

Einfluss der Faserarchitektur auf die mechanischen Eigenschaften und die Schadenstoleranz von Geflecht laminaten

Masterarbeit

von

Isabelle Jacqueline Berger, BSc

erstellt an der

Polymer Competence Center Leoben GmbH

eingereicht am

**Lehrstuhl für Werkstoffkunde und Prüfung der Kunststoffe
an der Montanuniversität Leoben**



Betreuung: Dipl.-Ing. Dr. mont. Markus Wolfahrt

Begutachtung: Univ.-Prof. Dipl.-Ing. Dr. mont. Gerald Pinter

Leoben, März 2015

Eidesstattliche Erklärung:

Ich erkläre an Eides statt, dass ich diese Arbeit selbstständig verfasst, andere als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel nicht benützt und mich auch sonst keiner unerlaubten Hilfsmittel bedient habe.

Affidavit:

I declare in lieu of oath, that I wrote this thesis and performed the associated research myself, using only literature cited in this volume.

Leoben, März 2015

Isabelle Jacqueline Berger

DANKSAGUNG

Die vorliegende Masterarbeit wurde im COMET-Projekt „Novel design allowables for composite aircraft structures“ (Projekt Nr.: IV-3.04) an der Polymer Competence Center Leoben GmbH im Rahmen des Kompetenzzentren-Programms COMET des Bundesministeriums für Verkehr, Innovation und Technologie und Bundesministeriums für Wirtschaft, Familie und Jugend unter Beteiligung der Montanuniversität Leoben (Lehrstuhl für Werkstoffkunde und Prüfung der Kunststoffe, Leoben, A), der FACC Operations GmbH (Ried im Innkreis, A) und Toho Tenax Europe GmbH (Wuppertal, D) erstellt und mit Mitteln des Bundes und der Länder Steiermark, Niederösterreich und Oberösterreich gefördert.

Persönlich bedanken möchte ich mich an dieser Stelle bei allen beteiligten Firmenpartnern, die mir diese Arbeit ermöglicht und Materialien hierfür zur Verfügung gestellt haben. Ein besonderer Dank gilt dabei Herrn Michael Steinhilber von der EADS GmbH (Ottobrunn, D) für die Bereitstellung der Geflecht- Preforms.

Für die Durchsicht und Beurteilung der vorliegenden Arbeit gilt mein außerordentlicher Dank Herrn Univ.-Prof. Dipl.-Ing. Dr.mont. Gerald Pinter.

Mein besonderer Dank gilt Herrn Dipl.-Ing. Dr.mont. Markus Wolfahrt für die Betreuung und Durchsicht dieser Arbeit. Mit seinen wissenschaftlichen Ratschlägen und seinem umfangreichen Fachwissen im Bereich der Faserverbundwerkstoffe erleichterte er mir die Erarbeitung des Fachgebietes enorm. Darüber hinaus danke ich ihm für die wertvollen Hinweise hinsichtlich der Abfassung wissenschaftlicher Texte, die wesentlich zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen haben.

Allen Mitarbeitern der Polymer Competence Center Leoben GmbH (Leoben, A) und des Lehrstuhles für Werkstoffkunde und Prüfung der Kunststoffe an der Montanuniversität Leoben (Leoben, A) sei an dieser Stelle für das freundliche und kollegiale Arbeitsklima und die ständige Hilfsbereitschaft in diversen Belangen gedankt.

Nicht zuletzt gilt mein Dank meiner Familie, insbesondere meinen Eltern Barbara und Herwig, für die Ermöglichung meines Lebens- und Studienweges, aber auch für den Rückhalt in den letzten 30 Jahren. Ein ganz besonderer Dank gilt an dieser Stelle auch meiner Schwester Patricia für ihre permanente und bedingungslose Unterstützung während meiner gesamten Studienzzeit in Leoben.

KURZFASSUNG

Für die Entwicklung analytischer Näherungsmodelle zur Abschätzung des Materialverhaltens von geflochtenen Faserverbundwerkstoffen in Abhängigkeit der Faserarchitektur werden als Inputdaten bestimmte mechanische Kennwerte benötigt. Obwohl diese Werkstoffkennwerte für eine Vielzahl von Geflecht laminaten mit unterschiedlicher Faserarchitektur bereits vorhanden sind, bedarf es für neu entwickelte Bauteile in der Regel einer umfassenden Materialcharakterisierung zur Bestimmung der erforderlichen Materialdaten.

Ziel dieser Arbeit war es daher, den Einfluss der Garndrehung auf die mechanischen Eigenschaften und die Schadenstoleranz von biaxialen Kohlenstofffaser- Epoxidharz- Geflecht laminaten mit einem Faserwinkel von $\pm 60^\circ$ zu bestimmen. Hierfür wurden sowohl monotone Zug- und Druckversuche in Abzugsrichtung (0° - Prüfrichtung) und normal zur Abzugsrichtung (90° - Prüfrichtung), als auch „Compression After Impact“- Tests und monotone Schubversuche in Abzugsrichtung (0° - Prüfrichtung) durchgeführt.

Die Ergebnisse der Untersuchungen an den Geflecht laminaten mit ungedrehtem und gedrehtem Garn zeigten dabei die erwartete Abhängigkeit der Kennwerte vom Faserwinkel, mit deutlich höheren Werten bei Belastung normal zur Abzugsrichtung. Was den Einfluss der Garndrehung anbetrifft, konnte bei Belastung normal zur Abzugsrichtung vorwiegend eine geringfügige Zunahme der E- Modulwerte beobachtet werden. Hingegen war bei Belastung in Abzugsrichtung bedingt durch die Garndrehung ein leichter Anstieg der Zugfestigkeit zu erkennen. Hinsichtlich der Restdruckfestigkeit nach Schlagbeanspruchung ergab sich infolge der Garndrehung kein wesentlicher Einfluss auf die Kennwerte. Weiters konnten erste Schubkennwerte anhand von Vorversuchen unter Verwendung einer modifizierten H- Kerbe für das im Rahmen dieser Arbeit untersuchte Geflecht laminat ermittelt werden.

ABSTRACT

The development of simulation models for aircraft components made with biaxial braided carbon fiber composites is limited by an inadequate material property database. Due to the braid properties of an individual design it is very unlikely to find existing data which exactly matches the actual configuration so that material data has to be determined by suitable material tests.

This is why the aim of this thesis was to investigate the effect of fiber twisting on mechanical properties and damage tolerance of a biaxial ($\pm 60^\circ$) braided carbon fiber epoxy composite. For this purpose specimens with twisted and untwisted yarns were loaded in tension and compression, all of these in both, longitudinal (0°) and transversal (90°) test direction. Additionally, standardized compression after impact tests and monotonic shear tests in longitudinal (0°) test direction were done.

As expected, the results showed that the investigated tensile and compression properties for the transversal test direction were significantly higher compared to the longitudinal test direction. Concerning the influence of fiber twisting an increase in tensile and compression modulus by loading in transversal test direction could be observed. For the longitudinal test direction tensile strength values showed a slight increase with increasing yarn twisting. Furthermore compression after impact strengths were found to be less affected by yarn twisting. Based on preliminary shear tests characteristic values of the investigated braid were determined using a modified H-notched specimen.

INHALTSVERZEICHNIS

1	EINLEITUNG UND ZIELSETZUNG	1
2	GRUNDLAGEN	3
2.1	Flechttechnik	3
2.2	Mechanische Eigenschaften von Geflechten.....	6
2.3	Schadenstoleranz von Faserverbundbauteilen.....	9
2.4	Charakterisierung des intralaminaren Schubverhaltens von Geflecht laminaten.....	12
3	EXPERIMENTELLES	20
3.1	Werkstoffe	20
3.1	Prüfkörper.....	21
3.2	Versuchsdurchführung.....	24
4	ERGEBNISSE UND DISKUSSION	31
4.1	Faservolumengehalt	31
4.2	Mechanische Eigenschaften unter Zugbelastung	32
4.3	Mechanische Eigenschaften unter Druckbelastung.....	37
4.4	Compression After Impact Versuche	40
4.4.1	Einbringung der Impactschädigung	40
4.4.2	Zerstörungsfreie Prüfung.....	43
4.4.3	Bestimmung der Schadenstoleranz.....	43
4.5	Mechanische Eigenschaften unter Schubbelastung	44
5	ZUSAMMENFASSUNG	46
6	LITERATUR	47
7	ANHANG	53
7.1	Abbildungsverzeichnis	66
7.2	Tabellenverzeichnis	71

1 EINLEITUNG UND ZIELSETZUNG

Das hohe Leichtbaupotential von faserverstärkten Kunststoffen (FVK) hat dazu geführt, dass diese Werkstoffe in den letzten 40 Jahren immer mehr Anwendung als Konstruktionswerkstoffe für höchste Beanspruchungen, vor allem in der Automobil- und Luftfahrtindustrie, im Sport- und Medizinbereich gefunden haben (Birkefeld, 2013; Drechsler, 2004; Falzon et al., 1998; Schillfahrt, 2012; Stelzer, 2009). Was den Bereich der Luftfahrt anbetrifft, so ist beispielsweise durch den Mehrbedarf an Großraumpassagierflugzeugen die Forderung nach einer Verringerung des Strukturgewichts zur Senkung der Betriebskosten von zentraler Bedeutung (Ehrenstein, 2006). Während in den 1970er Jahren der Anteil an Bauteilen aus Hochleistungs- Faserverbundwerkstoffen in Passagierflugzeugen noch unter 5% lag, nahm dieser über die Jahre deutlich zu und so bestehen heute über 50% des Strukturgewichtes im neue Airbus A350XWB aus kohlefaserverstärkten Verbundstrukturen (s. Abb.1.1).

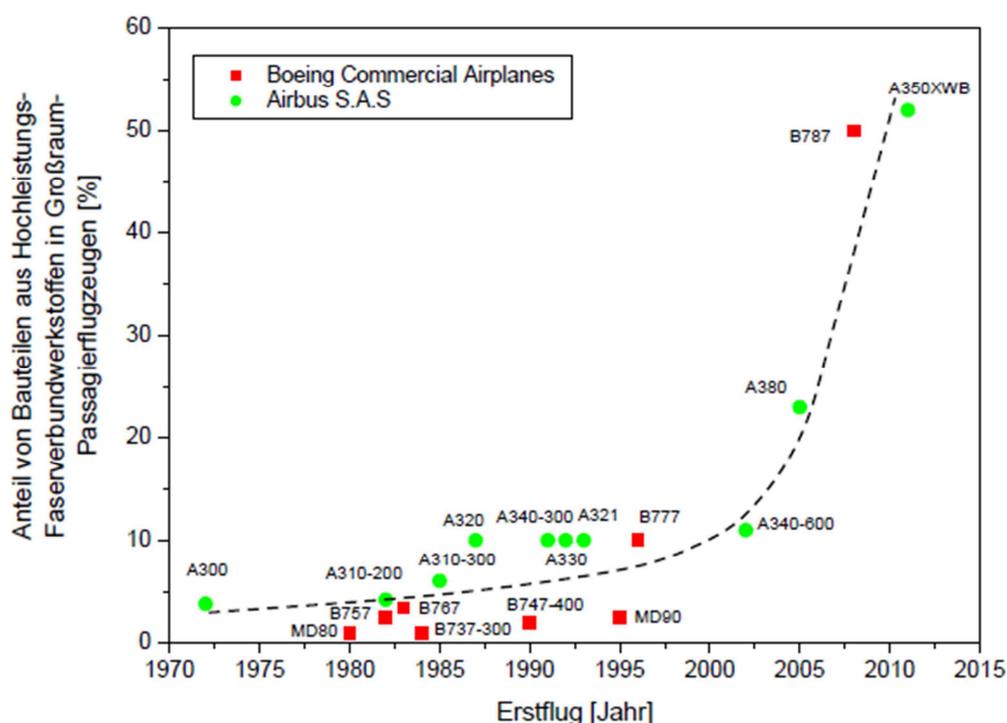


Abb.1.1: Chronologie über den Einsatz von Bauteilen aus Hochleistungsfaserverbundwerkstoffen in Großraum-Passagierflugzeugen der Firmen Boeing Commercial Airplanes (Seattle, USA) und Airbus S.A.S. (Toulouse, F); (Datenquelle: Wolfahrt, 2009).

Ein Nachteil dieser Werkstoffe liegt jedoch in den hohen Werkstoffkosten und insbesondere in der aufwendigen, größtenteils manuellen Fertigung. Im Bereich der Luft und Raumfahrt wurde bislang hauptsächlich das „Prepreg“-Autoklav Verfahren verwendet. Dieses Verfahren ist jedoch teuer und zeitintensiv. Aus diesem Grund stehen vermehrt wirtschaftlichere Fertigungsverfahren mit hohem Automatisierungspotential zur kostengünstigen Herstellung von Faserverbundbauteilen im Mittelpunkt des Interesses. Der Schlüssel hierzu ist die Textiltechnik, zu der neben dem Weben, Nähen und Sticken auch das in dieser Arbeit behandelte Flechten zählt. Der Flechtprozess ermöglicht dabei einen wirtschaftlichen und schnellen Preformingprozess für Profilstrukturen mit komplexer, endkonturnaher Geometrie (Ayranci et al., 2008; Birkefeld, 2013; Drechsler, 2004; Falzon et al., 1998).

Basierend auf der Forderung nach struktureller Integrität der einzelnen Komponenten, bringt die Auslegung solcher Geflechtstrukturen einen großen experimentellen Materialcharakterisierungsaufwand mit sich (Ayranci et al., 2008; Birkefeld, 2013). Um diesen Aufwand zu minimieren wird das Werkstoffverhalten bereits im Vorfeld anhand analytischer Näherungsmodelle analysiert. Hierfür werden als Inputdaten elastische Kennwerte wie E-Modul, Schubmodul und Querkontraktionszahl herangezogen. Obwohl bereits eine Vielzahl an Materialdaten für Geflechtlamine mit unterschiedlicher Faserarchitektur vorhanden ist (Birkefeld, 2013; Roberts et al., 2009; Schillfahrt, 2012; Stelzer, 2012; Stelzer, 2009; Wolfahrt et al., 2013, Wolfahrt et al., 2009), bedarf es bei konkreten Strukturen erst einer Charakterisierung der jeweiligen Materialkenndaten.

In diesem Zusammenhang bestand das Ziel dieser Arbeit darin, Materialdaten als Eingangsparameter für ein Simulationsmodell zu generieren, welches im Speziellen den Einfluss der Garndrehung auf die mechanischen Eigenschaften und die Schadenstoleranz von biaxialen Kohlenstofffaser-Epoxidharz-Geflechtlaminaten mit einem Faserwinkel von $\pm 60^\circ$ charakterisiert. Dabei erfolgte die Bestimmung der Materialkennwerte Festigkeit, E-Modul und Querkontraktionszahl anhand von monotonen Zug- und Druckversuchen an ungelochten Prüfkörpern, als auch anhand von monotonen Druckversuchen an gelochten Prüfkörpern, jeweils für beide Abzugsrichtungen. Des Weiteren wurde die Restdruckfestigkeit nach Schlagbeanspruchung in Abzugsrichtung bestimmt und monotone Schubversuche in Abzugsrichtung durchgeführt.

2 GRUNDLAGEN

2.1 Flechttechnik

Die Flechttechnik (engl. „Braiding“) ist ein dem Faserwickeln verwandtes Sonderverfahren und zählt zu einer der ältesten Technologien in der Textilindustrie. Abgeleitet wurde das mechanische Flechtverfahren von der Hand- Flechttechnik, bei der drei Fäden abwechselnd von links und rechts ineinander geschlagen werden, sodass ein Zopf entsteht (s. Abb.2.1 links). Seit der Mechanisierung dieser manuellen Arbeit in den frühen 1950er Jahren hat sich am Maschinenaufbau bis heute nichts Grundlegendes verändert (s. Abb. 2.1 rechts). Die zu verflechtenden Fäden werden hierfür auf Spulen gewickelt, welche dann in Spulenhalter, sogenannte Klöppel, eingespannt werden. Der Bewegungsverlauf dieser Klöppel wird dabei durch feste Führungsbahnen vorgegeben. Gesteuert werden die Klöppel durch sogenannte Flügelräder bzw. Flügelscheiben, welche wiederum über Zahnräder angetrieben werden. Die Klöppel werden in den Flügeln der sich drehenden Flügelräder aufgenommen, eine halbe Umdrehung mitgeführt und anschließend dem nächsten Flügelrad übergeben. Aussparungen an den Flügelrädern sorgen dabei für die gezielte Übergabe der Klöppel von einem Flügelrad zum Nächsten (Birkefeld, 2013; Flemming et al., 1996; Rosenbaum, 1991).

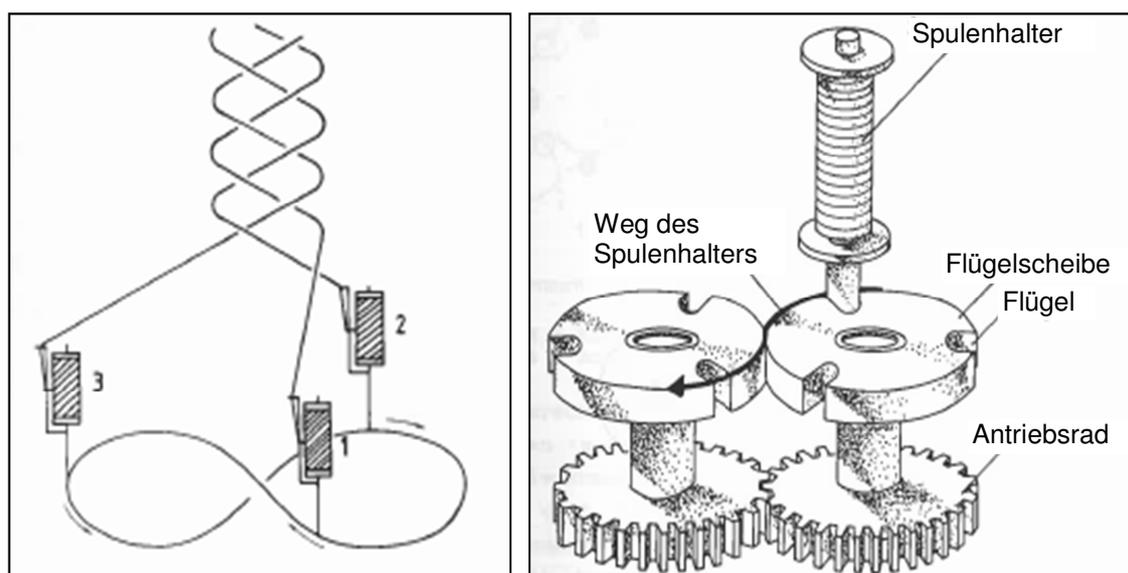


Abb. 2.1: Links: Prinzip des maschinellen Flechtens; Rechts: Darstellung des Bewegungsablaufes der Flügelräder (Rosenbaum, 1991).

Prinzipiell unterscheidet man zwischen der Flachflechttechnik zur Herstellung von endlos flachen Bändern und der Rundflechttechnik für die Fertigung von Endlos-schläuchen. Beim Flachflechten werden die Klöppel in wellenförmigen Kreisbahnen an das Ende des Kreises und von dort wieder zurück an den Anfang geführt, wodurch es am Rande des Geflechts zu einer Umlenkung des Rovings in die entgegengesetzte Richtung kommt (s. Abb. 2.2). Das dabei entstehende Flachgeflecht wird kontinuierlich abgeführt.

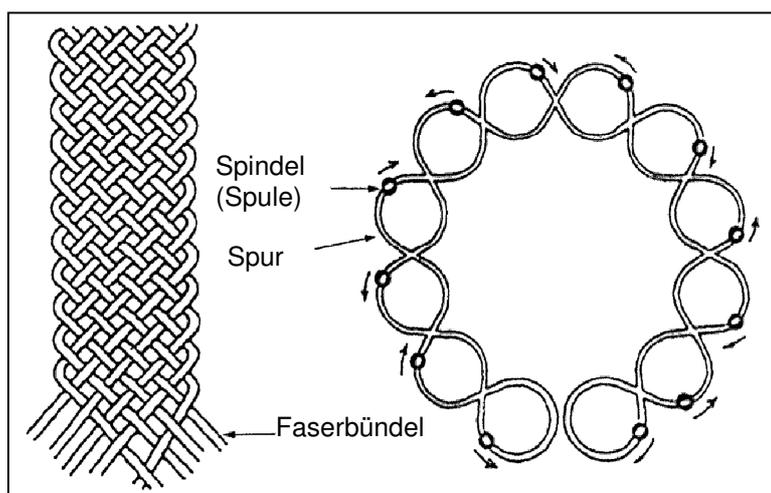


Abb. 2.2 Schematische Darstellung einer bandförmigen 2D- Flechtware (Flemming et al., 1996).

Bei der für diese Arbeit relevanten Rundflechttechnik laufen die Klöppel hingegen in zwei geschlossenen Gangbahnen mit gegenläufiger, sinusförmiger Bewegung in konzentrischen Kreisbahnen auf einem rotierenden Flechtkopf. Dabei werden die zu verflechtenden Verstärkungsfasern auf einen beliebigen, möglicherweise auch sehr komplexen Flecht kern mit veränderlichem Querschnitt abgelegt. Hierfür wird der Flecht kern senkrecht zur Flechtebene eingeführt und in Abzugsrichtung, beispielsweise von einem Roboter, durch das Zentrum des rotierenden Flecht kopfes bewegt. Die daraus entstehenden Geflechte mit zwei Flechtfadensystemen, d.h. zwei Faserrichtungen, werden als biaxial bezeichnet, während sich triaxiale Geflechte erst durch Einbringung eines dritten Fadensystems, sogenannten Stehfäden, in Abzugsrichtung realisieren lassen. Die Hälfte des Winkels, der zwischen beide Faserrichtungen entsteht, wird als Flechtwinkel bezeichnet und als Winkel zwischen der Abzugsrichtung des Flecht kerns und einer Faserrichtung definiert (s. Abb. 2.3).

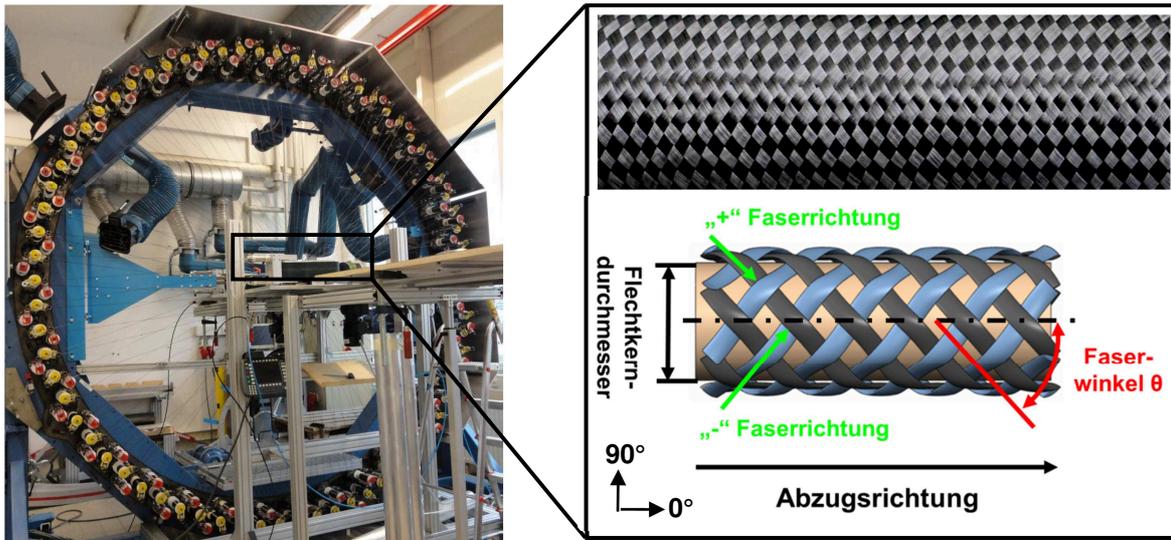


Abb. 2.3 Darstellung einer Rundflechtmaschine und eines biaxialen Geflechts auf einem Flechtkern mit Definition des Faserwinkels und der Faserrichtung (Quelle: EADS Forschung, 2011; von Reden, 2008).

In der Praxis lassen sich in Bezug auf die Abzugsrichtung Geflechte mit Faserwinkeln von 10 bis 80° realisieren. Die Ausbildung des Flechtwinkels α ist dabei entsprechend Gleichung 2.1 abhängig von der Umlaufgeschwindigkeit der Klöppel ω_b , der Abzugsgeschwindigkeit des Flechtkerns v_a und dem Flechtkernumfang u (Ay-ranci et al., 2008; Birkefeld, 2013; Dauda et al., 2009; Ehrenstein, 2006; Flemming et al., 1996; Pickett et al., 2009; Potluri et al., 2006,).

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{u \cdot \omega_b}{2\pi \cdot v_a} \right) \quad (\text{Gl.2.1})$$

Ein Nachteil dieser textilen Fertigungstechnik ist jedoch, dass es im Zuge des Flechtprozesses zu Roving- Schädigungen in Form von Filamentbrüchen kommt. Diese Schädigungen entstehen dabei nicht nur durch die starken Umlenkungen der Rovings, sondern auch aufgrund wirkender Kräfte in den Rovings selbst. Diese Kräfte werden durch Federn in den Klöppeln erzeugt und verursachen eine höhere Fadenspannung. Infolgedessen nimmt die Reibung der Rovings untereinander zu und es kommt zu Verhakungen von abstehenden, bereits gebrochenen Filamenten, die dann entweder weiter brechen oder vereinzelt aus dem Roving herausgezogen werden, wodurch es zu einem „Zerflusen“ bzw. Ablösen der Filamente (s. Abb. 2.4) kommt (Birkefeld, 2013; Falzon et al., 1998; Kuntz, 2009). Wie

in Falzon et al. (1998) beschrieben kann eine derartige Vorschädigung der Rovings eine Reduktion der Zugfestigkeit der Faser und eine damit einhergehende Verminderung der Zugfestigkeit des Geflechtlaminates verursachen.



Abb. 2.4 Exemplarische Darstellung der im Zuge des Flechtprozesses entstandenen Vorschädigung („Zerflusen“) der zu verflechtenden Faser (Kuntz, 2004).

2.2 Mechanische Eigenschaften von Geflechtem

Das mechanische Verhalten von faserverstärkten Kunststoffen wird im Allgemeinen von den Eigenschaften der Faser und der Matrix, sowie der Faser-Matrix Haftung beeinflusst. Parallel dazu spielt aber auch die Belastungsrichtung relativ zur Faserorientierung eine ganz wesentliche Rolle (Ehrenstein, 2006; Schürmann, 2007; Wörndle, 2007).

Die mittels Harzinfusionsprozess hergestellten Geflechtlaminare sind dadurch gekennzeichnet, dass deren mechanische Kennwerte im Wesentlichen von der Faserarchitektur, u.a. dem Faserwinkel, bestimmt werden (Ayranci et al., 2008; Falzon et al., 1998; Masters et al., 1996; Zheng et al., 2000). In diesem Zusammenhang sind in den folgenden Abbildungen 2.5 bis 2.7 die Kennwertverläufe E-Modul, Festigkeit und Querkontraktionszahl als Funktion des Faserwinkels, basierend auf den Untersuchungen von Birkefeld (2013) an biaxialen Kohlenstofffaser-Epoxydharz-Geflechtlaminaten, dargestellt.

Die deutlich höheren Kennwerte E-Modul und Zugfestigkeit bei kleinen Faserwinkeln sind darauf zurückzuführen, dass hier die Kraftübertragung maßgeblich über die hochfesten Fasern stattfindet, wodurch es zu einem Versagen aufgrund von Faserbrüchen kommt. Dem gegenüber werden diese Kennwerte bei großen Faserwinkeln aufgrund der fehlenden Fasern in Belastungsrichtung hauptsächlich

von der Matrix beeinflusst und es kommt daher zu einem Versagen aufgrund von Spröbruch der Matrix und einem damit einhergehenden Versagen der Faser-Matrix Haftung.

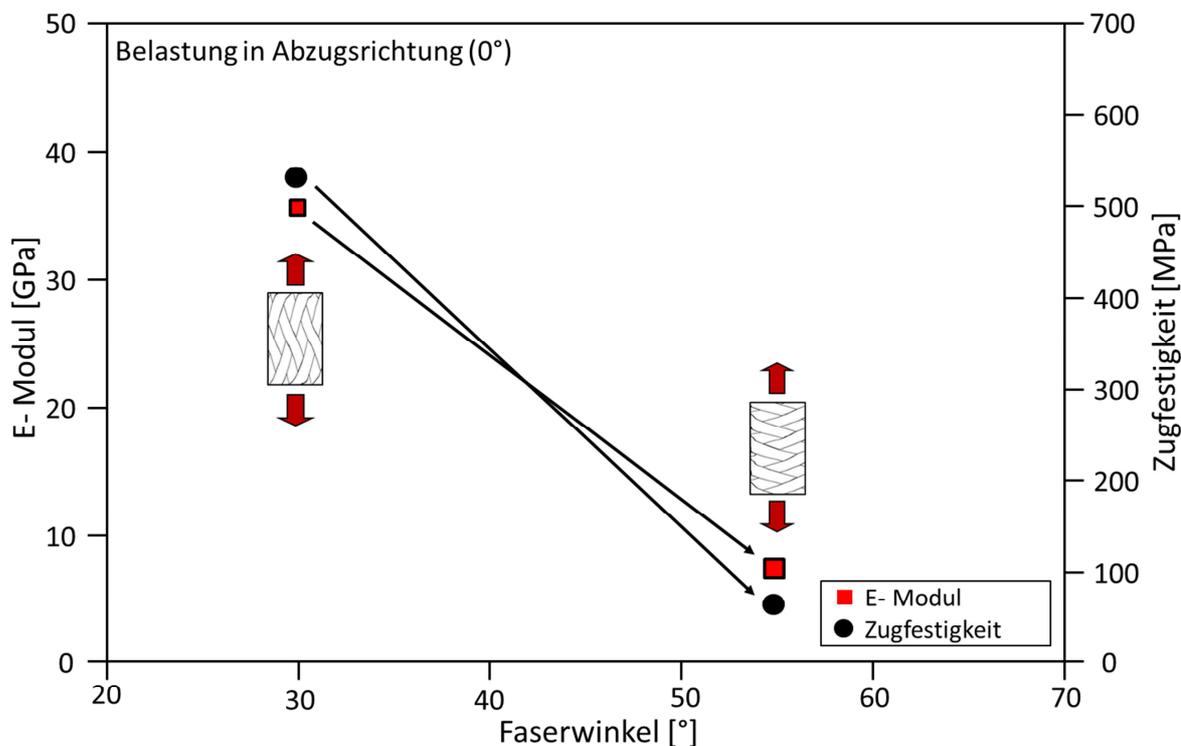


Abb. 2.5: Einfluss des Faserwinkels auf die mechanischen Kennwerte E- Modul und Zugfestigkeit von biaxialen Geflechtlaminaten (Datenquelle: Birkefeld, 2013).

Analog zu E- Modul und Zugfestigkeit kann auch die Querkontraktionszahl ν , welche sich entsprechend Gleichung 2.2 aus dem negativen Quotienten von Querdehnung zu Längsdehnung ergibt, in Abhängigkeit des Faserwinkels beschrieben werden (s. Abb. 2.6). Grund für die signifikante Abnahme des Kennwertes mit zunehmendem Faserwinkel ist dabei die Dehnungsbehinderung in Querrichtung durch die verstärkenden Faserfilamente, wodurch es zu einer Zunahme der Steifigkeit in Querrichtung im Vergleich zur Längsrichtung kommt (Ayranci et al., 2008; Birkefeld, 2013; Falzon et al., 1998).

$$\text{Querkontraktionszahl } \nu = - \left(\frac{\varepsilon_{\text{quer}}}{\varepsilon_{\text{längs}}} \right) \quad (\text{Gl. 2.2})$$

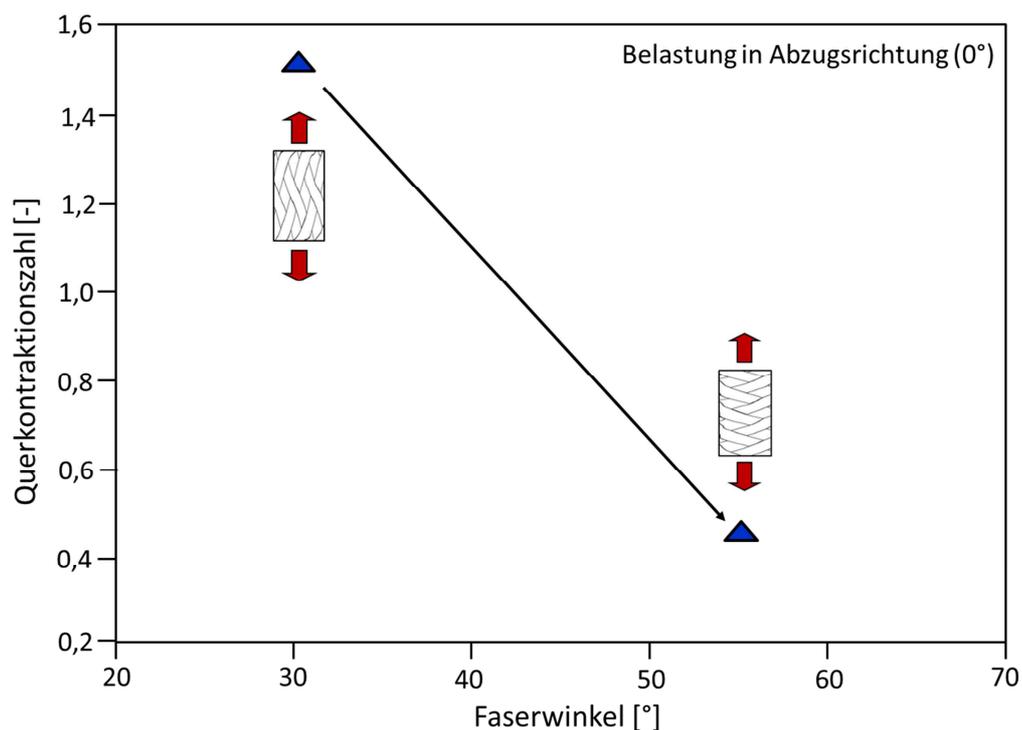


Abb. 2.6 Einfluss des Faserwinkels auf die Querkontraktionszahl von biaxialen Geflechtlaminaten (Datenquelle: Birkefeld, 2013).

Was die Druckeigenschaften von Geflechtlaminaten betrifft, so zeigen die in Abbildung 2.7 dargestellten Kennwerte E-Modul und Druckfestigkeit wiederum die charakteristische Abhängigkeit vom Faserwinkel durch eine Abnahme der Werte mit zunehmendem Faserwinkel. Dabei unterscheiden sich die E-Modulwerte nur geringfügig von jenen aus dem Zugversuch. Im Vergleich zur Zugfestigkeit (vgl. Abb. 2.5) ergibt sich bei kleinem Faserwinkel (30°) unter Druckbelastung ein deutlich geringerer Kennwert. Dieser ist auf das Versagen der Stützwirkung der Matrix unter Druckbelastung zurückzuführen, wodurch es zu einem Ausknicken der verstärkenden Faser kommt, noch bevor die Druckfestigkeit der Verstärkungsfaser erreicht wird. Zu einem Ausknicken der Fasern kann es auch bei großen Faserwinkeln kommen, jedoch tritt dieses im Vergleich zum bekannten Spröbruchversagen der Matrix unter Zugbelastung später ein, was die höhere Druckfestigkeit im Vergleich zur Zugfestigkeit erklärt (Birkefeld, 2013; Ehrenstein, 2006; Wiedemann, 2007).

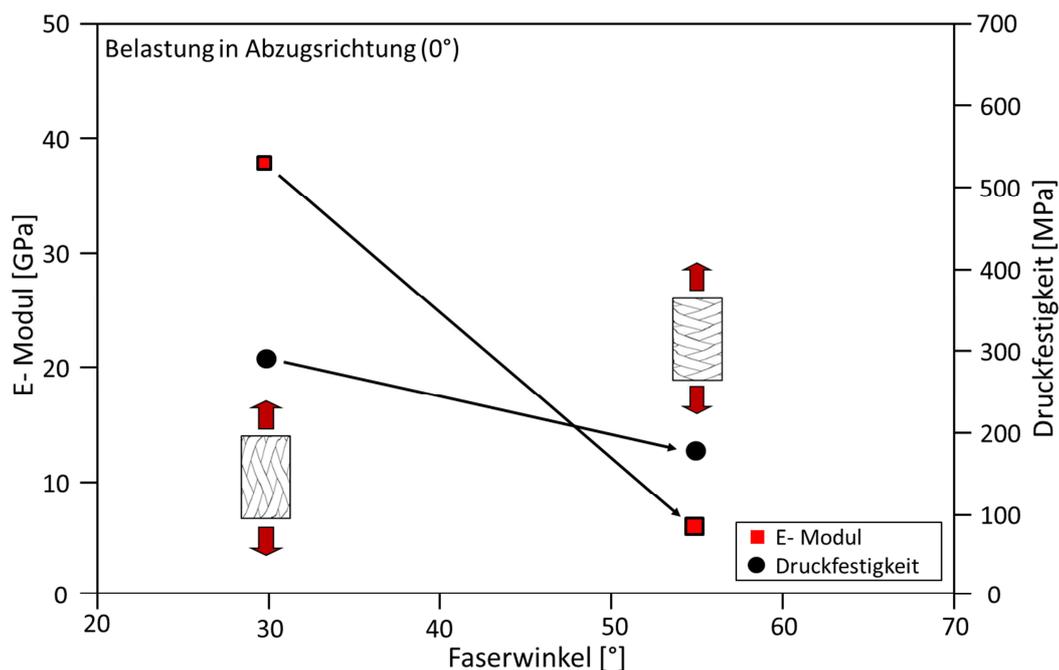


Abb. 2.7 Einfluss des Faserwinkels auf die mechanischen Kennwerte E- Modul und Druckfestigkeit von biaxialen Geflechtlaminaten (Datenquelle: Birkefeld, 2013).

2.3 Schadenstoleranz von Faserverbundbauteilen

Generell ist die Schadenstoleranz definiert als ein Maß für die Fähigkeit eines geschädigten Materials oder einer beschädigten Struktur Belastungen aufzunehmen und/oder die Funktionalität aufrecht zu erhalten, bis Maßnahmen getroffen werden können, um der Schädigung durch Reparatur oder Substitution des Bauteils entgegen zu wirken (Bergmann, 1992; Flemming et al., 2003; Heida et al., 1995; Paganò et al., 2001; Sierakowski et al., 1995).

Unter dem Aspekt der Funktionstüchtigkeit und Sicherheit in Gegenwart von Schadstellen, lässt sich das lokale Versagen von Verbundwerkstoffen nach Bergmann (1992) in drei Kategorien unterteilen:

- Schäden, die während der Fertigung in Form von fehlerhaften Faseranordnungen, Einschlüssen von Fremdstoffen, Lunkern, Harznestern usw. auftreten
- Schäden, die beim Zusammenbau durch unsachgemäße spanende Bearbeitung, erzwungene Passungen, abweichende Klebschichtdicken oder falsche Oberflächenbehandlung der Fügebauteile entstehen

- Schäden, die während des Betriebs durch mechanische oder thermische Überbelastung, durch aggressive Medien, Stoßbelastung durch Vogel- oder Steinschlag oder ähnliches verursacht werden;

Was die Schädigung unter Stoßbelastung anbetrifft, so sind Faserverbundwerkstoffe vor allem gegenüber Beanspruchungen mit geringer Aufschlaggeschwindigkeit (engl. „Low Velocity Impact“) sehr empfindlich, da diese u.a. zu visuell nicht erkennbaren Schädigungen führen können (Burger, 2009; Caprino et al., 1999). Dabei ergeben sich beim Aufprall des Stoßkörpers (engl. „Impactor“) auf die Struktur aufgrund des heterogenen, anisotropen Aufbaus dieser Werkstoffe unterschiedliche Schädigungsmechanismen (Bergmann, 1992; Burger, 2009; Flemming et al., 2003; Richardson et al., 1996):

- Matrixrisse bzw. Zwischenfaserrisse, die parallel zu den Fasern über die gesamte Dicke der betroffenen Schichten verlaufen und oft auch Grenzflächen benachbarter Schichten mit anderen Faserrichtungen schädigen
- Delaminationen, die in Form von Rissen im matrixreichen Bereich zwischen zwei Lagen wachsen (interlaminarer Bruch) und ein großes Problem darstellen, da sie die Festigkeit von Laminaten deutlich verringern
- Faserbrüche, die aufgrund von Belastungen in den Einzellagen entstehen und durch Delamination nicht mehr auf benachbarte Lagen übertragen werden können. Dabei ist im Bereich des Faserbruches das Komplettversagen der Einzelschicht erreicht

In diesem Zusammenhang spielt die Charakterisierung des Schädigungsverhaltens unter stoßartiger Belastung für die Auslegung von Bauteilen aus faserverstärkten Hochleistungsverbundwerkstoffen eine ganz wesentliche Rolle. Unter Anwendung von Druckversuchen nach Schlagbeanspruchung (engl. „Compression After Impact Tests“) werden Schädigungen mit definierter Energie in das Material eingebracht, das Ausmaß der Schädigung untersucht und die Restdruckfestigkeit bestimmt. Vor allem die Ermittlung der Restdruckfestigkeit bei oberflächlich kaum sichtbarer Schlagbeanspruchung ist dabei von großem Interesse (AITM 1-0010, 2005; Drechsler, 2004; Heida et al., 1995; Riegert et al., 2005).

Neben dem Ausmaß der Schädigung beeinflusst aber auch die Faserorientierung die Restdruckfestigkeit. Analog zu der in Abschnitt 2.2 diskutierten Druckfestigkeit lassen sich demnach auch für die Restdruckfestigkeit deutlich höhere Materialkennwerte erzielen, wenn die Fasern möglichst in Belastungsrichtung ausgerichtet sind. Bezugnehmend auf die Arbeit von Stelzer (2009) an biaxialen Kohlenstofffaser-Epoxidharz-Geflecht laminaten zeigt sich dieser Einfluss der Faserorientierung anhand eines deutlich höheren Kennwerteverlaufes über der Impactenergie des (0/90°)-Laminates im Vergleich zum Geflecht laminat mit einer Faserorientierung von $\pm 45^\circ$ in Bezug auf die Belastungsrichtung (s. Abb. 2.8).

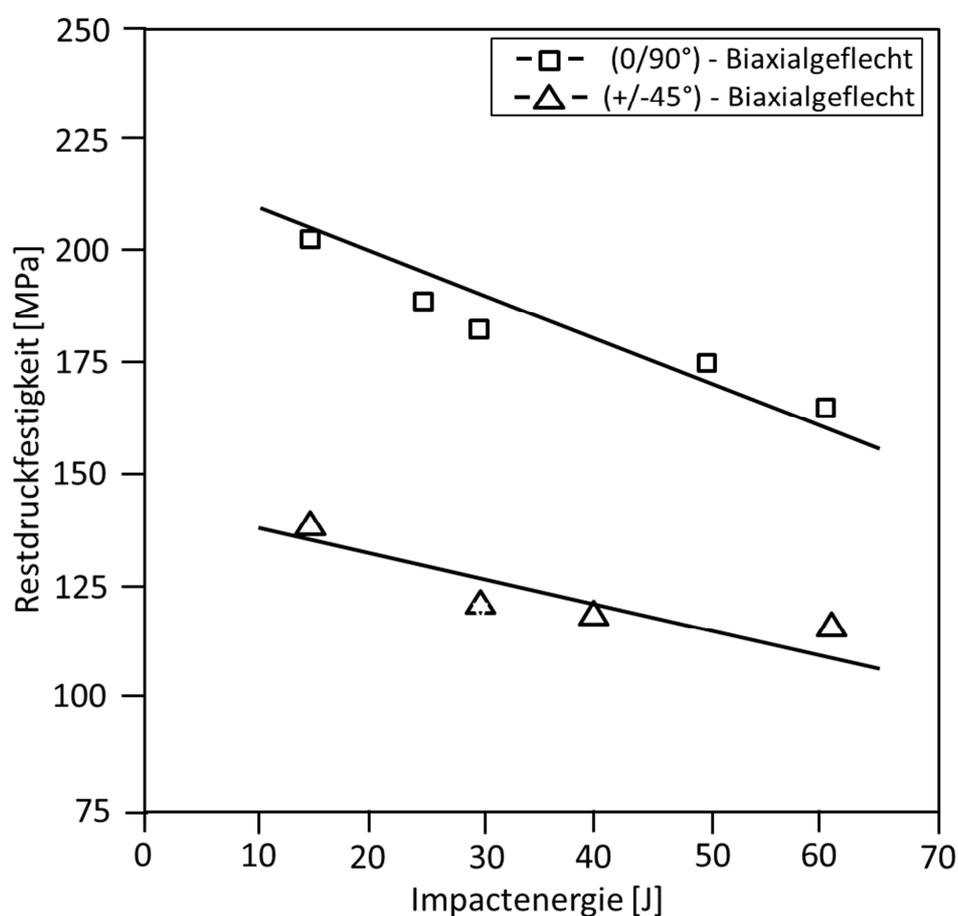


Abb. 2.8 Restdruckfestigkeit über der Impactenergie für Biaxialgeflechte mit unterschiedlichem Faserwinkel (Datenquelle: Stelzer, 2009).

2.4 Charakterisierung des intralaminaren Schubverhaltens von Geflechtlaminaten

Für die Entwicklung analytischer Näherungsmodelle zur Abschätzung des Materialverhaltens werden als Inputdaten neben E-Modul, Festigkeit und Querkontraktionszahl auch Schubkennwerte herangezogen. Deshalb galt es zunächst anhand einer Literaturrecherche eine geeignete Prüfmethode zur Charakterisierung der Schubeigenschaften des in dieser Arbeit vorliegenden biaxialen Geflechtlaminates zu evaluieren.

Neben der steigenden Komplexität und Vielfalt in der Anwendung von Hochleistungsfaserverbundwerkstoffen führte auch deren geringe Widerstandsfähigkeit gegenüber Schubdeformation dazu, dass die Entwicklung und Anwendung neuer Prüfmethoden zur Charakterisierung des Schubverhaltens von Faserverbundwerkstoffen in den letzten 40 Jahren zunehmend in den Mittelpunkt des Interesses rückte (Adams, 2005; Ifju, 1995). Dabei besteht die Herausforderung nach wie vor darin, eine standardisierte Testmethode zu finden, die es erlaubt, auf möglichst einfache und kosteneffiziente Art und Weise, gut reproduzierbare Schubkennwerte, d.h. sowohl Schubmodul als auch Schubfestigkeit, zu ermitteln. Das Schwierige dabei ist, mit Hilfe der jeweiligen Prüfvorrichtung, einen möglichst homogenen Schubspannungszustand innerhalb des Messbereichs der Probe zu generieren. Dies wird außerdem zunehmend diffiziler, sobald Anisotropie und Inhomogenitäten im Material zunehmen. Vor allem in unidirektionalen (UD) Laminaten ist die Realisierung eines reinen Schubspannungszustandes aufgrund ihrer hohen Anisotropie extrem schwierig, da zusätzliche Spannungskomponenten wie Zug- und Druckspannungen auftreten können, welche die Schubfestigkeit beeinflussen (Adams, 2005; Bruoghton, 2000; Ifju, 1995; MIL-HDBK-17-1F, 2002; Tarnopols'skii et al., 1999; Zhou et al. 1995).

In der Literatur findet man eine Vielzahl von genormten und auch nicht genormten Prüfmethoden zur Charakterisierung der mechanischen Schubkennwerte. In Adams (2005) werden die derzeit vorwiegend genutzten Methoden zusammengefasst und hinsichtlich ihrer Funktionalität und Einsatzmöglichkeit miteinander ver-

glichen (s. Abb. 2.9). Mit Ausnahme des „Short Beam Shear Test“ (ASTM¹ D2344) können mit den angeführten Methoden sowohl Festigkeits- als auch Steifigkeitswerte ermittelt werden. Was allerdings auffällt ist, dass nur drei dieser Prüfmethoden, nämlich der „Iosipescu Shear Test“ (ASTM D5379), der „Torsion of a Thin Tube Test“ (ASTM D5448) und der „V-Notched Rail Shear Test“ (ASTM D7078), in der Lage sind, einen reinen und demnach homogenen Schubspannungszustand im Prüfkörper zu generieren.

Test Method (with ASTM Std. No., if applicable)	Uniform Shear Stress State	All Three Stress States Practical	Shear Strength Obtained	Shear Stiffness Obtained
Short Beam Shear (D 2344)				
Iosipescu Shear (D 5379)				
±45° Tensile Shear (D 3518)				
Two-Rail Shear (D 4255)				
Three-Rail Shear (D 4255)				
Double-Notched Shear (D 3846)				
Torsion of a Thin Tube (D 5448)				
Cross-Beam Sandwich				
Torsion of a Solid Rod				
Four-Point Shear				
Picture Frame Shear				
Plate Twist				
10° Off-Axis (Tensile)				
V-Notched Rail Shear (D 7078)				

Abb. 2.9 Vergleich gängiger Prüfmethoden für die Bestimmung des Schubverhaltens von Faserverbundwerkstoffen (Adams, 2005).

Dabei stellt der „Torsion of a Thin Tube Test“ (ASTM D5448) die beste Methode dar, um auf direktem Weg eine reine Schubbeanspruchung im Material zu erzeugen und darauf basierend die entsprechenden Schubkennwerte in der Laminatenebene zu ermitteln. Hierfür wird ein dünnwandiges Rohr mit maximal 2 mm Wandstärke verdrillt und dadurch ein homogener Spannungszustand in Umfangs- und Längsrichtung erzeugt (s. Abb. 2.10). Damit verbundene, äußerst kostspielige und aufwendige Material- und Probenherstellungskosten, sowie die Notwendigkeit eines ausgeklügelten Prüfaufbaus, haben eine Anwendung dieser Methode jedoch stark begrenzt (Adams, 2005; Broughton, 2000; Prickett, 2001; Tarnopol'skii et al., 1999; Walrath et al., 1983).

¹ American Society for Testing and Materials



Abb. 2.10: Beispielhafte Darstellung eines Torsionsprüfstandes (Kimoto et al., 2011).

Im Vergleich dazu gilt der „Iosipescu Shear Test“ (ASTM D5379), oftmals auch „V-Notched Beam Shear Test“ genannt, als eine sehr häufig verwendete und äußerst zuverlässige Prüfmethode, vor allem wenn es um die Charakterisierung des Schubverhaltens im Bereich der Faserverbundwerkstoffe geht. Ursprünglich wurde dieses Prüfverfahren für die Untersuchung isotroper Materialien- vorwiegend Metalle- entwickelt, ehe es im Laufe der Jahrzehnten für die Charakterisierung von Faserverbundwerkstoffen von der Composite Materials Research Group an der Universität von Wyoming (Wyoming, USA) adaptiert wurde. Seit 1993 entspricht der Iosipescu Scherversuch einem ASTM- Standard und wird vor allem für die Ermittlung der intralaminaren und interlaminaren Schubeigenschaften von UD-Laminaten, Kreuzverbunden, Geweben mit Kettrichtung parallel oder senkrecht zur Belastungsrichtung, sowie kurzfaserverstärkten Verbundwerkstoffe herangezogen (Adams, 2010; Adams, 2007; Adams, 2005; ASTM D5379, 1998; Ho et al., 1993; Tarnopol'skii et al., 1999; Walrath et al., 1983; Zhou et al., 1995).

Das Versuchsprinzip ähnelt jenem eines Vier-Punkt-Biegeversuchs (s. Abb.2.11). Dabei wird ein rechteckiger, beidseitig V-gekerbter Prüfkörper in eine spezielle Vorrichtung gespannt, die aus zwei relativ zueinander bewegten Klemmhälften besteht. Durch die von oben herab aufgebrachte Druckbelastung entsteht zwischen den Kerben, d.h. im Bereich des engsten Querschnitts, eine Zone momentfreier und reiner Schubbelastung. Die auftretenden Scherdehnungen in diesem Bereich lassen sich mittels Dehnmessstreifen (DMS), welche in Richtung der Scherebene appliziert sein sollten, erfassen (ASTM D5379; Broughton, 2000; Walrath et al., 1983; Zhou et al., 1995).

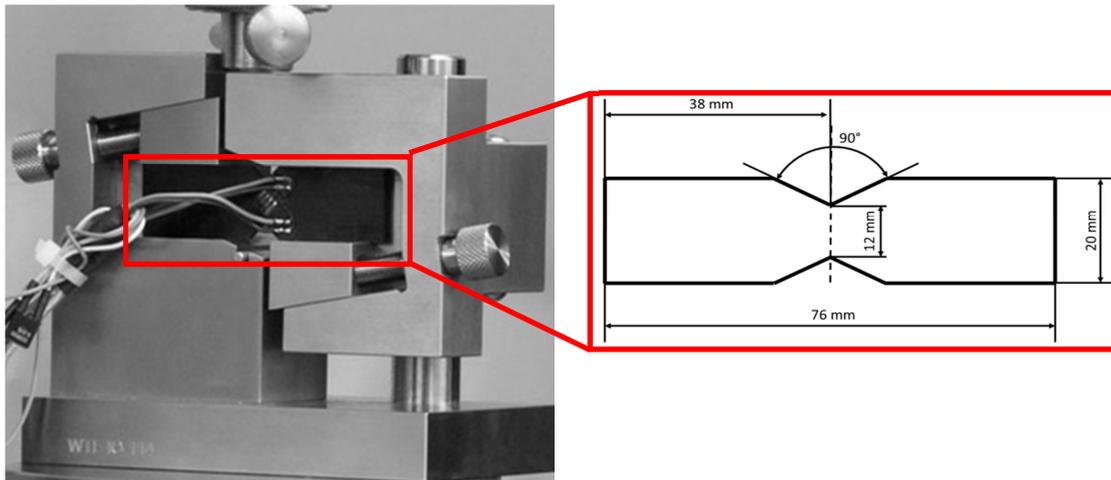


Abb. 2.11: Schematische Darstellung des Losipescu- Scherversuchs mit Einspannvorrichtung und Probenkonfiguration (Quelle: www.zwick.de; ASTM D5379, 1999).

Der Vorteil des Losipescu- Prüfverfahrens besteht in erster Linie in seiner Einfachheit, vor allem was die Prüfkörpergeometrie anbetrifft. Darüber hinaus lassen sich sowohl intralaminare als auch interlaminare Schubeigenschaften von isotropen und orthotropen Materialien, lang- und kurzfaserverstärkten Verbundwerkstoffen, sowie ein- und mehrachsig orientierten Laminaten mit beliebiger Faserorientierung bestimmen. Allerdings weist das Verfahren nach Losipescu in gewissen Bereichen Mängel bei der Bestimmung der Schubeigenschaften auf. So haben beispielsweise Untersuchungen von Zhou et al. (1995) an kohlenstofffaserverstärkten Epoxidharzlaminaten mit unterschiedlichen Lagenaufbauten ergeben, dass sich diese Prüfmethode für die Bestimmung der intralaminaren Schubeigenschaften von Laminaten mit quasiisotropem (QI) Lagenaufbau nicht eignen. Grund hierfür ist die versteifende Wirkung der $\pm 45^\circ$ -Fasern in Belastungsrichtung, wodurch es anstatt des gewünschten Schubversagens zu einem Versagen aufgrund von Materialstauchung im Bereich der Krafteinleitungspunkte kommt. Abbildung 2.12 veranschaulicht diesen Effekt anhand einer Darstellung des intralaminaren Schubspannungs/-dehnungsverlaufes des QI- Laminats im Vergleich zu einem UD- Laminat und einem Kreuzverbund. Während es beim UD- Laminat und beim Kreuzverbund im Bereich des Schubversagens zu einem deutlichen Abflachen der beiden Kurven und einem daraus resultierenden nicht- linearen Materialverhalten kommt, zeigt das QI- Laminat bis zum Versagenseintritt ein scheinbar durchgängig lineares Materialverhalten, was auf die versteifende Wirkung der $\pm 45^\circ$ -Fasern zurückgeführt werden kann (Ho et al., 1993; Ifju, 1994; Zhou et al., 1995).

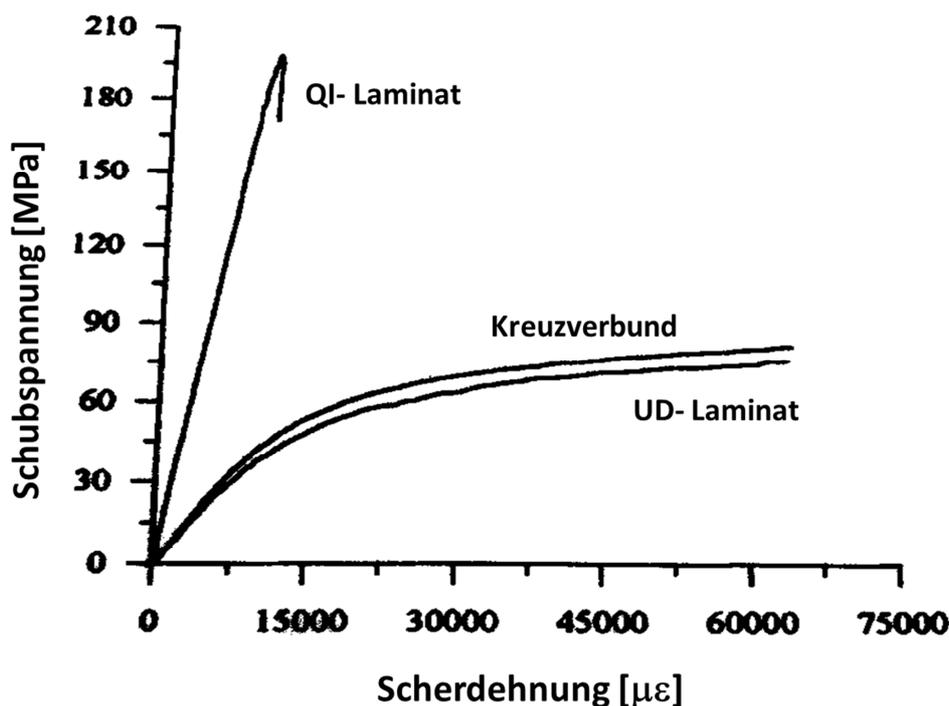


Abb. 2.12: Darstellung des intralaminaren Schubspannungs/-dehnungsverlaufes für ein UD- Laminat, einen Kreuzverbund und ein QI- Laminat aus dem Iosipescu- Scherversuch (nach Zhou et al., 1995).

Ifju (1994) weist weiters darauf hin, dass es bei UD- Laminaten bei Belastung in (0°) und normal (90°) zur Faserrichtung zu deutlichen Abweichungen der Scherdehnung von der mittleren Scherdehnung im Bereich der Probenmitte kommt. Dadurch werden im Messbereich für die 90° - Belastungsrichtung scheinbar zu hohe Schubmodulwerte und für die 0° - Belastungsrichtung hingegen zu niedrige Kennwerte generiert werden. Grund hierfür ist, dass die Scherdehnung bei Belastung normal zur Faserrichtung (90°) im Bereich der Probenmitte ein Minimum durchläuft (s. Abb. 2.13a), wodurch sich zwangsweise ein geringerer Modulwert ergibt. Dem gegenüber kommt es bei Belastung in Faserrichtung (0°) zu einer stetigen Zunahme der Scherdehnung bis hin zur Probenmitte, wo diese ihren Maximalwert erreicht (s. Abb. 2.13a) und dadurch für die zu geringeren Modulwerte verantwortlich ist (Broughton, 2000; Dickson et al., 1995).

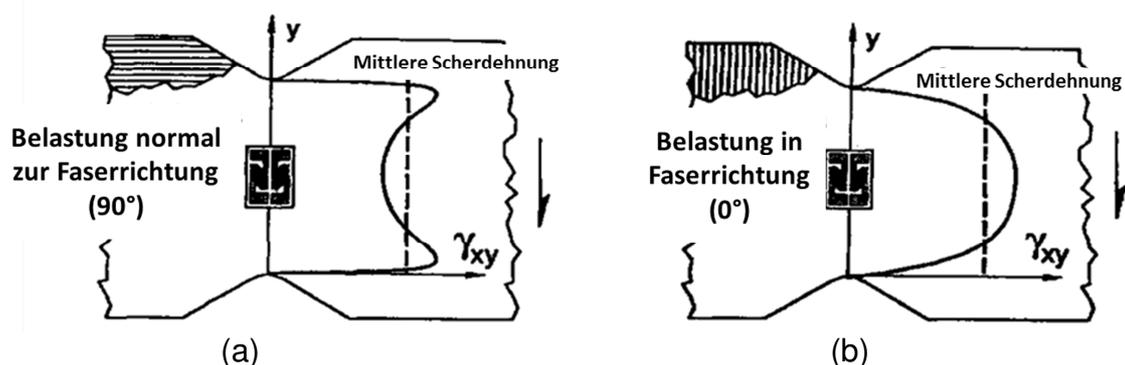


Abb. 2.13: Darstellung des Scherdehnungsverlaufes innerhalb der beiden V-Kerben für ein UD-Laminat bei Belastung in (0°) und normal zur Faserrichtung (90°) (nach Ifju, 1994).

Generell erwies sich das Iosipescu Prüfverfahren aufgrund seines kleinen Messbereichs (12 mm innerhalb der Kerben) und seiner begrenzten Lastaufbringung vor allem für textile Faserverbundwerkstoffe und multidirektionale Lamine bislang als nur bedingt geeignet. Aus diesem Grund rückte zunehmend der sogenannte „V-Notched Rail Shear Test“ (ASTM D7078) für die schubmechanische Charakterisierung dieser Materialien in den Mittelpunkt des Interesses.

Der „V-Notched Rail Shear Test“ stellt sozusagen eine Kombination aus „Iosipescu Shear Test“ und „Two-Rail Shear Test“ dar. In Anlehnung an das Iosipescu Verfahren weisen die Prüfkörper des „V-Notched Rail Shear Test“ an den beiden Längsseiten eine V-Kerbung auf, die einen möglichst homogenen Schubspannungszustand generieren sollen. Im Vergleich zu Iosipescu sind die Prüfkörper hingegen wesentlich breiter, wodurch der Messbereich zwischen den beiden V-Kerben deutlich größer wird (s. Abb. 2.14). Was die Fixierung der Prüfkörper anbetrifft, so wurde diese in etwas abgeänderter Form vom „Two-Rail Shear Test“ übernommen. Im Unterschied zu dieser Prüfmethode, wo zur Fixierung des Prüfkörpers insgesamt sechs Bohrlöcher notwendig sind, erfolgt die Fixierung beim „V-Notched Rail Shear Test“ über Einspannplatten, die sich jeweils an der Innenseite der beiden L-förmigen Außenblöcke befinden (s. Abb. 2.15). Diese Einspannplatten sind außerdem oberflächenbeschichtet, was eine zusätzliche Verwendung von Aufleimern zur besseren Kraffteinleitung nicht notwendig macht (Adams, 2005; Adams, 2010; Adams et al., 2010; ASTM D7078, 2005; Roberts et al., 2009).

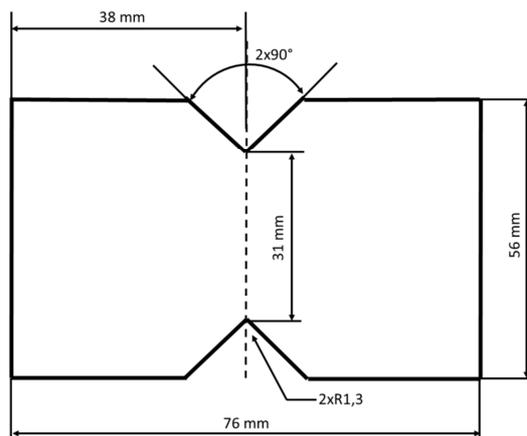


Abb. 2.14: Prüfkörpergeometrie für den V-Notched Rail Shear Tests nach ASTM D7078 (ASTM D7078, 2005).

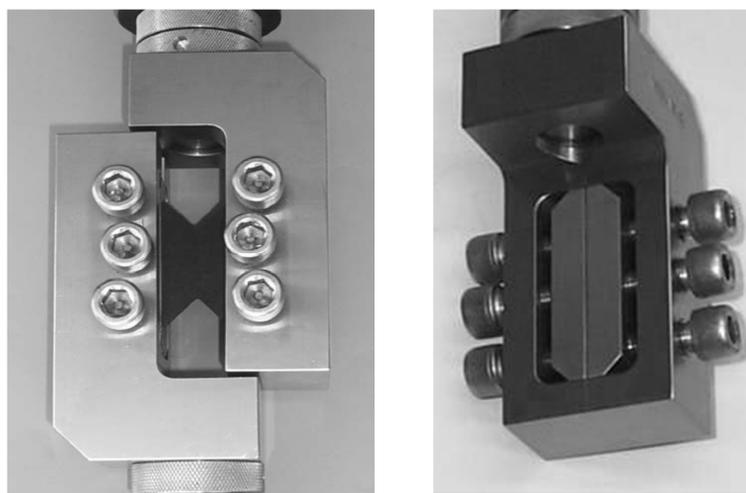


Abb. 2.15: V-Notched Rail Shear Tests mit Prüfanordnung (links) und einer Detailansicht des Außenblocks mit Einspannplatten (rechts) (Adams et al., 2010; www.wyomingtestfixtures.com).

Wie bereits beim Iosipescu- Prüfverfahren zeigt sich auch im V-Notched Rail Shear Test, dass sich insbesondere UD- Laminat sehr schlecht für die schubmechanische Materialcharakterisierung eignen. Durch die Entstehung von Rissen entlang der 0°- Faserrichtung oder auch im Bereich der Kerben kommt es in den meisten Fällen zu einem frühzeitigen Versagen und einer damit einhergehenden geringeren Schubfestigkeit (Adams et al., 2010; Broughton; 2000).

Von frühzeitigem Versagen aufgrund von Randfaserbrüchen im Bereich zwischen Einspannung und Kerbgrund wird auch in den Untersuchungen von Roberts et al. (2009) an triaxialen (0/±60°)- Kohlenstofffaser- Epoxidharz- Geflecht laminaten berichtet. Aus diesem Grund wurden von den Autoren für die schubmechanische

Basischarakterisierung Prüfkörpern mit einer sogenannten „modifizierten H-Kerbe“ (s. Abb. 2.16) verwendet, wodurch Randfaserbrüche vermieden werden konnten.

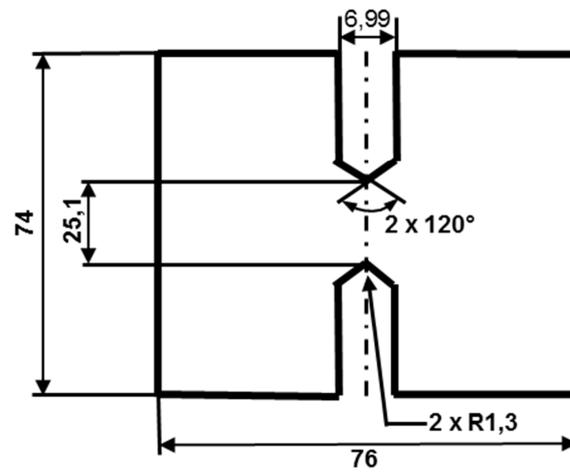


Abb. 2.16: Prüfkörper mit „modifizierter H- Kerbe“ für den V- Notched Rail Shear Test nach ASTM D7078.

3 EXPERIMENTELLES

3.1 Werkstoffe

Für die gegenständlichen Untersuchungen wurden drei biaxiale Geflecht laminate unter Verwendung der Standard- Hochleistungs- Kohlenstofffaser HTS40 F13 12K 800tex mit unterschiedlicher Garndrehung (t0, z5 und z10) der Firma Toho Tenax Europe GmbH (Wuppertal, D) herangezogen. Was die Nomenklatur des Fasertyps anbetrifft, geht aus dem Datenblatt des Herstellers hervor, dass es sich dabei um eine hochfeste, sogenannte „High Tenacity Strength“ (HTS)- Kohlenstofffaser mit einer Dichte von $1,77 \text{ g/cm}^3$, einer Zugfestigkeit von 4600 MPa und einem Zug-E-Modul von 240 GPa handelt. Die aus Polyacrylnitril (PAN) gewonnene Faser, welche aus 12000 Elementarfasern besteht, wurde bei der Produktion mit einer Polyurethanschlichte (ca. 1%) versehen. Die zusätzliche Bezeichnung t0 weist darauf hin, dass es sich um eine Faser mit ungedrehtem Garn handelt. Die Nomenklatur z5 bzw. z10 bezeichnet hingegen Fasern mit gedrehtem Garn (s. Abb. 3.1). Die jeweilige Ziffer bezieht sich dabei auf die Anzahl der Garnumdrehungen auf einer Länge von einem Meter.

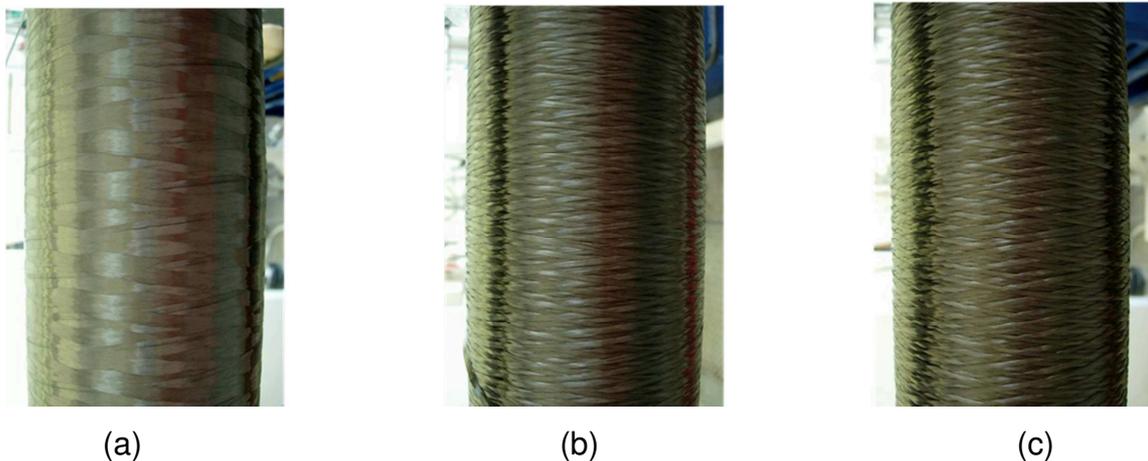


Abb. 3.1: Kohlenstofffaser ohne Garndrehung (a) und mit Garndrehung z5 (b) bzw. z10 (c).

Die Verarbeitung der Fasern zu biaxialen Geflechtlagen mit einem Faserwinkel von $\pm 60^\circ$ erfolgte mittels Rundflechtmaschine bei EADS Innovation Works (Ottobrunn, D). Hierfür wurden die Fasern vorab von der Lieferspule auf die 144 Klöppel des Rundflechters umgespult und im darauffolgenden Flechtprozess auf einen, sich

durch das Zentrum des Rundflechters hindurchbewegenden Flecht kern mit einem Durchmesser von 100 mm aufgeflochten. Nach dem Flechtvorgang wurden die Halbzeuge in Abzugsrichtung (0°) aufgeschnitten und in die Ebene abgelegt. Was das Faserflächengewicht (FAW) je Einzellage anbetrifft, so betrug dieses für das Halbzeug ohne Garndrehung t_0 rund 760 g/m^2 , für jenes mit Garndrehung z_5 rund 790 g/m^2 und für z_{10} rund 780 g/m^2 .

Die aus jeweils 4 Lagen bestehenden flächigen Halbzeuge mit einer Länge von 400 mm und einer Breite von 285 mm (in Abzugsrichtung) wurden anschließend mittels Harzinfusionsverfahren mit dem Standard- Epoxidharz RTM6 von Hexcel Composites (Dagneux, F) bei FACC Operations GmbH (Ried/Innkreis, A) imprägniert. Die Härtung des Epoxidharzes erfolgte dabei entsprechend den Angaben des Harzherstellers. Nach der Härtung wurden sämtliche Laminatplatten einer Qualitätskontrolle mittels Ultraschalluntersuchung unterzogen. Hierbei wurden generell keine Fehlstellen oder Einschlüsse festgestellt.

3.1 Prüfkörper

Die für die Versuche erforderlichen Prüfkörper wurden nach einem vorgegebenen Entnahmeplan aus den biaxialen Geflechtplatten mit ungedrehtem Garn (t_0) und gedrehtem (z_5 und z_{10}) unter Verwendung einer Diamantsäge vom Typ DIADISC 5200 (Fa. Mutronic Präzisionsgerätebau GmbH & Co. KG, Rieden bei Füssen, D) entnommen.

Dabei erfolgte die Herstellung der Prüfkörper für den monotonen Zugversuch in Anlehnung an die Airbus interne Norm AITM 1-007 [AITM 1-0007, Issue 3, 2004]. Aufgrund der vorliegenden Plattenbreite der Geflechtpreforms, welche sich aus dem gewählten Kerndurchmesser von 100 mm ergaben, war eine normgerechte Prüfkörperfertigung mit einer Länge von $L = 280 \text{ mm}$ normal zur Abzugsrichtung (90°) nicht möglich. Aus diesem Grund und unter Berücksichtigung einer einheitlichen Prüfkörpergeometrie für beide Entnahmerichtungen wurden Prüfkörper mit einer Länge von $L = 170 \text{ mm}$, einer Breite von $B = 32 \text{ mm}$ und eine durchschnittliche Dicke von $D = 3 \text{ mm}$ (s. Abb. 3.2) aus den jeweiligen Geflechtplatten sowohl in Abzugsrichtung (0°), als auch normal zur Abzugsrichtung (90°) entnommen. Um in diesem Zusammenhang den Einfluss der Prüfkörperlänge zu erfassen, wurden

zusätzlich Prüfkörper mit unterschiedlicher Länge (280, 170 und 132 mm) aus den Geflechtplatten mit ungedrehtem Garn in Abzugsrichtung (0°) gefertigt.

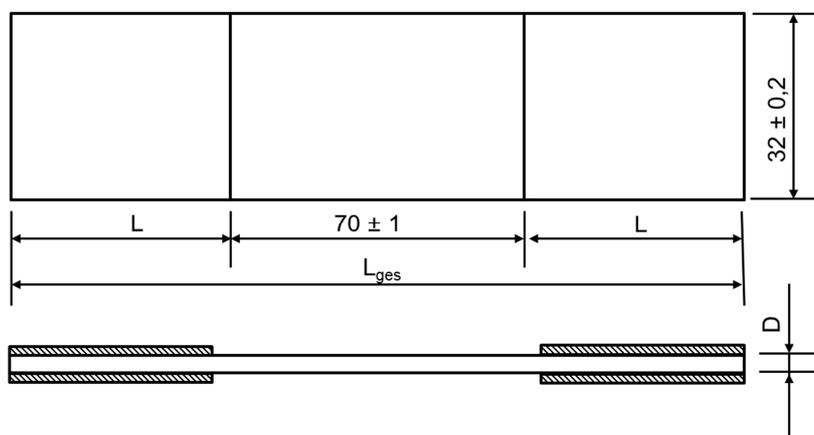


Abb. 3.2: Schematische Darstellung des PT- Prüfkörpers in Anlehnung an AITM 1-0007 (AITM 1-0007, Issue 3, 2004); Abmessungen in mm.

Für die Untersuchung der mechanischen Eigenschaften unter Druckbelastung wurden in Anlehnung an die Airbus interne Norm AITM 1-0008 [AITM 1-0008, Issue 3, 2004] ungelochte („Plain Compression“ - PC) und gelochte („Open Hole Compression“ – OHC) Prüfkörper in und normal zur Abzugsrichtung gefertigt. Die ungelochten Prüfkörper hatten dabei eine Gesamtlänge von $L = 120$ mm, eine Breite von $B = 32$ mm und eine Dicke von $D = 3$ mm. Um den Einfluss der Prüfkörperlänge hinsichtlich eines möglichen Ausknicken des Prüfkörpers zu erfassen wurden zusätzlich PC-Prüfkörper mit unterschiedlicher Länge (132 und 120 mm) aus den Geflechtplatten ohne Garndrehung in Abzugsrichtung (0°) entnommen. Die Fertigung der gelochten Prüfkörper erfolgte laut Norm. Diese hatten demgemäß eine Gesamtlänge von $L = 132$ mm und eine Breite von $B = 32$ mm (s. Abb. 3.3). Die in den Prüfkörper eingebrachte Bohrung erfolgte mittels Diamantbohrer, hergestellt gemäß Airbus interner Norm MBBN634 (MBBN624, 2005), entsprechend den nach Angaben der AITM- Norm vorgeschriebenen Fertigungstoleranzen.

Alle für die gegenständlichen Untersuchungen herangezogenen Zug- und Druckprüfkörper waren mit Aufleimern aus biaxialen ($\pm 45^\circ$) Glasfaser- Prepregs vom Typ G977-2A-37-G7781-296 mit einer Länge von $L = 50$ mm, einer Breite von $B = 23$ mm und einer theoretische Dicke von $D = 1,6$ mm versehen.

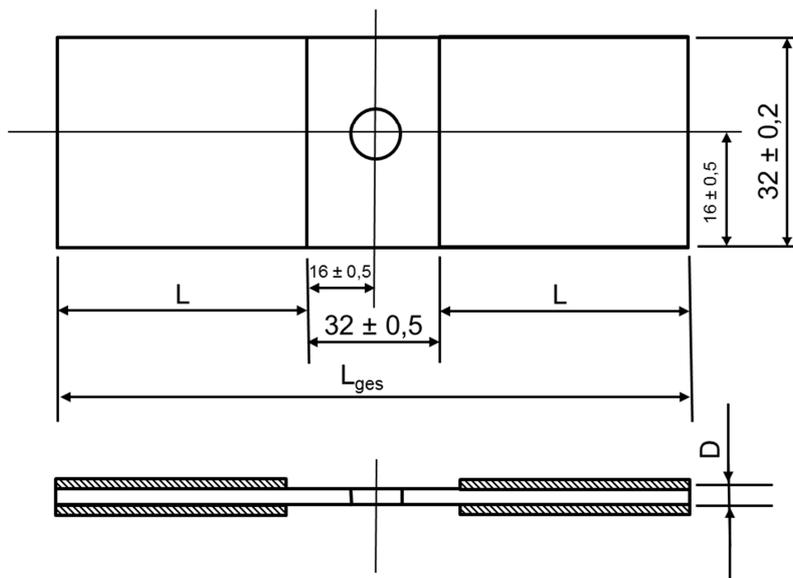


Abb. 3.3: Schematische Darstellung des OHC-Prüfkörpers nach AITM 1-0008 (AITM 1-0008, Issue 3, 2004); Abmessungen in mm.

Die Herstellung der für die Compression After Impact (CAI)- Versuche verwendeten Prüfkörper erfolgte in Anlehnung an die Airbus interne Norm AITM 1-0010 [AITM 1-0010, Issue 3, 2005]. Diese wurden mit einer Länge von $L = 150$ mm und einer Breite von $B = 100$ mm (s. Abb. 3.4) aus den jeweiligen Geflechtplatten in Abzugsrichtung (0°) entnommen.

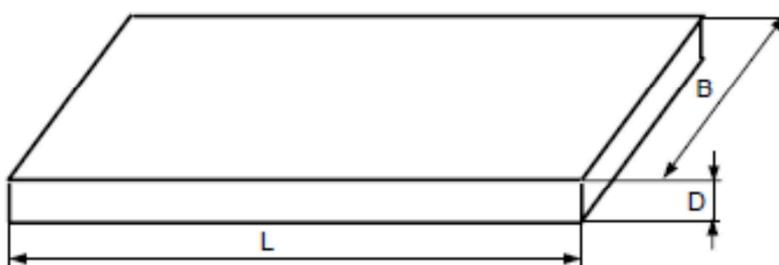


Abb. 3.4: Schematische Darstellung einer CAI-Prüfplatte in Anlehnung an AITM 1-0010 (AITM 1-0010, Issue 3, 2005).

Für die Untersuchung der mechanischen Eigenschaften unter monotoner Schubbelastung wurden Prüfkörper in Anlehnung an den „V-Notched Rail Shear Test“ nach ASTM-Prüfnorm D7078 [ASTM D7078, 2005] aus einem Restbestand an Geflechtplatten mit gedrehtem Garn (z_5) in Abzugsrichtung entnommen. Diese hatten eine Länge von $L = 76$ mm und eine Breite von $B = 56$ mm. Unter Berücksichtigung des Faserverlaufes der zur untersuchenden ($\pm 60^\circ$)-Geflecht laminate

betrug der Kerbwinkel der V-Kerben 120° (s. Abb. 3.5). Zusätzlich waren die Prüfkörper mit Aufleimern aus Glasfaser-Prepregs (Faserorientierung $\pm 45^\circ$) mit einer Länge von $L = 56$ mm, einer Breite von $B = 15$ mm und einer theoretische Dicke von $D = 1,6$ mm versehen.

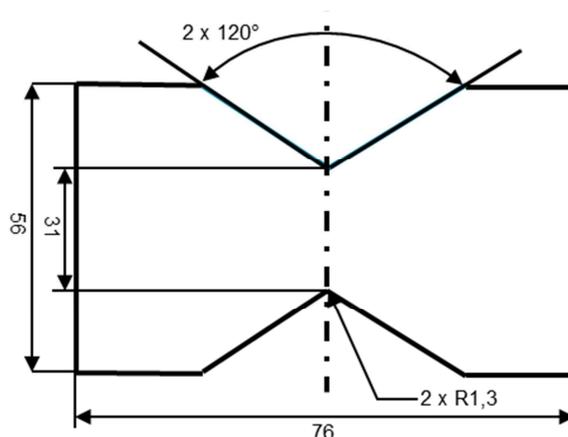


Abb. 3.5: Prüfkörper für den monotonen Schubversuch mit V- Kerbung im Winkel von 120° in Anlehnung an ASTM D7078 [ASTM D7078, 2005].

3.2 Versuchsdurchführung

3.1.1 Monotone Zugversuche (PT)

Die monotonen Zugversuche wurden in Anlehnung an die Airbus interne Norm AITM 1-0007 [AITM 1-0007, Issue 3, 2004] unter Verwendung der in Abschnitt 3.2 beschriebenen Prüfkörper auf einer servohydraulischen Prüfmaschine vom Typ MTS 810 (Fa. MTS Systems GmbH, Berlin, D) bei einer Prüfgeschwindigkeit von 2 mm/min durchgeführt.

Die Messung der Längs- und Querdehnungen erfolgte anhand des berührungsgelosen, optischen Dehnungsmesssystems ARAMIS 3D, entwickelt von der GOM GmbH (Braunschweig, D). Das gesamte 3D Messsystem bestand aus 2 Hochgeschwindigkeitskameras (Typ Basler 504K, Basler AG, Ahrensburg, D) für die Bildaufnahme, einer Trigger Box für die Steuerung der Kameras und einem Computer zur Datenerfassung, Bildaufzeichnung und Auswertung. Beide Kameras waren jeweils mit einem 105 mm Nikon- Objektiv ausgestattet und auf einem Stativ befestigt. Für die richtige Anordnung der Kameras relativ zueinander und auch relativ zum Prüfaufbau musste vor Beginn jeder Messserie eine Kalibration des Systems

vorgenommen werden. Um eine ausreichende Ausleuchtung des Messbereichs ohne gleichzeitige Erwärmung der Probe gewährleisten zu können, wurden zwei Kaltlichtquellen vom Typ Dedocool (Dedo Weigert Film GmbH, München, D) verwendet.

Gemäß den Vorgaben der AITM- Norm errechnete sich die Zugfestigkeit σ_u entsprechend Gl.3.1 aus der Maximalkraft P_u und der Querschnittsfläche A des Prüfkörpers.

$$\sigma_u = \frac{P_u}{A} \quad [MPa] \quad (\text{Gl. 3.1})$$

Zur weiteren Bestimmung von Elastizitätsmodul E und Querkontraktionszahl ν innerhalb des linear- elastischen Bereichs wurde die ASTM- Norm D3039 [ASTM D3039, 2000] herangezogen. Normgemäß erfolgte die Auswertung der beiden Materialkennwerte innerhalb eines Dehnungsbereiches von 0,1 und 0,3 %.

Der Elastizitätsmodul E ergab sich entsprechend Gleichung 3.2 aus der Differenz der Zugkraft bei 0,3 und 0,1% Längsdehnung ($P_{0,3} - P_{0,1}$) durch das Produkt aus Querschnittsfläche A und Differenz der Längsdehnung ($\epsilon_{0,3} - \epsilon_{0,1}$).

$$E = \frac{P_{0,3} - P_{0,1}}{A \cdot (\epsilon_{0,3} - \epsilon_{0,1})} \quad [MPa] \quad (\text{Gl. 3.2})$$

Die Bestimmung der Querkontraktionszahl ν erfolgte gemäß Gleichung 3.3 aus dem negativen Quotienten von Querdehnungsdifferenz zu Längsdehnungsdifferenz im entsprechenden Dehnungsbereich.

$$\nu = - \frac{\epsilon_{quer,0,3} - \epsilon_{quer,0,1}}{\epsilon_{längs,0,3} - \epsilon_{längs,0,1}} \quad [-] \quad (\text{Gl.3.3})$$

3.1.2 Monotone Druckversuche (PC)

Die Durchführung der monotonen Druckversuche an ungelochten und gelochten Proben (s. Abschnitt 3.2.) in Anlehnung an die Airbus interne Norm AITM 1-0008 [AITM 1-0008, Issue 3, 2004] erfolgte bei einer Prüfgeschwindigkeit von 1 mm/min

auf der servohydraulischen Prüfmaschine vom Typ MTS 810 (Fa. MTS Systems GmbH, Berlin, D). Für die Dehnungsmessung und der Erfassung eines möglichen Ausbeulens des Prüfkörpers während der Versuchsdurchführung wurde entsprechend Abschnitt 3.3.1 wiederum das optische Dehnungsmesssystem ARAMIS 3D (GOM GmbH, Braunschweig, D) herangezogen.

Die Druckfestigkeit der ungelochten Proben σ_{cu} und der gelochten Proben σ_{coh} errechnete sich aus dem Quotient von Maximalkraft P_u und dem Querschnitt A des Prüfkörpers entsprechend Gleichung 3.4.

$$\sigma_{cu} \text{ bzw. } \sigma_{coh} = \frac{P_u}{A} \quad [MPa] \quad (\text{Gl. 3.4})$$

Die Ermittlung des Elastizitätsmodul E an ungelochten Proben erfolgte analog zum Zugversuch in Anlehnung an die ASTM- Norm D3039 [ASTM D3039, 2000] innerhalb eines Dehnungsbereiches von 0,1 und 0,3 %.

$$E = \frac{P_{0,3} - P_{0,1}}{A \cdot (\varepsilon_{0,3} - \varepsilon_{0,1})} \quad [MPa] \quad (\text{Gl.3.5})$$

$(P_{0,3} - P_{0,1})$ entspricht hierbei der Differenz der Druckkraft im entsprechenden Dehnungsbereich, A dem Prüfkörperquerschnitt und $(\varepsilon_{0,3} - \varepsilon_{0,1})$ der Differenz der Längsdehnung.

3.1.3 Compression After Impact (CAI) Versuche

Die Compression After Impact (CAI) - Versuche wurden in Anlehnung an die Airbus interne Norm AITM 1-0010 [AITM 1-0010, Issue 3, 2005] anhand der in Abschnitt 3.2 beschriebenen Prüfkörper durchgeführt. Für die Einbringung der Impact- Schädigung stand ein Fallturm der Firma CEAST (Mailand, I) zur Verfügung (s. Abb. 3.6). Um die entsprechend der AITM- Norm vorgesehenen Impactenergien von 15, 20, 25, 30, 40, 50 und 60 Joule einzustellen, wurde das Fallbeil mit Gewichten beaufschlagt und auf die entsprechende Fallhöhe eingestellt. Am Fallbeil fixiert war eine Finne, auf der sich ein halbkugelförmiger Stoßkörper (Impactor) mit 20 mm Durchmesser befand. Hiermit erfolgte die Einbringung der Impact-

schädigung am Prüfkörper, welcher im unteren Teil der Maschine eingespannt war. Zur Vermeidung einer mehrfachen Impactbelastung wurde die Finne nach dem ersten Impact über einen speziellen Mechanismus aufgefangen. Mit Hilfe eines Piezo- Messquarzes, welcher hinter der Finne des Fallbeils eingebaut ist, konnten die Kräfte, die während des Impacts am Prüfkörper aufgetreten sind, als Funktion der Zeit aufgezeichnet werden.



Abb. 3.6: Fallturm der Firma CEAST (Stelzer, 2009).

Im Anschluss an die Impactschädigung wurden die dadurch entstandenen Einschlüsse an den Prüfkörpern mittels einer Tiefenmessuhr ausgemessen. Ausgehend von der tiefsten Eindringstelle wurden dabei vier, um jeweils 90° versetzte Punkte im Abstand von 20 mm von dieser Stelle markiert. In weiterer Folge wurde die Höhendifferenz zwischen diesen vier Punkten und der tiefsten Eindringstelle ausgemessen und daraus ein Mittelwert gebildet. Dieser Mittelwert wurde dann als Wert für die Eindringtiefe herangezogen. In einem Diagramm wurden daraufhin die Impactenergien über der Eindringtiefe aufgetragen und die Energie, die für 1 mm Eindringtiefe benötigt wird, über eine lineare Regression der vorhandenen Daten ermittelt. Laut AITM- Norm ist eine Eindringtiefe von 1 mm als kritisch zu betrach-

ten, da diese vom menschlichen Auge kaum mehr wahrnehmbar ist, jedoch im Material erhebliche Schäden verursachen kann (s. Abs. 2.3).

Die zerstörungsfreie Untersuchung („Non-Destructive Testing“ (NDT)) der im Impactversuch entstandenen Schädigungszonen an den jeweiligen Prüfkörpern erfolgte mittels A-Scan an einem Ultraschallmessgerät der Fa. Olympus Deutschland GmbH (Hamburg, D) bei der FACC Operations GmbH (Ried im Innkreis, A).

Für die abschließende Bestimmung der Restdruckfestigkeit der geimpacteten Prüfkörper wurde eine Universalprüfmaschine vom Typ Z250 der Firma Zwick/Roell GmbH & Co. KG (Ulm, D) herangezogen. Um die Prüfkörper unter Druck belasten zu können, ohne dass es dabei zu einem Versagen aufgrund von Ausbeulen des Prüfkörpers kommt, wurde eine spezielle Einspannvorrichtung verwendet (s. Abb. 3.7).

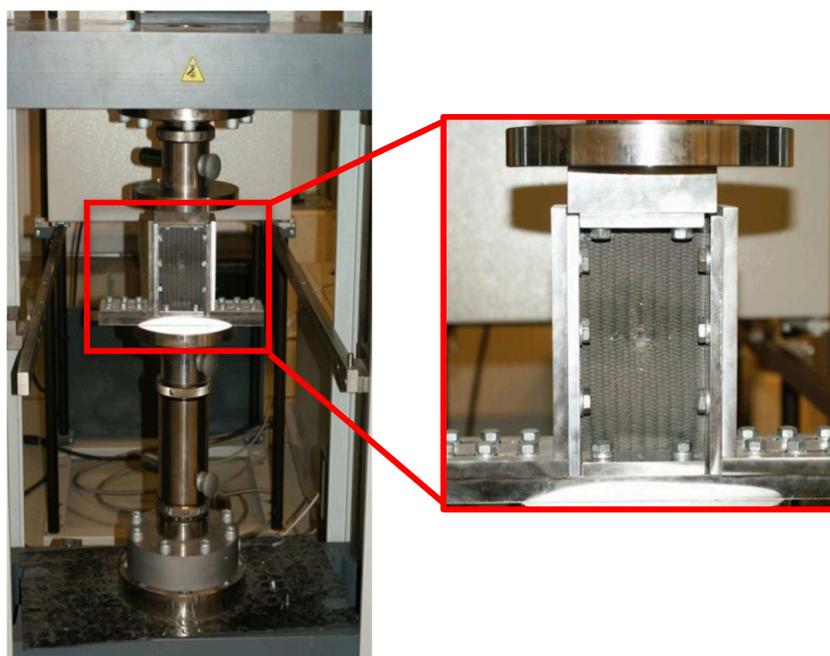


Abb. 3.7: Universalprüfmaschine vom Typ Z250 der Firma Zwick/Roell GmbH & Co. KG (Ulm, D) mit CAI- Einspannvorrichtung.

Hierfür wurden die Proben bei einer Prüfgeschwindigkeit von 0,5 mm/min bis zum Versagen belastet und die Kraft-Zeit-Kurven nach AITM 1-0010 (2005) aufgezeichnet. Die jeweilige Restdruckfestigkeit $\sigma(E)$ nach einer definierten Impactschädigung mit der Energie E wurde mittels Gleichung 3.6 bestimmt.

$$\sigma(E) = \frac{P_B}{A} \quad [MPa] \quad (\text{Gl. 3.6})$$

P_B entspricht dabei der Bruchlast, A der Querschnittsfläche des Prüfkörpers.

3.1.4 Monotone Schubversuche

Die monotonen Schubversuche wurden in Anlehnung an die ASTM- Norm D7078 [ASTM D7078, 2005] unter Verwendung der genormten Prüfvorrichtung (s. Abb. 3.8) bei einer Prüfgeschwindigkeit von 2 mm/min durchgeführt. Dabei erfolgte die Zentrierung und Fixierung der Prüfkörper in der Prüfvorrichtung mittels Fixierschrauben, von denen sich jeweils drei auf beiden Seiten der zwei L-Profile befinden. Diese wurden mittels Drehmomentenschlüssel mit einem durchschnittlichen Anziehmoment von etwa 45-55Nm angezogen.

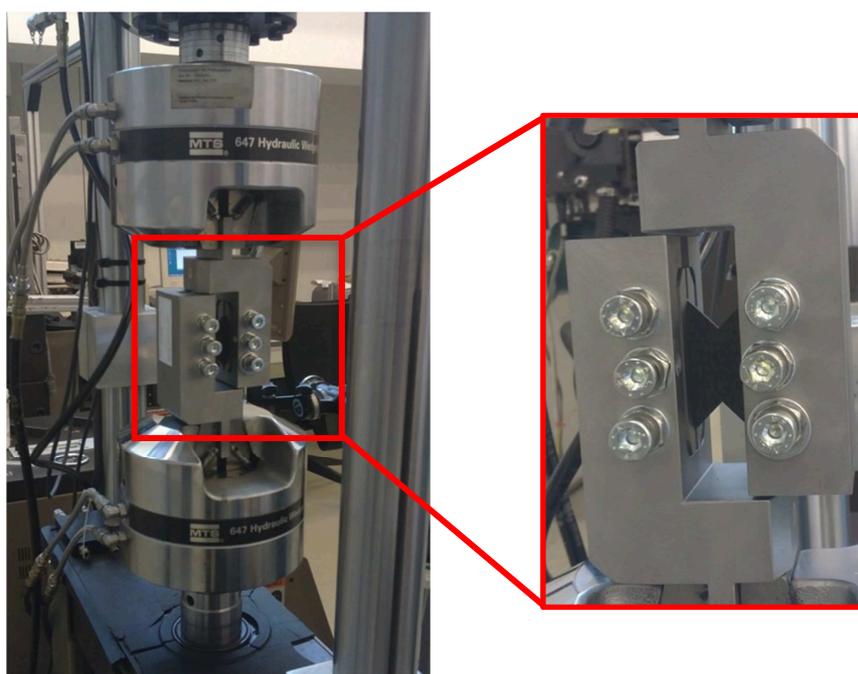


Abb. 3.8: Servohydraulische Prüfmaschine vom Typ MTS 810 (Fa. MTS Systems GmbH, Berlin, D) mit V- Notched Rail Shear Prüfvorrichtung.

Für die messtechnische Ermittlung der Scherdeformation wurde zwei Dehnmessstreifen (DMS) vom Typ 1-LY41-6/120 (Fa. Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH, Darmstadt, D), die jeweils in Richtung der Scherebene appliziert waren, verwendet. Als Messverstärker und Datenwandler diente die Messelektronik Spider 8, die

mit einem zusätzlichen Messcomputer verbunden war. Die Datenerfassung erfolgte unter Verwendung der dazugehörigen Software „Catman“ (Version 4.5).

Dabei errechnete sich die intralaminare Schubfestigkeit τ_{12} entsprechend Gleichung 3.7 aus dem Quotienten der Maximalkraft P_u und der Kerbfläche A .

$$\tau_{12} = \frac{P_u}{A} [MPa] \quad (\text{Gl. 3.7})$$

Der Schubmoduls G wurde im Scherdehnungsbereiche zwischen 1500 und 4500 $\mu\epsilon$ (1000 $\mu\epsilon$ entsprechen 0,1% Dehnung) bestimmt. Dieser ergab sich gemäß Gleichung 3.8 aus der Differenz der Schubfestigkeit $\Delta\tau$ und der Differenz der Scherdehnung $\Delta\gamma$, wobei die Scherdehnung γ aus den jeweiligen Beträgen der Dehnungen in $\pm 45^\circ$ - Richtung ermittelt wurde (Gl. 3.9).

$$G = \frac{\Delta\tau}{\Delta\gamma} [GPa] \quad (\text{Gl. 3.8})$$

$$\gamma = |\epsilon_{+45^\circ}| + |\epsilon_{-45^\circ}| [\mu\epsilon] \dots\dots\dots (\text{Gl. 3.9})$$

4 ERGEBNISSE UND DISKUSSION

4.1 Faservolumengehalt

Die Bestimmung des Faservolumenanteils φ_F der zu untersuchenden Geflechtplatten erfolgte nasschemisch gemäß der internen Arbeitsanweisung FQI 116-99 bei der FACC Operations GmbH (Ried im Innkreis, A). Nach der allgemein gültigen Mischungsregel (Gl. 4.1) errechnet sich der Faservolumengehalt φ_F aus dem Faservolumen V_{Faser} und dem Plattenvolumen V_{Platte} . Letzteres ergibt sich aus dem Volumen der Faser V_{Faser} und dem Volumen der Matrix V_{Matrix} . Die Schlichte kann in diesem Fall vernachlässigt werden, da sie einen zu geringen Anteil hat (Wörndle, 2007).

$$\varphi_F = \frac{V_{Faser}}{V_{Platte}} = \frac{V_{Faser}}{V_{Faser} + V_{Matrix}} \quad (\text{Gl. 4.1})$$

In Tabelle 4.1 sind die ermittelten Faservolumenanteile und die Laminatdicken der für die Prüfkörperentnahme vorgegebenen Geflechtplatten mit unterschiedlichem Fasertyp (ungedrehtes/ gedrehtes Garn) angeführt. Anzumerken ist, dass die einzelnen Zug- und Druckprüfkörper größtenteils aus einer Geflechtplatte des jeweiligen Fasertyps in und normal zur Abzugsrichtung gefertigt wurden, wohingegen die Entnahme der CAI- Prüfkörper aufgrund ihrer Geometrie aus mehreren Geflechtplatten des jeweiligen Fasertyps erfolgte.

Tab. 4.1: Nasschemisch bestimmter Faservolumenanteil φ_F der der für die Prüfkörperentnahme vorgegebenen Geflechtplatten.

Fasertyp	Laminatdicke [mm]	φ_F , nasschemisch (Mittelwert) [%]
HTS40 F13 12K 800tex t0 (ungedreht)	3,2	54±1
HTS40 F13 12K 800tex z5 (gedreht)	3,4	56±1
HTS40 F13 12K 800tex z10 (gedreht)	3,5	54±1

4.2 Mechanische Eigenschaften unter Zugbelastung

In Abbildung 4.1 wird das Spannungs/ Dehnungsverhalten von Prüfkörpern mit unterschiedlichen Prüfkörperlängen (L= 280 mm, 170 mm und 132 mm) anhand von gemittelten Kurven aus 4 Messungen dargestellt. Die daraus berechneten Kennwerte sind in Tabelle 4.2 aufgelistet.

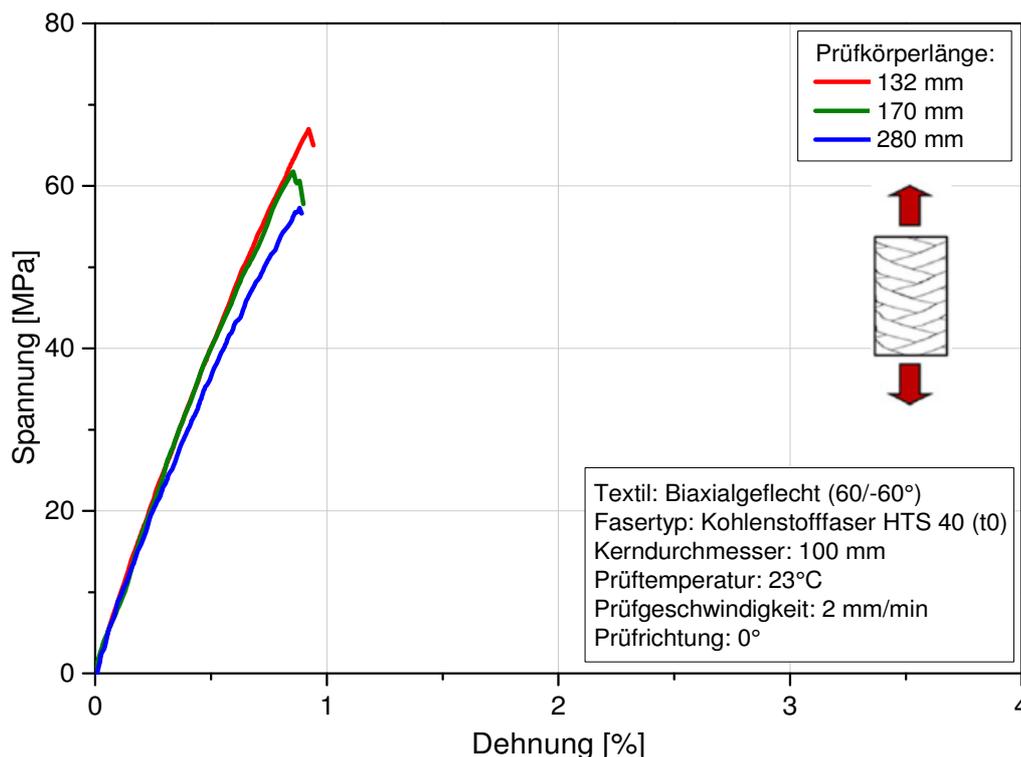


Abb. 4.1: Spannungs/ Dehnungsverlauf unter Zugbelastung in Abzugsrichtung (0°- Prüfrichtung) für Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) mit unterschiedlicher Länge (Mittelkurven aus 4 Messungen).

Tab. 4.2: Ergebnisse aus dem Zugversuch bei Belastung in Abzugsrichtung (0°- Prüfrichtung) für Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) mit unterschiedlicher Länge (Mittelwert aus 4 Messungen).

Prüfmethode/ Prüfrichtung (bzgl. Abzugsrichtung)	Prüfkörperlänge [mm]	E- Modul [GPa]	Festigkeit [MPa]	Querkontraktionszahl [-]
PT/0°	280	71	57	0,49
	170	82	66	0,26
	132	81	75	0,27

Es zeigt sich, dass die E-Modulwerte für die Prüfkörperlängen $L=170$ mm und $L=132$ mm nahezu ident sind, wohingegen sich bei der Prüfkörperlänge von $L=280$ mm unerwartet ein um ca. 10 GPa geringerer Kennwert ergibt. In Bezug auf die Zugfestigkeit kommt es mit zunehmender Prüfkörperlänge zu einer geringfügigen Abnahme des Kennwertes. Grund für die verminderten Kennwerte bei der Prüfkörperlänge von $L=280$ mm waren zu beobachtende einseitige Einschnüreffekte im Bereich der Einspannung (s. Abb. 4.2), hervorgerufen durch ein Sprödbruchversagen der Matrix und damit einhergehende Faser/Matrix-Ablösungen. Was die vergleichsweise hohe Querkontraktionszahl für die Prüfkörperlänge von $L=280$ mm anbetrifft, wurde bei dieser Prüfkörpergeometrie im Vergleich zu den beiden anderen Prüfkörperlängen eine höhere Dehnung in Querrichtung gemessen. Hingegen waren die Längsdehnungen für alle untersuchten Prüfkörpergeometrien nahezu ident.

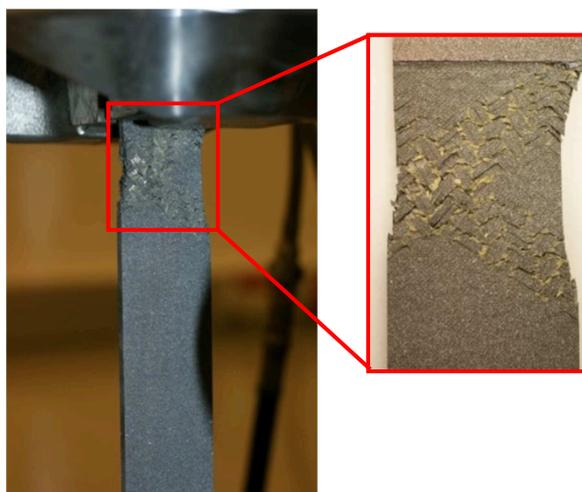


Abb. 4.2: Einschnüreffekt aufgrund von Zugbelastung in Abzugsrichtung (0°) bei einer Prüfkörperlänge von $L=280$ mm.

Basierend auf den in Tabelle 4.2 angeführten Ergebnissen erfolgte die weiterführende mechanische Basischarakterisierung unter Verwendung von Prüfkörpern mit einer Länge von $L=170$ mm. Die Prüfkörperlänge von $L=132$ mm wurde primär aufgrund der zu geringen Anzahl von Einheitszellen im Bereich der freien Einspannlänge von $L_E=32$ mm für weitere Untersuchungen nicht herangezogen. Bei der Einheitszelle handelt es sich um die kleinste sich wiederholende Einheit, deren Eigenschaften repräsentativ für jene des kompletten Faserverbundwerkstoffes sind. Die Kantenlänge der Einheitszelle für das hier vorliegende Geflecht laminat

betrug dabei rund 7 mm. Um möglichst reproduzierbare Ergebnisse zu generieren, sollte eine Abbildung von etwa 10 Einheitszellen innerhalb der freien Einspannlänge angestrebt werden, was erst ab einer Prüfkörperlänge von 170 mm und einer sich daraus ergebenden freien Einspannlänge von $L_E = 70$ mm möglich war.

Abbildungen 4.3 veranschaulicht das Spannungs/ Dehnungsverhalten für das Geflechtlaminat ohne Garndrehung (t_0) und die beiden Geflechtlamine mit Garndrehung (z_5 und z_{10}) bei Belastung in (0° - Prüfrichtung) und normal (90° - Prüfrichtung) zur Abzugsrichtung anhand von gemittelten Kurven aus 5 Messungen.

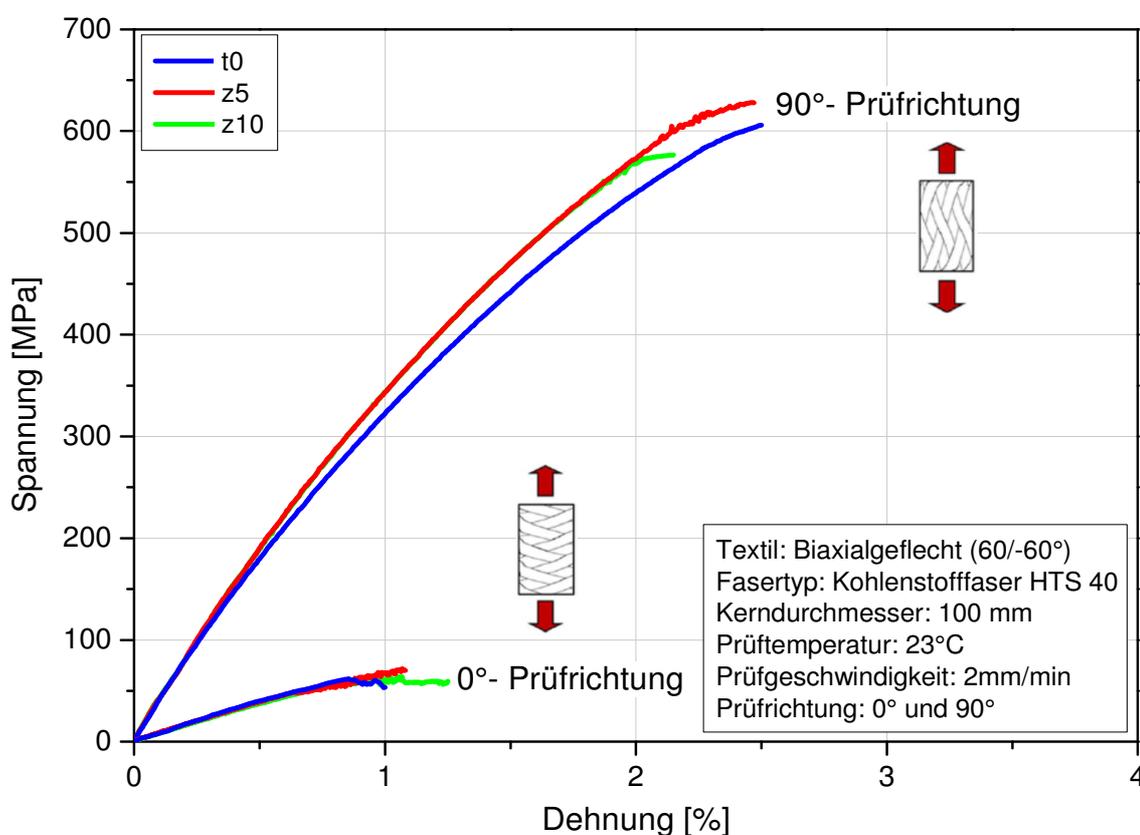


Abb. 4.3: Spannungs-/Dehnungsverlauf aus dem monotonen Zugversuch für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t_0 und gedrehtem Garn z_5 und z_{10} in 0° - und 90° - Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung.

Unabhängig von der Garndrehung zeigt sich die erwartete Abhängigkeit der Kennwerte E- Modul, Festigkeit und Poissonzahl vom Faserwinkel, mit deutlich höheren Werten bei Belastung normal zur Abzugsrichtung (s. Abb. 4.4 bis 4.6). Was die Garndrehung anbetrifft, so konnte in Bezug auf die E- Modulwerte für die 0° - Prüfrichtung kein Einfluss der Garndrehung festgestellt werden. Dem gegen-

über kommt es bei der 90°- Prüfrichtung zu einer leichten Zunahme des Modulwertes aufgrund der Garndrehung (s. Abb. 4.4). Hinsichtlich der Zugfestigkeit (s. Abb. 4.5) zeigt sich im Vergleich zum E- Modul genau gegenteiliges Verhalten. Während hier in 0°- Prüfrichtung ein leichter Anstieg der Kennwerte mit zunehmender Garndrehung festzustellen ist, ergibt sich in 90°- Prüfrichtung kein Einfluss infolge der Garndrehung. Ebenso zeigt sich auch in Bezug auf die Querkontraktionszahl (s. Abb. 4.6) kein wesentlicher Einfluss der Garndrehung in beiden Prüfrichtungen. Auch anhand von Schliiffbildern konnten keine wesentlichen Unterschiede zwischen den Geflechten mit unterschiedlicher Garndrehung hinsichtlich Faserondulation und möglicher Harznester beobachtet werden, wodurch eine Interpretation der Ergebnisse schwierig ist. Aus diesem Grund und aufgrund der geringen Unterschiede innerhalb der Kennwerte und der teilweise relativ hohen Streuungen wird auf weitere Erklärungen, die den Einfluss der jeweiligen Faserarchitektur im Detail diskutieren, verzichtet.

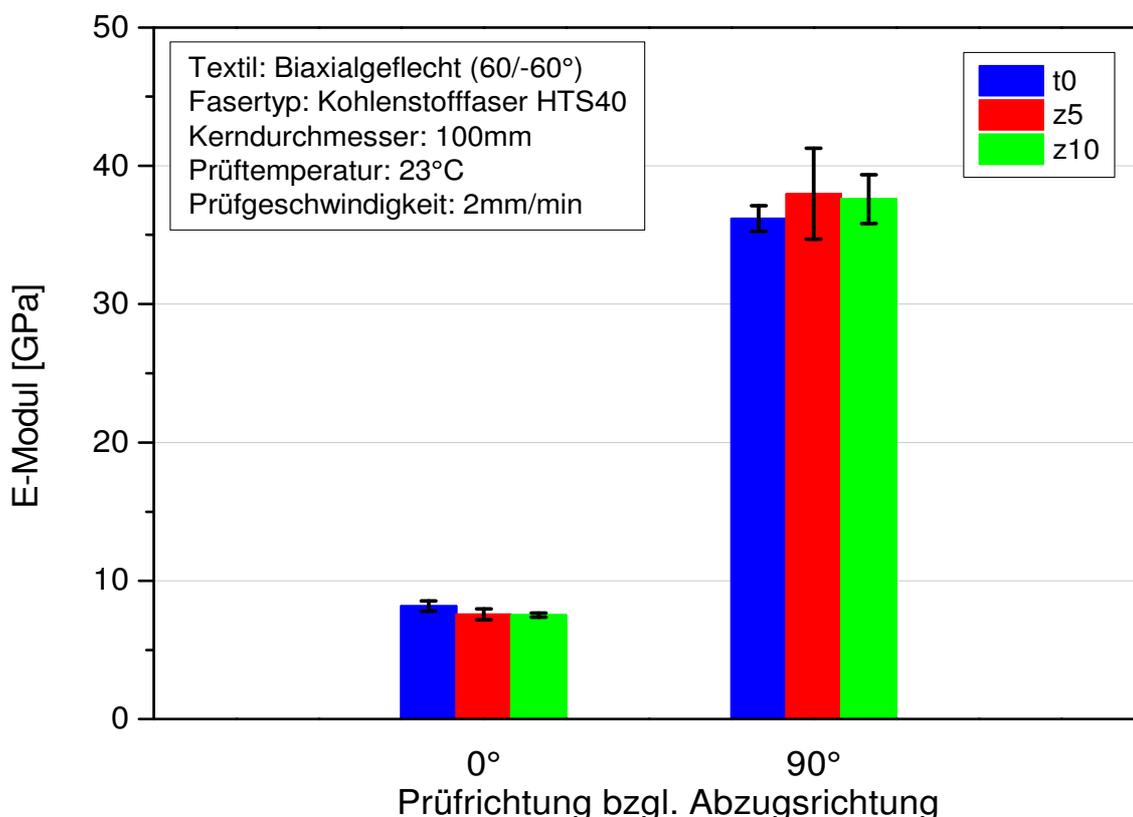


Abb. 4.4: E- Modulwerte aus dem monotonen Zugversuch in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10.

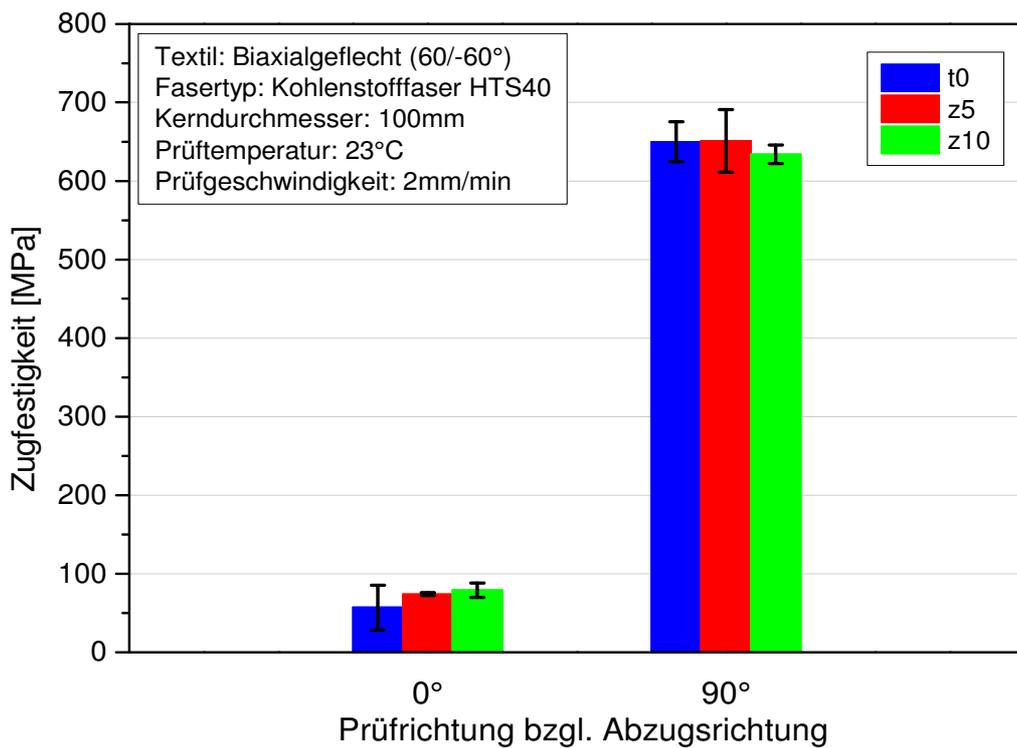


Abb. 4.5: Zugfestigkeit in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10.

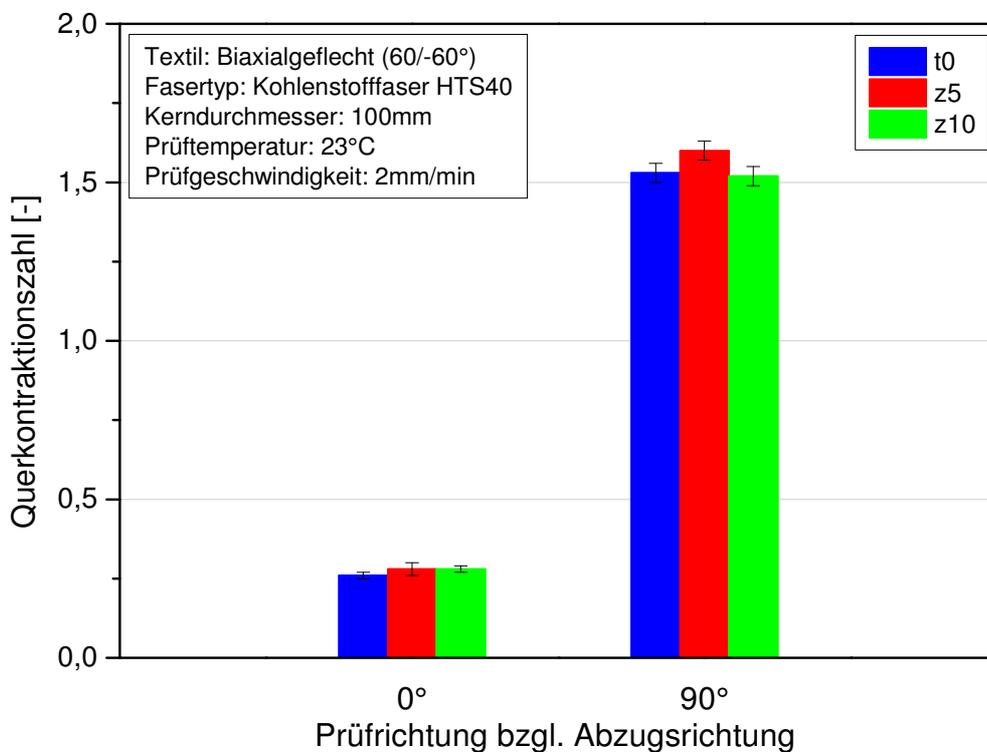


Abb. 4.6: Querkontraktionszahl aus dem monotonen Zugversuch in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10.

4.3 Mechanische Eigenschaften unter Druckbelastung

Abbildung 4.7 zeigt das Spannungs/ Dehnungsverhalten von Prüfkörpern mit einer Länge von $L= 132\text{ mm}$ und $L= 120\text{ mm}$. Bei der verwendeten Darstellung handelt es sich wiederum um Mittelkurven aus jeweils 3 Messungen. Betrachtet man den Kurvenverlauf beider Prüfkörpergeometrien, so lässt sich feststellen, dass diese zu Beginn der Messung ein nahezu identes Spannungs/ Dehnungsverhalten aufweisen. Was jedoch den weiteren Kurvenverlauf betrifft, so zeigt sich, dass es bei einer Prüfkörperlänge von $L= 132\text{ mm}$ zu einem rückläufigen Dehnungsverlauf, verbunden mit einer signifikanten Zunahme der im Diagramm dargestellten Bewegung des Prüfkörpers in z- Richtung („out-of-plane“) kommt. Dieser Effekt des Ausbeulens (s. Abb. 4.8) war bei einer Prüfkörperlänge von $L= 120\text{ mm}$ nicht zu beobachten. Aus diesem Grund wurden für die weitere mechanische Basischarakterisierung Prüfkörper mit einer Länge von $L= 120\text{ mm}$ herangezogen.

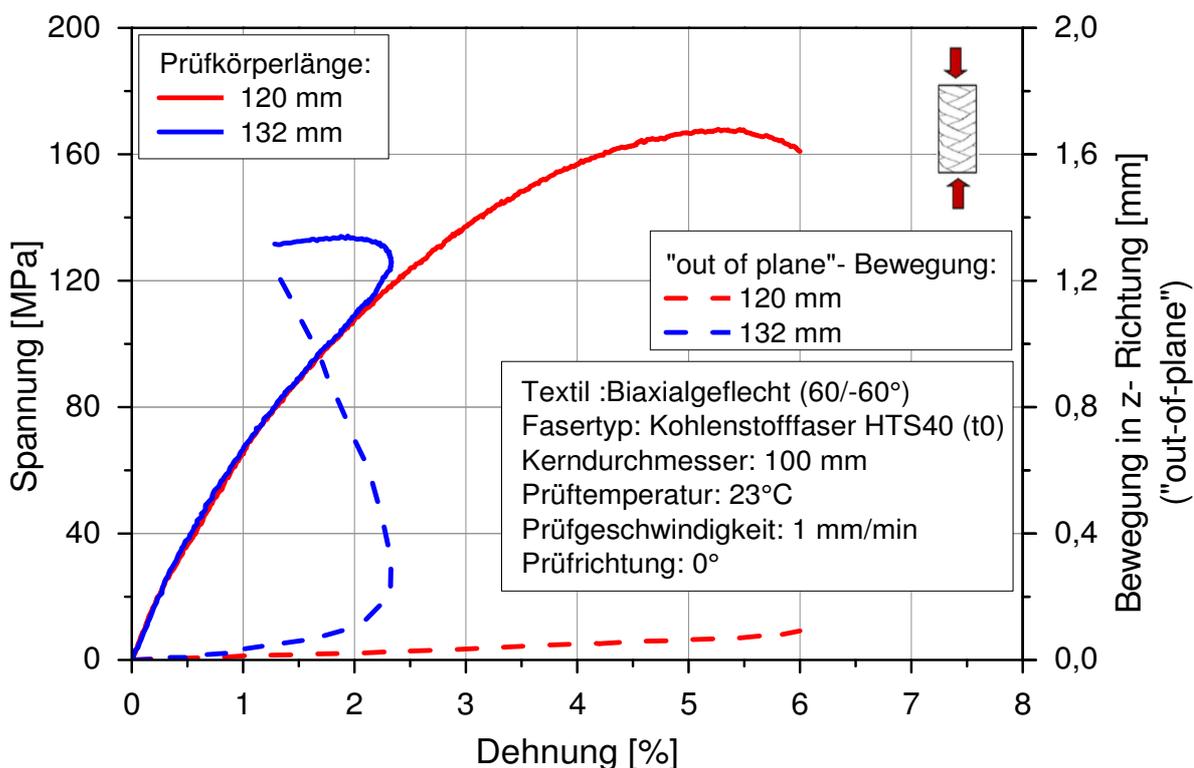


Abb. 4.7: Spannungs-/Dehnungsverlauf unter Druckbelastung in Abzugsrichtung (0° - Prüfrichtung) für Prüfkörper ohne Garndrehung (t_0) mit unterschiedlicher Länge (Mittelkurven aus 4 Messungen).

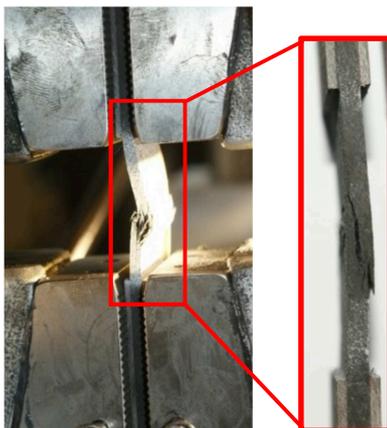


Abb. 4.8: Ausbeulen des Prüfkörpers aufgrund von Druckbelastung in 0°- Prüfrichtung bei einer Prüfkörperlänge von L= 132 mm.

Abbildung 4.9 zeigt das Spannungs/ Dehnungsverhalten für die Geflecht laminate mit unterschiedlicher Garndrehung für die Belastung in (0°- Prüfrichtung) und normal (90°- Prüfrichtung) zur Abzugsrichtung.

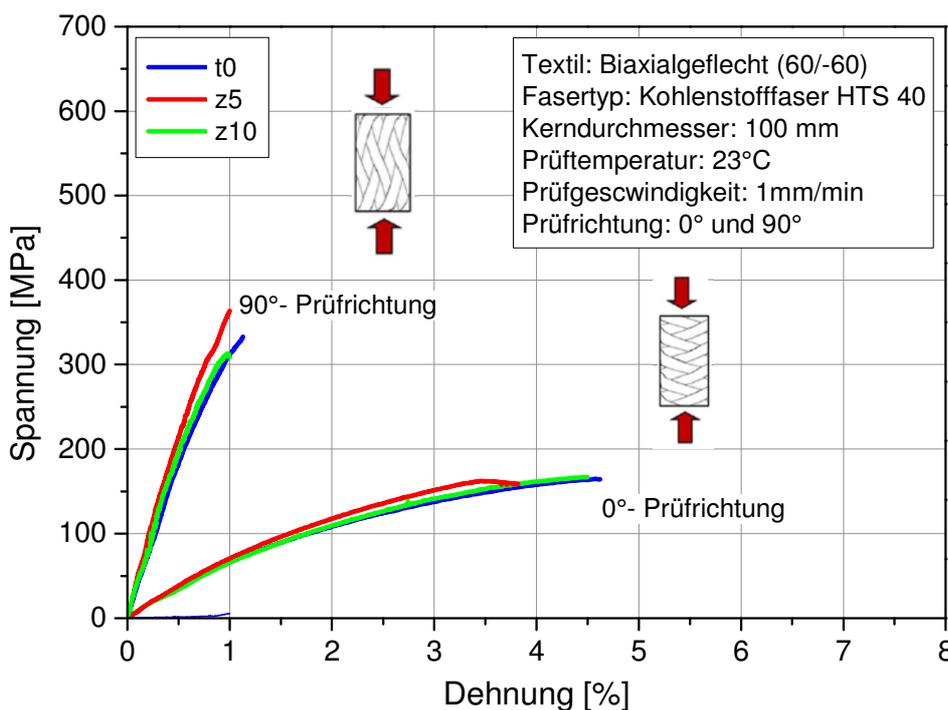


Abb. 4.9: Spannungs-/Dehnungsverlauf aus dem monotonen Druckversuch für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10 in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung.

Unabhängig von der Garndrehung zeigt sich auch im Druckversuch die bekannte Abhängigkeit der Kennwerte E- Modul und Druckfestigkeit vom Faserwinkel, mit deutlich höheren Werten bei Belastung normal zur Abzugsrichtung (s. Abb. 4.10

und 4.11). Dabei unterscheiden sich die E-Modulwerte aus dem Druckversuch (s. Abb. 4.10) hinsichtlich des Einflusses der Garndrehung, als auch hinsichtlich ihrer Kennwertniveaus in 0°- Prüfrichtung nur geringfügig von jenen aus dem Zugversuch (s. Abb. 4.4). Dies gilt auch für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) in 90°- Prüfrichtung. Dem gegenüber zeigen die Prüfkörper mit gedrehtem Garn (z5 und z10) für diese Prüfrichtung einen signifikanten Anstieg des Moduls im Vergleich zum Zugversuch. Anzumerken ist jedoch, dass trotz identer Infiltrationsparameter die Prüfkörper aus der Geflechtplatte mit gedrehtem Garn (z5) einen deutlich höheren Faservolumengehalt (60 Vol. %) aufwiesen, was sich auch in höheren Modulwerten widerspiegelt. Was die in Abbildung 4.11 gezeigten Druckfestigkeiten anbetrifft, so lässt sich sowohl für die ungelochten Prüfkörper, als auch für die gelochten Prüfkörper kein wesentlicher Einfluss der Garndrehung in beide Prüfrichtungen erkennen. Im Vergleich zur Zugfestigkeit (vgl. Abb. 4.5) ergeben sich erwartungsgemäß für die Druckfestigkeit in 0°- Prüfrichtung deutlich höhere, in 90°- Prüfrichtung hingegen wesentlich geringere Kennwerte (vgl. Abs. 2.2).

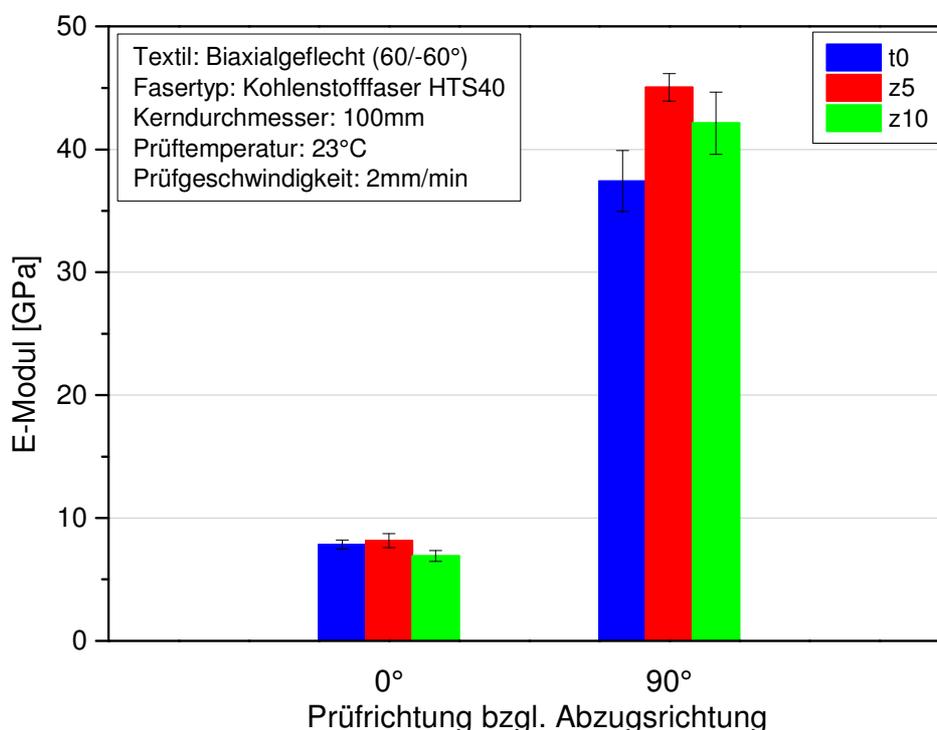


Abb. 4.10: E- Modulwerte aus dem monotonen Druckversuch in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10.

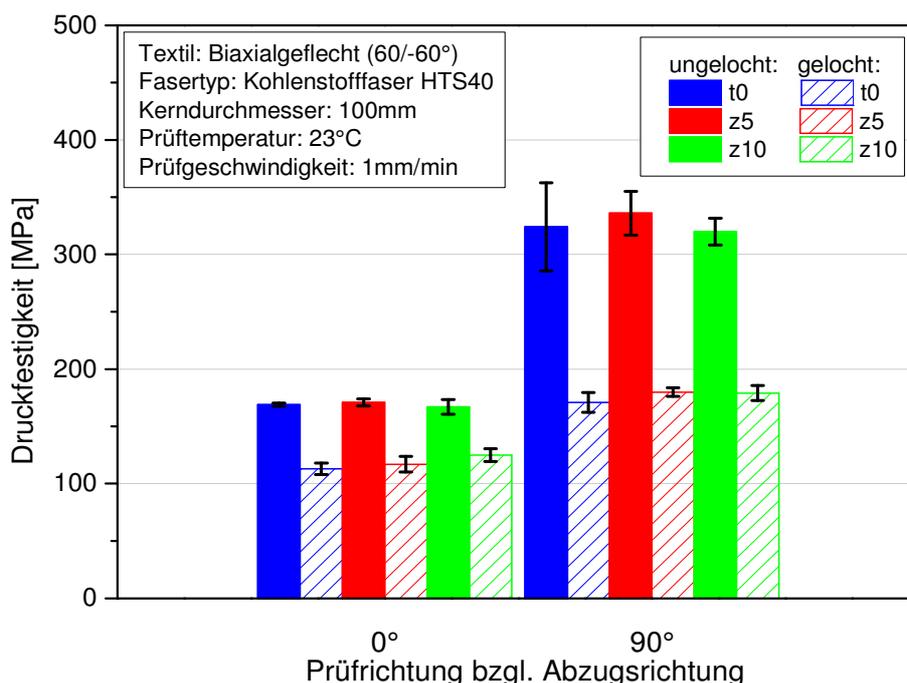


Abb. 4.11: Druckfestigkeit in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die ungelochten und gelochten Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10.

4.4 Compression After Impact Versuche

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der in Abschnitt 3.3. beschriebenen Untersuchung des „Compression After Impact“ (CAI)- Verhaltens der gegenständlichen Geflechte mit unterschiedlicher Garndrehung dargestellt. Dabei ist zu beachten, dass diese Geflechte weder den von der AITM- Norm [AITM 1-0010, Issue 3, 2005] geforderten quasiisotropen Lagenaufbau aufwiesen, noch einer empfohlenen Plattendicke von 4 mm entsprachen.

4.4.1 Einbringung der Impactschädigung

In Abbildung 4.12 bis 4.14 sind die am Fallturm erzielten Impactenergien als Funktion der Eindringtiefe für die zu untersuchenden Geflecht laminate mit unterschiedlicher Garndrehung dargestellt. Die Ermittlung der nötigen Impactenergie für eine kritische Eindringtiefe von 1 mm erfolgte über eine lineare Regression nach AITM 1-0010 [AITM 1-0010, Issue 3, 2005] und wird in den folgenden Abbildungen separat in Form von schwarzen Symbolen dargestellt. Diese Eindringtiefe wird laut Norm als kritisch betrachtet, da das menschliche Auge kaum mehr in der Lage ist,

diese zu erkennen. Was nun diese kritische Eindringtiefe von 1 mm anbetrifft, so konnte für alle drei untersuchten Geflechtstypen eine gute Übereinstimmung der rechnerisch bestimmten Energie und der experimentell ermittelten Energie erzielt werden. Weiters kann aus den Abbildungen entnommen werden, dass es bei den Geflecht laminat mit ungedrehtem Garn t0 und mit gedrehtem Garn z5 bei einer Impactenergie von 50 Joule zum Durchstoß gekommen ist, wohingegen dieser beim Geflecht laminat mit gedrehtem Garn z10 erst bei einer Impactenergie von 60 Joule erfolgte.

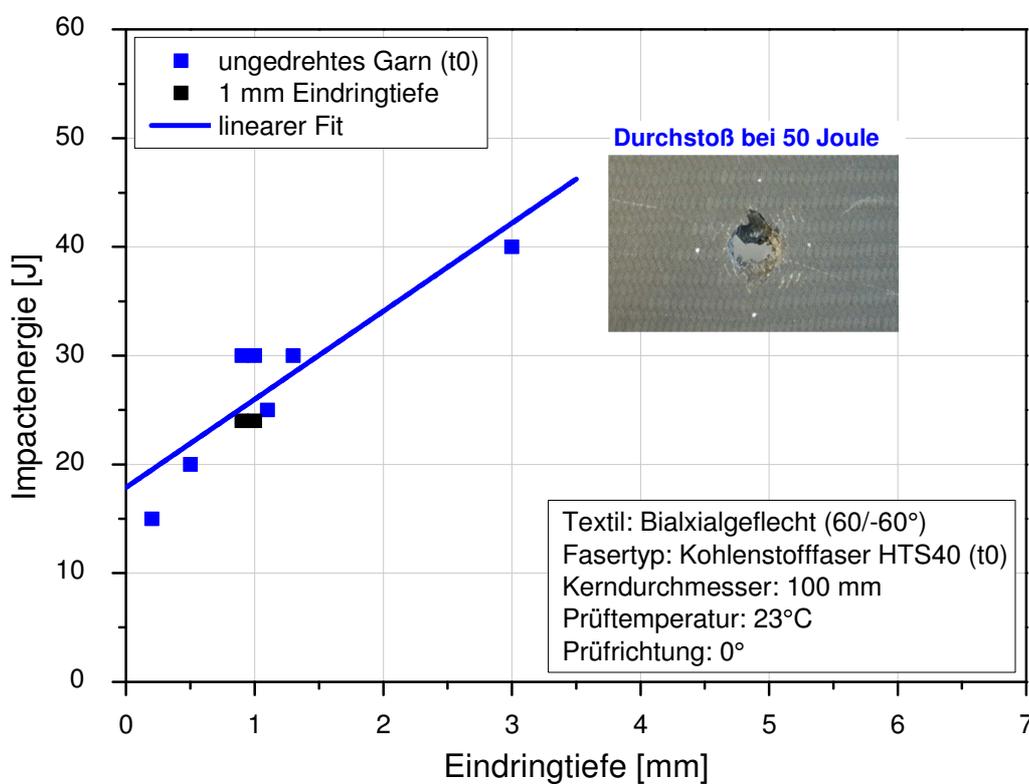


Abb. 4.12: Impactenergie über der Eindringtiefe für die CAI- Prüfkörper ohne Garndrehung t0 in 0°- Prüfrichtung.

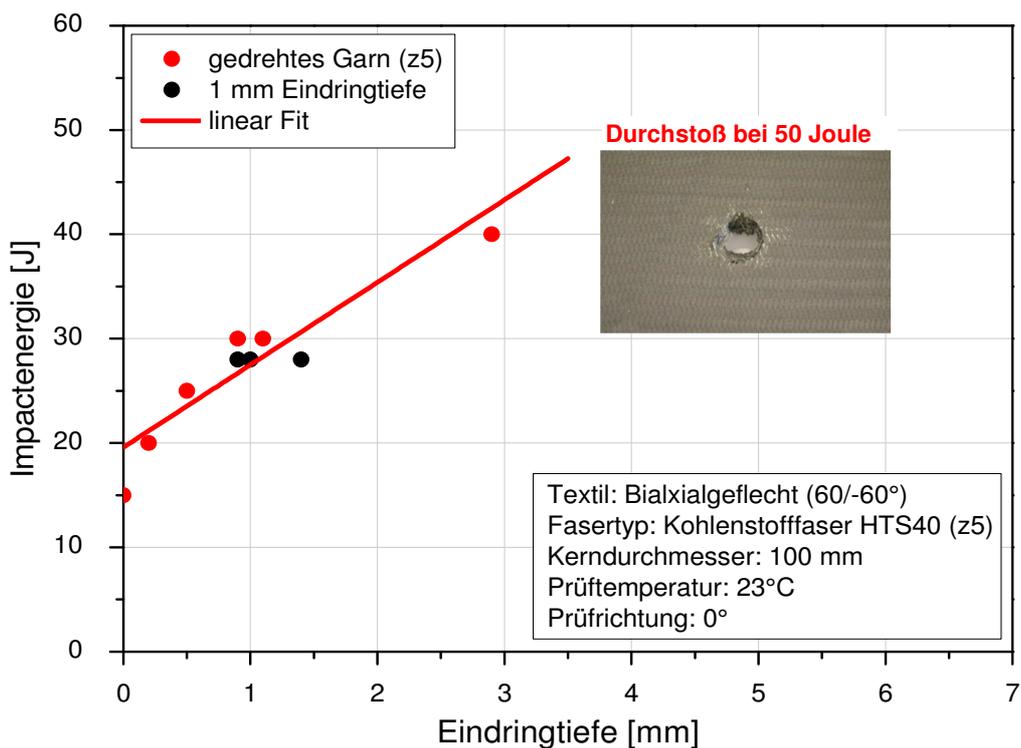


Abb. 4.13: Impactenergie über der Eindringtiefe für die CAI- Prüfkörper mit Garndrehung z5 in 0°-Prüfrichtung.

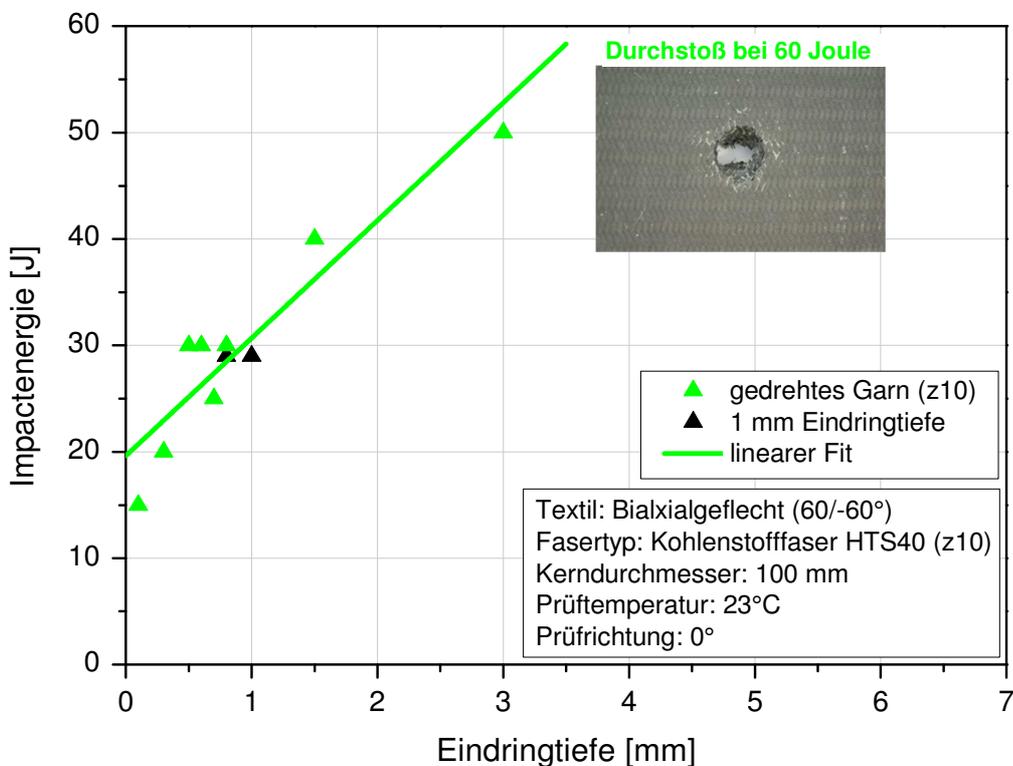


Abb. 4.14: Impactenergie über der Eindringtiefe für die Prüfkörper mit Garndrehung z10 in 0°-Prüfrichtung.

4.4.2 Zerstörungsfreie Prüfung

Die Ergebnisse der Ultraschalluntersuchung mit zugehöriger Impactenergie und Eindringtiefe werden für die hierfür herangezogenen Prüfkörper aus den Geflecht-laminaten mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10 in den Tabellen A.1 bis A.3 im Anhang dargestellt. Auf das Ausmaß der Delamination wurde nicht näher eingegangen und daher auch nicht weiter beurteilt.

4.4.3 Bestimmung der Schadenstoleranz

Die weitere Durchführung der monotonen Druckversuche nach Schlagbeanspruchung an den Prüfkörpern mit unterschiedlicher Garndrehung erfolgte entsprechend Abschnitt 3.3.3. Abbildung 4.15 zeigt den Verlauf der Restdruckfestigkeit über der Impactenergie für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) und mit Garndrehung (z5 und z10). Daraus ist ersichtlich, dass sich kein wesentlicher Einfluss der Garndrehung auf die Restdruckfestigkeit ergibt.

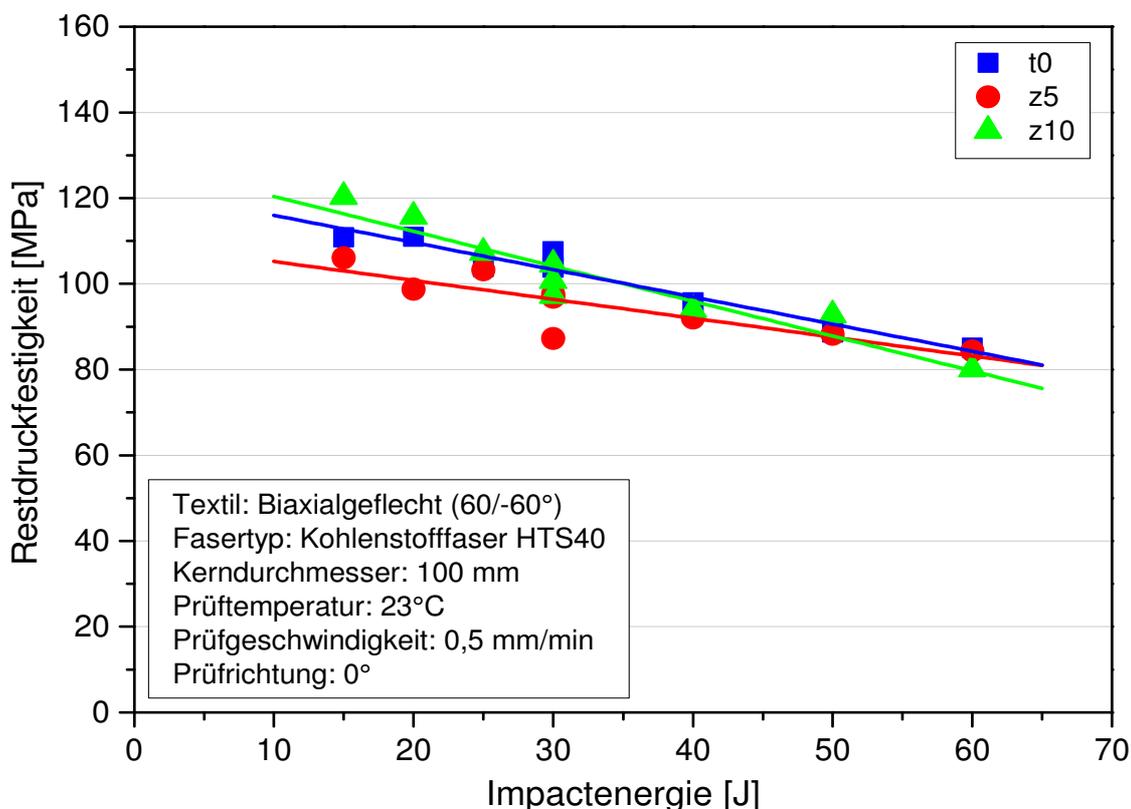


Abb. 4.15: Restdruckfestigkeit in Abhängigkeit der Impactenergie für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn (t0) und gedrehtem Garn (z5 und z10) in 0°Prüfrichtung.

4.5 Mechanische Eigenschaften unter Schubbelastung

Vorab ist anzumerken, dass die geplanten Schubversuche im zeitlichen Rahmen in dem diese Arbeit entstanden ist, aufgrund von Verzögerungen bei der Preformherstellung und der Fertigung der genormten Prüfvorrichtung, nicht durchgeführt werden konnten. Deshalb wurden lediglich erste Vorversuche gemäß Abschnitt 3.3.4 durchgeführt. Hierzu zeigt Abbildung 4.16 das Bruchbild des in Abschnitt 3.2 beschriebenen Prüfkörpers nach dem Schubversuch. Daraus ist ersichtlich, dass das Schubversagen nicht innerhalb der beiden Kerbgründe des V-gekerbte Prüfkörpers stattgefunden hat und es zu zusätzlichen Randfaserbrüchen im Bereich der Einspannung und im Kerbgrund gekommen ist.

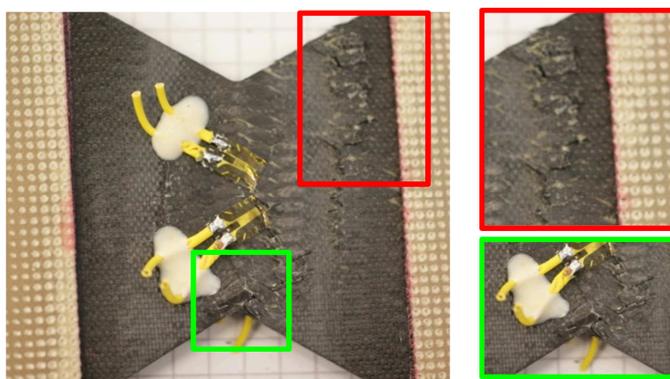


Abb. 4.16: Bruchbild des V-gekerbten Prüfkörpers nach dem Schubversuch mit Markierung der Randfaserbrüche.

In diesem Zusammenhang wurde, basierend auf den in Abschnitt 2.4 beschriebenen Untersuchungen von Roberts et al. (2009), die laut Norm vorgesehene V-Kerbe durch eine sogenannte „modifizierte H-Kerbe“ im Prüfkörper ersetzt (s. Abb. 4.17). Der beidseitige Kerbschaft hatte dabei eine Länge von $L = 24,5$ mm und eine Breite von $B = 6,99$ mm. Der Kerbwinkel wurde wiederum an den vorliegenden Faserwinkel von $\pm 60^\circ$ angepasst und betrug demnach 120° . Durch die beiden zusätzlichen Kerbschäfte vergrößerte sich die Breite des Prüfkörpers auf $B = 74$ mm, der Messbereich wurde jedoch mit einer Länge von $L_M = 25$ mm im Vergleich zum V-gekerbten Prüfkörper geringfügig kleiner. Auch für diese Prüfkörpergeometrie wurden zusätzlich Aufleimer aus Glasfaser-Prepregs (Faserorientierung $\pm 45^\circ$) mit einer 45° -Fase und einer Länge von $L = 74$ mm, einer Breite von $B = 22$ mm und einer theoretischen Dicke von $D = 1,6$ mm verwendet.

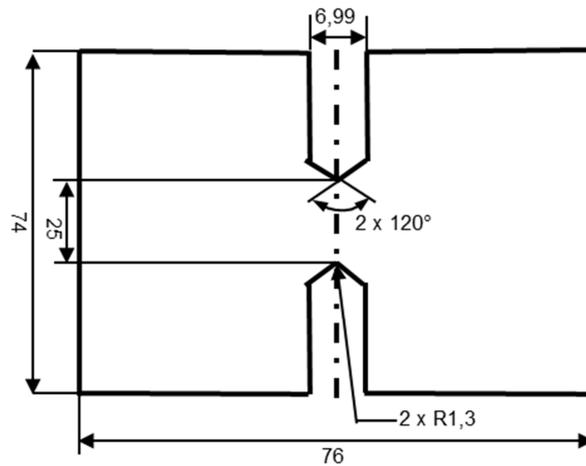


Abb. 4.17: Prüfkörper mit „modifizierter H- Kerbe“ in Anlehnung an ASTM D7078 [ASTM D7078, 2005].

Abbildung 4.18 zeigt das Bruchbild des Prüfkörpers mit „modifizierter H- Kerbe“ nach dem Schubversuch. Daraus ist ersichtlich, dass durch diese modifizierte Kerbgeometrie im Vergleich zum V- gekerbten Prüfkörper ein Versagen i

innerhalb der Kerben generiert werden konnte und Randfaserbrüche ausblieben. Erste Berechnungen gemäß Abschnitt 2.2.4 ergaben dabei einen Schubmodul von $G = 23 \text{ GPa}$ und eine Schubfestigkeit von $\tau_{12} = 210 \text{ MPa}$.



Abb. 4.18: Versagensbild des Prüfkörpers mit „modifizierter H-Kerbe“ nach dem Schubversuch.

5 ZUSAMMENFASSUNG

Ziel dieser Masterarbeit war es, den Einfluss der Garndrehung, auf die mechanischen Eigenschaften und die Schadenstoleranz eines biaxialen Kohlenstofffaser-Epoxidharz- Geflechtlaminates mit einem Faserwinkel von $\pm 60^\circ$ zu untersuchen.

Hierfür wurden ungelochte und gelochte Prüfkörper sowohl in Abzugsrichtung (0°), d.h. Faserwinkel $\pm 60^\circ$, als auch normal zur Abzugsrichtung (90°) aus den Geflechtplatten mit ungedrehtem und gedrehtem Garn entnommenen. Dabei erfolgte die Bestimmung der Materialkennwerte Festigkeit, E- Modul und Querkontraktionszahl anhand von monotonen Zug- und Druckversuchen an ungelochten Prüfkörpern (PT und PC), als auch anhand von monotonen Druckversuchen an gelochten Prüfkörpern (OHC), jeweils für beide Abzugsrichtungen (0° und 90°). Des Weiteren wurde die Restdruckfestigkeit nach Schlagbeanspruchung (CAI) anhand von Prüfkörpern mit und ohne Garndrehung in Abzugsrichtung (0°) bestimmt und monotone Schubversuche unter Verwendung von Prüfkörpern mit Garndrehung ± 5 in Abzugsrichtung (0°) durchgeführt.

Die Ergebnisse der unter monotoner Zug- und Druckbelastung durchgeführten Versuche zeigten dabei die erwartete Abhängigkeit der Kennwerte vom Faserwinkel, mit deutlich höheren Festigkeits- und Steifigkeitswerten, sowie einer signifikanten Zunahme der Querkontraktionszahl bei Belastung normal zur Abzugsrichtung. Was den Einfluss der Garndrehung anbetrifft, so konnte bei Belastung normal zur Abzugsrichtung eine geringfügige Zunahme der E- Modulwerte beobachtet werden. Bei Belastung in Abzugsrichtung, d.h. einem Faserwinkel von $\pm 60^\circ$, kam es aufgrund der Garndrehung zu einem leichten Anstieg der Zugfestigkeit. Hinsichtlich der Restdruckfestigkeit nach Schlagbeanspruchung ergab sich aufgrund der Garndrehung kein wesentlicher Einfluss auf die Kennwerte. Weiters konnten erste Schubkennwerte unter Verwendung einer modifizierten H- Kerbe für das im Rahmen dieser Arbeit untersuchte Geflechtlaminat ermittelt werden.

6 LITERATUR

Adams, D. O.; Bell, S.J. (1995). Composites Science and Technology **53**, p. 207.

Adams, D.O.; Moriatry, J.M.; Gallegos, A.M.; Adams, D.F. (2007). Journal of Composite Materials **41**, Issue 3, p.281.

Adams, D.F. (2005). In "High Performance Composites", verfügbar auf: www.compositesworld.com/articles/a-comparison-of-shear-test-methods.

Adams, D.F. (2005). In "High Performance Composites", verfügbar auf: www.compositesworld.com/articles/v-notch-rail-shear-test-astm-d-7078-05.

Adams, D.F. (2010). In "High Performance Composites", verfügbar auf: www.compositesworld.com/articles/shear-test-methods-iosipescu-vs-v-notched-rail.

AITM 1-0007 Issue 3 (2004). "AITM Airbus Test Method: Fibre Reinforced Plastics- Determination of Plain, Open Hole and Filled Hole Tensile Strength", Airbus S.A.S Engineering Directorate, Blagnac Cedex, F.

AITM 1-0008 Issue 3 (2004). "AITM Airbus Test Method: Fibre Reinforced Plastics- Determination of Plain, Open Hole and Filled Hole Compression Strength", Airbus S.A.S Engineering Directorate, Blagnac Cedex, F.

AITM 1-0010 Issue 3 (2005). "AITM Airbus Test Method: Fibre Reinforced Plastics- Determination of Compression Strength After Impact", Airbus S.A.A Engineering Directorate, Blagnac Cedex, F.

ASTM D 3039/D 3039M (2000). "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials", ASTM International, West Conshohocken, US.

ASTM D 5379/D 5379M (1998). "Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method", ASTM International, West Conshohocken, US.

ASTM D 7078/D 7078M (2005). "Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by V-Notched Rail Shear Method", ASTM International, West Conshohocken, US.

- Ayranci, C.; Carey J. (2008). *Composite Structures* **85**, p. 43.
- Bergmann, H.W. (1992). "Konstruktionsgrundlagen für Faserverbundbauteile", Springer, Berlin, D.
- Birkefeld, K.; Röder, M.; Reden von T.; Bulat, M.; Drechsler, K. (2012). *Applied Composites Materials* **19**, Issue 3-4, p. 259.
- Birkefeld, K. (2013). "Virtuelle Optimierung von Geflecht- Preforms unter Berücksichtigung von Fertigungsaspekten", Dissertation, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, D.
- Bonhomme, J.; Argüelles, A.; Vina, J.; Vina, I. (2009). *Polymer Testing* **28**, p.612.
- Broughton, W.R. (2000). In "Technical testing of advanced fibre composites" (Hodgkinson, J.M.), pp. 100-123, Woodhead Publishing Ltd., Abington Cambridge, UK.
- Burger, U. (2009). „Impactverhalten von hybriden Verbundwerkstoffen mit metallischem Ringgeflecht“, Dissertation, Fakultät V- Verkehrs- und Maschinensysteme, technischen Universität Berlin, Berlin, D.
- Caprino, G.; Lopresto, V.; Scarponi, C.; Briotti, G. (1999). *Composites Science and Technology* **59**, p.2279.
- Dickson, T.; Munro, M.; Lee, S. (1995). *Composites*, Vol. **26**, No.1, p.17.
- Drechsler, K. (2004). „Textiltechnik und Leichtbau“, Jahrbuch aus Lehre und Forschung der Universität Stuttgart, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, D.
- Falzon, P.; Herszberg, I. (1998). *Composites Science and Technology* **58**, p. 253.
- Ehrenstein, G.W. (2006). „Faserverbund-Kunststoffe“, Hanser, München, D.
- Flemming, M.; Roth, S. (2003). „Faserverbundbauweisen, Eigenschaften“, Springer, Berlin, D.
- Flemming, M.; Ziegmann, G.; Roth, S. (1996). *Faserverbundbauweisen, Halbzeuge und Bauweisen*, Springer, Berlin, D.

- Heida, J.H.; Konijnenberg, P.; 't Hart, W.G.J. (1995). In „Impact and Dynamic Fracture of Polymers and Composites, ESIS 19“ (Williams, J.G.; Pavan, A., ed.), p.359, John Wiley & Sons, Inc., UK.
- Ho, H.; Budiman, H.T.; Tsai, M.-Y.; Morton, J.; Farley, G.L. (1993). In „Composite Materials: Testing and Design“ (E.T. Camponeschi, Jr., ed.), Vol.11, pp.70-89, ASTM, Philadelphia, US.
- Hussain, A.K; Adams, D.F (2004). *Composites Science and Technology* **64**, p. 221.
- Ifju, P.G. (1994). *Experimental Mechanics*, Vol. **34**, No. 4, p. 369.
- Ifju, P.G. (1995). *Journal of Composites Technology & Research, JCTRER*, Vol. **17**, No. 3, p. 199.
- Kimoto, N.; Okochi, M.; Matsumoto, N.; Nakamura, T. (2001). In Proc. „18th International Conference on Composite Materials“, (Korean Society of Composite Materials, ed.), ICCM-13 Beijing, China.
- Kruckenberg, T.; Paton, R. (1998). „Resin Transfer Moulding for Aerospace Structures“, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, NL.
- Kuntz, J. (2004). „Einfluss der Fadenführungsparameter auf die Schädigung von Carbonfaserrovings“, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, D.
- Lang, R.W.; Stutz, H.; Heym, M.; Nissen, D. (1986). *Die angewandte makromolekulare Chemie* **145/146**, p. 267.
- Lewis, E.Q.; Adams, D.F. (1995). *Experimental Mechanics* Vol. **35**, Issue 4, p.352.
- MBBN624 (2005). „Fertigungsmittel: Bohrsenker mit Zylinderschaft für Passnieten.“, DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH, Hamburg, D.
- Masters, J.E.; Minguet, P.J. (1996). *Composite Materials: Testing and Design* **12**, p. 201.
- MIL-HDBK-17-1F (2002) „Guidelines for Characterization of Structural Materials“, verfügbar auf: www.lib.ucdavis.edu/dept/pse/resources/fulltext/HDBK17-1F.pdf .

- Mouritz, A.P.; Bains, C.; Herszberg, I. (1999b). *Composites:Part A* **30**, p. 859.
- Mouritz, A.P.; Leong, K.H.; Herszberg, I. (1997b). *Composites Science and Technology* **57**, p. 509.
- Pagano, N.J.; Schoeppner, G.A. (2001). In „Polymer Matrix Composites“, (Talreja, R.; Manson, J.-A.; Kelly, A.; Zweben, C., ed.), p. 437, Elsevier Science Ltd., Oxford, GB.
- Pickett, A.K.; Sirtautas, J.; Erber, A. (2009). *Applied Composite Materials* **16**, p. 345.
- Potluri, P.; Manan, A.; Francke, M.; Day, R.J. (2006), *Composites Structures* **75**, p. 377.
- Prickett, A.C. (2001). „Intralaminar Cracking of Fibre Reinforced Composites: A Fracture Mechanics and ToF-SIMS Study“, Dissertation, School of Mechanical and Materials Engineering, University of Surrey, Guildford, UK..
- Richardson, M.O.W.; Wiseheart, M.J. (1996). *Composites Part A* **27A**, p. 1123.
- Riegert, G.; Keilig, Th.; Aoki, R.; Drechsler, K., Busse, G. (2005). In Proc. „19. Stuttgarter Kunststoff-Kolloquium“, (Fritz, H.G.und Eisenbach, C.D., ed.), 5/V2, Institut für Kunststofftechnologie und Institut für Angewandte Makromolekulare Chemie, Universität Stuttgart, D.
- Roberts, G.D.; Goldberg, R.K.; Binienda, W.K.; Arnold, W.A.; Littell, J.D.; Kohlman, L.W. (2009). In Proc. „65th Annual Forum and Technology Display“, (American Helicopter Society, ed.), Texas, US.
- Rosenbaum, J. U. (1991). „Flechten: Rationelle Fertigung faserverstärkter Kunststoffbauteile“; Verlag TÜV, Rheinland, D.
- Rotter, U. (2008). „Untersuchung geflochtener Flanschstrukturen als Krafteinleitungselement“, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, D.
- Schürmann, H. (2007). „Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden“, Springer Verlag, Berlin Heidelberg, D.
- Sierakowski, R.L.; Newatz, G.M. (1995). „Damage Tolerance in Advanced Composites“, Technomic Publishing Co., Inc., Pennsylvania, USA.

- Smith, L.V.; Swanson, S.R. (1996). "Effect of Architecture on the Strength of Braided Tubes under biaxial Tension and Compression", ASME Vol. 118, p. 478.
- Stelzer, S. (2009). „Charakterisierung der Schadenstoleranz und der monotonen und zyklischen interlaminaren Risszähigkeit von Polymer-Laminaten“, Masterarbeit, Institut für Werkstoffkunde und Prüfung der Kunststoffe, Montanuniversität Leoben, A.
- Stelzer S.; Schillfahrt, C.; Wolfahrt, M.; Pinter, G.; Noisternig, J.; Frieß, S. (2012). In Proc. „SAMPE 2012“, Baltimore, US.
- Schillfahrt, C. (2012). „Bestimmung ausgewählter mechanischer Eigenschaften sowie der monotonen und zyklischen interlaminaren Risszähigkeit von gewickelten und geflochtenen Kohlenstofffaserverbundwerkstoffen“, Masterarbeit, Institut für Werkstoffkunde und Prüfung der Kunststoffe, Montanuniversität Leoben, A.
- Tan, P.; Tong, L.; Steven, G.P. (1997). Composites Part A **28A**, p.903.
- Tarnopol'skii, Yu.M.; Arnautov, A.; Kulakov, V.L. (1999). Composites Part A **30**, p.879.
- Walrath, D.E.; Adams, D.F. (1983). Experimental Mechanics Vol. **23**, Issue 1, p.105.
- Wiedemann, J. (2007). "Leichtbau: Elemente und Konstruktion", Springer Verlag, Berlin Heidelberg, D.
- Wolfahrt, M. (2009). „Charakterisierung von Epoxidharzformulierungen für Verbundwerkstoffe“, Dissertation, Institut für Werkstoffkunde und Prüfung der Kunststoffe, Montanuniversität Leoben, A.
- Wolfahrt, M.; Pinter, G.; Zaremba, S.; von Reden, T.; Ebel, C. (2009). In Proc. „SAMPE Europe“, pp. 277-282, Paris, F.
- Wolfahrt, M.; Cichosz, J.; Gager, J.; Fleischmann, M. (2013). Lightweight Design **6**, p.42.
- Wörndle R. (2007); „Vorlesungsunterlagen zu Verbundwerkstoffe I und II“, Montanuniversität Leoben, A.

Zheng, M.H. (2000). Composites Science and Technology **60**, p. 479.

Zhou, G.; Green, E.R.; Morrison, C. (1995). Composites Science and Technology **55**, p. 187.

7 ANHANG

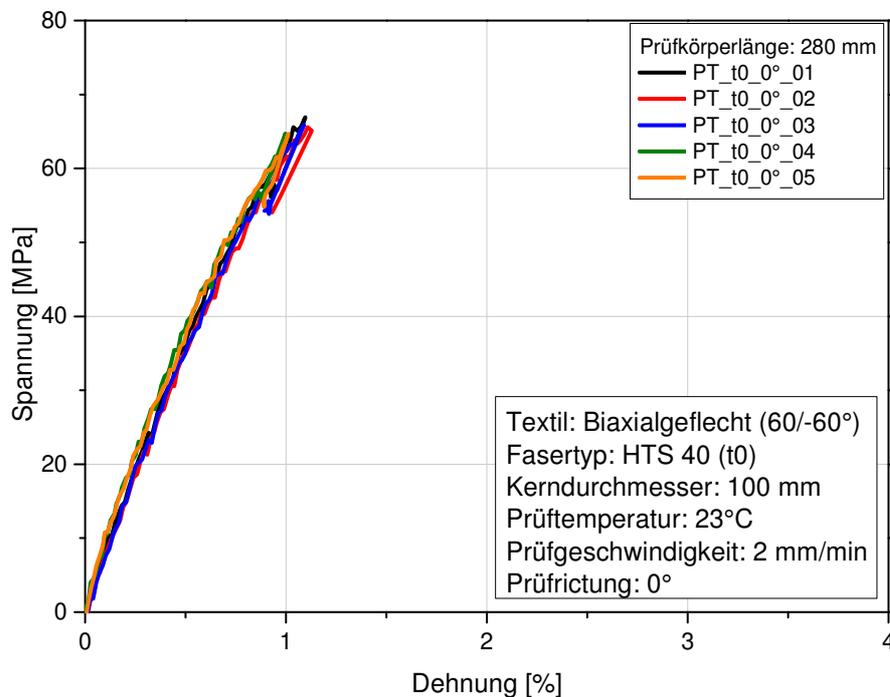


Abb. 7.1: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung 0°- Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) und einer Prüfkörperlänge von 280 mm.

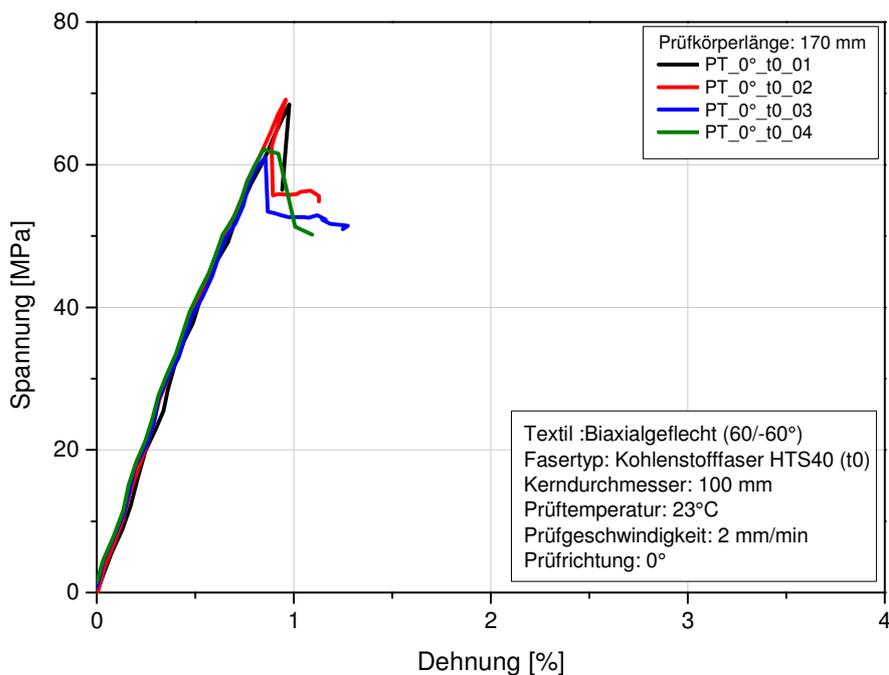


Abb. 7.2: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0°- Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) und einer Prüfkörperlänge von 170 mm.

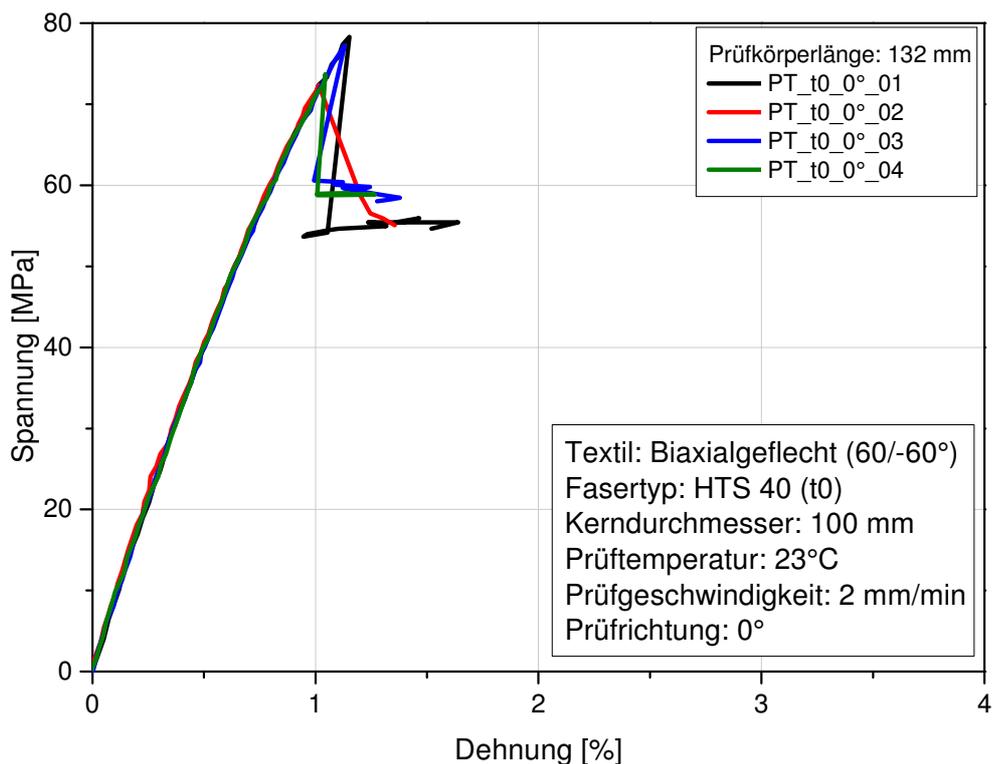


Abb. 7.3: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0°- Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) und einer Prüfkörperlänge von 132 mm.

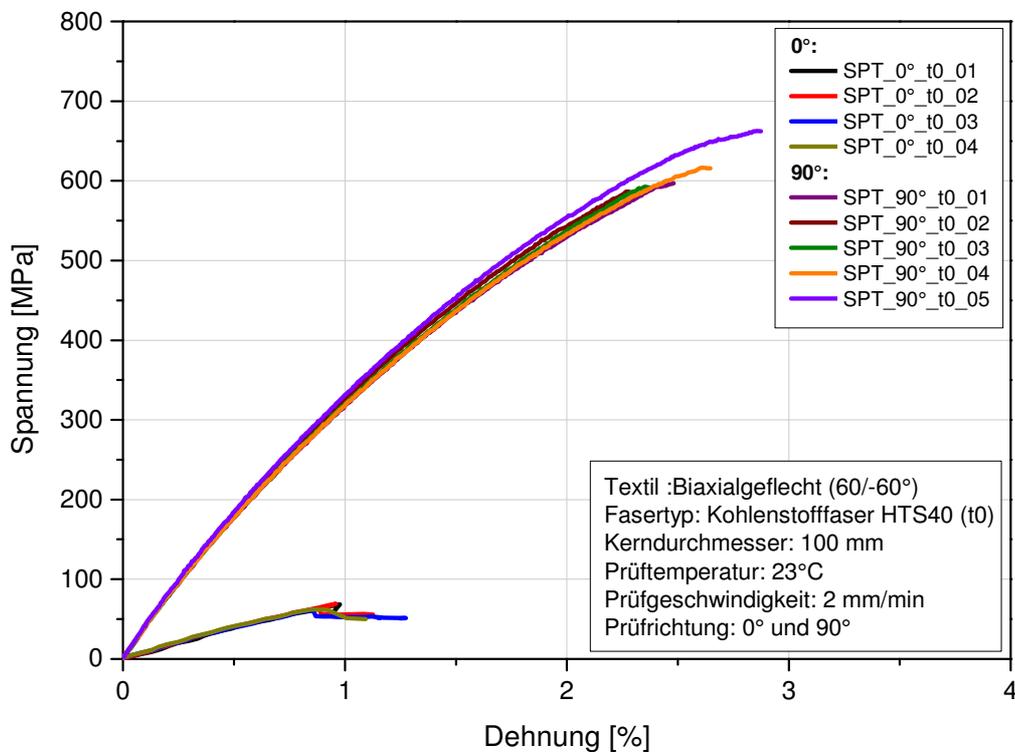


Abb. 7.4: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0°- und 90°- Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t0).

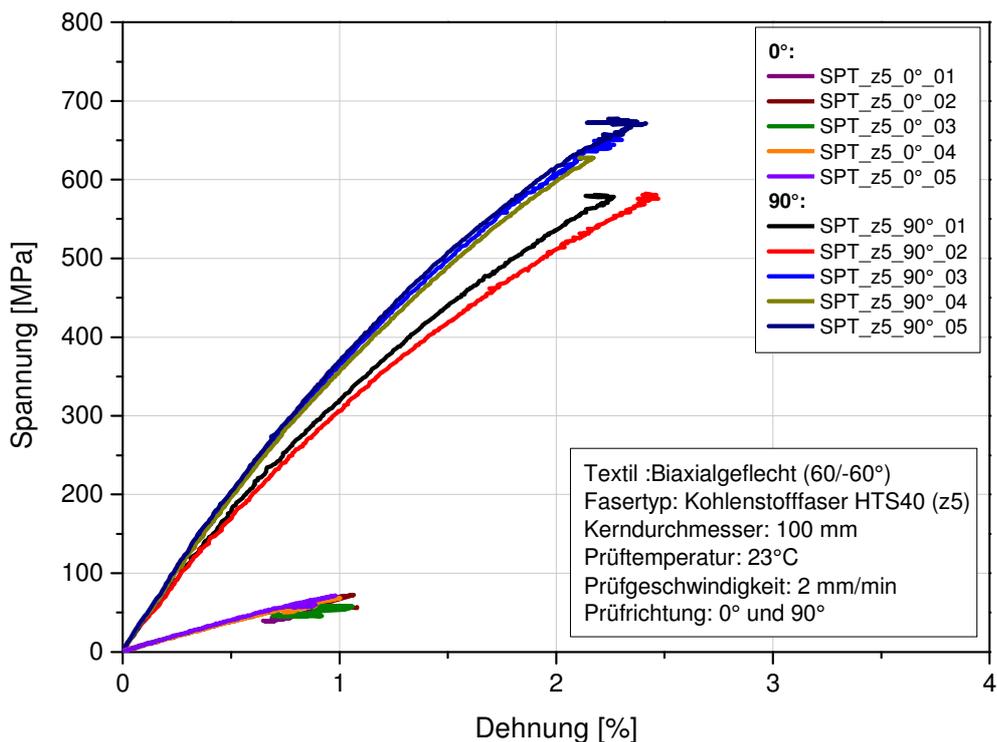


Abb. 7.5: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0°- und 90°- Prüfrichtung für die Prüfkörper mit Garndrehung (z5).

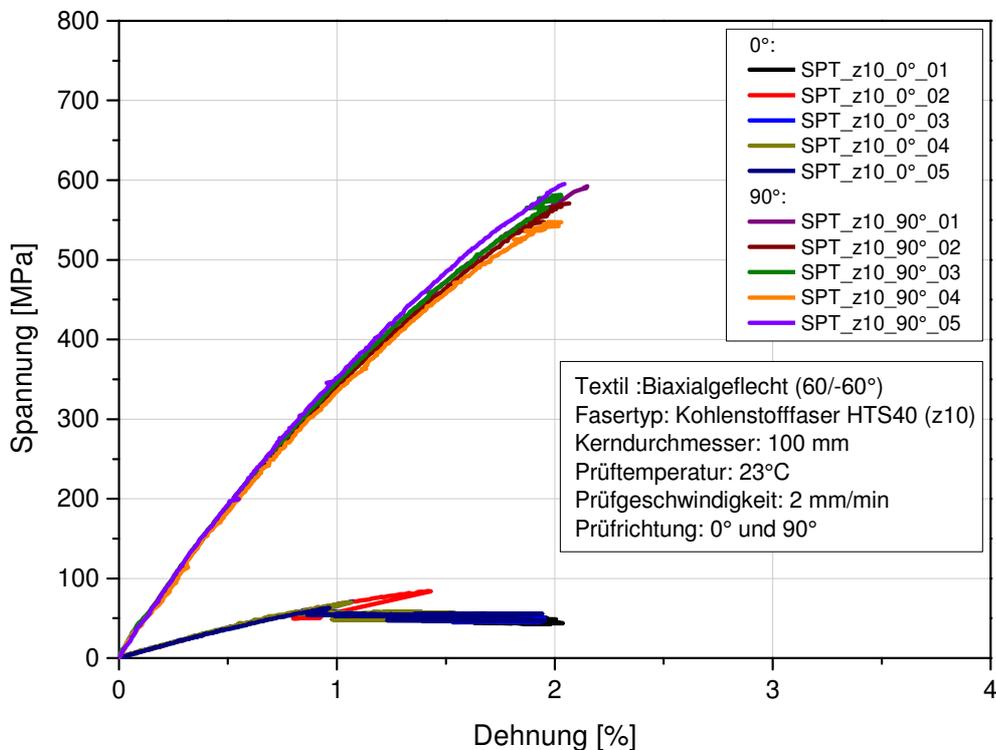


Abb. 7.6: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0°- und 90°- Prüfrichtung für die Prüfkörper mit Garndrehung (z10).

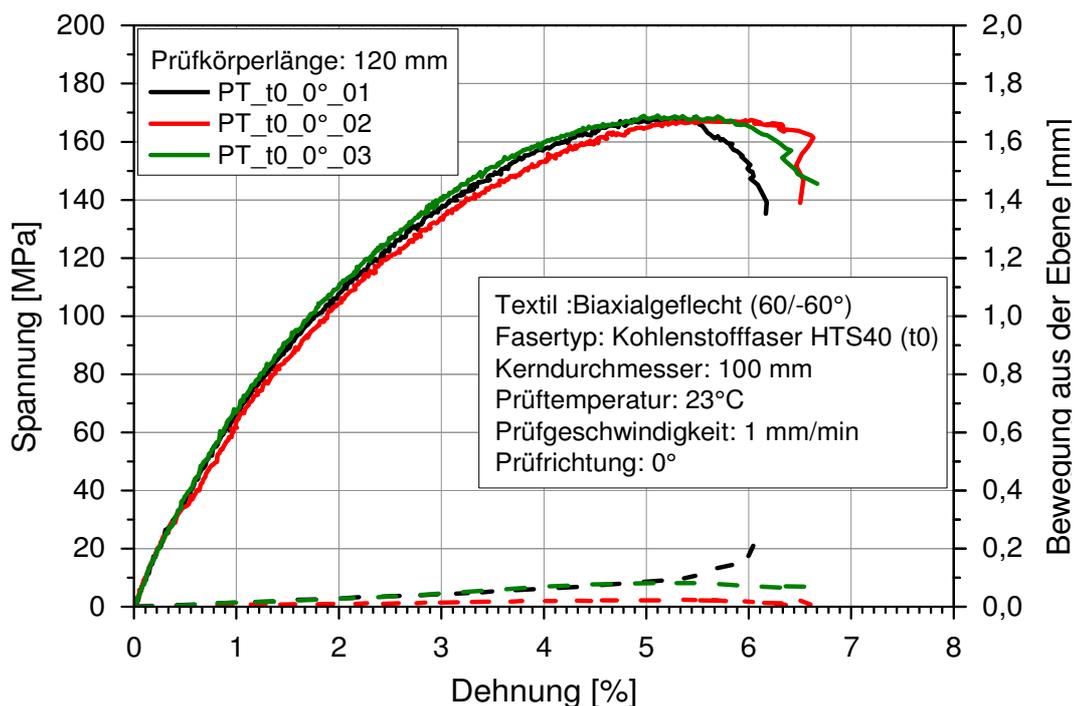


Abb. 7.7: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) und einer Prüfkörperlänge von 120 mm.

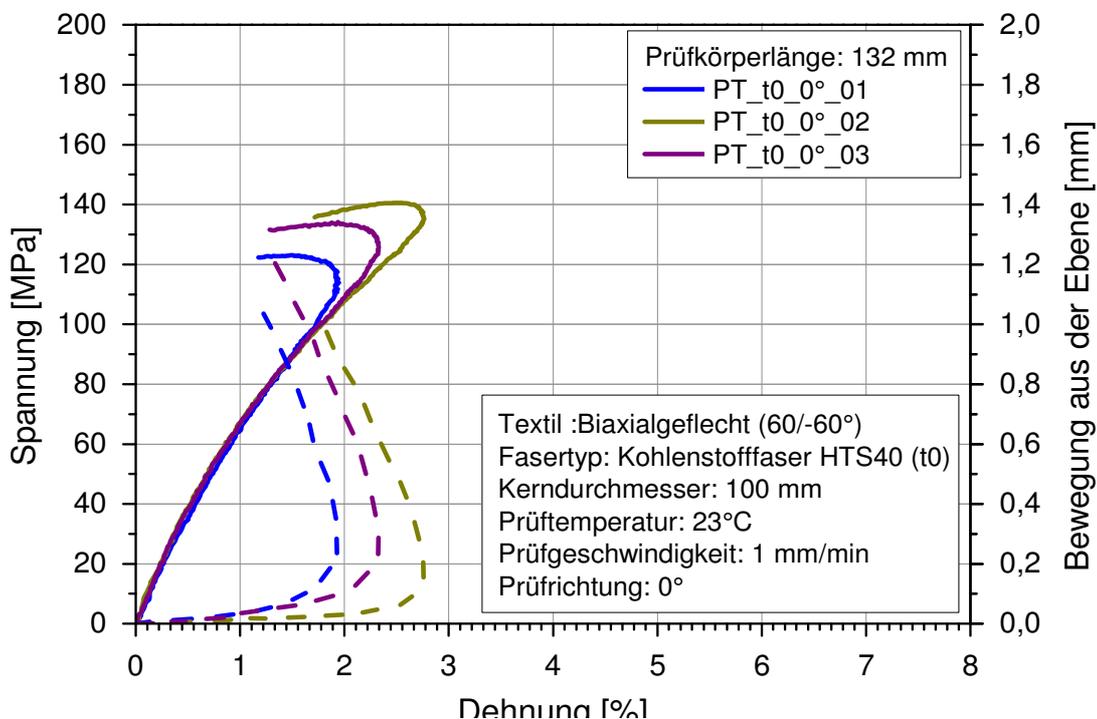


Abb. 7.8: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) und einer Prüfkörperlänge von 132 mm.

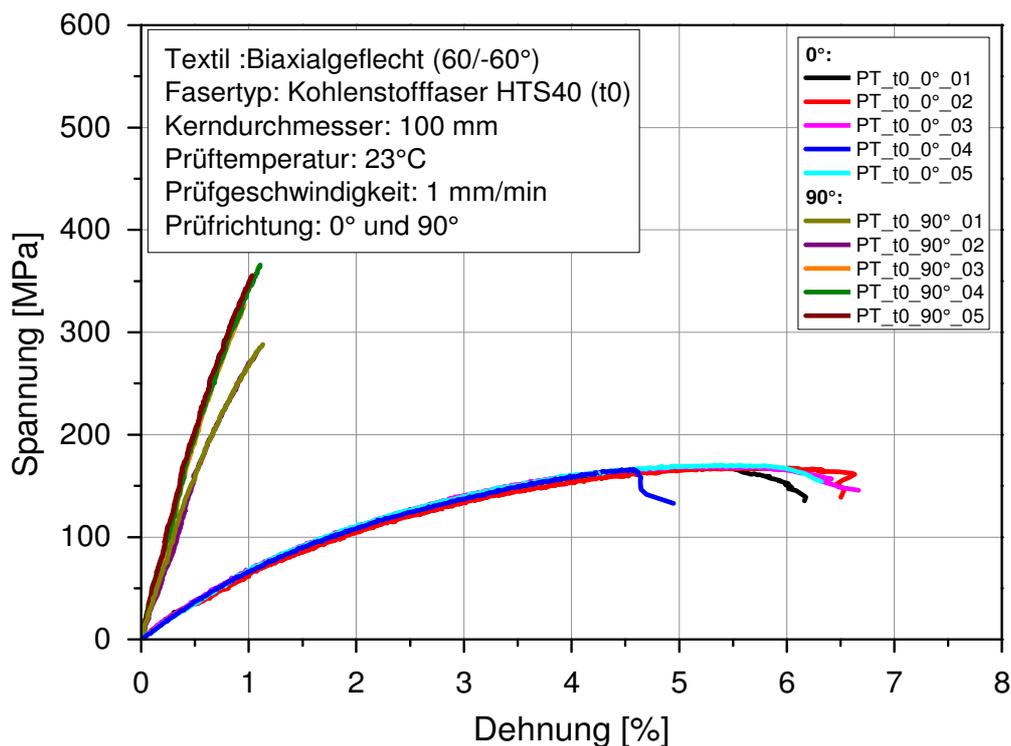


Abb. 7.9: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°- Prüfrichtung für die ungelochten Prüfkörper ohne Garndrehung (t0).

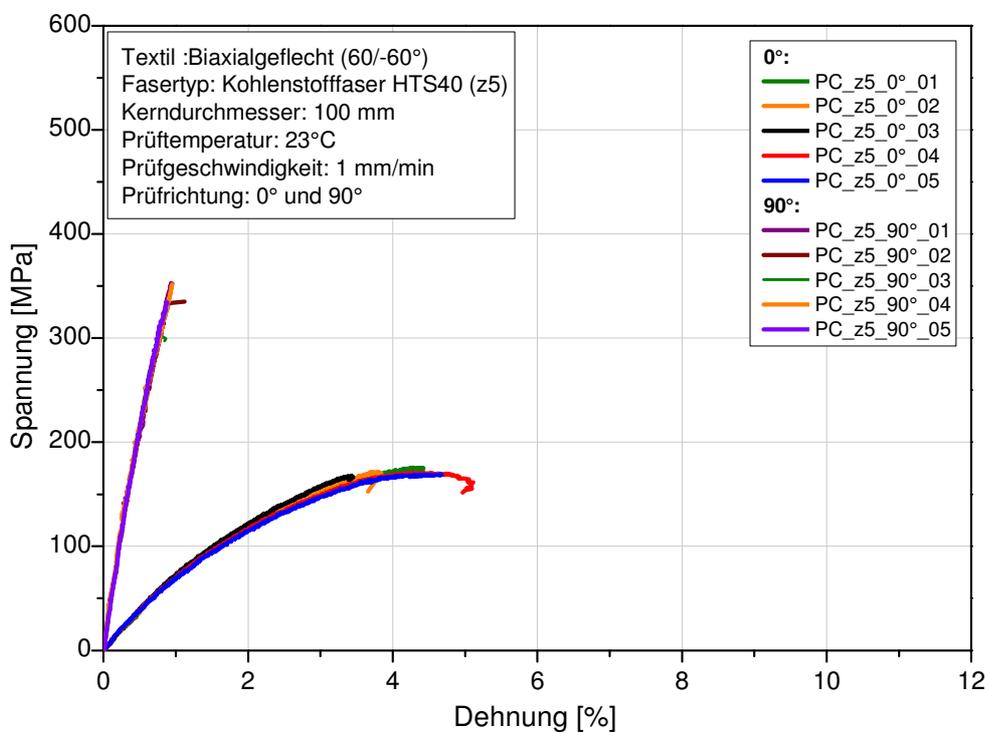


Abb. 7.10: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°- Prüfrichtung für die ungelochten Prüfkörper mit Garndrehung (z5).

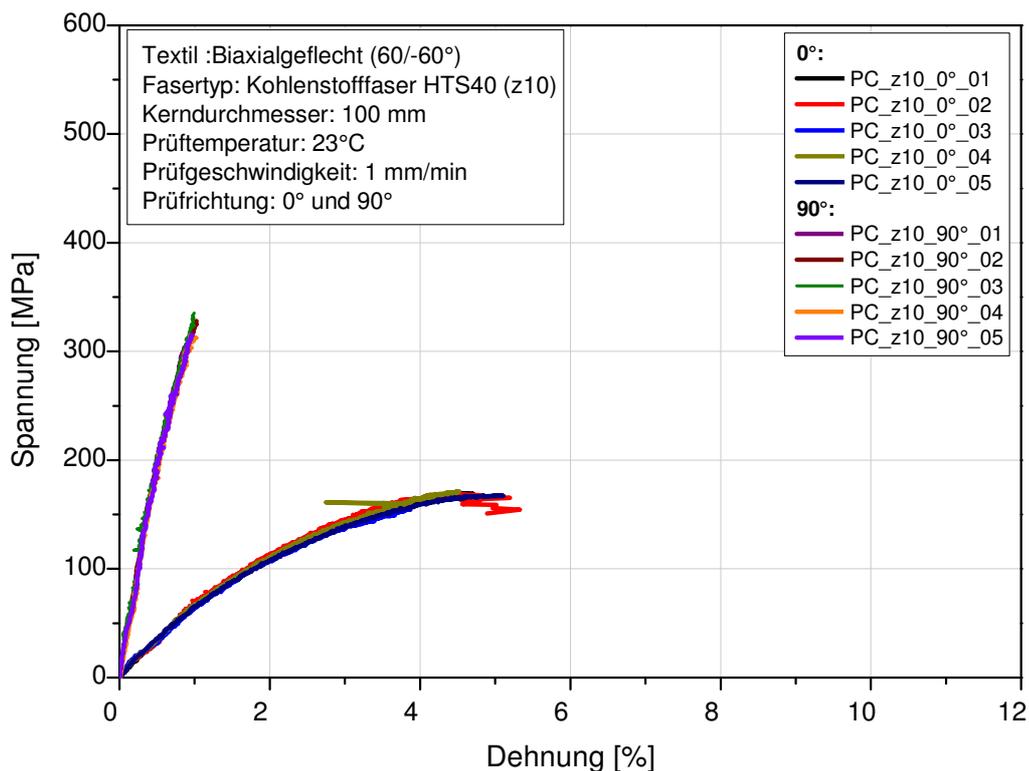


Abb. 7.11: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°- Prüfrichtung für die ungelochten Prüfkörper mit Garndrehung (z10).

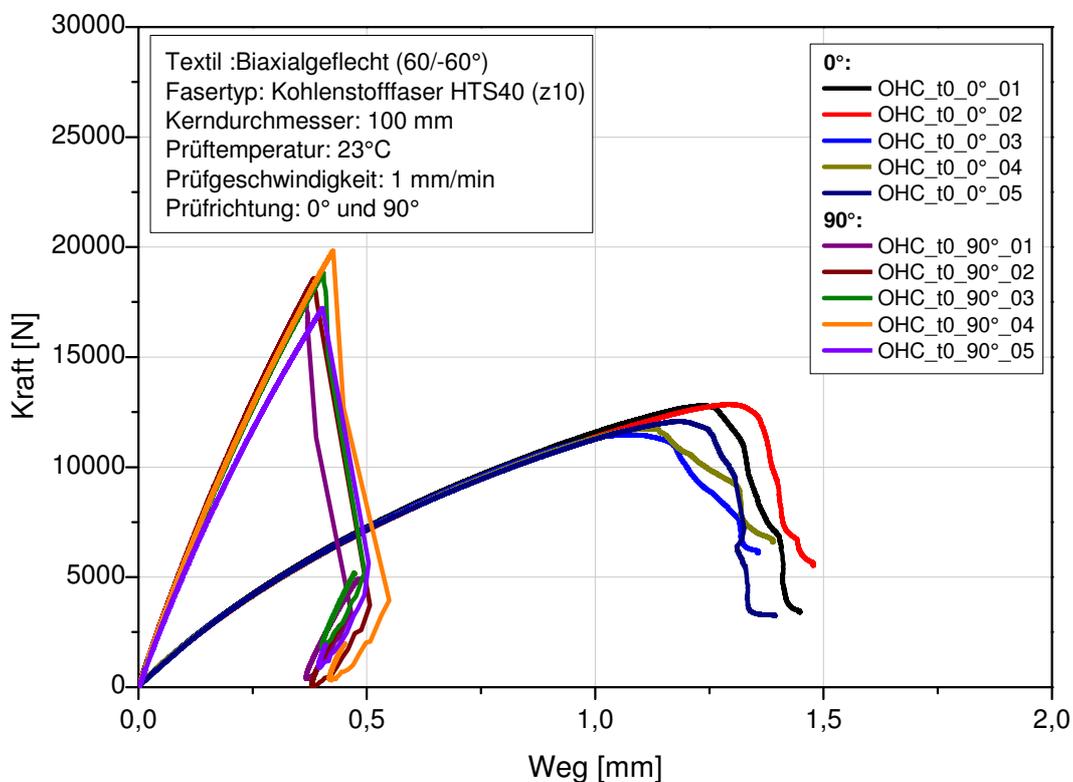


Abb. 7.12: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°- Prüfrichtung für die gelochten Prüfkörper ohne Garndrehung (t0).

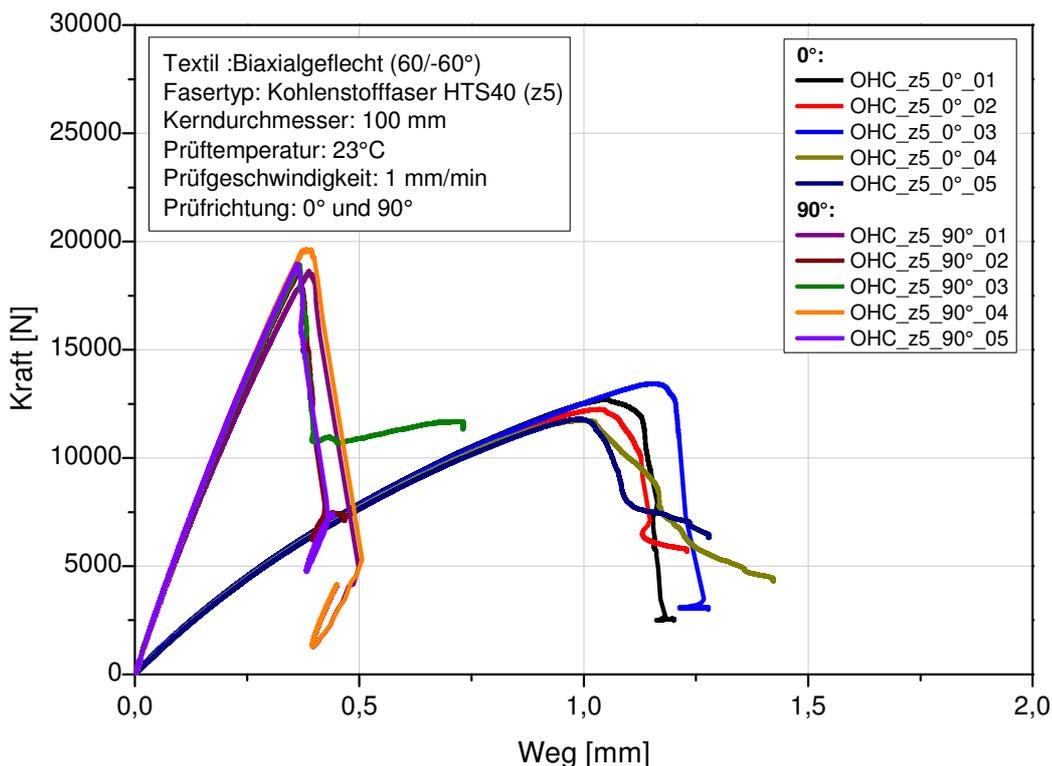


Abb. 7.13: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°- Prüfrichtung für die gelochten Prüfkörper mit Garndrehung (z5).

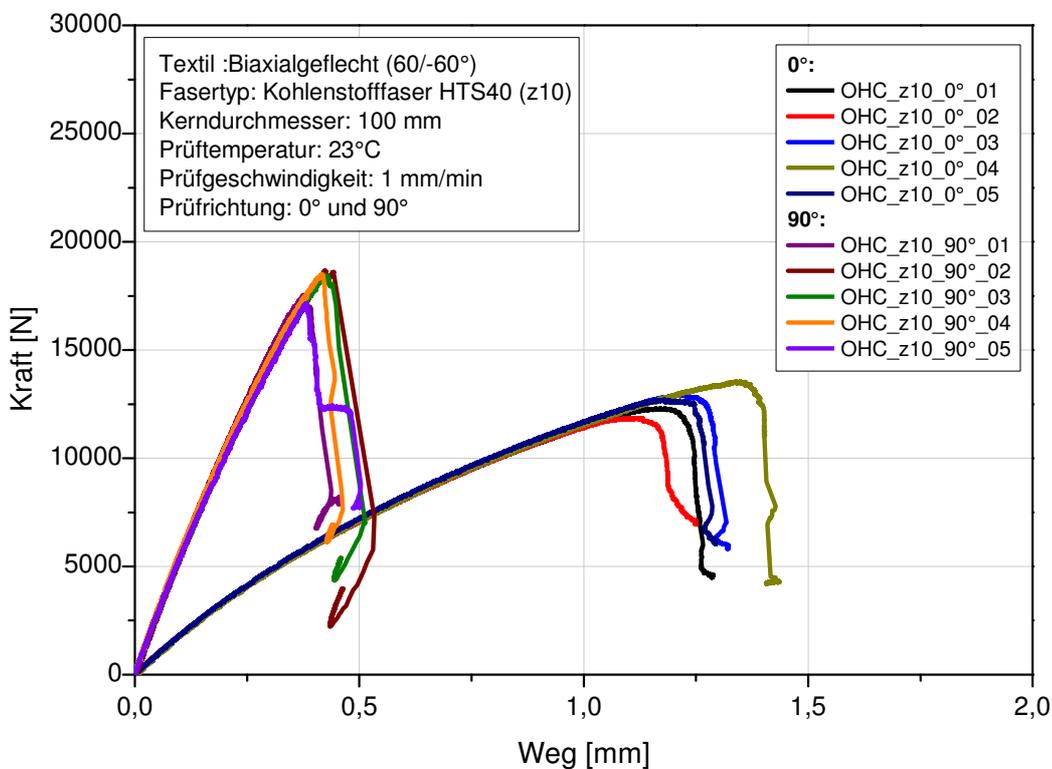


Abb. 7.14: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°- Prüfrichtung für die gelochten Prüfkörper mit Garndrehung (z10).

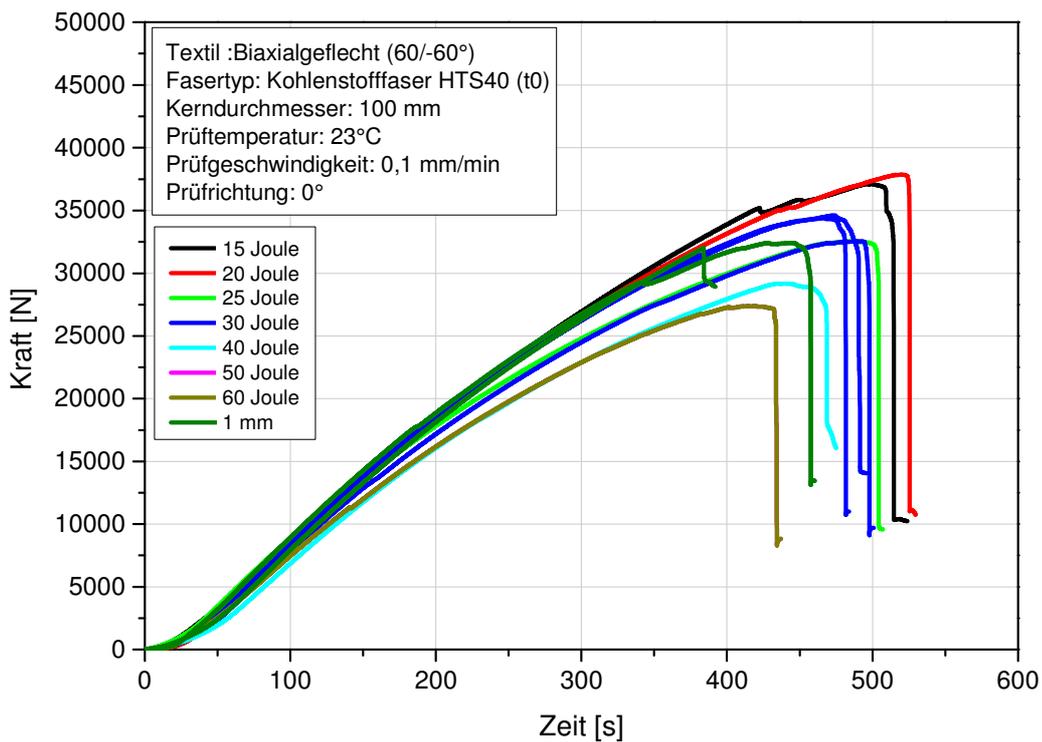


Abb. 7.15: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch in 0°- Prüfrichtung nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat ohne Garndrehung (t0).

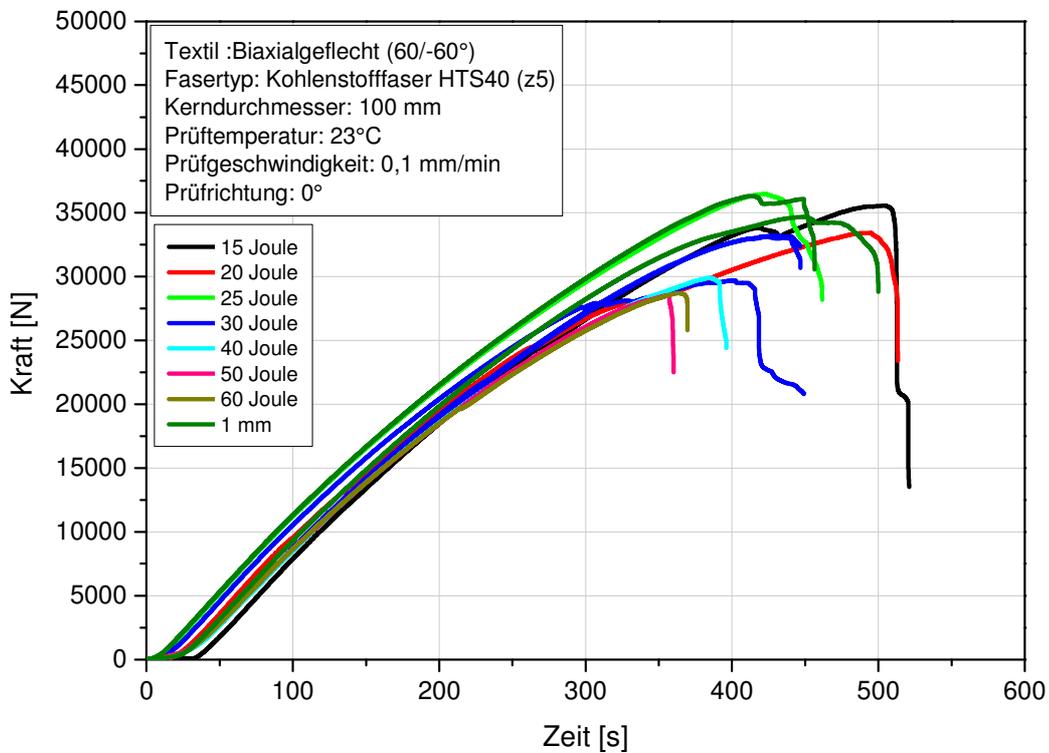


Abb. 7.16: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch in 0°- Prüfrichtung nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung (z5).

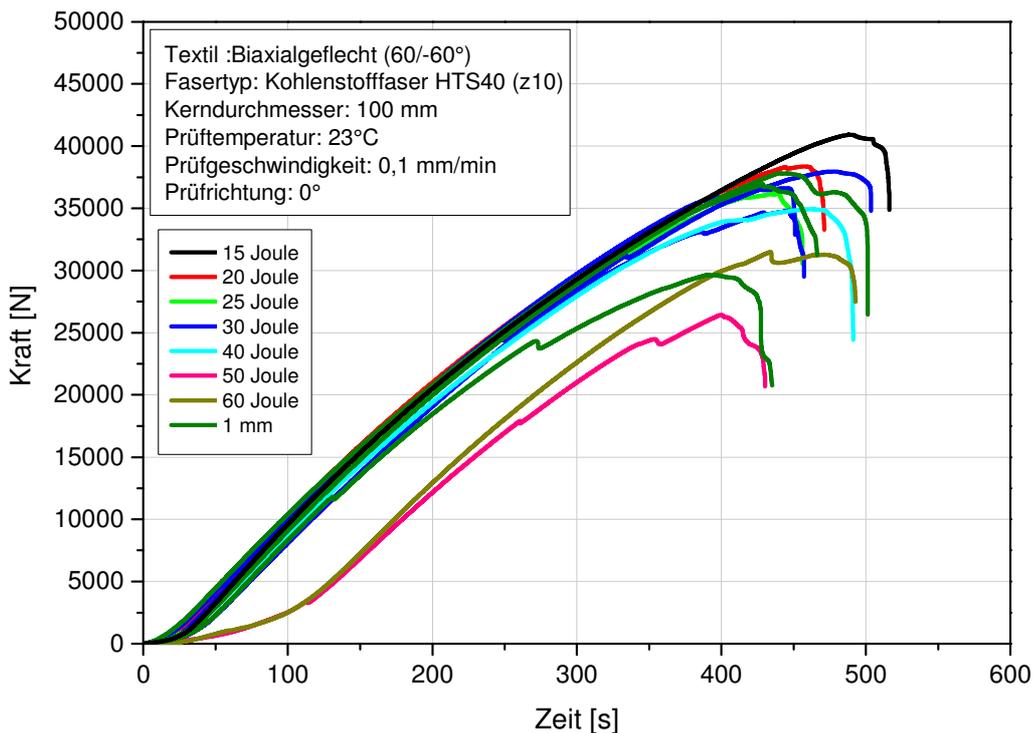


Abb. 7.17: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch in 0°- Prüfrichtung nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung (z10).

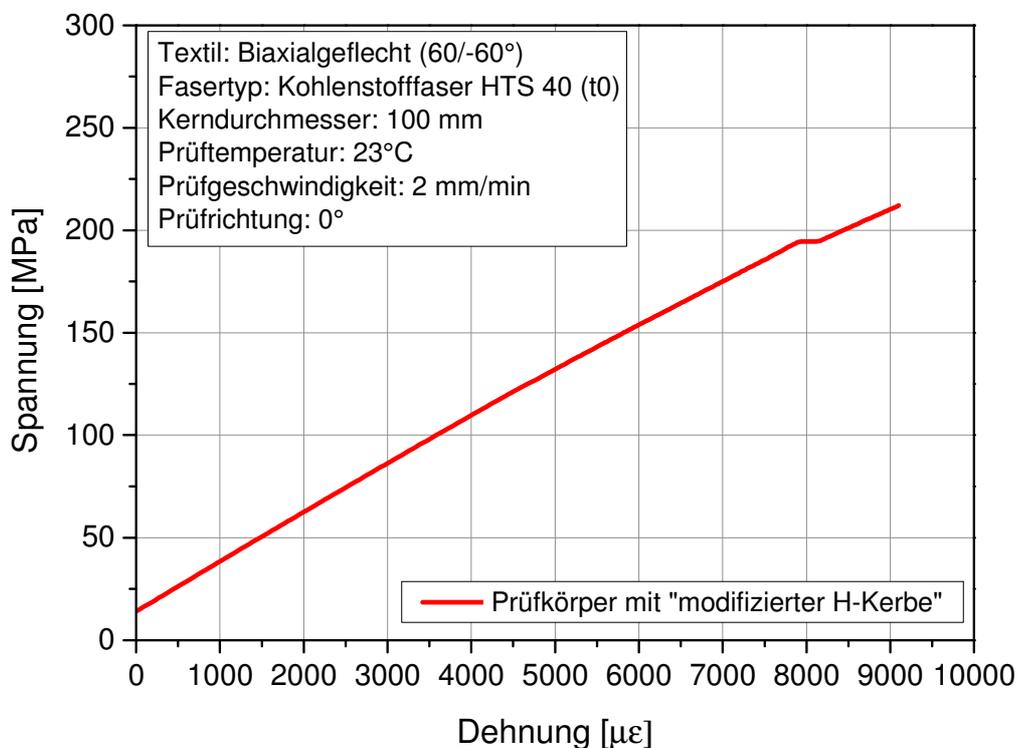
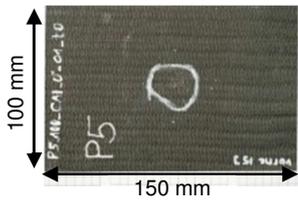
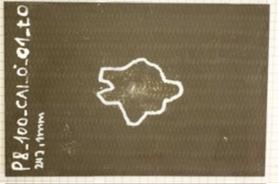
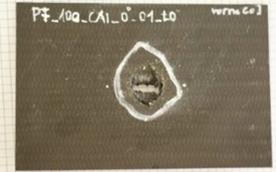


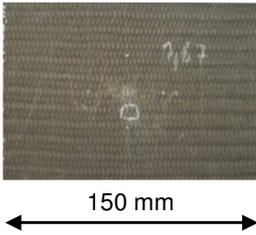
Abb. 7.18: Einzelmesskurve aus dem Schubversuch in 0°- Prüfrichtung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung (z5).

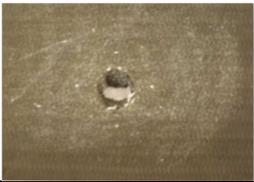
Tab. 7.1: Darstellung der mittels A-Scan detektierten Schädigungszone, sowie der dazugehörigen Impactenergie und Eindringtiefe nach Impactschädigung für die Prüfkörper ohne Gardrehung t0.

A-Scan-Bild	Impactenergie [J]	Eindringtiefe [mm]
	15	0,2
	20	0,5
	24	0,9 (1mm)
	24	0,9 (1mm)
	24	1,0 (1mm)
	25	1,1
	30	1,3
	40	3

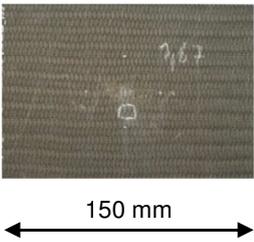
	<p>50</p>	<p>Durchstoß</p>
	<p>60</p>	<p>Durchstoß</p>

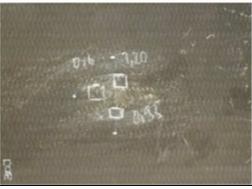
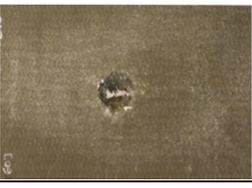
Tab. 7.2: Darstellung der mittels A-Scan detektierten Schädigungszone, sowie der dazugehörigen Impactenergie und Eindringtiefe nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung z5.

A-Scan-Bild	Impactenergie [J]	Eindringtiefe [mm]
	<p>15</p>	<p>0,0</p>
	<p>20</p>	<p>0,2</p>
	<p>25</p>	<p>0,5</p>
	<p>30</p>	<p>1,1</p>
	<p>40</p>	<p>2,9</p>

	50	Durchstoß
	60	Durchstoß
	28	0,9
	28	1,0
	28	1,1

Tab. 7.3: Darstellung der mittels A-Scan detektierten Schädigungszone, sowie der dazugehörigen Impactenergie und Eindringtiefe nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung z10.

A-Scan-Bild	Impactenergie [J]	Eindringtiefe [mm]
	15	0,1
	20	0,3
	25	0,7

	30	0,8
	40	1,5
	50	3,8
	60	Durchstoß
	29	1,0
	29	1,0
	29	0,8

7.1 Abbildungsverzeichnis

Abb. 2.1:	Links: Prinzip des maschinellen Flechtens; Rechts: Darstellung des Bewegungsablaufes der Flügelräder (Rosenbaum, 1991).	3
Abb. 2.2	Schematische Darstellung einer bandförmigen 2D- Flechtware (Flemming et al., 1996).....	4
Abb. 2.3	Darstellung einer Rundflechtmaschine und eines biaxialen Geflechts auf einem Flecht kern mit Definition des Faserwinkels und der Faserrichtung (Quelle: EADS Forschung, 2011; von Reden, 2008).	5
Abb. 2.4	Exemplarische Darstellung der im Zuge des Flechtprozesses entstandenen Vorschädigung („Zerflusen“) der zu verflechtenden Faser (Kuntz, 2004).....	6
Abb. 2.5:	Einfluss des Faserwinkels auf die mechanischen Kennwerte E- Modul und Zugfestigkeit von biaxialen Geflecht laminaten (Datenquelle: Birkefeld, 2013).	7
Abb. 2.6	Einfluss des Faserwinkels auf die Querkontraktionszahl von biaxialen Geflecht laminaten (Datenquelle: Birkefeld, 2013).	8
Abb. 2.7	Einfluss des Faserwinkels auf die mechanischen Kennwerte E- Modul und Druckfestigkeit von biaxialen Geflecht laminaten (Datenquelle: Birkefeld, 2013).	9
Abb. 2.8	Restdruckfestigkeit über der Impactenergie für Biaxialgeflechte mit unterschiedlichem Faserwinkel (Datenquelle: Stelzer, 2009).	11
Abb. 2.9	Vergleich gängiger Prüfmethoden für die Bestimmung des Schubverhaltens von Faserverbundwerkstoffen (Adams, 2005).	13
Abb. 2.10:	Beispielhafte Darstellung eines Torsionsprüfstandes (Kimoto et al., 2011).	14

Abb. 2.11: Schematische Darstellung des Iosipescu- Scherversuchs mit Einspannvorrichtung und Probenkonfiguration (Quelle: www.zwick.de ; ASTM D5379, 1999).....	15
Abb. 2.12: Darstellung des intralaminaren Schubspannungs/-dehnungsverlaufes für ein UD- Laminat, einen Kreuzverbund und ein QI- Laminat aus dem Iosipescu- Scherversuch (Zhou et al., 1995).	16
Abb. 2.13: Darstellung des Scherdehnungsverlaufes innerhalb der beiden V- Kerben für ein UD- Laminat bei Belastung in (0°) und normal zur Faserrichtung (90°) (Ifju, 1994).....	17
Abb. 2.14: Prüfkörpergeometrie für den V-Notched Rail Shear Tests nach ASTM D7078 (ASTM D7078, 2005).	18
Abb. 2.15: V-Notched Rail Shear Tests mit Prüfanordnung (links) und einer Detailansicht des Außenblocks mit Einspannplatten (rechts) (Adams et al., 2010; www.wyomingtestfixtures.com).....	18
Abb. 2.16: Prüfkörper mit „modifizierter H- Kerbe“ für den V- Notched Rail Shear Test nach ASTM D7078.	19
Abb. 3.1: Kohlenstoffaser ohne Garndrehung (a) und mit Garndrehung z5 (b) bzw. z10 (c).	20
Abb. 3.2: Schematische Darstellung des PT- Prüfkörpers in Anlehnung an AITM 1-0007 (AITM 1-0007, Issue 3, 2004); Abmessungen in mm.	22
Abb. 3.3: Schematische Darstellung des OHC- Prüfkörpers nach AITM 1-0008 (AITM 1-0008, Issue 3, 2004); Abmessungen in mm.	23
Abb. 3.4: Schematische Darstellung einer CAI- Prüfplatte in Anlehnung an AITM 1-0010 (AITM 1-0010, Issue 3, 2005).....	23
Abb. 3.5: Prüfkörper für den monotonen Schubversuch mit V- Kerbung im Winkel von 120° in Anlehnung an ASTM D7078 [ASTM D7078, 2005].....	24

Abb. 3.6: Fallturm der Firma CEAST (Stelzer, 2009).....	27
Abb. 3.7: Universalprüfmaschine vom Typ Z250 der Firma Zwick/Roell GmbH & Co. KG (Ulm, D) mit CAI- Einspannvorrichtung.....	28
Abb. 3.8: Servohydraulische Prüfmaschine vom Typ MTS 810 (Fa. MTS Systems GmbH, Berlin, D) mit V- Notched Rail Shear Prüfvorrichtung.....	29
Abb. 4.1: Spannungs/ Dehnungsverlauf unter Zugbelastung in Abzugsrichtung (0°- Prüfrichtung) für Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) mit unterschiedlicher Länge (Mittelkurven aus 4 Messungen).....	32
Abb. 4.2: Einschnüreffekt aufgrund von Zugbelastung in Abzugsrichtung (0°) bei einer Prüfkörperlänge von L= 280 mm.	33
Abb. 4.3: Spannungs-/Dehnungsverlauf aus dem monotonen Zugversuch für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10 in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung.	34
Abb. 4.4: E- Modulwerte aus dem monotonen Zugversuch in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10.....	35
Abb. 4.5: Zugfestigkeit in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10.....	36
Abb. 4.6: Querkontraktionszahl aus dem monotonen Zugversuch in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t0 und gedrehtem Garn z5 und z10.....	36
Abb. 4.7: Spannungs-/Dehnungsverlauf unter Druckbelastung in Abzugsrichtung (0°- Prüfrichtung) für Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) mit unterschiedlicher Länge (Mittelkurven aus 4 Messungen).....	37

- Abb. 4.8: Ausbeulen des Prüfkörpers aufgrund von Druckbelastung in 0°-Prüfrichtung bei einer Prüfkörperlänge von $L = 132$ mm. 38
- Abb. 4.9: Spannungs-/Dehnungsverlauf aus dem monotonen Druckversuch für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t_0 und gedrehtem Garn z_5 und z_{10} in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung..... 38
- Abb. 4.10: E- Modulwerte aus dem monotonen Druckversuch in 0°- und 90°-Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t_0 und gedrehtem Garn z_5 und z_{10} 39
- Abb. 4.11: Druckfestigkeit in 0°- und 90°- Prüfrichtung bezüglich der Abzugsrichtung für die ungelochten und gelochten Prüfkörper mit ungedrehtem Garn t_0 und gedrehtem Garn z_5 und z_{10} 40
- Abb. 4.12: Impactenergie über der Eindringtiefe für die CAI- Prüfkörper ohne Garndrehung t_0 in 0°- Prüfrichtung..... 41
- Abb. 4.13: Impactenergie über der Eindringtiefe für die CAI- Prüfkörper mit Garndrehung z_5 in 0°- Prüfrichtung. 42
- Abb. 4.14: Impactenergie über der Eindringtiefe für die Prüfkörper mit Garndrehung z_{10} in 0°- Prüfrichtung. 42
- Abb. 4.15: Restdruckfestigkeit in Abhängigkeit der Impactenergie für die Prüfkörper mit ungedrehtem Garn (t_0) und gedrehtem Garn (z_5 und z_{10}) in 0°Prüfrichtung. 43
- Abb. 4.16: Bruchbild des V- gekerbten Prüfkörpers nach dem Schubversuch mit Markierung der Randfaserbrüche. 44
- Abb. 4.17: Prüfkörper mit „modifizierter H- Kerbe“ in Anlehnung an ASTM D7078 [ASTM D7078, 2005]. 45
- Abb. 4.18: Versagensbild des Prüfkörpers mit „modifizierter H-Kerbe“ nach dem Schubversuch..... 45

- Abb. 7.1: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung 0° - Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t_0) und einer Prüfkörperlänge von 280 mm..... 53
- Abb. 7.2: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0° - Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t_0) und einer Prüfkörperlänge von 170 mm. 53
- Abb. 7.3: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0° - Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t_0) und einer Prüfkörperlänge von 132 mm. 54
- Abb. 7.4: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0° - und 90° - Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t_0). 54
- Abb. 7.5: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0° - und 90° - Prüfrichtung für die Prüfkörper mit Garndrehung (z_5)..... 55
- Abb. 7.6: Einzelmesskurven aus dem Zugversuch bei Belastung in 0° - und 90° - Prüfrichtung für die Prüfkörper mit Garndrehung (z_{10})..... 55
- Abb. 7.7: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0° - Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t_0) und einer Prüfkörperlänge von 120 mm. 56
- Abb. 7.8: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0° - Prüfrichtung für die Prüfkörper ohne Garndrehung (t_0) und einer Prüfkörperlänge von 132 mm. 56
- Abb. 7.9: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0° - und 90° - Prüfrichtung für die ungelochten Prüfkörper ohne Garndrehung (t_0)... 57
- Abb. 7.10: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0° - und 90° - Prüfrichtung für die ungelochten Prüfkörper mit Garndrehung (z_5). 57

- Abb. 7.11: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°-Prüfrichtung für die ungelochten Prüfkörper mit Garndrehung (z10)... 58
- Abb. 7.12: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°-Prüfrichtung für die gelochten Prüfkörper ohne Garndrehung (t0)..... 58
- Abb. 7.13: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°-Prüfrichtung für die gelochten Prüfkörper mit Garndrehung (z5). 59
- Abb. 7.14: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch bei Belastung in 0°- und 90°-Prüfrichtung für die gelochten Prüfkörper mit Garndrehung (z10). 59
- Abb. 7.15: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch in 0°- Prüfrichtung nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat ohne Garndrehung (t0). ... 60
- Abb. 7.16: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch in 0°- Prüfrichtung nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung (z5)..... 60
- Abb. 7.17: Einzelmesskurven aus dem Druckversuch in 0°- Prüfrichtung nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung (z10)..... 61
- Abb. 7.18: Einzelmesskurve aus dem Schubversuch in 0°- Prüfrichtung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung (z5)..... 61

7.2 Tabellenverzeichnis

- Tab. 4.1: Nasschemisch bestimmter Faservolumenanteil $\square F$ der der für die Prüfkörperentnahme vorgegebenen Geflechtplatten 31
- Tab. 4.2: Ergebnisse aus dem Zugversuch bei Belastung in Abzugsrichtung (0°-Prüfrichtung) für Prüfkörper ohne Garndrehung (t0) mit unterschiedlicher Länge (Mittelwert aus 4 Messungen)..... 32

-
- Tab. 7.1: Darstellung der mittels A-Scan detektierten Schädigungszone, sowie der dazugehörigen Impactenergie und Eindringtiefe nach Impactschädigung für die Prüfkörper ohne Garndrehung t0. 62
- Tab. 7.2: Darstellung der mittels A-Scan detektierten Schädigungszone, sowie der dazugehörigen Impactenergie und Eindringtiefe nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung z5. 63
- Tab. 7.3: Darstellung der mittels A-Scan detektierten Schädigungszone, sowie der dazugehörigen Impactenergie und Eindringtiefe nach Impactschädigung für das Geflechtlaminat mit Garndrehung z10. 64