen in Wabenebene von Nomex[®]-Waben und insbesondere Aluminium-Waben wider, deren elastische Rückverformung nach Entlastung nur zu einem gewissen Teil erfolgt (Bild 6.4). Da das Zugverhalten in Wabenebene rein elastisch und ohne Plastizität modelliert wurde, erfolgt die Entlastung hier entlang der linearen Belastungskurve. Das gleiche gilt auch für das Schubverhalten in LW-Ebene, welches ebenfalls rein elastisch ist (Bild 6.5). Beim transversalen Schubverhalten in TL- und TW-Ebene bleibt nach einem Schubversagen wiederum eine plastische Restdeformation. Die Entlastung findet mit der Steigung des Schubmoduls statt (Bild 6.5), da, wie in Bild 3.15 ersichtlich wird, die Wabe nach einem Schubversagen nicht mehr in ihre Ursprungsconfiguration zurückfedern wird.

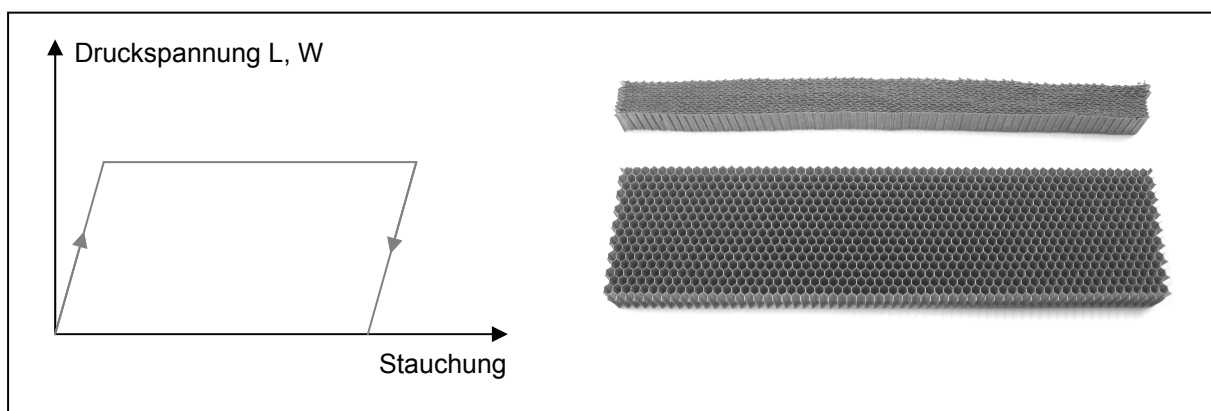


Bild 6.4: Links: Be- und Entlastung im Druckspannungs-Stauchungs-Diagramm in L- und W-Richtung. Rechts: Wabenprobe vor (unten) und nach (oben) dem Druckversuch in Wabenebene mit plastischer Deformation

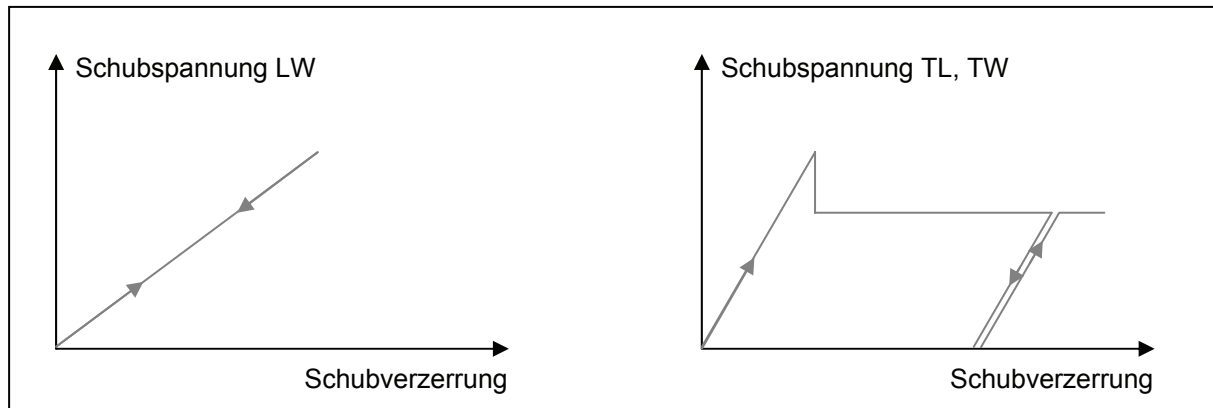


Bild 6.5: Be- und Entlastung im Schubspannungs-Schubverzerrungs-Diagramm, links: in LW-Ebene, rechts: in TL- und TW-Ebene

Post-Processing mit History Variablen:

Um das Post-Processing zu vereinfachen, soll mit Hilfe von History Variablen der Schädigungszustand der jeweiligen Elemente dargestellt werden können. Tritt durch das Überschreiten der Schubfestigkeit ein Schubversagen ein, so wird der Wert einer zugehörigen History Variable von 0 auf 1 gesetzt. Auf diese Weise können in einer zweifarbigen Modellansicht unmittelbar intakte und versagte Bereiche angezeigt werden. Dies wurde getrennt für TL- und TW-Schubversagen (*HV2*, *HV3*) sowie zusätzlich mit einer History Variable für generelles Versagen (*HV4*) realisiert. Auch das Erreichen des plastischen Bereichs bei ebener Normalbelastung wurde mit History Variablen erfasst (*HV5*, *HV6*).

Kritischer Zeitschritt/Elementerosion:

Neben dem Schubversagen kann ein kritischer Zeitschritt *TSIZE* definiert werden, der eine Elementerosion steuert. Der jeweilige Zeitschritt eines Elements wird mit dem Wert *TSIZE* verglichen und das Element bei Unterschreitung gelöscht. Der Wert kann unbesetzt bleiben.

Minimierung der Materialparameter:

Das Materialmodell sollte mit den Basis-Materialkennwerten aus Datenblättern von Wabenherstellern verwendbar sein, ohne Versuche für die Parameterbestimmung durchführen zu müssen. Sind die Kennwerte in Wabenebene (L-, W- und LW-Kennwerte) nicht bekannt, die üblicherweise nicht in den Datenblättern der Wabenhersteller publiziert werden, so können die entsprechenden Felder freigelassen werden. Sie

werden dann aus den transversalen Kennwerten (T, TL und TW) errechnet, wobei experimentell ermittelte Skalierungsfaktoren als Mittelwerte der in dieser Arbeit untersuchten Nomex[®]-Honigwaben verwendet werden (Berechnung siehe Anhang A8):

$$E_L = E_W = \frac{E_T}{219} \quad G_{LW} = \frac{G_{TL} + G_{TW}}{131}. \quad (6.12)$$

Dehnrateneffekt:

Ein Dehnrateneffekt sollte berücksichtigt werden, um die in den Versuchen beobachtete Erhöhung der Spannungsniveaus bei hohen Lastraten abbilden zu können. Im LS-DYNA Honigwaben-Materialmodell für Volumenelemente *MAT_HONEYCOMB kann nur eine Skalierungskurve für alle Lastrichtungen angegeben werden, obwohl sich in den Versuchen zeigte, dass es stark unterschiedliche Dehnrateneffekte in den einzelnen Lastrichtungen gibt (siehe Bild 3.20). Um dem Rechnung zu tragen, können im neu entwickelten Materialmodell Skalierungsfaktoren in Abhängigkeit der Dehnrate für sämtliche Lastrichtungen (L, W, LW, TL, TW) getrennt definiert werden (*DEFINE_CURVE). Die jeweilige Dehnrade wird zu jedem Zeitschritt ermittelt und mit Hilfe einer linearen Newton'schen Interpolation der zugehörige Skalierungsfaktor berechnet, welcher den jeweiligen Spannungswert skaliert. Ebenso werden die Festigkeiten bzw. die Plateauspannungen skaliert, wie es im dynamischen Versuch zu beobachten war. Auch die Steigung der Entlastungskurve hängt von der Dehnrade ab. Sind die Skalierungsfaktoren nicht für alle Richtungen bekannt, so können einzelne Kurven frei bleiben oder die gleichen Kurven wie für andere Lastrichtungen gewählt werden.

6.2 Implementierung in LS-DYNA

Das Materialmodell für Honigwaben in Schalenelementen wurde in FORTRAN programmiert und als benutzerdefiniertes Materialmodell (UMAT) in den kommerziellen FE-Code LS-DYNA Version 971 R7600.398 implementiert. Die Werkstoffkennwerte, die vom Benutzer im Materialmodell MAT41 (MAT_USER_DEFINED_MATERIAL_MODELS) eingegeben wurden, werden in der programmierten FORTRAN-Subroutine eingelesen und für die Berechnung verwendet. Die grundsätzliche Aufgabe des benutzerdefinierten Materialmodells liegt darin, aus einem Dehnungstensor, welcher der Subroutine als Eingabewert übergeben wird, mit Hilfe der Materialkennwerte einen Spannungstensor zu errechnen. Dies wird für jeden Integrationspunkt eines Ele-

ments zu jedem Zeitschritt durchgeführt. Weitere Eingabewerte in die Subroutine sind der aktuelle Berechnungszeitpunkt, die Zeitschrittweite, der Elementtyp sowie die History Variablen. In der Subroutine wird zunächst die aktuelle Dehnrates bestimmt und für jede Lastrichtung ein entsprechender Skalierungsfaktor aus den definierten Skalierungskurven mit Hilfe einer Newton'schen Interpolation errechnet. Im Anschluss wird mittels der Steifigkeitsmatrix eine Spannungsberechnung durchgeführt. Mit den Angaben einer Vorschädigung, die in den History Variablen gespeichert sind, wird für den Transversalschub überprüft, ob ein Schubversagen, eine Restfestigkeit oder gar Elementerosion vorliegt. In gleicher Weise wird für die Normalspannungen in Wabenebene verfahren. Hier wird überprüft, ob sich die Spannung im plastischen Bereich befindet. Entsprechend des Schädigungszustands werden die Spannungen und History Variablen aktualisiert und an das Berechnungsprogramm zurückgegeben. Dieser Berechnungsablauf ist in Bild 6.6 schematisch dargestellt.

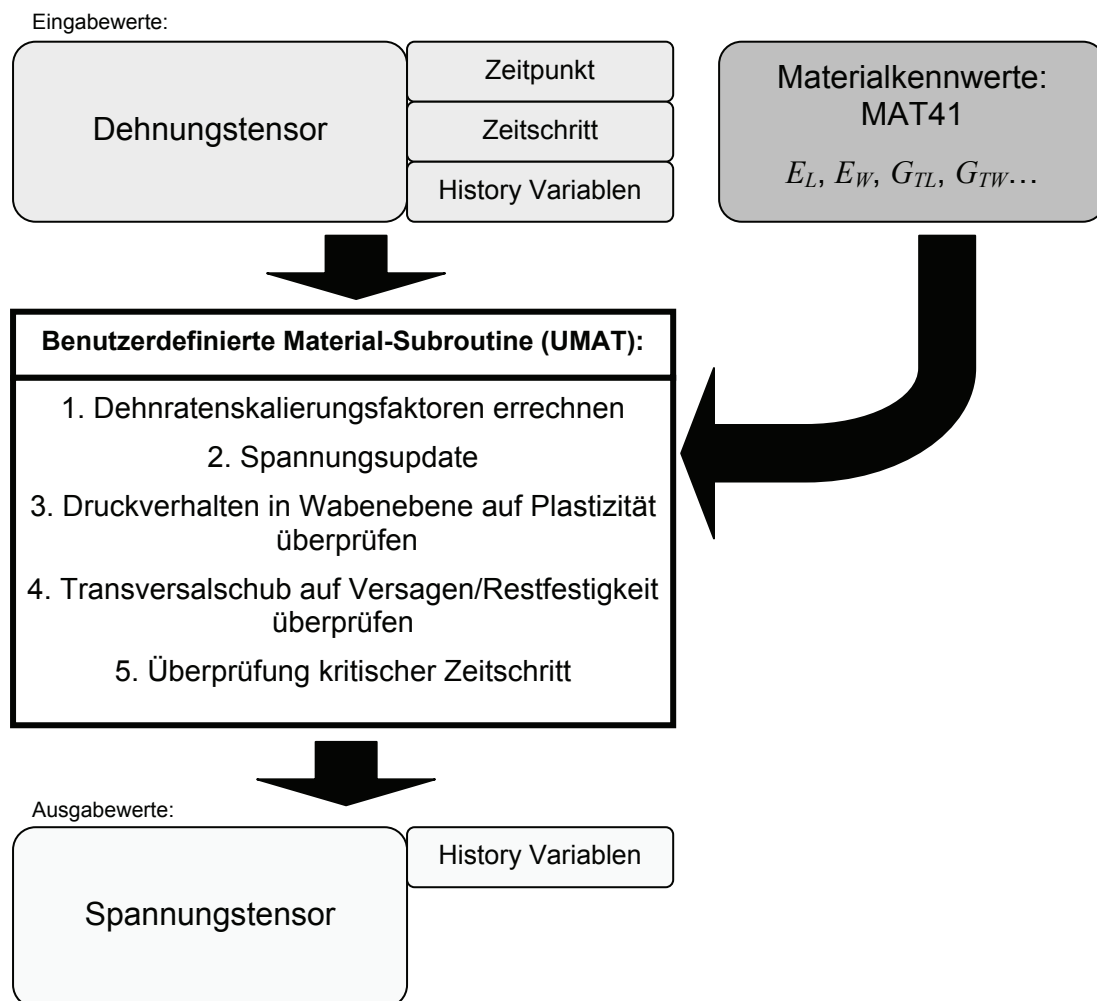


Bild 6.6: Berechnungsablauf des benutzerdefinierten Materialmodells in LS-DYNA

6.3 Validierung des Materialmodells

6.3.1 Ein-Element-Tests

Zunächst wurden während und im Anschluss an die Entwicklungsarbeit des benutzerdefinierten Materialmodells die programmierten Features anhand von Ein-Element-Tests validiert. Hierbei wurde ein einzelnes Schalenelement mit dem Materialmodell versehen und in ebenen Druck-, Zug- und Schubversuchen bei unterschiedlichen Dehnraten untersucht (Bild 6.7), wobei jeweils das angestrebte Materialverhalten nachgewiesen werden konnte. Eine Untersuchung an verzerrten Elementen oder weiterführende Patchtests wurde an dieser Stelle nicht durchgeführt.

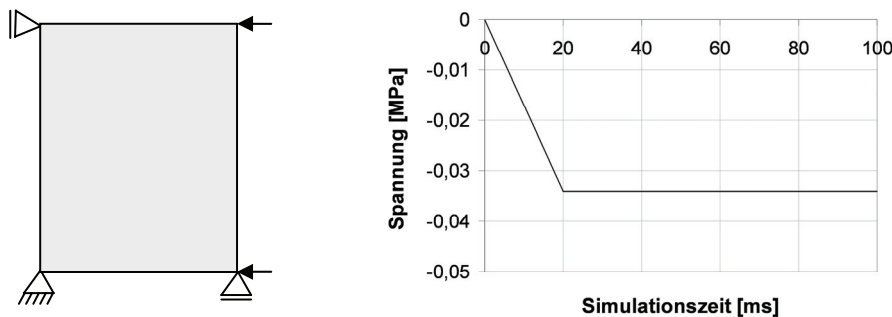


Bild 6.7: Beispiel eines Ein-Element-Tests: Druckversuch W-Richtung

6.3.2 Berechnung des 4-Punkt-Biegeversuchs

Im nächsten Validierungsschritt wurde die Verwendbarkeit des neu erstellten Materialmodells im Rahmen mehrschichtiger Schalenelemente nachgewiesen (Layered Shell-Ansatz). Dazu wurden Sandwichkomponententests simuliert und mit Versuchsergebnissen abgeglichen. So konnte auch das Transversalschubverhalten überprüft werden, welches nicht in einem Ein-Element-Test analysierbar ist. Als Beispiel eignet sich der in Kapitel 4.7 behandelte 4-Punkt-Biegeversuch einer 15 mm dicken GF/PF-Nomex[®]-Sandwichstruktur, für den sowohl experimentelle und analytische als auch numerische Ergebnisse mit dem Shell-Solid-Shell-Ansatz und dem Layered Shell-Ansatz mit MAT54 für den Wabenkern zum Vergleich vorliegen. Hierbei wurden nicht nur die Genauigkeit der Berechnungsergebnisse, sondern insbesondere auch der Berechnungsaufwand überprüft und verglichen. Bei dieser Modellierung wurden innerhalb eines Schalenelements vier Integrationspunkte definiert. Den beiden äußeren wurde das Deckschichtmaterialmodell MAT54 und den beiden inneren das benutzerdefinierte Wabenmaterialmodell UMAT zugewiesen.

Bestimmung des Schubkorrekturfaktors:

Das Berechnungsergebnis der Schalenmodellierung mit dem benutzerdefinierten Materialmodell hängt stark von dem gewählten Schubkorrekturfaktor κ ab, welcher die Querschubsteifigkeit im Rahmen der Schubverformungstheorie erster Ordnung skaliert. Dies gilt nicht für mehrschichtige Schalenelemente mit MAT54 für den Wabenkern, da Tabiei [98], [322] speziell für MAT54 (und MAT22) in LS-DYNA einen Korrekturalgorithmus entwickelte (*LAMSHT*), welcher bei der Modellierung von Sandwichstrukturen aktiviert werden kann und ein realistisches Schubverhalten ohne die Verwendung eines Schubkorrekturfaktors bewirkt. Das auf diese Weise berechnete Ergebnis des 4-Punkt-Biegeversuchs deckt sich mit dem Shell-Solid-Shell-Ansatz und dem analytischen Ergebnis. Da auch eine gute Übereinstimmung mit den Versuchsdaten besteht, wurden diese Kraft-Weg-Kurven als Referenz angesehen, und es war das Ziel, einen Schubkorrekturfaktor κ für das benutzerdefinierte Materialmodell zu bestimmen, welcher zu einem vergleichbaren Ergebnis führt. In [323] wird die Thematik der Schubkorrekturfaktoren für Sandwichstrukturen ausführlich behandelt. Dort werden unterschiedliche Berechnungsansätze vorgestellt, die an dieser Stelle adaptiert werden sollen. Insbesondere die Methoden auf Basis der Schubverzerrungsenergien und mittleren Schubverzerrungen erwiesen sich als zielführend. Bezüglich ihrer Herleitung sei auf [323] verwiesen.

- *Methode 1: Vergleich der Schubverzerrungsenergien [323]:*

$$\kappa = \frac{\left(\frac{1}{12} (E_f(t_{ges}^3 - t_c^3) + E_c t_c^3) \right)^2}{(2G_f t_f + G_c t_c)(2\eta_1 + \eta_2)} \quad (6.13)$$

mit

$$\eta_1 = \left(\frac{E_f^2}{4G_f} \right) \left[\frac{8}{15} \left(\frac{t_{ges}}{2} \right)^5 - \left(\frac{t_{ges}}{2} \right)^4 \frac{t_c}{2} + \frac{2}{3} \left(\frac{t_{ges}}{2} \right)^2 \left(\frac{t_c}{2} \right)^3 - \frac{1}{5} \left(\frac{t_c}{2} \right)^5 \right]$$

$$\eta_2 = \frac{E_c^2 \left(\frac{t_c}{2} \right)^5 + \frac{1}{6} E_c \left(\frac{t_c}{2} \right)^3 (E_f(t_c^2 - t_{ges}^2) - E_c t_c^2) + \frac{1}{32} t_c (E_f(t_c^2 - t_{ges}^2) - E_c t_c^2)^2}{2G_c}$$

Mit den Werten der GF/PF-Nomex[®]-Sandwichstruktur

$$\begin{aligned}
 t_{ges} &= 14,8 \text{ mm} & t_c &= 14,32 \text{ mm} & t_f &= 0,24 \text{ mm} \\
 E_f &= 20 \text{ GPa} & E_c &= 0,58 \text{ MPa} \\
 G_f &= 1,8 \text{ GPa} & G_c &= 42 \text{ MPa}
 \end{aligned}$$

berechnet sich der Schubkorrekturfaktor zu

$$\kappa = 0,424 .$$

- *Methode 2: Vergleich der mittleren Schubverzerrungen [323]:*

$$\kappa = \frac{\frac{2}{3} \left[1 - \left(\frac{t_c}{t_{ges}} \right)^3 \right]}{\left[\left(1 - \frac{t_c}{t_{ges}} + \frac{t_c G_c}{t_{ges} G_f} \right) \left(\frac{2}{3} - \frac{t_c}{t_{ges}} + \left(\frac{t_c}{27 t_{ges}} \right)^3 + \frac{t_c G_f}{t_{ges} G_c} \left(1 - \left(\frac{t_c}{t_{ges}} \right)^2 \right) \right) \right]} \quad (6.14)$$

Mit den obigen Kennwerten der GF/PF-Nomex[®]-Sandwichstruktur ergibt sich ein Schubkorrekturfaktor von

$$\kappa = 0,430 .$$

- *Methode 3: Parameterstudie des Schubkorrekturfaktors im FE-Modell:*

Neben den analytischen Berechnungen wurde mittels einer Parameterstudie untersucht, bei welchem verwendeten Schubkorrekturfaktor zwischen 0,2 und 1 die resultierende Kraft-Weg-Kurve in bester Übereinstimmung mit der Referenzkurve liegt. Die Ergebnisse sind in Bild 6.8 dargestellt. Bei der Verwendung des von isotropen Werkstoffen bekannten Schubkorrekturfaktors von 0,83 reagiert die Struktur zu steif. Die beste Übereinstimmung mit den Referenzkurven wurde mit dem Wert

$$\kappa = 0,430$$

erzielt. Dieser Wert wurde annähernd übereinstimmend mit allen drei Methoden erhalten, und wurde im Folgenden für sämtliche Berechnungen verwendet.

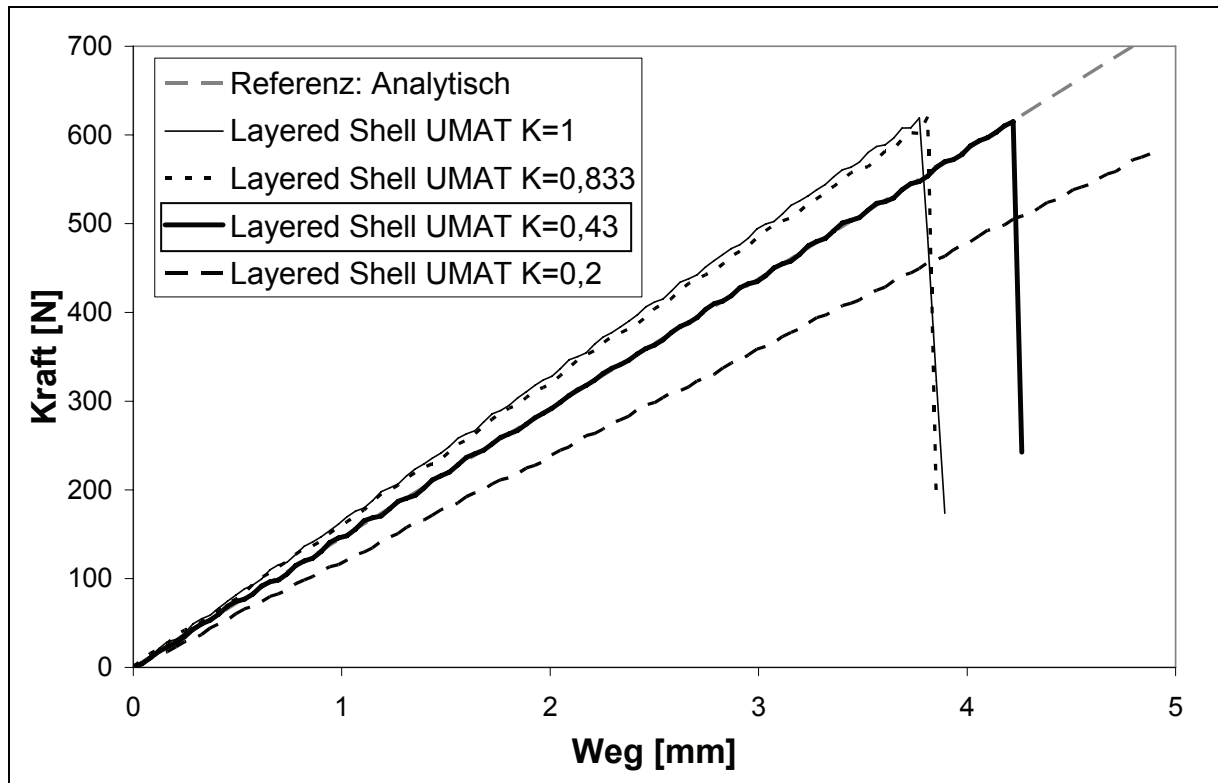


Bild 6.8: Einfluss des Schubkorrekturfaktors auf die berechnete Struktursteifigkeit im Schalenmodell anhand eines 4-Punkt-Biegeversuchs

Nach der Bestimmung des Schubkorrekturfaktors werden im Folgenden detailliert die Simulationsergebnisse der unterschiedlichen Berechnungsansätze untereinander und mit den Versuchsdaten verglichen. Da bei dem vorliegenden Sandwichmaterial im 4-Punkt-Biegefall kein Schubversagen, sondern vorher ein Deckschichtversagen eintrat, wird zunächst nur die Steifigkeit untersucht und bewertet. Gemäß Gleichung 4.10 sind 15% der Gesamtverformung unter Drucklast auf Schub zurückzuführen, 85% auf Biegung. Bild 6.9 zeigt die Versuchs- und Simulationsergebnisse im Vergleich. Die Simulationsergebnisse der Schalenmodellierung und der Shell-Solid-Shell-Modellierung stimmen exakt überein und decken sich in guter Näherung mit den Versuchsdaten. Bei den Simulationsmodellen tritt ein Totalversagen in Verbindung mit einem Spannungsabfall aufgrund eines Deckschichtversagens auf der Druckseite auf. Im Experiment tritt zuvor bereits ein lokales Druckversagen der Sandwichstruktur durch die linienförmig belastenden Druckstempel ein, welches in den relativ grob vernetzten FE-Modellen nicht abbildbar ist. An dieser Stelle ist zu bemerken, dass diese Untersuchung nur für eine Netzfeinheit durchgeführt wurde.

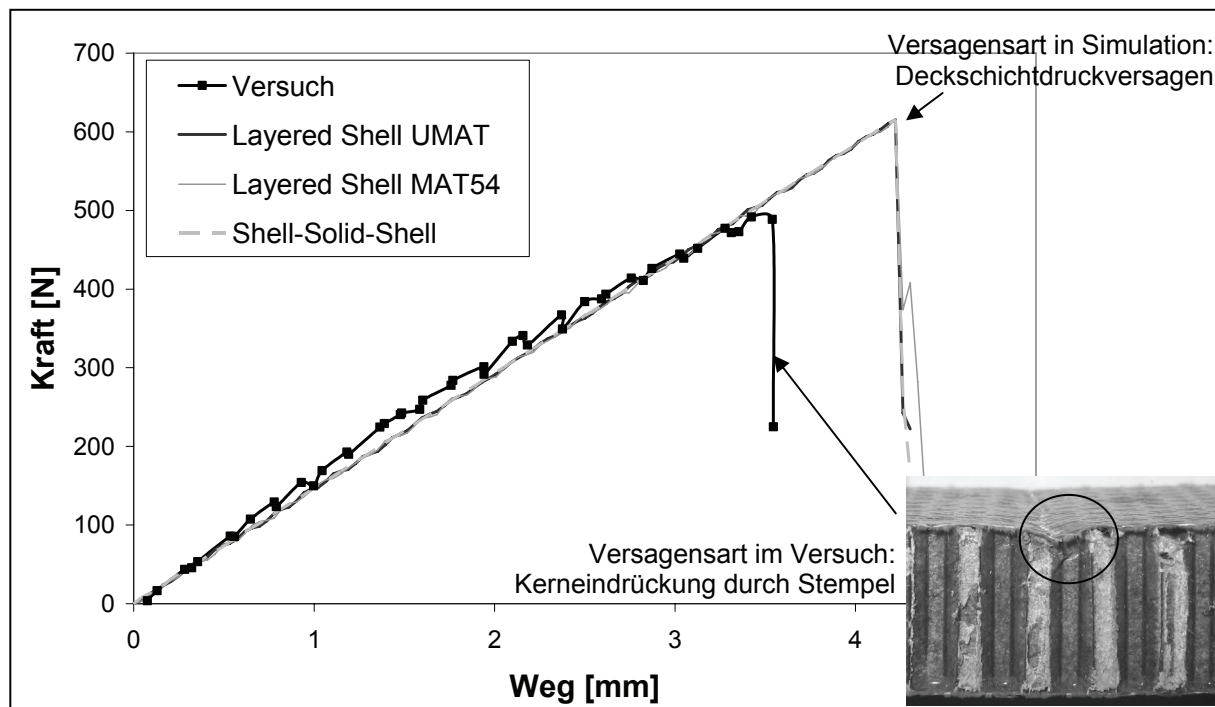


Bild 6.9: Ergebnisse der Simulation des 4-Punkt-Biegeversuchs

Wird nun im Modell exemplarisch die Schubfestigkeit des Kerns reduziert, um ein Schubversagen zu provozieren, so erfährt die Kraftkurve ab dem Moment, wo das Kernschubversagen eintritt, einen Abfall, und die Kurvensteigung wird reduziert, weil der Kern auf einem konstanten, nicht weiter steigenden Spannungslevel verformt wird (Plateauspannung). Die Deckschichten sorgen weiterhin für den größten Anteil der Struktursteifigkeit.

Bild 6.10 zeigt eine Spannungsfarbdarstellung der Querschubspannung im Kern. Darüber hinaus ist die Schubspannungskurve eines einzelnen Elements im stark schubbelasteten Bereich herausgestellt. Tritt kein Schubversagen ein, so ergibt sich eine linear steigende Schubspannungskurve. Tritt ein Schubversagen ein, so zeigt die Schubspannungskurve den charakteristischen Verlauf, in diesem Fall einen Abfall auf eine Plateauspannung, die 70% der Schubfestigkeit entspricht. Bild 6.11 zeigt die zweifarbige Darstellung der History Variablen $HV2$ „Schubversagen TL“ nach Eintreten des Kernversagens. Ungeschädigte Bereiche sind hell dargestellt ($HV2 = 0$), versagte Elemente sind dunkel ($HV2 = 1$). Dieses Feature ermöglicht eine einfache Analyse des Kernzustands einer Sandwichstruktur.

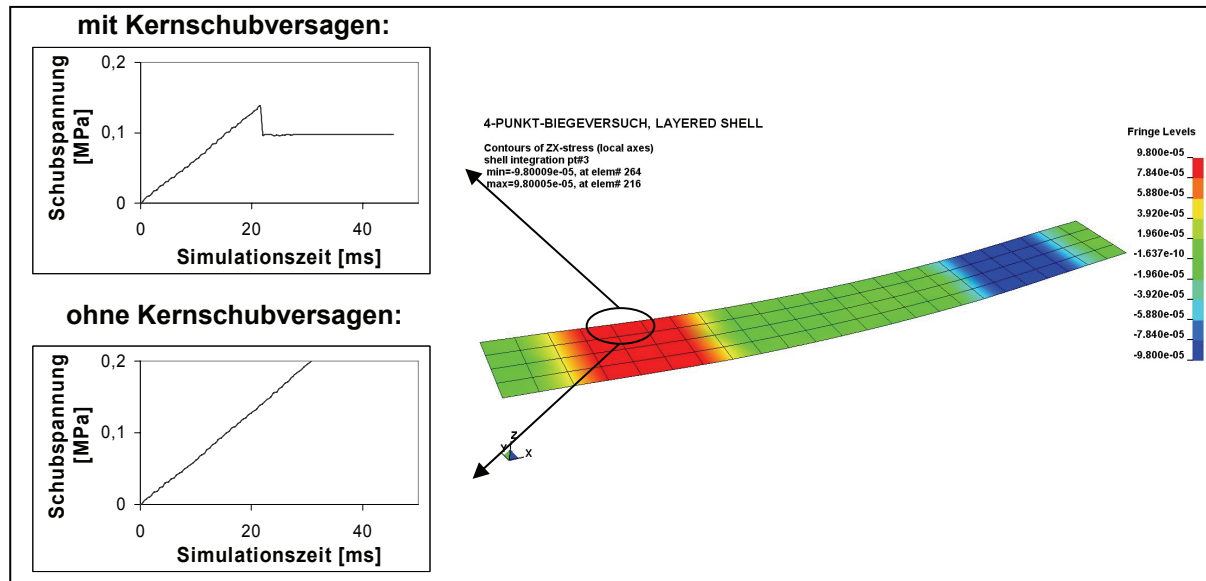


Bild 6.10: Querschubspannung eines Elements mit/ohne Kernschubversagen

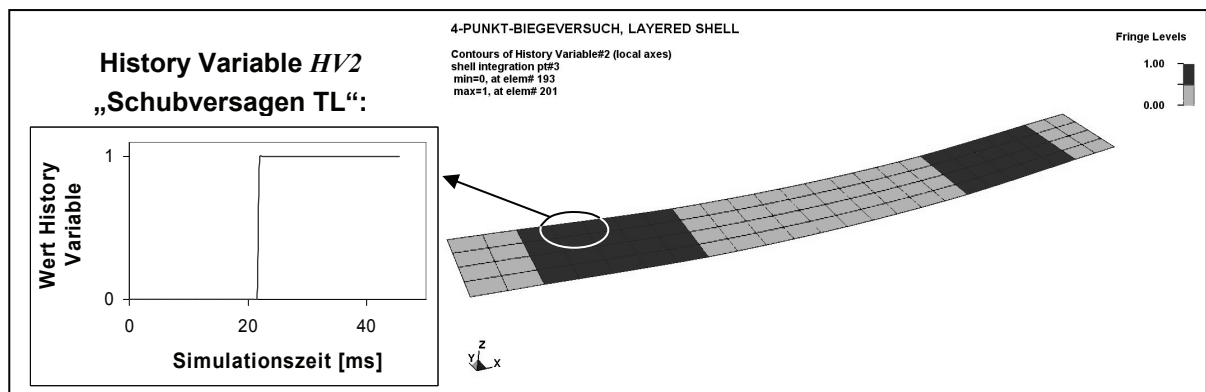


Bild 6.11: Darstellung der Elemente, bei welchen ein Schubversagen aufgetreten ist

Rechenzeitvergleich:

Abschließend wurde der Rechenaufwand der Modellierungsansätze verglichen, da im industriellen Umfeld eine kurze Rechenzeit von Modellen eine hohe Priorität hat. Der 4-Punkt-Biegeversuch diente hierbei als Vergleichsgrundlage. Es wurden eine Simulationszeit von 60 ms sowie ein Zeitschritt von $5 \cdot 10^{-5}$ ms vorgegeben. Hierbei zeigte sich, dass mit den mehrschichtigen Schalenelementen durchschnittlich eine um 50% geringere Rechenzeit als mit dem Shell-Solid-Shell-Ansatz erzielt wurde (Bild 6.12). Die Rechenzeit mit dem benutzerdefinierten Materialmodell ist hierbei geringfügig höher als mit MAT54, was an den zusätzlichen Features wie Dehnraten-effekt oder Schädigungsbetrachtung und den damit verbundenen Schleifen im Programmcode liegen kann.

Für diese Untersuchung wurde zugunsten der Vergleichbarkeit des Berechnungsaufwands ein einheitlicher Zeitschritt vorgegeben, so dass es beim Rechenzeitvergleich allein auf die oben behandelte Rechenperformance ankommt und nicht unterschiedliche Zeitschrittweiten das Ergebnis beeinflussen.

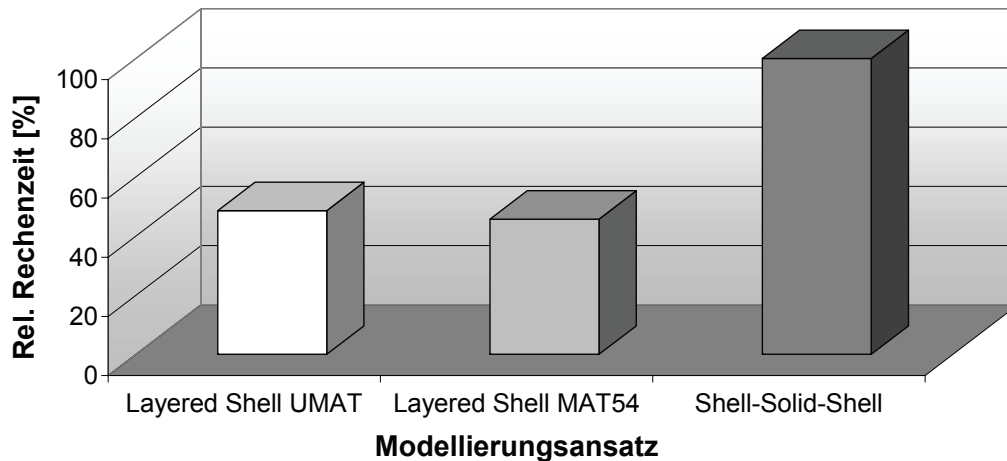


Bild 6.12: Vergleich der Rechenzeiten des 4-Punkt-Biegeversuchs

6.3.3 Berechnung der Versuche an Lasteinleitungen

Die Auszugversuche an Lasteinleitungsstellen in Kapitel 5.2 führten zu der Erkenntnis, dass jeweils zunächst ein Kernschubversagen auftrat, bevor die Lasteinleitungsstellen komplett versagten. Aus diesem Grund bietet es sich an, diese Versuche mit dem benutzerdefinierten Materialmodell nachzurechnen.

Zunächst wurde der Anbindungswinkel-Ausreißversuch berechnet. Bei der Schalenmodellierung wurden sämtliche Randbedingungen und Elementgrößen zugunsten einer Vergleichbarkeit entsprechend der in Kapitel 5.2.2 behandelten Shell-Solid-Shell-Modellierung gewählt. Bild 6.13 zeigt die hohe Vergleichbarkeit der transversalen Kernschubspannungsverteilung beider Modellierungsansätze zu einem Zeitpunkt kurz vor dem Kernversagen. Eine Auswertung der History Variable *HV4* für das Kernschubversagen in Bild 6.14 zeigt, dass der Wabenkern im Verlauf der Simulation sowohl vor als auch hinter dem Anbindungswinkel seine Schubfestigkeit erreicht.

Das charakteristische Deckschichtversagen, welches im Shell-Solid-Shell-Modell gut abgebildet werden konnte, wird auch mit dem Schalenmodell erzielt. Hier werden die Elemente jedoch nicht erodiert, da nach einem Deckschichtversagen das jeweilige

Element aufgrund der Restfestigkeit des Wabenkerns noch in der Rechnung verbleibt. Das Deckschichtversagen kann jedoch über die History Variablen $HV1$ bis $HV4$ des Materialmodells MAT54 ausgewertet werden. Diese geben Auskunft über ein Druck- bzw. Zugversagen in den beiden Hauptmaterialrichtungen auf Basis der Versagenskriterien nach Chang/Chang (Bild 6.15). Auch wenn das seitliche Ausreißen im Schalenmodell aufgrund der Zwangsverbindung beider Deckschichten nicht so gut wie im Shell-Solid-Shell-Modell abgebildet werden kann, so zeigt sich, dass mit dieser Modellierungsmethode sowohl die Kern- als auch die Deckschichtschädigung in guter Näherung nachgebildet werden können.

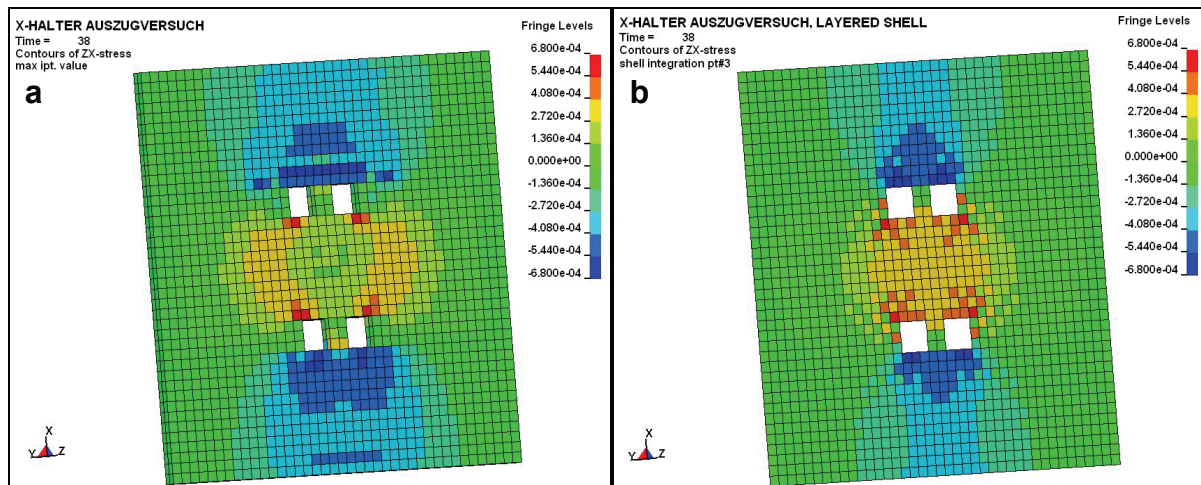


Bild 6.13: Darstellung der transversalen Kernschubspannungen in TW-Ebene: a) Shell-Solid-Shell Modell, b) Schalenmodell mit UMAT

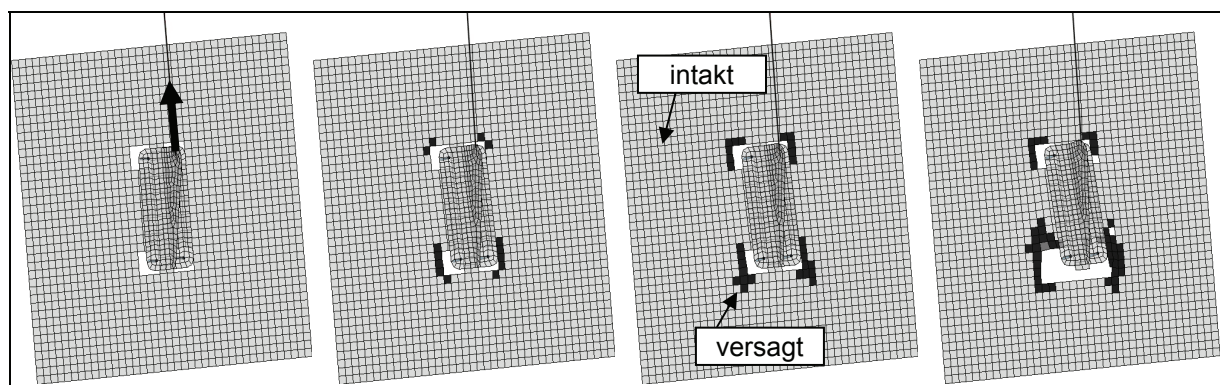


Bild 6.14: Darstellung des Kernschubversagens anhand der UMAT-History Variable $HV4$ in einer Bildfolge des Anbindungswinkel-Ausreißversuchs

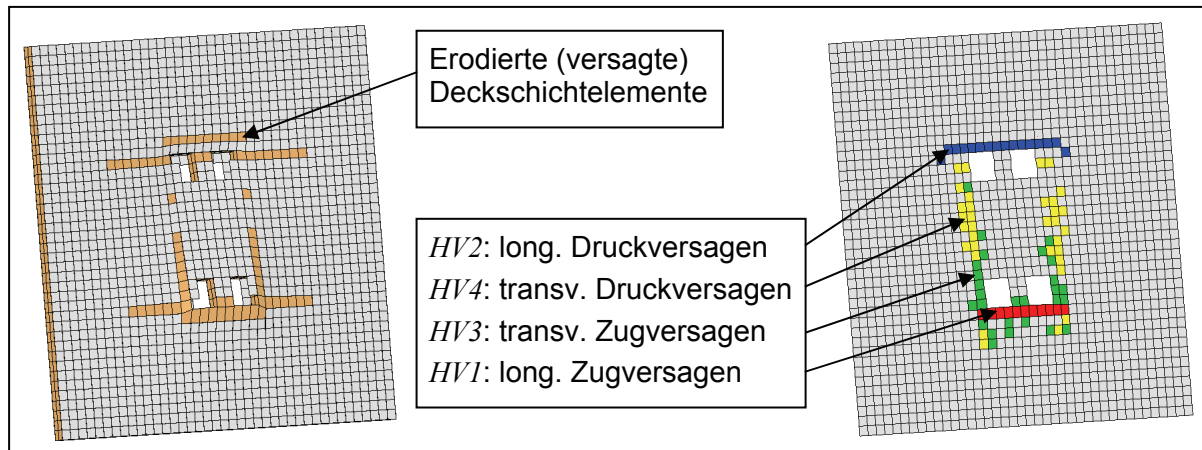


Bild 6.15: Darstellung des Deckschichtversagens: Erodierte Elemente im Shell-Solid-Shell-Modell (links) sowie Auswertung der MAT54-History Variablen im Schalenmodell mit UMAT (rechts)

Als zweiter Berechnungsfall wurde der Insert-Ausreißversuch aus Kapitel 5.2.1 mit dem Schalenansatz und dem benutzerdefinierten Materialmodell nachgerechnet, wobei wie im vorigen Fall sämtliche Randbedingungen, Netzgrößen und die Modellierung des Spotwelds sowie der Kernfüllmasse vom Referenzmodell in Kapitel 5.2.1 abgeleitet wurden. Das Strukturverhalten entspricht auch hierbei annähernd dem Shell-Solid-Shell-Modell. Bevor es zu einem Spotweldversagen kommt, zeigt sich ein Kernschubversagen rund um den Kernfüllmassebereich, was mit Hilfe der History Variable *HV4* auf einfache Weise ausgewertet werden kann (Bild 6.16).

Für beide Berechnungsfälle wurde erneut der Rechenaufwand verglichen. Hierbei wurde zusätzlich eine Vergleichsrechnung mit einem Schalenmodell durchgeführt, bei der Deckschicht und Kern mit MAT54 abgebildet werden, auch wenn hier aufgrund der fehlenden Möglichkeit eines Kernschubversagens kein Vergleich des mechanischen Verhaltens stattfinden kann. Die Rechenzeit der Shell-Solid-Shell-Modelle ist im Schnitt etwa fünfmal länger als die der Schalenmodelle, was zum Teil auch an einem kleineren Zeitschritt liegt, der hier nicht vorgegeben wurde (Bild 6.17).

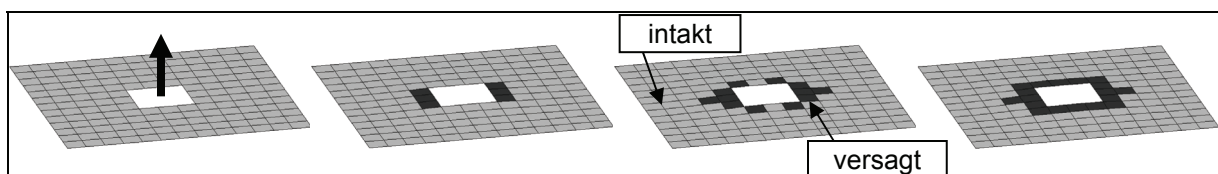


Bild 6.16: Darstellung des Kernschubversagens anhand der UMAT-History Variable *HV4* in einer Bildfolge des Insert-Ausreißversuchs

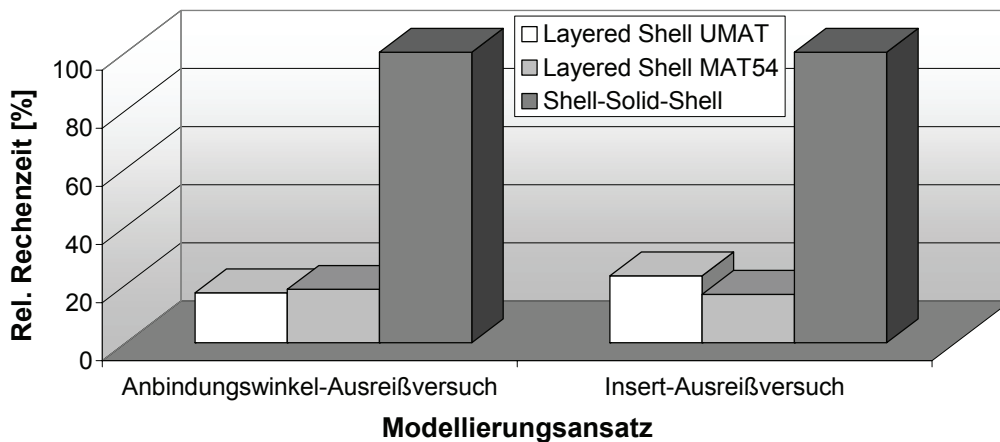


Bild 6.17: Vergleich der Rechenzeiten des Anbindungswinkel-Ausreißversuchs

6.4 Bewertung der Ergebnisse

Mit Hilfe des benutzerdefinierten Materialmodells ist es möglich, Sandwichstrukturen mit Wabenkern auch mit einem Schalenansatz zu modellieren, und dabei ein Kernschubversagen, einen Nachversagensbereich und Dehnrateneffekte abzubilden. Darüber hinaus kann der Schädigungszustand auf benutzerfreundliche Weise mittels einer zweifarbigen Darstellung visualisiert werden. Die Rechenzeit wird bei einer derartigen Modellierung im Vergleich zu einem Shell-Solid-Shell-Modell drastisch reduziert. Es ist jedoch zu beachten, dass ein Schalenmodell nicht für jeden Lastfall geeignet ist und nicht so viele Versagensarten wie der etablierte Shell-Solid-Shell-Ansatz abbilden kann (z.B. Kern-Deckschicht-Ablösung, Kerneindrückung). Die Notwendigkeit der Definition eines Schubkorrekturfaktors als Folge der den Schalenelementen zugrunde liegenden Schubverformungstheorie erster Ordnung ist ein Nachteil dieses Ansatzes. Dieser ändert sich bei unterschiedlichen Wabenkernen und hat einen sehr großen Einfluss auf die resultierende Steifigkeit der Sandwichstruktur. Seine Bestimmung ist jedoch nicht trivial, und wenn sie analytisch erfolgt, sind Versuchsdaten etwa eines 4-Punkt-Biegeversuchs zum Abgleich dringend zu empfehlen.

Anstelle des unmittelbaren Abfalls der Schubspannung im Fall eines Versagens auf das Plateaulevel, wie er hier umgesetzt wurde, könnte als Erweiterung ein allmählicher, kontinuierlicher Abfall realisiert werden. Dies würde zum einen eher den Versuchskurven entsprechen und damit die vom Kern aufgenommene Arbeit besser repräsentieren und zum anderen aus numerischer Sicht das Entstehen von Schwingungen verhindern, die sich in Folge eines abrupten Spannungsabfalls ergeben können.

7 Anwendung der Modellierungsmethoden auf kurzzeitdynamische Lastfälle in der Luftfahrt

Die erarbeiteten Modellierungsmethoden und Materialkennwerte wurden im Rahmen von drei konkreten kurzzeitdynamischen Berechnungsbeispielen aus dem Bereich der Luftfahrt angewendet, die im Folgenden kurz vorgestellt werden.

7.1 Dynamische Belastung von Flugzeugkabinenkomponenten

Flugzeugkabinenkomponenten sind ein klassisches Beispiel für Strukturen aus GF/PF-Nomex[®]-Sandwichmaterialien (Bild 7.1). Hierbei müssen insbesondere die teilweise schwer beladenen Überkopfgepäckfächer hohe Lasten tragen. Im Rahmen eines im 2. Hamburger Luftfahrtforschungsprogramm geförderten Projekts [324] wurde das Strukturverhalten von Überkopfgepäckfächern eines Großraumflugzeugs unter kurzzeitdynamischer Belastung untersucht. Die Notwendigkeit einer derartigen Untersuchung ergab sich aus der Tatsache, dass zum gegenwärtigen Zeitpunkt sämtliche Kabinenkomponenten außer den Sitzen lediglich nach statischen Belastungskriterien ausgelegt werden. In der Praxis können im Fall von Turbulenzen oder einer harten Landung jedoch hohe dynamische Lasten auftreten, welche bei den Gepäckfächern nicht zu einem strukturellen Versagen des Sandwichverbunds oder der Anbindungsstellen führen dürfen [325], [326].



Bild 7.1: Seitliches Gepäckfach in GF/PF-Nomex[®]-Sandwichbauweise (Airbus A310)

Die Studie umfasste sowohl experimentelle als auch numerische Untersuchungen des kurzzeitdynamischen Strukturverhaltens von prototypischen Gepäckfächern. Um die Belastung der Sandwichmaterialien zu begrenzen, wurden diese Gepäckfachprototypen mit neuartigen Energieabsorbern in den Anbindungen ausgerüstet [127]. Es wurden kurzzeitige Verzögerungen in Vorwärts- und Abwärtsrichtung eines Flugzeugs getrennt betrachtet und mit Hilfe von dynamischen Schlittenversuchen auf einer Crashtestanlage des TÜV Rheinland experimentell nachgestellt. Hierbei wurden die Gepäckfächer entweder horizontal oder vertikal auf dem Schlitten montiert, der aus einer konstanten Anfangsgeschwindigkeit heraus einem definierten Verzögerungsimpuls ausgesetzt wurde. Die Ergebnisauswertung umfasste die Beschleunigungen und Kräfte in den Anbindungsstellen sowie Auszugslängen der Energieabsorber. Weiterhin wurden eventuelle strukturelle Schädigungen betrachtet.

Die Simulationsmodelle für die Berechnung in LS-DYNA wurden mit dem Shell-Solid-Shell-Ansatz und den in dieser Arbeit entwickelten Modellen für GF/PF-Nomex[®]-Sandwichstrukturen sowie Kanten, Inserts und Anbindungswinkel erstellt (Bild 7.2, weitere Modellierungsdetails in Anhang A9). Auf Grundlage dieser verifizierten Teilmodelle konnte eine gute Übereinstimmung zwischen numerisch und experimentell ermittelten Anbindungskräften und Energieabsorberauszugslängen erzielt werden [8], [327]. Auch kritische Bereiche mit Spannungskonzentrationen, z.B. an Lasteinleitungen, konnten im Einklang mit den Versuchen identifiziert werden, wie Bild 7.2 deutlich macht.

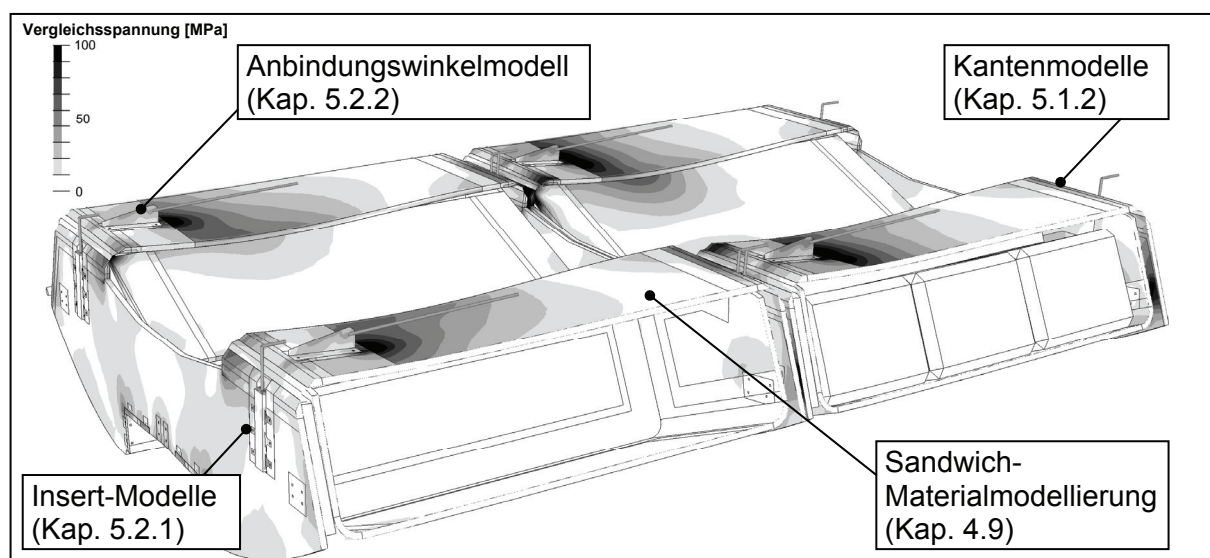


Bild 7.2: Darstellung der Vergleichsspannung zweier unterschiedlich beladener mittlerer Gepäckfächer unter einer Vorwärtsimpuls-Belastung

Aus diesem Grund konnten die Berechnungsmodelle im Rahmen von Pre-Test-Simulationen für die Auslegung von Schlittentests mit alternativen Beladungsszenarien verwendet werden. In der vorliegenden Untersuchung konnte gezeigt werden, dass dynamische Simulationsrechnungen ein sehr effizientes und effektives Werkzeug für die Auslegung von Kabinenkomponenten für dynamische Lastfälle sein können. Obwohl das Verhalten des Materials und der Anbindungsstellen derartiger Sandwichstrukturen mit hoher Genauigkeit abgebildet werden kann, bleiben bei solch komplexen Bauteilen in Sandwichbauweise jedoch immer Restungenauigkeiten, die sich nicht zuletzt durch Abweichungen im Handarbeitsfertigungsprozess ergeben können.

7.2 Impact auf Faltwaben-Sandwich

Klassische kurzzeitdynamische Lastfälle für Sandwichstrukturen in der Luftfahrt sind Stoßbelastungen, die etwa durch fallengelassenes Werkzeug oder durch auf dem Rollfeld hoch geschleuderte Steine entstehen können. Derartige Low-Velocity-Impact Belastungen wurden an einer Sandwichstruktur mit dem in Kapitel 3.1.2 beschriebenen CFK-Faltwabenkern und CFK-Deckschichten experimentell und numerisch untersucht, worauf im Folgenden kurz eingegangen wird [328].

7.2.1 Impact-Versuche

Die Impact-Versuchsreihe wurde an einem Fallturmpfprüfstand der TU Dresden mit einem 1 Zoll-Kugel-Impactor durchgeführt (Bild 7.3). Die Herstellung der Sandwichprobeplatte erfolgte in einer Heizpresse bei 75°C, 3,0 bar und einer Dauer von 3,5 h, wobei ein pastöser Klebstoff vom Typ Epibond 1590 A/B auf Epoxidharzbasis für die Kern-Deckschicht-Verklebung zur Anwendung kam. Die Versuchsreihe umfasste Impact-Energien von 5 J bis 75 J. Im hohen Geschwindigkeitsbereich wurde der Impactor zusätzlich beschleunigt. Die Schadensanalyse nach den Versuchen erfolgte auf unterschiedliche Weisen. Neben einer Sichtprüfung wurden zum einen Ultraschallprüfungen (US) an der TU Dresden durchgeführt, welche in erster Linie Auskunft über die Deckschichtschädigung, insbesondere Delaminationen gaben. Zum anderen wurde das Ausmaß der Kernschädigung im Rahmen von zerstörenden Prüfungen durch Aufsägen untersucht. Bild 7.4 gibt die Ergebnisse dieser Untersuchungen anhand der 10 J, 30 J und 50 J Proben wieder. Eine Deckschichtschädigung durch Delaminationen

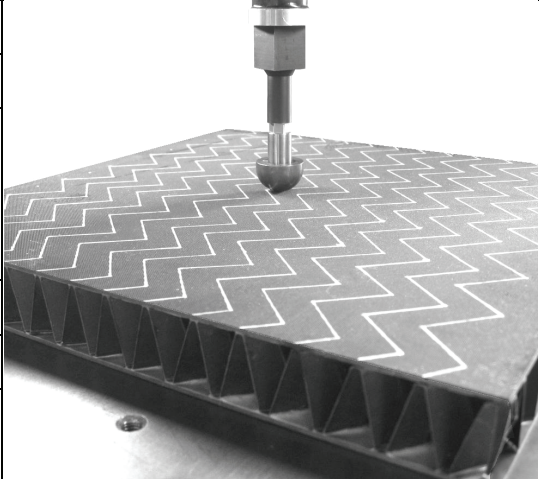
| | | |
|------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Impact-Fallturmversuch |  |
| Prüfnorm: | - | |
| Probenmaterial: | Sandwich: - Deckschichten: CF/EP, quasi-isotrop, 16-lagig - Kern: CFK-Faltwabe | |
| Geometrie: | 300 mm x 300 mm x 30 mm | |
| Impactor: | 1 Zoll-Kugel-Impactor, 1,15 kg | |
| Impact-Energien: | 5 J, 10 J, 20 J, 30 J, 50 J, 65 J, 75 J | |

Bild 7.3: Prüfbedingungen der Impact-Versuche auf CFK-Faltwaben-Sandwich

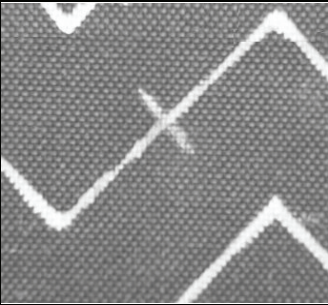
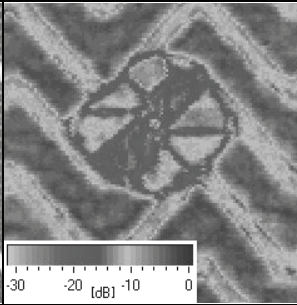
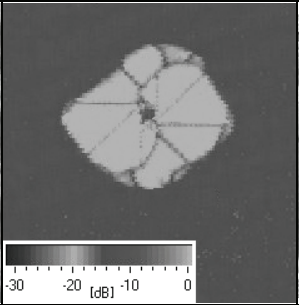
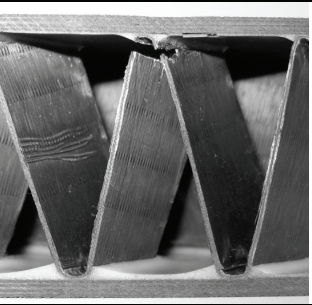
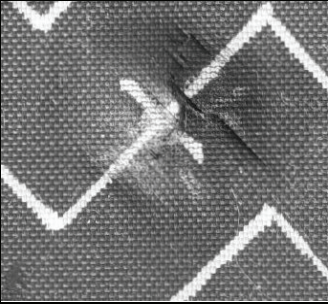
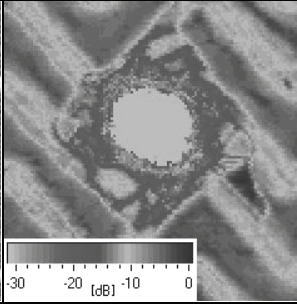
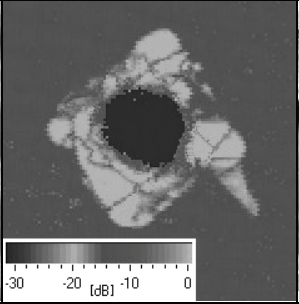
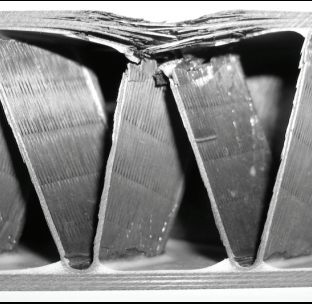
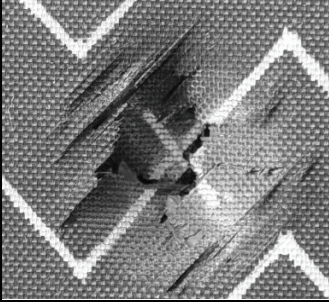
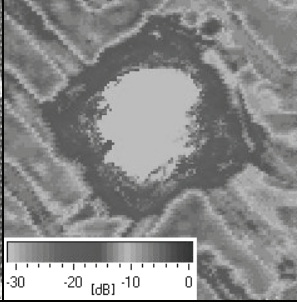
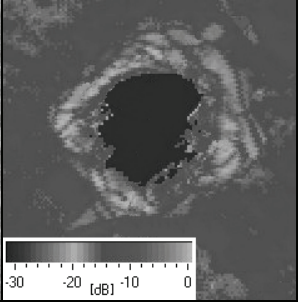
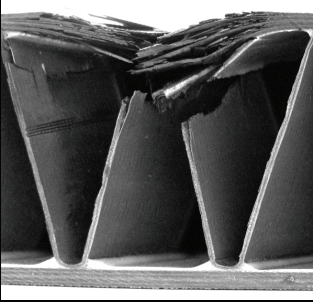
| Draufsicht: | US Rückwandecho: | US Fehlerecho: | Querschnitt: |
|-------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| 10 J Impact: | | | |
|  |  |  |  |
| 30 J Impact: | | | |
|  |  |  |  |
| 50 J Impact: | | | |
|  |  |  |  |

Bild 7.4: Deckschicht- und Kernschädigung der 10 J, 30 J und 50 J Impact-Versuche

und Matrixbrüche ergab sich schon beim geringsten Energieniveau von 5 J. Auch eine Kernschädigung fand bereits bei diesen geringen Energien statt. Hierbei kam es zu einem lokalen Druckversagen und Fragmentieren im oberen Bereich der Faltschicht direkt unterhalb der Auftreffzone. Insgesamt ist die Schädigung, insbesondere auch bei hohen Energien, sehr lokalisiert, was auf die hohe Steifigkeit der Verbundstruktur zurückzuführen ist, die keine großen globalen Biegedeformationen der oberen Deckschicht zulässt. Anhand der US-Bilder ist weiterhin zu erkennen, dass die Ausbreitung der Delaminationen durch die benachbarten Faltschichtverbindungen begrenzt wird.

7.2.2 Impact-Simulation

Das LS-DYNA Modell der CFK-Faltschicht-Sandwichprobe wurde auf Grundlage des in Kapitel 3.2.4 entwickelten und validierten Mesomodells aufgebaut. Die Modellierung der Deckschicht basiert dabei auf dem Materialmodell MAT54 und den in [329] angegebenen Kennwerten für CF/EP. Die Deckschicht wurde mit einer einzelnen Lage Schälenelemente modelliert und kann somit an dieser Stelle kein interlaminares Versagen abbilden, welches sich im Versuch jedoch als wichtiger Energieabsorptionsmechanismus herausgestellt hat. Daher wurde eine Plastizität in MAT54 zugelassen, so dass als Annäherung diejenige Energieabsorption, die sich durch Delamination ergeben würde, in einem vergleichbaren Rahmen durch plastische Verformung ermöglicht wurde. Der Impactor wurde als Starrkörper modelliert und mit der den Versuchen entsprechenden Masse und Anfangsgeschwindigkeit versehen (siehe Anhang A9).

Anhand der 30 J Probe wird in Bild 7.5 exemplarisch gezeigt, dass mit dieser Modellierungsmethode eine gute Übereinstimmung zwischen Versuch und Simulation hinsichtlich der Ergebniskurven und des Schadensausmaßes erreicht werden kann. Darüber hinaus zeigt die Vergleichsspannungsdarstellung, dass lediglich ein begrenzter Bereich von drei Faltschichtzellen belastet wird. Der Nutzen derartiger Simulationsrechnungen kann in der Untersuchung und Bewertung verschiedener Faltschichtgeometrien oder Kernhöhen hinsichtlich ihres Impact-Verhaltens liegen, was auf rein experimentellem Wege einen unverhältnismäßig großen Aufwand darstellen würde. Zudem können durch die detaillierte Auswertung der Simulationsergebnisse Aussagen bezüglich des Ausmaßes des belasteten Gebiets in Kern und Deckschicht, Belastungshöhen oder Erstversagensarten getätigt werden, um mit diesen Informationen Maßnahmen für eine Verbesserung des Impact-Verhaltens treffen zu können.

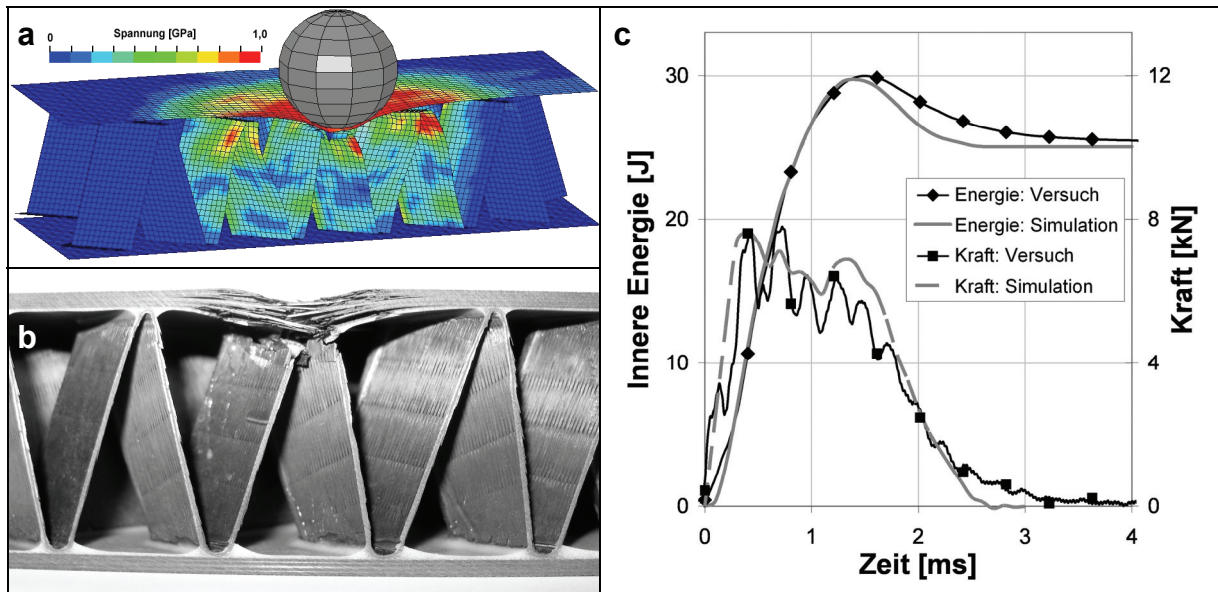


Bild 7.5: Vergleich von Impact-Test und -Simulation: a) Vergleichsspannung bei maximaler Eindringung, b) Schädigung, c) Kraft- und Energieverlauf der 30 J Probe

7.3 Crashsimulation eines Rumpfsegments in Sandwichbauweise

Als drittes Berechnungsbeispiel eines kurzzeitdynamischen Lastfalls in der Luftfahrt wurde eine Crashsimulation eines Rumpfsegments in Sandwichbauweise durchgeführt. Das Ziel dieser Untersuchung bestand darin, die Versagensmechanismen sowie die Verzögerungen im Kabinenbereich zu analysieren und mit den Werten eines validierten Referenzmodells in klassischer Aluminiumbauweise zu vergleichen.

Der untersuchte Sandwichrumpf basiert auf dem im Kapitel 2.1.1 vorgestellten Konzept und umfasst CFK-Deckschichten sowie einen Falzwabenkern aus Aramidpapier (Bild 7.6). Die Sandwichstruktur wurde im LS-DYNA Modell mit einem Shell-Solid-Shell-Ansatz abgebildet, wobei das Werkstoffmodell MAT126 für den Kern benutzt wurde. Die entsprechenden mechanischen Effektiveigenschaften als Eingabedaten wurden wie in Kapitel 3.2.4.2 beschrieben mit Hilfe virtueller Werkstoffprüfungen bestimmt [228]. Das Rumpfmodell umfasst sowohl Überkopfgepäckfächer als auch die Sitze mit elastisch aufgehängten Punktmassen, welche zur Darstellung der Passagiere dienen. Die Randbedingungen dieser Crashsimulation wurden von dem realen Fallversuch eines Aluminiumrumpfsegments abgeleitet und spiegeln eine überlebbarere Bruchlandung wider [330] (siehe Anhang A9 für weitere Modellierungsdetails).

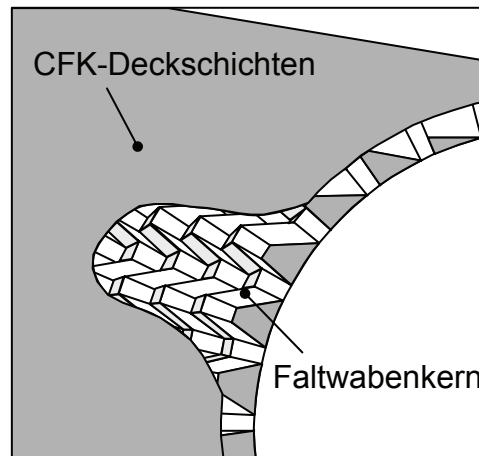


Bild 7.6: Illustration des Falzwabenkerns in der Sandwich-Rumpfhülle

Reale Versuche an einem Rumpfsegment in Sandwichbauweise für einen Abgleich wurden nicht durchgeführt, so dass die Simulationsergebnisse nicht zuletzt aufgrund einiger Vereinfachungen im Modell hauptsächlich für das Aufzeigen von Tendenzen dienen sollen. Bild 7.7 zeigt die Deformationen der Rumpftonne in Sandwichbauweise im Crashlastfall.

Während sich beim Aluminiumrumpf Fließgelenke ausbilden und Energie durch plastische Deformation absorbiert wird, ist das Versagen hier primär von einem Aufbrechen und Fragmentieren der CFK-Spante geprägt. Weiterhin kommt es zu einem großflächigen transversalen Schubversagen des Wabenkerns, einerseits im unteren Rumpfbereich, wo auch Teile der Deckschichten durch die starke Formänderung brechen, andererseits auch im Lasteinleitungsbereich des Passagierfußbodengerüsts.

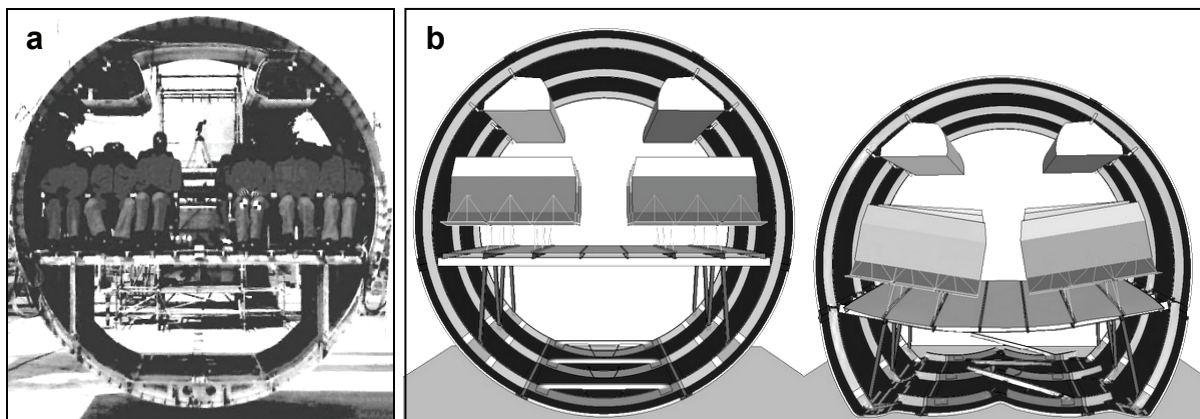


Bild 7.7: Fallversuch eines Rumpfsegments: a) Referenzversuch [331], b) Crashtestsimulation des Rumpfsegments in Sandwichbauweise nach 0 und 200 ms

Neben dem Shell-Solid-Shell-Ansatz wurde dieses Rumpfsegment auch mit einem Layered Shell-Ansatz unter Verwendung des in dieser Arbeit entwickelten benutzerdefinierten Materialmodells für den Wabenkern modelliert. Hierbei zeigte sich jedoch, dass die Schalenmodellierung an dieser Stelle nicht zielführend ist. Ein Vergleich des Schubversagens des Wabenkerns zeigte große Unterschiede zwischen den beiden Modellierungsvarianten. Das beim Shell-Solid-Shell-Ansatz beobachtete großflächige Schubversagen tritt beim Layered Shell-Modell nur in wenigen Elementen auf (Bild 7.8). Die Ursache hierfür liegt in der Lasteinleitung: Im Shell-Solid-Shell-Modell findet die Anbindung der Spante und damit die Lasteinleitung des Fußbodengerüsts in den Sandwichverbund allein an den Knoten der inneren Deckschicht statt, so dass es beim Bodenaufprall eine Schubverzerrung zwischen innerer und äußerer Deckschicht geben kann. Beim Layered Shell-Modell sind jedoch die Spante an den Schalenelementknoten angebunden, welche sowohl der inneren als auch äußeren Deckschicht zugehörig sind. Demnach wird die Rumpfschale durch die angebundenen Spante derart versteift, dass keine Schubverzerrung möglich ist.

An dieser Stelle würde sich eine kombinierte Modellierung anbieten, um einen Kompromiss aus Effizienz und Schadensabbildung zu erzielen, d.h. für die unteren, schädigungsgefährdeten Bereiche würde ein Shell-Solid-Shell-Ansatz und im oberen Rumpfbereich ein Schalenansatz zur Anwendung kommen.

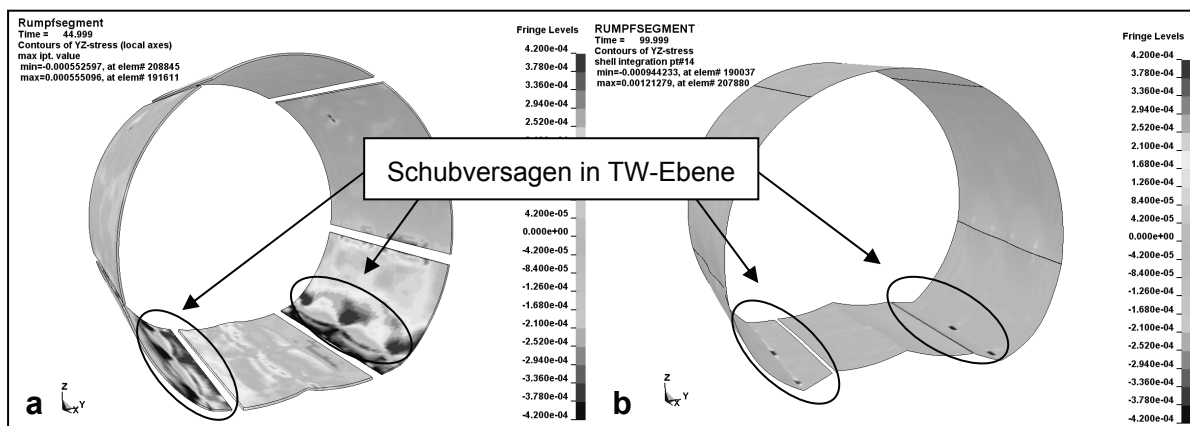


Bild 7.8: Schubversagen des Wabenkerns: a) Shell-Solid-Shell, b) Layered Shell (UMAT)

8 Zusammenfassung und Ausblick

In dieser Arbeit wurde das Schädigungsverhalten von Nomex[®]-Honigwaben und neuartigen Faltschichten aus Kevlar[®] und CFK sowie den zugehörigen Sandwichstrukturen experimentell und numerisch unter der Verwendung der Software LS-DYNA untersucht. Diesbezüglich wurde zunächst das mechanische Verhalten beider Wabentypen unter quasi-statischen und hochdynamischen Lasten charakterisiert. Bei den Honigwaben konnte dabei ein Dehnrateneffekt beobachtet werden, der sich aus Trägheiten beim Zusammenfallen der Zellwände ergibt. Neben der experimentellen Bestimmung der Materialeigenschaften wurden alternativ analytische und numerische Methoden angewendet. Insbesondere die virtuellen Werkstoffprüfungen mittels dynamischer Simulationen und Mesomodellen zeigten dabei das Potenzial, auf effiziente Weise und mit einer hohen Ergebnisgenauigkeit das mechanische Verhalten von Wabenkernen etwa im Rahmen einer Geometrieoptimierung vorherzusagen. Derartige Mesomodelle wurden im Rahmen dieser Arbeit auch für Impact-Simulationen verwendet und zeigten dabei ebenfalls eine gute Abbildung der Realität. Bei der Betrachtung von GFK/Honigwaben-Sandwichverbunden wurde zunächst das lastratenabhängige Materialverhalten der GF/PF-Deckschichten untersucht, wobei ein ausgeprägter Dehnrateneffekt ermittelt wurde. Im Rahmen der Charakterisierung des Einflusses des speziellen Fertigungsverfahrens der Sandwichstrukturen auf die Materialeigenschaften von Kern und Deckschicht wurden der Telegraphing-Effekt sowie der Harzfluss aus den Deckschichten in den Wabenkern mikroskopisch und experimentell mittels Zug-, Druck- und Biegeversuchen untersucht. Dabei zeigte sich eine starke Reduktion der Kennwerte im Vergleich zu den vorher getesteten Einzelwerkstoffen, was sowohl die Notwendigkeit der Prüfung von Sandwichproben anstatt der Einzelwerkstoffe als auch ein Optimierungspotenzial des Herstellverfahrens erkennen ließ. Bezüglich der Kern-Deckschicht-Verbindung konnte experimentell ermittelt werden, dass diese unter reiner Zug- bzw. Schublast eine höhere Festigkeit als der Honigwabenkern aufweist, so dass bei der Modellierung der Verbindung auf ein Versagen verzichtet werden konnte. Eine Untersuchung der auftretenden Versagensarten unter Druckbelastung in Sandwichebene zeigte sowohl ein Deckschichtknittern als auch ein Deckschichtdruckversagen, deren Versagenslast mit Hilfe analytischer Ansätze gut abgeschätzt werden konnte.

Neben den reinen Sandwichplatten wurden auch Verbindungsstellen als mögliche Orte für einen Versagenseintritt betrachtet. Mittels Biege- und Abscherversuchen wurden drei unterschiedliche Kantenverbindungen hinsichtlich der Versagensmechanismen sowie der Schadenstoleranz geprüft und mit Hilfe von entwickelten numerischen Modellen auf der Basis lösbarer Kontaktformulierungen nachgerechnet. Auch verschiedene Insert-Verbindungen wurden unter Zug- und Abscherlast getestet, wobei im Zuglastfall zunächst ein Kernschubversagen aufgetreten ist. Simulationsmodelle wurden auf der Basis von Spotweld-Elementen entwickelt und konnten bis auf ein Restfestigkeitsverhalten das Versagensverhalten gut abbilden. Ein Kernschubversagen trat ebenfalls beim Ausreißversuch eines montierten Anbindungswinkels auf.

Um ein solches Kernschubversagen, das sich als die dominierende Versagensart herausgestellt hat, auch mit einer Schalenmodellierung der Sandwichstruktur abbilden zu können, wurde ein benutzerdefiniertes Materialmodell in LS-DYNA entwickelt. Hierbei wurden sämtliche im Rahmen dieser Arbeit ermittelten Charakteristika der Honigwabenkerne implementiert, also eine Orthotropie, ein Kernschubversagen mit Restfestigkeit im Nachversagensbereich, ein linear-elastisch perfekt-plastisches Materialverhalten in Wabenebene sowie Dehnrateneffekte. Die Validierung erfolgte mit Hilfe der Versuchsdaten der Biegeversuche sowie der Versuche an Lasteinleitungsstellen. Die Berechnungsergebnisse derartiger Schalenmodelle waren dabei bei einer wesentlich geringeren Rechenzeit mit denen von Volumenmodellen vergleichbar. Es zeigte sich jedoch, dass die Wahl des Schubkorrekturfaktors einen großen Einfluss auf das Berechnungsergebnis hat und dieser Modellierungsansatz nicht für alle Lastfälle geeignet ist, was bei der Crashsimulation eines Rumpffragments deutlich wurde.

Die hier angestellten Untersuchungen können infolge der erzielten Ergebnisse in vielen Bereichen fortgeführt werden. Zum einen wäre eine Erweiterung der FKV-Materialmodelle in LS-DYNA in Bezug auf Dehnrateneffekte wünschenswert. Auch das vorhandene Honigwaben-Materialmodell MAT126 in LS-DYNA könnte hinsichtlich einer Verhinderung von Lokalisationseffekten oder der Interaktion von Normal- und Schubspannungen verbessert werden, was eine experimentelle Datenbasis voraussetzen würde. Aufgrund der zahlreichen aus der manuellen Fertigung resultierenden Ungenauigkeiten und deren Einfluss auf das Materialverhalten wäre weiterhin eine systematische Analyse mitsamt Einbeziehung in die Modellierung und Einflussbewertung sämtlicher Unsicherheiten mittels stochastischer Methoden sinnvoll.

Anhang

A1: Kennwerte der untersuchten Nomex[®]-Honigwaben als Ergebnisse der quasi-statischen Versuchsreihen

Tabelle A1.1: Experimentell bestimmte mechanische Kennwerte der Honigwaben

| [MPa] | C1-3.2-29 | C1-3.2-48 | C1-4.8-48ox |
|---------------------------|-----------|-----------|-------------|
| Druckverhalten: | | | |
| $E_{T,D}$ (mit Decksch.) | 28,2 | 84,8 | 83,6 |
| $E_{T,D}$ (ohne Decksch.) | 23,7 | 71,4 | 73,5 |
| $E_{L,D}$ | 0,08 | 0,58 | 0,05 |
| $E_{W,D}$ | 0,09 | 0,33 | 1,15 |
| $\sigma_{T,D,max}$ | 0,62 | 1,94 | 2,04 |
| $\sigma_{T,D,Plateau}$ | 0,32 | 1,10 | 0,84 |
| $\sigma_{L,D,Plateau}$ | 0,01 | 0,04 | 0,03 |
| $\sigma_{W,D,Plateau}$ | 0,01 | 0,034 | 0,03 |
| ν_{LW} | 0,81 | - | - |
| ν_{WL} | 0,68 | - | - |
| ν_{TL} | 0 | 0 | 0 |
| ν_{LT} | 0 | 0 | 0 |
| ν_{TW} | 0 | 0 | 0 |
| ν_{WT} | 0 | 0 | 0 |
| Zugverhalten: | | | |
| $E_{T,Z}$ | - | 23,12 | - |
| $E_{L,Z}$ | - | 0,70 | - |
| $E_{W,Z}$ | - | 0,90 | - |
| $\sigma_{T,Z,max}$ | - | 2,19 | - |
| $\sigma_{L,Z,max}$ | - | 0,52 | - |
| $\sigma_{W,Z,max}$ | - | 0,12 | - |
| Schubverhalten: | | | |
| G_{TL} | 18,8 | 41,9 | 30,0 |
| G_{TW} | 17,9 | 25,5 | 30,3 |
| G_{LW} | 0,09 | 0,31 | 0,37 |
| $\tau_{TL,max}$ | 0,48 | 1,21 | 0,63 |
| $\tau_{TW,max}$ | 0,30 | 0,70 | 0,81 |
| $\tau_{LW,max}$ | 0,60 | 1,02 | 0,37 |

A2: Zellverformung der Nomex[®]-Honigwaben unter Druck- und Schubbelastung in Wabenebene

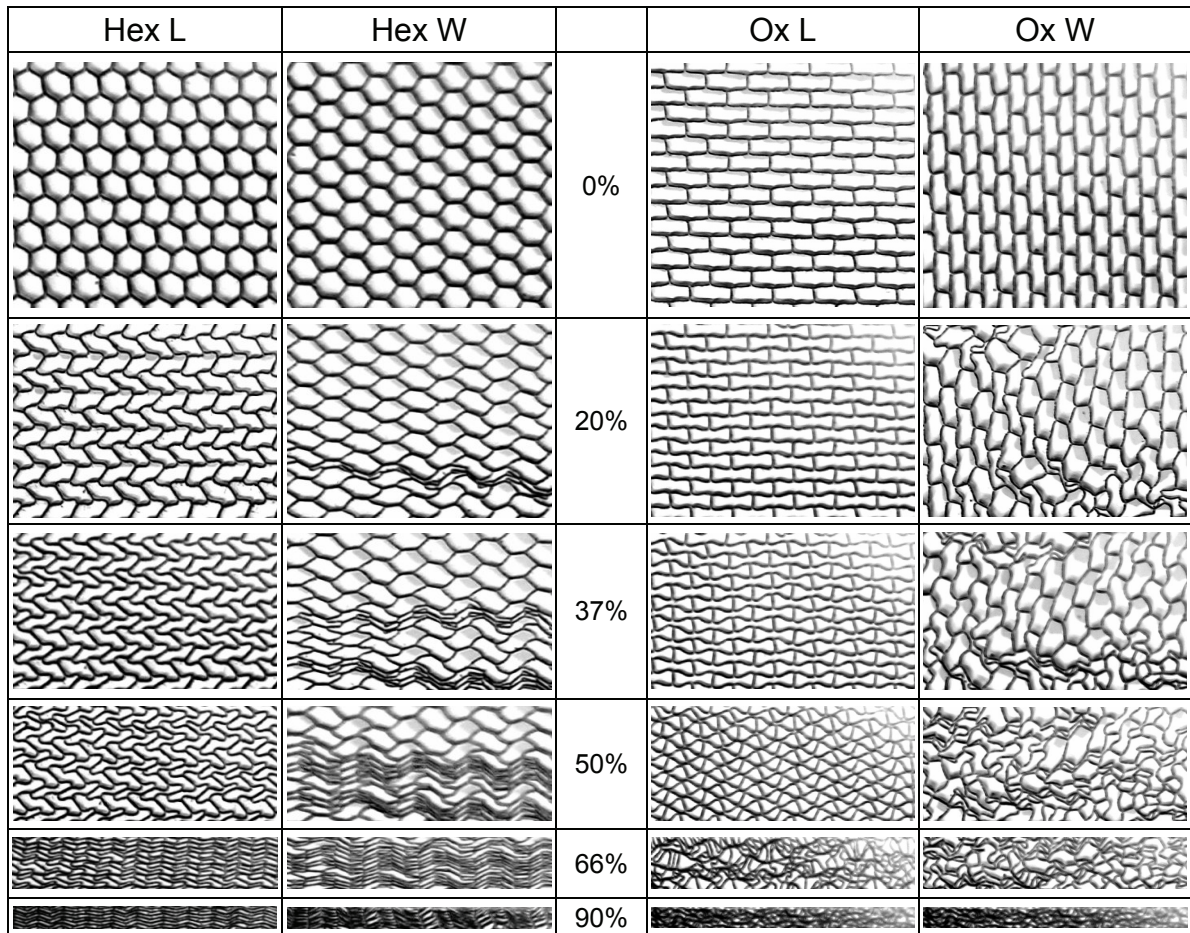


Bild A2.1: Zellverformung der hexagonalen (C1-3.2-48) und überexpandierten (C1-4.8-48ox) Nomex[®]-Waben unter Druckbelastung in der Wabenebene mit Angabe der Stauchung

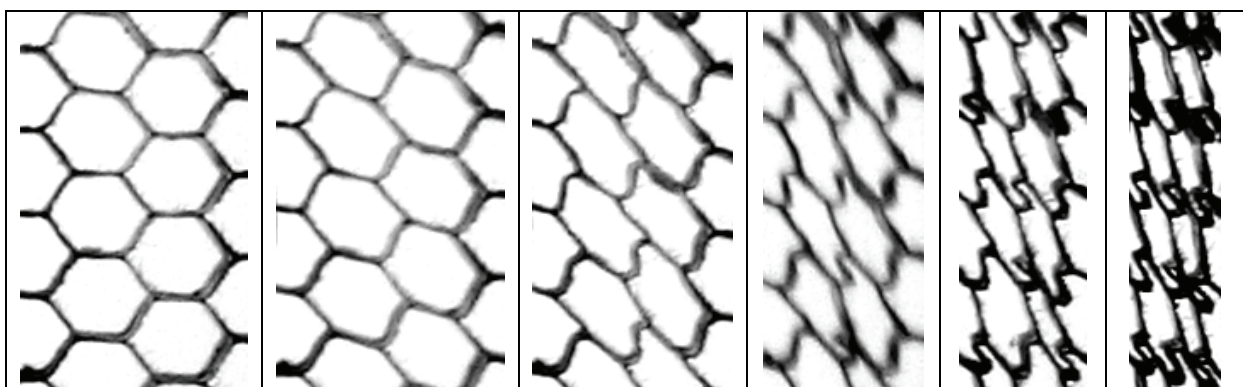


Bild A2.2: Zellverformung unter Schubbelastung in der Wabenebene (C1-3.2-48)

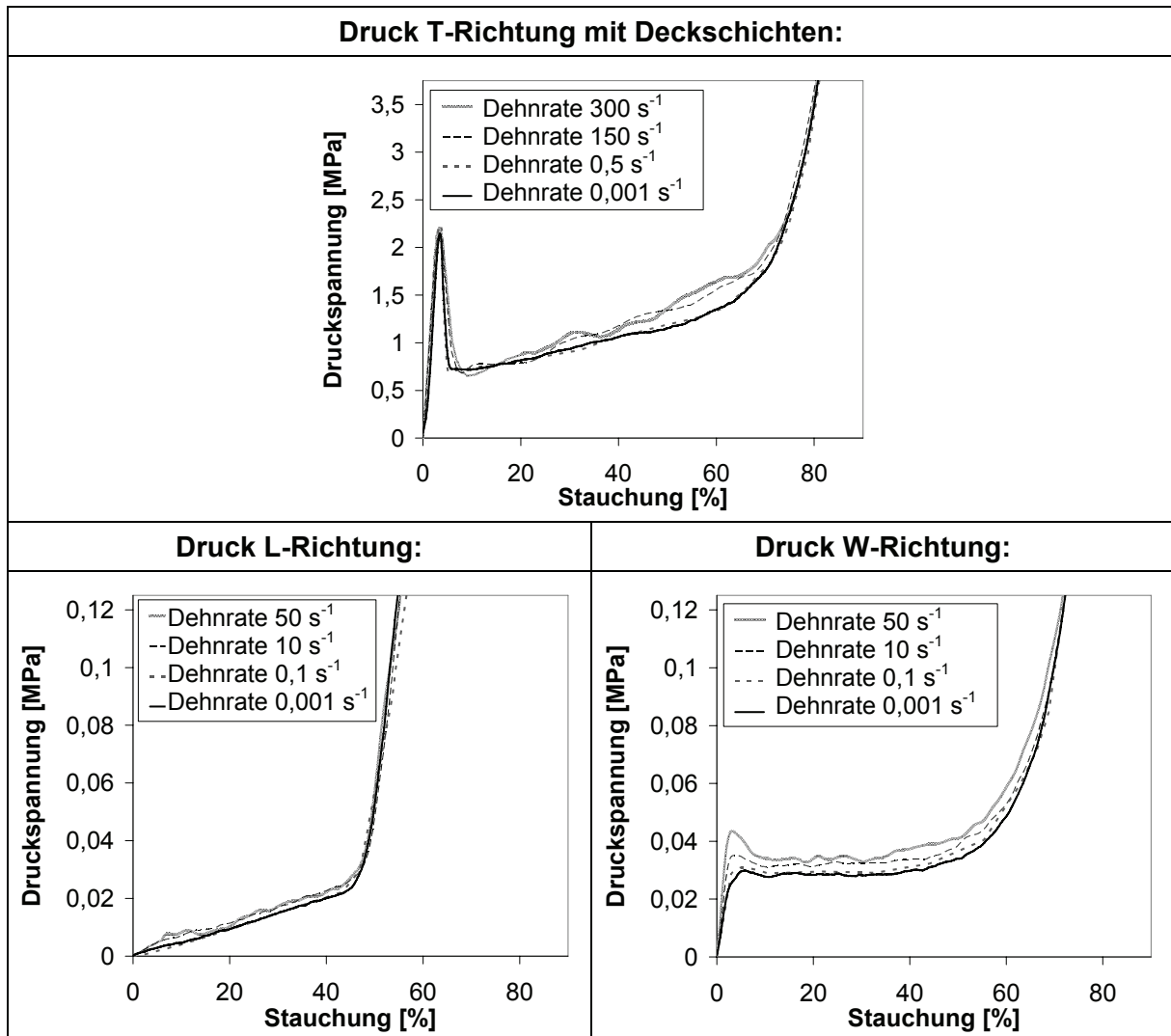
A3: Ergebnisse dynamischer Versuche an überexpandierten Nomex[®]-Honigwaben

Bild A3.1: Druckspannungs-Stauchungs-Kurven der überexpandierten Nomex[®]-Wabe C1-4.8-48ox bei unterschiedlichen Dehnraten

A4: Berechnungsformeln der effektiven Honigwabenkennwerte

• Gibson/Ashby [10]:

$$\begin{aligned}
 E_T &= E_S \left(\frac{t}{l} \right) \left(\frac{\frac{h}{l} + 2}{2 \left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right) \cos \theta} \right) = E_S \frac{\rho}{\rho_s} & E_W &= E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right)}{\cos^3 \theta} \\
 E_L &= E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{\cos \theta}{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right) \sin^2 \theta} & G_{LT} &= G_S \left(\frac{t}{l} \right) \frac{\cos \theta}{\frac{h}{l} + \sin \theta} \\
 G_{WT}^U &= G_S \left(\frac{t}{l} \right) \frac{1}{2} \frac{\frac{h}{l} + 2 \sin^2 \theta}{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right) \cos \theta} & G_{WT}^L &= G_S \left(\frac{t}{l} \right) \frac{\frac{h}{l} + \sin \theta}{\left(1 + 2 \frac{h}{l} \right) \cos \theta} \\
 G_{LW} &= E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right)}{\left(\frac{h}{l} \right)^2 \left(1 + 2 \frac{h}{l} \right) \cos \theta} & \nu_{LW} &= \frac{\cos^2 \theta}{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right) \sin \theta} \\
 \nu_{WL} &= \frac{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right) \sin \theta}{\cos^2 \theta} & \nu_{LT} &= \frac{E_L}{E_T} \nu_s & \nu_{WT} &= \frac{E_W}{E_T} \nu_s & \nu_{TL} &= \nu_s & \nu_{TW} &= \nu_s
 \end{aligned}$$

• Guo/Gibson [332]:

$$E_L = 2,14 E_S \left(\frac{t}{l} \right)^{2,97} \qquad E_W = 1,93 E_S \left(\frac{t}{l} \right)^{2,98}$$

• Meraghni/Desrumaux/Benzeggagh [232]:

$$E_T = \frac{t E_S (1 + 2 \cos \alpha)}{2a \sin \alpha (1 + \cos \alpha)} \qquad G_{LT} = \frac{t G_S (1 + 2 \cos \alpha)}{2a \sin \alpha (1 + \cos \alpha)} \qquad G_{WT} = \frac{t G_S (t + 2a \sin \alpha)}{2a (1 + \cos \alpha) (t + a \sin \alpha)}$$

• Fu/Yin [333]:

$$\begin{aligned}
 E_L &= E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{\cos \theta}{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right) \sin^2 \theta} \left(1 - \frac{1 - \sin^2 \theta}{\sin^2 \theta} \frac{t^2}{l^2} \right) \\
 E_W &= E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right)}{\cos^3 \theta} \left(1 - \left(\frac{h}{l} \frac{1}{\cos^2 \theta} + \frac{\sin^2 \theta}{1 - \sin^2 \theta} \right) \frac{t^2}{l^2} \right) \\
 \nu_{LW} &= \frac{\cos^2 \theta}{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right) \sin \theta} \left(1 - \frac{1}{\sin^2 \theta} \frac{t^2}{l^2} \right) & \nu_{WL} &= \frac{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right) \sin \theta}{\cos^2 \theta} \left(1 - \left(\left(1 + \frac{h}{l} \right) \frac{1}{\cos^2 \theta} \right) \frac{t^2}{l^2} \right)
 \end{aligned}$$

- Vinson [334] = Wiedemann [335]:

$$E_T = \frac{8}{3} \frac{t}{s} E_S \quad G_{LT} = \frac{5}{3} \frac{t}{s} G_S \quad G_{WT} = \frac{t}{s} G_S$$

- Zhang/Ashby [233]:

$$E_T = \frac{2}{\cos \theta (1 + \sin \theta)} \frac{t}{l} E_S = \frac{\rho}{\rho_S} E_S \quad G_{LT} = G_S \frac{\cos^2 \theta}{2} \left(\frac{\rho}{\rho_S} \right) \quad G_{WT}^U = G_S \frac{1 + \sin^2 \theta}{2} \left(\frac{\rho}{\rho_S} \right)$$

$$G_{WT}^L = G_S \frac{(1 + \sin \theta)^2}{4} \left(\frac{\rho}{\rho_S} \right) \quad \nu_{LT} = \frac{E_L}{E_T} \nu_S \quad \nu_{WT} = \frac{E_W}{E_T} \nu_S \quad \nu_{TL} = \nu_S \quad \nu_{TW} = \nu_S$$

- Tripplett [336]:

$$G_{LW} = \left(\frac{t}{a} \right)^3 \frac{(b/a + \sin \theta)}{(b/a)^2 (1 + b/4a) \cos \theta} E_S$$

- Burton/Noor [337]:

$$E_L = \frac{E_S}{\sin \alpha} \frac{1}{\frac{\sin^2 \alpha}{(a/b + \cos \alpha)} \left(\frac{b}{t} \right)^3 + \frac{a/b + \cos^2 \alpha}{(a/b + \sin \alpha)} \left(\frac{b}{t} \right)}$$

$$E_T = E_S \left(\frac{t}{b} \right) \frac{1 + a/b}{(a/b + \cos \alpha) \sin \alpha}$$

$$E_W = E_S \sin \alpha \frac{1}{(a/b + \cos \alpha) \left[\frac{\cos^2 \alpha}{\left(\frac{t}{b} \right)^3} + \frac{\sin^2 \alpha}{\left(\frac{t}{b} \right)} \right]}$$

$$G_{WT} = G_S \left(\frac{t}{b} \right) \frac{\sin \alpha}{a/b + \cos \alpha}$$

$$G_{LT}^U = G_S \left(\frac{t}{b} \right) \frac{(a/b + \cos^2 \alpha)}{(a/b + \cos \alpha) \sin \alpha}$$

$$G_{LT}^L = G_S \left(\frac{t}{b} \right) \frac{(a/b + \cos \alpha)}{(1 + 4a/b) \sin \alpha}$$

$$G_{LW} = E_S \left(\frac{t}{b} \right)^3 \frac{a/b + \cos \alpha}{(a/b)^2 (1 + a/4b) \sin \alpha}$$

$$\nu_{LW} = -\cos \alpha \left[\frac{-\left(\frac{b}{t} \right)^3 + \left(\frac{b}{t} \right)}{\frac{\sin^2 \alpha}{(a/b + \cos \alpha)} \left(\frac{b}{t} \right)^3 + \frac{\cos^2 \alpha}{(a/b + \sin \alpha)} \left(\frac{b}{t} \right)} \right]$$

$$\nu_{LT} = \frac{E_L}{E_T} \nu_S \quad \nu_{WT} = \frac{E_W}{E_T} \nu_S \quad \nu_{TL} = \nu_S \quad \nu_{TW} = \nu_S$$

- Hoffman [338]:

$$\nu_{WL} = \frac{\cos \alpha + \cos^2 \alpha}{\sin^2 \alpha} \quad \nu_{LW} = \frac{\sin^2 \alpha}{\cos \alpha + \cos^2 \alpha}$$

- Nast [339], [340]:

$$E_L = E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{(1 + \sin \theta)}{12 \cos^2 \theta \left(\frac{\cos \theta}{3} - \frac{1 + \cos \theta}{8} \right) (1 - \nu_s^2)} \quad E_W = E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{\cos \theta}{(1 + \sin \theta) \sin^2 \theta (1 - \nu_s^2)}$$

$$G_{LT} = G_S \left(\frac{t}{l} \right) \frac{2}{\cos \theta (1 + \sin \theta)} \quad G_{WT} = G_S \left(\frac{t}{l} \right) \frac{10}{9 \cos^3 \theta (1 + \sin \theta)}$$

$$G_{LW} = E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{(1 + \sin \theta)}{\cos \theta (6,25 - 6 \sin \theta) (1 - \nu_s^2)} \quad \nu_{LT} = \nu_s \left(\frac{t}{l} \right)^2 \frac{(1 + \sin \theta)^2}{24 \cos \theta \left(\frac{\cos \theta}{3} - \frac{1 + \cos \theta}{8} \right) (1 - \nu_s^2)}$$

$$\nu_{LW} = \frac{\sin^2 \theta (1 + \sin \theta)^2}{12 \cos^3 \theta \left(\frac{\cos \theta}{3} - \frac{1 + \cos \theta}{8} \right)} \quad \text{wobei} \quad \nu_{LW} \leq \sqrt{\frac{E_L}{E_W}} \quad \nu_{WT} = \nu_s \left(\frac{t}{l} \right)^2 \frac{\cos^2 \theta}{2 \sin^2 \theta (1 - \nu_s^2)}$$

- Zenkert [46]:

$$E_T = \frac{\rho}{\rho_s} E_S \quad G_{LT} = \frac{4}{3} \frac{t}{s} G_S \quad G_{WT} = \frac{16}{30} \frac{t}{s} G_S$$

$$\nu_{LT} = \frac{E_L}{E_T} \nu_s \quad \nu_{WT} = \frac{E_W}{E_T} \nu_s \quad \nu_{TL} = \nu_s \quad \nu_{TW} = \nu_s$$

- Shi/Tong [341]:

$$E_L = \frac{\sqrt{3}}{5} \frac{t}{a} E_S \quad E_W = \frac{\sqrt{3}}{5} \frac{t}{a} E_S \quad G_{LT} = \frac{3}{2} \frac{t}{d} G_S \quad G_{WT} = \frac{t}{d} G_S \quad G_{LW} = \sqrt{3} \left(\frac{t}{a} \right)^3 E_S$$

- Bitzer [342]:

$$E_L = 0,01 E_T \quad E_W = 0,01 E_T \quad G_{LW} = 0,01 \frac{G_{LT} + G_{WT}}{2}$$

$$\nu_{LW} = 0,1 \quad \nu_{WL} = 0,1 \quad \nu_{LT} = 0,1 \quad \nu_{TL} = 0,1 \quad \nu_{WT} = 0,1 \quad \nu_{TW} = 0,1$$

- Grediac [343]:

$$G_{LT}^U = \frac{1 + a/b \sin^2 \theta}{(1 + a/b \sin \theta) b} \frac{t}{G_S} \quad G_{LT}^L = \frac{1 + a/b \sin \theta}{a/b (1 + a/b) \cos \theta b} \frac{t}{G_S} \quad G_{WT} = \frac{\cos \theta}{1 + a/b \sin \theta} \frac{t}{b} G_S$$

- Starlinger [344]:

$$E_T = E_S \frac{4t_2 + 2t_1}{3\sqrt{3}a} \quad G_{LT} = G_S \frac{4t_2 \cos^2 \alpha + 2t_1}{3\sqrt{3}a} \quad G_{WT} = G_S \frac{4t_2 \sin^2 \alpha}{3\sqrt{3}a}$$

- Chamis/Aiello/Murthy [345]:

$$E_L = \frac{t^3}{4s} E_S \quad E_W = \frac{3}{2} \frac{t^3}{4s} E_S \quad E_T = 3 \frac{t}{s} E_S \quad G_{LT} = \frac{t}{s} G_S \quad G_{WT} = \frac{t}{s} G_S \quad G_{LW} = \frac{t}{s} G_S$$

$$\nu_{LT} = \frac{2}{\sqrt{3}} \quad \nu_{WT} = 0 \quad \nu_{TL} = \nu_s$$

• Master/Evans [346]:

$$E_L = \frac{1}{\frac{h_c \cos \theta}{(h/l + \sin \theta) \left[\frac{\cos^2 \theta}{K_f} + \frac{\cos^2 \theta}{K_h} + \frac{2h/l + \sin^2 \theta}{K_s} \right]}} E_W = \frac{1}{h_c (h/l + \sin \theta) \left[\frac{\sin^2 \theta}{K_f \cos \theta} + \frac{\sin^2 \theta}{K_h \cos \theta} + \frac{\cos \theta}{K_s} \right]}$$

$$G_{LW} = \frac{1}{\left[\frac{h_c h^2 (l+2h) \cos \theta}{K_f l^2 (h+l \sin \theta)} \right] + \frac{1}{K_h} \left[\frac{l/h^2 + 2l^2}{l/h (h+l \sin \theta)} \right] h_c \cos \theta + \frac{h_c (l \cos^2 \theta + (h+l \sin \theta) \sin \theta)}{K_s} \left[\frac{\cos \theta}{h+l \sin \theta} + \frac{\sin \theta}{\cos \theta} \right]}$$

$$v_{LW} = -\sin \theta (h/l + \sin \theta) \left[\frac{-\frac{1}{K_f} - \frac{1}{K_h} + \frac{1}{K_s}}{\frac{\cos^2 \theta}{K_f} + \frac{\cos^2 \theta}{K_h} + \frac{2h/l + \sin^2 \theta}{K_s}} \right]$$

$$v_{WL} = \frac{-\sin \theta \cos \theta \left[\frac{1}{K_f} + \frac{1}{K_h} - \frac{1}{K_s} \right]}{(h/l + \sin \theta) \left[\frac{\sin^2 \theta}{K_f \cos \theta} + \frac{\sin^2 \theta}{K_h \cos \theta} + \frac{\cos \theta}{K_s} \right]} \quad \text{mit } K_f = \frac{E_S h_c t^3}{l^3} \quad K_h = \frac{G_S h_c t}{l} \quad K_s = \frac{E_S h_c t}{l}$$

• Caddock/Evans/Masters [347]:

$$E_L = E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \left[\frac{h/l + \sin \theta}{\cos^3 \theta} \right] \quad E_W = E_S \left(\frac{t}{l} \right)^3 \left[\frac{\cos \theta}{(h/l + \sin \theta) \sin^2 \theta} \right]$$

$$v_{LW} = \frac{\sin \theta}{\cos^2 \theta} (h/l + \sin \theta) \quad v_{WL} = \frac{\cos^2 \theta}{\sin \theta} \left[\frac{1}{h/l + \sin \theta} \right]$$

• Klintworth/Stronge [348], [349]:

$$E_L = E_S \frac{t^3 (h+l \sin \theta)}{l^4 \cos^3 \theta} \quad E_W = E_S \frac{t^3 \cos \theta}{l^2 (h+l \sin \theta) \sin^2 \theta} \quad G_{LW} = E_S \frac{t^3 (h+l \sin \theta)}{h^2 l^2 \cos \theta}$$

$$v_{WL} = \frac{l \cos^2 \theta}{(h+l \sin \theta) \sin \theta} \quad v_{LW} = \frac{(h+l \sin \theta) \sin \theta}{l \cos^2 \theta}$$

• Vinson/Sierakowski [350]:

$$G_{LT} = \frac{4\sqrt{3}}{9} \frac{t}{l} G_S \quad G_{WT} = \frac{8\sqrt{3}}{45} \frac{t}{l} G_S$$

• Stamm/Witte [351]:

$$G_{LT} = G_S \frac{2t(h+l \sin^2 \theta)}{s(h+l \sin \theta)} \quad G_{WT} = G_S \frac{ts}{2l(h+l \sin \theta)}$$

- Karlsson/Wetteskog [352]:

$$\begin{aligned}
 E_L &= 12E_s \left(\frac{t}{a}\right)^3 & E_W &= 12E_s \left(\frac{t}{a}\right)^3 & E_T &= \frac{8}{3} \frac{t}{a} E_s \\
 G_{LT} &= \frac{3}{2} \frac{t}{a} G_s & G_{WT} &= \frac{t}{a} G_s & G_{LW} &= 6,1 E_s \left(\frac{t}{a}\right)^3 \\
 v_{LW} &= \frac{\left(\frac{a}{t}\right)^2 - 4}{\left(\frac{a}{t}\right)^2 + 8} & v_{WL} &= \frac{\left(\frac{a}{t}\right)^2 - 12}{\left(\frac{a}{t}\right)^2 + 12} & v_{WT} &= \frac{9}{2} \left(\frac{t}{a}\right)^2 v_s & v_{LT} &= \frac{9}{2} \left(\frac{t}{a}\right)^2 v_s & v_{TW} &= v_s & v_{TL} &= v_s
 \end{aligned}$$

- Penzien/Didriksson [353]:

$$G_{LT} = G_s \frac{\sin \theta (a/b + \cos \theta)}{a/t ((1 + a/b) \sin^2 \theta)} \quad G_{WT} = G_s \frac{\sin \theta (a/b + \cos \theta)}{a/t ((\cos \theta + a/b)^2)}$$

- Chang/Ebcioglu [176]:

$$G_{LT} = G_s \frac{t}{a} \frac{b/a + \cos^2 \alpha}{\sin \alpha (b/a + \cos \alpha)} \quad G_{WT} = G_s \frac{t}{a} \frac{\sin \alpha}{(b/a + \cos \alpha)}$$

- Akasaka/Takagishi [175]:

$$G_{LT} = G_s \frac{t}{b} \frac{a/b + \cos \alpha}{\sqrt{1 - \cos^2 \alpha} (1 + a/b)} \quad G_{WT} = G_s \frac{t}{b} \frac{\sqrt{1 - \cos^2 \alpha}}{a/b + \cos \alpha}$$

- Nagao [177]:

$$G_{LT} = G_s \frac{\frac{at_2}{bt_1} + 2 \cos^2 \alpha}{2(a/b + \cos \alpha) \sin \alpha} \frac{t_1}{b} \quad G_{WT} = G_s \frac{\sin \alpha}{(a/b + \cos \alpha)} \frac{t_1}{b}$$

- Kelsey/Gellatly/Clark [354]:

$$G_{LT}^U = G_s \frac{t}{l} \frac{1 + \cos^2 \alpha}{(1 + \cos \alpha) \sin \alpha} \quad G_{LT}^L = G_s \frac{t}{l} \frac{1 + \cos \alpha}{2 \sin \alpha} \quad G_{WT} = G_s \frac{\sin \alpha}{1 + \cos \alpha} \frac{t}{l}$$

- Qiao/Xu [355], [356]:

$$G_{LW}^U = \frac{l_1 G_{LW}^1 + l_2 G_{LW}^2}{l_1 + l_2} \quad \text{mit } G_{LW}^1 = \sin \alpha \cos \alpha \frac{t_1}{b} E_s \quad G_{WT} = \frac{b \sin \alpha}{b \cos \alpha + a} \frac{t_1}{b} G_s$$

$$G_{LW}^L = \frac{(l_1 + l_2) G_{LW}^1 G_{LW}^2}{l_1 G_{LW}^2 + l_2 G_{LW}^1} \quad G_{LW}^2 = \frac{a/b + \cos \alpha}{(a/b)^2 (1 + 2a/b) \sin \alpha} \left(\frac{t_2}{b}\right)^3 E_s$$

$$G_{LT}^U = \frac{2t_1 b \cos^2 \alpha + t_2 a}{2b \sin \alpha (a + b \cos \alpha)} G_s \quad G_{LT}^L = \frac{b \cos \alpha + a}{b \sin \alpha \left(\frac{b}{t_1} + \frac{2a}{t_2}\right)} G_s$$

A5: Berechnungsergebnisse der effektiven Wabenkennwerte

Tabelle A5.1: Vergleich der experimentell und analytisch bestimmten elastischen Kennwerte der hexagonalen Honigwabe C1-3.2-29: Berechnungsergebnisse mit einer Abweichung von unter 10% sind markiert

| C1-3.2-29 | E_L | E_W | E_T | G_{TL} | G_{TW} | G_{LW} | ν_{TL} | ν_{TW} | ν_{LW} |
|---------------------------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|------------|------------|-------------|
| | [MPa] | | | | | | [-] | | |
| Experiment | 0,08 | 0,09 | 23,7 | 18,8 | 17,9 | 0,09 | 0 | 0 | 0,81 |
| Qiao/Xu [355], [356] | - | - | - | 21,7 | 14,5 | 0,27 | - | - | - |
| Gibson/Ashby [10] | 0,09 | 0,09 | 75,2 | 14,5 | 14,5 | 0,02 | 0,3 | 0,3 | 1 |
| Guo/Gibson [332] | 0,09 | 0,08 | - | - | - | - | - | - | - |
| Meraghni et al. [232] | - | - | 50,1 | 19,3 | 16,5 | - | - | - | - |
| Fu/Yin [333] | 0,09 | 0,09 | - | - | - | - | - | - | 0,998 |
| Burton/Noor [337] | 0,09 | 0,09 | 100,2 | 24,1 | 14,5 | 0,05 | 0,3 | 0,3 | 0,999 |
| Nast [339], [340] | 0,13 | 0,10 | - | 38,6 | 28,6 | 0,02 | - | - | 1,14 |
| Zenkert [46] | - | - | 76,8 | 19,3 | 7,71 | - | 0,3 | 0,3 | - |
| Masters/Evans [346] | 0,09 | 0,09 | - | - | - | 0,02 | - | - | 0,998 |
| Shi/Tong [341] | 22,6 | 22,6 | - | 21,7 | 14,5 | 0,07 | - | - | 1 |
| Tripplett [336] | - | - | - | - | - | 0,05 | - | - | - |
| Bitzer [342] | 0,24 | 0,24 | - | - | - | 0,18 | 0,1 | 0,1 | 0,1 |
| Grediac [343] | - | - | - | 20,9 | 14,5 | - | - | - | - |
| Zhang/Ashby [233] | - | - | 100,2 | 11,1 | 18,5 | - | 0,3 | 0,3 | - |
| Caddock et al. [347] | 0,09 | 0,09 | - | - | - | - | - | - | 1 |
| Starlinger [344] | - | - | 125,3 | 19,3 | 28,9 | - | - | - | - |
| Chamis/Aiello/Murthy [345] | 0,02 | 0,03 | 112,8 | 14,5 | 14,5 | 14,5 | 0,3 | - | 1,15 |
| Klintworth/Stronge [348], [349] | 0,09 | 0,09 | - | - | - | 0,07 | - | - | 1 |
| Karlsson/Wetteskog [352] | 0,48 | 0,48 | 173,6 | 37,6 | 25,0 | 0,24 | 0,3 | 0,3 | 0,993 |
| Vinson/Sierakowski [350] | - | - | - | 19,3 | 7,7 | - | - | - | - |
| Wiedemann [335] | - | - | 100,2 | 24,1 | 14,5 | - | - | - | - |
| Vinson [334] | - | - | 100,2 | 24,1 | 14,5 | - | - | - | - |
| Stamm/Witte [351] | - | - | - | 24,1 | 14,5 | - | - | - | - |
| Penzien/Didriksson [353] | - | - | - | 46,7 | 6,71 | - | - | - | - |
| Chang/Ebcioglu [176] | - | - | - | 24,1 | 14,5 | - | - | - | - |
| Akasaka/Takagishi [175] | - | - | - | 21,7 | 14,5 | - | - | - | - |
| Nagao [177] | - | - | - | 24,1 | 14,5 | - | - | - | - |
| Hoffman [338] | - | - | - | - | - | - | - | - | 1 |
| Kelsey et al. [354] | - | - | - | 21,7 | 14,5 | - | - | - | - |

Tabelle A5.2: Vergleich der experimentell und analytisch bestimmten elastischen Kennwerte der hexagonalen Honigwabe C1-3.2-48: Berechnungsergebnisse mit einer Abweichung von unter 10% sind markiert

| C1-3.2-48 | E_L | E_W | E_T | G_{TL} | G_{TW} | G_{LW} | ν_{TL} | ν_{TW} | ν_{LW} |
|---------------------------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|------------|------------|------------|
| | [MPa] | | | | | | [-] | | |
| Experiment | 0,58 | 0,33 | 71,4 | 41,9 | 25,5 | 0,31 | 0 | 0 | - |
| Qiao/Xu [355], [356] | - | - | - | 32,4 | 19,4 | 0,66 | - | - | - |
| Gibson/Ashby [10] | 0,22 | 0,22 | 101,1 | 19,4 | 19,4 | 0,06 | 0,3 | 0,3 | 1 |
| Guo/Gibson [332] | 0,23 | 0,20 | - | - | - | - | - | - | - |
| Meraghni et al. [232] | - | - | 67,4 | 25,9 | 22,0 | - | - | - | - |
| Fu/Yin [333] | 0,22 | 0,22 | - | - | - | - | - | - | 0,996 |
| Burton/Noor [337] | 0,22 | 0,22 | 134,8 | 32,4 | 19,4 | 0,13 | 0,3 | 0,3 | 0,999 |
| Nast [339], [340] | 0,32 | 0,24 | - | 51,8 | 38,4 | 0,06 | - | - | 1,14 |
| Zenkert [46] | - | - | 127,1 | 25,9 | 10,4 | - | 0,3 | 0,3 | - |
| Masters/Evans [346] | 0,22 | 0,22 | - | - | - | 0,06 | - | - | 0,996 |
| Shi/Tong [341] | 30,3 | 30,3 | - | 29,2 | 19,4 | 0,17 | - | - | 1 |
| Tripplett [336] | - | - | - | - | - | 0,12 | - | - | - |
| Bitzer [342] | 0,71 | 0,71 | - | - | - | 0,34 | 0,1 | 0,1 | 0,1 |
| Grediac [343] | - | - | - | 29,2 | 19,4 | - | - | - | - |
| Zhang/Ashby [233] | - | - | 134,8 | 18,3 | 30,6 | - | 0,3 | 0,3 | - |
| Caddock et al. [347] | 0,22 | 0,22 | - | - | - | - | - | - | 1 |
| Starlinger [344] | - | - | 168,4 | 25,9 | 38,9 | - | - | - | - |
| Chamis/Aiello/Murthy [345] | 0,05 | 0,07 | 151,6 | 19,44 | 19,44 | 19,44 | 0,3 | - | 1,15 |
| Klintworth/Stronge [348], [349] | 0,22 | 0,22 | - | - | - | 0,17 | - | - | 1 |
| Karlsson/Wetteskog [352] | 1,16 | 1,16 | 233,4 | 50,5 | 33,7 | 0,59 | 0,3 | 0,3 | 0,987 |
| Vinson/Sierakowski [350] | - | - | - | 25,9 | 10,4 | - | - | - | - |
| Wiedemann [335] | - | - | 134,8 | 32,4 | 19,4 | - | - | - | - |
| Vinson [334] | - | - | 134,8 | 32,4 | 19,4 | - | - | - | - |
| Stamm/Witte [351] | - | - | - | 32,4 | 19,4 | - | - | - | - |
| Penzien/Didriksson [353] | - | - | - | 62,8 | 9,0 | - | - | - | - |
| Chang/Ebcioglu [176] | - | - | - | 32,4 | 19,4 | - | - | - | - |
| Akasaka/Takagishi [175] | - | - | - | 29,2 | 19,4 | - | - | - | - |
| Nagao [177] | - | - | - | 32,4 | 19,4 | - | - | - | - |
| Hoffman [338] | - | - | - | - | - | - | - | - | 1 |
| Kelsey et al. [354] | - | - | - | 32,4 | 19,4 | - | - | - | - |

Tabelle A5.3: Vergleich der experimentell und analytisch bestimmten elastischen Kennwerte der überexpandierten Honigwabe C1-4.8-48ox: Berechnungsergebnisse mit einer Abweichung von unter 10% sind markiert

| C1-4.8-48ox | E_L | E_W | E_T | G_{TL} | G_{TW} | G_{LW} | ν_{TL} | ν_{TW} | ν_{LW} |
|---------------------------------|-------|-------|-------------|-------------|----------|----------|------------|------------|------------|
| | [MPa] | | | | | | [-] | | |
| Experiment | 0,05 | 1,15 | 73,5 | 30,0 | 30,3 | 0,37 | 0 | 0 | - |
| Qiao/Xu [355], [356] | - | - | - | 22,2 | 8,97 | 0,15 | - | - | - |
| Gibson/Ashby [10] | 4,63 | 0,01 | 81,5 | 22,8 | 8,52 | 0,01 | 0,3 | 0,3 | 19 |
| Guo/Gibson [332] | 0,04 | 0,03 | - | - | - | - | - | - | - |
| Meraghni et al. [232] | - | - | 64,7 | 24,9 | 14,3 | - | - | - | - |
| Fu/Yin [333] | 4,27 | 0,01 | - | - | - | - | - | - | 17,8 |
| Burton/Noor [337] | 0,06 | 0,02 | 80,9 | 22,2 | 8,97 | 0,05 | 0,3 | 0,3 | 2,04 |
| Nast [339], [340] | 0,02 | 3,82 | - | 34,4 | 19,2 | 0,003 | - | - | 0,005 |
| Zenkert [46] | - | - | 127,1 | 12,2 | 4,89 | - | 0,3 | 0,3 | - |
| Masters/Evans [346] | 0,02 | 3,23 | - | - | - | 0,01 | - | - | 0,07 |
| Shi/Tong [341] | 22,4 | 22,4 | - | 13,7 | 9,16 | 0,07 | - | - | 1 |
| Tripplett [336] | - | - | - | - | - | 0,02 | - | - | - |
| Bitzer [342] | 0,73 | 0,73 | - | - | - | 0,30 | 0,1 | 0,1 | 0,1 |
| Grediac [343] | - | - | - | 17,3 | 17,2 | - | - | - | - |
| Zhang/Ashby [233] | - | - | 89,5 | 24,3 | 24,6 | - | 0,3 | 0,3 | - |
| Caddock et al. [347] | 0,01 | 4,63 | - | - | - | - | - | - | 0,05 |
| Starlinger [344] | - | - | 124,5 | 28,7 | 19,2 | - | - | - | - |
| Chamis/Aiello/Murthy [345] | 0,02 | 0,03 | 71,4 | 9,16 | 9,16 | 9,16 | 0,3 | - | 1,15 |
| Klintworth/Stronge [348], [349] | 0,01 | 4,63 | - | - | - | 0,02 | - | - | 0,05 |
| Karlsson/Wetteskog [352] | 0,47 | 0,47 | 172,5 | 37,3 | 24,9 | 0,24 | 0,3 | 0,3 | 0,993 |
| Vinson/Sierakowski [350] | - | - | - | 14,1 | 5,63 | - | - | - | - |
| Wiedemann [335] | - | - | 63,5 | 15,3 | 9,16 | - | - | - | - |
| Vinson [334] | - | - | 63,5 | 15,3 | 9,16 | - | - | - | - |
| Stamm/Witte [351] | - | - | - | 16,9 | 22,8 | - | - | - | - |
| Penzien/Didriksson [353] | - | - | - | 385,1 | 0,93 | - | - | - | - |
| Chang/Ebcioglu [176] | - | - | - | 31,7 | 8,51 | - | - | - | - |
| Akasaka/Takagishi [175] | - | - | - | 21,5 | 8,97 | - | - | - | - |
| Nagao [177] | - | - | - | 22,2 | 8,97 | - | - | - | - |
| Hoffman [338] | - | - | - | - | - | - | - | - | 1 |
| Kelsey et al. [354] | - | - | - | 22,7 | 7,58 | - | - | - | - |

A6: Versuchsbedingungen der quasi-statischen Prüfungen an GF/PF-Proben

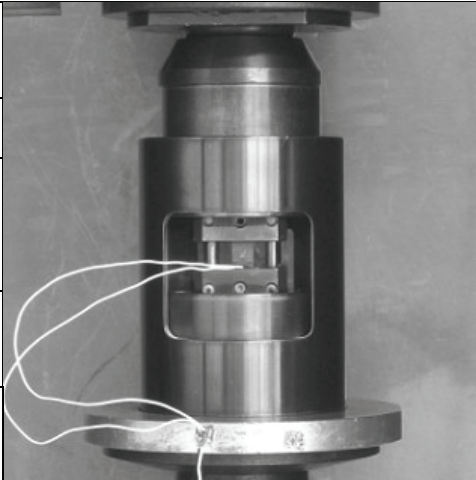
| | | |
|-----------------------|----------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Bestimmung der Druckeigenschaften von FKV |  |
| Prüfnorm: | DIN EN 2850 | |
| Probenmaterial: | GF/PF: Stesalit PHG 600-68-50 (E-Glas-Gewebe Atlas 1/7, 6 Lagen gleicher Orientierung) | |
| Proben-geometrie: | 110 mm x 10 mm x 1,2 mm | |
| Prüfge-schwindigkeit: | 2 mm/min | |

Bild A6.1: Prüfbedingungen der quasi-statischen Druckversuche an GF/PF-Proben

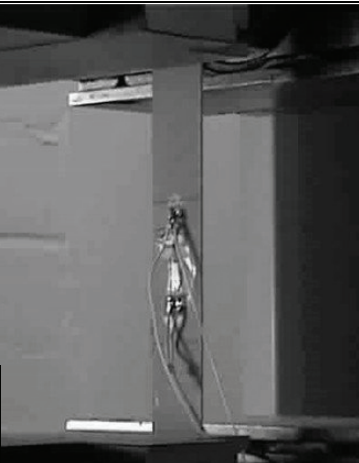
| | | |
|-----------------------|----------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Bestimmung der Zugeigenschaften von FKV |  |
| Prüfnorm: | DIN EN ISO 527-4 | |
| Probenmaterial: | GF/PF: Stesalit PHG 600-68-50 (E-Glas-Gewebe Atlas 1/7, 6 Lagen gleicher Orientierung) | |
| Proben-geometrie: | 250 mm x 25 mm x 1,3 mm | |
| Prüfge-schwindigkeit: | 1 mm/min | |

Bild A6.2: Prüfbedingungen der quasi-statischen Zugversuche an GF/PF-Proben

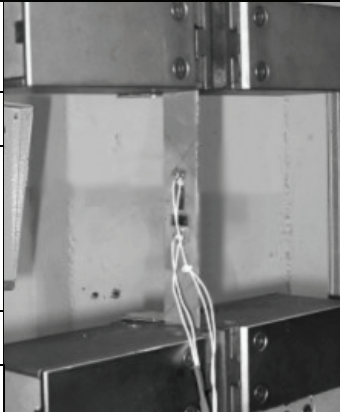
| | | |
|----------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| Prüfart: | Bestimmung der Schubeigenschaften von FKV ($\pm 45^\circ$ -Zugversuch) |  |
| Prüfnorm: | DIN EN 6031 | |
| Probenmaterial: | GF/PF: Stesalit PHG 600-68-50 (E-Glas-Gewebe Atlas 1/7, 8 Lagen, Orientierung der Gewebelagen $[45^\circ/-45^\circ]_{2s}$) | |
| Probengeometrie: | 230 mm x 25 mm x 2,3 mm | |
| Prüfgeschwindigkeit: | 1 mm/min | |

Bild A6.3: Prüfbedingungen der quasi-statischen $\pm 45^\circ$ -Zugversuche an GF/PF-Proben

A7: Versuchsaufbau der dynamischen Prüfungen an GF/PF-Proben

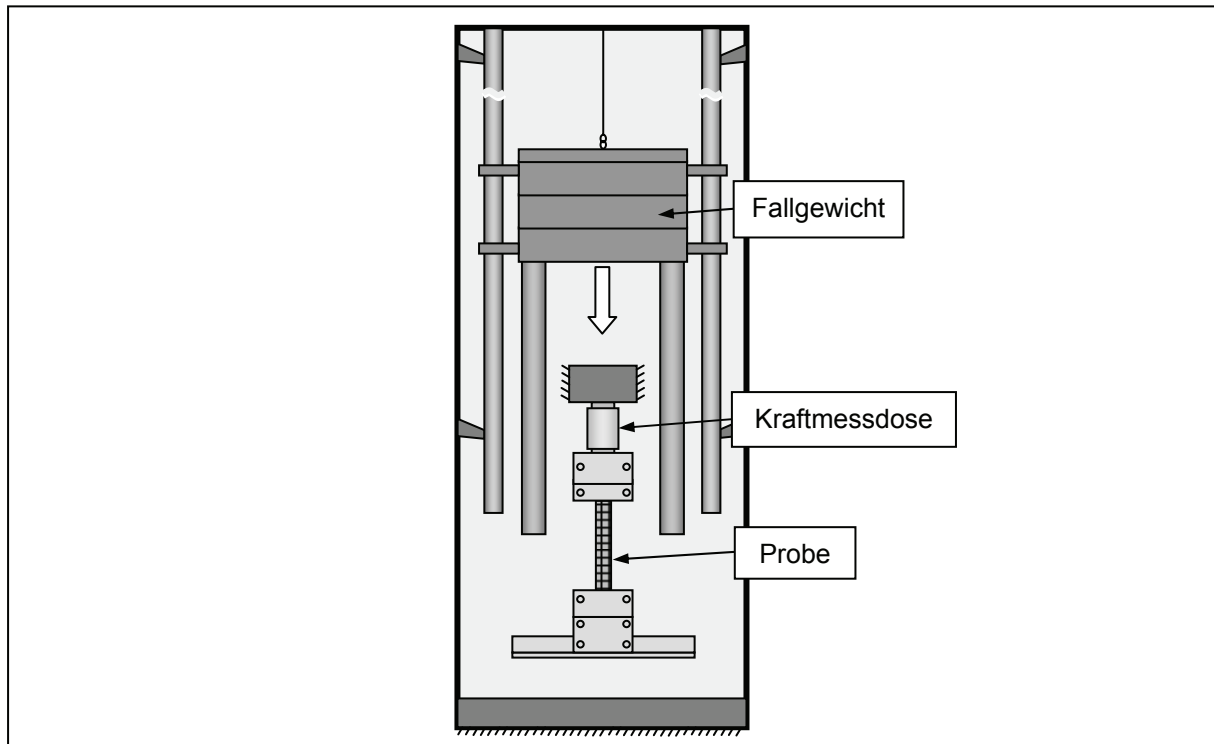


Bild A7.1: Illustration des Fallturms-Prüfstands für dynamische Versuche an GF/PF-Proben

A8: Berechnung der ebenen Wabenkennwerte für Materialmodell UMAT

Tabelle A8.1: Errechnung mittlerer Skalierungsfaktoren von transversalen zu ebenen Kennwerten anhand von Versuchsdaten diverser Honeycomb-Typen

| MPa | Honeycomb: | | | Mittelwert |
|-----------------------------|------------|-----------|-------------|------------|
| | C1-3.2-29 | C1-3.2-48 | C1-4.8-48ox | |
| E_L | 0,08 | 0,58 | 0,05 | |
| E_W | 0,09 | 0,33 | 1,15 | |
| E_T | 28,2 | 84,8 | 83,6 | |
| Mittelwert E_L, E_W | 0,085 | 0,455 | 0,600 | |
| Faktor = E_T/MW | 332 | 186 | 139 | 219 |
| G_{LW} | 0,09 | 0,31 | 0,37 | |
| G_{TL} | 18,8 | 41,9 | 30,0 | |
| G_{TW} | 17,9 | 25,5 | 30,3 | |
| Mittelwert G_{TL}, G_{TW} | 18,35 | 33,7 | 30,15 | |
| Faktor = MW/G_{LW} | 204 | 109 | 81 | 131 |

A9: Modellierungsdetails der dynamischen Simulationen in Kapitel 7

Tabelle A9.1: Modellierungsdetails der Überkopfgepäckfächer

| Sandwichmodellierung: | | | | | |
|-------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------|--------|---------------------------|--------|
| Deckschichten: | | | | | |
| Material: | GF/PF | Dicke [mm]: | 0,24 | Materialmodell: | MAT54 |
| ρ [kg/dm ³]: | 1,66 | E_1, E_2 [MPa]: | 20000 | G_{12} [MPa]: | 1800 |
| ν_{12} : | 0,059 | $\sigma_{1,Z,max}$ [MPa]: | 220 | $\sigma_{1,D,max}$ [MPa]: | 150 |
| $\sigma_{2,Z,max}$ [MPa]: | 220 | $\sigma_{2,D,max}$ [MPa]: | 150 | τ_{max} [MPa]: | 38 |
| Kern: | | | | | |
| Material: | Nomex [®] Honigwaben C1-3.2-48 und C1-4.8-48ox | | | | |
| Dicke [mm]: | 15 | ρ [kg/m ³]: | 48 | Materialmodell: | MAT126 |
| Eingabekurven: | siehe [327] | | | | |
| Kern-Deckschicht-Verbindung: | | | | | |
| Kontakt: | *CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_OFFSET | | | | |
| Anbindungsteile: | | | | | |
| Beschläge: | Aluminium | Materialmodell: | MAT24 | | |
| Inserts: | Aluminium | Materialmodell: | MAT100 | | |
| Kernfüllmasse: | Epoxy | Materialmodell: | MAT24 | | |
| Absorber: | Discrete | Materialmodell: | MATS06 | | |
| Gepäckstücke: | siehe [320] | Materialmodell: | MAT2 | | |
| Diskretisierung: | | | | | |
| Schalenelem.: | Typ 2 | Durchschnittliche Elementkantenlänge [mm]: | 15 | | |
| Volumenelem.: | Typ 0 | Anzahl Volumenelemente in Dickenrichtung: | 2 | | |
| Elementanzahl: | 370000 | | | | |
| Randbedingungen: | | | | | |
| Lastfälle: | siehe [320] | | | | |
| Simulationszeit: | 160 ms | | | | |
| Weitere Daten: | Weitere Daten können aus firmen- und projektspezifischen Vertraulichkeitsgründen nicht angegeben werden | | | | |

Tabelle A9.2: Modellierungsdetails der Impact-Simulationen

| | | | | | |
|------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------|--------|-----------------|-------|
| Sandwichmodellierung: | | | | | |
| Deckschichten: | | | | | |
| Material: | CF/EP | Dicke [mm]: | 2 | Materialmodell: | MAT54 |
| Laminataufbau: | [45°/90°/-45°/0°/45°/90°/-45°/0°] _s , Cytac 977-2/HTS | | | | |
| Kennwerte: | siehe [329] | | | | |
| Kern: | | | | | |
| Material: | CF/EP Falzwabe | | | | |
| Wanddicke [mm]: | 0,35 | Höhe [mm]: | 28 | Materialmodell: | MAT54 |
| Kennwerte: | siehe [357] | | | | |
| Kern-Deckschicht-Verbindung: | | | | | |
| Kontakt: | *CONTACT_TIED_NODES_TO_SURFACE_OFFSET | | | | |
| Impactor: | | | | | |
| Material: | Stahl | Durchmesser: | 1 Zoll | Materialmodell: | MAT20 |
| Modellierung: | *PART_INERTIA, *CONTACT_ENTITY, Volumenelement Typ 5 | | | | |
| Diskretisierung: | | | | | |
| Schalenelem.: | Typ 2 | Durchschnittliche Elementkantenlänge [mm]: | 1,2 | | |
| Elementanzahl: | 36000 | | | | |
| Randbedingungen: | | | | | |
| Einspannung: | Festeinspannung untere Deckschicht | | | | |
| Lastfälle: | *INITIAL_VELOCITY entsprechend des jeweiligen Energielevels | | | | |
| Simulationszeit: | 3 ms | | | | |
| Weitere Daten: | Weitere Daten können aus firmen- und projektspezifischen Vertraulichkeitsgründen nicht angegeben werden | | | | |

Tabelle A9.3: Modellierungsdetails der Crashsimulation des Rumpfsegments

| | | | | | |
|--------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------|--------|-----------------|--------|
| Sandwichmodellierung: | | | | | |
| Deckschichten: | | | | | |
| Material: | CF/EP | Materialmodell: | MAT54 | | |
| Kern: | | | | | |
| Material: | Kevlar® Faltwabe | | | Materialmodell: | MAT126 |
| Kern-Deckschicht-Verbindung: | | | | | |
| Anbindung: | Identische Knoten | | | | |
| Anbauteile: | | | | | |
| Spante: | MAT54 | Querträger: | MAT54 | Fußbodenträg.: | MAT54 |
| Anbindungen: | MAT24 | Vernietungen: | MAT100 | Fußboden: | MAT54 |
| Streben: | MAT1 | Gepäckfächer: | MAT20 | Sitzschienen: | MAT24 |
| Sitze: | MAT123 | Sitzpolster: | MATS06 | Sitzgurte: | MATB01 |
| Diskretisierung: | | | | | |
| Beam Nieten: | Typ 9 | Beam Gepäckf. | Typ 3 | Beam Sitze: | Typ 2 |
| Shell Rumpf: | Typ 2 | Shell Sitze: | Typ 16 | | |
| Solid Kern: | Typ 0 | Solid Gepäckf.: | Typ 1 | | |
| Durchschnittliche Elementkantenlänge [mm]: | | | 33 | | |
| Gesamtzahl der Elemente: | | | 185000 | | |
| Boden: | *RIGIDWALL_PLANAR | | | | |
| Lastfall: | *INITIAL_VELOCITY entsprechend der experimentellen Fallhöhe | | | | |
| Simulationszeit: | 200 ms | | | | |
| Weitere Daten: | Weitere Daten können aus firmen- und projektspezifischen Vertraulichkeitsgründen nicht angegeben werden | | | | |

Literaturverzeichnis

- [1] Herrmann, A.S.; Zahlen, P.C.; Zuardy, I.: Sandwich Structures Technology in Commercial Aviation. In: Proceedings of the 7th International Conference on Sandwich Structures (ICSS-7), Aalborg, Danmark, August 29-31, 2005, S. 13-26
- [2] Joy, V.A.; Murthy, K.N.; Krishnadas Nair, C.G.: Technological Excellence in Honeycomb Sandwich and Composite Structures for Aerospace Applications. Journal of the Aeronautical Society of India, Vol. 43, Nr. 2, 1991, S. 101-112
- [3] Van Tooren, M.J.L.: Sandwich Fuselage Design. Delft: Delft University Press, 1998
- [4] Tomblin, J.; et al.: Review of Damage Tolerance for Composite Sandwich Airframe Structures. FAA-Report DOT/FAA/AR-99/49, Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation, Washington, August 1999
- [5] Kolax, M.: Concept and Technology: Advanced Composite Fuselage Structures. JEC Composites, Vol. 10, Nr. 6/7, 2004, S. 31-33
- [6] Kehrle, R.; Kolax, M.: Sandwich Structures for Advanced Next Generation Fuselage Concepts. SAMPE Europe Technical Conference, Toulouse, France, 2006, S. 11-16
- [7] Rückert, C.: Validierung von Bauweisen für einen CFK-Rumpf - Werkstoff und Verfahrensauswahl. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 2003
- [8] Heimbs, S.; Middendorf, P.; Maier, M.: Sandwichstrukturen in der Flugzeugkabine: Materialmodellierung und dynamische Simulation. In: Schlarb, A.K. (Hrsg.): IVW-Kolloquium 2006, Kaiserslautern, 14.-15. November, 2006, S. 45-56
- [9] Maier, M.: Experimentelle Untersuchung und numerische Simulation des Crashverhaltens von Faserverbundwerkstoffen. Dissertation, Universität Kaiserslautern, 1990
- [10] Gibson, L.J.; Ashby, M.F.: Cellular Solids: Structure and Properties. Cambridge: Cambridge University Press, 1999.
- [11] Kerz, P.: Natürliche und technische Konstruktionen in Sandwichbauweise. Konstruktion, Vol. 40, 1988, S. 41-47
- [12] Fairbairn, W.: An Account of the Construction of the Britannia and Conway Tubular Bridges. London: John Weale, 1849
- [13] Vinson, J.R.: Sandwich Structures: Past, Present, and Future. In: Proceedings of the 7th International Conference on Sandwich Structures (ICSS-7), Aalborg, Danmark, August 29-31, 2005, S. 3-12
- [14] Gellhorn, E.v.: Sandwichbauteile - materialsparend, energieschonend und recyclebar. 25. Int. AVK-Tagung, Tradition eines jungen Werkstoffes, Berlin, 1993
- [15] Stadelmann, R.: Kernmaterialien für Sandwichkonstruktionen im Schienenfahrzeugbau. In: Duroplaste im Schienenfahrzeugbau, Fachtagung, Süddeutsches Kunststoff Zentrum (SZK), Merseburg, 2000, S. H.1-H.11
- [16] Green, G.E.; Ketteridge, P.G.; Lynam, P.H.: Uses of Nomex Honeycomb in Composite Structures: A Review. 1st Core Conference, Zurich, Switzerland, 1988
- [17] Lamb, A.: Experimental Investigation and Numerical Modelling of Composite-Honeycomb Materials used in Formula 1 Crash Structures. PhD Thesis, Cranfield University, UK, 2007
- [18] Boon, B.: Metal Sandwiches in Ships. Workshop: Sandwich Structures for Transport Applications, Brussels, Belgium, December 1, 2004

- [19] Zvanik, M.: Using GRP Sandwich Construction in the Marine Environment: Past, Present and the Future. In: Applying Composites in the Marine Environment. Marine Composites Symposium, Savannah, GA, USA, November 8-10, 1993, S. F21.1-F21.9
- [20] Koschade, R.: Die Sandwichbauweise. Berlin: Ernst & Sohn, 2000
- [21] Schwarze, K.: Numerische Methoden zur Berechnung von Sandwichelementen. Stahlbau, Vol. 12, 1984, S. 363-370
- [22] Stosch, M.; Grell, R.: Leichte Werkstoffe und Sandwichs à la carte: Die neuen Leichtbauwerkstoffe in der Übersicht. BM Bau- und Möbelschreiner, Nr. 9, 2005, S. 66-72
- [23] Allen, H.G.: Sandwich Construction Today and Tomorrow. First International Conference on Sandwich Constructions, Stockholm, Sweden, June 19-21, 1989, S. 3-22
- [24] Pinzelli, R.: Nomex Honeycomb Cored Composites for Maximum Strength at Minimum Weight. 5. Int. Techtexil Symp., Vol. 3.3, Frankfurt am Main, June 7-9, 1993
- [25] Vinson, J.R.: Sandwich Structures. Applied Mechanics Reviews, Vol. 54, Nr. 3, 2001, S. 201-214
- [26] Zhang, J.: The Mechanics of Foams and Honeycombs. Ph.D. Thesis, University of Cambridge, UK, 1989
- [27] Nollen, D.A.: Aircraft Cabin Interior Systems Meeting New FAA Regulations. 1st Core Conference, Zurich, Switzerland, October 20-21, 1988
- [28] Gardziella, A.; Pilato, L.A.; Knop, A.: Phenolic Resins. Berlin: Springer, 2000
- [29] Hunter, J.; Forsdyke, K.L.: Phenolic GRP and its Recent Applications. Polymer Composites, 1989, S. 169-185
- [30] Nyden, M.R.; Brown, J.E.; Lomakin, S.M.: Flammability Properties of Honeycomb Composites and Phenol-Formaldehyde Resins. Polymeric Materials Science and Engineering, Vol. 71, 1994, S. 301-302
- [31] Willson, P.: An Update on Phenolic Resins for Use in Mass Transport, Marine, Off Shore and Construction Applications. In: Composites in Fire 3, Centre for Composite Materials Engineering, University of Newcastle, UK, September 9-10, 2003
- [32] Zakirov, I.M.; Alexeev, K.A.: New Folded Structures for Sandwich Panels. SAMPE 2006, Long Beach, CA, USA, April 30 - May 4, 2006
- [33] Hachenberg, D.; Mudra, C.; Nguyen, M.: Folded Structures - An Alternative Sandwich Core Material for Future Aircraft Concepts. Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress, München, 2003, S. 165-174
- [34] Drechsler, K.; Kehrle, R.; Klett, Y.; Thorsteinsson, E.: Faltwabenkerne für multifunktionale Leichtbaustrukturen. 2. MATERIALICA Composites-Kongress "Composites in Automotive & Aerospace", München, 11.-12. Oktober, 2006
- [35] Klett, Y.; Drechsler, K.; Kolax, M.; Wentzel, H.; Kehrle, R.: Design of Multifunctional Folded Core Structures for Aerospace Sandwich Applications. 1st CEAS European Air and Space Conference, Berlin, September 10-13, 2007, S. 903-908
- [36] Kupke, M.; Kolax, M.: CFK-Rumpf: Zukunftssicherung mit Verbundwerkstoffen. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 2003
- [37] Engineering of Multifunctional Integrated CFRP Structures (EMIR), Luftfahrtforschungsprogramm III, Förderkennzeichen 20W0301A, Airbus Deutschland GmbH, 2003-2007

- [38] Prowe, J.U.; Bautz, B.; McMahon, C.; Hartwig, A.; Wentzel, H.P.; Dolzinski, W.D.; Kolax, M.: Gewichtsanalyse eines doppelschaligen CFK-Rumpfes mit Hilfe parametrischer Modellierungsverfahren. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig, 2006
- [39] Khaliulin, V.I.; Dvoyeglazov, I.V.: On Technological Problems of Fabrication of Relief Designs by Isometric Transformations of Thin Sheet. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Vol. 18, No. 1, 2001, S. 11-16
- [40] Zakirov, I.M.; Nikitin, A.; Alexeev, K.; Mudra, C.: Folded Structures: Performance, Technology and Production. SAMPE Europe Int. Conf., Paris, 2006, S. 234-239
- [41] Drechsler, K.; Kehrle, R.: Manufacturing of Folded Core-Structures for Technical Applications. SAMPE Europe 25th International Conference, Paris, 2004, S. 508-513
- [42] Elsayed, E.A.; Basily, B.B.: A Continuous Folding Process for Sheet Materials. Int. Journal of Materials & Product Technology, Vol. 21, Nr. 1/2/3, 2004, S. 217-238
- [43] Marshall, A.C.: Core Composite and Sandwich Structures. In: Lee, S.M. (ed.): International Encyclopedia of Composites. New York: VCH Publishers, 1991, S. 488-507
- [44] Funke, H.: Systematische Entwicklung von Ultra-Leichtbaukonstruktionen in Faserverbund-Wabensandwichbauweise am Beispiel eines Kleinflugzeuges. Dissertation, Universität-Gesamthochschule Paderborn, 2001
- [45] Zenkert, D.: An Introduction to Sandwich Construction. EMAS Publishing, 1995
- [46] Zenkert, D.: The Handbook of Sandwich Construction. EMAS Publishing, 1997
- [47] Noakes, K.: Successful Composite Techniques. London: Osprey Publishing, 1992
- [48] Bitzer, T.: Honeycomb Technology. London: Chapman & Hall, 1997
- [49] Structural Materials Handbook. ESA PSS-03-203, European Space Agency, 1994
- [50] Hexcel: Sandwichplatten-Verarbeitungstechnik. Report LTU 018, Hexcel Composites, Duxford, 1997
- [51] Euro-Composites: Beispiele für die Verarbeitung von EC Paneele mit Wabenkern. Report EC 562-05d, Euro-Composites S.A., Echternach, 2002
- [52] Fairchild Fasteners: Inserts for Honeycomb & Sandwich Panels. Alcoa Inc., 1994
- [53] Bozhevolnaya, E.; et al.: Local Effects in the Vicinity of Inserts in Sandwich Panels. Composites Part B: Engineering, Vol. 35, 2004, S. 619-627
- [54] McGarva, L.D.; Aström, B.T.: Insert Integration in Thermoplastic-Based Foam Core Sandwich Components; J. of Sandwich Struct. and Mat., Vol. 1, 1999, S. 214-229
- [55] Kepler, J.: Partial Insert in Sandwich Panels with Thin Face-Sheets. In: Bäcklund, J.; et al. (eds.), Composites and Sandwich Structures: Nordic Consortium for Composites and Sandwich Construction, Stockholm, Sweden, Oct. 22-23, 1997, S. 205-216
- [56] Thompson, R.W.; Matthews, F.L.; O'Rourke, B.P.: Load Attachment for Honeycomb Panels in Racing Cars. Materials & Design, Vol. 16, Nr. 3, 1995, S. 131-150
- [57] Ribeiro-Ayeh, S.: Finite Element Modelling of the Mechanics of Solid Foam Materials. PhD Thesis, Kungliga Tekniska Högskolan, Stockholm, Sweden, 2005
- [58] Thomsen, O.T.: Sandwich Plates with 'Through-the-Thickness' and 'Fully Potted' Inserts: Evaluation of Differences in Structural Performance. Composite Structures, Vol. 40, Nr. 2, 1998, S. 159-174
- [59] Thomsen, O.T.; Rits, W.: Analysis and Design of Sandwich Plates with Inserts - A Higher-Order Sandwich Plate Theory Approach. Composites Part B: Engineering, Vol. 28, 1998, S. 795-807

- [60] Roth, M.A.; Himmel, N.: Konstruktion, Auslegung und Prüfung von Kraffteinleitungen in Faser-Kunststoff-Verbund-Sandwichstrukturen. Tagungshandbuch der 5. Internationalen AVK-TV Tagung, Baden-Baden, 17.-18. Sept. 2002
- [61] Roth, M.A.; Himmel, N.; Johannes, M.; Cuervo Pinera, V.: Entwicklung von in Dickenrichtung armierten Kraffteinleitungen (IDAK) für Sandwich-Strukturen aus Faser-Kunststoff-Verbund. Konstruktion, Nr. 5, 2005, S. 81-85
- [62] Roth, M.A.: Strukturelles Nähen: Ein Verfahren zur Armierung von Kraffteinleitungen für Sandwich-Strukturen aus Faser-Kunststoff-Verbund. Dissertation, Technische Universität Kaiserslautern, 2006
- [63] Skelton, T.J.; Adams, D.O.: Localized Stitching to Increase Insert Pullout Load in Sandwich Composites. Sampe 2004, Long Beach, CA, May 16-20, 2004
- [64] Hutcheson, D.; Sheppard, M.: Optimizing Sandwich Panel Performance with 3-D Fiber Reinforced Core Architecture. SAMPE Journal, Nr. 11, 2003
- [65] Elspass, W.: Thermostabile Strukturen in Sandwichbauweise. Dissertation, Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 1989
- [66] Youngquist, W.G.; Kuenzi, E.W.: Stresses Induced in a Sandwich Panel by Load Applied at an Insert. Report No. 1845, Forest Products Laboratory, United States Department of Agriculture, Wisconsin, USA, 1955
- [67] Petrone, F.; Garesci, F.; Lacagnina, M.; Sinatra, R.: Dynamical Joints Influence of Sandwich Structures. 3rd European Nonlinear Oscillations Conference, Copenhagen, Danmark, August 8-12, 1999
- [68] Carruthers, J.J.: Some Aspects of the Energy Absorption of Composite Materials, PhD Thesis, The University of Sheffield, UK, 1997
- [69] Joulia, N.; Grove, S.M.: Strength of Sandwich Panel 'Cut and Fold' Joints. Advanced Composites Letters, Vol. 12, Nr. 6, 2003, S. 243-246
- [70] Funke, H.: Sandwich-Leichtbauteile in Wabenbauweise. R&G Faserverbundwerkstoffe GmbH, 2004
- [71] Klein, B.: Leichtbau-Konstruktion. Braunschweig, Wiesbaden: Vieweg Verlag, 2001
- [72] Mindlin, R.D.: Influence of Rotatory Inertia and Shear on Flexural Motions of Isotropic, Elastic Plates. Journal of Applied Mechanics, Vol. 18, 1951, S. 31-38
- [73] Whitney, J.M.; Pagano, N.J.: Shear Deformation in Heterogeneous Anisotropic Plates. Journal of Applied Mechanics, Vol. 37, 1970, S. 1031-1036
- [74] Klarmann, R.; Schweizerhof, K.: A Priori Verbesserung von Schubkorrekturfaktoren zur Berechnung von geschichteten anisotropen Schalentragwerken. Archive of Applied Mechanics, Vol. 63, 1993, S. 73-85
- [75] Rohwer, K.: Transverse Shear Stiffness in Layered Finite Elements. Interner Bericht IB 131-87/23, Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Strukturmechanik, Braunschweig, Nov. 1987
- [76] Cho, M.; Kim, J.S.: Improved Mindlin Plate Stress Analysis for Laminated Composites in Finite Element Method. AIAA Journal, Vol. 35, Nr. 5, 1997, S. 587-590
- [77] Di Sciuva, M.; Icardi, U.: On Modeling of Global and Local Response of Sandwich Plates with Laminated Faces. Journal of Sandwich Structures and Materials, Vol. 2, 2000, S. 350-378
- [78] Reddy, J.N.: A Refined Nonlinear Theory of Plates with Transverse Shear Deformation. International Journal of Solids Structures, Vol. 20, Nr. 9/10, 1994, S. 881-896

- [79] Pandya, B.N.; Kant, T.: Higher-Order Shear Deformable Theories for Flexure of Sandwich Plates - Finite Element Evaluations. *International Journal of Solids Structures*, Vol. 24, Nr. 12, 1988, S. 1267-1286
- [80] Kant, T.; Kommineni, J.R.: C0 Finite Element Geometrically Non-Linear Analysis of Fibre Reinforced Composite and Sandwich Laminates Based on a Higher-Order Theory. *Computers & Structures*, Vol. 45, Nr. 3, 1992, S. 511-520
- [81] Frostig, Y.; Baruch, M.: Higher-Order Bending of Sandwich Panels with a Transversely Flexible Core. *AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Hilton Head, SC, USA, April 18-20, 1994
- [82] Nast, E.: Modeling of Sandwich-Type Plates by a Higher-Order Theory. *3rd International Conference on Deformation and Fracture of Composites*, Guildford, UK, March 27-29, 1995, S. 464-472
- [83] Bert, C.W.: Shear Deformation and Sandwich Configuration. In: *Buckling and Post-buckling of Composite Plates*, G.J. Turvey, I.H. Marshall (eds.), Chapman and Hall, 1995, S. 157-189
- [84] Swanson, S.R.; Kim, J.: Comparison of a Higher Order Theory for Sandwich Beams with Finite Element and Elasticity Analyses. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 2, Nr. 1, 2000, S. 33-49
- [85] Pai, P.F.; Palazotto, A.N.: A Higher-Order Sandwich Plate Theory Accounting for 3D Stresses. *Int. Journal of Solids and Structures*, Vol. 38, Nr. 30, 2001, S. 5045-5062
- [86] Suzuki, K.; Kimpara, I.; Funami, K.: Structural Numerical Analysis of Sandwich Laminated Plates by Using Selective Multi-Layered and Higher-Order-Deformable Finite Elements. *Japan Society of Mechanical Engineers Kanto Branch 10th Period General Meeting Seminar*, Tokyo, Japan, 2004, S. 299-300
- [87] Frostig, Y.; Thomsen, O.T.; Sheinman, I.: On the Non-Linear High-Order Theory of Unidirectional Sandwich Panels with a Transversely Flexible Core. *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 42, 2005, S. 1443-1463
- [88] Ferreira, A.J.M.; Barros, J.A.O.; Marques, A.T.: Finite Element Analysis of Sandwich Structures. *6th International Conference on Composite Structures*, Sept. 9-11, 1991
- [89] Ferreira, A.J.M.; Marques, A.T.; de Sá, J.C.: Comparison of Three Shear-Deformation Theories in the Non-Linear Analysis of Sandwich Shell Elements. *EUROMECH 360 Colloquium*, Saint-Étienne, France, May 13-15, 1997, S. 79-88
- [90] Carrera, E.: A Refined Multilayered Finite-Element Model Applied to Linear and Non-Linear Analysis of Sandwich Plates. *Composites Science and Technology*, Vol. 58, Nr. 10, 1998, S. 1553-1569
- [91] Cho, Y.B.; Averill, R.C.: First-Order Zig-Zag Sublaminar Plate Theory and Finite Element Model for Laminated Composite and Sandwich Panels. *Composite Structures*, Vol. 50, 2000, S. 1-15
- [92] Perel, V.Y.: Three-Dimensional Dynamic Stress Analysis of Sandwich Panels. PhD Thesis, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2000
- [93] Di Sciuva, M.; Icardi, U.: Numerical Assessment of the Core Deformability Effect on the Behavior of Sandwich Beams. *Composite Structures*, Vol. 52, 2001, S. 41-53
- [94] Rolfes, R.; Rohwer, K.: Improved Transverse Shear Stresses in Composite Finite Elements Based on First Order Shear Deformation Theory. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 40, 1997, S. 51-60

- [95] Jackson, K.E.; et al.: A History of Full-Scale Aircraft and Rotorcraft Crash Testing and Simulation at NASA Langley Research Center. 4th Triennial International Fire and Cabin Safety Research Conference, Lisbon, Portugal, November 2004
- [96] Böttcher, C.S.; Frik, S.; Gosolits, B.: 20 Years of Crash Simulation at Opel - Experiences for Future Challenge. 4. LS-DYNA Anwenderforum, Bamberg, 2005
- [97] Belytschko, T.; Liu, W.K.; Moran, B.: Nonlinear Finite Elements for Continua and Structures. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2000
- [98] LS-DYNA Theory Manual, Livermore Software Technology Corporation, March 2006
- [99] Dehn, A.: Experimentelle Untersuchung und numerische Simulation des Crashverhaltens gewebeverstärkter Thermoplaste unter Temperatureinfluss. Dissertation, Universität Kaiserslautern, 2001
- [100] Heimbs, S.; Middendorf, P.; Kilchert, S.; Johnson, A.F.; Maier, M: Numerical Simulation of Advanced Folded Core Materials for Structural Sandwich Applications. CEAS 2007, European Air and Space Conference, Berlin, September 10-13, 2007
- [101] Hughes, T.J.R.: The Finite Element Method. Mineola: Dover Publications Inc., 2000
- [102] Griffiths, D.V.; Mustoe, G.G.W.: Selective Reduced Integration of Four-Node Plane Element in Closed Form. Journal of Engineering Mechanics, Vol. 121, Nr. 6, 1995, S. 725-729
- [103] Gabrys, J.W.; Kari, S.E.: Study of Hail Impact on Aluminium Honeycomb Core Panels Using LS-DYNA3D. ASME/JSME Joint Pressure Vessel Piping Conference, PVP-Vol. 361, ASME, 1998, S. 109-111
- [104] Hähnel, F.; Wolf, K.: Numerische Simulation von Schlagbelastungen an unsymmetrischen CFK-Sandwich-Platten mit Nomex-Honigwabenkern. 5. LS-DYNA Anwenderforum, Ulm, 2006
- [105] Nguyen, M.Q.; Jacombs, S.; Thomson, R.; Hachenberg, D.; Scott, M.L.: Simulation of Impact on Sandwich Structures. Composite Structures, Vol. 67, 2005, S. 217-227
- [106] Besant, T.; et al.: Finite Element Modelling of Low Velocity Impact of Composite Sandwich Panels. Composites Part A, Vol. 32, Nr. 9, 2001, S. 1189-1196
- [107] Kerth, S.; Maier, M.; Nohr, M.: Numerical Simulation of the Crash Behaviour of Sandwich Structures with Fibre Reinforced Polymer-Faces. 29th Int. Symposium on Automotive Technologies and Automation, Florence, Italy, 1996, S. 387-394
- [108] Majamäki, J.: Impact Simulations of a Composite Helicopter Structure with MSC.Dytran. Worldwide Aerospace Conference & Technology Showcase, Toulouse, France, 2002
- [109] Mandler, J.; Rother, K.: Die Modellierung von Sandwichstrukturen mit der FE-Methode. Bericht Thyssen Henschel, Produktbereich Neue Verkehrstechnologien, 1993
- [110] Meo, M.; Morris, A.J.; Vignjevic, R.; Marengo, G.: Numerical Simulation of Low-Velocity Impact on an Aircraft Sandwich Panel. Composite Structures, Vol. 62, 2003, S. 353-360
- [111] Ulrich, D.; Pickett, A.K.; Haug, E.; Bianchini, J.: Crash Simulation and Verification for Metallic, Sandwich and Laminate Structures. Reihe AGARD Conference Proceedings, Band 443, 66th Meeting of the SMP, Luxembourg, May 1-6, 1988
- [112] Badari Narayana, K.; Ramanath, K.S.; Bonde, D.H.: Modelling Honeycomb Sandwich Panels with Shell Elements in Finite Element Analysis. Journal of Spacecraft Technology, Vol. 5, Nr. 3, 1995, S. 33-41

- [113] Mäkinen, K.: Dynamically Loaded Sandwich Structures. Licentiate Thesis, Report No. 95-20, Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, 1995
- [114] Manet, V.: The Use of ANSYS to Calculate the Behaviour of Sandwich Structures. Composites Science and Technology, Vol. 58, 1998, S. 1899-1905
- [115] Nayak, A.K.: On Dynamic Analysis of Laminated Composite and Sandwich Plates Using Finite Element Method. PhD Thesis, University of Southampton, UK, 2002
- [116] Torre, L.; Kenny, J.M.: Impact Testing and Simulation of Composite Sandwich Structures for Civil Transportation. Composite Structures, Vol. 50, Nr. 3, 2000, S. 257-267
- [117] LS-DYNA, Keyword User's Manual, Version 971, LSTC, 2006
- [118] Heimbs, S.: Materialmodelle für Faserverbundwerkstoffe in LS-DYNA. Techn. Bericht SC/IRT/LG-CT-2005-42, EADS Corporate Research Centre, Ottobrunn, März 2005
- [119] Schweizerhof, K.; Weimar, K.; Münz, T.; Rottner, T.: Crashworthiness Analysis with Enhanced Composite Material Models in LS-DYNA - Merits and Limits. 16th CAD-FEM Users Meeting, Bad Neuenahr-Ahrweiler, October 7-9, 1998
- [120] Schweizerhof, K.; Maier, M.; Matzenmiller, A.; Rust, W.: Composite Crash Elemente zur Energieabsorption im Frontalcrash. VDI-Konferenz: Numerical Analysis in Automotive Engineering, Würzburg, September 21-23, 1992
- [121] Schweizerhof, K.; Maier, M.; Matzenmiller, A.; Rust, W.: Energy Absorption with Composite Crash Elements in Frontal Crash - an Analysis with LS-DYNA3D. 11th CAD-FEM Users Meeting, Bamberg, October 27-29, 1993
- [122] Schweizerhof, K.; Münz, T.; Weimar, K.; Rottner, T.: Improving and Testing the Composite Materials in LS-DYNA for Crash Problems - A Critical Survey. Report No. CRASURV 2-1, 2/98, EC Project, CADFEM GmbH Grafing, 1998
- [123] Imbsweiler, D.: Experimentelle Untersuchung und numerische Simulation des Crashverhaltens von SMC-Strukturen. Dissertation, Universität Kaiserslautern, 2001
- [124] El-Hage, H.; Mallick, P.K.; Zamani, N.: Numerical Modelling of Quasi-Static Axial Crush of Square Aluminium-Composite Hybrid Tubes. International Journal of Crashworthiness, Vol. 9, Nr. 6, 2004, S. 653-664
- [125] Hörmann, M.; Wacker, M.: Simulation of the Crash Performance of Crash Boxes based on Advanced Thermoplastic Composite. 5th European LS-DYNA Users Conference, Birmingham, UK, May 25-26, 2005
- [126] Wiggeraad, J.F.M.; Santoro, D.; Lepage, F.; Kindervater, C.; Climent Manez, H.: Development of a Crashworthy Composite Fuselage Concept for a Commuter Aircraft. Report NLR-TP-2001-108, National Aerospace Laboratory, 2001
- [127] Pein, M.; Krause, D.; Heimbs, S.; Middendorf, P.: Innovative Energy-Absorbing Concept for Aircraft Cabin Interior. AST 2007, International Workshop on Aircraft System Technologies, Hamburg, March 29-30, 2007
- [128] Middendorf, P.: Composites - Materialmodellierung und Anwendungen im Flugzeugbau. 3. LS-DYNA Anwenderforum, Bamberg, 14.-15. Okt. 2004
- [129] Göttner, W.; Klaus, M.; Reimerdes, H.G.: Bending Strength of Sandwich Panels with Different Cores After Impact. ECF 16, 16th European Conference of Fracture, Alexandroupolis, Greece, July 3-7, 2006
- [130] Hähnel, F.; Wolf, K.: Numerische Simulation von Schlagbelastungen bei CFK-Sandwichplatten mit Honigwabenkernen. Bericht DGLR-2001-208, 2001, 1731-1739

- [131] Chang, F.-K.; Chang, K.-Y.: A Progressive Damage Model for Laminated Composites Containing Stress Concentrations. *Journal of Composite Materials*, Vol. 21, 1987, S. 834-855
- [132] Hahn, H.T.; Tsai, S.W.: On the Behavior of Composite Laminates After Initial Failures. *Journal of Composite Materials*, Vol. 8, 1974, S. 288-305
- [133] Chou, C.C.: Honeycomb Material Models for Simulating Responses of Foams. 5th International LS-DYNA Users Conference, Southfield, MI, USA, Sept. 21-22, 1998
- [134] RADIOSS, Starter Crash Manual, Version 5.1, Altair Engineering, January 2007
- [135] Chen, P.; Alavandi, B.; Saha, N.K.: Comparison of Different Material Models in Simulating Compression and Energy Absorption of Bumper Foam During Low Speed Impact. AMD-Vol. 218, *Crashworthiness and Occupant Protection in Transportation Systems*, ASME, 1996, S. 171-180
- [136] Mouillet, J.B.: Radioss V5 Software Predicts Composite Material Behaviour, *JEC Composites Magazine*, Nr. 29, 2006, S. 80-83
- [137] PAM-CRASH, Solver Notes Manual, ESI-Group, 2004
- [138] Kojima, S.; Yasuki, T.; Mikutsu, S.; Takatsudo, T.: A Study on Yielding Function of Aluminium Honeycomb. 5th Eur. LS-DYNA Users Conf., Birmingham, UK, May 2005
- [139] Hou, L.: Failure Modes Analysis in the Crash Barrier Simulation. 5th European LS-DYNA Users Conference, Birmingham, UK, May 25-26, 2005
- [140] Buyuk, M.; Kildare, S.; Kan, C.D.; Marzougui, D.: Moving Beyond the Finite Elements: A Comparison Between Finite Element Methods and Meshless Methods for Modeling Honeycomb Materials and Simulating Side Impact Moving Deformable Barriers (MDBs). 5th Eur. LS-DYNA Users Conf., Birmingham, UK, May 2005
- [141] Buyuk, M.; Kan, C.D.; Kildare, S.; Marzougui, D.; Kurtaran, H.: A Inverse Approach to Identify the Constitutive Model Parameters for Crashworthiness Modeling of Aluminium Honeycombs and Moving Deformable Barriers (MDBs). 5th European LS-DYNA Users Conference, Birmingham, UK, May 25-26, 2005
- [142] Eskandarian, A.; Marzougui, D.; Bedewi, N.E.: Finite Element Model and Validation of a Surrogate Crash Test Vehicle for Impacts With Roadside Objects. *International Journal of Crashworthiness Research*, Vol. 2, Nr. 3, 1997, S. 239-257
- [143] Schwer, L.E.; Whirley, R.G.: Lessons Learned in Modeling a Moving Deformable Barrier Impacting a Rigid Wall. *Int. J. of Crashworthiness*, Vol. 1, 1996, S. 73-92
- [144] Shkolnikov, M.B.: Honeycomb Modeling for Side Impact Moving Deformable Barrier. 7th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, MI, USA, May 20-21, 2002
- [145] Zaouk, A.K.; Marzougui, D.: Development and Validation of a US Side Impact Moveable Deformable Barrier FE Model. 3rd European LS-DYNA Conference, Paris, France, June 2001
- [146] Mayer, R.; Webb, S.; Wang, J.T.; Liu, B.: Sled Tests and Simulations of Offset Deformable Barrier. *International Journal of Vehicle Safety*, Vol. 1, 2005, S. 238-251
- [147] De Lassat de Pressigny, Y.; Lapoujade, V.: Numerical Simulation of Ground Impact after Airdrop. 5th Eur. LS-DYNA Users Conf., Birmingham, UK, May 25-26, 2005
- [148] Fritzsche, P.; et al.: Simulation des Sandwichversagens unter Impact. *LS-DYNA Forum 2002*, Bad Mergentheim; 19.-20. Sept. 2002

- [149] Fritzsche, P.; Müller, J.; Berger, J.; Morgenthaler, M.: Simulation des Versagens von Faser/Kunststoff-Verbundstrukturen unter hochdynamischer Belastung. PSI AMI Maschinenbaukolloquium, Villingen, Schweiz, 27. Juni 2003
- [150] Sriram, R.; Vaidya, U.K.: Blast Impact on Aluminium Foam Composite Sandwich Panels. 8th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, MI, May 2-4, 2004
- [151] Stresing, D.W.; Binienda, W.K.; Dhruva, V.: Analysis of High Energy Impact on Lightweight Composite Sandwich Structures. 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf., Seattle, April 16-19, 2001
- [152] Mohr, D.: On the Role of Shear Strength in Sandwich Sheet Forming. *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 42, 2005, S. 1491-1512
- [153] Kärger, L.; Wetzels, A.; Rolfes, R.; Rohwer, K.: A Three-Layered Sandwich Element with Improved Transverse Shear Stiffness and Stresses Based on FSDT. *Computers & Structures*, Vol. 84, 2006, S. 843-854
- [154] Rabczuk, T.; Kim, J.Y.; Samaniego, E.; Belytschko, T.: Homogenization of Sandwich Structures. *Int. Journal for Numerical Methods in Eng.*, Vol. 61, 2004, S. 1009-1027
- [155] Palazotto, A.N.; Herup, E.J.; Gummadi, L.N.B.: Finite Element Analysis of Low Velocity Impact on Composite Sandwich Plates. 40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, St. Louis, MO, 1999
- [156] Yao, Z.H.; Han, Z.D.; Qi, H.; Qu, S.S.: Honeycomb Sandwich Shell and its Nonlinear Static and Dynamic Analysis. In: *Computational Mechanics, New Trends and Applications*, S. Idelsohn, E. Onate, E. Dvorkin (eds.), Barcelona, Spain, 1998
- [157] Nast, E.: Ein benutzerdefiniertes Schalenelement für Sandwichstrukturen. MARC Benutzertreffen 1996, Freising b. München, 18.-19. September 1996, S. 16.1-16.16
- [158] Starlinger, A.; Rammerstorfer, F.G.: A Finite Element Formulation for Sandwich Shells Accounting for Local Failure Phenomena. *Proc. of the 2nd International Conference on Sandwich Constructions*, Gainesville, FL, May 9-12, 1992, S. 161-185
- [159] Holt, P.J.; Webber, J.P.H.: Finite Elements for Honeycomb Sandwich Plates and Shells. *Aeronautical Journal*, Nr. 3/4, 1980, S. 113-123
- [160] Tanov, R.: A Contribution to the Finite Element Formulation for the Analysis of Composite Sandwich Shells. PhD Thesis, University of Cincinnati, USA, June 2000
- [161] Tanov, R.; Tabiei, A.: New Formulation for Composite Sandwich Shell Finite Element. 6th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, MI, USA, 2000
- [162] Tanov, R.; Tabiei, A.: Finite Element Implementation of a New Sandwich Homogenization Procedure. *Composite Structures*, Vol. 50, 2000, S. 49-58
- [163] Aitken, R.R.: Damage Due to Soft Body Impact on Composite Sandwich Aircraft Panels. PhD Thesis, The University of Auckland, New Zealand, 2000
- [164] Horrigan, D.P.W.; Aitken, R.R.: Finite Element Analysis of Impact Damaged Honeycomb Sandwich. *Proc. 15th LUSAS User Conference*, Warwickshire, UK, 1999
- [165] Mohr, D.: Experimental Investigation and Constitutive Modeling of Metallic Honeycombs in Sandwich Structures. PhD Thesis, Massachusetts Inst. Technology, 2003
- [166] Mohr, D.; Doyoyo, M.: Large Plastic Deformation of Metallic Honeycomb: Orthotropic Rate-Independent Constitutive Model. *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 41, 2004, S. 4435-4456
- [167] Xue, Z.; Hutchinson, J.W.: Crush Dynamics of Square Honeycomb Sandwich Cores. *Int. Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 65, 2006, S. 2221-2245

- [168] Lee, H.S.; Hong, S.H.; Lee, J.R.; Kim, Y.K.: Mechanical Behavior and Failure Process During Compressive and Shear Deformation of Honeycomb Composite at Elevated Temperatures. *Journal of Materials Science*, Vol. 37, 2002, S. 1265-1272
- [169] Ogawa, T.; Okazaki, N.: Mechanical Properties of Honeycomb Prepared from Aromatic Polyimide Film. *J. of Applied Polymer Science*, Vol. 48, 1993, S. 1739-1748
- [170] Feichtinger, K.A.: Methods of Evaluation and Performance of Structural Core Materials Used in Sandwich Construction. 42nd Annual Conference, Composites Institute, The Society of the Plastics Industry. Inc., Feb. 2-6, 1987, S. 22.A.1-22.A.12
- [171] O'Sullivan, H.P.: Double Block Shear Test for Foil Honeycomb Cores. *Aircraft Engineering*, Vol. 33, 1961, S. 64-66
- [172] Zhou, Q.; Mayer, R.R.: Characterization of Aluminium Honeycomb Material Failure in Large Deformation Compression, Shear, and Tearing. *Journal of Engineering Materials and Technology*, Vol. 124, 2002, S. 412-420
- [173] Kintscher, M.; Kärger, L.; Wetzell, A.; Hartung, D.: Stiffness and Failure Behaviour of Folded Sandwich Cores under Combined Transverse Shear and Compression. *Composites Part A*, Vol. 38, Nr. 5, 2007, S. 1288-1295
- [174] Basily, B.B.; Elsayed, E.A.: Dynamic Axial Crushing of Multi-Layer Core Structures of Folded Chevron Patterns. *International Journal of Materials & Product Technology*, Vol. 21, Nr. 1/2/3, 2004, S. 169-185
- [175] Akasaka, T.; Takagishi, T.: The Shear Modulus of Foil Honeycomb Sandwich Structures. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 2, Nr. 3, 1959, S. 83-90
- [176] Chang, C.C.; Ebcioğlu, I.K.: Effect of Cell Geometry on the Shear Modulus and on Density of Sandwich Panel Cores. *Journal of Basic Engineering*, Vol. 83, 1961, S. 513-518
- [177] Nagao, H.: The Shear Modulus of Honeycomb Cores. *Proceedings of the 9th Japan National Congress for Applied Mechanics*, 1959, S. 97-100
- [178] Aminanda, Y.; Castanie, B.; Barrau, J.J.; Thevenet, P.: Experimental Analysis and Modeling of the Crushing of Honeycomb Cores. *Applied Composite Materials*, Vol. 12, Nr. 3/4, 2005, S. 213-227
- [179] Gornet, L.; Marguet, S.; Marckmann, G.: Failure and Effective Elastic Properties Predictions of Nomex® Honeycomb Cores. *ECCM 12, 12th European Conference on Composite Materials*, Biarritz, France, August 29 - September 01, 2006
- [180] ABS5035: Honeycomb Cores, Hexagonal of Polyamide Paper, Phenolic Resin Bonded, Cured. *Airbus Standard*, Blagnac, France, March 2005
- [181] WL 5.3650: Wabenkerne aus Polyamidpapier, phenolharzgebunden, hexagonal. *Werkstoff-Leistungsblatt*, Beuth Verlag, Berlin, Oktober 1998
- [182] WL 5.3653: Wabenkerne aus Polyamidpapier, phenolharzgebunden, überexpandiert. *Werkstoff-Leistungsblatt*, Beuth Verlag, Berlin, Oktober 1998
- [183] DIN 53291: Prüfung von Kernverbunden, Druckversuch senkrecht zur Deckschichtebene. *Beuth Verlag*, Berlin, Feb. 1982
- [184] Schürmann, H.: *Konstruktiver Leichtbau. Skriptum*, Technische Universität Darmstadt, 2005
- [185] Maji, A.K.; Satpathi, D.; Donald, S.: Mechanical Properties of Aluminium Honeycomb Impact Limiters. *RAMTRANS*, Vol. 3, Nr. 2/3, 1992, S. 109-119

- [186] Papka, S.D.; Kyriakides, S.: In-Plane Compressive Response and Crushing of Honeycomb. *Journal of Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 42, 1994, S. 1499-1532
- [187] Papka, S.D.; Kyriakides, S.: Experiments and Full-Scale Numerical Simulations of In-Plane Crushing of a Honeycomb. *Acta Materialia*, Vol. 46, 1998, S. 2765-2776
- [188] Schreyer, H.L.; Zuo, Q.H.; Maji, A.K.: Anisotropic Plasticity Model for Foams and Honeycombs. *Journal of Engineering Mechanics*, Vol. 120, 1994, S. 1913-1930
- [189] Papka, S.D.: In-Plane Uniaxial and Biaxial Crushing of a Polycarbonate Honeycomb. PhD Thesis, University of Texas at Austin, USA, May 1998
- [190] Zhu, H.X.; Mills, N.J.: The In-Plane Non-Linear Compression of Regular Honeycombs. *International Journal of Solids Structures*, Vol. 37, 2000, S. 1931-1949
- [191] Heimbs, S.; Schmeer, S.; Middendorf, P.; Maier, M.: Strain Rate Effects in Phenolic Composites and Phenolic-Impregnated Honeycomb Structures. *Composites Science and Technology*, Vol. 67, Nr. 13, 2007, S. 2827-2837
- [192] ASTM D6790: Standard Test Method for Determining Poisson's Ratio of Honeycomb Cores. ASTM International, West Conshohocken, USA, April 2002
- [193] DIN 53292: Prüfung von Kernverbunden, Zugversuch senkrecht zur Deckschichtebene. Beuth Verlag, Berlin, Feb. 1982
- [194] NF L 19-110: Honeycomb Materials with Tubular Cells, Inspection and Testing Methods, Norme Francaise, Paris, France, Oct. 1988
- [195] ASTM C363: Standard Test Method for Delamination Strength of Honeycomb Core Materials. ASTM International, West Conshohocken, USA, Jan. 2000
- [196] Foo, C.C.; Chai, G.B.; Seah, L.K.: Mechanical Properties of Nomex Material and Nomex Honeycomb Structure. *Composite Structures*, Vol. 80, 2007, S. 588-594
- [197] DIN 53294: Prüfung von Kernverbunden, Schubversuch. Beuth Verlag, Berlin, 1982
- [198] Albracht, F.; Altenbach, H.; Nast, E.: On the Prediction of Effective Elastic Moduli of Honeycomb-Type Sandwich Plates. In: *Computer Aided Design in Composite Material Technology V*, W.R. Blain, W.P. De Wilde (eds.), 1996, S. 81-90
- [199] ASTM D4255: Standard Test Method for In-Plane Shear Properties by the Rail Shear Method. ASTM International, West Conshohocken, USA, Oct. 2001
- [200] Koploy, M.A.; Taylor, C.S.: GA-4/GA-9 Honeycomb Impact Limiter Tests and Analytical Model. In: *High Level Radioactive Waste Management, Proc. of the 2nd Annual International Conference*, Las Vegas, NV, April 28-May 3, 1991, S. 1264-1270
- [201] McFarland, R.K.: The Development of Metal Honeycomb Energy-Absorbing Elements. Report TR 32-639, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, CA, USA, 1964
- [202] Bandak, M.; Bitzer, T.: Honeycomb, a Lightweight Energy Absorbing Material. 22nd International SAMPE Technical Conference, November 6-8, 1990, S. 1250-1263
- [203] Kirk, J.A.: Mechanical Energy Absorbers and Aluminium Honeycomb. *Journal of Mechanical Design*, Vol. 104, 1982, S. 671-674
- [204] Wu, E.; Jiang, W.S.: Axial Crush of Metallic Honeycombs. *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 19, Nr. 5/6, 1997, S. 439-456
- [205] Zhao, H.; Gary, G.: Crushing Behaviour of Aluminium Honeycombs Under Impact Loading. *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 21, 1998, S. 827-836
- [206] Baker, W.E.; Togami, T.C.; Weydert, J.C.: Static and Dynamic Properties of High-Density Metal Honeycombs. *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 21, 1998, S. 149-163

- [207] Goldsmith, W.; Sackman, J.L.: Energy Absorption by Sandwich Plates: A Topic in Crashworthiness. *Crashworthiness and Occupant Protection in Transportation Systems*, ASME-Vol 126, 1991, S. 1-30
- [208] Goldsmith, W.; Sackman, J.L.: An Experimental Study of Energy Absorption in Impact on Sandwich Plates. *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 12, Nr. 2, 1992, S. 241-262
- [209] Gotoh, M.; Yamashita, M.; Kawakita, A.: Crush Behavior of Honeycomb Structure Impacted by Drop-Hammer and its Numerical Analysis. *Materials Science Research International*, Vol. 2, Nr. 4, 1996, S. 261-266
- [210] Stronge, W.J.: Dynamic Crushing of Elastoplastic Cellular Solids. In: *Mechanical Behaviour of Materials VI (ICM6)*, Vol. 1, M. Jono, T. Inoue (eds.), Pergamon Press, Oxford, 1991, S. 377-382
- [211] Hömig, A.; Stronge, W.J.: In-Plane Dynamic Crushing of Honeycomb. Part I: Crush Band Initiation and Wave Trapping. *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 44, 2002, S. 1665-1696
- [212] Hömig, A.; Stronge, W.J.: In-Plane Dynamic Crushing of Honeycomb. Part II: Application to Impact. *Int. Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 44, 2002, S. 1697-1714
- [213] Feichtinger, K.A.: Test Methods and Performance of Structural Core Materials - IIA. Strain Rate Dependence of Shear Properties. 5th Autumn INERN Conference - Composite Materials with Sandwich Structure, Lorient, France, October 16-17, 1990
- [214] Reid, S.R.; Reddy, T.Y.; Peng, C.: Dynamic Compression of Cellular Structures and Materials. In: *Structural Crashworthiness and Failure*, N. Jones, T. Wierzbicki (eds.), Chapman & Hall, 1993, Chapter 8, S. 295-340
- [215] Kobayashi, H.; Daimaruya, M.; Takaya, Y.: Dynamic and Quasi-Static Deformation of Aluminium Honeycomb Sandwich Panel in Three Point Bending. *Journal de Physique IV France*, Vol. 110, 2003, S. 705-710
- [216] Harrigan, J.J.; Reid, S.R.; Peng, C.: Inertia Effects in Impact Energy Absorbing Materials and Structures. *Int. Journal of Impact Engineering*, Vol. 22, 1999, S. 955-979
- [217] Drechsler, K.; Middendorf, P.; Van den Broucke, B.; Heimbs, S.: Advanced Composite Materials - Technologies, Performance and Modelling. Course on Emerging Techniques for Damage Prediction and Failure Analysis of Laminated Composite Structures, Cachan, France, March 20-23, 2007
- [218] Mamalis, A.G.; Yuan, Y.B.; Viegelnahn, G.L.: Collapse of Thin-Walled Composite Sections Subjected to High Speed Axial Loading. *International Journal of Vehicle Design*, Vol. 13, Nr. 5/6, 1992, S. 564-579
- [219] Thornton, P.H.; Harwood, J.J.; Beardmore, P.: Fiber-Reinforced Plastic Composites for Energy Absorption Purposes. *Composites Science and Technology*, Vol. 24, 1985, S. 275-298
- [220] Thornton, P.H.: Energy Absorption in Composite Structures. *Journal of Composite Materials*, Vol. 13, 1979, S. 247-262
- [221] Newill, J.F.; Vinson, J.R.: Some High Strain Rate Effects on Composite Materials. 9th Int. Conf. on Composite Materials, ICCM-9, July 12-16, 1993, Part 5, S. 269-277
- [222] Kawata, K.; Hashimoto, S.; Takeda, N.: Mechanical Behaviours in High Velocity Tension of Composites. *Progress in Science and Engineering of Composites*, Proceedings ICCM-4, Tokyo, Japan, 1982, S. 861-870

- [223] MSC.Patran, Version 2005.r3, MSC.Software Corporation, Santa Ana, USA, 2005
- [224] Nomex[®] Type 412, Technical Data Sheet, DuPont, USA, 2001
- [225] Tsujii, Y.; Tanaka, K.; Nishida, Y.: Analysis of Mechanical Properties of Aramid Honeycomb Core. Transactions of the Japan Society for Mechanical Engineers, Vol. 61, Nr. 587, 1995, S. 1608-1614
- [226] Kevlar[®] Type N636, Technical Data Sheet, DuPont, USA, 2001
- [227] LS-OPT, Version 3.0r1291, Livermore Software Technology Corporation, USA, 2005
- [228] Heimbs, S.; Mehrens, T.; Middendorf, P.; Maier, M.; Schumacher, A.: Numerical Determination of the Nonlinear Effective Mechanical Properties of Folded Core Structures for Aircraft Sandwich Panels. 6th European LS-DYNA Users Conference, Gothenburg, Sweden, May 29-30, 2007
- [229] Hohe, J.; Becker, W.: Effective Stress-Strain Relations for Two-Dimensional Cellular Sandwich Cores: Homogenization, Material Models, and Properties. Applied Mechanics Reviews, Vol. 55, Nr. 1, 2002, S. 61-87
- [230] Schwingshackl, C.W.; Cunningham, P.R.; Aglietti, G.S.: Honeycomb Elastic Material Properties: A Review of Some Existing Theories and a New Dynamic Approach. Int. Conference on Noise and Vibration Engineering, ISMA 2004, 2004, S. 1353-1366
- [231] Schwingshackl, C.W.; Aglietti, G.S.; Cunningham, P.R.: Determination of Honeycomb Material Properties: Existing Theories and an Alternative Dynamic Approach. Journal of Aerospace Engineering, Vol. 19, Nr. 3, 2006, S. 177-183
- [232] Meraghni, F.; Desrumaux, F.; Benzeggagh, M.L.: Mechanical Behaviour of Cellular Core for Structural Sandwich Panels. Composites Part A, Vol. 30, 1999, S. 767-779
- [233] Zhang, J.; Ashby, M.F.: The Out-of-Plane Properties of Honeycombs. International Journal of Mechanical Sciences. Vol. 34, Nr. 6, 1992, S. 475-489
- [234] Fan, X.: Investigation on Processing and Mechanical Properties of the Continuously Produced Thermoplastic Honeycomb. PhD Thesis, Katholieke Universiteit Leuven, Belgium, April 2006
- [235] Wierzbicki, T.: Crushing Analysis of Metal Honeycombs. International Journal of Impact Engineering, Vol. 1, Nr. 2, 1983, S. 157-174
- [236] ABS5047: PF-Prepreg, Glassfiber Reinforced (Woven) Thermosetting Preimpregnated Materials for Aircraft Parts (e.g. Interior). Airbus Standard, Blagnac, Oct. 2004
- [237] WL 8.4568.60: Gewebe aus Glasfilamentgarn. Werkstoff-Leistungsblatt, Beuth Verlag, Köln, November 1979 bzw. Mai 1991
- [238] Boczowska, A.; Rodzewicz, M.; Lukasik, L.; Dymkowski, T.; Radziszewska-Wolinska, J.; Ruminski, A.; Wysga, P.: Glass Fiber Reinforced Phenolic Resin Composites for Public Means of Transport. International Conference Innovative Materials and Technologies for Surface Transport "INMAT 2005", Gdansk, Poland, November 7-8, 2005
- [239] DIN EN ISO 1172: Textilglasverstärkte Kunststoffe, Bestimmung des Textilglas- und Mineralfüllstoffgehalts, Kalzinierungsverfahren. Beuth Verlag, Berlin, Dez. 1998
- [240] DIN EN 2850: Unidirektionale Laminate, Druckversuch parallel zur Faserrichtung. Beuth Verlag, Berlin, April 1998
- [241] DIN EN ISO 527-4: Bestimmung der Zugeigenschaften, Prüfbedingungen für isotrop und anisotrop faserverstärkte Kunststoffverbundwerkstoffe. Beuth Verlag, Juli 1997

- [242] DIN EN 6031: Faserverstärkte Kunststoffe, Prüfverfahren, Bestimmung der Schub-eigenschaften ($\pm 45^\circ$ -Zugversuch). Beuth Verlag, Berlin, April 1996
- [243] Powers, B.M.; Vinson, J.R.; Hall, I.W.; Hubbard, R.F.: High Strain Rate Properties of Cycom 5920/1583 Cloth Glass/Epoxy Composites. *AIAA Journal*, Vol. 35, Nr. 3, 1997, S. 553-556
- [244] Barré, S.; Chotard, T.; Benzeggagh, M.L.: Comparative Study of Strain Rate Effects on Mechanical Properties of Glass Fibre-Reinforced Thermoset Matrix Composites. *Composites Part A*, Vol. 27, 1996, S. 1169-1181
- [245] Yuanming, X.; Xing, W.: Constitutive Equation for Unidirectional Composites Under Tensile Impact. *Composites Science and Technology*, Vol. 56, 1996, S. 155-160
- [246] Staab, G.H.; Gilat, A.: High Strain Rate Response of Angle-Ply Glass/Epoxy Lami-nates. *Journal of Composite Materials*, Vol. 29, Nr. 10, 1995, S. 1308-1320
- [247] Vinson, J.R.; Powers, B.M.: High Strain Rate Effects in Materials in Sandwich Con-structions. *Proceedings of the 3rd International Conference on Sandwich Construc-tion*, Sept. 1995, Southampton, UK, Vol. II, S.769-776
- [248] Harding, J.: Effect of Strain Rate and Specimen Geometry on the Compressive Strength of Woven Glass-Reinforced Epoxy Laminates. *Composites*, Vol. 24, Nr. 4, 1993, S. 323-332
- [249] Shkolnikov, M.B.: Strain Rates in Crashworthiness. 8th International LS-DYNA Us-ers Conference, Dearborn, MI, USA, May 2-4, 2004
- [250] Hsiao, H.M.; Daniel, I.M.; Cordes, R.D.: Strain Rate Effects on the Transverse Com-pressive and Shear Behavior of Unidirectional Composites. *Journal of Composite Materials*, Vol. 33, Nr. 17, 1999, S. 1620-1642
- [251] Michaeli, W.; Fölster, T.; Borges, C.; Montag, M.: Schnellzerreiversuche an Faser-Kunststoff-Verbundwerkstoffen mit der Stadionprobe. *Materialprüfung*, Vol. 33, Nr. 3, 1999, S. 47-50
- [252] Welsh, L.M.; Harding, J.: Effect of Strain Rate on the Tensile Failure of Woven Rein-forced Polyester Resin Composites. *Journal de Physique IV*, Vol. 46, Nr. 8, 1985, S. C5.405-C5.414
- [253] Behler, F.J.; Wulf, A.: Effect of High Loading Rates on the Mechanical Properties and Damage Evolution of Fibre Reinforced Plastics. *Proc. 5th European Conference on Composite Materials*, Bordeaux, France, April 7-10, 1992
- [254] Sierakowski, R.L.: Strain Rate Effects in Composites. *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 50, Nr. 12, 1997, S. 741-761
- [255] Xia, Y.; Yuan, J.; Yang, B.: A Statistical Model and Experimental Study of the Strain-Rate Dependence of the Strength of Fibres. *Composites Science and Technology*, Vol. 52, 1994, S. 499-504
- [256] Rotem, A.; Lifshitz, J.M.: Longitudinal Strength of Unidirectional Fibrous Composite under High Rate of Loading. *Proc. 26th Annual Techn. Conf., Society of the Plastics Industry, Reinforced Plastics/Composites Division*, Washington D.C., 1971, S. 1-10
- [257] Bilkhu, S.S.; et al.: Dynamic Response of CSM Composite Plates - Simulation Using Material #58 in LS-DYNA3D. *ESD/SAE Advanced Composites Conference, United New Generation Vehicle Conference*, Detroit, MI, USA, April 7-10, 1997, S. 191-203
- [258] Deslauriers, P.F.; Cronin, D.S.; Duquette, A.: Numerical Modeling of Woven Carbon Composite Failure. 8th Int. LS-DYNA Users Conference, Dearborn, May 2-4, 2004

- [259] Williams, K.V.: A Physically-Based Continuum Damage Mechanics Model for Numerical Prediction of Damage Growth in Laminated Composite Plates. PhD Thesis, The University of British Columbia, Canada, December 1998
- [260] Middendorf, P.: Viskoelastisches Verhalten von Polymersystemen. Dissertation, Universität der Bundeswehr München, 2002
- [261] Hackett, R.M.; Bennett, J.G.: Method of Characterization of Rate-Dependent Materials. Report LA-UR-01-2334, Los Alamos National Laboratory, New Mexico, May 2001
- [262] Altair HyperStudy, Version 7.0, Altair Engineering, Inc., Troy, USA, 2005
- [263] Matzenmiller, A.; Lubliner, J.; Taylor, R.L.: A Constitutive Model for Anisotropic Damage in Fiber-Composites. *Mechanics of Materials*, Vol. 20, 1995, S. 125-152
- [264] Floyd, A.M.: An Engineering Approach to the Simulation of Gross Damage Development in Composite Laminates. PhD Thesis, The University of British Columbia, Canada, 2004
- [265] Yen, C.F.: Ballistic Impact Modeling of Composite Materials. 7th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, USA, May 20-21, 2002, S. 6.15-6.26
- [266] Starke, P.; Lemmen, G.; Drechsler, K.: A Simple Strain Rate Extension for Material 54 (*MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE). LS-DYNA Update Meeting, Stuttgart, November 11, 2003
- [267] Schoke, B.: Schaumstoffe in der Innenausstattung von Zivilflugzeugen. Fachtagung Polymerschäume, 1997, S. K.1-K.12
- [268] Grimes, G.C.: The Adhesive-Honeycomb Relationship. *Applied Polymer Symposia*, Vol. 3, 1966, S. 157-190
- [269] Burgess, J.W.; Hayes, B.S.; Seferis, J.C.: Process Development for Fabrication of Honeycomb Sandwich Structure Using Electron Beam Cure Materials. 33rd International SAMPE Technical Conference, November 5-8, 2001, S. 257-268
- [270] Okada, R.; Kortschot, M.T.: The Role of the Resin Fillet in the Delamination of Honeycomb Sandwich Structures. *Composites Science and Technology*, Vol. 62, 2002, S. 1811-1819
- [271] Okada, R.: Peel Delamination of Honeycomb Sandwich Panels. PhD Thesis, University of Toronto, Canada, 2005
- [272] Grove, S.M.; Popham, E.; Miles, M.E.: An Investigation of the Skin/Core Bond in Honeycomb Sandwich Structures Using Statistical Experimentation Techniques. *Composites Part A*, Vol. 37, 2006, S. 804-812
- [273] DiSalvo, G.; Lee, W.I.; Um, M.K.; Springer, G.S.: Manufacture of Sandwich Laminates. 38th International SAMPE Symposium, May 10-13, 1993
- [274] Hayes, B.S.; et al.: Self-Adhesive Honeycomb Prepreg Systems for Secondary Structural Applications. *Polymer Composites*, Vol. 19, Nr. 1, 1998, S. 54-64
- [275] Shafizadeh, J.E.; Seferis, J.C.: Experimental and Theoretical Correlation of Honeycomb Cores and Rings. 31st Int. SAMPE Tech. Conf., Oct. 26-30, 1999, S. 198-210
- [276] DIN EN 2243-4: Strukturelle Klebstoffe, Prüfverfahren, Zugversuch senkrecht zur Deckschicht für Wabenkernverbunde. Beuth Verlag, Berlin, Sept. 1991
- [277] Barthold, U.: Experiences with the Cohesive Element at Simulation of Adhesive Layer Delamination. NAFEMS Seminar "Materials Modeling - FE Simulations of the Behavior of Modern Industrial Materials Including their Failure", Niedernhausen, Dec. 5-6, 2006

- [278] Berkowitz, C.K.; Johnson, W.S.: Fracture and Fatigue Tests and Analysis of Composite Sandwich Structure. *Journal of Composite Mat.*, Vol. 39, 2005, S. 1417-1431
- [279] Cantwell, W.J.; Davies, P.: A Test Technique for Assessing Core-Skin Adhesion in Composite Sandwich Structures. *Journal of Materials Science Letters*, Vol. 13, 1994, S. 203-205
- [280] Ural, A.; Zehnder, A.T.; Ingraffea, A.R.: Fracture Mechanics Approach to Facesheet Delamination in Honeycomb: Measurement of Energy Release Rate of the Adhesive Bond. *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 70, 2003, S. 93-103
- [281] Davies, A.J.: Crashworthiness of Composite Sandwich Structures. PhD Thesis, Imperial College London, UK, April 2002
- [282] Halim, Z.; Berhan, M.N.; Basri, S.; Ajir, M.R.: Peel Strength and other Related Mechanical Properties of Composite Sandwich Structures. SAMPE Europe International Conference, Paris, France, 2005, S. 489-494
- [283] Bitzer, T.N.: Honeycomb Sandwich Testing. Proceedings of the 13th National SAMPE Technical Conference, Mount Pocono, PA, USA, October 13-15, 1981
- [284] Bitzer, T.N.: Basic Sandwich Panel Tests. In: Sandwich Construction 4, Ohlsson, K.A. (ed.), Proceedings of the 4th International Conference on Sandwich Construction, Stockholm, Sweden, EMAS Publ. London, 1998, S. 615-621
- [285] DIN EN 2243-3: Strukturelle Klebstoffe, Prüfverfahren, Trommelschälversuch für Wabenkernverbunde. Beuth Verlag, Berlin, Feb. 1992
- [286] St John, N.A.; Brown, J.R.: Flexural and Interlaminar Shear Properties of Glass-Reinforced Phenolic Composites. *Composites Part A*, Vol. 29, 1998, S. 939-946
- [287] Charalambides, M.N.; Williams, J.G.: Fracture Toughness Characterization of Phenolic Resin and its Composite. *Polymer Composites*, Vol. 16, Nr. 1, 1996, S. 17-28
- [288] Allegri, G.; Lecci, U.; Marchetti, M.; Poscente, F.: FEM Simulation of the Mechanical Behaviour of Sandwich Materials for Aerospace Structures. *Key Engineering Materials*, Vol. 221-222, 2002, S. 209-220
- [289] Borg, R.: Simulation of Delamination Initiation and Growth in Fiber Composite Laminates. PhD Thesis, Linköpings Universitet, Sweden, 2002
- [290] Borg, R.: Implementation of a Tie-Break Interface into LS-DYNA. Report ERAB-0335, Engineering Research AB, Sweden, December 2003
- [291] Tvergaard, V.; Hutchinson, J.W.: The Relation between Crack Growth Resistance and Fracture Process Parameters in Elastic-Plastic Solids. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 40, Nr. 6, 1992, S. 1377-1397
- [292] ASTM C364: Standard Test Method for Edgewise Compressive Strength of Sandwich Constructions. ASTM International, West Conshohocken, USA, Oct. 1999
- [293] Vinson, J.: The Behavior of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials. Lancaster: Technomic Publishing, 1999
- [294] Freytag; Stäudlin: Ebene Sandwichschalen unter kombinierter Belastung (Druck, Schub, Normalkraft). HSB, Handbuch Struktur Berechnung, 55111-01, 1986
- [295] Norris, C.B.; Kommers, W.J.: Short-Column Compressive Strength of Sandwich Constructions as Affected by the Size of the Cells of Honeycomb-Core Materials. U.S. Forest Product Laboratory, Tech. 1817, USA, August 1950
- [296] Sullins, R.T.; Smith, G.W.; Spier, E.E.: Manual for Structural Stability Analysis of Sandwich Plates and Shells. NASA CR-1457, Washington D.C., December 1969

- [297] Allen, H.G.: Analysis and Design of Structural Sandwich Panels. Oxford: Pergamon Press, 1969
- [298] Plantema, F.J.: Sandwich Construction. New York: John Wiley & Sons, 1966
- [299] Cunningham, J.H.; Jacobson, M.J.: Design and Testing of Honeycomb Sandwich Cylinders Under Axial Compression. Collected Papers on Instability of Shell Structures, NASA TN-D-1510, 1962, S. 341-359
- [300] Petras, A.; Sutcliffe, M.P.F.: Failure Mode Maps for Honeycomb Sandwich Panels. Composite Structures, Vol. 44, 1999, S. 237-252
- [301] Bansemir, H.; Weiß, H.: Knittern von Sandwichplatten. LTH, Luftfahrttechnisches Handbuch, Faserverbund-Leichtbau, FL 33 100-10, 1984
- [302] Rapp, H.; Petry, D., Müller, D.: Knitterfestigkeit von CFK-Sandwichplatten mit Honigwabenkern unter Druck- und Biegebeanspruchung. DGLR Jahrbuch 2003, S. 121-129
- [303] DIN 53293: Prüfung von Kernverbunden, Biegeversuch. Beuth Verlag, Berlin, 1982
- [304] Echtermeyer, A.T.; Buene, L.; McGeorge, D.; Sund, O.E.: Four Point Bend Testing of GRP Sandwich Beams. Proceedings of Nordic Composites and Sandwich Meeting, Nordic Industrial Fund, Oslo, Norway, November 19-20, 1991, S. 31-37
- [305] Feichtinger, K.A.: Test Methods and Performance of Structural Core Materials - 1. Static Properties. J. of Reinf. Plastics and Composites, Vol. 8, 1989, S. 334-357
- [306] Dzalba-Lydis: Matériaux Sandwich Aéropatiaux. Matériaux et Techniques, Vol. 62, 1974, S. 327-337
- [307] Lu, W.Y.; Korellis, J.; Hinnerichs, T.: Shear Deformation of High Density Aluminium Honeycombs. Proceedings of the 2003 ASME International Mechanical Engineering Congress (IMECE'03), Washington D.C., USA, November 15-21, 2003
- [308] Nettles, A.T.; Hodge, A.J.: Impact Testing of Glass/Phenolic Honeycomb Panels with Graphite/Epoxy Facesheets. 35th Int. SAMPE Symposium, 1990, S. 1430-1440
- [309] Belingardi, G.; Martella, P.; Peroni, L.: Fatigue Analysis of Honeycomb-Composite Sandwich Beams. Composites Part A, Vol. 38, 2007, S. 1183-1191
- [310] Mouritz, A.P.; Thomson, R.S.: Compression, Flexure and Shear Properties of a Sandwich Composite Containing Defects. Composite Structures, Vol. 44, 1999, S. 263-278
- [311] Wadsworth, D.J.: Critical Facesheet Wrinkling Characteristics of Honeycomb Sandwich Structure Containing Soft-Body Impact Damage. PhD Thesis, University of Auckland, New Zealand, 2005
- [312] Lingaiah, K.; Suryanarayana, B.G.: Strength and Stiffness of Sandwich Beams in Bending. Experimental Mechanics, Vol. 31, 1991, S. 1-7
- [313] Hellinger, V.: Untersuchungen zur Methodik der Berechnung und Herstellung von leichten Stützkernverbunden. Dissertation, Universität Dortmund, 2002
- [314] Wang, W.: Cohesive Zone Model for Facesheet-Core Interface Delamination in Honeycomb FRP Sandwich Panels. PhD Thesis, West Virginia University, USA, 2004
- [315] Daniel, I.M.; Abot, J.L.: Fabrication, Testing and Analysis of Composite Sandwich Beams. Composites Science and Technology, Vol. 60, 2000, S. 2455-2463
- [316] Bunyawanichakul, P., et al.: Experimental and Numerical Analysis of Inserts in Sandwich Structures. Applied Composite Materials, Vol. 12, 2005, S. 177-191

- [317] NAS 1833: Insert, Molded In, Threaded, Self-Locking, Nonself-Locking, Sandwich Panel. National Aerospace Standard, Aerospace Industries Association, 1999
- [318] NAS 1835: Insert, Molded In, Blind Threaded, Self-Locking, Floating, Sandwich Panel. National Aerospace Standard, Aerospace Industries Association, 1999
- [319] Insert Design Handbook. ESA PSS-03-1202, European Space Agency, Paris, 1987
- [320] Heimbs, S., Vogt, D.; Hartnack, R.; Maier, M.; Schlattmann, J.: Numerical Simulation of Aircraft Interior Components under Crash Loads. *Int. J. of Crashworthiness*, 2008
- [321] Kintscher, M.; Kärger, L.: Versagen von Faltwaben- und Honigwabenkernen unter kombinierter Druck-Schub-Belastung. Bericht 131-2006/07, DLR Braunschweig, Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, 2006
- [322] Tabiei, A.: LS-DYNA Composite Materials. Seminarumdruck, Dynamore GmbH, Stuttgart, 2004
- [323] Birman, V.; Bert, C.W.: On the Choice of Shear Correction Factor in Sandwich Structures. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 4, 2002, S. 83-95
- [324] Integrierte Technologien für crash-sicheres Flugzeugkabineninterieur (INTECK), 2. Hamburger Luftfahrtforschungsprogramm, Förderkennzeichen HH52A, 2004-2007
- [325] Aviation Safety Advancements Being Pursued to Improve Airliner Cabin Occupant Safety and Health. Report No. GAO-04-33, U.S. General Accounting Office, Washington D.C., USA, October 2003
- [326] Increased Amount and Types of Carry-On Baggage Bring New Industry Responses. *Flight Safety Foundation*, Vol. 32, Nr. 6, 1997
- [327] Heimbs, S.; Middendorf, P.; Maier, M.: Honeycomb Sandwich Material Modeling for Dynamic Simulations of Aircraft Interior Components. 9th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, MI, USA, June 4-6, 2006
- [328] Cellular Structures for Impact Performance (CELPACT), 6th Framework Programme, Contract 031038, European Commission, 2006-2009
- [329] Modulus Harmonisation of HS & UM Tape Composite Materials, Technical Report RP0306315, Airbus, Feb. 2004
- [330] IMT - Crashworthiness for Commercial Aircraft, 3rd Framework Programme, Area-3 Aeronautics, European Commission, 1992-1995
- [331] Kindervater, C.M.: The Crashworthiness of Composite Aerospace Structures. Workshop "The Crashworthiness of Composite Transportation Structures", TRL, Crowthorne, UK, October 3, 2002
- [332] Guo, X.E.; Gibson, L.J.: Behavior of Intact and Damaged Honeycombs: A Finite Element Study. *Int. Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 41, 1999, S. 85-105
- [333] Fu, M.; Yin, J.: Equivalent Elastic Parameters of the Honeycomb Core. *Acta Mechanica Sinica*, Vol. 31, Nr. 1, 1999, S. 113-118
- [334] Vinson, J.R.: Optimum Design of Composite Honeycomb Sandwich Panels Subjected to Uniaxial Compression. *AIAA Journal*, Vol. 24, Nr. 10, 1986, S. 1690-1696
- [335] Wiedemann, J.: *Leichtbau. Band 1: Elemente*. Berlin: Springer, 1986
- [336] Triplett, M.H.: Static and Dynamic Finite Element Analysis of Honeycomb Sandwich Structures. M.S. Thesis, University of Alabama, Huntsville, USA, 1995
- [337] Burton, W.S.; Noor, A.K.: Assessment of Continuum Models for Sandwich Panel Honeycomb Cores. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 145, 1997, S. 341-360

- [338] Hoffman, G.A.: Poisson's Ratio for Honeycomb Sandwich Cores. *Journal of the Aero/Space Sciences*, Vol. 25, 1958, S. 534-535
- [339] Nast, E.: On Honeycomb-Type Core Moduli. 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC - SDM Conference, Kissimmee, FL, USA, April 7-10, 1997, S. 1035-1044
- [340] Nast, E.: Zur numerischen und experimentellen Analyse von Flächentragwerken in Sandwich- und Laminatbauweise. Dissertation, Universität der Bundeswehr Hamburg, 1997
- [341] Shi, G.; Tong, P.: Equivalent Transverse Shear Stiffness of Honeycomb Cores. *International Journal of Solids Structures*, Vol. 31, Nr. 10, 1995, S. 1383-1393
- [342] Bitzer, T.: Useful Analysis Methods for Sandwich Structures. 39th International SAMPE Symposium, Anaheim, CA, USA, April 11-14, 1994, S. 419-425
- [343] Grediac, M.: A Finite Element Study of the Transverse Shear in Honeycomb Cores. *International Journal of Solids Structures*, Vol. 30, Nr. 13, 1993, S. 1777-1788
- [344] Starlinger, A.: Development of Efficient Finite Shell Elements for the Analysis of Sandwich Structures under Large Deformations and Global as well as Local Instabilities. VDI Fortschritt-Bericht, Reihe 18, Nr. 93, Düsseldorf, VDI-Verlag, 1991
- [345] Chamis, C.C.; Aiello, R.A.; Murthy, P.L.N.: Fiber Composite Sandwich Thermostructural Behavior: Computational Simulation. *Journal of Composites Technology & Research*, Vol. 10, Nr. 3, 1988, S. 93-99
- [346] Masters, I.G.; Evans, K.E.: Models for the Elastic Deformation of Honeycombs. *Composite Structures*, Vol. 35, 1996, S. 403-422
- [347] Caddock, B.D.; Evans, K.E.; Masters, I.G.: Honeycomb Cores with a Negative Poisson's Ratio for Use in Composite Sandwich Panels. *Composites - Design, Manufacture and Application*, Proceedings of the 8th International Conference on Composite Materials (ICCM-8), 1991, Band 1, S. 3.E.1-3.E.10
- [348] Klintworth, J.W.; Stronge, W.J.: Elasto-Plastic Yield Limits and Deformation Laws for Transversely Crushed Honeycombs. *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 30, Nr. 3/4, 1988, S. 273-292
- [349] Klintworth, J.W.; Stronge, W.J.: Plane Punch Indentation of a Ductile Honeycomb. *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 31, Nr. 5, 1989, S. 359-378
- [350] Vinson, J.: *The Behavior of Sandwich Structures Composed of Composite Materials*. Dordrecht: Martinus Nijhoff Publ., 1987
- [351] Stamm, K.; Witte, H.: *Sandwichkonstruktionen*. Wien, New York: Springer, 1974
- [352] Karlsson, U.; Wetteskog, N.: Ekvivalenta Styvhetsparametrar för Honeycomb. Examensarbete, Institutionen för Hållfasthetslära, Chalmers Tekniska Högskola, Sverige, 1987
- [353] Penzien, J.; Didriksson, T.: Effective Shear Modulus of Honeycomb Cellular Structure. *AIAA Journal*, Vol. 2, Nr. 3, 1964, S. 531-535
- [354] Kelsey, S.; Gellatly, R.A.; Clark, B.W.: The Shear Modulus of Foil Honeycomb Cores. *Aircraft Engineering*, Vol. 30, Nr. 10, 1958, S. 294-302
- [355] Qiao, P.; Xu, X.F.: Refined Analysis of Torsion and In-Plane Shear of Honeycomb Sandwich Structures. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 7, 2005, S. 289-305
- [356] Xu, X.F.; Qiao, P.: Homogenized Elastic Properties of Honeycomb Sandwich with Skin Effect. *Int. Journal of Solids and Structures*, Vol. 39, 2002, S. 2153-2188

- [357] Heimbs, S.; Middendorf, P.; Hampf, C.; Hähnel, F.; Wolf, K.: Aircraft Sandwich Structures with Folded Core under Impact Load. 8th International Conference on Sandwich Structures (ICSS-8), Porto, Portugal, May 6-8, 2008, S. 369-380

Liste der betreuten Studien- und Diplomarbeiten

- [DA-1] Keitzel, H.: Vergleichende Untersuchung unterschiedlicher FE-Modellierungen von Sandwichstrukturen am Beispiel der Crashsimulation von Flugzeugkabinenkomponenten. Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Produktentwicklung und Konstruktionstechnik, Diplomarbeit, Juli 2005
- [DA-2] Mehrens, T.: Simulation eines CFK-Sandwichrumpfes unter hochdynamischer Belastung. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Studiendepartment Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Diplomarbeit, Oktober 2006
- [DA-3] Voll, N.: Charakterisierung und Optimierung von Wabenkernen für Sandwichstrukturen mit Hilfe der Finite-Elemente-Methode. Technische Universität Darmstadt, Fachgebiet Strukturmechanik, Diplomarbeit, Juli 2007
- [DA-4] Hampf, C.: Experimentelle Ermittlung und numerische Simulation des mechanischen Verhaltens von Sandwichstrukturen mit Faltwabenkern unter Impactbelastung. Technische Universität Dresden, Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik, Diplomarbeit, November 2007