

Modellierung von Sandwich-Strukturen

Bachelor-Thesis Herbstsemester 2018

Hochschule Luzern - Technik & Architektur
Institut für Maschinen- und Energietechnik

Abgabedatum: 07. Januar 2019
Verfasser: Jan Beeler
Betreuer: Prof. Ralf Baumann
Experte: Beat Bucher
Industriepartner: AeroFEM GmbH

Bachelor-Thesis an der Hochschule Luzern - Technik & Architektur

Titel	Modellierung von Sandwich Strukturen
Diplomandin/Diplomand	Beeler Jan
Bachelor-Studiengang	Bachelor Maschinentechnik
Semester	HS18
Dozentin/Dozent	Baumann Ralf
Expertin/Experte	Bucher Beat

Abstract Deutsch

Sandwich-Strukturen werden überall dort eingesetzt, wo hohe Steifigkeiten bei gleichzeitig geringem Gewicht gefordert sind. Dabei gibt es eine Vielzahl möglicher Materialkombinationen und Versagensarten. Die vorliegende Bachelor-Thesis behandelt die lokalen Instabilitäten *Facesheet Wrinkling*, *Intracell Buckling* und *Shear Core Crimping* bei Sandwich-Strukturen mit Composite-Deckschichten und Honigwaben-Kern. Ziel ist es, ein Finite-Elemente-Modell zu entwickeln, mit welchem diese lokalen Versagensmoden vorhergesagt werden können. Dieses Modell soll dann mittels geeigneten Versuchen validiert und mit analytischen Formeln aus der Literatur verglichen werden. Eine vorangegangene Arbeit nahm sich dieser Thematik bereits an. Es gelang dort nicht durchgängig, die lokalen Instabilitäten in den Versuchen herbeizuführen. Die daraus gewonnenen Erkenntnisse daraus dienen als Grundlage für diese Arbeit.

Auch in dieser Arbeit gelang das Herbeiführen der lokalen Instabilitäten nicht über alle Versagensmoden hinweg. Imperfektionen bei den hergestellten Proben und dickere Deckschichten als erwartet lieferten zum Teil unzufriedenstellende Ergebnisse. Das erstellte Simulationsmodell lieferte für das *Facesheet Wrinkling* und *Shear Core Crimping* eine gute Übereinstimmung mit den Berechnungsformeln. Das *Intracell Buckling* konnte in der Simulation nicht herbeigeführt werden.

Abstract English

Sandwich structures are used wherever high stiffness and low weight are required. There are a variety of possible material combinations and failure modes. This bachelor thesis deals with the local instabilities *Facesheet Wrinkling*, *Intracell Buckling* and *Shear Core Crimping* in sandwich structures with composite face sheets and honeycomb core. The goal is to develop a finite element model to predict these local failure modes. This model should then be validated by suitable experiments and compared with analytical formulas from the literature. A previous work has already addressed this issue. However, it did not consistently succeed in inducing the local instabilities in the experiments. The knowledge gained from this previous thesis served as the basis for this work. In this work too, the local instabilities could not be precipitated across all modes of failure. Imperfections in the samples produced and thicker facings than expected yielded in partially unsatisfactory results. The created simulation model provided a good agreement with the calculation formulas for the *Facesheet Wrinkling* and *Shear Core Crimping*. *Intracell buckling* could not be achieved in the simulation.

Ort, Datum Horw, 07. Januar 2019
© Jan Beeler, Hochschule Luzern – Technik & Architektur

Alle Rechte vorbehalten. Die Arbeit oder Teile davon dürfen ohne schriftliche Genehmigung der Rechteinhaber weder in irgendeiner Form reproduziert noch elektronisch gespeichert, verarbeitet, vervielfältigt oder verbreitet werden.

Sofern die Arbeit auf der Website der Hochschule Luzern online veröffentlicht wird, können abweichende Nutzungsbedingungen unter Creative-Commons-Lizenzen gelten. Massgebend ist in diesem Fall die auf der Website angezeigte Creative-Commons-Lizenz.

Symbolverzeichnis

a	[mm]	Seitenlänge einer Hexagon-Zelle
b	[mm]	Breite der Sandwichprobe
d	[mm]	Abstand zwischen den Mittelebenen der Deckschichten
D_{ij}	[Nmm]	Biegesteifigkeiten Deckschicht
E_c	[N/mm^2]	Elastizitätsmodul des Kerns
E_f	[N/mm^2]	Elastizitätsmodul der Deckschicht
$(EI)_{eff}$	[Nmm^2]	Effektive Biegesteifigkeit der Sandwichplatte
G_c	[N/mm^2]	Schubmodul des Kerns
h	[mm]	Sandwichdicke
K_{Dimp}	[–]	Faktor für die Berechnung des Intracell Bucklings
l	[mm]	Länge der Sandwichprobe
P_{cr}	[N]	Kritische Kraft beim Eintreten der lokalen Instabilität
s	[mm]	Zellweite des Wabenkerns
t_c	[mm]	Dicke des Kerns
t_f	[mm]	Dicke der Deckschicht
η	[–]	Plastifizitäts-Koeffizient
λ	[–]	Eigenwert aus Beulanalyse
ν_f	[–]	Querkontraktionszahl der Deckschicht
ρ_c	[kg/m^3]	Raumgewicht des Wabenkerns
$\sigma_{cr,FW}$	[N/mm^2]	Kritische Spannung bei der Facesheet Wrinkling auftritt
$\sigma_{cr,IB}$	[N/mm^2]	Kritische Spannung bei der Intracell Buckling auftritt
$\sigma_{cr,SC}$	[N/mm^2]	Kritische Spannung bei der Shear Core Crimping auftritt
$\sigma_{cr,B}$	[N/mm^2]	Kritische Spannung bei der globales Beulen auftritt

Inhalt

1 Einleitung	1
1.1 Hintergrund	1
1.2 Aufgabenstellung	1
1.3 Vorgehen	2
2 Einführung in die Thematik	3
2.1 Aufbau von Sandwich-Strukturen	3
2.2 Lokale Instabilitäten.....	5
2.2.1 Facesheet Wrinkling	5
2.2.2 Intracell Buckling	6
2.2.3 Shear Core Crimping.....	6
3 Auslegung der Konfigurationen	8
3.1 Konfiguration Facesheet Wrinkling	8
3.2 Konfiguration Intracell Buckling.....	10
3.3 Konfiguration Shear Core Crimping.....	12
4 Versuche	14
4.1 Herstellprozess	14
4.2 Versuchsaufbau	16
4.2.1 3-Punkt Biegeversuch	16
4.2.2 Druckversuch senkrecht	17
4.2.3 Schubversuch.....	18
4.2.4 4-Punkt Biegeversuch	19
4.2.5 Druckversuch edgewise.....	20
4.3 Versuchsdurchführung.....	21
4.3.1 Laminat Deckschicht.....	22
4.3.2 Konfiguration Facesheet Wrinkling.....	23
4.3.3 Konfiguration Intracell Buckling.....	31
4.3.4 Konfiguration Shear Core Crimping	37
5 Simulation in Femap mit NX Nastran	43
5.1 Idealisierung	43
5.2 Aufbau FE-Modell	44
5.2.1 Elemente	44
5.2.2 Material	45
5.2.3 Randbedingungen	47
5.2.4 Lasteinleitung	48
5.3 Ergebnisse Eigenwert-Beulanalyse.....	48
5.3.1 Facesheet Wrinkling	48

5.3.2 Intracell Buckling	49
5.3.3 Shear Core Crimping	50
5.4 Parameterstudie.....	52
5.4.1 Einfluss der Elementgrösse.....	52
5.4.2 Einfluss der Materialparameter	53
6 Diskussion der Ergebnisse.....	55
6.1 Konfiguration Facesheet Wrinkling	55
6.1.1 Vergleich der Resultate.....	55
6.1.2 Zusätzliche Bemerkungen	55
6.2 Konfiguration Intracell Buckling.....	57
6.2.1 Vergleich der Resultate.....	57
6.2.2 Zusätzliche Bemerkungen	57
6.3 Konfiguration Shear Core Crimping.....	58
6.3.1 Vergleich der Resultate.....	58
6.3.2 Zusätzliche Bemerkungen	58
7 Schlussbemerkungen.....	60
7.1 Wichtige Erkenntnisse und Verbesserungsvorschläge.....	60
7.1.1 Auslegung der Sandwich-Strukturen.....	60
7.1.2 Herstellung Sandwich-Strukturen	60
7.1.3 Versuchsdurchführung	60
7.2 Fazit.....	61
Literaturverzeichnis	62
Abbildungsverzeichnis	64
Tabellenverzeichnis.....	65
Anhang.....	67

1 Einleitung

Die Bachelor-Thesis stellt den Abschluss des Bachelor-Studiums dar. Das Projekt wird jeweils in Zusammenarbeit mit einem Industriepartner gemacht. Am Institut für Energie- und Maschinentechnik der Hochschule Luzern – Technik & Architektur wird dieses Projekt jeweils in Zusammenarbeit mit einem Industriepartner gemacht. Die während dem Studium erlernten projekt- und fachspezifischen Kompetenzen sollen während dieser Arbeit angewendet werden.

Diese Arbeit befasst sich mit lokalen Instabilitäten von Sandwich-Strukturen. Für die Firma AeroFEM GmbH soll ein Simulationsmodell entwickelt werden, welches diese vorhersagen lässt. Mittels geeigneten Versuchen soll dieses Modell dann validiert werden können.

1.1 Hintergrund

Faserverbundwerkstoffe und Sandwich-Strukturen werden sehr häufig in der Luft- und Raumfahrt verwendet. Ihr Einsatz gewinnt dort immer mehr an Bedeutung. Der Vorteil solcher Materialien sind hohe Steifigkeiten und Festigkeiten bei geringem Gewicht. Deshalb kommen diese Werkstoffe auch zunehmend in anderen Branchen zum Einsatz. Die Firma AeroFEM aus Ennetbürgen NW verwendet solche Sandwich-Strukturen unter anderem oft im Flugzeugbau. Bei sehr dünnen Deckschichten, wie sie bei extremem Leichtbau zum Teil verwendet werden, besteht die Gefahr von lokalen Instabilitäten. Der Fokus dieser Arbeit liegt auf diesen lokalen Versagensmoden. Dabei handelt es sich um die aus der englischen Literatur entnommenen Begriffe *Facesheet Wrinkling*, *Intracell Buckling* und *Shear Core Crimping*. Eine vorangegangene Arbeit befasste sich bereits mit dieser Thematik. Ziel war es dort ein Simulationsmodell zu entwickeln und dann mit geeigneten Versuchen validieren zu können. Dies gelang jedoch nicht durchgängig, weshalb diese Arbeit entstanden ist. Das erstellte Simulationsmodell soll überprüft und weiterentwickelt werden. Ziel ist es sein, dieses Modell mit geeigneten Konfigurationen durch Versuche validieren zu können. Die in der Vorgängerarbeit gewonnen Erkenntnisse und Erfahrungen dienen als Grundlage für diese Arbeit.

1.2 Aufgabenstellung

In der vorangegangenen Arbeit lieferten vor allem die Versuche unzufriedenstellende Resultate. Die hergestellten Sandwich-Strukturen wiesen Imperfektionen in der Deckschicht auf und hatten eine schlechte Haftung zwischen Deckschicht und Kern. So konnten die lokalen Instabilitäten *Facesheet Wrinkling* und *Shear Core Crimping* gar nicht erst herbeigeführt werden. Das *Intracell Buckling* trat zwar auf, aufgrund der Imperfektionen waren die Aussagen aber nicht so aussagekräftig.

Zu Beginn dieser Arbeit steht eine ausführliche Einarbeitung in das Themengebiet von Faserverbundwerkstoffen, Sandwich-Strukturen und deren lokalen Instabilitäten. Sämtliche Unterlagen, welche im Rahmen der Vorgängerarbeit abgegeben worden sind stehen dafür zur Verfügung

In der vorangegangenen Arbeit wurde ein erstes Simulationsmodell entwickelt, mit welchem die lokalen Versagensmoden vorhergesagt werden sollten. Aufgrund der zum Teil ungenügenden Resultate aus den Versuchen konnte dieses Modell nicht validiert werden. Das bestehende Simulationsmodell wurde mit der Software Femap erstellt. Als Solver fungiert dabei NX Nastran. Diese Kombination ist weitestgehend Standard für FE-Simulationen in der Flugzeugindustrie.

Nach einer selbstständigen Einarbeitung in die Simulationssoftware kann das bestehende Simulationsmodell weiterentwickelt werden. Ein weiterer Bestandteil der Arbeit ist die Untersuchung der Einflüsse verschiedener Modellparameter auf die Ergebnisse mittels einer Parameterstudie. Basierend auf den Erkenntnissen aus der Vorgängerarbeit sollen wieder Sandwich-Proben für die drei lokalen Instabilitäten hergestellt werden. Diese dienen dann zur Validierung der Simulationsergebnisse. Die optimale Konfiguration dazu soll im Voraus definiert werden. Um eine möglichst gute Vergleichbarkeit zwischen Simulationsmodell und realem Bauteil haben zu können, müssen die effektiven, für das Simulationsmodell relevanten Materialparameter, bestimmt werden. Schlussendlich sollen die Ergebnisse aus Simulation und Versuchen mit den analytischen und empirischen Formeln aus der Literatur verglichen werden.

1.3 Vorgehen

Zu Beginn des Projekts wurde eine umfassende Recherche zum Thema Faserverbundwerkstoffe und Sandwich-Strukturen, durchgeführt. Dazu gehörte auch die Einarbeitung in die Definition und Vorhersage der lokalen Instabilitäten *Facesheet Wrinkling*, *Intracell Buckling* und *Shear Core Crimping*. Dabei dienten primär die Vorgängerarbeit und die dort verwendete Literatur als Quellen. Im Verlaufe des Projekts kamen dann laufend neue Erkenntnisse aus weiteren Quellen hinzu. Eine Zusammenfassung dieser Recherche ist in Kapitel 2 beschrieben und dient als Einführung in das Themengebiet der lokalen Instabilitäten von Sandwich-Strukturen.

Um möglichst aussagekräftige Versuche zu erhalten, galt zu Beginn des Projekts der Fokus vor allem der Auslegung der optimalen Konfigurationen zur Herstellung der Sandwich-Strukturen. Diese Auslegung wurde mit Berechnungsformeln aus der Literatur gemacht. Weiter spielten die Erkenntnisse aus der Herstellung und Versuchsdurchführung hinein. Gleichzeitig stellte die Verfügbarkeit der Materialien für Deckschichten und Kern eine weitere Einschränkung bei der Suche nach den optimalen Konfigurationen dar. Dieser Prozess wird in Kapitel 3 beschrieben.

Gemäss der gemachten Auslegung konnten Sandwich-Platten für die drei Konfigurationen hergestellt werden. Diese erfolgte in Eigenregie mit der vorhandenen Infrastruktur der HSLU T&A. Herr Pius Portmann, Dozent für Werkstofftechnik, stand dabei unterstützend zur Seite. Die ganze Herstellung der Sandwichplatten und Proben, die ganze Versuchsdurchführung, sowie die Auswertung der Resultate sind in Kapitel 4 aufgeführt.

Parallel zu den oben erwähnten Schritten galt es, Stabilitätssimulationen mit Femap durchzuführen. Dafür wurde das bestehende Simulationsmodell teilweise weiterentwickelt. Daneben wurde ein Neues nach einem anderen Modellierungsansatz entwickelt. In einer Parameterstudie wurde schlussendlich noch der Einfluss verschiedener Einflussgrößen auf das Ergebnis untersucht. Diese Schritte, sowie die daraus gewonnenen Resultate sind in Kapitel 5 erläutert.

In Kapitel 6 werden die Ergebnisse aus der Simulation mit denen aus den Versuchen und den Berechnungsformeln miteinander verglichen und interpretiert. Dabei wird auch auf mögliche Fehlerquellen hingewiesen.

Zum Schluss werden im Kapitel 7 die wichtigsten Schlüsse aus der Arbeit zusammengefasst und ein Fazit über die gewonnenen Erkenntnisse gezogen.

2 Einführung in die Thematik

Dieses Kapitel gibt eine Einführung in das Gebiet der Sandwich-Strukturen. Dabei wird insbesondere auf die für diese Arbeit relevanten Eigenschaften und Definitionen eingegangen. Die zu untersuchenden lokalen Instabilitäten Facesheet Wrinkling, Intracell Buckling und Shear Core Crimping werden ebenfalls vorgestellt. Neben der Beschreibung der Versagensmuster werden die Berechnungsformeln beschrieben, welche in dieser Arbeit verwendet worden sind. Der Abschnitt der lokalen Instabilitäten ist als eine Zusammenfassung anzusehen. Ausführliche Erklärung zu den verschiedenen Formeln, sowie dessen Unterschiede und Herleitung ist in der Vorgängerarbeit von Herrn Jabornegg zu finden [1].

2.1 Aufbau von Sandwich-Strukturen

Sandwich-Strukturen finden überall dort Verwendung, wo hohe Steifigkeit bei gleichzeitig niedrigem Gewicht gefordert ist. Sie bestehen typischerweise aus zwei Deckschichten, welche von einem leichten Kern separiert werden. Beide Komponenten haben jeweils unterschiedliche strukturellen Aufgaben, um einen biegesteifen Verbund zu erhalten. Der Aufbau einer Sandwich-Struktur kann mit dem eines Doppel-T-Trägers verglichen werden. Die Deckschichten entsprechen dabei den Ober- und Untergurten und übernehmen Zug- und Drucklasten. Der Kern nimmt die auftretenden Schublasten und erhöht die Steifigkeit durch auseinanderhalten der Deckschichten. Damit wird der Steiner-Anteil erhöht und das Flächenträgheitsmoment maximiert [2]. Der Kern repräsentiert beim Vergleich mit dem Doppel-T-Träger den Steg zwischen den beiden Gurten. Er hat zudem eine stützende Wirkung für die Deckschichten. Zur Herstellung eines einheitlichen Sandwichverbunds sind die Deckschichten meist mit dem Kern verklebt [3] [4]. In Abbildung 1 ist der typische Aufbau einer Sandwichplatte dargestellt.

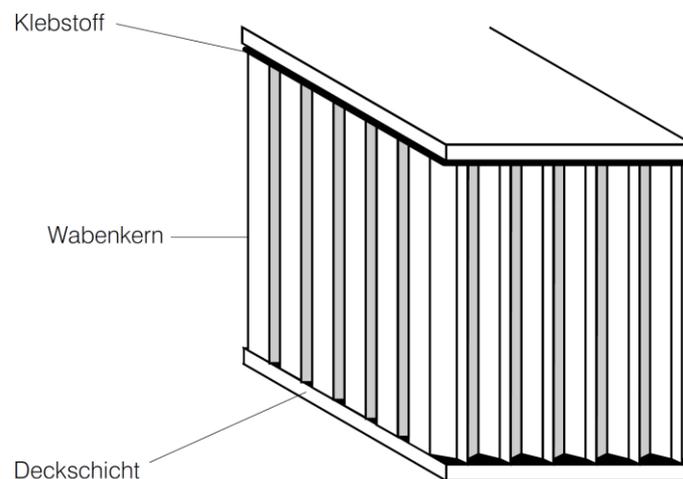


Abbildung 1 Typischer Aufbau einer Sandwichplatte [4]

Für Sandwich-Strukturen besteht eine grosse Bandbreite an möglichen Werkstoffen zur Verfügung. Daraus ergeben sich eine Vielzahl verschiedener Materialkombinationen. Nachfolgend wird ein Überblick über die in dieser Arbeit verwendeten Materialien, sowie dessen Eigenheiten gegeben.

Deckschichten

Bei Leichtbauanwendungen sind Faserverstärkte Kunststoffe (FVK) als Deckschichtmaterial weit verbreitet. Sie bieten ein minimales Gewicht bei gleichzeitig guten Festigkeitseigenschaften. Für weniger kritische Anwendungen wird beispielsweise Aluminium sehr oft eingesetzt.

In dieser Arbeit wurden ausschliesslich Deckschichten aus Carbon-Epoxy Gewebe verwendet. Dabei sind Kohlenstofffasern in einer Epoxidharz-Matrix eingebettet [5].

Kern

Auch der Kern bietet eine grosse Diversität an möglichen Materialien. Unterteilt werden die Kernmaterialien grob gesehen in Vollmaterial, Schaumstoffe und Wabenkerne. Es gibt noch weitere Untergruppen und Spezialfälle, auf welche an dieser Stelle nicht weiter eingegangen wird.

Diese Arbeit beschränkt sich auf Sandwich-Strukturen mit Wabenkerne aus hexagonalen Zellen. Aufgrund der sechseckigen Zellgeometrie werden sie oft auch Honigwaben (engl. Honeycomb) genannt. Die Waben bestehen im vorliegenden Fall aus Nomex. Diese Bezeichnung ist ein Markenname und beschreibt Aramid-Papier, welches in Phenolharz getränkt wurde [6]. In Abbildung 2 ist der Aufbau einer solchen Wabenstruktur dargestellt.

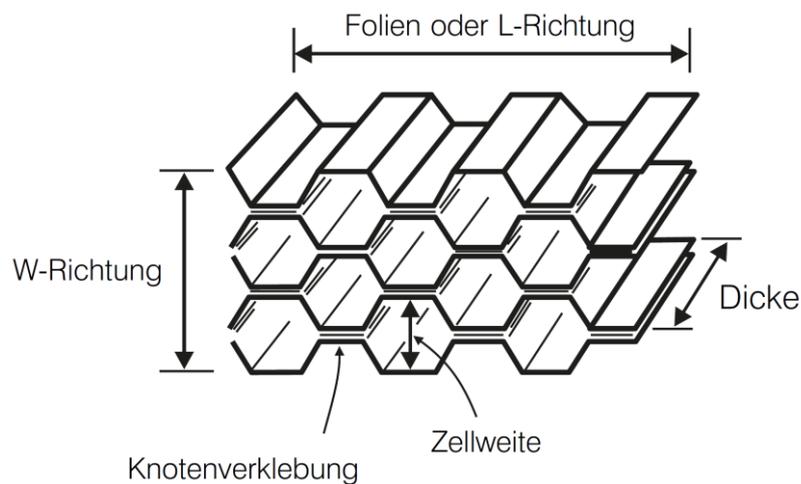


Abbildung 2 Aufbau Honigwabenkern [4]

Aufgrund der Herstellung und Geometrie des Wabenkerns besitzen solche Waben stark richtungsabhängige Eigenschaften. Festigkeitswerte wie Schub- oder Elastizitätsmodul sind jeweils in allen drei Raumrichtungen und -ebenen angegeben.

Wichtige Kenngrössen

In Abbildung 3 sind die wichtigsten geometrischen Grössen für die Beschreibung von Sandwich-Strukturen abgebildet. Diese werden

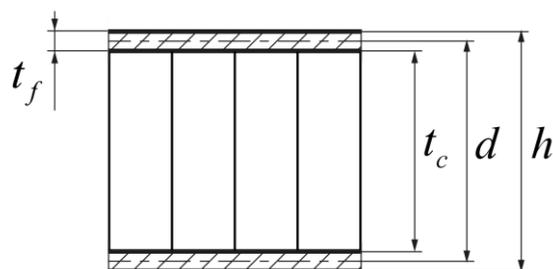


Abbildung 3 Wichtige geometrische Grössen am Querschnitt einer Sandwichplatte

Die Kerndicke t_c und die Deckschichtdicke t_f sind dabei die massgebenden Parameter. Zusammen ergibt sich daraus die Sandwichdicke h . Die Distanz d ist eine rechnerische Grösse und beschreibt den Abstand zwischen den Deckschichtmitten. Eine weitere wichtige Kenngrösse ist die Zellweite s der Honigwaben, welche in Abbildung 2 ersichtlich ist.

2.2 Lokale Instabilitäten

Durch die Verwendung unterschiedlicher Werkstoffe und Materialkombinationen bei Sandwich-Strukturen, gibt es auch eine Vielzahl möglicher Versagensarten. Dabei gibt es sowohl Festigkeits- als auch Stabilitätsversagen. In dieser Arbeit werden drei lokale Instabilitäten, welche zum Versagen der Sandwich-Strukturen führen können behandelt. Es handelt sich dabei um Facesheet Wrinkling, Intracell Buckling und Shear Core Crimping. Die Begriffe stammen aus der englischsprachigen Literatur und werden in dieser Arbeit so verwendet.

Es gibt verschiedene Ansätze, um diese Instabilitäten vorhersagen zu können. In der Vergangenheit haben sich diverse Forscher dieser Thematik angenommen und analytisch oder empirisch Formeln zum Vorhersagen der lokalen Instabilitäten entwickelt. Nachfolgend werden einige dieser Formeln vorgestellt. Sie stammen alle aus der Recherche der Vorgängerarbeit [1]. Detailliertere Erläuterungen zu den Formeln und Faktoren sind der Arbeit von Herrn Jabornegg zu entnehmen.

2.2.1 Facesheet Wrinkling

Facesheet Wrinkling bedeutet auf Deutsch übersetzt «Deckschichtfalten» [4]. Dieses lokale Phänomen beschreibt das Beulen der Deckschicht mit einer sehr kurzen Wellenlänge [7]. Dieser Versagensmode tritt beispielsweise bei geringen Druckmoduln der Waben und der Deckschicht auf [4]. In Abbildung 4 ist das dabei auftretende Versagemuster dargestellt. Bei Kernen mit Honigwaben tritt das Versagen in der Regel symmetrisch auf [7].



Abbildung 4 Versagemuster Facesheet Wrinkling [8]

Kassapoglou [3] schlägt Vorhersagen der kritischen Spannung, bei dem das Facesheet Wrinkling auftritt folgende Formel vor:

$$\sigma_{cr,FW} = 0.43 \cdot (E_f \cdot E_c \cdot G_c)^{1/3} \quad (2.1)$$

Der Wabenhersteller Hexcel [4] gibt für die Berechnung praktisch dieselbe Formel. Der Unterschied liegt beim Verstärkungsfaktor vor dem Wurzelterm. Hexcel schlägt da 0.5 statt 0.43 vor. Aus einem Dokument der NASA zum Thema Facesheet Wrinkling [7] entstammt folgende Formel:

$$\sigma_{cr,FW} = 0.82 \cdot E_f \cdot \left(\frac{E_c \cdot t_f}{E_f \cdot t_c} \right)^{1/2} \quad (2.2)$$

Diese beiden Formeln wurden sowohl für die Auslegung der Konfiguration in Kap. 3.1 als auch für den Vergleich der Resultate in Kap. 6.1 verwendet.

2.2.2 Intracell Buckling

Auf Deutsch übersetzt bedeutet Intracell Buckling «Intrazelluläres Beulen» [4]. Dieses Phänomen tritt vor allem bei Waben mit grossen Zellweiten auf. Dabei beginnt sich die ungestützte Deckschicht zwischen den Zellwänden zu beulen [3]. In Abbildung 5 ist dieses Versagensmuster dargestellt.

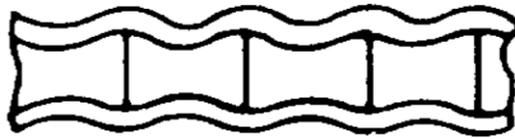


Abbildung 5 Versagensmuster Intracell Buckling [8]

Zur Vorhersage der kritischen Spannung wird von Sullins, Smith und Spier [8] folgende Formel vorgeschlagen:

$$\sigma_{cr,IB} = 2 \cdot \frac{\eta \cdot E_f}{1 - \nu_f^2} \cdot \left(\frac{t_f}{s} \right)^2 \quad (2.3)$$

Diese Formel und auch weitere Formeln sind zum Teil schon relativ alt und liefern nachweislich sehr konservative Resultate. In etwas jüngerer Vergangenheit haben Thomsen und Banks eine verbesserte Formel zum Vorhersagen von Intracell Buckling entwickelt. Diese ist gemäss eigenen Angaben immer noch auf der konservativen Seite [9]. Die Formel greift dabei auf Koeffizienten aus der Deckschicht-Biegesteifigkeitsmatrix aus der klassischen Laminattheorie zurück.

$$K_{Dimp} = \pi^2 \cdot \left[\frac{D_{11}}{D_{22}} \cdot \left(\frac{s}{a} \right)^2 + \frac{8}{3} \cdot \frac{(D_{12} + 2 \cdot D_{66})}{D_{22}} + \frac{16}{3} \cdot \left(\frac{a}{s} \right)^2 \right] \quad (2.4)$$

$$\sigma_{cr,IB} = \frac{K_{Dimp} \cdot D_{22}}{s^2} \quad (2.5)$$

Diese beiden Formeln wurden sowohl für die Auslegung der Konfiguration in Kap. 3.2 als auch für den Vergleich der Resultate in Kap. 6.2 verwendet.

2.2.3 Shear Core Crimping

Shear Core Crimping wird auf Deutsch als «Schubstauchung» des Kerns angegeben. Dieses Phänomen tritt unter anderem bei geringer Zellwanddicke und einem geringen Schubmodul ein [4]. Abbildung 6 ist dieses Versagensmuster dargestellt.

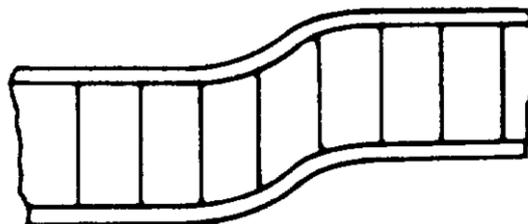


Abbildung 6 Versagensmuster Shear Core Crimping [8]

Sowohl Hexcel [4] als auch Kassapoglou [3] schlagen zur Vorhersage der kritischen Spannung folgende Formel for:

$$\sigma_{cr,SC} = \frac{t_c \cdot G_c}{2 \cdot t_f} \quad (2.6)$$

Einen sehr ähnlichen Ansatz verfolgen auch Sullins, Smith und Spier [8] vor.

$$\sigma_{cr,SC} = \frac{(t_f + t_c)^2 \cdot G_c}{2 \cdot t_f \cdot t_c} \quad (2.7)$$

Erfahrungen aus der Vorgängerarbeit zeigten, dass das Herbeiführen der lokalen Instabilität Shear Core Crimping sowohl in den Versuchen, als auch in der Simulation sehr eng mit dem globalen Beulen verbunden ist. Aus diesem Grund wird bei der Auslegung der Konfiguration in Kap. 3.3 jeweils die kritische Beulspannung gemäss nachfolgender Formel berechnet.

$$\sigma_{cr,B} = \frac{\pi^2 \cdot D}{2 \cdot t_f \cdot b \cdot \left(l^2 + \frac{\pi^2 \cdot D}{G_c \cdot h \cdot b} \right)} \quad (2.8)$$

3 Auslegung der Konfigurationen

Dieses Kapitel erklärt die Auslegung der bestmöglichen Konfigurationen zum Herbeiführen der lokalen Instabilitäten. Diese geschah mit den in Kap. 2.2 beschriebenen Formeln. Daneben flossen Erfahrungen aus der Herstellung und Versuchsdurchführung der Vorgängerarbeit hinein.

3.1 Konfiguration Facesheet Wrinkling

Beim Facesheet Wrinkling bestand unter anderem das Problem von Imperfektionen in der Deckschicht. Ein Teil des Harzes floss bei der Herstellung in die Waben, was zu Löcher im Laminat führte. Daraus resultierte eine ungleichmäßige Deckschicht über die gesamte Sandwichplatte. Diese Tatsache war vor allem der Verwendung von nur einer Lage als Deckschicht zu verschulden [1]. Mit den Formeln aus Kap. 2.2 wurde der Einfluss verschiedener Einflussgrößen auf die kritische Spannung untersucht. In Abbildung 7 sind diese für den E-Modul E_f und die Dicke t_f der Deckschicht, sowie für die Dicke t_c und den Schubmodul G_c des Kerns dargestellt. Die markierten Punkte stellen jeweils die Werte aus der Vorgängerarbeit dar.

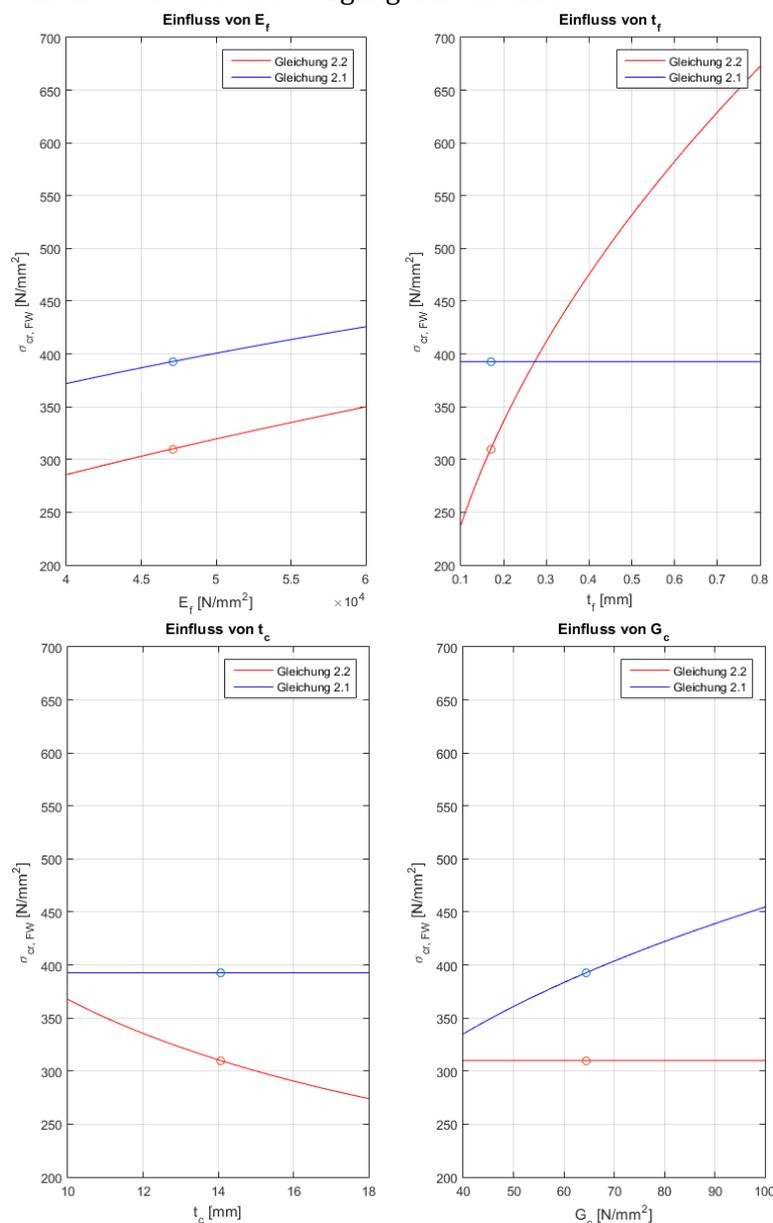


Abbildung 7 Einfluss auf die kritische Spannung: Facesheet Wrinkling

Auffällig ist, dass die beiden Formeln zum Teil sehr unterschiedliche Ansätze verfolgen. Dies äussert sich in zum Teil ganz unterschiedlichen Kurven. Gleichwohl lassen sich Tendenzen feststellen, welche zum Finden der bestmöglichen Materialkombination helfen.

3.1.1.1 Gewählte Materialien

Bei der Suche nach den passenden Materialien spielte die Verfügbarkeit eine entscheidende Rolle. Für den Kern wurden Waben des Herstellers Euro-Composites gewählt. Muster können dort kostenlos bezogen werden. Diese Musterwaben sind jedoch nur in einer Dicke von 12.7mm lieferbar. Die Wahl fiel hierbei auf den Kern ECA 4.8-48 (51). Für die Deckschicht wurde aufgrund des bereits vorhandenen Know-Hows aus dem Vorprojekt das gleiche Prepreg EP121-C08-45 gewählt. Dieses konnte wieder von Pilatus bezogen werden. Die Datenblätter davon sind in Anhang I zu finden. Nachfolgend sind die relevanten Kennwerte der gewählten Materialien tabellarisch aufgelistet.

Tabelle 1 Daten des Kerns: Konfiguration Facesheet Wrinkling

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert	Quelle
Zellgrösse	s [mm]	4.8	Datenblatt
Raumgewicht	ρ_c [kg/m ³]	48	Datenblatt
Kerndicke	t_c [mm]	12.7	Datenblatt
G-Modul in L- und W-Richtung	G_c [N/mm ²]	40, 28	Datenblatt
Druck E-Modul	E_c [N/mm ²]	105	Euro-Composites (vglb. Wabe)

Tabelle 2 Daten der Deckschicht: Konfiguration Facesheet Wrinkling

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert	Quelle
Deckschichtdicke	t_f [mm]	0.26	2 Lagen [1]
E-Modul	E_f [N/mm ²]	60'000	ANSYS
Querkontraktionszahl	ν_f [-]	0.05	ANSYS

3.1.1.2 Erwartete Resultate

Mit den gewählten Materialien und den Formeln aus Kap. 2.2.2 konnten die kritischen Spannungen, bei denen Facesheet Wrinkling auftreten soll berechnet werden. Diese sind in Tabelle 3 dargestellt.

Tabelle 3 Erwartete Spannungen: Konfiguration Facesheet Wrinkling

Berechnungsmodell	Krit. Spannung [N/mm ²]
Kassapoglou [3], Gleichung (2.1)	271.6
Noris, Boller und Voss [7], Gleichung (2.2)	294.5

Die anderen Instabilitäten treten frühestens bei nachfolgenden Spannungen auf. Die Druckfestigkeit der Deckschicht stammt aus dem Datenblatt (siehe Anhang I).

Tabelle 4 Eintreten anderer Instabilitäten: Konfiguration Facesheet Wrinkling

Instabilität	Krit. Spannung [N/mm ²]
Intracell Buckling	352.1
Shear Core Crimping	976.9
Druckversagen der Deckschicht	660.0

3.2 Konfiguration Intracell Buckling

Bei der Konfiguration Intracell Buckling bestand ebenfalls das Problem von Löchern in der Deckschicht. Durch die grossen Waben mit einer Zellweite von 12.8mm war das Problem sogar noch etwas ausgeprägter. Ausserdem waren die Zellen durch die Deckschicht hindurch sehr gut erkennbar. Die Deckschicht hatte schon eine gewisse Welligkeit durch die Zellgeometrie (Telegraphing-Effekt [10]). So war auch hier naheliegend, für die Deckschichten zwei Lagen zu verwenden. Weiter wies die Sandwichplatte dieser Konfiguration eine ungenügende Klebeschicht zwischen dem Kern und der Deckschicht auf. Dies war ebenfalls darauf zurückzuführen, dass das Harz in die Waben gedrückt wurde [1].

Auch hier wurde der Einfluss verschiedener Parameter auf die kritische Spannung untersucht. Nachfolgend ist dieser für die Dicke und den E-Modul der Deckschicht, sowie für die Zellweite der Waben tabellarisch aufgeführt. Der Einfluss kommt aus den Formeln in Abschnitt 2.2.2 .

Tabelle 5 Einfluss auf die kritische Spannung: Intracell Buckling

Parameter	Veränderung	Krit. Spannung
Deckschichtdicke t_f	grösser	steigt
E-Modul Deckschicht E_f	grösser	steigt
Zellweite s	grösser	sinkt

3.2.1.1 Gewählte Materialien

Für die Deckschicht wurde ebenfalls das Prepreg EP121-C04-48 von Gurit gewählt. Beim Kern fiel die Wahl auf die Wabe ECA 12.8-32 (127), ebenfalls in der Dicke 12.7mm. Nachfolgend sind die relevanten Kennwerte der gewählten Materialien aufgeführt.

Tabelle 6 Daten des Kerns: Konfiguration Intracell Buckling

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert	Quelle
Zellgrösse	s [mm]	12.8	Datenblatt
Raumgewicht	ρ_c [kg/m ³]	32	Datenblatt
Kerndicke	t_c [mm]	12.7	Datenblatt
G-Modul in L- und W-Richtung	G_c [N/mm ²]	20, 12	Datenblatt
Druck E-Modul	E_c [N/mm ²]	75	Euro-Composites (vglb. Wabe)

Tabelle 7 Daten der Deckschicht: Konfiguration Intracell Buckling

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert	Quelle
Deckschichtdicke	t_f [mm]	0.26	2 Lagen [1]
E-Modul	E_f [N/mm ²]	60'000	ANSYS
Querkontraktionszahl	ν_f [-]	0.05	ANSYS

Mit den gewählten Materialien konnte die kritische Spannung nicht gesenkt werden. Sämtliche Änderungen hatten eine Erhöhung dieser Spannung zur Folge. Die vorgesehenen Waben sind die mit den grössten Zellen aus dem Lieferprogramm von Euro-Composites. Nichtsdestotrotz sollte das Intracell Buckling damit auch auftreten und dafür aussagekräftige Resultate liefern können.

3.2.1.2 Erwartete Resultate

Mit den gewählten Materialien und den Formeln aus Kap. 2.2.2 konnten die kritischen Spannungen, bei denen Intracell Buckling auftreten soll berechnet werden. Diese sind in Tabelle 8 dargestellt.

Tabelle 8 Erwartete Spannungen: Konfiguration Intracell Buckling

Berechnungsmodell	Krit. Spannung [N/mm^2]
Kassapoglou [3], Gleichung (2.3)	49.6
Thomsen & Banks [9], Gleichung (2.5)	136.4

Die anderen Instabilitäten treten frühestens bei nachfolgenden Spannungen auf. Die Druckfestigkeit der Deckschicht stammt aus dem Datenblatt (siehe Anhang I).

Tabelle 9 Eintreten anderer Instabilitäten: Konfiguration Intracell Buckling

Instabilität	Krit. Spannung [N/mm^2]
Facesheet Wrinkling	192.4
Shear Core Crimping	488.5
Druckversagen der Deckschicht	660.0

3.3 Konfiguration Shear Core Crimping

Bei der Konfiguration Shear Core Crimping bestand ebenfalls das Problem einer ungleichmässig ausgebildeten Matrix in der Deckschicht. Durch den Aufbau mit 4 Lagen gab es zwar keine Löcher, dennoch gab es eine unregelmässige Oberfläche. Die Verwendung eines dünnen Kerns hat sich als nicht optimal herausgestellt. Die Schubfestigkeiten waren deutlich höher als angegeben und die Proben sind so viel anfälliger auf Messfehler [1].

Das lokale Versagen durch Shear Core Crimping ist sehr eng verbunden mit dem globalen Beulen. Bereits bei der Auslegung mit den entsprechenden Formeln ist ersichtlich, dass die kritischen Spannungen, bei denen die entsprechenden Versagensmoden auftreten sehr nahe beieinander sind. Leichte Unregelmässigkeiten und Imperfektionen in den Proben oder dem Versuchsaufbau können einen entscheidenden Einfluss auf die Art des Versagens haben.

Mit den Formeln aus Kap. 2.2 wurde der Einfluss verschiedener Einflussgrössen auf die kritische Spannung untersucht. In Abbildung 8 sind diese für die Deckschichtdicke t_f , sowie für die Dicke t_c und den Schubmodul G_c des Kerns grafisch dargestellt. Die markierten Punkte stellen jeweils die Werte aus der Vorgängerarbeit dar.

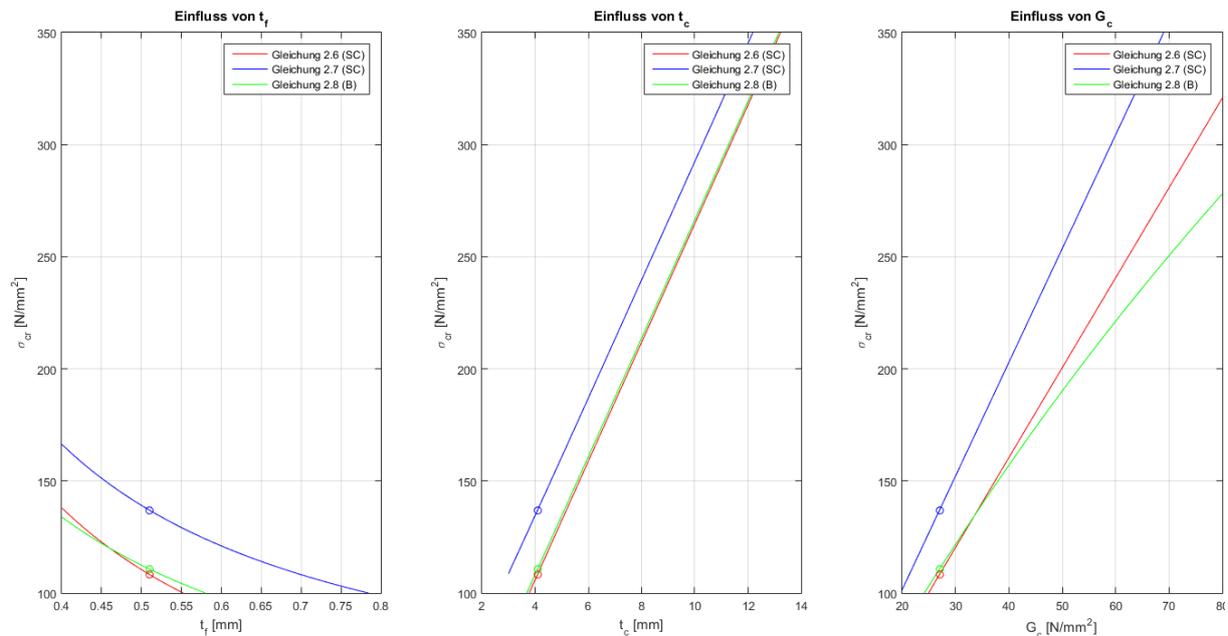


Abbildung 8 Einfluss auf die kritische Spannung: Shear Core Crimping

Es ist gut erkennbar, dass der Wert der Beulspannung sehr nahe an den Werten für das Shear Core Crimping ist. Bei der Deckschichtdicke und dem Kern-Schubmodul überschneiden sich die Kurven an einem Punkt und die Beulspannung stellt den tiefsten Wert der drei Formeln dar.

3.3.1.1 Gewählte Materialien

Auch hier fiel die Wahl des Prepregs auf das EP121-C08-45 von Gurit. Als Kern wurde die Wabe ECA 3.2-29 (38) gewählt.

Tabelle 10 Daten des Kerns: Konfiguration Shear Core Crimping

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert	Quelle
Zellgrösse	s [mm]	3.2	Datenblatt
Raumgewicht	ρ_c [kg/m ³]	29	Datenblatt
Kerndicke	t_c [mm]	12.7	Datenblatt
G-Modul in L- und W-Richtung	G_c [N/mm ²]	27, 16	Datenblatt
Druck E-Modul	E_c [N/mm ²]	60	Hexcel (vglb. Wabe)

Tabelle 11 Daten der Deckschicht: Konfiguration Shear Core Crimping

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert	Quelle
Deckschichtdicke	t_f [mm]	0.64	5 Lagen [1]
E-Modul	E_f [N/mm ²]	60'000	ANSYS
Querkontraktionszahl	ν_f [-]	0.05	ANSYS

3.3.1.2 Erwartete Resultate

Mit den gewählten Materialien und den Formeln aus Kap. 2.2.2 konnten die kritischen Spannungen, bei denen Shear Core Crimping auftreten soll berechnet werden. Diese sind in Tabelle 12 dargestellt.

Tabelle 12 Erwartete Spannungen: Konfiguration Shear Core Crimping

Berechnungsmodell	Krit. Spannung [N/mm ²]
Kassapoglou [3], Gleichung (2.6)	128.8
Sullins, Smith und Spier, Gleichung (2.7)	175.2

Die anderen Instabilitäten treten frühestens bei nachfolgenden Spannungen auf. Die Druckfestigkeit der Deckschicht stammt aus dem Datenblatt (siehe Anhang I).

Tabelle 13 Eintreten anderer Instabilitäten: Konfiguration Shear Core Crimping

Instabilität	Krit. Spannung [N/mm ²]
Globales Beulen, Gleichung (2.8)	164.2
Facesheet Wrinkling	166.1
Intracell Buckling	4'800.0
Druckversagen der Deckschicht	660.0

Wie erwartet liegen auch mit der gewählten Konfiguration die Beulspannung zwischen den beiden Werten für das Shear Core Crimping. Interessanterweise könnte auch das Facesheet Wrinkling in diesem Bereich auftreten. Die entsprechende Formel (2.1) bezieht die Dicke der Deckschicht nicht hinzu. Die Gleichung (2.2) beispielsweise sagt eine Spannung von 349.3 N/mm² für das Facesheet Wrinkling voraus.

4 Versuche

Dieses Kapitel behandelt die durchgeführten Versuche sowie die Herstellung der dafür vorgesehenen Proben. Es wurde Material gemäss der Auslegung aus dem vorangegangenen Kapitel beschafft. Für die Herstellung der Proben, sowie die Durchführung der Versuche stand die Infrastruktur der Hochschule zur Verfügung. Es wurden Versuche zum Bestimmen der Materialeigenschaften der Sandwich-Strukturen, sowie zum Herbeiführen der lokalen Instabilitäten gemacht.

4.1 Herstellprozess

Die Herstellung der Proben für die verschiedenen Versuche erfolgte in Eigenregie mit der vorhandenen Infrastruktur der HSLU T&A. Unterstützung erfolgte dabei von Herrn Pius Portmann, Dozent für Werkstofftechnik. Es wurde je eine Sandwichplatte in den Dimensionen 460 x 500mm für jede der drei Konfigurationen hergestellt. Um eine qualitativ gute und möglichst gleichmässige Deckschicht zu erhalten, fand die Herstellung der Lamine separat statt. Mit einem Klebfilm wurden die Deckschichten und der Kern dann zu einem Sandwichverbund verpresst. Als Klebfilm diente der Konstruktions-Klebfilm Scotch-Weld AF 163-2 von 3M (Datenblatt siehe Anhang I). Dieser ist speziell für Sandwich-Konstruktionen mit Wabenkernen geeignet. Mit diesem Herstellprozess kann auch der so genannte Telegraphing-Effekt abgemindert werden. Dieser Effekt beschreibt eine ungleichmässige Deckschichtdicke und Schwankungen im Harzgehalt durch die Zellwände der Waben [10].

Die verwendete Heizpresse zum Herstellen der Sandwichplatten ist in Abbildung 9 abgebildet. Bilder der hergestellten Sandwichplatten sind in Anhang III zu finden.



Abbildung 9 Verwendete Heizpresse

Herstellung der Deckschichten

Das Prepreg wurden auf die benötigte Grösse zugeschnitten und die gewünschte Anzahl Lagen aufeinandergelegt. Dieser Aufbau ging dann zwischen zwei Stahlplatten für 75 Minuten bei 135°C und 6 bar Plattendruck unter die Heizpresse.

Herstellung der Sandwichplatten

Im nächsten Schritt fand die Produktion der Sandwichplatten statt. Der zugeschnittene Kern und der Klebfilm wurden dann zusammen mit den Deckschichten aufeinandergelegt. Der gesamte Aufbau ging dann wieder zwischen zwei Stahlplatten unter die Heizpresse. Bei 120°C und 2 bar Plattendruck verbanden sich die Deckschichten und der Kern während 60 Minuten zu einem Sandwich-Verbund.

Herstellung der Proben

Aus den drei Sandwichplatten konnten dann die Proben für die verschiedenen Versuche zugeschnitten werden. Die Einteilung der Proben erfolgte durch Erkenntnisse aus der Vorgängerarbeit (z.B. Proben, die zu klein waren) und durch Vorgaben betreffend Anzahl und Grösse aus den entsprechenden Normen (siehe Kap. 4.3).

Herstellung Laminat-Platte

Um die Eigenschaften der Deckschichten, unabhängig der Sandwichplatte, genau bestimmen zu können wurde zudem eine Carbon-Platte aus 10 Prepreg-Lagen hergestellt.

Hierbei gab es bei der Herstellung ein Missgeschick und der Plattendruck war zu hoch eingestellt. Dadurch war der Harzanteil in der Caron-Platte etwas geringer als er eigentlich sein sollte. In Abbildung 10 ist gut sichtbar, wie das Harz an den Seiten herausgepresst worden ist. Das Prepreg hat gemäss Datenblatt einen Harz-Gewichtsanteil 45%. Bei der Hergestellten Platte beträgt dieser nur noch 38%. Die detaillierten Berechnungen des Harzgehaltes sind in Anhang III aufgeführt.

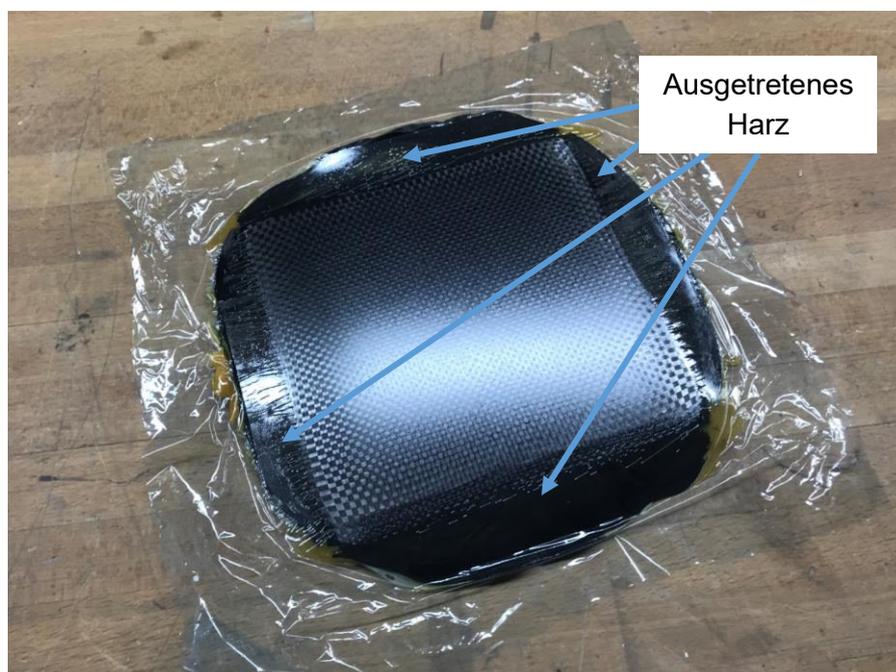


Abbildung 10 Hergestellte Carbon-Platte

4.2 Versuchsaufbau

Auch für die Durchführung der Versuche konnte die Infrastruktur der Hochschule genutzt werden. Der 3-Punkt Biegeversuch wurde auf einer kleinen Prüfmaschine von Zwick durchgeführt. Die restlichen Versuche wurden alle auf einer grösseren Maschine der RetroLine, ebenfalls von Zwick durchgeführt.

Die Durchführung der Versuche geschah in Anlehnung an die DIN-Normen 53 290 – 53 295 zum Prüfen von Kernverbunden [11]. In Anlehnung deshalb, weil die Normen zum Teil sehr hohe Anforderungen bezüglich Messgenauigkeit, Probenanzahl und Versuchsdurchführung stellen. Diese konnten nicht immer alle vollständig erfüllt werden. Einerseits ist die vorhandene Einrichtung der Hochschule polyvalent einsetzbar, aber nicht spezifisch für Sandwichproben ausgerüstet. Überdies hätten die Anforderungen zum Teil den Rahmen dieser Arbeit gesprengt und wären nicht mehr in Eigenregie erreichbar gewesen. Bei der Beschreibung der einzelnen Versuche in den folgenden Abschnitten wird jeweils darauf hingewiesen.

4.2.1 3-Punkt Biegeversuch

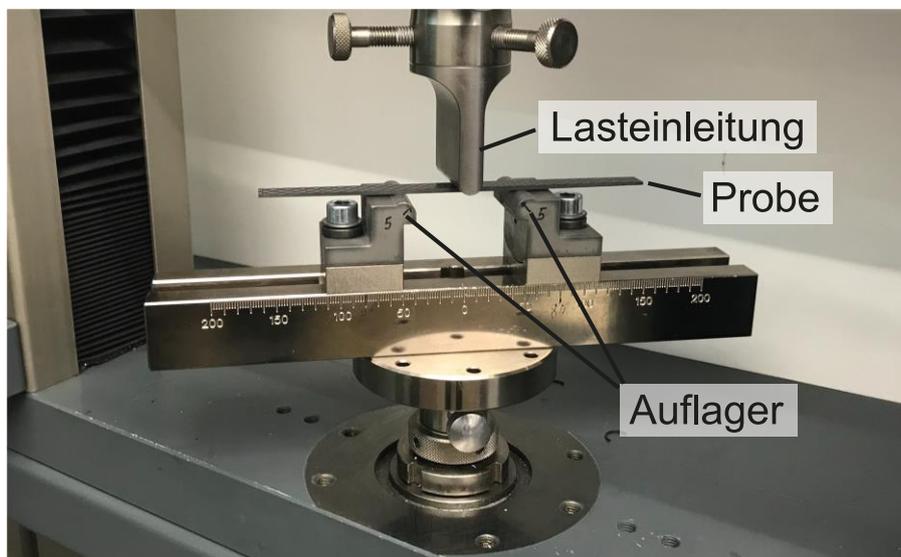


Abbildung 11 Versuchsaufbau 3-Punkt Biegeversuch

Mit dem 3-Punkt Biegeversuch können der Biegemodul, sowie die Biegefestigkeit der Probe bestimmt werden. Dieser dient zum Bestimmen der Eigenschaften der Deckschicht. Er wurde gemäss der ISO 14125 [12] durchgeführt. Die Probe wird dabei auf zwei Auflagern platziert. Ein Biegestempel drückt mittig auf die Probe. Die Maschine zeichnet dabei das Kraft-Verformungsverhalten auf.

4.2.2 Druckversuch senkrecht

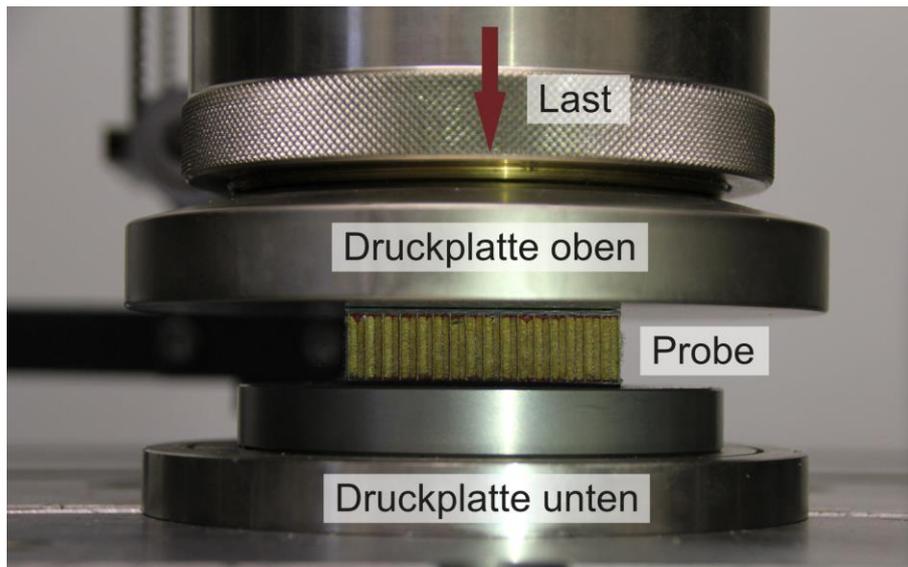


Abbildung 12 Versuchsaufbau Druckversuch senkrecht

Der Druckversuch senkrecht ist in der DIN 53 291 beschrieben. Er dient dazu, das Festigkeits- und Verformungsverhalten von Kernverbunden, bei Belastungen senkrecht zur Deckschichtebene zu beurteilen [11]. Damit können unter anderem die Druckfestigkeit, sowie das Spannungs-Verformungs-Verhalten ermittelt werden. Daraus kann dann der Elastizitätsmodul des Kerns auf Druck ermittelt werden. Bei Tests mit Sandwichplatten mit Glasfaserdeckschichten waren die so erhaltenen Werte rund 5% grösser im Vergleich zu Tests von Waben ohne Deckschichten [13].

Die Sandwich-Probe wird zwischen zwei Druckplatten gelegt. Die Maschine erhöht die Kraft bis auf eine zuvor eingestellte Vorkraft. Die obere Druckplatte fährt dann mit konstanter Geschwindigkeit nach unten, wobei Kraft und Verformung gemessen und aufgezeichnet werden. Daraus lässt sich dann ein Spannungs-Dehnungs-Diagramm ableiten.

4.2.3 Schubversuch

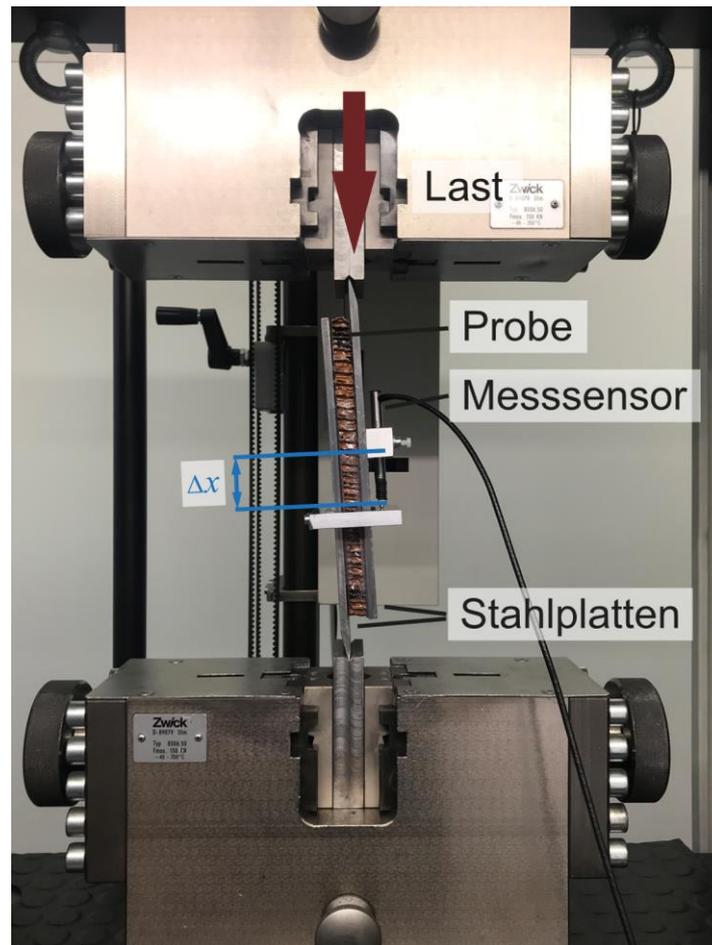


Abbildung 13 Versuchsaufbau Schubversuch

Der Schubversuch dient dazu, Festigkeits- und Verformungseigenschaften bei Schubbeanspruchung zu beurteilen [11]. Die entsprechende Norm dazu ist die DIN 53 294. Mit diesem Versuch können dann die Schubfestigkeit des Kernverbundes, sowie der Schubmodul des Kerns bestimmt werden.

Dafür müssen zwei Krafteinleitungsplatten auf die Proben geklebt werden. Bei den ersten drei getesteten Proben war der Klebstoff ein Loctite Zweikomponenten Klebstoff (Datenblatt siehe Anhang I). Danach diente Epoxidharz von Swiss-Composites zum Aufkleben der Proben.

Diese Probekörper (Probe mit Krafteinleitungsplatten) werden dann in die entsprechende Vorrichtung auf der Prüfmaschine eingelegt. Die Krafteinleitung erfolgt über die Kanten der Stahlplatten in den Kern. Nach Erreichen einer eingestellten Vorkraft beginnt die Aufzeichnung von Kraft und Verformung. In einem Diagramm können dann die Schubspannungen und die Schiebung (Quotient aus Längenänderung und Sandwichdicke) gegenübergestellt werden.

4.2.4 4-Punkt Biegeversuch

Dieser Versuch dient dazu, die Festigkeits- und Verformungseigenschaften von Kernverbunden bei 4-Punkt Biegebelastung zu beurteilen [11]. Die dazugehörige Norm ist die DIN 53 293. Damit können die Zug- und Druckspannungen in den Deckschichten beim Versagen der Probe ermittelt werden. Weiter liefert dieser Versuch die Biegesteifigkeit $(EI)_{eff}$ des zu prüfenden Kernverbundes. Durch Umstellen der Gleichung (4.1) kann dann auf den E-Modul der Deckschicht zurückgerechnet werden [14].

$$(EI)_{eff} = \left(\frac{b \cdot t_f^3}{6} + \frac{b \cdot t_f \cdot d^2}{2} \right) \cdot E_f + \frac{b \cdot t_c^2}{12} \cdot E_c \quad (4.1)$$

Die Daten für E_c entsprechen dem E-Modul in der 12-Ebene des Kerns. Dieser Wert ist gemäss ESAComp 1 N/mm² für die verwendeten Waben. Da dies im Vergleich zum E-Modul der Deckschicht viel kleiner ist, kann dieser Term vernachlässigt werden. Die restlichen Variablen der Formel sind alle von der Geometrie der Proben abhängig. Damit ergibt sich durch Umstellen und Vereinfachen von Gleichung (4.1) folgende Formel für E_f :

$$E_f = \frac{6 \cdot (EI)_{eff}}{b \cdot t_f \cdot (t_f^2 + 3 \cdot d^2)} \quad (4.2)$$

Beim 4-Punkt Biegeversuch wird die Probe vom Biegetisch mit zwei Auflager gestützt. Ein doppelter Biegestempel drückt von oben auf die Probe. Drei Messensoren messen die Verformung in der Probenmitte, sowie unterhalb der Krafteinleitungspunkte des Biegestempels.

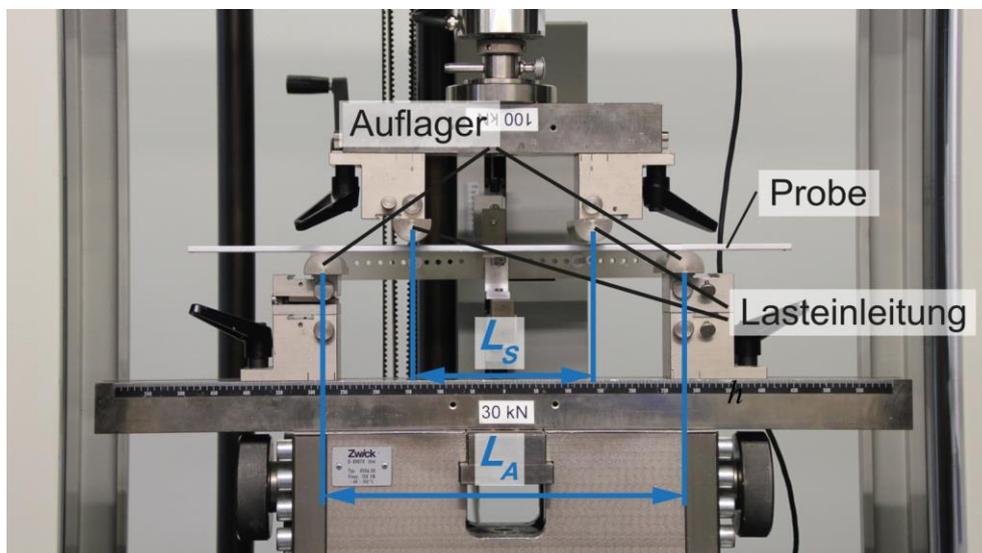


Abbildung 14 Versuchsaufbau 4-Punkt Biegeversuch

In Abbildung 14 ist der Versuchsaufbau mit den relevanten Distanzen eingezeichnet. Auf dem Bild ist eine Aluminium-Platte eingelegt, welche zum Überprüfung der Messeinrichtung benutzt wurde. Die Länge der Probe, sowie die Abstände der Auflager und Biegestempel sind nach Norm vorgegeben. Sie sind jeweils abhängig von der Sandwichdicke h . L_A ist dabei doppelt so gross, wie L_S . Die vorhandene Vorrichtung zum Messen der Verformung unterhalb der Krafteinleitungsstellen ist in 10mm Schritten verstellbar. Diese Distanz wurde auf 140mm festgelegt.

Die Biegestempel müssten nach Norm folgende Bedingung erfüllen: $0.5 \cdot h < d_{\text{Biegestempel}} < 1.5 \cdot h$ [11]. Die vorhandenen Biegestempel sind mit einem Durchmesser von 30mm, bei einer maximal zu prüfenden Sandwichdicke von 14.4mm, zu gross resp. entsprechen nicht ganz der Norm. Auf die Resultate sollte dies jedoch keine allzu grossen Einfluss haben.

4.2.5 Druckversuch edgewise

Der Druckversuch edgewise (deutsch Druckversuch kantgestellt) wurde in Anlehnung an eine alte Norm des US-Militärs durchgeführt [15]. Er beschreibt das Verhalten des Kernverbundes bei Kräfteinwirkung parallel zu den Deckschichten. Dieser Versuch wird verwendet, um die drei lokalen Instabilitäten herbeizuführen.

Um eine möglichst gute Einspannung der Proben erreichen zu können, wurde eine Spannvorrichtung konstruiert. Damit sollten sowohl die translatorischen als auch die rotatorischen Freiheitsgrade der Probenenden so eingeschränkt werden, dass nur eine Verformung in Lastrichtung möglich ist.



Abbildung 15 Einspannung der Proben in Vorgängerarbeit (li) [1] und in dieser Arbeit (re)

Mit so einer Vorrichtung gestaltete sich die Platzierung der Proben deutlich einfacher (siehe Abbildung 15).

Um den genauen Zeitpunkt des Auftretens der lokalen Instabilitäten bestimmen zu können, dienten Kameras der Aufzeichnung des Versuchs. Schlussendlich lieferten drei verschiedene Kameras aus drei verschiedenen Perspektiven eine gute Rundumsicht der Probe. Die aufgenommenen Videos befinden sich allesamt in Anhang IV. Die Spannungen bei Beginn der lokalen Instabilität, sowie beim Versagen der Probe stellen die Resultate dieser Versuche dar.

4.3 Versuchsdurchführung

In diesem Abschnitt werden die Durchführung und Resultate der gemachten Versuche erläutert und diskutiert. Die detaillierten Angaben zu den Proben und Resultaten, sowie die Labordaten der Versuchsmaschine befinden sich im Anhang IV.

Bei der Zusammenfassung der Resultate wurde jeweils der Mittelwert aus den verschiedenen Proben gebildet. Die Standardabweichung gemäss Gleichung (4.3) stellt zudem die Streubreite der aufgenommenen Werte dar.

$$s(x) = \sqrt{\frac{1}{n-1} \cdot \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2} \quad (4.3)$$

Um die Proben auseinander halten zu können, wurden diese nach einer bestimmten Nomenklatur benannt. Damit sind die Proben immer der entsprechenden Konfiguration und Versuchsart zuweisbar. Untenstehend ist die Aufschlüsselung dieser Benennung zu finden.

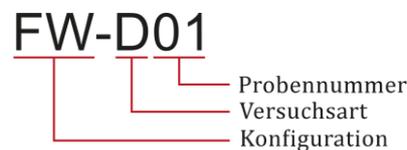


Abbildung 16 Nomenklatur Probenbezeichnung

Tabelle 14 Aufschlüsselung Probenbezeichnung

Konfiguration		Versuchsart		Probennummer
FW	Facesheet Wrinkling	D	Druckversuch senkrecht	Fortlaufende Nummerierung
IB	Intracell Buckling	S	Schubversuch	
SC	Shear Core Crimping	B	4-Punkt Biegeversuch	
L	Laminat Deckschicht	E	Druckversuch edgewise	

4.3.1 Laminat Deckschicht

3-Punkt Biegeversuch

Für den 3-Punkt Biegeversuch wurden der hergestellten Carbon-Platte fünf Proben in 0°-Richtung des Gewebes entnommen. Die Probenbreite betrug dabei 10mm. Die Auflager wurden in einem Abstand von 50mm platziert.

Ergebnisse

Bei den geprüften Proben versagte jeweils die auf Zug Belasteten Lagen. Nachfolgend ist der Biegespannungsverlauf in Abbildung 17 ersichtlich. Die erhaltenen Resultate für die Biegefestigkeit und Biegemodul sind in Tabelle 15 zusammengestellt.

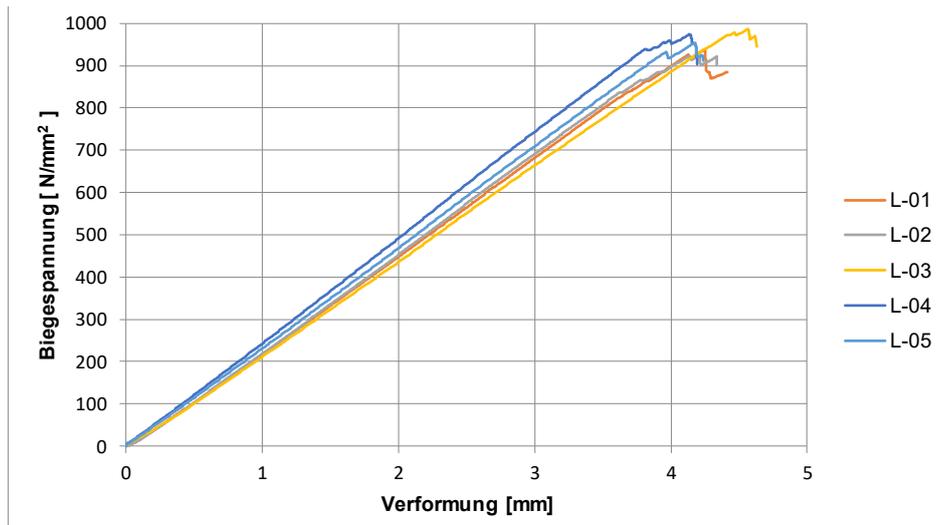


Abbildung 17 Spannungs-Verformungs-Diagramm 3-Punkt Biegeversuch

Tabelle 15 Ergebnisse 3-Punkt Biegeversuch: Laminat Deckschicht

Probe	Biegefestigkeit [N/mm ²]	Biege E-Modul [N/mm ²]
L-01	937	48'344
L-02	922	49'355
L-03	987	53'111
L-04	975	54'191
L-05	954	53'527
Mittelwert	955	51'706
Standardabweichung	26.5 (2.8%)	2'660 (5.1%)

Diskussion

Gemäss Jaroschek [16] ist der Biege-E-Modul in der Regel ca. 5% kleiner, als der Zug-E-Modul. Unter Berücksichtigung dieser Tatsache ergibt sich für den Zug-E-Modul einen Wert von 54'300 N/mm². Gemäss dem Datenblatt (siehe Anhang I) sollte das Laminat einen E-Modul von 58'000 N/mm² auf Zug und 48'000 N/mm² auf Druck haben. Für die weiterführenden Berechnungen in der Simulation wird ein Wert von 55'000 N/mm² für den E-Modul der Deckschicht verwendet.

Die Biegesteifigkeit von 955 N/mm² ist deutlich höher, als der erwartete Wert aus dem Datenblatt. Darin beträgt die Zugfestigkeit 788 N/mm². Damit liegt der Wert aus den Versuchen rund 21% darüber.

4.3.2 Konfiguration Facesheet Wrinkling

Aus der hergestellten Sandwichplatte der Konfiguration Facesheet Wrinkling sind Proben für die Versuche Druckversuch senkrecht, Schubversuch, 4-Punkt Biegeversuch und Druckversuch edgewise zugeschnitten worden. Die Sandwichproben hatten dabei allesamt eine Sandwichdicke h von 13.5mm. Mit der bekannten Kerndicke t_c von 12.7mm, ergibt sich eine Deckschichtdicke t_f von 0.4mm.

4.3.2.1 Druckversuch senkrecht

Durchführung

Der Druckversuch senkrecht zur Deckschichtebene für die Konfiguration Facesheet Wrinkling wurde normgemäß [11] mit fünf Proben durchgeführt. Die verwendeten Proben hatten dabei Abmessungen von 50 x 50mm.

Ergebnisse

Das aufgenommene Verformungsverhalten ist als Spannungs-Dehnungs Diagramm in Abbildung 18 ersichtlich. Die erhaltenen Ergebnisse für die Druckfestigkeit und den Druck E-Modul sind in Tabelle 16 dargestellt.

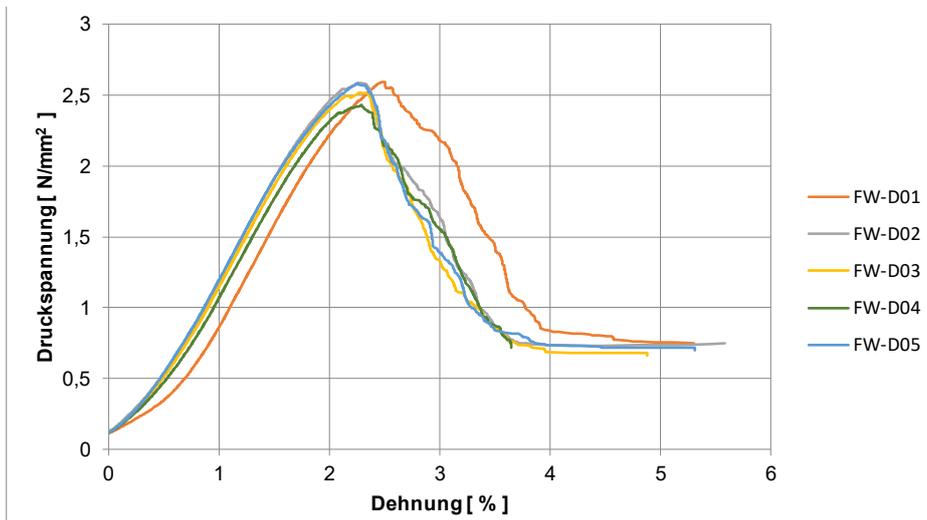


Abbildung 18 Spannungs-Dehnungs-Diagramm Druckversuch senkrecht

Tabelle 16 Ergebnisse Druckversuch senkrecht: Konfiguration Facesheet Wrinkling

Probe	Druckfestigkeit [N/mm ²]	Druck E-Modul [N/mm ²]
FW-D01	2.60	142.7
FW-D02	2.59	145.7
FW-D03	2.52	142.4
FW-D04	2.43	138.2
FW-D05	2.59	142.7
Mittelwert	2.55	142.3
Standardabweichung	0.07 (2.8%)	2.65 (1.9%)

Diskussion

Die erhaltenen Resultate für die Druckfestigkeit entsprechen ungefähr den erwarteten Werten aus dem Datenblatt für den Kern ECA 4.8-48 (51) (siehe Anhang I). Dort ist eine typische Druckfestigkeit von 2.85 N/mm^2 , sowie eine Mindestdruckfestigkeit von 2.6 N/mm^2 angegeben. Der erhaltene Mittelwert ist damit etwa 2% kleiner als der Mindestwert. Für den Druck E-Modul standen keine Werte aus dem Datenblatt zur Verfügung. Zur Auslegung diente eine vergleichbare Wabe von Euro-Composites mit einem Druck E-Modul von 105 N/mm^2 . Aufgrund fehlender Angaben sind die Versuchswerte nun rund 36% über dem angenommenen Wert.

4.3.2.2 Schubversuch

Durchführung

Der Schubversuch wurde gemäss der entsprechenden DIN-Norm [11] durchgeführt. Diese schreibt vor, mindestens drei Proben zu prüfen. Es wurden sowohl Proben in L- als auch in W-Richtung des Kerns geprüft. Aufgrund des relativ grossen Aufwandes zum Vorbereiten der Prüfkörper sind nur je zwei Proben pro Richtung geprüft worden. Die Proben waren dabei $50 \times 200 \text{ mm}$ gross und wurden wie in Kap. 4.3.2.2 beschrieben auf die vorgesehenen Krafteinleitungsplatten geklebt.

Ergebnisse

Die Spannungs-Schiebungs-Kurven in Abbildung 19 zeigen sehr ähnliches Verformungsverhalten der getesteten Sandwichproben. Die erhaltenen Ergebnisse für die Schubfestigkeit und den Schubmodul sind in L-Richtung (Tabelle 17) und W-Richtung (Tabelle 18) tabellarisch aufgeführt.

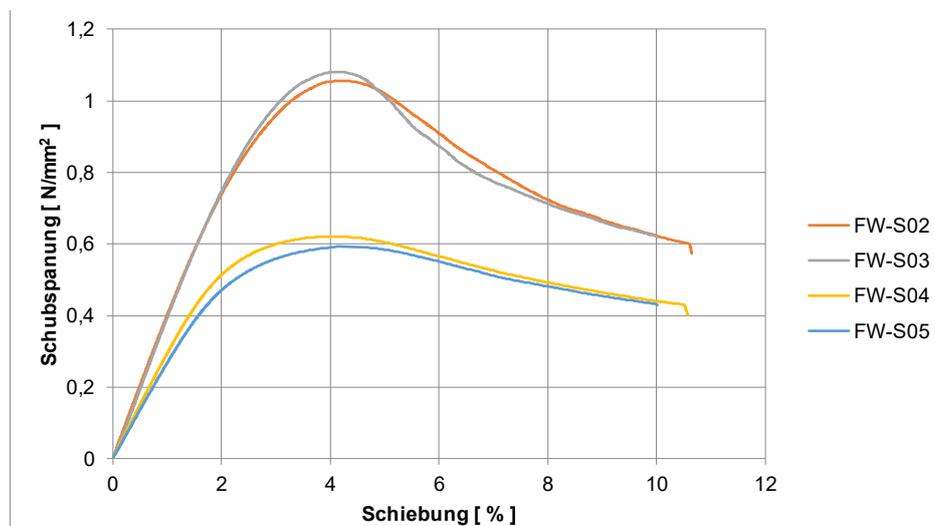


Abbildung 19 Spannungs-Schiebungs-Diagramm Schubversuch

Tabelle 17 Ergebnisse Schubversuch in L-Richtung: Konfiguration Facesheet Wrinkling

Proben L-Richtung	Schubfestigkeit [N/mm^2]	G-Modul [N/mm^2]
FW-S02	1.06	40.10
FW-S03	1.08	40.60
Mittelwert	1.07	40.35
Standardabweichung	0.01 (1.4%)	0.35 (0.9%)

Tabelle 18 Ergebnisse Schubversuch in W-Richtung: Konfiguration Facesheet Wrinkling

Proben W-Richtung	Schubfestigkeit [N/mm ²]	G-Modul [N/mm ²]
FW-S04	0.62	29.60
FW-S05	0.59	27.20
Mittelwert	0.61	28.40
Standardabweichung	0.02 (3.5%)	1.70 (6%)

Diskussion

Die ermittelten Schubfestigkeiten liegen im Rahmen der erwarteten Werte aus dem Datenblatt (siehe Anhang I). Sie sind leicht unter den typischen Werten von 1.14 N/mm² in L- und 0.66 N/mm² in W-Richtung, jedoch über den Mindestwerten. Die Schubmoduln sind rund 1% grösser als die Datenblatt-Werte von 40 N/mm² in L- und 28 N/mm² in W-Richtung des Kerns und damit wie erwartet.

4.3.2.3 4-Punkt Biegeversuch

Durchführung

Der 4-Punkt Biegeversuch wurde mit drei Proben durchgeführt. Diese hatten Abmessungen von 313 x 50mm. Aufgrund der beschränkten Plattengrösse sind sie etwas kürzer als die 324mm, wie sie gemäss Norm [11] sein müssten. Auch der Abstand der Auflager müsste, wie bei der Konfiguration Facesheet Wrinkling, 270mm betragen. Eingestellt waren diese auf der Maschine jedoch auch hier auf 280mm (siehe Kap. 4.2.4). Dieser Versuch soll auch dazu dienen ein Facesheet Wrinkling herbeizuführen.

Ergebnisse

Die Deckschichtfestigkeit konnte für die vorliegenden Proben nicht bestimmt werden. An den Kräfteinleitungsstellen versagte der Kern auf Druck, bevor die maximale Druckspannung des Laminates erreicht werden konnte (siehe Abbildung 21). Deshalb trat auch kein Facesheet Wrinkling ein.



Abbildung 20 Biegeprobe nach dem Versuch

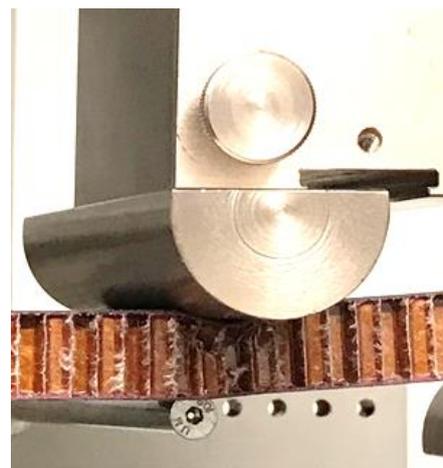


Abbildung 21 Lokales Kernversagen

Die Biegesteifigkeit des Sandwichverbunds konnte jedoch bestimmt werden. Daraus liess sich dann der E-Modul der Deckschichten berechnen. Die Ergebnisse davon sind in Tabelle 19 dargestellt. In Abbildung 22 ist zudem das aufgenommene Verformungsverhalten grafisch dargestellt.

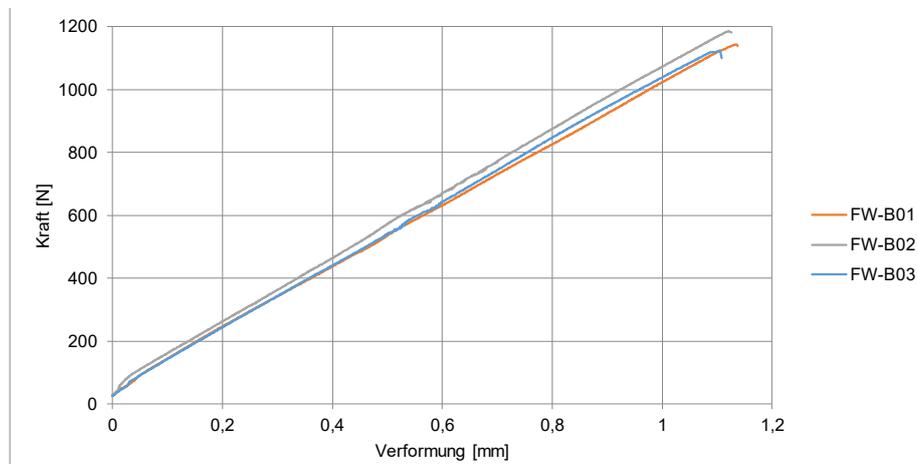


Abbildung 22 Kraft-Verformungs-Diagramm 4-Punkt Biegeversuch

Tabelle 19 Ergebnisse 4-Punkt Biegeversuch: Facesheet Wrinkling

Probe	E-Modul [N/mm ²]
FW-B01	45'764
FW-B02	48'095
FW-B03	48'099
Mittelwert	47'319
Standardabweichung	1'347 (2.8%)

Diskussion

Bei sämtlichen Proben versagte der Kern an der Krafteinleitungsstelle auf Druck. Um eine grobe Plausibilitätskontrolle dieses Versagens machen zu können, wurde die maximale Druckspannung im Kern gemäss Gleichung (4.4) durchgeführt. Dies unter der Annahme, dass die Deckschichten Querkraftfrei sind und die eingeleiteten Kräfte damit komplett durch den Kern aufgenommen werden.

$$\sigma_d = \frac{F_{\max}}{2 \cdot (b \cdot x)} \quad (4.4)$$

Als Druckkraft diente die Hälfte der maximal aufgezeichneten Kraft F_{\max} . Dies unter der Annahme, diese gleichmässig auf beide Biegestempel verteilt wird. Der Wert entstammt dem Versuch der Probe FW-B03 und beträgt 1'123N. Es wird angenommen, dass die Kraft auf einer Breite x von 2mm und über die ganze Probenbreite einwirkt. Daraus ergibt sich eine Druckspannung im Kern von 5.62 N/mm². Diese liegt über der im Druckversuch senkrecht ermittelten Druckfestigkeit von 2.55 N/mm² (siehe Kap.4.3.2.1). Damit lässt sich dieses Versagen des Kerns nachvollziehen. Um solche lokalen Druckversagen zu verhindern, können schmale dünne Platten unter den Biegestempel gelegt werden [15]. Damit wird die Kraft nicht mehr als Punktlast auf den Sandwichbalken eingeleitet, sondern über eine kleine Fläche verteilt. Leider fiel dieser Eintrag in der Norm erst nach der Durchführung des Versuches auf.

4.3.2.4 Druckversuch Edgewise

Durchführung

Mit diesem Versuch sollte die lokale Instabilität Facesheet Wrinkling herbeigeführt werden. Insgesamt fand eine Prüfung von zehn Proben statt. Die ersten fünf hatten die Dimensionen 70 x 70mm. Die restlichen fünf wurden nachträgliche gemacht und waren 50 x 50mm gross. Der Versuch wurde normgemäss [15] durchgeführt. Die erste Probe wurde aus Versehen in W- statt in L-Richtung eingespannt. Deshalb sind die dort erhaltenen Resultate nicht aussagekräftig. Bei den Proben zwei bis vier war ein Zusammenstauchen der Deckschicht an der Einspannung erkennbar (siehe Abbildung 23).

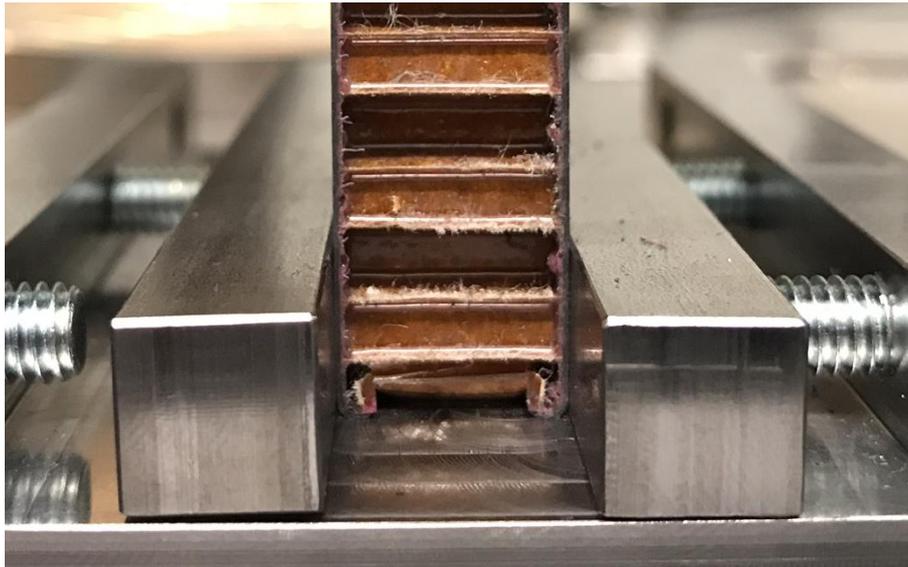


Abbildung 23 Zusammengestauchte Probenenden in der Einspannung

Auf der Abbildung ist gut ersichtlich, dass es die Deckschichten in den Kern gefaltet hat. Daraufhin wurden die Enden der restlichen Proben mit Epoxidharz gefüllt (siehe Abbildung 25). Dies brachte eine lokale Verstärkung des Kerns und ein erneutes Zusammenstauchen konnte verhindert werden. Leider gelang es auch mit diesen Verbesserungen nicht, ein Facesheet Wrinkling herbeizuführen.

Ergebnisse

Die Probe E06 versagte zwar durch eine Art Falten der Deckschicht (siehe Abbildung 24). Beim Facesheet Wrinkling ist gemäss Definition die halbe Wellenlänge der sich beulenden Deckschicht kleiner oder gleich der Dicke des Kerns [3]. Diese Beziehung ist im vorliegenden Fall nicht erfüllt, weshalb es sich hier nicht um ein klassisches Facesheet Wrinkling handelt.

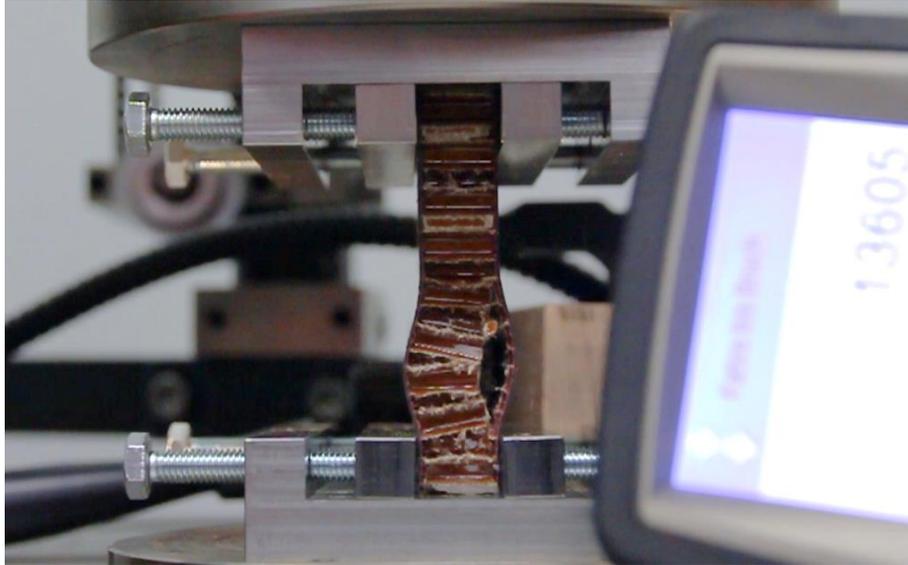


Abbildung 24 FW-E06 nach dem Versagen

Die verbleibenden fünf Proben wiesen alle den gleichen Versagensmode auf. Die Deckschichten der Proben versagten jeweils auf Druck. In Abbildung 25 ersichtlich ist dieser Bruch der Deckschicht sichtbar.

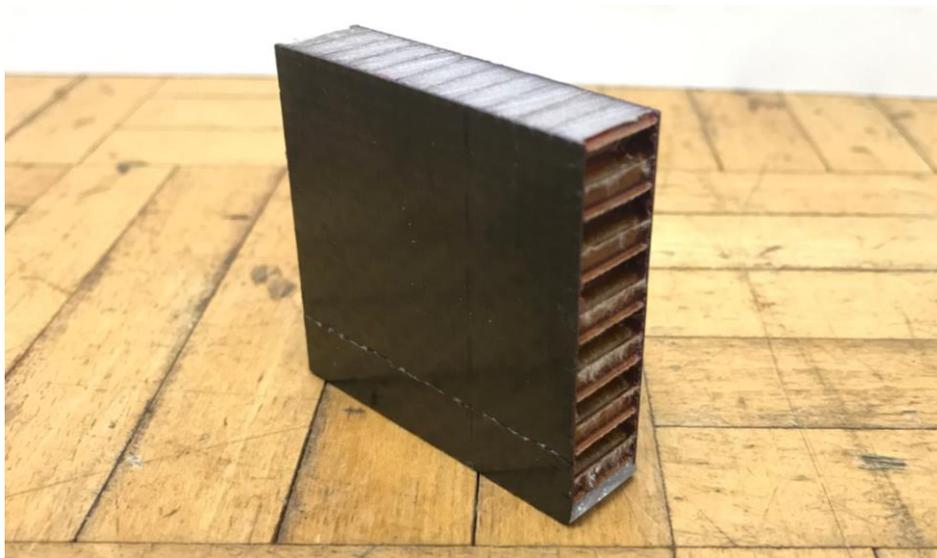


Abbildung 25 FW-E09 nach dem Versuch

Das Versagen trat teilweise symmetrisch an beiden Deckschichten auf, teilweise nur in der Einspannung und teilweise in der Mitte der Probe. Die Deckschichten versagten jeweils bei Spannungen im Bereich $200 - 300 \text{ N/mm}^2$, was weit unterhalb der Druckfestigkeit des Laminates ist. Diese beträgt gemäss Datenblatt 660 N/mm^2 (siehe Anhang I). Die Übersicht der maximalen Spannungen ist in Tabelle 20 zu finden.

Um eine Erklärung für dieses Versagen finden zu können, wurden die Bruchfläche der entsprechenden Proben unter dem Mikroskop genauer untersucht.

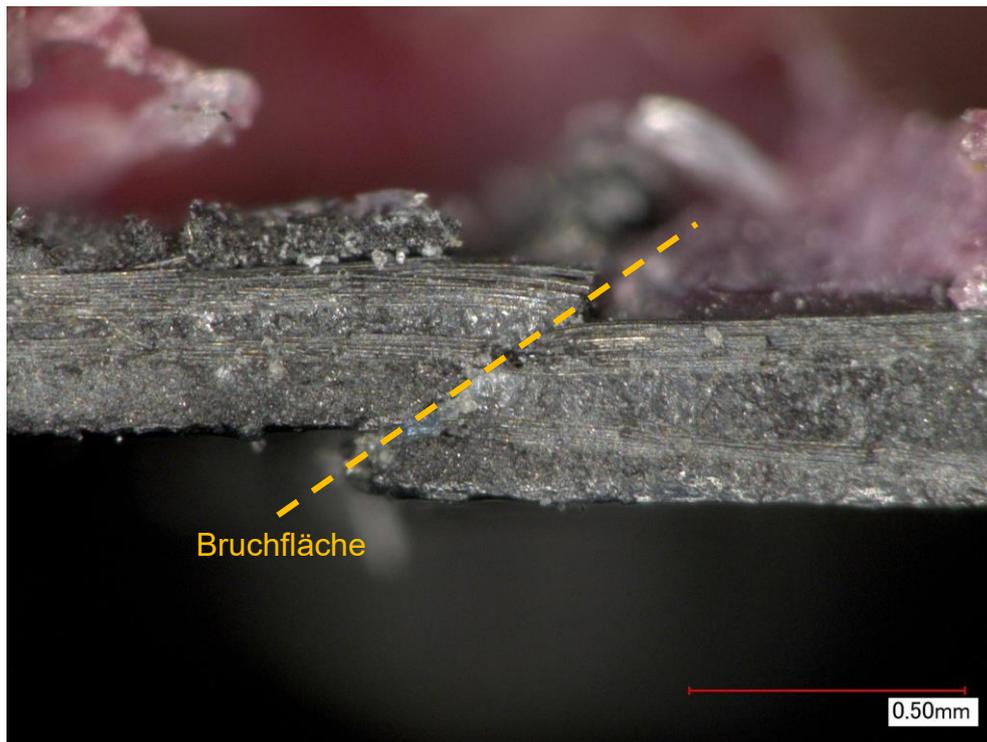


Abbildung 26 Deckschicht-Bruchfläche unter dem Mikroskop

Bei einer 200-fachen Vergrößerung ergab sich dort ein klareres Bild über die Versagensart der Deckschicht. In Abbildung 26 ist gut ersichtlich, dass die Deckschicht in etwa 45° zur Faserrichtung gebrochen ist. Das deutet auf ein Versagen durch Abscherung des Laminates hin. Dieses Bruchbild liess sich bei allen untersuchten Proben beobachten. Da die maximalen Druckspannungen überall in einer ähnlichen Grössenordnung waren scheint die Schubfestigkeit des Laminates beim Versuch überschritten worden sein.

Der vorliegende Druckversuch edgewise stellt in der Deckschicht einen 1-Achsigen Spannungszustand dar. Gemäss dem Mohr'schen Spannungskreis beträgt die maximale Schubspannung in diesem Fall die Hälfte der ersten Hauptspannung [17].

$$\tau_{\max} = \frac{\sigma_1}{2} \quad (4.5)$$

Als erste Hauptspannung σ_1 fungiert in diesem Fall die vorhandene maximale Druckspannung. Daraus lässt sich dann die maximal auftretenden Schubspannungen τ_{\max} in der Deckschicht berechnen.

Nachfolgend sind die Spannungs-Dehnungs Verläufe in Abbildung 27, sowie die jeweiligen Spannungswerte Werte in Tabelle 20 dargestellt. Bei den Spannungswerten ist jeweils die Versagensart als Bemerkung dazugeschrieben.

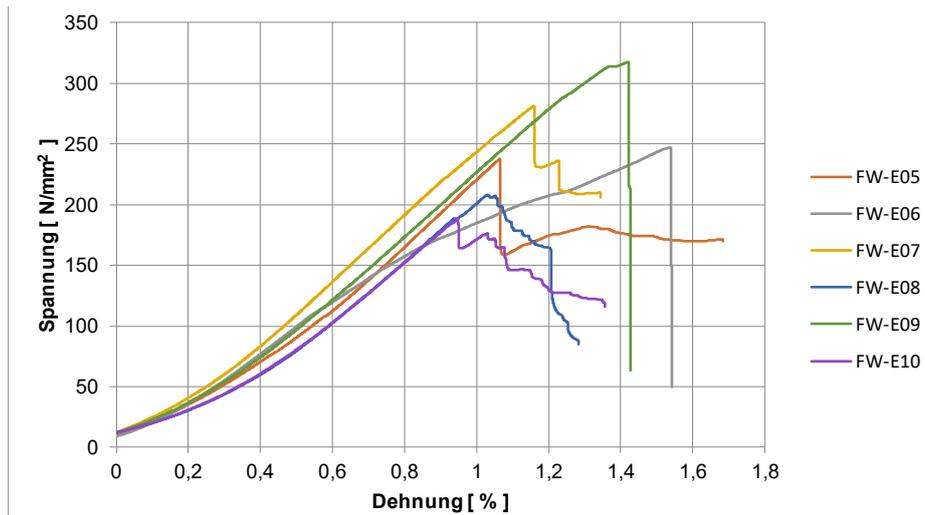


Abbildung 27 Spannungs-Dehnungs-Diagramm Druckversuch edgewise

Tabelle 20 Ergebnisse Druckversuch edgewise: Facesheet Wrinkling

Probe	Max. Druckspannung [N/mm ²]	Max. Schubspannung [N/mm ²]	Bemerkungen
FW-E05	228.5	114.3	Deckschichtversagen in Einspannung
FW-E06	247.2	123.6	«Falten» der Deckschicht in Probenmitte
FW-E07	281.6	140.8	Deckschichtversagen in Einspannung
FW-E08	208.1	104.0	Deckschichtversagen in Einspannung
FW-E09	317.9	159.0	Deckschichtversagen in Einspannung
FW-E10	188.5	94.3	Deckschichtversagen Probenmitte, Nur 1 Ende eingespannt

Die Werte für die maximale Druck- und Schubspannung sind zum Teil sehr unterschiedlich. Das lässt sich auch sehr gut an den aufgenommenen Spannungs-Dehnungs-Kurven ablesen. Dies ist einerseits den unterschiedlich grossen Proben zu verschulden. Andererseits wurde mit verschiedenen Randbedingungen experimentiert.

Das Datenblatt des verwendeten Prepregs beinhaltet keine Angaben zur Schubfestigkeit des Laminats. Zum Vergleichen der Werte wurde deshalb ein vergleichbares Prepreg aus der Datenbank von ESAComp genommen. Das Datenblatt davon befindet sich ebenfalls in Anhang I. Dieses Prepreg weist eine Schubfestigkeit von 95N/mm² auf. Damit liesse sich das auftretende Versagensmuster erklären. Die erhaltenen Schubspannungen aus den Versuchen sind allesamt höher als die Schubfestigkeit des vergleichbaren Prepregs (Ausnahme: FW-E10 knapp darunter). Auf der anderen Seite sind die Schubspannungen bei der Probe FW-E06 ebenfalls über dem kritischen Wert, obwohl die Deckschichten dort nicht versagten. Hier kann keine abschliessende Begründung des Versagens der Proben gemacht werden.

Diskussion

Das lokale Versagen der Sandwich-Strukturen durch Facesheet Wrinkling konnte nicht herbeigeführt werden. Durch das laufende Anpassen der Rahmenbedingungen (Harz, Einspannbedingungen) gab es über alle zehn Proben hinweg verschiedene Resultate. Es kann festgehalten werden, dass dieser Versuch sehr heikel auf Unregelmässigkeiten ist. Dadurch, dass die Proben allesamt von Hand zugeschnitten worden sind, sind die Kanten nicht perfekt rechtwinklig und parallel. Dadurch wird die Kraft ungleichmässig eingeleitet und es kann lokal zu Spannungsspitzen kommen, welche die Proben zum Versagen bringen. Eine abschliessende Diskussion zu sämtlichen Resultaten ist in Kap. 6.1 zu finden.

4.3.3 Konfiguration Intracell Buckling

Aus der hergestellten Sandwichplatte der Konfiguration Intracell Buckling sind Proben für die Versuche Druckversuch senkrecht, Schubversuch, 4-Punkt Biegeversuch und Druckversuch edgewise zugeschnitten worden. Die Sandwichproben hatten dabei allesamt eine Sandwichdicke h von 13.5mm. Mit der bekannten Kerndicke t_c von 12.7mm, ergibt sich eine Deckschichtdicke t_f von 0.4mm.

4.3.3.1 Druckversuch senkrecht

Durchführung

Der Druckversuch senkrecht zur Deckschichtebene für die Konfiguration Intracell Buckling wurde normgemäss [11] mit fünf Proben durchgeführt. Die verwendeten Proben hatten dabei Abmessungen von 50 x 50mm.

Ergebnisse

Das aufgenommene Verformungsverhalten ist als Spannungs-Dehnungs-Diagramm in Abbildung 28 ersichtlich. Die erhaltenen Ergebnisse für die Druckfestigkeit und den Druck E-Modul sind in dargestellt.

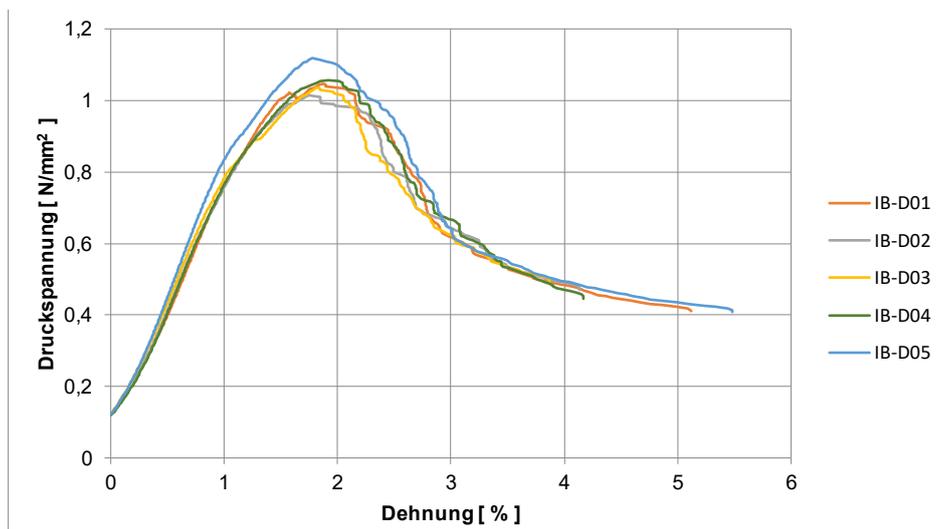


Abbildung 28 Spannungs-Dehnungs-Diagramm Druckversuch senkrecht

Tabelle 21 Ergebnisse Druckversuch senkrecht Konfiguration Intracell Buckling

Probe	Druckfestigkeit [N/mm ²]	Druck E-Modul [N/mm ²]
IB-D01	1.05	74.45
IB-D02	1.02	73.55
IB-D03	1.04	75.18
IB-D04	1.06	75.36
IB-D05	1.12	82.49
Mittelwert	1.06	76.21
Standardabweichung	0.04 (3.7%)	3.58 (4.7%)

Diskussion

Die erhaltenen Resultate für die Druckfestigkeit sind im Rahmen des Erwarteten für den verwendeten Kern ECA 12.8-32 (127). Der Mittelwert aus den Versuchen ist dabei rund 12% über den 0.95 N/mm² aus dem Datenblatt (siehe Anhang I). Beim Druck E-Modul lieferte das Datenblatt keine Angaben für die verwendeten Waben. Aus diesem Grund wurde der Wert einer vergleichbaren Wabe von Euro-Composites genommen. Dieser beträgt 75 N/mm² und stimmt relativ genau mit den effektiven E-Modul der geprüften Waben überein.

4.3.3.2 Schubversuch

Durchführung

Der Schubversuch wurde gemäss der entsprechenden DIN-Norm [11] durchgeführt. Wie bei der Konfiguration Facesheet Wrinkling wurden auch hier zu Beginn nur je zwei Proben in L- und W-Richtung geprüft (siehe Kap. 4.3.2.2). Aufgrund der sehr unterschiedlichen Resultate für den Schubmodul in L-Richtung wurde nachträglich noch eine fünfte Probe zugeschnitten und geprüft. Sämtliche Proben waren 50mm breit und 200mm lang.

Ergebnisse

Im Spannungs-Schiebungs Verlauf in Abbildung 29 sind die unterschiedlichen Resultate in L-Richtung auch anhand der Kurven erkennbar. In W-Richtung hingegen sind die beiden Kurven praktisch deckungsgleich. Die erhaltenen Ergebnisse für die Schubfestigkeit und den Schubmodul sind in L-Richtung (Tabelle 22) und in W-Richtung (Tabelle 23) aufgeführt.

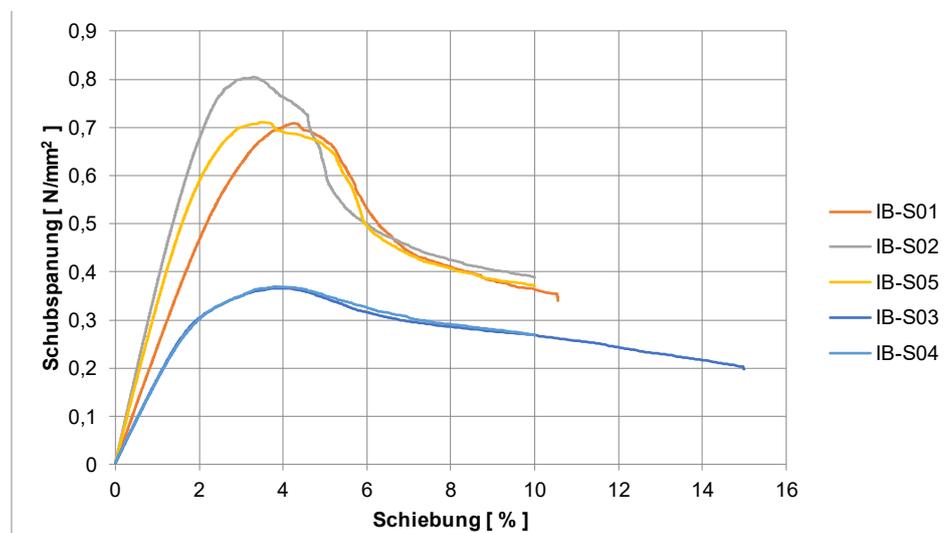


Abbildung 29 Spannungs-Schiebungs-Diagramm Schubversuch

Tabelle 22 Schubversuch in L-Richtung: Konfiguration Intracell Buckling

Proben L-Richtung	Schubfestigkeit [N/mm ²]	G-Modul [N/mm ²]
IB-S01	0.71	24.14
IB-S02	0.80	37.96
IB-S05	0.71	33.72
Mittelwert	0.74	31.94
Standardabweichung	0.05 (7.4%)	7.08 (22.2%)

Tabelle 23 Schubversuch in W-Richtung: Konfiguration Intracell Buckling

Proben W-Richtung	Schubfestigkeit [N/mm ²]	G-Modul [N/mm ²]
IB-S03	0.37	17.67
IB-S04	0.37	17.45
Mittelwert	0.37	17.56
Standardabweichung	0.003 (0.8%)	0.16 (0.9%)

Diskussion

Die grosse Streuung der Resultate in L-Richtung hängt sehr wahrscheinlich mit der grossen Zellweite von 12.8mm zusammen. Die Verteilung der Zellen über die Probenbreite hat hier einen grösseren Einfluss als bei kleineren Waben. Dies vor allem, weil die Proben nur 50mm breit sind. Ein weiterer möglicher Grund kann eine unterschiedlich gute Klebschicht zwischen den Sandwichproben und den Krafteinleitungsplatten sein. Die Probe IB-S01 wurde mit einem Loctite Zweikomponenten Hybridklebstoff, alle anderen mit Epoxidharz von Swiss-Composites, auf die Stahlplatten geklebt.

Bei den erhaltenen Resultaten ist für beide Lastrichtungen augenfällig, dass die Schubmoduln jeweils grösser sind als auf dem Datenblatt angegeben. In L-Richtung liegen die Versuchswerte fast 60% über dem Wert aus dem Datenblatt. Dort wird 16 N/mm² als Mindest- und 20 N/mm² als typischer Schubmodul angegeben. In W-Richtung sind die Schubmoduln aus den Versuchen 46% grösser als die typischen Werte aus dem Datenblatt. In dieser Richtung gibt das Datenblatt 9 N/mm² als Mindest- und 12 N/mm² als typischer Wert für den Schubmodul an.

Die ermittelten Schubfestigkeiten sind ebenfalls über den erwarteten Werten. In L-Richtung beträgt der Mittelwert aus den Versuchen 32% mehr als die 0.56 N/mm², welche der Hersteller angibt. In W-Richtung sind die Versuchswerte ebenfalls 23% grösser sind als der typische Datenblattwert von 0.30 N/mm².

4.3.3.3 4-Punkt Biegeversuch

Durchführung

Der 4-Punkt Biegeversuch wurde mit drei Proben durchgeführt. Diese hatten eine Länge von 307mm und eine Breite von 108mm. Die entsprechende Norm [11]. gibt vor, dass entlang der Probenbreite mindestens neun Strukturelemente vorhanden sein müssen. Ein Strukturelement stellt in diesem Fall eine Zelle dar. Mit den grossen Waben ergibt das eine Mindestbreite von 115mm. Die vorhandenen Biegestempel der Versuchseinrichtung haben jedoch eine Breite von 110mm. Deshalb hätte es keinen Sinn gemacht, die Proben breiter als 110mm zu machen. Ein weiterer Punkt war die beschränkte Plattengrösse von 500 x 460mm. Mit den für die restlichen Versuche notwendigen Proben konnten die geforderte Probenbreite und Länge ebenfalls nicht

eingehalten werden. Ferner war auch der Abstand der Auflager, welcher auf 280mm eingestellt war, nicht ganz nach Norm (siehe Kap. 4.2.4).

Ergebnisse

Die Spannungen in den Deckschichten bei dessen Versagen konnte für diese Konfiguration nicht bestimmt werden. Analog der Konfiguration Facesheet Wrinkling versagte der Kern bei den Kräfteinleitungsstellen auf Druck (siehe Kap. 4.3.2.3). Ausserdem wurde ein Intracell Buckling vor dem Versagen der Deckschichten erhofft. Da der Kern relativ früh versagte, blieben die Spannungen unter dem kritischen Wert, bei dem dieser Versagensmode auftreten würde.

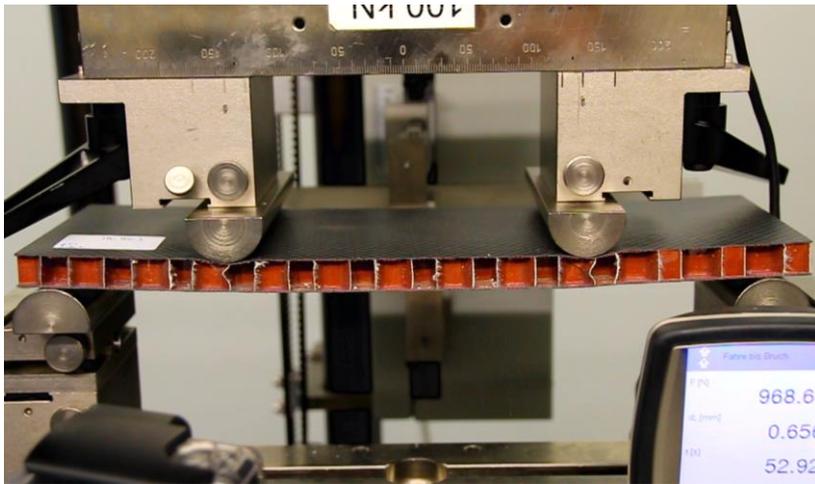


Abbildung 30 Biegeprobe nach dem Versuch

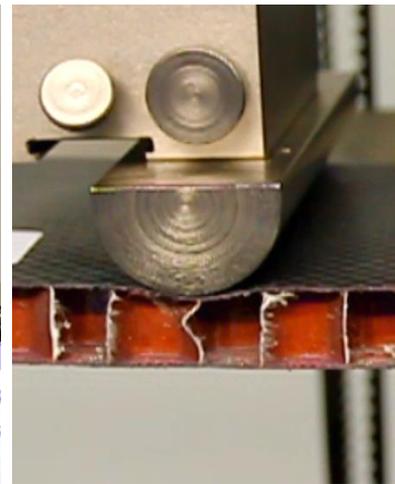


Abbildung 31 Lokales Kernversagen

Die Biegesteifigkeit des Sandwichverbunds konnte jedoch auch hier bestimmt werden. Daraus liess sich der E-Modul der Deckschichten gemäss der Gleichung (4.2) ableiten. Die Ergebnisse sind in nachfolgender Tabelle aufgelistet. In Abbildung 32 ist zudem das aufgenommene Verformungsverhalten ablesbar.

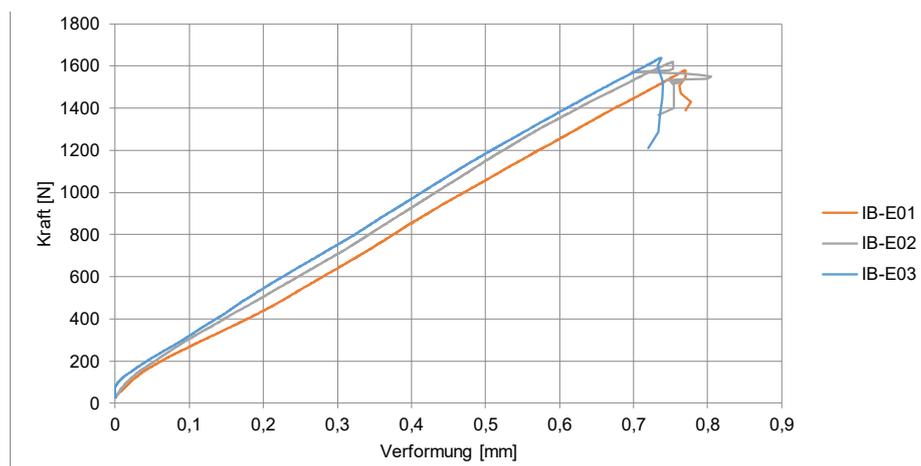


Abbildung 32 Kraft-Verformungs Diagramm 4-Punkt Biegeversuch

Tabelle 24 Ergebnisse 4-Punkt Biegeversuch: Intracell Buckling

Probe	E-Modul [N/mm ²]
FW-B01	46'198
FW-B02	47'210
FW-B03	46'884
Mittelwert	46'764
Standardabweichung	517 (1.1%)

Diskussion

Bei allen drei Proben versagte der Kern auf Druck an der Krafteinleitungsstelle. Analog der Konfiguration Facesheet Wrinkling wurde auch hier die maximale Druckspannung bestimmt, um die Plausibilität des vorliegenden Versagensmode überprüfen zu können. Für den Wert der maximalen Kraft dient der Versuch IB-E01, da es sich mit 1'581N um den tiefsten Wert handelt. Auch hier galt die Annahme, dass die Kraft auf 2mm über die gesamte Probenbreite verteilt wird und die Deckschicht Querkraftfrei bleibt. Daraus ergibt sich eine Druckspannung im Kern von 3.71 N/mm². Dieser Wert liegt deutlich über den 1.06 N/mm² aus dem Druckversuch senkrecht (Kap. 4.3.3.1). Damit lässt sich das auftretende Versagen des Kerns erklären. Auch hier liesse sich die Wahrscheinlichkeit auf ein solch lokales Versagen an der Krafteinleitungsstelle mit Verstärkungsplatten vermindern.

4.3.3.4 Druckversuch Edgewise

Durchführung

Dieser Versuch diente zum Herbeiführen der lokalen Instabilität Intracell Buckling. Dies gelang über alle Proben hinweg. Der Versuch wurde normgemäss [15] mit fünf Proben 70 x 70mm durchgeführt. Die dritte Probe IB-E03 musste gestrichen werden, da Sie schräg eingespannt war.

Ergebnisse

Zur Bestimmung der kritischen Spannungen dienten Videoaufzeichnungen des Versuchs. Die Bestimmung des exakten Zeitpunkts, bei dem das Intracell Buckling auftritt war nicht ganz einfach und stark von einer guten Belichtung abhängig. Gleichwohl konnte mit dem vorhandenen Material relativ gut bestimmt werden, wann sich die Deckschicht zu beulen begann. Das Intracell Buckling wurde dann immer ausgeprägter, bis es dann zum Versagen der Proben kam. Dieser Prozess von Beginn des Intracell Bucklings bis zu der maximalen Belastung kurz vor dem Versagen, sowie die Probe nach dem Versagen sind in den Abbildungen unten dargestellt.

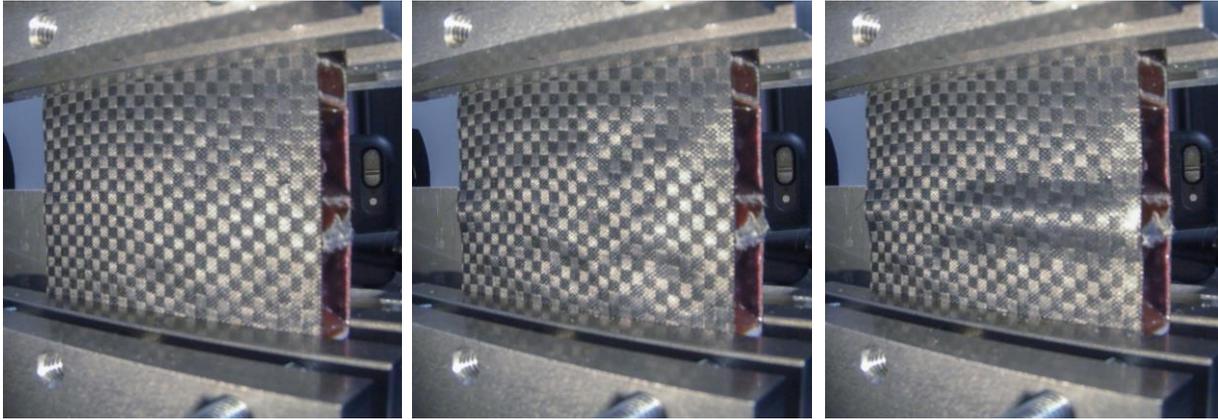


Abbildung 33 IB-E05 bei Beginn des Intracell Bucklings

Abbildung 34 IB-E05 vor dem Versagen der Probe

Abbildung 35 IB-E05 nach dem Versagen

Nachfolgend sind die Spannungs-Dehnungs Kurven der geprüften Proben in Abbildung 36 dargestellt. In Tabelle 25 sind dann die kritischen Spannungen, sowie die maximale Spannung beim Versagen der Proben zusammengetragen.

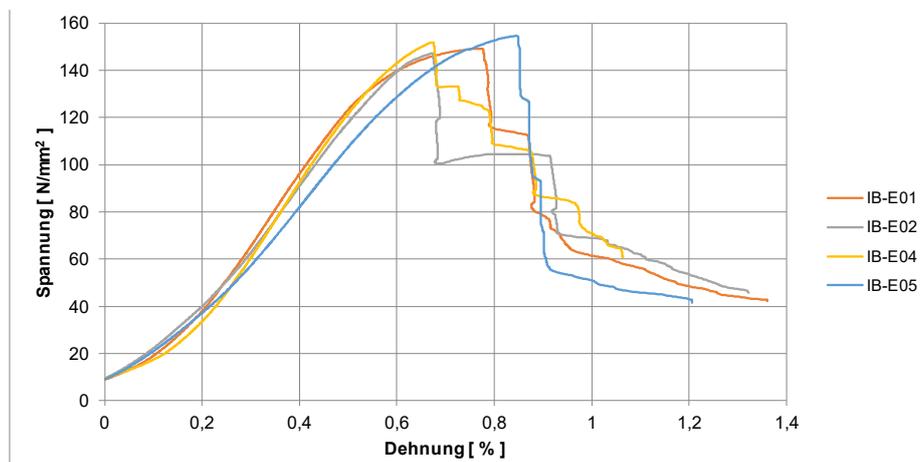


Abbildung 36 Spannungs-Dehnungs Diagramm Druckversuch edgewise

Tabelle 25 Ergebnisse Druckversuch edgewise: Intracell Buckling

Probe	Krit. Spannung [N/mm ²]	Max. Spannung [N/mm ²]
IB-E01	123.2	149.3
IB-E02	123.9	147.2
IB-E04	129.5	152.0
IB-E05	124.9	154.7
Mittelwert	125.4	150.8
Standardabweichung	3.24 (2.6%)	3.27 (2.2%)

Diskussion

In den Spannungs-Dehnungs Verläufen (siehe Abbildung 36) ist der Beginn des Intracell Bucklings nicht direkt ersichtlic. Tendenziell ist aber eine leichtes Abflachen der Kurven IB-E01 und IB-E05 im Bereich der kritischen Spannungen feststellbar.

Alle Proben versagten schlussendlich durch ein Versagen des Kerns. Durch das Beulen der Deckschicht stieg die Zugspannung in den Waben über deren Festigkeit. Dies entspricht somit

einem Facesheet Wrinkling (siehe Abbildung 35). Die Deckschicht an sich, sowie auch die Klebschicht hielten den Belastungen stand.

Das Intracell Buckling trat bei allen Proben bei ähnlichen Belastungen auf. Dies jedoch bei tieferen Spannungen als erwartet. Sie liegen allesamt zwischen den Werten aus den beiden Formeln, welche für die Auslegung verwendet wurden. Beide Formeln sollen jedoch eher konservative Resultate liefern [9]. Deswegen wurden auch höhere Spannungen erwartet. Ein ausführlicher Vergleich der Versuchswerte mit den Ergebnissen aus der Simulation und den erwarteten Resultaten der Formeln erfolgt in Kapitel 6.2 .

4.3.4 Konfiguration Shear Core Crimping

Aus der hergestellten Sandwichplatte der Konfiguration Shear Core Crimping sind Proben für die Versuche Druckversuch senkrecht, Schubversuch, 4-Punkt Biegeversuch und Druckversuch edgewise zugeschnitten worden. Die Sandwichproben hatten dabei allesamt eine Sandwichdicke h von 14.4mm. Mit der bekannten Kerndicke t_c von 12.7mm, ergibt sich eine Deckschichtdicke t_f von 0.85mm.

4.3.4.1 Druckversuch senkrecht

Durchführung

Der Druckversuch senkrecht zur Deckschichtebene wurde normgemäss [11] mit fünf Proben durchgeführt. Die verwendeten Proben hatten dabei Abmessungen von 50 x 50mm.

Ergebnisse

Nachfolgend sind die aufgenommene Spannungs-Dehnungs-Verläufe in Abbildung 37 ersichtlich. Die erhaltenen Ergebnisse für die Druckfestigkeit und den Druck E-Modul des Kerns sind in nachfolgender Tabelle dargestellt.

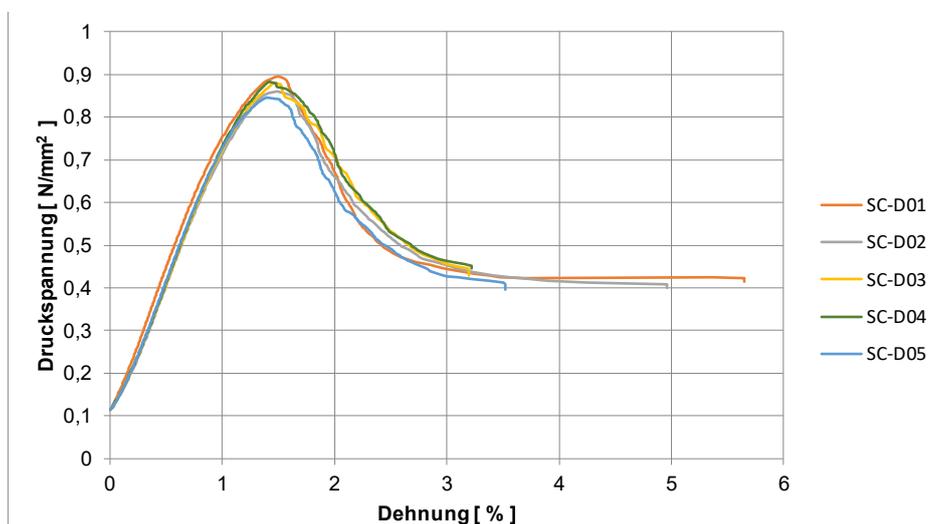


Abbildung 37 Spannungs-Dehnungs-Diagramm Druckversuch senkrecht

Tabelle 26 Ergebnisse Druckversuch senkrecht Konfiguration Shear Core Crimping

Probe	Druckfestigkeit [N/mm ²]	Druck E-Modul [N/mm ²]
SC-D01	0.90	67.66
SC-D02	0.86	65.27
SC-D03	0.88	66.19
SC-D04	0.89	67.48
SC-D05	0.85	66.72
Mittelwert	0.88	66.66
Standardabweichung	0.02 (2.3%)	0.98 (1.5%)

Diskussion

Die erhaltenen Resultate sind im Rahmen des Erwarteten. Die mittlere Druckfestigkeit des Kerns ECA 3.2-29 (38) ist rund 10% grösser, als der typischen Wert aus dem Datenblatt (siehe Anhang I). Dieser ist für die vorliegenden Waben mit 0.80 N/mm² angegeben. Da das Datenblatt keine Werte für den Druck E-Modul liefert, wurde für die Auslegung ein vergleichbarer Kern von Hexcel herbeigezogen. Dieser hat einen E-Modul von 60 N/mm². Damit ist der erhaltene Wert ebenfalls rund 11% grösser als der bei der Auslegung angenommene Wert.

4.3.4.2 Schubversuch

Durchführung

Der Schubversuch wurde gemäss der entsprechenden DIN-Norm [11] durchgeführt. Die Proben waren 50 breit und 200mm lang. Wie bei der Konfiguration Facesheet Wrinkling (siehe Kap. 4.3.2.2) wurden auch hier nur je zwei Proben in W- und L-Richtung geprüft.

Ergebnisse

Die Schubspannungs-Verläufe sind in Abbildung 38 dargestellt. Die erhaltenen Ergebnisse für die Schubfestigkeit und den Schubmodul sind in nachfolgenden Tabellen für beide Kernrichtungen aufgeführt.

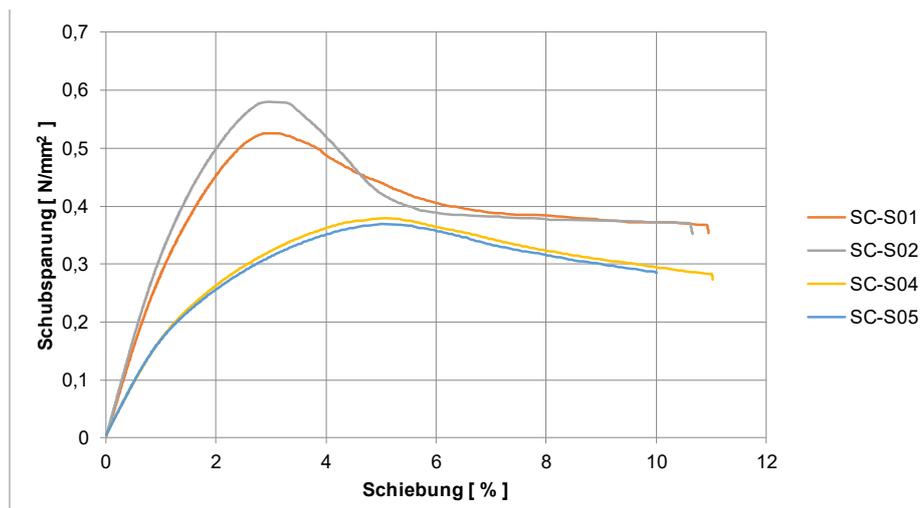


Abbildung 38 Schubspannungsverlauf

Tabelle 27 Schubversuch in L-Richtung: Konfiguration Shear Core Crimping

Proben L-Richtung	Schubfestigkeit [N/mm ²]	G-Modul [N/mm ²]
SC-S01	0.53	30.98
SC-S02	0.58	34.07
Mittelwert	0.55	32.52
Standardabweichung	0.04 (6.9%)	2.18 (6.7%)

Tabelle 28 Schubversuch in W-Richtung: Konfiguration Shear Core Crimping

Proben W-Richtung	Schubfestigkeit [N/mm ²]	G-Modul [N/mm ²]
SC-S04	0.38	17.64
SC-S05	0.37	17.86
Mittelwert	0.37	17.75
Standardabweichung	0.01 (1.8%)	0.16 (0.9%)

Diskussion

Die erhaltenen Resultate sind leicht über den Werten aus dem Datenblatt (siehe Anhang I). In W-Richtung stimmt die Schubfestigkeit sehr genau mit dem typischen Wert, welcher gemäss Datenblatt 0.38 N/mm² beträgt. Der mittlere Schubmodul aus den Versuchen ist 11% grösser als im Datenblatt angegeben (16 N/mm²).

In L-Richtung sind die erhaltenen Werte für die Schubfestigkeit zwischen den angegebenen Mindestwerten von 0.52 N/mm² und den typischen Werten von 0.62 N/mm². Der Schubmodul hingegen ist rund 20% höher als die typischen Werte auf dem Datenblatt. Höhere Werte sind grundsätzlich gut, das Datenblatt gibt nur Mindestwerte und typische Werte an, keine Maximalwerte.

4.3.4.3 4-Punkt Biegeversuch

Durchführung

Der 4-Punkt Biegeversuch wurde mit drei Proben 50 x 335mm durchgeführt. Auch hier waren diese etwas kürzer, als es die Norm [11] vorgibt. Weiter entspricht der Abstand der beiden Auflager nicht ganz den geforderten 288mm. Dieser betrug nur 280mm (siehe Kap.4.2.4).

Ergebnisse

Durch die dickeren Deckschichten im Vergleich zu den anderen beiden Konfigurationen konnte ein lokales Druckversagen des Kerns an der Krafteinleitungsstelle verhindert werden. Aufgrund der grossen Verformung der Sandwichplatte begann sich die Probe zwischen Auflager und Krafteinleitung einzuschnüren (siehe Abbildung 39). Dazwischen versagte der Kern durch eine Mischung aus Schub in der 12-Ebene und Druck auf der Unterseite der Proben.



Abbildung 39 Sandwich-Probe bei maximaler Verformung

In Abbildung 40 sind die aufgenommenen Spannungs-Dehnungs-Kurven ersichtlich. Bei der ersten Probe war die Messeinrichtung falsch kalibriert gewesen. Deshalb zeigt die Kurve von SC-B01 eine negative Verformung. Die Kurve an sich ist jedoch sehr ähnlich wie die der dritten Probe, einfach weiter links im Diagramm.

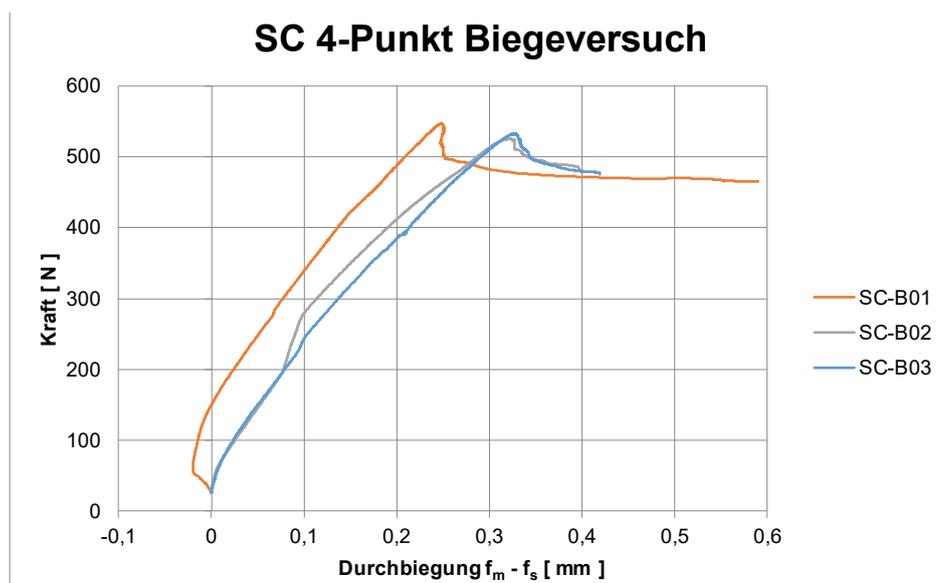


Abbildung 40 Kraft-Verformungs-Diagramm 4-Punkt Biegeversuch

Diskussion

Leider können aus diesem Versuch keine brauchbaren Ergebnisse herausgelesen werden. Die Formel zur Berechnung des Deckschicht-E-Moduls kann in diesem Fall nicht angewendet werden. Sie vernachlässigt den Einfluss der Verformung des Kerns durch Schub [18].

Die auftretende Versagensart wird in der englischsprachigen Literatur auch «Flexural core crushing» genannt. Übersetzt heisst das ein Zusammenstauchen des Kerns durch Biegebelastung. Dies wird verursacht durch ungenügende Druckfestigkeit quer zur Sandwichebene oder extreme Biegeverformung [2].

4.3.4.4 Druckversuch edgewise

Durchführung

Dieser Versuch dient zum Herbeiführen der lokalen Instabilität Shear Core Crimping. Insgesamt wurden fünf Proben mit einer Länge und Breite von 70mm geprüft. Die Durchführung geschah normgemäss [15]. Bereits bei der Auslegung der optimalen Konfiguration war klar, dass bei diesem Versuch auch globales Beulen auftreten kann (siehe Kap. 3.3).

Ergebnisse

Die lokale Instabilität Shear Core Crimping konnte bei keiner der Proben nachgewiesen werden. Bei allen geprüften Proben trat globales Beulen auf (siehe Abbildung 42).

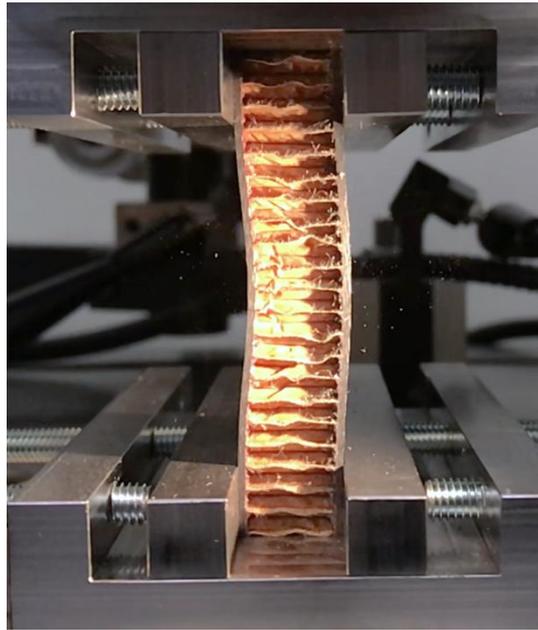


Abbildung 41 Probe SC-E03 nach dem Versagen

Die Spannungs-Dehnungs Kurven der Versuche sind in Abbildung 42 ersichtlich. Die maximale Spannung in den Deckschichten, welche der Beulspannung entsprechen sind in Tabelle 29 aufgelistet.

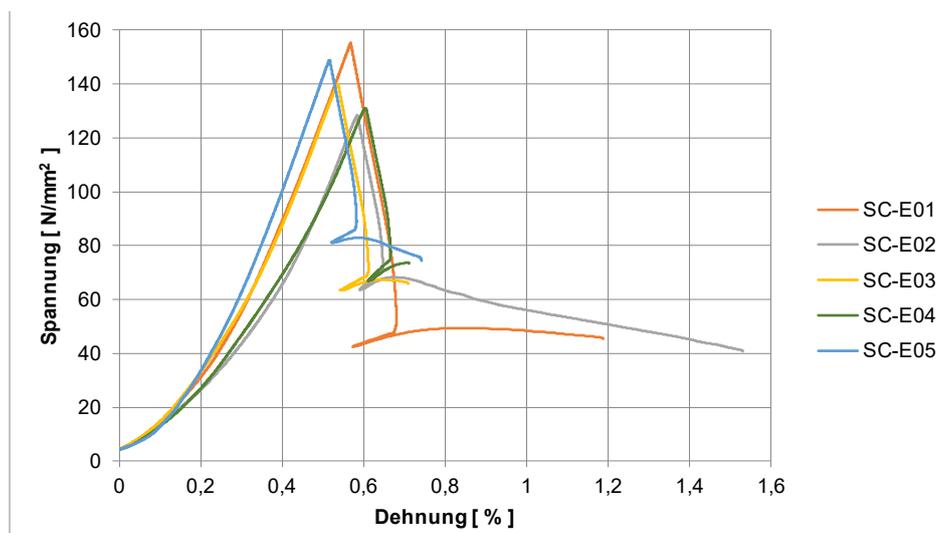


Abbildung 42 Spannungs-Dehnungs Kurven Druckversuch edgewise

Tabelle 29 Ergebnisse Druckversuch edgewise: Shear Core Crimping

Probe	Beul-Spannung [N/mm²]
SC-E01	155.3
SC-E02	128.2
SC-E03	140.0
SC-E04	131.6
SC-E05	149.0
Mittelwert	140.8
Standardabweichung	11.4 (8.1%)

Diskussion

Die Kurven der Proben E02 und E04 sind sehr ähnlich. Die anderen drei Kurven sind etwas steiler und haben eine höhere Beul-Spannung. Möglicherweise ist dieses Verhalten auf leichte Unterschiede bei der Einspannung der Proben zurückzuführen. Auch leichte Formabweichungen der Kanten (z.B. Welligkeit oder Parallelität) sind denkbar als Ursache.

Die mittlere Beul-Spannung über die fünf Proben hinweg deckt sich sehr gut mit der entsprechenden Berechnungsformel. Eine ausführliche Diskussion dazu, sowie ein Vergleich mit den Ergebnissen aus der Simulation und den Formeln ist in Kapitel 6.3 zu finden.

5 Simulation in Femap mit NX Nastran

Dieses Kapitel beschreibt die Simulation der lokalen Instabilitäten in Femap mit NX Nastran. Aus der vorangegangenen Arbeit war bereits ein Modell für jede der drei Konfigurationen vorhanden. Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein neues Modell entwickelt, welches einen anderen Modellierungsansatz verfolgt (siehe Kap. 5.1). In den folgenden Abschnitten erfolgt die genaue Erklärung dessen Aufbaus. Auf die Beschreibung des bestehenden Modells wird an dieser Stelle verzichtet, da bereits eine ausführliche Beschreibung vorhanden ist [1]. Weiter werden die Resultate der durchgeführten Stabilitätssimulationen vorgestellt und der Einfluss verschiedener Einflussgrößen untersucht.

5.1 Idealisierung

Gemäss Aufgabenstellung war es ursprünglich Ziel dieser Arbeit, das bestehende Simulationsmodell aus der Vorgängerarbeit weiterzuentwickeln. Es handelt sich dabei um ein detailliertes Modell mit ausmodelliertem Wabenkern (siehe Abbildung 43). Solche Modelle dienen zum Überprüfen von lokalen Instabilitäten, da sie die exakte Geometrie der Sandwich-Strukturen abbilden. Zur Berechnung von ganzen Bauteilen in Sandwichbauweise kommen in der Praxis jedoch meist idealisierte Modelle zum Einsatz. Dabei gibt es verschiedene Modellierungsansätze. Die gesamte Sandwich-Struktur kann als 2D-Modell mit Schalenelementen dargestellt werden. Den Schalenelementen können dann die Deckschichten und der Kern als separate Lagen zugeordnet werden. Ein anderer Ansatz, welcher auch bei der Firma AeroFEM oft verwendet wird, ist die Verwendung eines hybriden Modells [19]. Dabei wird der Kern mittels Solid-Elementen mit verschmierten Werkstoffeigenschaften dargestellt. Die Deckschichten werden wie beim detaillierten Modell aus Schalenelementen erzeugt. Ein solches Modell ist in Abbildung 44 dargestellt.

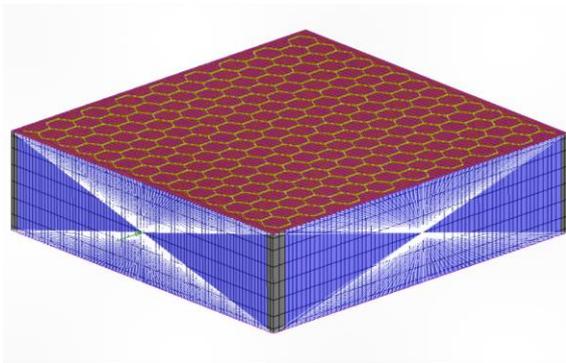


Abbildung 43 Detailliertes Simulationsmodell [1]

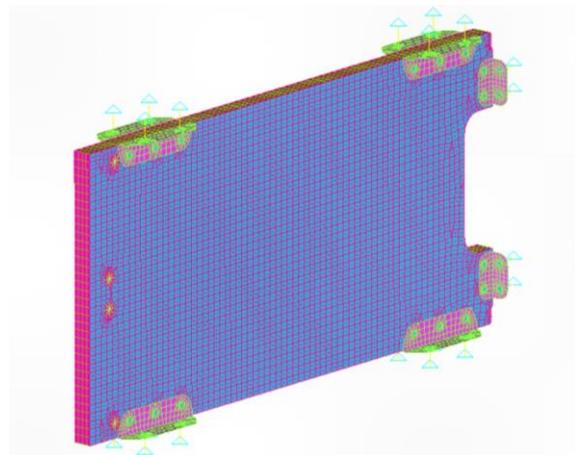


Abbildung 44 Idealisiertes Simulationsmodell

Die vereinfachten Modelle weisen deutlich geringere Rechenzeiten bei der Simulation auf und eignen sich deshalb auch für grössere Bauteile. Diese Modelle sind jedoch vor allem für globale Versagensmoden geeignet. Lokale Instabilitäten bei Sandwich-Strukturen mit Wabenkernen, sind oft stark von der jeweiligen Zellgeometrie und deren Eigenschaften abhängig. Nichtsdestotrotz haben frühere Untersuchungen gezeigt, dass sowohl das Facesheet Wrinkling als auch das Shear Core Crimping mit dem hybriden Modellierungsansatz herbeigeführt werden kann [10]. Ziel dieser Arbeit soll es sein, möglichst alle drei lokalen Instabilitäten mit einem neuen idealisierten Modell vorhersagen zu können.

5.2 Aufbau FE-Modell

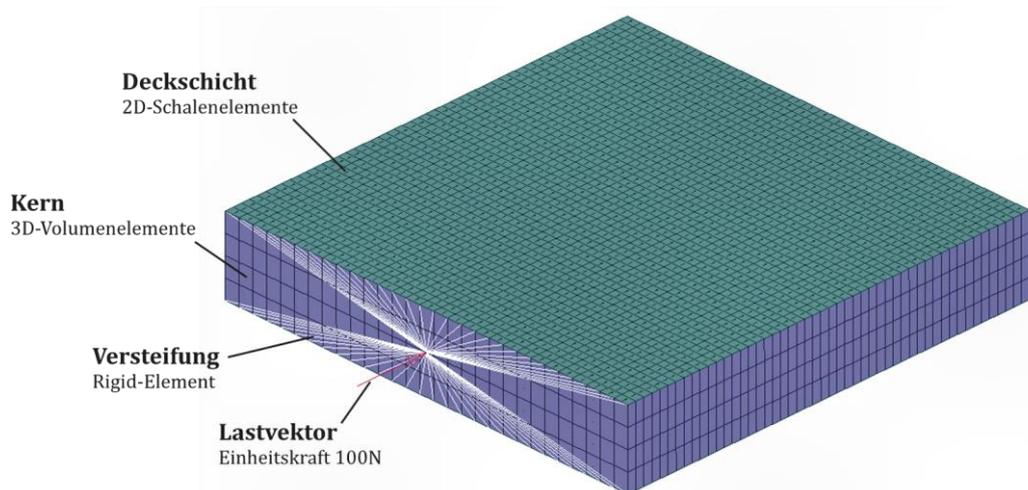


Abbildung 45 Erstelltes Simulationsmodell einer Sandwichplatte

Das erstellte Simulationsmodell ist in Abbildung 45 dargestellt. Es repräsentiert eine 70 x 70mm Sandwichplatte mit einem 12.7mm dicken Kern. Damit entspricht dieses Modell den Proben des Druckversuch edgewise.

Der Kern besteht aus linearen Volumenelementen. Diesen werden jeweils 3D-orthotrope Werkstoffeigenschaften zugewiesen. Damit lassen sich die richtungsabhängigen Eigenschaften der Waben auf das Simulationsmodell übertragen. In Lastrichtung besitzt das Modell für alle Konfigurationen 50 Elemente entlang der Kanten. In Querrichtung sind es deren 27. Die Dicke des Sandwichs beschreiben vier Elemente.

Die Deckschicht wird mit linearen Laminat-Schalenelementen dargestellt. Diesen können dann 2D-orthotrope Werkstoffeigenschaften der verwendeten Prepregs zugewiesen werden.

So genannte Rigid-Elemente dienen zum Versteifen zweier gegenüberliegenden Enden. Damit werden alle Knoten der Deckschichtkanten miteinander verbunden. An diesen Elementen erfolgt auch die Festsetzung der Randbedingungen, sowie die Lasteinleitung.

Die Klebschicht zwischen Kern und Deckschicht wird in diesem Modell nicht berücksichtigt. Dies basiert auf der Annahme einer perfekten Klebverbindung, dessen Versagen ausgeschlossen werden kann [19].

In den nachfolgenden Abschnitten erfolgt eine detaillierte Erklärung der verwendeten Elemente, Materialien, sowie den gesetzten Randbedingungen.

5.2.1 Elemente

Nachfolgend werden die Eigenschaften der verwendeten Elementtypen erklärt. Dabei wird stets auf die Beschreibung aus dem Femap User's Guide [20] und der Elementbibliothek von NX Nastran [21] eingegangen.

Solid-Element

Solid-Elemente sind dreidimensionale Volumenelemente und werden zum Vernetzen von jeglichen dreidimensionalen Strukturen verwendet. Grundsätzlich gibt es verschiedene Formen von Solid-Elementen. Für diese Arbeit wurde ausschliesslich mit linearen Quader-Elementen

gearbeitet (Hexaeder-Element, CHEXA [21]). Diese besitzen acht Knoten mit jeweils drei translatorischen Freiheitsgraden [22].

Laminate Plate

Dieser Elementtyp ist eine spezifische Art von Schalenelement. Damit lässt sich ein Aufbau von mehreren Schichten mit einem 2D-Element darstellen. Dem Element wird dafür ein so genanntes Layup zugewiesen. Darin kann die Komposition der verschiedenen Schichten definiert werden. Jedem Layer wird dabei Material, Dicke und Ausrichtung zugewiesen. Damit eignet sich dieser Elementtyp sehr gut für Composite-Werkstoffe, da diese oftmals einen mehrlagigen Aufbau haben.

Die Eigenschaften der Elemente sind identisch mit denen gewöhnlicher Schalenelemente (Plate Element). Schalenelemente können Membran-, Schub- und Biegekräfte übertragen. Für diese Arbeit wurden ausschliesslich lineare Elemente mit vier Knoten verwendet (Quadrilateral-Element, CQUAD4 [21]). Jeder der Knoten besitzt drei rotatorische und drei translatorische Freiheitsgrade [22].

Rigid Element

Rigid Body Elemente, kurz RBE-Elemente [21], dienen zum Koppeln von Freiheitsgraden mehrerer Knoten. Die Elemente selbst haben keine Materialeigenschaften und dienen beispielsweise zur Lasteinleitung oder Versteifung einer Struktur.

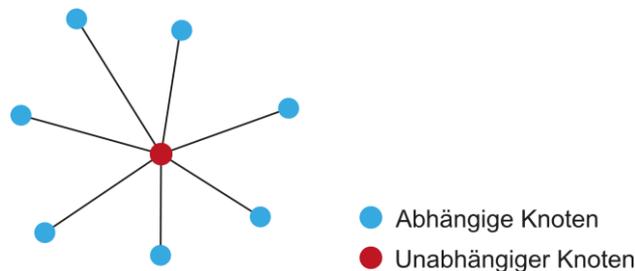


Abbildung 46 RBE2-Element

In dieser Arbeit wurden RBE2-Elemente verwendet. Sie bestehen aus einem unabhängigen und mehreren abhängigen Knoten. Dabei stehen die Freiheitsgrade der abhängigen Knoten in Abhängigkeit des unabhängigen Master-Knotens. Dadurch ist keine Relativbewegung mehr zueinander möglich, was eine künstliche Versteifung der Struktur bewirkt [19]. Bei der Definition des Elements kann bestimmt werden, welche Freiheitsgrade gekoppelt werden sollen. Im Vorliegenden Fall sind jeweils sämtliche Freiheitsgrade als abhängig gesetzt.

Beim Simulationsmodell der Sandwichplatte wird dieses Element zum Versteifen der Enden eingesetzt. Die Knoten der Deckschichtkante stellen dabei die abhängigen Knoten dar. Der unabhängige Knoten befindet sich in der Mitte der Stirnfläche.

5.2.2 Material

Sowohl für den Kern als auch für die Deckschicht musste ein eigenes Material definiert werden, um die hergestellten Sandwich-Strukturen darstellen zu können. Für die Materialdaten konnten die ermittelten Kennwerte aus den Versuchen, sowie Werte aus Datenblätter und Materialdatenbanken verwendet werden.

Kernmaterial

Die Volumenelemente des Kerns besitzen verschmierte Werkstoffeigenschaften, welche über die gesamte Kernschicht als gleich betrachtet werden [13]. Die Hexagon-Waben besitzen durch ihre

Form und dessen Herstellung stark richtungsabhängige Eigenschaften. Dem muss auch im Simulationsmodell Rechnung getragen werden. Deshalb besteht der Kern aus einem 3D-orthotropen Material. Darin können die verschiedenen Materialparameter richtungsabhängig definiert werden. Zur Bestimmung des Kernmaterials in Femap sind folgende Kennwerte notwendig:

Elastizitätsmodul	E_1, E_2, E_3
Schubmodul	G_{12}, G_{23}, G_{13}
Querkontraktionszahl	$\nu_{12}, \nu_{23}, \nu_{13}$

Die Richtungen 1, 2 und 3 verkörpern das Materialspezifisches Koordinatensystem, dessen Ausrichtung in Femap frei definiert werden kann. In diesem Fall decken sich die drei Richtungen mit dem globalen XYZ-Koordinatensystem.

Der E-Modul E_3 stellt dabei den im Druckversuch senkrecht ermittelte E_c dar. E_1 und E_2 beschreiben den E-Modul in der Ebene. Streng genommen sind diese beiden Werte aufgrund der Hexagon-Geometrie nicht gleich gross. Versuche zeigten jedoch, dass die Werte zum einen sehr ähnlich und zum anderen vor allem deutlich kleiner sind als E_3 [6]. Die Schubmoduln G_{23} und G_{13} stellen die im Schubversuch ermittelten Werte in L- und W-Richtung dar. Für den Schubmodul G_{12} sowie die Querkontraktionszahlen ν_{23} und ν_{13} ist sehr wenig in der Literatur zu finden. Die Werte in ESAComp beispielsweise basieren jeweils auf Annahmen. Auch die Werte für die E-Module in der Sandwichebene sind meist basierend auf Annahmen, da sie durch Versuchen sehr schwer bestimmbar sind [13].

Für die neun orthotropen Materialkonstanten wurden die in Tabelle 30 zusammengestellten Werte in Femap eingetragen. Die Werte in den leeren Felder E_3 , G_{23} und G_{13} entstammen den in Kap. 4.3 gemachten Versuche und sind für jede Konfiguration unterschiedlich. Sie werden jeweils bei den Ergebnissen aus den Simulationen in Kap. 5.3 aufgeführt.

Tabelle 30 Materialkennwerte Kern

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert	Quelle
E-Modul	E_1 [N/mm^2]	1	ESAComp
	E_2 [N/mm^2]	1	ESAComp
	E_3 [N/mm^2]	-	Druckversuch senkrecht
G-Modul	G_{12} [N/mm^2]	$1 \cdot 10^{-6}$	ESAComp / ANSYS
	G_{23} [N/mm^2]	-	Schubversuch
	G_{13} [N/mm^2]	-	Schubversuch
Querkontraktionszahl	ν_{12} [-]	0.5	ESAComp / ANSYS
	ν_{23} [-]	$1 \cdot 10^{-3}$	ANSYS
	ν_{13} [-]	$1 \cdot 10^{-3}$	ANSYS

Deckschichtmaterial

Für die Schalenelemente der Deckschicht wird ein Layup definiert, welches die Deckschicht der hergestellten Sandwich-Strukturen repräsentiert. Die Eigenschaften des Deckschichtmaterials sind dabei über alle Konfigurationen gleich. Das verwendete Prepreg wird mit einem 2D-orthotropen Material dargestellt. Dafür sind folgende Kennwerte zur Definition in Femap notwendig:

Elastizitätsmodul	E_1, E_2
Schubmodul	G_{12}, G_{2z}, G_{1z}
Querkontraktionszahl	ν_{12}

Auch bei diesem Material stellen die Richtungen 1 und 2 das materialspezifisches Koordinatensystem dar. Die Richtung 1 entspricht dabei der 0° -Richtung des Gewebes.

Das verwendete Prepreg ist ein Gewebe und besitzt sowohl in 1 als auch in 2 Richtung die gleichen Eigenschaften. Aus diesem Grund sind die Werte für beide Richtungen jeweils identisch. In untenstehender Tabelle sind die Materialkennwerte aufgelistet, wie sie in Femap eingetragen wurden. Die E-Module entstammen den Resultaten aus dem 3-Punkt Biegeversuch. Die restlichen Kennwerte sind von einem vergleichbaren Prepreg aus der Datenbank ESAComp (siehe Anhang I).

Tabelle 31 Materialkennwerte Deckschicht

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert	Quelle
E-Modul	$E_1 [N/mm^2]$	55'000	3-Punkt Biegeversuch
	$E_2 [N/mm^2]$	55'000	3-Punkt Biegeversuch
G-Modul	$G_{12} [N/mm^2]$	3'900	vglb. Prepreg ESAComp
	$G_{1z} [N/mm^2]$	3'000	vglb. Prepreg ESAComp
	$G_{2z} [N/mm^2]$	3'000	vglb. Prepreg ESAComp
Querkontraktionszahl	$\nu_{12} [-]$	0.05	vglb. Prepreg ESAComp

Bei der Deckschicht ändern sich nur die Dicke und die Anzahl Lagen zwischen den drei Konfigurationen. Diese sind jeweils bei der Beschreibung der Ergebnisse in Kap. 5.3 aufgeführt

5.2.3 Randbedingungen

Die Bestimmung der Randbedingungen des Simulationsmodells geschah in Anlehnung an den Druckversuch edgewise. Die Verwendung der RBE2-Elemente bewirkte eine Versteifung der beiden Enden, ähnlich wie bei der Einspannung in der Spannvorrichtung. Die Festsetzung der Randbedingungen erfolgte jeweils am unabhängigen Master-Knoten des Rigid-Elements. Durch die Koppelung mit den abhängigen Knoten der Deckschichtkanten werden die Randbedingungen darüber übertragen.

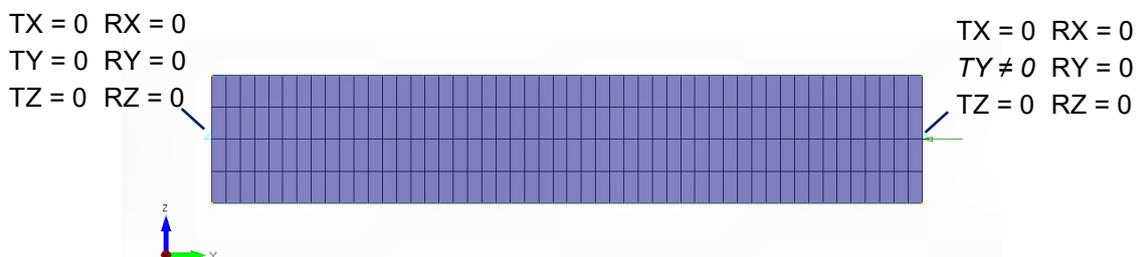


Abbildung 47 Gesetzte Randbedingungen am Simulationsmodell der Sandwich-Struktur

Am linken Master-Knoten in Abbildung 47 sind sämtliche Freiheitsgrade eingeschränkt und das ganze Ende damit fixiert. Am anderen Ende ist einzig die Verschiebung in Y-Richtung zugelassen. Damit kann die Kraft in dieser Richtung eingeleitet werden und sich das Modell entsprechend verformen.

5.2.4 Lasteinleitung

Die Last wird über eines der beiden verstärkten Enden eingeleitet. Die Lasteinleitung erfolgt dabei über den Master-Knoten des RBE2-Elements. Durch die Koppelung der Freiheitsgrade wird die Last gleichmässig auf die Kanten der Deckschicht verteilt. Als Last dient dabei eine konstante Einheitskraft von 100N, welche in negativer Y-Richtung auf die Sandwich-Struktur einwirkt.

5.3 Ergebnisse Eigenwert-Beulanalyse

Zum Vorhersagen der lokalen Instabilitäten eignet sich eine lineare Eigenwert-Beulanalyse. Dabei wird eine Last P normal auf das Bauteil aufgetragen. Die Analyse liefert dann einen Eigenwert λ als Lastvielfaches. Dieser Wert mit der aufgebrachten Kraft multipliziert ergibt dann die kritische Last P_{cr} , bei der die lokalen Instabilitäten auftreten. Als Einheitslast wurde 100N gewählt. Durch Teilen der kritischen Last mit der Deckschichtfläche, kann die kritische Spannung berechnet werden.

$$\sigma_{cr} = \frac{P_{cr}}{2 \cdot b \cdot t_f} = \frac{P \cdot \lambda}{2 \cdot b \cdot t_f} \quad (5.1)$$

Im Folgenden wird auf die auftretenden Instabilitäten und deren kritischen Spannungen für die drei Konfigurationen eingegangen.

5.3.1 Facesheet Wrinkling

Die Simulation des FE-Modells der Konfiguration Facesheet Wrinkling geschah gemäss obenstehender Beschreibung. Die Deckschicht wurde als Layup mit einer Lage von 0.4mm Dicke definiert. Die für diese Konfiguration spezifischen Materialkennwerte, welche in Kap. 5.2.2 nicht aufgelistet waren sind in Tabelle 32 zusammengestellt.

Tabelle 32 Material: Konfiguration Facesheet Wrinkling

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert
E-Modul Kern	E_3 [N/mm^2]	142.3
G-Modul Kern	G_{23} [N/mm^2]	40.35
	G_{13} [N/mm^2]	28.40

Die Eigenwert-Beulanalyse lieferte ein Facesheet Wrinkling der Sandwich-Struktur (siehe Abbildung 48). Es tritt dabei komplett symmetrisch auf, sowohl in der XY- als auch in der XZ-Ebene. Das Ergebnis für die kritische Spannung ist in Tabelle 33 aufgelistet.

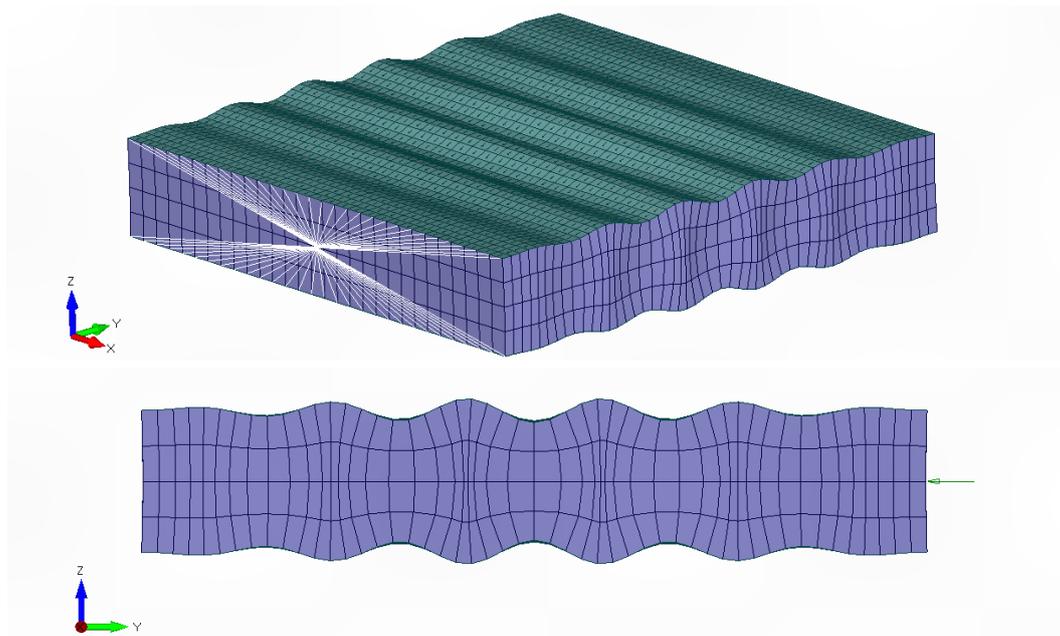


Abbildung 48 Simulationsergebnis Konfiguration Facesheet Wrinkling

Tabelle 33 Resultat Konfiguration Facesheet Wrinkling

Instabilität	Krit. Spannung [N/mm^2]
Facesheet Wrinkling	418.9

Der erhaltene Wert ist sehr ähnlich wie der aus der Formel (2.2). Eine ausführliche Diskussion darüber ist in Kap. 6.1 zu finden.

5.3.2 Intracell Buckling

Bei der Simulation der Konfiguration Intracell Buckling war klar, dass dieses Versagen nicht eins zu eins abgebildet werden kann. Dieser Versagensmode ist hauptsächlich abhängig von der Zellgeometrie und der Größe der Waben. Der verwendete Modellierungsansatz mit einem Kern aus Volumenelementen deckt diese Geometrien nicht ab. Gleichwohl wurde analog den anderen beiden Konfigurationen eine Eigenwert-Beulanalyse durchgeführt. Als Deckschicht wurde, wie bei der Konfiguration Facesheet Wrinkling, ein Layup mit einer Lage und einer Dicke von 0.4mm definiert. Die Konfigurationsspezifischen Materialkennwerte sind in Tabelle 34 aufgelistet.

Tabelle 34 Materialkennwerte: Konfiguration Intracell Buckling

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert
E-Modul Kern	E_3 [N/mm^2]	76.21
G-Modul Kern	G_{23} [N/mm^2]	31.94
	G_{13} [N/mm^2]	17.56

Die Simulation mit dem idealisierten Modell lieferte ebenfalls ein symmetrisches Facesheet Wrinkling. Das verformte Bauteil ist in Abbildung 49 dargestellt. Das Resultat für die kritische Spannung ist in Tabelle 35 eingetragen.

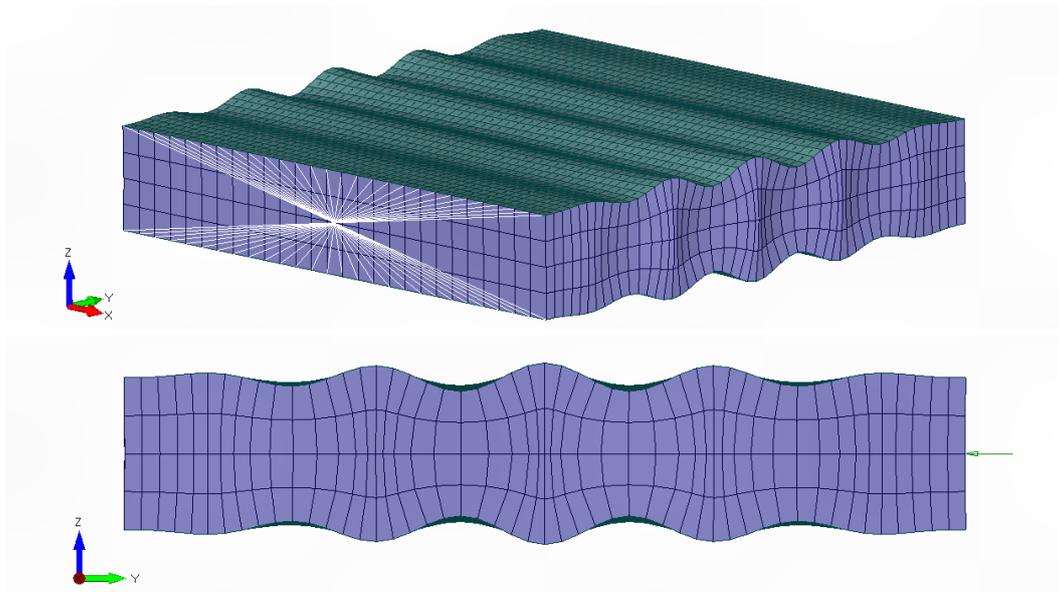


Abbildung 49 Simulationsergebnis Konfiguration Intracell Buckling

Tabelle 35 Resultat Konfiguration Intracell Buckling

Instabilität	Krit. Spannung [N/mm^2]
Facesheet Wrinkling	311.6

Um trotzdem eine Aussage bezüglich Vorhersehbarkeit des Intracell Bucklings machen zu können wurde dafür auch noch das detaillierte Modell aus der Vorgängerarbeit herbeigezogen. Die Randbedingungen wurden soweit als möglich an die des idealisierten Modells angelehnt, um eine gewisse Vergleichbarkeit zu erhalten. Der restliche Aufbau des Modells blieb grundsätzlich unverändert. Er entspricht dem Stand, wie es dort beschrieben wurde [1]. Einzig die Parameter der Deckschicht wurden angepasst und entsprechen den Eingaben beim idealisierten Modell. Leider lieferte auch die Simulation mit diesem Modell und den oben beschriebenen Anpassungen kein Intracell Buckling. Es versagte jeweils die Zellwände der Waben. Auch mit den ursprünglichen Randbedingungen konnte dieser Versagensmode nicht hervorgerufen werden.

Um weitreichendere Änderungen am detaillierten Modell zu machen, oder gar ein neues Modell aufzubauen fehlte im Rahmen dieser Arbeit die Zeit dazu.

5.3.3 Shear Core Crimping

Die Simulation des FE-Modells der Konfiguration Facesheet Wrinkling geschah gemäss vorangegangener Beschreibung. Die Deckschicht wurde als Layup mit einer Lage und einer Dicke von 0.85mm definiert. Die Konfigurationsspezifischen Materialkennwerte sind in Tabelle 36 aufgelistet.

Tabelle 36 Materialkennwerte Konfiguration Shear Core Crimping

Eigenschaft	Formelzeichen	Wert
E-Modul Kern	E_3 [N/mm^2]	66.66
G-Modul Kern	G_{23} [N/mm^2]	17.75
	G_{13} [N/mm^2]	32.53

Wie bei den gemachten Versuchen liefert auch die Eigenwert-Beulanalyse ein globales Beulen der Sandwich-Struktur. Das deformierte Modell ist in Abbildung 50 dargestellt.

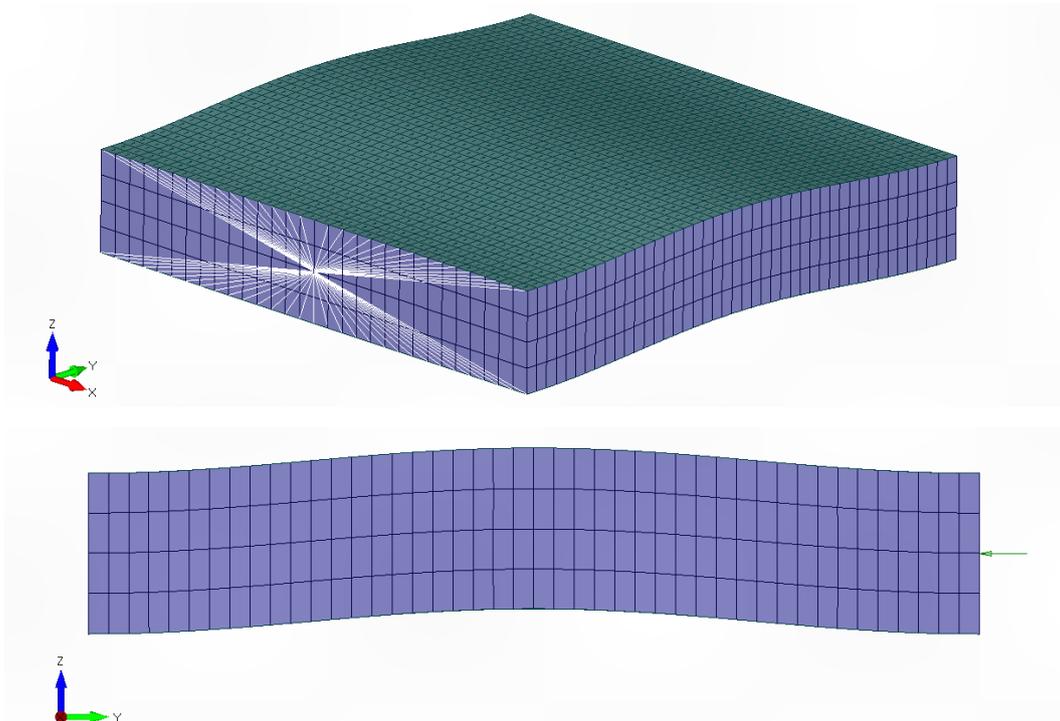


Abbildung 50 Simulationsergebnis Konfiguration Shear Core Crimping

Durch experimentieren mit verschiedenen Randbedingungen wurde versucht, zumindest mit dem Simulationsmodell ein Shear Core Crimping herbeiführen zu können. Durch freisetzen der Verschiebung transversal zur Sandwichebene an der Lasteinleitungsstelle gelang dies auch. Wie in Abbildung 51 ersichtlich knickt dabei eines der Enden in Z-Richtung aus. Eine Diskussion über das Auftreten von Shear Core Crimping bei verschiedenen Randbedingungen erfolgt in Kapitel 6.3

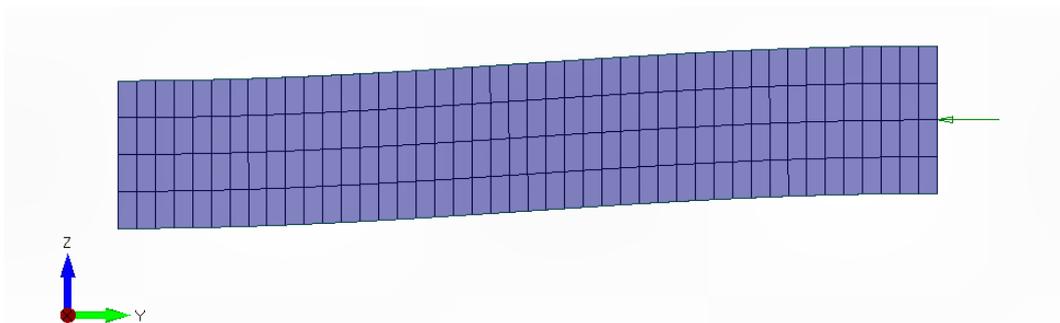


Abbildung 51 Simulationsergebnis mit geänderten Randbedingungen

Die erhaltene Werte für die kritischen Spannungen sind in Tabelle 37 aufgelistet.

Tabelle 37 Resultate Konfiguration Shear Core Crimping

Instabilität	Krit. Spannung [N/mm^2]
Globales Beulen	155.1
Shear Core Crimping	135.0

Die ermittelten Spannungen decken sich relativ gut mit den Werten aus den Berechnungsformeln und Versuchen. Ein Vergleich davon ist in Kap. 6.3 zu finden.

5.4 Parameterstudie

In diesem Abschnitt wird der Einfluss verschiedener Einflussgrößen auf die Resultate, der in Kap. 5.3 durchgeführten Eigenwert-Beulanalysen untersucht. Die Parameterstudie beschränkt sich dabei auf das Simulationsmodell der Konfiguration Facesheet Wrinkling. Folgende Größen werden in diesem Kapitel untersucht:

- Einfluss der Elementgröße in Lastrichtung und transversal zur Sandwichebene
- Einfluss einiger Materialparameter von Kern und Deckschicht

Dabei wird jeweils eine Kenngröße verändert und deren Einfluss auf die kritischen Spannungen aufgezeichnet. Abgesehen davon entspricht das Simulationsmodell dem Stand, wie es in Kap. 5.2 erklärt ist. Die Studie stellt keinen Anspruch auf Vollständigkeit ist sicher nicht abschliessend. Gleichwohl soll sie einen Überblick geben, an welchen Einflussgrößen herumgeschraubt werden muss, um näher an Versuchsergebnisse heranzukommen. Die detaillierten Unterlagen mit den untersuchten Werten befinden sich in Anhang V.

5.4.1 Einfluss der Elementgröße

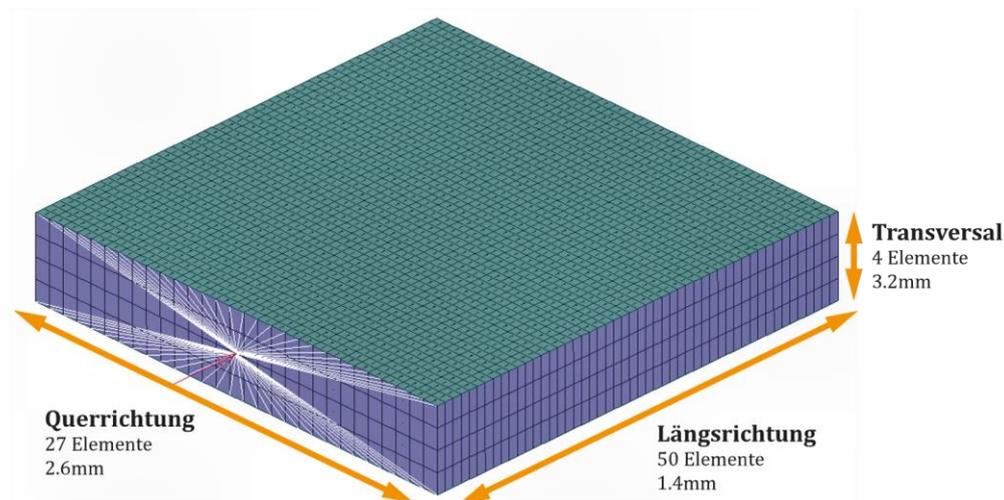


Abbildung 52 Elementgrößen des Simulationsmodells

In Abbildung 52 ist die standardmäßige Vernetzung mit den gewählten Elementgrößen dargestellt. In diesem Abschnitt wird auf den Einfluss der Elementgröße in Längsrichtung, sowie transversal zur Sandwichebene Bezug genommen. In Querrichtung hat die Elementgröße einen vernachlässigbar kleinen Einfluss. Der Differenz der Resultate für die kritische Spannung bei 10 oder 50 Elementen entlang der Kante ist kleiner als 0.1%.

Einfluss der Elementgröße in Längsrichtung

Die kritische Spannung wurde hier der Elementgröße in mm gegenübergestellt. Die Kurve in Abbildung 53 zeigt, dass die gewählte Elementgröße von 1.4mm in Längsrichtung relativ aussagekräftige Resultate liefert. Mit noch kleineren Elementgrößen machen die Resultate nicht mehr grosse Sprünge. Auf der anderen Seite nimmt die kritische Spannung mit zunehmender Elementgröße exponentiell zu.

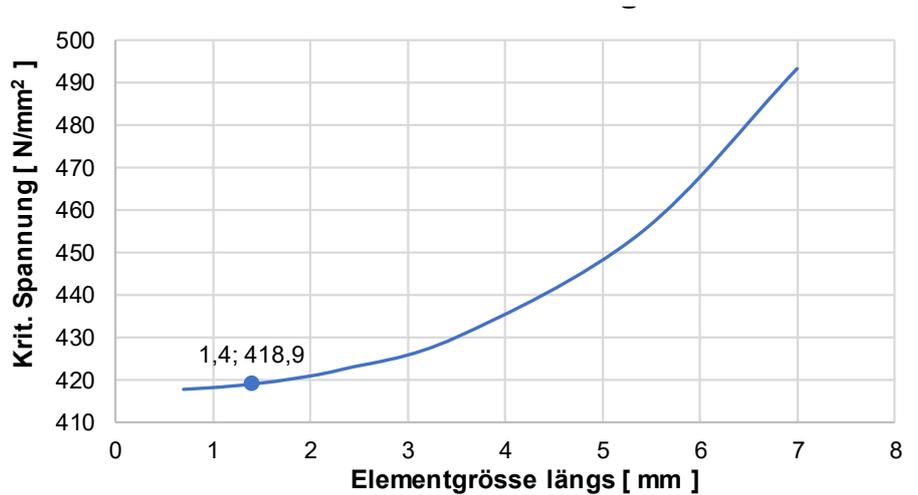


Abbildung 53 Einfluss der Elementgröße in Längsrichtung

Einfluss der Elementgröße transversal zur Sandwichebene

Die Abhängigkeit der kritischen Spannung wurde hierbei der Anzahl Elemente gegenübergestellt. In der Regel wird die Kerndicke der Sandwich-Strukturen mit drei bis sechs Elementen dargestellt. Diese bleibt über die gesamte Sandwichebene konstant und ist unabhängig von der Grösse des Bauteils. Der Einfluss der Elementanzahl ist in Abbildung 54 dargestellt.

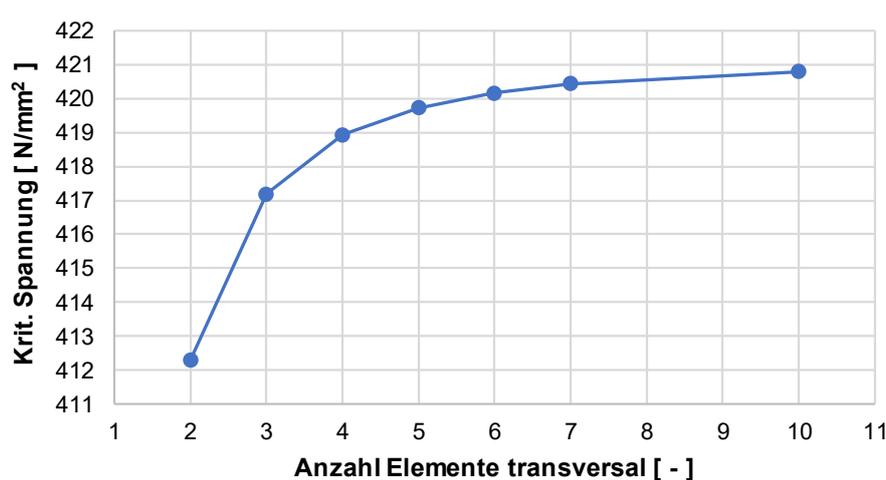


Abbildung 54 Einfluss der Elementanzahl transversal zur Sandwichebene

Es zeigt sich, dass sich die Wahl von vier Elementen als relativ passend erwiesen hat. Mit mehr Elementen ist die Änderung der kritischen Spannungen nicht mehr so gross und die Kurve flacht ab. Ausserdem hat sich beim Durchführen dieser Parameterstudie gezeigt, dass ab fünf Elemente die Rechenzeit spürbar grösser wird.

5.4.2 Einfluss der Materialparameter

Dieser Abschnitt beschränkt sich auf den E-Modul der Deckschicht, sowie den Druck E-Modul und den G-Modul des Kerns. Dies sind Werte, welche in den durchgeführten Versuchen ermittelt wurden. Damit soll die Anfälligkeit des Simulationsmodells auf unzufriedenstellende oder nicht so aussagekräftige Versuchswerte aufgezeigt werden.

Einfluss E_f

Untersucht wurde der Einfluss des Deckschicht-E-Moduls auf die kritische Spannung. Dieser konnte in den Versuchen nicht abschliessend bestimmt werden. Es zeigte sich, dass die kritische Spannung praktisch linear abhängig vom Elastizitätsmodul ist. Damit deckt sich das FE-Modell in

dieser Hinsicht mit den Formeln. Sie haben ebenfalls beide eine nahezu lineare Abhängigkeit mit E_f . Die vier untersuchten Werte, sowie eine Trendlinie sind in Abbildung 55 ersichtlich.

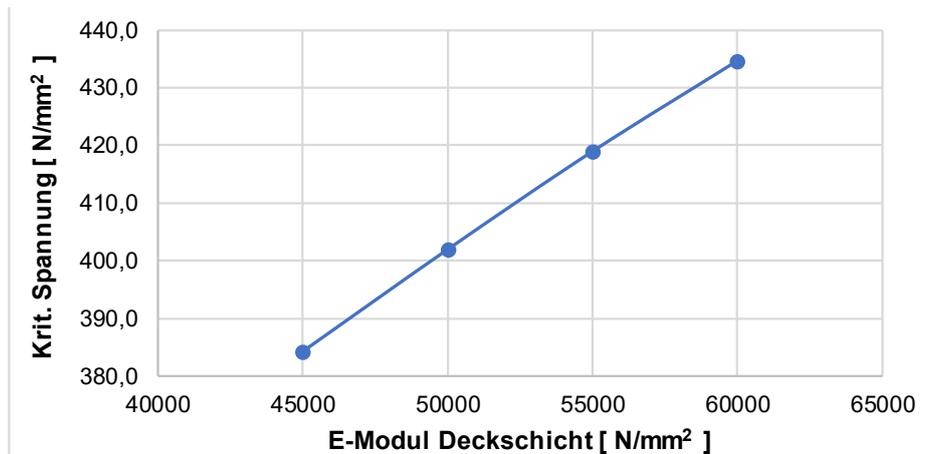


Abbildung 55 Einfluss von E_f auf die kritische Spannung

Der Graph veranschaulicht ebenfalls, dass eine Änderung des Deckschicht-E-Moduls einen relativ grossen Einfluss auf die kritische Spannung hat.

Einfluss E_c

Der Einfluss vom E-Modul des Kerns wurde mit sechs verschiedenen Werten untersucht. Es wurde versucht, die für diese Arbeit verwendeten Kerne abdecken zu können. Die Abhängigkeit der kritischen Spannung von dieser Grösse ist nicht ganz linear. In Abbildung 56 ist ersichtlich, dass die Kurve leicht konkav ist.

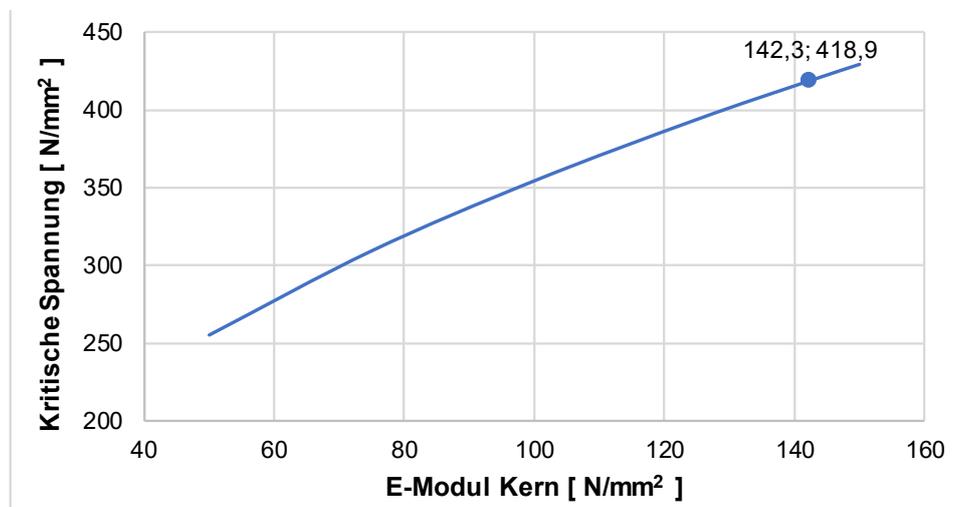


Abbildung 56 Einfluss von E_c auf die kritische Spannung

Auch hier kann festgehalten werden, dass der E-Modul des Kerns einen merklichen Einfluss auf das Ergebnis hat.

Einfluss G_c

Teil der Untersuchung war auch der Schubmodul des Kerns in Längs- und Querrichtung. Es stellte sich heraus, dass der Einfluss dieser Grössen auf das Resultat sehr gering ist. Eine Variation der Schubmoduln von ± 10 N/mm² hatte eine Veränderung der kritischen Spannung von weniger als 0.5%. Eine genaue Auflistung der untersuchten Werte ist in Anhang V ersichtlich

6 Diskussion der Ergebnisse

Dieses Kapitel dient dazu, die erhaltenen Resultate aus der Simulation (siehe Kap. 5) mit denen aus den Versuchen (siehe Kap. 4) und den Formeln (siehe Kap. 3) zu vergleichen. Geometrie- und Werkstoffkenngrößen für die Formeln entsprachen den Werten, welche auch für die Simulation genutzt wurde. Die stammen, wenn möglich aus den Versuchen und sonst aus Werkstoffdatenbanken oder Datenblätter vergleichbarer Materialien. Die Resultate der Versuche und Simulation decken sich mit denen aus den vorangegangenen Kapiteln. Die dabei erhaltenen Ergebnisse werden noch genauer analysiert und diskutiert.

6.1 Konfiguration Facesheet Wrinkling

Der lokale Versagensmode Facesheet Wrinkling konnte in den durchgeführten Versuchen nicht herbeigeführt werden. Folglich ist es leider nicht möglich, das erstellte Simulationsmodell mit Versuchsergebnisse validieren zu können. Gleichwohl findet in diesem Abschnitt ein Vergleich der Resultate aus der Simulation mit den prognostizierten Werten aus den Formeln.

6.1.1 Vergleich der Resultate

In untenstehender Tabelle sind die verschiedenen Resultate gegenübergestellt. Die beiden Berechnungsformeln stammen aus dem Theoriekapitel 2.2.1 .

Tabelle 38 Vergleich der Ergebnisse: Konfiguration Facesheet Wrinkling

Berechnungsmethode	Instabilität	Krit. Spannung [N/mm^2]
Formel (2.1)	Facesheet Wrinkling	292.8
Formel (2.2)	Facesheet Wrinkling	407.1
FE-Model	Facesheet Wrinkling	418.6
Druckversuch edgewise	Deckschichtversagen	245.9

Das Resultat aus der FE-Simulation liegt relativ nahe am Wert aus der Formel (2.2). In der durchgeführten Parameterstudie zeigte sich auch, dass die Formel eine ähnliche Abhängigkeit vom E-Modul der Deckschicht hat. Die Formel (2.1) hat keine Abhängigkeit der Deckschichtdicke und sagt deshalb deutlich geringere Spannungen voraus. Das lässt vermuten, dass diese Formel nur für sehr dünne Deckschichten zuverlässige Resultate liefert.

Im Druckversuch edgewise versagte jeweils die Deckschicht durch Abscherung des Laminats. Dies bei Spannungen, die tiefer sind als diese für das Auftreten des Facesheet Wrinklings.

6.1.2 Zusätzliche Bemerkungen

Die Hauptursache für das Nichteintreten des Facesheet Wrinklings während den Versuchen, war sehr wahrscheinlich die relativ dicken Deckschichten. Durch die geänderte Herstellung der Sandwichplatten im Vergleich zur Vorgängerarbeit sind die Deckschichten deutlich dicker geworden. Das separate Herstellen der Deckschichten lieferte zwar qualitativ gute Lamine ohne grossen Harzverlust. Dadurch sind die Deckschichten mit 0.4mm anstelle der geplanten 0.26mm jedoch nicht mehr ganz so dünn, was dem Auftreten des Facesheet Wrinklings mit grosser Wahrscheinlichkeit negativ entgegenwirkte.

Das Druckversagen der Deckschichten beim Druckversuch edgewise ist auf eine Reihe von Imperfektionen bei der Vorbereitung der Proben zurückzuführen. Der Ausgang des Versuchs ist sehr stark abhängig von möglichst perfekten Proben. Schon kleine Parallelitäts- und Winkelfehler

der Kanten können einen grossen Einfluss auf das Resultat haben [15]. In Abbildung 57 sind diese grafisch dargestellt. Durch das Zuschneiden der Proben mit einer Kreissäge von Hand sind solche Winkelfehler sehr schwer zu vermeiden. Die Enden der Proben die mit Harz verstärkt worden sind, sind nachträglich noch geschliffen worden. Dies sollte dazu dienen eine glatte Fläche ohne überschüssiges Harz zu erhalten.

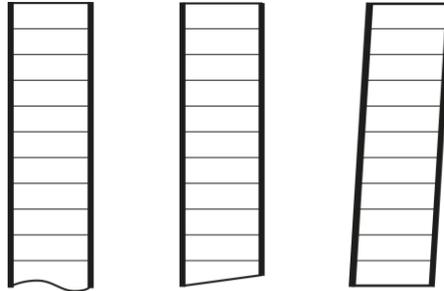


Abbildung 57 Wellige oder Schräge Enden, sowie Winkelfehler

Ebenfalls einen Einfluss auf das Auftreten eines Facesheet Wrinkling hat die ursprüngliche Welligkeit der Deckschichten [8]. Durch die Krafteinwirkung wird diese noch verstärkt was zu einem Versagen unterhalb der Vorhersagen führt. Die Welligkeit der Deckschicht an sich sollte aufgrund deren separaten Herstellung jedoch nicht allzu gross sein. Daneben gibt es aber noch die Welligkeit der einzelnen Lagen resp. Fasern. Dabei wird zwischen der Welligkeit in der Schichtebene (engl. in-plane waviness, siehe Abbildung 59) und der Welligkeit senkrecht zur Schichtebene (engl. out-of-plane waviness, siehe Abbildung 58) unterschieden. Beide entstehen bei der Herstellung der Deckschichten [23].

Die Welligkeit in der Schichtebene entsteht vor allem bei der Herstellung, beispielsweise beim Drapieren der Prepregs. Sie hat primär Einfluss auf die Druckfestigkeit und weniger auf den E-Modul. Dies konnte bei Experimenten mit unidirektionalen Carbon Laminaten festgestellt werden. Die Welligkeit senkrecht zur Schichtebene ist bei der Verwendung von Geweben bis zu einem gewissen Grad normal und nicht vermeidbar. Gleichwohl sinkt auch hier sowohl der E-Modul als auch die Druckfestigkeit mit zunehmender Welligkeit [24].

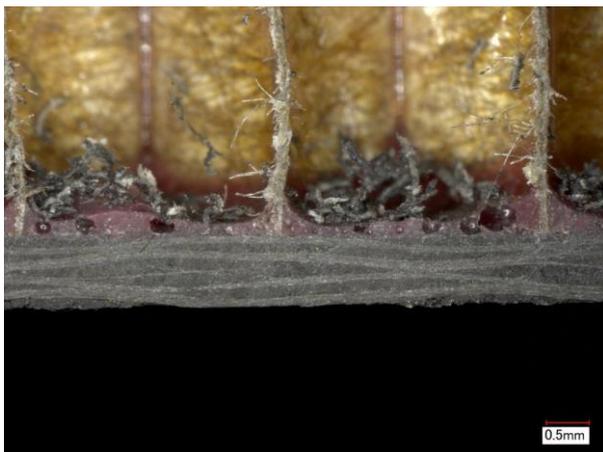


Abbildung 58 Welligkeit der Deckschichtlagen



Abbildung 59 Welligkeit der Fasern

In diese Richtung müsste noch genauer recherchiert werden, um eine fundiertere Aussage solcher Einflüsse auf die Eigenschaften von Sandwich-Strukturen machen zu können.

6.2 Konfiguration Intracell Buckling

Der lokale Versagensmode Intracell Buckling konnte in den durchgeführten Versuchen durchgängig herbeigeführt werden. Leider war es nicht möglich, das Simulationsmodell damit zu validieren. Dies aus dem Grund, da die Instabilität in Femap mit den gegebenen Eigenschaften der hergestellten Proben nicht herbeigeführt werden konnte. In diesem Abschnitt findet deswegen vor allem ein Vergleich der analytischen Formeln mit den Versuchswerten statt.

6.2.1 Vergleich der Resultate

Die Resultate aus den Berechnungsformeln liefern sehr unterschiedliche Resultate. Dies zeigte sich schon bei der Auslegung der Konfiguration (siehe Kap. 3.2). Die beiden Formeln jedoch sollen nachweislich eher konservative Resultate liefern [9]. Umso mehr überrascht es, dass die kritischen Spannungen, welche in den Versuchen ermittelt wurden, zwischen den beiden Werten aus den Formeln liegen. Eine Auflistung der Werte ist in untenstehender Tabelle zu finden.

Tabelle 39 Vergleich der Resultate: Intracell Buckling

Berechnungsmethode	Instabilität	Krit. Spannung [N/mm^2]
Formel (2.3)	Intracell Buckling	107.7
Formel (2.5)	Intracell Buckling	234.2
FE-Modell	Facesheet Wrinkling	311.6
Druckversuch edgewise	Intracell Buckling	125.9

Das idealisierte FE-Modell lieferte ein symmetrisches Facesheet Wrinkling bei deutlich höheren Spannungen. Beim detaillierten Modell versagte der Kern bevor ein Intracell Buckling eintrat.

6.2.2 Zusätzliche Bemerkungen

Die Formel (2.5) von Thomsen und Banks wurde in deren Report mit verschiedenen Proben validiert. Bei Deckschichtdicken von 0.25mm waren die Versuchswerte rund 15% grösser als mit der Formel vorhergesagt. Bei einigen Proben war die Deckschicht jedoch etwas dicker und die Resultate hatten Abweichungen von 50% [9]. Daraus lässt sich schliessen, dass diese Formel primär für sehr dünne Deckschichten anwendbar ist. Leider ist die effektive Dicke dieser Deckschicht nicht deklariert und es bleibt nur eine Vermutung.

Auf der anderen Seite sind die erhaltenen Versuchsergebnisse tiefer als mit der Formel von Thomsen und Banks vorhergesagt. Auch in der Vorgängerarbeit, mit Imperfektionen in den Deckschichten, waren die erhaltenen kritischen Spannungen höher als mit den Formeln vorausgesagt [1]. Sowohl die Formeln von Thomsen und Banks als auch die von Sullins Smith und Spier geben keinen Gültigkeitsbereich für die Deckschichtdicke an.

Aus diesen Erkenntnissen lässt sich ableiten, dass die Deckschichten der hergestellten Proben wohl zu dick waren. Die Versuchswerte waren zwar relativ konsistent, widersprechen jedoch sämtlichen Erwartungen und Erkenntnissen aus bisherigen Arbeiten. Daneben gelten auch in diesem Fall, die bei der Konfiguration Facesheet Wrinkling besprochenen Fehler bei der Probenherstellung (siehe Kap. 6.1.2). Möglichst perfekte Proben sind auch beim Nachweis des Intracell Bucklings enorm wichtig.

Das Intracell Buckling konnte leider im Rahmen dieser Arbeit auch nicht durch die FE-Simulation herbeigeführt werden. Hier müsste ein neues Modell entwickelt werden, welches die Gegebenheiten des Druckversuchs Edgewise besser abbildet.

Aufgrund der zum Teil sehr unterschiedlichen und gegensätzlichen Resultate lässt sich unter dem Strich auch hier keine definitive Aussage über die Aussagekraft der analytischen machen.

6.3 Konfiguration Shear Core Crimping

Bereits bei der Auslegung der Konfiguration war klar, dass die Wahrscheinlichkeit des Auftretens vom globalen Beulen sehr hoch ist. Die analytischen Resultate für Shear Core Crimping und Beulen liegen sehr nahe beieinander.

Einige Arbeiten geben an, dass das Shear Core Crimping erst nach dem Beulen der Sandwich-Struktur eintritt (engl. post-buckling failure) [2]. Dies konnte jedoch in den Versuchen nicht beobachtet werden. Der relativ weiche Kern wurde einfach weiter zusammengedrückt.

6.3.1 Vergleich der Resultate

Die erhaltenen Resultate für die jeweiligen Instabilitäten sind in untenstehender Tabelle zusammengetragen.

Tabelle 40 Vergleich der Ergebnisse: Shear Core Crimping

Berechnungsmethode	Instabilität	Krit. Spannung [N/mm^2]
Formel (2.6)	Shear Core Crimping	132.6
Formel (2.7)	Shear Core Crimping	150.9
Formel (2.8)	Globals Beulen	139.5
FE-Modell	Globals Beulen	155.1
FE-Modell	Shear Core Crimping	135.0
Druckversuch edgewise	Globals Beulen	140.8

Das Auftreten des globalen Beulens deckt sich sehr gut mit der erwarteten Spannung aus der Berechnungsformel. Die Differenz der kritischen Spannungen beträgt nur rund 1%. Die Simulation des FE-Modells lieferte etwas konservativere Resultate. Die erhaltene Beulspannung liegt rund 10% über den gemittelten Versuchswerten. Die höchste Spannung trat bei der Probe SC-E01 auf und betrug $155.3 N/mm^2$, was dem Wert aus der Simulation entspricht.

Damit lässt sich sagen, dass sowohl die Simulation als auch die Berechnungsformel gute Resultate für das globale Beulen liefert.

6.3.2 Zusätzliche Bemerkungen

Bei der Fehlersuche und der damit verbundenen Recherche fiel die unterschiedliche Darstellungsweise der lokalen Instabilität Shear Core Crimping ins Auge. In einigen Quellen werden die eingespannten Enden der Proben versetzt dargestellt [2] (siehe Abbildung 60 rechts). Andere wiederum entsprechen dem Setup dieser Arbeit mit koaxialen Enden [25] (siehe Abbildung 60 links).

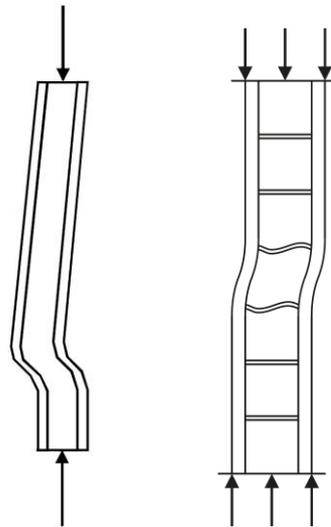


Abbildung 60 Unterschiedliche Darstellung Shear Core Crimping [25] [2]

Auch die Simulation in Femap brachte Shear Core Crimping hervor, nachdem der Freiheitsgrad transversal zur Sandwichebene freigegeben wurde (siehe 5.3.3). Aufgrund mangelnder Zeit konnte in dieser Arbeit nicht mehr probiert werden, durch Ändern der Randbedingungen die lokale Instabilität nachzuweisen. Bei einem erneuten Versuch wäre dies ein Ansatz, um ein Shear Core Crimping herbeiführen zu können.

7 Schlussbemerkungen

In diesem Kapitel werden noch einmal rückblickend die wichtigsten Erkenntnisse aus dieser Arbeit zusammengefasst. Die hier gemachten Aussagen beruhen auf Resultate und Beobachtungen aus den vorangegangenen Kapitel.

7.1 Wichtige Erkenntnisse und Verbesserungsvorschläge

Rückblickend können einige Punkte festgehalten werden, die sich bewährt haben oder im Falle einer erneuten Durchführung anders angegangen werden sollten. Im Folgenden ist eine Aufzählung der wichtigsten Erkenntnisse aus den verschiedenen Bereichen dieser Arbeit zu finden.

7.1.1 Auslegung der Sandwich-Strukturen

Punkte die sich bewährt haben

- Das plotten der Abhängigkeiten verschiedener Einflussgrößen auf die kritischen Spannungen gibt einen guten Überblick über deren Auswirkung.
- Die Wahl von Waben mit der Standarddicke 12.7mm hat sich insofern bewährt, als die Datenblattwerte sehr gut mit den ermittelten Kennwerten übereinstimmen. Im Falle einer anderen Kerndicke sind diese meist unterschiedlich als vom Hersteller angegeben.

Verbesserungsvorschläge

- Musterwaben von Euro-Composites wurden kostenlos und enorm schnell und unkompliziert zur Verfügung gestellt. Jedoch sind nicht alle Waben als Muster erhältlich, was die Auswahl dafür etwas einschränkt.

7.1.2 Herstellung Sandwich-Strukturen

Punkte die sich bewährt haben

- Ein separates herstellen des Laminates liefert qualitativ gute Deckschichten
- Die Verwendung des Klebfilms bietet eine sehr gute Haftung zwischen Deckschicht und Kern. Bei keiner der geprüften Proben versagte die Klebschicht.

Verbesserungsvorschläge

- Vor der Produktion sämtlicher Sandwichplatten sollte unbedingt ein kleines Teststück hergestellt werden. Dies dient zum Überprüfen des Fertigungsprozesses. Zudem können die erwarteten Spannungen für die hergestellte Konfiguration anhand der Berechnungsformeln überprüft werden.
- Eventuell könnte auch eine 1-Lagige Deckschicht nach dem gleichen Herstellprinzip produziert werden. Damit würde die Deckschicht dünner.

7.1.3 Versuchsdurchführung

Punkte die sich bewährt haben

- Die Aufzeichnung des Druckversuch edgewise mit drei Kameras gibt einen guten Rundumblick der Proben. Es sollten jedoch wenn möglich zuerst eine oder zwei Testproben pro Konfiguration geprüft werden, um das optimale Setup von Kamera und Belichtung zu ermitteln.
- Das Verstärken der Probenenden mit Epoxidharz verhindert ein Zusammenstauchen.

Verbesserungsvorschläge

- Das Zuschneiden der Proben sollte wenn möglich maschinell erfolgen, um Form- und Lagefehler auf ein Minimum zu reduzieren.
- Um möglichst viele Fehler bei der Herstellung ausschliessen zu können, müssten mehr Proben aus verschiedenen Chargen verwendet werden
- Für den Druckversuch edgewise sollten mehr Proben zugeschnitten werden. Im Falle eines ungewollten Versagens können die Randbedingungen laufend angepasst werden, bis der Versagensmode wie gewünscht eintritt.
- Für den Druckversuch edgewise müsste versucht werden, die Spannvorrichtung seitlich verschiebbar zu machen, um die lokale Instabilität Shear Core Crimping herbeiführen zu können. Dies könnte beispielsweise durch die Verwendung von Rollen oder zwei aufeinanderliegenden Keile bewerkstelligt werden.
- Der Schubversuch könnte in einem zukünftigen Projekt, bei Verwendung von Waben mit der Kerndicke 12.7mm, ausgelassen werden. Der Versuch ist relativ aufwendig und im Grossen und Ganzen lieferte er sehr ähnliche Werte wie auf dem Datenblatt angegeben. Zudem hat dieser Parameter einen sehr kleinen Einfluss auf das Simulationsmodell (zumindest für die Konfiguration Facesheet Wrinkling)

7.2 Fazit

Leider entsprechen die gewonnenen Erkenntnisse dieser Arbeit nicht den zu Beginn des Projekts gewünschten Resultaten. Für die Konfiguration Facesheet Wrinkling und Shear Core Crimping konnte ein Simulationsmodell entwickelt werden, welches zum Teil sehr gut mit den Berechnungsformeln aus der Literatur übereinstimmt. Ziel dieses Projektes sollte es jedoch sein, das Modell mit geeigneten Versuchen zu validieren. Aufgrund der zum Teil unzufriedenstellenden Ergebnisse gelang dies nicht. Das Intracell Buckling konnte zwar in den Versuchen herbeigeführt werden, entsprach aber nicht den erwarteten Resultaten. Zudem gelang es nicht, diesen Versagensmode mit der hergestellten Konfiguration in der Simulation herbeizuführen.

Der hybride Modellierungsansatz des FE-Modells mit einem Kern aus Volumenelementen kann für die lokalen Instabilitäten Facesheet Wrinkling und Shear Core Crimping verwendet werden. Um das Auftreten des Intracell Bucklings vorherzusagen, führt der Weg nicht an einem detaillierten Simulationsmodell vorbei. Dieser lokale Versagensmode ist zum Grossteil von der Zellgeometrie und -grösse abhängig. Diese werden beide durch den idealisierten Kern nicht berücksichtigt. Es empfiehlt sich dafür ein neues Modell zu entwickeln, welches vom Aufbau und den Randbedingungen her, dem idealisierten Modell ähnelt.

Bei den Versuchen konnte festgestellt werden, dass zufriedenstellende Resultate vor allem von qualitativ sehr guten Proben abhängig sind. Es zeigt, dass das Gebiet der Sandwich-Strukturen generell, aber vor allem auch der Bereich der hier untersuchten lokalen Instabilitäten relativ heikel und komplex ist. Durch die Verwendung mehrerer Materialien im Sandwichverbund erhöht sich auch die Anzahl möglicher Fehlerquellen bei deren Herstellung. Vom exakten Zuschneiden und Drapieren des Prepregs, über das Verpressen zu einem Sandwichverbund, bis zum Zuschneiden der Proben ist viel Know-How erforderlich, um qualitativ perfekte Sandwich-Strukturen zu erhalten.

Literaturverzeichnis

- [1] S. Jabornegg, „Modellierung und Validierung von lokalen Instabilitäten an einer Sandwichstruktur,“ Hochschule Luzern Technik & Architektur, Horw, 2018.
- [2] S. V. Kilchert, Nonlinear finite element modelling of degradation and failure in folded core composite sandwich structures, University of Stuttgart, Institute of Aircraft Design, 2013.
- [3] C. Kassapoglou, Design and Analysis of Composite Structures, Chichester: Wiley, 2013.
- [4] Hexcel Composites, „HexWeb Wabensandwichkonstruktions-Technologie,“ Duxford, 2001.
- [5] P. Portmann, Skript Sandwichtechnologie, Hochschule Luzern - Technik & Architektur, 2018.
- [6] C. C. Foo, G. B. Chai und L. K. Seah, „Mechanical properties of Nomex material and Nomex honeycomb structure,“ *Composite Structures* 80, pp. 588-594, 2007.
- [7] R. P. Ley, W. Lin und U. Mbanefo, Facesheet Wrinkling in Sandwich Structures, NASA, 1999.
- [8] R. T. Sullins, G. W. Smith und E. E. Spier, Manual for Structural Stability Analysis of Sandwich Plates and Shells, NASA, 1969.
- [9] O. T. Thomsen und W. M. Banks, „An improved model for the prediction of intra-cell buckling in CFRP sandwich panels under in-plane compressive loading,“ *Composite Structures* 65, pp. 259-265, 2004.
- [10] S. Heimbs, P. Middendorf und M. Maier, „Honeycomb Sandwich Material Modeling for Dynamic Simulations of Aircraft Interior Components,“ 9th International LS-DYNA Users Conference, 2006.
- [11] DIN, „DIN 53294 - 53294,“ in *Prüfung von Kernverbunden*, 1982.
- [12] ISO, Faserverstärkte Kunststoffe - Bestimmung der Biegeeigenschaften, 2011.
- [13] E. Nast, „Materialparameter für Sandwichkonstruktionen,“ *Technische Mechanik*, pp. 55-62, 1997.
- [14] M. Syed, R. Shankar und M. Hussain, „Flexural Behavior of Sandwich Composite Panels Under 4-Point Loading,“ *International Journal of Materials Science, Volume 11*, pp. 47-55, 2016.
- [15] Department of Defense, United States of America, „MIL-STD-401B,“ in *Sandwich Constructions and Core Materials; General Test Methods*, Washington D.C., 1967.
- [16] C. Jaroschek, „Das Ende des Biegemoduls,“ *Zeitschrift Kunststofftechnik* 8 (2012), pp. 516-524, 2012.
- [17] R. Bärtsch, „Skript Festigkeitslehre,“ Hochschule Luzern - Technik & Architektur, 2016.
- [18] A. Petras, Design of Sandwich Structures, Cambridge University, 1999.

-
- [19] S. Gustowski, „Untersuchung von numerischen Modellierungsverfahren für Verbindungen von Sandwichstrukturen im Flugzeugbau,“ Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Hamburg, 2016.
- [20] Siemens PLM, „Femap User Guide Version 12.0,“ 2018.
- [21] Siemens PLM, „Element Library Reference, NX Nastran,“ 2014.
- [22] B. Klein, FEM - Grundlagen und Anwendung der Finite-Element-Methode im Maschinen- und Fahrzeugbau, Calden bei Kassel: Vieweg + Teubner Verlag, 2010.
- [23] P. Gesell, Einfluss von Faserwelligkeit in Faserverbundwerkstoffen auf Steifigkeit und Festigkeit, Technische Universität München, Fakultät für Maschinenwesen, 2013.
- [24] B. Wang, N. Uda, K. Ono und H. Nagai, „Effect of micro in-plane fiber waviness on compressive properties of unidirectional fabric composites,“ *Journal of Composite Materials* Vol. 52, pp. 2065-2074, 2018.
- [25] M. M. Attard, „Global Buckling Experiments on Sandwich Columns with Soft Shear Cores,“ *Electronic Journal of Structural Engineering* 11(1), pp. 21-31, 2011.

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Typischer Aufbau einer Sandwichplatte [4]	3
Abbildung 2 Aufbau Honigwabenkern [4]	4
Abbildung 3 Wichtige geometrische Grössen am Querschnitt einer Sandwichplatte.....	4
Abbildung 4 Versagensmuster Facesheet Wrinkling [8]	5
Abbildung 5 Versagensmuster Intracell Buckling [8]	6
Abbildung 6 Versagensmuster Shear Core Crimping [8].....	6
Abbildung 7 Einfluss auf die kritische Spannung: Facesheet Wrinkling.....	8
Abbildung 8 Einfluss auf die kritische Spannung: Shear Core Crimping	12
Abbildung 9 Verwendete Heizpresse	14
Abbildung 10 Hergestellte Carbon-Platte	15
Abbildung 11 Versuchsaufbau 3-Punkt Biegeversuch	16
Abbildung 12 Versuchsaufbau Druckversuch senkrecht	17
Abbildung 13 Versuchsaufbau Schubversuch.....	18
Abbildung 14 Versuchsaufbau 4-Punkt Biegeversuch	19
Abbildung 15 Einspannung der Proben in Vorgängerarbeit (li) [1] und in dieser Arbeit (re).....	20
Abbildung 16 Nomenklatur Probenbezeichnung.....	21
Abbildung 17 Spannungs-Verformungs-Diagramm 3-Punkt Biegeversuch.....	22
Abbildung 18 Spannungs-Dehnungs-Diagramm Druckversuch senkrecht.....	23
Abbildung 19 Spannungs-Schiebungs-Diagramm Schubversuch.....	24
Abbildung 20 Biegeprobe nach dem Versuch	25
Abbildung 21 Lokales Kernversagen	25
Abbildung 22 Kraft-Verformungs-Diagramm 4-Punkt Biegeversuch.....	26
Abbildung 23 Zusammengestauchte Probenenden in der Einspannung.....	27
Abbildung 24 FW-E06 nach dem Versagen.....	28
Abbildung 25 FW-E09 nach dem Versuch	28
Abbildung 26 Deckschicht-Bruchfläche unter dem Mikroskop.....	29
Abbildung 27 Spannungs-Dehnungs-Diagramm Druckversuch edgewise	30
Abbildung 28 Spannungs-Dehnungs-Diagramm Druckversuch senkrecht.....	31
Abbildung 29 Spannungs-Schiebungs-Diagramm Schubversuch.....	32
Abbildung 30 Biegeprobe nach dem Versuch	34
Abbildung 31 Lokales Kernversagen	34
Abbildung 32 Kraft-Verformungs Diagramm 4-Punkt Biegeversuch	34
Abbildung 33 IB-E05 bei Beginn des Intracell Bucklings.....	36

Abbildung 34 IB-E05 vor dem Versagen der Probe.....	36
Abbildung 35 IB-E05 nach dem Versagen	36
Abbildung 36 Spannungs-Dehnungs Diagramm Druckversuch edgewise.....	36
Abbildung 37 Spannungs-Dehnungs-Diagramm Druckversuch senkrecht.....	37
Abbildung 38 Schubspannungsverlauf	38
Abbildung 39 Sandwich-Probe bei maximaler Verformung	40
Abbildung 40 Kraft-Verformungs-Diagramm 4-Punkt Biegeversuch.....	40
Abbildung 41 Probe SC-E03 nach dem Versagen	41
Abbildung 42 Spannungs-Dehnungs Kurven Druckversuch edgewise	41
Abbildung 43 Detailliertes Simulationsmodell [1].....	43
Abbildung 44 Idealisieretes Simulationsmodell.....	43
Abbildung 45 Erstelltes Simulationsmodell einer Sandwichplatte.....	44
Abbildung 46 RBE2-Element.....	45
Abbildung 47 Gesetzte Randbedingungen am Simulationsmodell der Sandwich-Struktur	47
Abbildung 48 Simulationsergebnis Konfiguration Facesheet Wrinkling	49
Abbildung 49 Simulationsergebnis Konfiguration Intracell Buckling	50
Abbildung 50 Simulationsergebnis Konfiguration Shear Core Crimping.....	51
Abbildung 51 Simulationsergebnis mit geänderten Randbedingungen	51
Abbildung 52 Elementgrößen des Simulationsmodells	52
Abbildung 53 Einfluss der Elementgröße in Längsrichtung.....	53
Abbildung 54 Einfluss der Elementanzahl transversal zur Sandwichebene.....	53
Abbildung 55 Einfluss von E_f auf die kritische Spannung	54
Abbildung 56 Einfluss von E_c auf die kritische Spannung.....	54
Abbildung 57 Wellige oder Schräge Enden, sowie Winkelfehler	56
Abbildung 58 Welligkeit der Deckschichtlagen.....	56
Abbildung 59 Welligkeit der Fasern	56
Abbildung 60 Unterschiedliche Darstellung Shear Core Crimping [25] [2]	59

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Daten des Kerns: Konfiguration Facesheet Wrinkling	9
Tabelle 2 Daten der Deckschicht: Konfiguration Facesheet Wrinkling.....	9
Tabelle 3 Erwartete Spannungen: Konfiguration Facesheet Wrinkling.....	9
Tabelle 4 Eintreten anderer Instabilitäten: Konfiguration Facesheet Wrinkling	9
Tabelle 5 Einfluss auf die kritische Spannung: Intracell Buckling.....	10
Tabelle 6 Daten des Kerns: Konfiguration Intracell Buckling	10

Tabelle 7 Daten der Deckschicht: Konfiguration Intracell Buckling.....	10
Tabelle 8 Erwartete Spannungen: Konfiguration Intracell Buckling	11
Tabelle 9 Eintreten anderer Instabilitäten: Konfiguration Intracell Buckling	11
Tabelle 10 Daten des Kerns: Konfiguration Shear Core Crimping	13
Tabelle 11 Daten der Deckschicht: Konfiguration Shear Core Crimping.....	13
Tabelle 12 Erwartete Spannungen: Konfiguration Shear Core Crimping.....	13
Tabelle 13 Eintreten anderer Instabilitäten: Konfiguration Shear Core Crimping	13
Tabelle 14 Aufschlüsselung Probenbezeichnung.....	21
Tabelle 15 Ergebnisse 3-Punkt Biegeversuch: Laminat Deckschicht.....	22
Tabelle 16 Ergebnisse Druckversuch senkrecht: Konfiguration Facesheet Wrinkling	23
Tabelle 17 Ergebnisse Schubversuch in L-Richtung: Konfiguration Facesheet Wrinkling	24
Tabelle 18 Ergebnisse Schubversuch in W-Richtung: Konfiguration Facesheet Wrinkling	25
Tabelle 19 Ergebnisse 4-Punkt Biegeversuch: Facesheet Wrinkling	26
Tabelle 20 Ergebnisse Druckversuch edgewise: Facesheet Wrinkling	30
Tabelle 21 Ergebnisse Druckversuch senkrecht Konfiguration Intracell Buckling.....	32
Tabelle 22 Schubversuch in L-Richtung: Konfiguration Intracell Buckling.....	33
Tabelle 23 Schubversuch in W-Richtung: Konfiguration Intracell Buckling.....	33
Tabelle 24 Ergebnisse 4-Punkt Biegeversuch: Intracell Buckling.....	35
Tabelle 25 Ergebnisse Druckversuch edgewise: Intracell Buckling	36
Tabelle 26 Ergebnisse Druckversuch senkrecht Konfiguration Shear Core Crimping	38
Tabelle 27 Schubversuch in L-Richtung: Konfiguration Shear Core Crimping	39
Tabelle 28 Schubversuch in W-Richtung: Konfiguration Shear Core Crimping.....	39
Tabelle 29 Ergebnisse Druckversuch edgewise: Shear Core Crimping.....	42
Tabelle 30 Materialkennwerte Kern.....	46
Tabelle 31 Materialkennwerte Deckschicht	47
Tabelle 32 Material: Konfiguration Facesheet Wrinkling	48
Tabelle 33 Resultat Konfiguration Facesheet Wrinkling.....	49
Tabelle 34 Materialkennwerte: Konfiguration Intracell Buckling.....	49
Tabelle 35 Resultat Konfiguration Intracell Buckling.....	50
Tabelle 36 Materialkennwerte Konfiguration Shear Core Crimping.....	50
Tabelle 37 Resultate Konfiguration Shear Core Crimping.....	51
Tabelle 38 Vergleich der Ergebnisse: Konfiguration Facesheet Wrinkling	55
Tabelle 39 Vergleich der Resultate: Intracell Buckling	57
Tabelle 40 Vergleich der Ergebnisse: Shear Core Crimping	58

Anhang

Der komplette Anhang ist auf dem beiliegenden USB-Stick abgelegt. Bei den Datenblättern aus Anhang I ist jeweils ein Auszug mit den wichtigsten Informationen auf den nachfolgenden Seiten zu finden. Die vollständigen Datenblätter befinden sich ebenfalls auf dem Datenträger.

I. Datenblätter

Prepreg Gurit (Pilatus)



EP121-C08-45

- Fiber reinforced thermosetting prepregged materials for aircraft parts.
- Woven fabric of 3k HTA carbon fiber, 160 g/m², plain weave, prepregged with 45% epoxy resin EP121 (125°C).
- Highly toughened and self-extinguishing resin system
- High peel strengths on honeycomb cores
- Strong adhesion on metallic and non-metallic substrates
- High interlaminar shear strength
- Short curing time
- Adjustable tackiness and retarded flow during processing

Description

EP121-C08-45 consists of a carbon fibre fabric impregnated with the epoxy resin EP121. This prepreg material has been developed for the realisation of extremely light-weight composite structures with high specific mechanical properties.

The resin matrix EP121 is a so-called 125 C system, which can be cured at a temperature range between 120 C and 160 C.

Furthermore, it can be combined with phenolic PF801 prepregs in the Gurit Co-Curing system EP121/PF801 to meet excellent mechanical systems properties such as high

interlaminar shear strength and peel strength on honeycomb cores and low FST properties.

Both sandwich structures and solid laminates can be easily manufactured with this prepreg. The curing can be performed by press, vacuum and autoclave moulding with a pressure of at least 0.07 MPa.

Such composite structures can be exposed easily to temperatures in the range of -55 C to +90 C.

Cured laminates fulfil the flame-retardant specifications:

- FAR 25.853 Flame Test (self-extinguishing)
- LTF 1500-850, BV 11

The prepreg material is suitable for:

- Aviation and aerospace industries
- Machine industries
- Marine and automotive applications
- Sporting goods

Prepreg Properties

	Test method	Value
Resin		Epoxy
Prepreg Weight	EN 2329	290 +/-15 g/m ²
Volatile	EN 2330	< 1.0 %
Resin Flow	EN 2332	8 - 20 %
Tackiness		low, medium or high
Fibre Material		3k HTA
Fabric Weight	EN 2331	160 g/m ² +/-5 %
Weave Style		plain weave
Service Temperature (Cured State)		-55°C to +90°C
Resin Content	EN 2331	45,0 +/-3 %

Delivery Form and Storage

Prepreg sizes	Roll length / Roll width	50 / 1.0 (1.27)m
Storage Life (from delivery date)	Days at RT / Month at -18°C	15 / 6



2.5 GURIT EP121-C08-45

Note 1: All tensile and compression data are normalized to a fiber content of 50% volume
 Note 2: 0° = warp direction, 90° = weft (fill) direction

Property	Dir.	Value	Dry			Wet (70/85)
			-55°C	RT	80°C	80°C
Tensile strength [MPa]	0°	av	875	788	701	-
		sd	64	52	49	-
		n	6	18	18	0
		B	683	685	604	-
Tensile modulus [GPa]	0°	av	-	58	55	-
		sd	-	2.1	2.8	-
		n	0	18	18	0
		B	-	54	50	-
Tensile strength [MPa]	90°	av	814	765	663	-
		sd	44	49	55	-
		n	6	18	18	0
		B	683	667	554	-
Tensile modulus [GPa]	90°	av	-	58	53	-
		sd	-	1.8	3.5	-
		n	0	18	18	0
		B	-	55	46	-
Compression strength [MPa]	0°	av	877	660	477	-
		sd	51	31	32	-
		n	6	18	18	0
		B	725	598	414	-
Compression modulus [GPa]	0°	av	-	48	-	-
		sd	-	2.9	-	-
		n	0	6	0	0
		B	-	39	-	-
Compression strength [MPa]	90°	av	786	675	477	-
		sd	45	44	20	-
		n	6	18	18	0
		B	650	587	438	-
Compression modulus [GPa]	90°	av	-	49	-	-
		sd	-	2.1	-	-
		n	0	3	0	0
		B	-	36	-	-
In-plane shear strength [MPa]	45°	av	-	-	-	-
		sd	-	-	-	-
		n	0	0	0	0
		B	-	-	-	-
In-plane shear modulus [GPa]	45°	av	-	-	-	-
		sd	-	-	-	-
		n	0	0	0	0
		B	-	-	-	-
ILSS [MPa]	0°	av	102	64	40	-
		sd	2.2	3.0	2.2	-
		n	6	18	18	0
		B	96	58	35	-
ILSS [MPa]	90°	av	-	-	-	-
		sd	-	-	-	-
		n	0	0	0	0
		B	-	-	-	-

Table 2-4: Lamina Design Allowables for EP121-C08-45 (P/N 917.00.02.013)

Waben Euro-Composites



EURO-COMPOSITES®

Mechanical Properties

ECA Honeycomb (metrical, test specimen thickness 12.7 mm)

Product designation			Compression		Plate Shear							
					L-direction				W-direction			
			cell size-density		bare		strength		modulus		strength	
mm	kg/m ³ (µm)	strength (N/mm ²)		strength (N/mm ²)		modulus (N/mm ²)		strength (N/mm ²)		modulus (N/mm ²)		
		min	typ	min	typ	min	typ	min	typ	min	typ	
ECA	3.2 - 29 (38)	0,54	0,80	0,52	0,62	22	27	0,28	0,38	12	16	
ECA	3.2 - 48 (51)	1,90	2,10	1,16	1,32	38	48	0,62	0,72	24	30	
ECA	3.2 - 64 (51)	3,70	4,50	1,48	1,78	50	64	0,82	0,97	30	38	
ECA	3.2 - 64 (76)	3,10	3,90	1,60	1,90	60	68	0,94	1,05	38	44	
ECA	3.2 - 80 (76)	4,70	5,50	1,95	2,35	68	80	1,05	1,25	38	48	
ECA	3.2 - 96 (76)	6,60	7,44	2,45	2,80	86	96	1,42	1,68	56	68	
ECA	3.2 - 123 (76)	10,00	11,80	2,90	3,35	98	118	1,76	1,94	71	84	
ECA	3.2 - 128 (76)	11,30	12,88	2,95	3,40	104	128	1,78	2,05	74	87	
ECA	3.2 - 144 (76)	13,20	15,20	3,05	3,50	110	128	1,90	2,20	80	94	
ECA	3.2 - 200 (76)	23,00	26,60	3,60	4,00	120	138	2,20	2,70	84	98	
ECA	4.0 - 29 (51)	0,60	0,80	0,45	0,56	18	26	0,26	0,34	11	14	
ECA	4.0 - 48 (51)	2,26	2,68	1,06	1,20	34	42	0,56	0,68	22	28	
ECA	4.0 - 64 (76)	3,90	4,65	1,44	1,70	48	58	0,80	0,90	30	40	
ECA	4.0 - 80 (76)	5,10	5,70	1,90	2,50	66	78	0,98	1,26	36	44	
ECA	4.0 - 123 (102)	9,30	10,80	3,40	3,85	110	125	1,86	2,10	58	68	
ECA	4.0 - 128 (102)	10,00	11,50	3,50	3,90	115	130	1,90	2,20	60	70	
ECA	4.0 - 144 (102)	13,00	16,00	3,60	4,00	120	135	2,00	2,40	70	82	
ECA	4.8 - 32 (51)	0,90	1,15	0,58	0,76	23	31	0,36	0,42	16	22	
ECA	4.8 - 48 (51)	2,60	2,85	0,98	1,14	34	40	0,56	0,66	22	28	
ECA	4.8 - 64 (76)	3,40	4,40	1,70	2,00	52	64	0,92	1,14	34	46	
ECA	4.8 - 72 (76)	4,10	4,90	1,70	2,00	52	64	0,95	1,20	37	46	
ECA	4.8 - 96 (76)	8,40	9,00	2,26	2,56	78	84	1,32	1,48	46	56	
ECA	4.8 - 96 (102)	7,30	8,00	2,52	2,85	88	94	1,44	1,68	56	64	
ECA	4.8 - 123 (127)	9,30	10,80	3,40	3,85	110	125	1,86	2,10	58	68	
ECA	6.4 - 24 (51)	0,54	0,70	0,34	0,52	14	20	0,18	0,26	11	14	
ECA	6.4 - 32 (51)	0,80	1,06	0,54	0,76	22	32	0,30	0,40	12	20	
ECA	6.4 - 50 (76)	2,15	2,60	1,00	1,26	30	44	0,56	0,72	20	28	
ECA	6.4 - 64 (76)	3,40	4,60	1,54	1,92	54	66	0,79	1,10	32	40	
ECA	9.6 - 24 (76)	0,52	0,66	0,32	0,52	13	21	0,16	0,26	9	14	
ECA	9.6 - 32 (76)	0,68	1,06	0,56	0,77	18	30	0,29	0,38	11	17	
ECA	9.6 - 48 (76)	1,80	2,20	1,15	1,30	30	41	0,66	0,80	20	26	
ECA	12.8 - 32 (127)	0,75	0,95	0,46	0,56	16	20	0,26	0,30	9	12	
ECA	12.8 - 64 (127)	2,80	3,40	1,60	1,82	52	64	0,88	1,15	26	36	
ECA	19.2 - 24 (127)	0,50	0,62	0,50	0,60	11	16	0,22	0,28	9	11	
ECA	19.2 - 32 (127)	0,70	0,92	0,60	0,80	18	28	0,32	0,48	14	22	
ECA-R	4.8 - 29 (51)	0,60	0,85	0,31	0,42	9	14	0,32	0,44	14	24	
ECA-R	4.8 - 48 (51)	2,30	2,80	0,66	0,74	18	24	0,72	0,82	36	44	
ECA-R	4.8 - 64 (51)	3,80	4,60	0,72	0,84	22	26	0,90	1,04	48	56	
ECA-R	6.4 - 48 (51)	2,30	2,80	0,66	0,74	15	22	0,72	0,78	33	42	
ECA-R	6.4 - 56 (51)	2,80	4,10	0,74	0,94	18	24	0,78	0,92	36	46	
ECA-R	6.4 - 64 (51)	3,20	4,50	0,82	0,92	21	26	0,92	1,02	40	56	

This table presents guarantee values of ECA honeycomb obtained from testing specimens of 12.7mm. thickness at RT. All data are representative at the nominal product density. Data is based on results gained from experience and tests and is believed to be accurate yet without acceptance of liability for loss or damage incurred and attributable to reliance thereon as conditions of use lie outside our control.

Datenblatt Klebfilm

3M

Scotch-Weld™

Structural Adhesive Film

AF 163-2

Technical Data

Issue No. 2

Introduction

3M™ Scotch-Weld™ Structural Adhesive Film AF 163-2 designates a family of thermosetting modified epoxy structural adhesives in film form which are available in a variety of weights with or without a supporting carrier. AF 163-2 films are designed for both solid panel and honeycomb sandwich constructions.

Advantages

- High bond strength from -67°F to 250°F
- High fracture toughness and peel strength
- Excellent resistance to high moisture environments before and after curing
- Short cure time at 225°F (90 minutes)
- Capable of low pressure bonding
- Vacuum cure capability
- X-ray opaque (allows use of x-ray NDI methods)
- Excellent shop open time and long shelf life
- AF 163-3M is a higher tack version of AF 163-2
- Isolating version available (AF 163-2G108) for bonding dissimilar substrates
- Unsupported versions available for reticulation (AF 163-2U)

Description

The following AF 163 products are included in this data sheet:

Product	Weight (± .005) Lbs./Ft.	Color	Nominal Thickness - mils
AF 163-2K	0.045	Yellow	7.5
AF 163-2K	0.060	Red	9.5
AF 163-2K	0.085	Blue	13
AF 163-2L	0.030	Pink	5.5
AF 163-2M	0.045	Yellow	7.5
AF 163-2M	0.060	Red	9.5
AF 163-2M	0.085	Blue	13
AF 163-2OST	0.030	Green	5.5
AF 163-2OST	0.045	Green	5.5
AF 163-2OST	0.060	Red	9.5
AF 163-2U	0.015	No Dye	2.5
AF 163-2U	0.015	Red	2.5
AF 163-2U	0.030	Red	5.5
AF 163-2U	0.060	Red	9.5
AF 163-3M	0.030	Green	5.5

Code: K = knit supporting carrier
 L = Light weight non-woven supporting carrier (Matt)
 M = non-woven supporting carrier (Matt)
 OST = one side tacky with non-woven carrier (Matt) on low tack surface
 U = unsupported film

Vergleichbares Prepreg aus ESAComp

Case: Umeco
 Directory: C:\Program Files (x86)\ESAComp 4.7.0\DataBank\Plies - Reinforced\Carbon\Epoxy

Page 1
 ESAComp 4.7.0.018
 Thu Dec 27 23:41:42 2018

Ply : **VTM264 CF0302 Woven 2x2T**

Modified : Fri Sep 28 11:25:58 2012

Physical nature : **reinf.ply** Mech. behavior : **orthotropic**
 Form of reinf. : weave, twill

t = 0.2056 mm m_A = 310.045 g/m² V_f = 55%
 rho = 1508 kg/m³ f_1/2 = 50/50%

Engineering constants (orthotropic)

E_1 = 56.875 GPa G_12 = 3.9 GPa nu_12 = 0.05
 E_2 = 56.875 GPa G_31 = 3 GPa nu_13 = 0.35
 E_3 = 9 GPa G_23 = 3 GPa nu_23 = 0.35

No thermal/moisture expansion coefficients specified!

First failure stresses and strains - Nominal (orthotropic)

X_t / X_eps,t = 700 MPa / 1.23077 % X_c / X_eps,c = 540 MPa / 0.949451 %
 Y_t / Y_eps,t = 700 MPa / 1.23077 % Y_c / Y_eps,c = 540 MPa / 0.949451 %
 Z_t / Z_eps,t = 72 MPa / 0.8 % Z_c / Z_eps,c = 180 MPa / 2 %

 S / S_eps = 95 MPa / 2.4359 % (12)
 R / R_eps = 71 MPa / 2.36667 % (31)
 Q / Q_eps = 71 MPa / 2.36667 % (23)

Comment

Source: www.advanced-composites.co.uk (September 2012)

FT300B 40B 199g/m² 2x2 twill weave epoxy

Values are given at RT.

E_1 is the mean value taken from tensile and compression tests on both directions. E_2 is assumed to be equal to E_1

Measured values:

E0_t=60GPa
 E0_c=54GPa
 E90_t=60.5GPa
 E90_c=53GPa

Following properties were not given and are estimates:

nu_12=0.05
 nu_13=nu_23=0.35
 G_31=G_23=3GPa
 E_3=9GPa

For X_t and Y_t the same value was given (the smallest)
 X_c and Y_c were set in equal way.

Measured values:

X_t=700MPa
 Y_t=745MPa
 X_c=540MPa
 Y_c=560MPa

Following properties were not given and are estimates:

Z_eps,t=0.8%
 Z_eps,c=2%

R and Q were set the value from ILS strength

Datenblatt Loctite HY



Technisches Datenblatt

LOCTITE[®] HY 4060GY[™]

Juli 2017

PRODUKTBESCHREIBUNG

LOCTITE[®] HY 4060GY[™] besitzt die folgenden Produkteigenschaften:

Technologie	Cyanacrylat-/Epoxid-Hybrid
Chemische Basis (Komponente A)	Cyanacrylat
Chemische Basis (Komponente B)	Epoxidharz
Farbe (Komp. A)	Schwarz, flüssig ^{LMS}
Farbe (Komp. B)	Weiß, gelförmig ^{LMS}
Farbe (Mischung A+B)	Grau
Komponenten	Zwei Komponenten - Mischen erforderlich
Mischverhältnis (Volumen) Komponente A: Komponente B	1 : 1
Viskosität	Hoch
Aushärtung	Nach Mischen Härtung bei Raumtemperatur
Anwendung	Kleben

LOCTITE[®] HY 4060GY[™] ist ein zweikomponentiger, universell einsetzbarer Hybridklebstoff, der hohe Festigkeit und schnelle Fixierung bei Raumtemperatur erzielt. LOCTITE[®] HY 4060GY[™] zeichnet sich durch gute Temperatur- und Feuchtigkeitsbeständigkeit aus und eignet sich dadurch auch für Anwendungen, die hohen Temperaturen / hoher Feuchtigkeit ausgesetzt sind. Er wird zum Kleben von vielen verschiedenen Werkstoffen eingesetzt, u.a. für Metalle, die meisten Kunststoffe und Elastomere. Das Produkt ist gebrauchsfertig und wird direkt aus dem Gebinde dosiert; es sind keine Geräte oder Werkzeuge erforderlich. Die beiden unterschiedlich gefärbten Komponenten von LOCTITE[®] HY 4060GY[™] zeigen erfolgreiches Mischen an.

MATERIALEIGENSCHAFTEN

Komponente A:

Spez. Dichte, g/cm³ 1,01
 Viskosität, Kegel-Platte-System, mPa·s (cP):
 Temperatur: 25 °C 4.000 bis 7.000^{LMS}
 Flammpunkt - siehe Sicherheitsdatenblatt

Komponente B:

Spez. Dichte, g/cm³ 1,06
 Viskosität, Kegel-Platte-System, mPa·s (cP):
 Temperatur: 25 °C 25.000 bis 40.000^{LMS}
 Flammpunkt - siehe Sicherheitsdatenblatt

TYPISCHE AUSHÄRTEEIGENSCHAFTEN

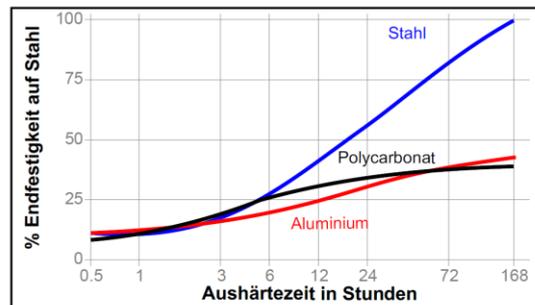
Die Aushärtung wird durch Mischen der Komponenten A und B ausgelöst. Handfestigkeit wird schnell erreicht, die Funktionsfestigkeit baut sich zeitverzögert auf.

Handfestigkeit

Die Zeit zur Erreichung der Handfestigkeit bezeichnet die Zeitspanne, die erforderlich ist, um eine Scherfestigkeit von 0,1 N/mm² zu entwickeln
 Handfestigkeit bei 25°C, Sekunden <180^{LMS}

Aushärtegeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Material

Die Aushärtegeschwindigkeit ist abhängig von der verwendeten Materialoberfläche. Das untenstehende Diagramm zeigt die zeitliche Entwicklung der Scherfestigkeit auf Zugscherproben aus Stahl verglichen mit anderen Materialien. Geprüft gemäß ISO 4587.



Aushärtegeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Spalt

Die Aushärtegeschwindigkeit ist abhängig vom Klebspalt. Das untenstehende Diagramm zeigt die zeitliche Entwicklung der Scherfestigkeit auf Zugscherproben, sandgestrahlter Baustahl, bei unterschiedlichen Spalten. Geprüft gemäß ISO 4587.

