



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

# **Bachelorarbeit**

Elvis Gustowski

## **Numerische Untersuchung des Einflusses von Harztaschen auf das interlaminare Versagen in Verjüngungen von Faserverbundstrukturen**

*Fakultät Technik und Informatik  
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science  
Department of Automotive and  
Aeronautical Engineering*

**Elvis Gustowski**

**Numerische Untersuchung des Einflusses  
von Harztaschen auf das interlaminare  
Versagen in Verjüngungen von  
Faserverbundstrukturen**

Bachelorarbeit eingereicht im Rahmen der Bachelorprüfung

im Studiengang Flugzeugbau/Entwurf und Leichtbau  
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau  
der Fakultät Technik und Informatik  
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

in Zusammenarbeit mit:  
Sogeti High Tech GmbH  
Research and Technology  
Hein-Sass-Weg 30  
21129 Hamburg

Erstprüfer : Prof- Dr.-Ing. Eckart Nast  
Zweitprüfer : Dr.-Ing. Marco Schürg  
Industrieller Betreuer : Dr.-Ing. Marco Schürg

Abgabedatum: 07.10.2014

# **Zusammenfassung**

**Elvis Gustowski**

## **Thema der Bachelorthesis**

Numerische Untersuchung des Einflusses von Harztaschen auf das interlaminare Versagen in Verjüngungen von Faserverbundstrukturen

## **Stichworte**

Verjüngte Lamine mit Harztaschen, innere Ply-Drops, interlaminares Versagen, Delamination, Surface-based Cohesive Behavior

## **Kurzzusammenfassung**

Die vorliegende Arbeit befasst sich mit der Untersuchung des Einflusses von Harztaschen auf das interlaminare Versagen in verjüngten Laminaten. In diesem Zusammenhang wird zunächst eine ausführliche Literaturrecherche vorgestellt. Diese setzt sich zusammen aus der Beschreibung des Spannungszustandes in kritischen Bereichen, dem Delaminationsverhalten und einer Zusammenfassung verschiedener Parameterstudien. Die anschließende numerische Untersuchung in ABAQUS basiert auf der Recherche. Es wird eine nichtlineare Delaminationsanalyse an dreidimensionalen Modellen durchgeführt und mit den Erkenntnissen realer Versuche verglichen. Ziel ist es, die Genauigkeit dieser Modelle bezüglich einer Delaminationsvorhersage zu ermitteln. Durch eine weitere Untersuchung wird der numerische Einfluss der Harztaschen infolge einer Vereinfachung bestimmt.

**Elvis Gustowski**

**Title of the paper**

Numerical investigation of the influence of resin-rich pockets on interlaminar failure of fiber composite structure

**Keywords**

tapered laminates with resin-rich pockets, inner ply-drops, interlaminar failure, delamination, surface-based cohesive behavior

**Abstract**

The present work deals with the investigation of the influence of resin-rich pockets regarding to the interlaminar failure in the tapered laminates. In this work a literature survey has been done. The study consists of describing the interlaminar stress state in the critical regions, the prediction of delamination behavior and a summary of various parameters which affect stress state. The numerical simulations done in ABAQUS are based on the the literature. The nonlinear simulation is carried out for the three-dimensional models. The results have been compared with the result of experimental delamination tests. The aim is to determine the accuracy of these models for the prediction of delamination. A further investigation has been done to determine the influence of resin-rich pockets through a simplification.



# Numerische Untersuchung des Einflusses von Harztaschen auf das interlaminare Versagen in Verjüngungen von Faserverbundstrukturen

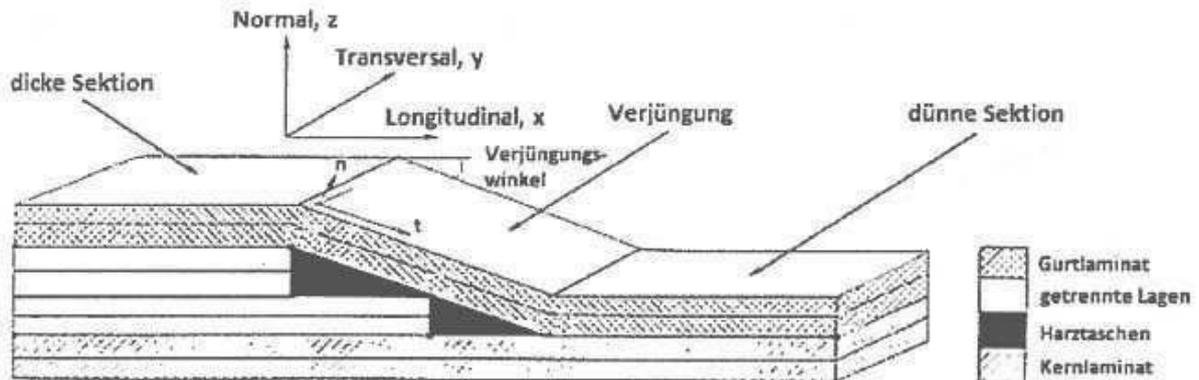
Bachelorarbeit

Datum: 06/16/2014

Betreuer: Marco Schürg, Dr.-Ing.  
Christian Mittelstedt, PD Dr.-Ing. habil.

**Aufgabenstellung:**

Zur optimalen Auslegung von Faserverbundwerkstoffen im Flugzeugbau kommen häufig Verjüngungen oder Aufdickungen zum Einsatz. Dabei müssen die inneren Lagen getrennt werden, so dass Gurt- und Kernlaminat aufeinander zulaufen. Durch das Zuschneiden entstehen Harztaschen im Bereich der Verjüngungen. In diesem Bereich können sich Spannungskonzentrationen bilden, die zu einer Delamination und damit zu einer Steifigkeitsreduzierung führen können.



Aufbauend auf einer Literaturstudie des beschriebenen Themas sollen numerische Untersuchungen des Einflusses von Harztaschen auf das interlaminare Versagen untersucht werden. Dabei sollen folgende Arbeitsschritte durchgeführt werden.

1. Aufbauend auf den Beispielen aus der Literaturstudie und aktuellen Problemstellungen soll eine nichtlineare numerische Studie mit Hilfe von Abaqus durchgeführt werden. Dabei soll das Modell dreidimensional aufgebaut sein.
2. Es soll sowohl die Spannungsverteilung im kritischen Bereich als auch Delamination betrachtet werden.
3. Umfangreiche Dokumentation und Interpretation der Ergebnisse.

**Kontakt**

NAME	DEPARTMENT / FUNCTION	COMPANY / LOCATION / PHONE / EMAIL
Marco Schürg	ANS / Stress Engineer	Sogeti High Tech GmbH ANS - Analytical and numerical simulation Hein-Saß-Weg 30 21129 Hamburg, Germany Phone: +49 (0)40 492 937-61 Fax: +49 (0)40 492 937-37 Email: <a href="mailto:marco.schuerg@sogeti-hightech.de">marco.schuerg@sogeti-hightech.de</a>
Christian Mittelstedt	ANS / Technical Leader	Sogeti High Tech GmbH ANS - Analytical and numerical simulation Hein-Saß-Weg 30 21129 Hamburg, Germany Phone: +49 (0)40 492 937-57 Fax: +49 (0)40 492 937-37 Email: <a href="mailto:christian.mittelstedt@sogeti-hightech.de">christian.mittelstedt@sogeti-hightech.de</a>

# Vorwort

Die vorliegende Bachelorarbeit entstand im Rahmen meines Studiums an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg. Sie wurde in Kooperation mit der Sogeti High Tech GmbH in Hamburg erstellt.

An dieser Stelle möchte ich meinen beiden Prüfern und Betreuern, Herrn Prof. Dr.-Ing. Eckart Nast und Herrn Dr.-Ing. Marco Schürg, für Ihre Unterstützung bei der Erstellung dieser Bachelor-Thesis danken.

Besonders möchte ich mich bei meinem industriellen Betreuer Herrn Dr.-Ing. Marco Schürg bedanken, der mir aufgrund seines weitreichenden Wissens über FEM/ABAQUS, hilfreich zur Seite stand und viele weitere Ideen und Anregungen rund um die Bachelorarbeit geben konnte. Ferner bedanke ich mich bei Herrn Dr.-Ing. Christian Heinrich für seine Hilfestellungen bei fachlichen Problemen.

Weiterhin möchte ich noch Simon, Simeon und Moien für ihre Hilfsbereitschaft danken, die mir bei allerlei Fragen behilflich waren.

Mein größter Dank geht an meine Eltern, die mich so großartig auf meinem bisherigen Weg begleitet und unterstützt haben.

# Inhaltsverzeichnis

<b>Vorwort</b>	<b>I</b>
<b>Inhaltsverzeichnis</b>	<b>II</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>III</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>IV</b>
<b>Abkürzungsverzeichnis</b>	<b>V</b>
<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>VI</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Allgemeines . . . . .	1
1.1.1 Faserverbundwerkstoffe . . . . .	2
1.1.2 Verjüngte Lamine (Ply-Drop) . . . . .	2
1.1.3 Anwendungsbereich verjüngter Lamine . . . . .	3
1.2 Ziel der Arbeit und Übersicht . . . . .	3
<b>2 Theoretische Grundlagen</b>	<b>5</b>
2.1 Delamination . . . . .	5
2.1.1 Energiefreisetzungsrate . . . . .	6
2.1.1.1 Methode der direkten Berechnung . . . . .	6
2.1.1.2 Virtual Crack Closure Technique (VCCT) . . . . .	7
2.1.2 Schadensmodellierung . . . . .	8
2.1.2.1 Bruchauslöskriterium . . . . .	9
2.1.2.2 Bruchentwicklungsgesetz . . . . .	9
<b>3 Literaturüberblick</b>	<b>11</b>
<b>4 Interlaminaer Spannungszustand</b>	<b>13</b>
4.1 Lamine mit einer Harztasche . . . . .	13
4.2 Lamine mit einer Harztaschenfolge . . . . .	24
4.3 Einfluss der Harzschichten . . . . .	27
4.4 Ermittlung der kritischen interlaminaeren Spannung . . . . .	29
<b>5 Analytische Spannungsermittlung</b>	<b>33</b>

---

<b>6</b>	<b>Delamination</b>	<b>40</b>
6.1	Delaminationsanalyse . . . . .	40
6.2	Delaminationsversuche . . . . .	44
<b>7</b>	<b>Parameterstudie</b>	<b>49</b>
<b>8</b>	<b>Zusammenfassung der Recherche</b>	<b>59</b>
8.1	Interlaminare Spannungen . . . . .	59
8.2	Delaminationsanalyse . . . . .	60
8.3	Parameterstudie . . . . .	60
<b>9</b>	<b>Numerische Delaminationsanalyse</b>	<b>62</b>
9.1	Laminataufbau . . . . .	63
9.2	Geometrie . . . . .	63
9.3	Erstellung des FE-Modells . . . . .	64
9.3.1	Erstellung der Geometrie und Materialzuweisung . . . . .	64
9.3.2	Vernetzung des Modells . . . . .	67
9.3.3	Kopplung des Flächen- und Volumenmodells . . . . .	69
9.3.4	Grenzschichtmodellierung . . . . .	70
9.3.5	Randbedingungen . . . . .	73
9.3.6	Modellierung von Dehnungsmessstreifen . . . . .	73
9.4	Auswertung der Ergebnisse . . . . .	75
9.4.1	Steifigkeitsvergleich . . . . .	75
9.4.2	Verformungsverhalten . . . . .	77
9.4.2.1	Modell 1 . . . . .	77
9.4.2.2	Modell 2 . . . . .	79
9.4.2.3	Modell 3 . . . . .	81
9.4.3	Rissverhalten . . . . .	83
9.4.3.1	Modell 1 . . . . .	84
9.4.3.2	Modell 2 . . . . .	89
9.4.3.3	Modell 3 . . . . .	92
9.4.4	Einfluss der Harztasche . . . . .	95
9.4.4.1	Steifigkeitsvergleich . . . . .	95
9.4.4.2	Vergleich des Dehnungsverhaltens . . . . .	95
9.4.4.3	Vergleich des Rissverhaltens . . . . .	96
<b>10</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>100</b>
10.1	Zusammenfassung . . . . .	100
10.2	Ausblick . . . . .	101
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>102</b>

# Abbildungsverzeichnis

1.1	Gewichtsanteil der CFK-Anwendung im Flugzeugbau . . . . .	1
1.2	Aufbau eines verjüngten Laminats . . . . .	2
1.3	Anwendungsbereich verjüngter Laminats . . . . .	3
1.4	Laminat mit Harztasche (links); Laminat ohne Harztasche (rechts) . . . . .	4
2.1	Darstellung der kritischen Harzschichten . . . . .	5
2.2	Graphische Darstellung der Delaminationsfälle . . . . .	6
2.3	Darstellung der Risslängen $a$ , $a + da$ und $a + da/2$ . . . . .	7
2.4	Darstellung der Knotenpunkte in der Delaminationsspitze . . . . .	7
2.5	Grenzschichtspannung über fiktiver Rissöffnung . . . . .	9
4.1	a) Laminat mit einer Harztasche; b) Laminat mit Harztaschenfolge . . . . .	13
4.2	Verjüngtes Laminat mit einer Harztasche . . . . .	14
4.3	FE-Modell des verjüngten Laminats . . . . .	14
4.4	Interlaminare Spannungsverteilung in der oberen Harzschicht . . . . .	15
4.5	Durchstreckungsverhalten des Laminats . . . . .	15
4.6	Lasteinleitung in getrennte Lagen . . . . .	16
4.7	a) symmetrisches Laminat; b) asymmetrisches Laminat . . . . .	16
4.8	Globales 1-D Modell aus 3 Elementen . . . . .	17
4.9	globales und lokales Modell . . . . .	17
4.10	Laminataufbau des sym. Laminats . . . . .	18
4.11	obere Harzschicht bei $z = 0,908$ mm; untere Harzschicht bei $z = 0,515$ mm) . . . . .	18
4.12	normierte Normalspannung $\sigma_z/(10^6 \epsilon_{applied})$ (sym. Laminat) . . . . .	19
4.13	normierte Normalspannung $\sigma_z/(10^6 \epsilon_{applied})$ in der unteren Harzschicht ( $z = 0,515$ mm) und oberen Harzschicht ( $z = 0,908$ mm) . . . . .	19
4.14	normierte Schubspannung $\tau_{xz}/\epsilon_{applied}$ in der unteren Harzschicht ( $z =$ $0,515$ mm) und oberen Harzschicht ( $z = 0,908$ mm) . . . . .	20
4.15	Stellen $X_1$ und $X_2$ für die Spannungsermittlung in Dickenrichtung . . . . .	20
4.16	normierte Schubspannung $\tau_{xz}/(10^6 \epsilon_{applied})$ entlang der Dicke für $X_1 =$ $9,14$ mm und $X_2 = 9,91$ mm . . . . .	21
4.17	normierte Dehnung $\epsilon_x/(10^6 \epsilon_{applied})$ entlang der Dicke für $X_1 = 9,14$ mm und $X_2 = 9,91$ mm . . . . .	22
4.18	Verjüngtes Laminat mit Harztaschenfolge . . . . .	24
4.19	Aufbau des untersuchten Laminats . . . . .	24
4.20	Vernetzung des 2-D Modells . . . . .	25
4.21	Lokale Koordinatenachsen $n$ und $t$ in der oberen Grenzschicht . . . . .	25
4.22	Interlaminare Spannungsverteilung in der oberen Grenzschicht . . . . .	26

4.23	normierte Normalspannung $\sigma_n/\sigma_0$ in der oberen Grenzschicht für ein isotropes Material . . . . .	26
4.24	Darstellung des untersuchten Laminats mit Harztaschenfolge . . . . .	27
4.25	Vernetzung im Bereich der letzten Harztasche . . . . .	27
4.26	Interlaminare Spannungsverteilungen $\sigma_z$ und $\tau_{xz}$ mit/ohne obere Harzschicht im Bereich der letzten Harztasche . . . . .	28
4.27	Geometrischer Aufbau des Laminats . . . . .	29
4.28	Vernetzung des globalen und lokalen Modells . . . . .	30
4.29	Orte der maximalen Spannungen $\sigma_z$ und $\sigma_{xz}$ (dritte Vernetzung) . . . . .	30
4.30	Spannungs-Dehnungskurven für die Mittelebene . . . . .	31
5.1	Gleichgewichtsbedingungen im Gurtlaminat . . . . .	33
5.2	Darstellung des Modells mit Normal- und Schubfedern . . . . .	34
5.3	Einflussbereich der Normal- und Schubfedern . . . . .	34
5.4	Vergleich der normierten Schubspannung $\tau_{xz}/\sigma_0$ . . . . .	35
5.5	Dehnungen im Shear-Lag-Modell . . . . .	35
5.6	Zonenteilung des Modells . . . . .	36
5.7	Darstellung der untersuchten Belastungsfälle . . . . .	36
5.8	Vergleich der interlaminaren Spannungen $\tau_{xz}$ und $\sigma_z$ (FE/Shear-Lag) in der oberen und unteren Harzschicht im Ply-Drop Bereich (Zug) . . . . .	37
5.9	Vergleich der interlaminaren Spannungen $\tau_{xz}$ und $\sigma_z$ (FE/Shear-Lag) in der oberen und unteren Harzschicht im Ply-Drop Bereich (Biegung) . . . . .	37
5.10	Vergleich der interlaminaren Spannungen $\tau_{xz}$ und $\sigma_z$ (FE/Shear-Lag) in der oberen und unteren Harzschicht im Ply-Drop Bereich (Zug/Biegung) . . . . .	38
5.11	Zoneneinteilung (modifiziertes Shear-Lag Modell) . . . . .	38
5.12	Vergleich der interlaminaren Spannungen $\tau_{xz}$ und $\sigma_z$ (FE/Shear-Lag/modified Shear-Lag) in der oberen und unteren Harzschicht im Ply-Drop Bereich (Zug) . . . . .	39
6.1	Aufbau des verjüngten Laminats . . . . .	40
6.2	Schematische Darstellung der Delamination in beide Seiten . . . . .	41
6.3	normierte Energiefreisetzungsrates über der Risslänge in der dünnen Sektion . . . . .	42
6.4	normierte Energiefreisetzungsrates über der Risslänge in beide Seiten . . . . .	43
6.5	Prozentualer Anteil der Komponenten $G_I$ und $G_{II}$ . . . . .	44
6.6	Spannungsverteilung . . . . .	45
6.7	Delamination in der dünnen Sektion (erster Prüfling) . . . . .	45
6.8	Delamination in der dicken Sektion (erster Prüfling) . . . . .	46
6.9	Delamination in der dünnen Sektion (zweiter Prüfling) . . . . .	46
6.10	Delamination in der dicken Sektion (dritter Prüfling) . . . . .	47
7.1	dreidimensionales FE-Modell . . . . .	49
7.2	FE-Modell bei einem Harzanteil von 50% . . . . .	51
7.3	FE-Modell mit Lagenbeschriftung . . . . .	53
7.4	Schematische Darstellung der untersuchten Lamine . . . . .	54
7.5	Interlaminare Normal- und Schubspannungsverteilung . . . . .	55
7.6	Versagenslast für nD=i für i=1,2,3 . . . . .	56
7.7	Allgemeiner Stufenabstand dd [12] . . . . .	56
7.8	Stufenabstand $dd = 0,762$ mm [12] . . . . .	57

7.9	Versagenlast beim Delaminationsbeginn . . . . .	58
9.1	Laminare aus Delaminationsversuchen (Kap.6.2) . . . . .	62
9.2	Modell ohne Harztasche . . . . .	63
9.3	Geometrie des ersten und zweiten Modells . . . . .	63
9.4	Geometrie des dritten Modells . . . . .	64
9.5	Geometrie des vierten Modells . . . . .	64
9.6	Darstellung des Flächen- und Volumemodells . . . . .	65
9.7	Anordnung der Parts im Volumenmodell . . . . .	65
9.8	Anordnung der Parts im Volumenmodell (drittes und viertes Modell) . . .	66
9.9	FE-Netz des ersten und zweiten Modells . . . . .	67
9.10	Vernetzung im Bereich der Harztasche (C3D6: rot markiert) . . . . .	68
9.11	FE-Netz des dritten Modells . . . . .	68
9.12	Shell-to-Solid-Kopplung (erstes und zweites Modell) . . . . .	69
9.13	Shell-to-Solid-Kopplung (drittes Modell) . . . . .	70
9.14	Shell-to-Solid-Kopplung (viertes Modell) . . . . .	70
9.15	Grenzsichten des ersten und zweiten Modells . . . . .	71
9.16	Grenzsichten des dritten Modells . . . . .	71
9.17	Grenzsichten des vierten Modells . . . . .	71
9.18	Kontaktbedingungen des ersten und zweiten Modells . . . . .	72
9.19	Kontaktbedingungen des dritten Modells . . . . .	72
9.20	Kontaktbedingungen des vierten Modells . . . . .	73
9.21	Lagerung und Lastmodellierung . . . . .	73
9.22	Drauf- und Seitenansicht der Connector-Elemente (rot markiert) in verjüngten Laminaten . . . . .	74
9.23	Drauf- und Seitenansicht der Connector-Elemente (rot markiert) in un- verjüngten Laminaten . . . . .	74
9.24	Last-Verschiebungskurve aus der FE-Analyse (erstes Modell) . . . . .	75
9.25	Last-Verschiebungskurve aus dem Versuch (erstes Modell)[21] . . . . .	76
9.26	Verformung in y-Richtung des ersten Modells . . . . .	77
9.27	Dehnung über Belastung aus der FE-Analyse (erstes Modell) . . . . .	78
9.28	Dehnung über Belastung (Versuch)[21] . . . . .	79
9.29	Dehnung über Belastung aus der FE-Analyse (zweites Modell) . . . . .	80
9.30	Dehnung über Belastung (Versuch) [21] . . . . .	80
9.31	Verformung des dritten Modells in y-Richtung . . . . .	81
9.32	Dehnung über Belastung aus der FE-Analyse (drittes Modell) . . . . .	81
9.33	Dehnung über Belastung (Versuch)[21] . . . . .	82
9.34	Obere Grenzsicht sichtbar machen . . . . .	83
9.35	Ply-Drop sichtbar machen . . . . .	83
9.36	Untere Grenzsicht sichtbar machen . . . . .	83
9.37	Delamination in der dünnen Sektion (erster Prüfling) . . . . .	84
9.38	Verlauf der Schadensvariable D in der oberen Grenzsicht (erstes Modell) . . .	85
9.39	Rissbildung im Ply-Drop (erstes Modell) . . . . .	85
9.40	Riss-Stopp in der dünnen Sektion (erstes Modell) . . . . .	86
9.41	Delamination in der dicken Sektion (erster Prüfling) . . . . .	87
9.42	Verlauf der Schadensvariable D in der dicken Sektion (erstes Modell) . . .	87
9.43	Delamination in der dünnen Sektion (zweiter Prüfling) . . . . .	89

---

9.44 Schadensverlauf in der dicken Sektion (zweites Modell) . . . . .	90
9.45 Schadensverlauf in der dicken Sektion (zweites Modell) . . . . .	90
9.46 Delamination in der dicken Sektion (dritter Prüfling) . . . . .	92
9.47 Schadensverlauf im Ply-Drop . . . . .	92
9.48 Schadensverlauf in der linken Haälfte (höhere Steifigkeit) . . . . .	93
9.49 Schadensverlauf in rechten Hälfte (geringere Steifigkeit) . . . . .	93
9.50 Last-Verschiebungskurve (erstes und viertes Modell) . . . . .	95
9.51 Dehnung über Belastung (erstes und viertes Modell) . . . . .	96
9.52 Schadensbeginn in der oberen Grenzschicht . . . . .	96
9.53 Rissausbreitung im vierten Modell . . . . .	97
9.54 Schadensverlauf in der dünnen Sektion zum Tie-Kontakt (viertes Modell)	97
9.55 Schadensverlauf in der oberen Grenzschicht . . . . .	98
9.56 Schadensverlauf in der unteren Grenzschicht . . . . .	98
9.57 Schadensverlauf in der unteren Grenzschicht . . . . .	99

# Tabellenverzeichnis

7.1	Wirkungsgrad in % für unterschiedliche Ply-Drop Orte . . . . .	50
7.2	Wirkungsgrad in % bei Variation des Harzanteils in der Harztasche . . . . .	51
7.3	Wirkungsgrad in % für unterschiedliche Verjüngungswinkel . . . . .	52
7.4	Wirkungsgrad in % für unterschiedliche Breiten-Dickenverhältnisse . . . . .	52
7.5	Wirkungsgrad in % für unterschiedliche Faserorientierungen . . . . .	53
7.6	Maximale Spannungswerte und Abnahmerate für $nD = 1, 2$ und $3$ . . . . .	55
7.7	Laminatkonfigurationen . . . . .	57
9.1	Materialparameter eines T300/914C-Tapes aus [21] . . . . .	66
9.2	Materialparameter der Harztasche . . . . .	66
9.3	Anzahl der Elemente . . . . .	69
9.4	Kohäsive Steifigkeitskomponenten $K_{nn}$ , $K_{ss}$ und $K_{tt}$ in $N/mm^3$ . . . . .	71
9.5	Maximalspannungen $t_n^0$ , $t_s^0$ und $t_t^0$ in MPa . . . . .	71
9.6	Spezifische Bruchenergiekomponenten $G_n^C$ , $G_s^C$ und $G_t^C$ . . . . .	71
9.7	Steigung der Last-Verschiebungskurven in $N/mm^2$ . . . . .	76
9.8	Rissbildungsbelastung in der dünnen und dicken Sektion sowie die Versagenslast in $N/mm$ . . . . .	88
9.9	Rissbildungsbelastung in der dünnen und dicken Sektion sowie die Versagenslast in $N/mm$ . . . . .	91
9.10	Rissbildungsbelastung in beiden Hälften sowie die Versagenslast in $N/mm$ . . . . .	94
9.11	Rissbildungsbelastung im ersten und vierten Modell in $N/mm$ . . . . .	99

# Abkürzungsverzeichnis

1-D	Eindimensional
2-D	Zweidimensional
3-D	Dreidimensional
BK	Bruchkriterium nach Benzeggagh-Kenane
C3D6	6-Knoten Wedge-Element
C3D8	8-Knoten Hexaeder-Element
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
FE	Finite-Elemente
FEM	Finite-Elemente-Methode
RBE	Starrkörperelement (Rigid Body Element)
S4	4-Knoten Schalenelement
SL	Shear-Lag
UD	Unidirektional
VCCT	Virtual Crack Closure Technique

# Symbolverzeichnis

$A$	Rissfläche	[mm <sup>2</sup> ]
$a, b$	Risslänge	[mm]
$D$	Schadensvariable	[-]
$da$	Rissverlängerung	[mm]
$E_{ii}$	Elastizitätsmodul mit $i = 1,2,3$	[MPa]
$F$	Knotenkraft	[N]
$G$	Energiefreisetzungsrate	$[\frac{N}{mm}]$
$G_I, G_{II}$	Energiefreisetzungsrate, Modus-I und -II	$[\frac{N}{mm}]$
$G_i^C$	Spezifische Bruchenergie mit $i = n,s,t$	$[\frac{N}{mm}]$
$G_{ij}$	Schubmodul mit $i, j = 1,2,3$	[MPa]
$h$	Einzelschichtdicke	[mm]
$h_{min}$	Laminatdicke (dünne Sektion)	[mm]
$K_{ii}$	Kohäsive Steifigkeit mit $i = n,s,t$	$[\frac{N}{mm^3}]$
$nD$	Anzahl getrennter Lagen	[-]
$t_i$	Grenzschichtspannung mit $i = n,s,t$	[MPa]
$t_i^0$	Maximalspannung mit $i = n,s,t$	[MPa]
$\bar{t}_i$	Grenzschichtspannung bei Entfestigung mit $i = n,s,t$	[MPa]
$u$	Verschiebung parallel zur x-Achse	[mm]
$v$	Verschiebung parallel zur z-Achse	[mm]
$W$	Laminatbreite	[mm]
$x, y, z$	Kartesisches Koordinatensystem	[mm]
$\sigma_{ii}$	Normalspannung mit $i = x,y,z$ bzw. $i = 1,2,3$	[MPa]
$\tau_{ij}$	Schubspannung mit $i, j = x,y,z$ bzw. $i, j = 1,2,3$	[MPa]
$\epsilon_i$	Dehnung mit $i = x,y,z$ bzw. $i = 1,2,3$	[-]

---

$\nu_{ij}$	Querkontraktionszahl mit $i, j = x, y, z$ bzw. $i, j = 1, 2, 3$	[-]
$\theta$	Orientierungswinkel	[°]
$\delta_i$	Fiktive Rissöffnung mit $i = n, s, t$	[mm]
$\eta$	Kohäsiver Materialparameter	[-]

# Kapitel 1

## Einleitung

### 1.1 Allgemeines

Die Leichtbauweise hat im Flugzeugbau einen sehr hohen Stellenwert. Die Steigerung der Effizienz ist daher ein zentraler Bestandteil der Entwicklung. Aufgrund dessen hat die Erforschung von Faserverbundwerkstoffen in der Vergangenheit stark zugenommen. Zum einen besitzen diese enormes Potential bezüglich der Gewichtseinsparung. Weitere Vorteile liegen in der hohen spezifischen Steifigkeit und Festigkeit, sowie in der Anpassungsfähigkeit der Werkstoffeigenschaften.

In Abb. 1.1 ist die zunehmende Anwendung faserverstärkter Kunststoffe im modernen Flugzeugbau deutlich erkennbar. Der CFK-Anteil liegt mittlerweile bei über 50 Prozent.

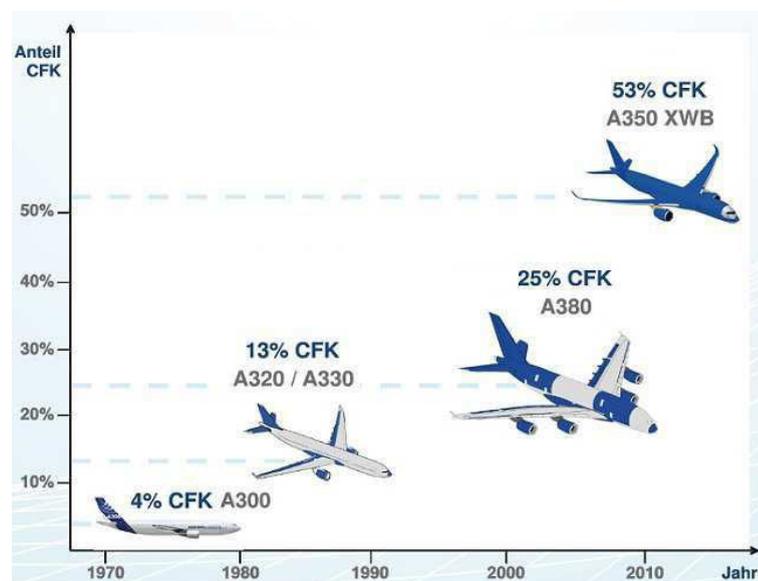


ABBILDUNG 1.1: Gewichtsanteil der CFK-Anwendung im Flugzeugbau (Quelle: Airbus)

### 1.1.1 Faserverbundwerkstoffe

In dieser Arbeit werden Faserverbundwerkstoffe betrachtet, die aus verstärkenden Fasern, sowie einer Kunststoffmatrix bestehen. Die Aufgabe der Fasern liegt in der Lastaufnahme. Die Matrix, in der die Fasern gebettet sind, ist hingegen für die Form des Werkstoffs maßgeblich.

Es gibt unterschiedliche Typen von Faserverbundwerkstoffen. In dieser Arbeit werden ausschließlich Schichtverbundwerkstoffe, die auch als Lamine bezeichnet werden, betrachtet. Diese bestehen aus laminierten Einzelschichten (Lagen). Die Faserorientierung der Einzelschichten ist unidirektional. Demzufolge sind die Fasern innerhalb einer Schicht parallel angeordnet.

### 1.1.2 Verjüngte Lamine (Ply-Drop)

Um eine möglichst hohe Ausnutzung des Materials zu erzielen, muss die Struktur dem jeweiligen Belastungsfall angepasst werden. Schon seit den 80er Jahren wird in diesem Zusammenhang das Verhalten verjüngter Lamine (Siehe Abbildung 1.2) untersucht.

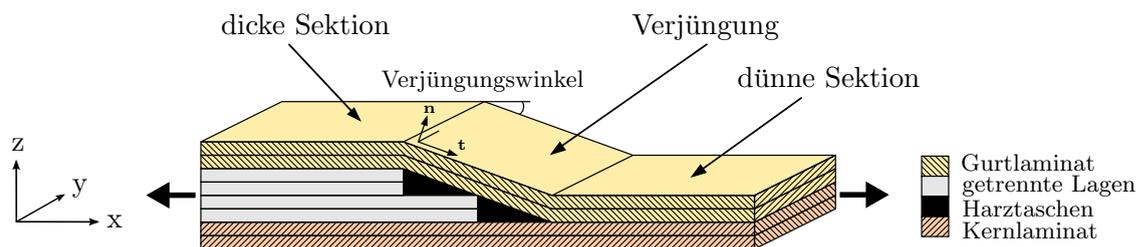


ABBILDUNG 1.2: Aufbau eines verjüngten Laminats

Eine Dickenänderung in Faserverbundwerkstoffen kann im Gegensatz zu Metallen nicht durch eine einfache Abtragung des Materials erfolgen, da dieses eine Beschädigung der Fasern zur Folge hätte. Stattdessen werden die inneren Lagen getrennt, sodass das Gurt- und Kernlaminat infolge der Verjüngung aufeinander zulaufen. Daraus ergeben sich drei Bereiche. Vor der Laminatverjüngung liegt die dicke Sektion vor. Durch das Zuschneiden der inneren Lagen, auch als Ply-Drop bezeichnet, entstehen Hohlräume, in denen sich Harz ansammelt. Hierbei spricht man von den sogenannten Harztaschen. Hinter der letzten Harztaschenspitze am Verjüngungsende beginnt die dünne Sektion.

Im Rahmen dieser Arbeit werden ausschließlich auf Zug belastete Lamine betrachtet. Diese haben eine longitudinale Konfiguration mit inneren Ply-Drops. Hierbei verlaufen die getrennten Lagen im Inneren des Laminats und sind parallel zur x-Achsenrichtung, die der Belastungsrichtung entspricht, gerichtet.

### 1.1.3 Anwendungsbereich verjüngter Lamine

Der Anwendungsbereich verjüngter Lamine ist vielseitig. Grundsätzlich bieten sich Strukturen an, in denen das Spannungsniveau an unterschiedlichen Orten stark abweicht. Durch die Variation der Laminatdicke kann eine hohe Ausnutzung des Materials erzielt werden.

Ein Beispiel für die Einsatzmöglichkeit verjüngter Lamine sind versteifte Schalenstrukturen im Flugzeugbau (Siehe Abbildung 1.3). Im Bereich der Nietung werden gewöhnlich Doppler mit der Haut verklebt. Der Einsatz von Dopplern verringert das Spannungsniveau in der Haut. Ziel ist es, eine Rissbildung in diesem Bereich zu verhindern. Besteht die Haut aus Faserverbundwerkstoffen, so kann die Funktion eines Dopplers ebenso durch eine Dickenänderung im Laminat infolge der Verjüngung übernommen werden. Im Bereich der Nietung wird daher eine höhere Dicke gewählt, was zu einem geringeren Spannungsniveau in dieser Sektion führt.

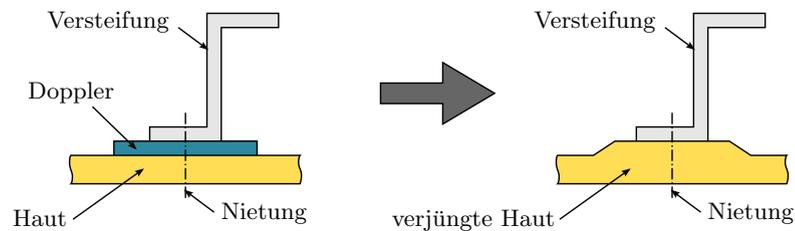


ABBILDUNG 1.3: Anwendungsbereich verjüngter Lamine

## 1.2 Ziel der Arbeit und Übersicht

Ziel der Arbeit ist es, den Einfluss von Harztaschen auf das interlaminare Versagen in Verjüngungen von Faserverbundstrukturen zu untersuchen. In diesem Zusammenhang werden zunächst die Ergebnisse und Erkenntnisse vergangener Untersuchungen in einer Literaturrecherche detailliert zusammengefasst. Diese enthält numerische und analytische Vorgehensweisen zur Ermittlung von interlaminaren Spannungen im Bereich der Harztaschen.

Des Weiteren ist das Delaminationsverhalten ein zentrales Thema, um den Versagensvorgang besser verstehen zu können. Hierfür werden die Ergebnisse numerischer Rissanalysen, sowie die Ergebnisse experimenteller Versuche vorgestellt.

Abschließend werden in der Literaturrecherche die Resultate unterschiedlicher Parameterstudien beschrieben, um einen Überblick über Vor- und Nachteile verschiedener Konfigurationen zu verschaffen.

Der zweite Teil der Arbeit beinhaltet eine numerische Schadensanalyse dreidimensionaler Modelle im Finite-Elemente-Programm ABAQUS 6.12. Das Delaminationsverhalten

wird anhand der Ergebnisse detailliert beschrieben. Die Ergebnisse werden anschließend den Resultaten experimenteller Versuche aus der Literaturrecherche gegenübergestellt. Auf dieser Grundlage soll die numerische Vorhersage der Delamination in verjüngten Laminaten qualitativ beurteilt werden.

Eine weitere Untersuchung wird an einem Laminat durchgeführt, bei welchem die Modellierung der Harztasche vernachlässigt wird (Siehe Abbildung 1.4). Die zuvor ermittelten Ergebnisse werden daraufhin zum Vergleich herangezogen. Im Vordergrund steht die Ermittlung des Harztascheneinflusses bei der Modellierung. Es soll festgestellt werden, in welchem Ausmaß sich die Vereinfachung auf die Ergebnisse auswirkt.

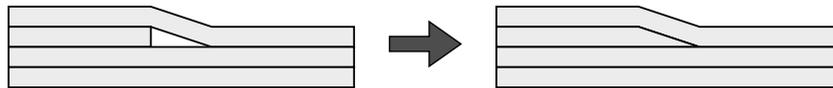


ABBILDUNG 1.4: Laminat mit Harztasche (links); Laminat ohne Harztasche (rechts)

# Kapitel 2

## Theoretische Grundlagen

### 2.1 Delamination

Interlaminare Spannungen führen in verjüngten Laminaten zu einem out-of-plane Versagen. Bei dem Versagensvorgang spricht man von einer Delamination, bei der sich zwei Laminatschichten voneinander lösen. Erfahrungsgemäß tritt der Versagensbeginn im Bereich der Harztaschen auf. Die kritischen Harz- bzw. Grenzschichten sind in Abbildung 2.1 dargestellt. In diesen ist die erste Rissbildung zu erwarten.

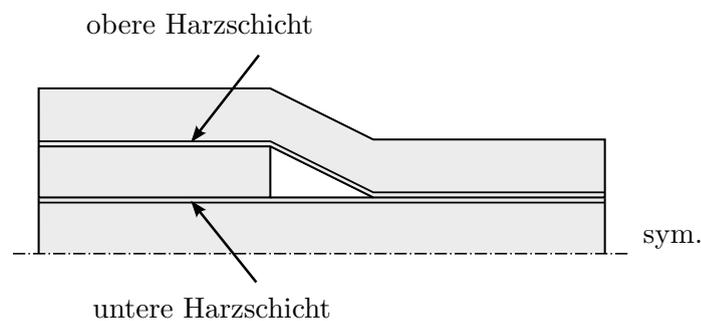


ABBILDUNG 2.1: Darstellung der kritischen Harzschichten

Eine Delamination kann entsprechend Abbildung 2.2 in drei Kategorien unterteilt werden. Modus I beschreibt einen Rissfortschritt infolge einer interlaminaren Normalspannung. Dabei führt eine Zugspannung zu einem Öffnungsverhalten. Beim zweiten und dritten Modus sind Schubbelastungen für das Delaminationsversagen verantwortlich. Es kommt zum Gleiten zweier Schichten. Die Kombination mehrerer Versagensformen wird als Mixed-Mode Delamination bezeichnet.

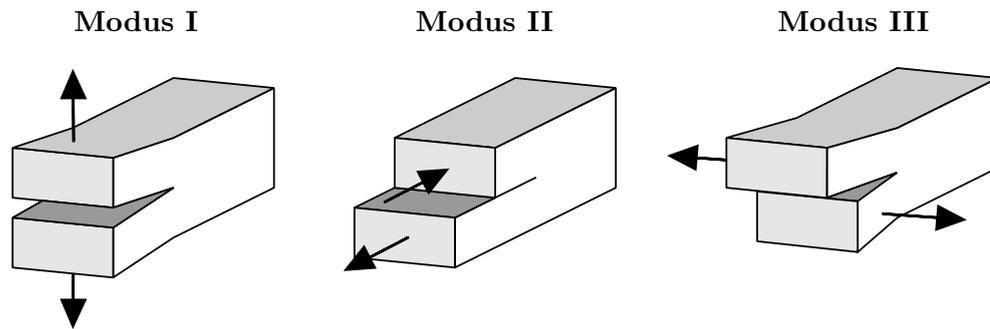


ABBILDUNG 2.2: Graphische Darstellung der Delaminationsfälle

Der dritte Modus wird im Folgenden vernachlässigt, da dessen Einfluss für hinreichend große Breiten-Dickenverhältnisse gering ist. Für zweidimensionale Probleme entfällt dieser Modus ohnehin.

### 2.1.1 Energiefreisetzungsrate

Der Beginn einer Delamination und die anschließende Rissausbreitung können anhand der Energiefreisetzungsrate  $G$  bewertet werden. Ein Risswachstum kommt zustande, wenn die Freisetzungsrate den Risswiderstand  $R$  übersteigt.

$$G \geq R \quad (2.1)$$

Es werden zwei Ansätze zur Berechnung der Energiefreisetzungsrate vorgestellt. Dazu gehören die Methode der direkten Berechnung und die VCCT-Methode.

#### 2.1.1.1 Methode der direkten Berechnung

Die Energiefreisetzungsrate  $G$  wird bei der Methode der direkten Berechnung über die Änderung der globalen Energie ermittelt. Es gilt folgende Definition:

$$G = \frac{dW - dU}{dA} \quad (2.2)$$

Bei  $dW$  und  $dU$  handelt es sich um die Änderung der Arbeit bzw. der Verformungsenergie. Die Änderung der Delaminationsfläche wird über  $dA$  beschrieben. Ebenso ist es möglich, die Energiefreisetzungsrate mit folgender Formel zu berechnen:

$$G = \frac{U_{a+da} - U_a}{da} \quad (2.3)$$

$U_{a+da}$  und  $U_a$  sind die Verformungsenergien für die Risslänge  $a + da$ , sowie  $a$ . Es muss allerdings beachtet werden, dass sich die berechnete Energiefreisetzungsrates auf die Mitte des betrachteten Intervalls zwischen  $a + da$  und  $a$  bezieht. Die Energiefreisetzungsrates gilt daher bei Verwendung der Formel 2.3 für eine Risslänge von  $a + da/2$ .

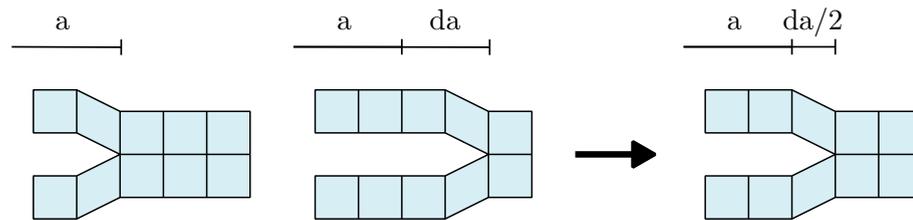


ABBILDUNG 2.3: Darstellung der Risslängen  $a$ ,  $a + da$  und  $a + da/2$

Für die Berechnung der Verformungsenergie werden die Knotenkräfte  $F_i$  und dessen Verschiebungen  $u_i$  für alle Knoten am belasteten Ende benötigt:

$$U = \frac{1}{2} \sum F_i u_i \quad (2.4)$$

Die Knotenkräfte und Verschiebungen werden mithilfe einer FE-Analyse ermittelt.

### 2.1.1.2 Virtual Crack Closure Technique (VCCT)

Die Virtual Crack Closure Technique ist eine weitere Methode, um die Energiefreisetzungsrates zu ermitteln. In Abbildung 2.4 ist eine schematische Darstellung eines FE-Modells im Bereich der Risspitze dargestellt. Das Modell besteht aus Viereck-Elementen mit quadratischen Ansatzfunktionen.

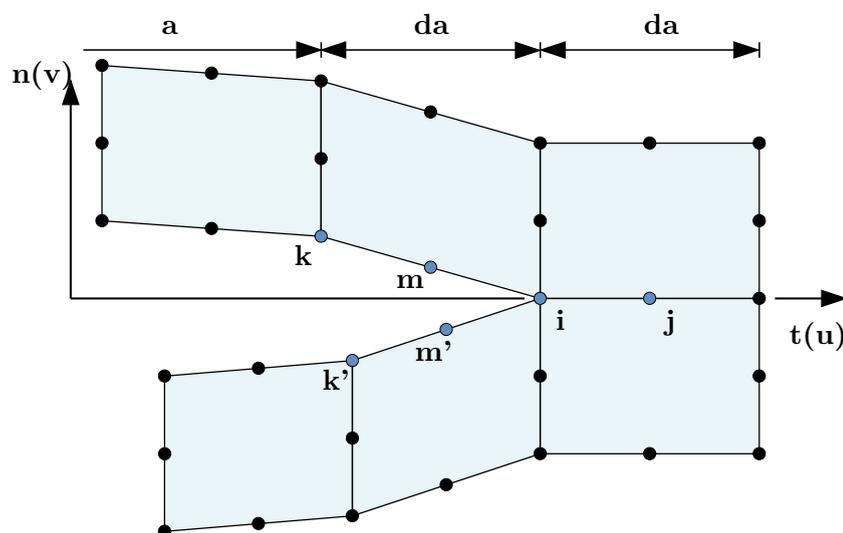


ABBILDUNG 2.4: Darstellung der Knotenpunkte in der Delaminationsspitze

Um die Energiefreisetzungsrate zu berechnen, müssen zunächst die Knotenkräfte vor und in der Risspitze, sowie die Verschiebungen im Bereich des Risses ermittelt werden.  $F_{ni}$  und  $F_{ti}$  sind Knotenkräfte in der Risspitze. Die Knotenkräfte  $F_{nj}$  und  $F_{tj}$  befinden sich vor dem Riss. Die Knotenverschiebungen  $v_k$  und  $v_m$  liegen auf der oberen Risslinie,  $v_{k'}$  und  $v_{m'}$  auf der unteren Risslinie.

Die Energiefreisetzungsrate setzt sich bei einer Zugbelastung aus den beiden Komponenten  $G_I$  und  $G_{II}$ , welche auf den ersten beiden Delaminationsfällen basieren, zusammen. Die Formeln für  $G$ ,  $G_I$  und  $G_{II}$  lauten wie folgt:

$$G = G_I + G_{II} \quad (2.5)$$

$$G_I = -\frac{1}{2da} \cdot [F_{ni} \cdot (v_k - v_{k'}) + F_{nj} \cdot (v_m - v_{m'})] \quad (2.6)$$

$$G_{II} = -\frac{1}{2da} \cdot [F_{ti} \cdot (u_k - u_{k'}) + F_{tj} \cdot (u_m - u_{m'})] \quad (2.7)$$

### 2.1.2 Schadensmodellierung

Die Anwendung „Surface-based Cohesive Behavior“ bietet in ABAQUS eine weitere Möglichkeit, ein Versagen in der Grenzschicht zu modellieren. Die Grenzschicht wird zwischen zwei Flächen über die Kontakteigenschaft „Cohesive Behavior“ definiert. Es gilt folgender linear-elastische Zusammenhang:

$$t = \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & 0 & 0 \\ 0 & K_{ss} & 0 \\ 0 & 0 & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{Bmatrix} = K \delta \quad (2.8)$$

In der Grenzschicht herrschen die Spannungen  $t_n$ ,  $t_s$  und  $t_t$ . Diese stehen in Beziehung mit der kohäsiven Steifigkeit  $K$  und einer fiktiven Rissöffnung  $\delta$ . Die Steifigkeitsmatrix setzt sich aus den Schubsteifigkeitskomponenten  $K_{ss}$  und  $K_{tt}$ , sowie der Normalsteifigkeitskomponente  $K_{nn}$  zusammen. Folglich ist das normale und tangential Verhalten der Grenzschicht nicht miteinander gekoppelt. Bei der Wahl der Steifigkeitskomponenten ist zu beachten, dass die Steifigkeit einerseits groß genug sein muss, um ein Durchdringen der Grenzflächen zu vermeiden. Andererseits kann ein zu hoher Wert zu numerischen Problemen führen.

Das Versagen lässt sich über das Bruchauslöskriterium und Bruchentwicklungsgesetz steuern. Der bilineare Zusammenhang ist in Abbildung 2.5 dargestellt. Die in der Grenzschicht herrschenden Spannungen werden über die fiktive Rissöffnung dargestellt.

Ist die kritische Spannung  $t_n^0$  ( $t_s^0, t_t^0$ ) in der Grenzschicht erreicht, beginnt die Entfestigung. Bei der kritischen Rissöffnung  $\delta_n^f$  ( $\delta_s^f, \delta_t^f$ ) können keine Spannungen übertragen werden, sodass ein realer Riss vorliegt.

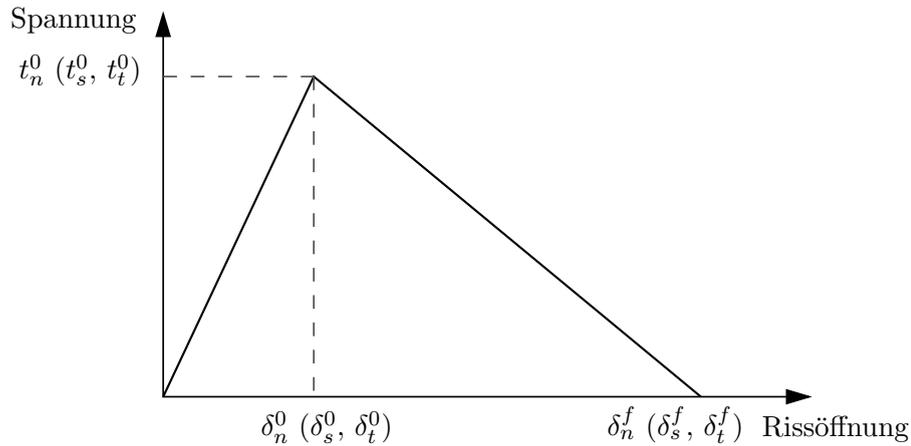


ABBILDUNG 2.5: Grenzschichtspannung über fiktiver Rissöffnung

### 2.1.2.1 Bruchauslösungskriterium

Der Schadensbeginn wird über die maximale Spannung in der Grenzschicht  $t_n^0$  ( $t_s^0, t_t^0$ ) definiert. Die Formel für das Kriterium lautet folgendermaßen:

$$\max \left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}, \frac{t_s}{t_s^0}, \frac{t_t}{t_t^0} \right\} = 1 \quad (2.9)$$

Bei einem Wert von 1 beginnt die Entfestigung der Grenzschicht. Es ist anzumerken, dass bei einer Druckspannung  $t_n$  kein Schaden möglich ist.

### 2.1.2.2 Bruchentwicklungsgesetz

Das Bruchentwicklungsgesetz beschreibt die Schadensentwicklung, nachdem das oben genannte Kriterium erfüllt wurde. Die Spannungen in der Grenzschicht sind anschließend wie folgt definiert:

$$\begin{aligned} t_n &= (1 - D)\bar{t}_n \quad \text{für } \bar{t}_n \geq 0 \\ t_s &= (1 - D)\bar{t}_s \\ t_t &= (1 - D)\bar{t}_t \end{aligned} \quad (2.10)$$

Die Variablen  $\bar{t}_n$ ,  $\bar{t}_s$  und  $\bar{t}_t$  beschreiben Kontaktspannungen, bei denen die Entfestigung unterdrückt wird. Der Spannungsvektor ist folgendermaßen definiert:

$$\bar{t} = K\delta \quad (2.11)$$

Die Steifigkeitsmatrix  $K$  entspricht der kohäsiven Steifigkeitsmatrix aus Formel 2.8.

Die Schadensvariable  $D$  ist ein Maß für die Steifigkeitsabnahme und beschreibt den Zustand der Schadensentwicklung an jedem Knotenpunkt. Der Wertebereich liegt zwischen 0 und 1. Bei einem Wert von 1 sind die Grenzflächen an der betrachteten Stelle vollständig voneinander gelöst. Die Schadensvariable wird wie folgt berechnet:

$$D = \frac{\delta f (\delta^{max} - \delta^0)}{\delta^{max} (\delta f - \delta^0)} \quad (2.12)$$

Bei  $\delta^{max}$  handelt es sich um die maximale Rissöffnung während der Simulation. Beim Erreichen der kritischen Rissöffnung  $\delta^f$  kommt es zum Versagen. In diesem Fall hat  $D$  einen Wert von 1. Die Konstante  $\delta^0$  beschreibt eine Rissöffnung, bei der die maximale Grenzspannung herrscht.

Die Schadensentwicklung wird über das Bruchkriterium nach Benzeggagh-Kenane gesteuert. Das BK-Kriterium basiert auf der dissipierten Energie, die der Fläche unterhalb der Spannungs-Öffnungskurve entspricht. Wenn die kritische Bruchenergie erreicht ist, hat die Rissöffnung ihren kritischen Wert erreicht. Die Bruchenergie  $G^C$  ist gleichbedeutend mit der Energiefreisetzungsrates und wird wie folgt berechnet:

$$G^C = G_n^C + (G_s^C - G_n^C) \left\{ \frac{G_S}{G_T} \right\}^\eta \quad (2.13)$$

mit

$$G_S = G_s + G_t \quad (2.14)$$

$$G_T = G_n + G_S \quad (2.15)$$

Bei  $\eta$  handelt es sich um einen kohäsiven Materialparameter.

## Kapitel 3

# Literaturüberblick

Dieser Teil der Arbeit befasst sich mit der Zusammenfassung unterschiedlicher Untersuchungen an verjüngten Laminaten. Dabei werden die Ergebnisse ausgewählter Arbeiten detailliert zusammengefasst. Inhaltlich können diese in zwei übergeordnete Kategorien gegliedert werden.

Die erste Kategorie umfasst die Versagensmechanismen in verjüngten Laminaten. Hierzu gehört die interlaminare Spannungsermittlung sowie die Analyse des Delaminationsverhaltens.

Um das Verhalten verjüngter Laminat besser verstehen zu können, ist die Bestimmung des interlaminaren Spannungszustandes im Bereich der Harztaschen notwendig. In diesem Zusammenhang werden die Arbeiten von He [8] und Varughese und Mukherjee [16, 17] vorgestellt. Diese befassen sich mit der interlaminaren Spannungsermittlung in den kritischen Harzschichten. Weiter haben Varughese und Mukherjee den Spannungs- und Dehnungszustand entlang der Laminatdicke im Ply-Drop Bereich untersucht. In der Arbeit von Salkepar, Raju und O'Brien [15] werden ebenso die interlaminaren Spannungen in der kritischen Harzschicht ermittelt. Anhand dieser Ergebnisse wird im späteren Verlauf die Delaminationsanalyse durchgeführt. Weiterhin wird untersucht, ob die resultierenden Spannungskonzentrationen im Bereich der Harztaschen die Folge der Materialdiskontinuität sind. Llanos und Vizzini [11] untersuchen den Einfluss der Harzschichten bei der FE-Modellierung. Dabei werden Spannungsanalysen mit und ohne Berücksichtigung dieser Schichten durchgeführt und beurteilt. Abschließend wird eine oft genutzte Methode zur Spannungsberechnung von Hoa, Daoust, Du und Vu-Khanh [9] vorgestellt. Anhand der Ergebnisse soll festgestellt werden, welche interlaminare Spannung beim Versagen kritisch ist.

Neben den zumeist genutzten FE-Analysen kann die interlaminare Spannungsverteilung

analytisch anhand von vereinfachten, physikalischen Modellen ermittelt werden. Es werden die Arbeiten von Armanios und Parnas [2], Vizzini [19] und He [8] vorgestellt.

In Laminaten führen vorwiegend interlaminare Spannungen zu einem Delaminationsversagen. Für die Ermittlung des Delaminationsverhaltens im Laminat werden der Delaminationsbeginn, sowie die anschließende Rissausbreitung simuliert [15]. In diesem Zusammenhang wird die Energiefreisetzungsrates berechnet, mit welcher das Verhalten einer Delamination beschrieben werden kann.

In der Arbeit von Wisnom, Dixon und Hill [21] wird das reale Delaminationsverhalten in verjüngten Laminaten anhand von Prüflingen untersucht. Ziel ihrer Arbeit ist es, festzustellen, ob ein Versagen die Folge der Verjüngung oder der Materialdiskontinuität ist.

Die zweite Kategorie umfasst diverse Parameterstudien. Dabei wird der Einfluss unterschiedlicher Parameter anhand von FE-Modellen untersucht und beurteilt. Folgende Autoren befassen sich in ihren Arbeiten mit diesem Thema: Daoust und Hao [3], sowie Mukherjee und Varughese [12].

## Kapitel 4

# Interlaminarer Spannungszustand

Ein zentraler Teil der Harztaschenuntersuchung liegt in der Bestimmung des interlaminaren Spannungszustandes. Hierfür bietet sich die FE-Methode an. Anhand der ermittelten Spannungen kann das Verhalten des Laminats beurteilt werden.

Zu Beginn werden die interlaminaren Spannungen in den kritischen Harzsichten untersucht. Es werden unterschiedliche Laminatkonfigurationen im Bezug auf die Harztaschenanordnung analysiert. Man unterscheidet zum einen Laminats mit einer Harztasche je Symmetriehälfte, zum anderen Laminats mit einer Harztaschenfolge, bei der mehrere Harztaschen aneinander gereiht sind (Siehe Abbildung 4.1).

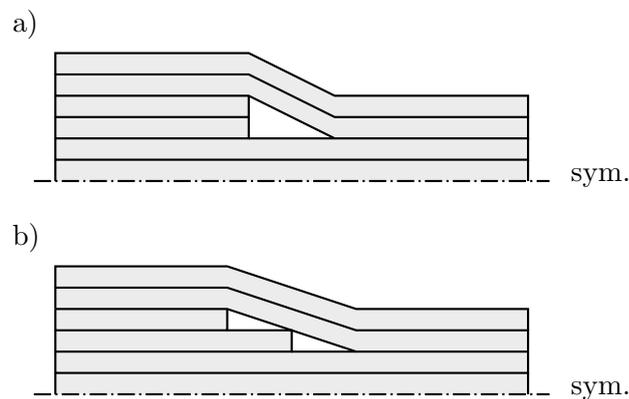


ABBILDUNG 4.1: a) Laminat mit einer Harztasche; b) Laminat mit Harztaschenfolge

### 4.1 Laminats mit einer Harztasche

In der Arbeit von He [8] wird ein symmetrisches Laminat mit einer Harztasche numerisch untersucht (Siehe Abbildung 4.2). Dabei werden die interlaminaren Spannungen in der oberen Harzsicht zwischen A, B, C und D ermittelt.

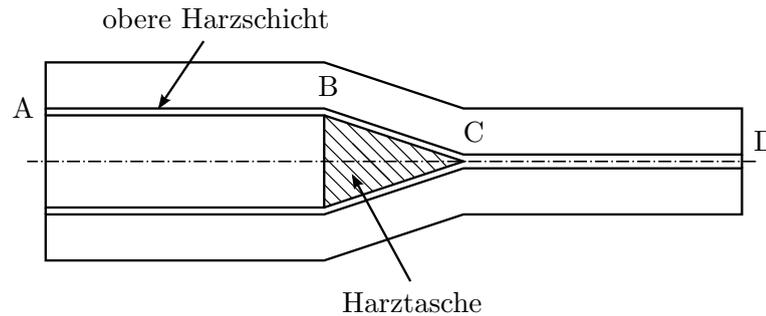


ABBILDUNG 4.2: Verjüngtes Laminat mit einer Harztasche

Das in Abbildung 4.3 dargestellte Halbmodell wird hierfür analysiert. In der dünnen Sektion wird eine gleichmäßige Zugspannung  $P = \sigma_0$  definiert. Das Laminatende der dicken Sektion wird dagegen fest eingespannt.

Die Längeneinheiten werden in Abhängigkeit von  $h$  dargestellt. Bei  $h$  handelt es sich um die Einzelschichtdicke. Die Harzschriftdicke beträgt ein Zehntel der Einzelschichtdicke. Der Verjüngungsbeginn befindet sich bei  $x = 0$ . Von dort aus verläuft die Verjüngung bis  $x = 30h$ . An dieser Stelle befindet sich die Harztaschenspitze.

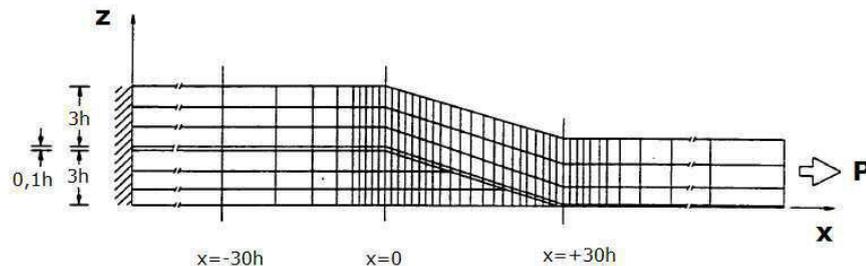
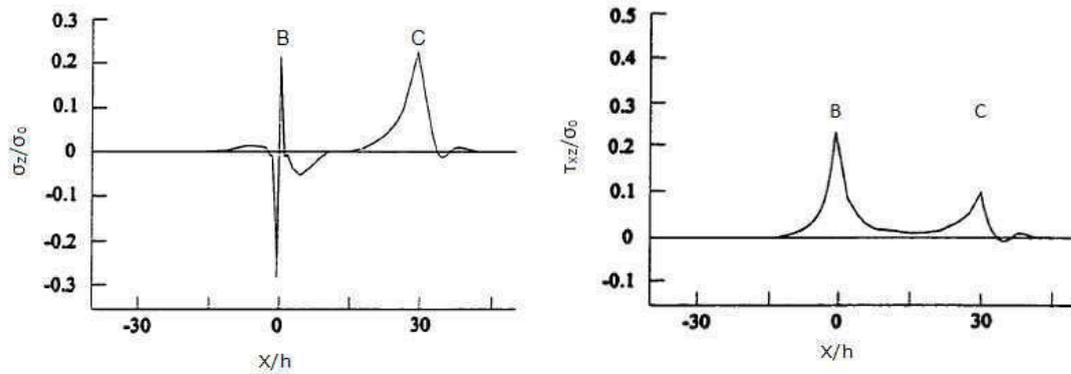


ABBILDUNG 4.3: FE-Modell des verjüngten Laminats [8]

Das Modell besteht aus quasi 3-D Elementen (Q3D) mit 8- bzw. 6-Knoten. Die auf der Lekhnitskii-Theorie basierenden Elemente werden in [8] erläutert. Die Nutzung von Q3D-Elementen hält zum einen den rechnerischen Aufwand gegenüber 3-D Elementen gering. Zum anderen wird eine ausreichende Genauigkeit der Ergebnisse erzielt.

Anschließend werden die Ergebnisse der interlaminaren Spannungen  $\sigma_z$  und  $\tau_{xz}$  für die obere Harzschrift vorgestellt. Die Spannungsverläufe sind in den Abbildungen 4.4(a) und 4.4(b) dargestellt. Bei  $\sigma_z/\sigma_0$  und  $\tau_{xz}/\sigma_0$  handelt es sich um normierte Spannungen. Dabei werden die interlaminaren Spannungen durch die eingeleitete Zugspannung  $\sigma_0$  geteilt.

Bei Betrachtung der interlaminaren Spannungen stellt man fest, dass Spannungskonzentrationen in den Punkten B und C auftreten (Siehe Abbildungen 4.4). Mit zunehmendem Abstand zu den Verjüngungsgrenzen B und C sind die Spannungen hingegen vernachlässigbar klein.


 (a) Interlaminare Normalspannung  $\sigma_z/\sigma_0$ 

 (b) Interlaminare Schubspannung  $\tau_{xz}/\sigma_0$ 

ABBILDUNG 4.4: Interlaminare Spannungsverteilung in der oberen Harzschicht [8]

Der Normalspannungsverlauf in Abbildung 4.4(a) zeigt eine in der Harztaschenspitze (C) herrschende Zugspannung. Im Ply-Drop (B) liegt dagegen ein Spannungswechsel vor. Dabei wirkt eine interlaminare Druckspannung in der dicken Sektion.

Die entgegengesetzten Spannungen in B und C können auf die Geometrie des Laminats zurückgeführt werden. Aufgrund der Verjüngung hat das Laminat bei einer Zugbelastung den Drang, sich geradestrecken bzw. durchzustrecken (Siehe Abbildung 4.5). Demzufolge wird die dicke Sektion im Ply-Drop Bereich zusammengedrückt und die dünne Sektion im Bereich der Harztaschenspitze auseinandergezogen.

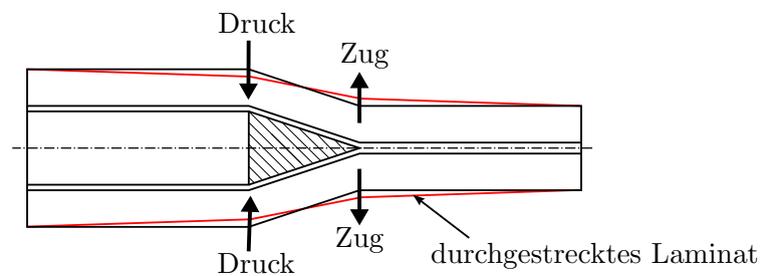


ABBILDUNG 4.5: Durchstreckungsverhalten des Laminats

In Abbildung 4.4(b) ist die interlaminare Schubspannung  $\tau_{xz}$  dargestellt. Hierbei treten Spannungskonzentrationen ebenfalls in den kritischen Stellen auf. Allerdings ist der Wert in B wesentlich größer. Das hängt mit der Materialdiskontinuität zusammen. Dadurch, dass die inneren Lagen in B getrennt sind, nehmen diese zunächst keine Last von der eingeleiteten Zugspannung  $P = \sigma_0$  auf. Über einen Schubtransfer muss das Gurtlaminat die Belastung in die Trennlagen einleiten (Siehe Abbildung 4.6). Dieser Vorgang führt zu den hohen interlaminaren Schubspannungen in B.

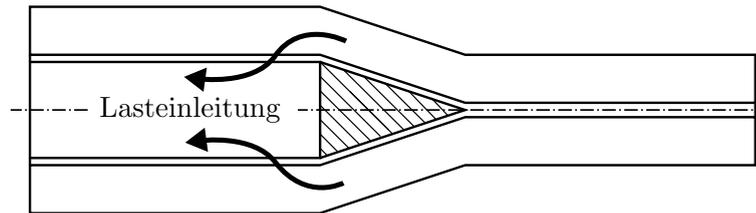


ABBILDUNG 4.6: Lasteinleitung in getrennte Lagen

Anschließend werden die Ergebnisse von Varughese und Mukherjee [16, 17] vorgestellt. Diese haben ebenfalls das Verhalten verjüngter Lamine im Bereich der Harztasche untersucht. Dabei wird ein symmetrisches sowie ein asymmetrisches Laminat analysiert (Siehe Abbildung 4.7). Obwohl das symmetrische Laminat insgesamt zwei Harztaschen enthält, fällt die Untersuchung unter diese Kategorie, da sich nur eine Harztasche in jeder Symmetriehälfte befindet. Damit haben diese keinen gegenseitigen Einfluss aufeinander.

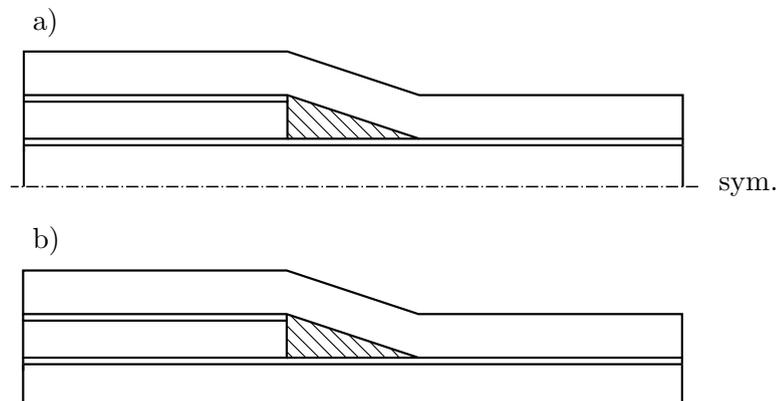


ABBILDUNG 4.7: a) symmetrisches Laminat; b) asymmetrisches Laminat

Für die Ermittlung der interlaminaren Spannungen  $\sigma_z$  und  $\tau_{xz}$  wird eine sogenannte Global-Lokal-Methode genutzt. Dabei wird zunächst ein vereinfachtes globales FE-Modell analysiert. Die Ergebnisse werden anschließend auf ein lokales Modell übertragen. Auf diese Weise kann die Rechenzeit deutlich reduziert werden. Es ist anzumerken, dass eine derartige Vereinfachung nur möglich ist, weil die interlaminaren Spannungen mit zunehmendem Abstand zur Harztasche vernachlässigbar sind. Um die Zuverlässigkeit der Global-Lokal-Methode zu überprüfen, haben Varughese und Mukherjee ihre Ergebnisse mit den Resultaten von Kemp und Johnson [10] verglichen, die ein konventionelles 3-D Modell analysiert haben.

Für die globale Analyse wird ein 1-D Modell erstellt (Siehe Abbildung 4.8). Dieses besteht aus drei Elementen mit insgesamt sieben Knoten. Hierfür muss die Laminatbreite

jedoch wesentlich größer im Vergleich zur Laminatdicke sein, sodass die Dehnung in  $y$ -Richtung vernachlässigt werden kann. Damit sind die Schubspannungen  $\tau_{xy}$  und  $\tau_{yz}$  ebenso vernachlässigbar.

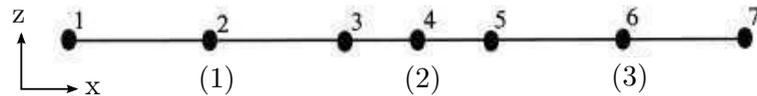


ABBILDUNG 4.8: Globales 1-D Modell aus 3 Elementen

Die ermittelten Verschiebungen des globalen Modells (1-D) werden auf die Grenzen A'A und B'B des lokalen Modells, welches in Abbildung 4.9 dargestellt ist, übertragen. Multipliziert man die Verschiebung mit der Steifigkeitsmatrix des Laminats, so erhält man die entsprechende Belastung an dem jeweiligen Ende des lokalen Modells.

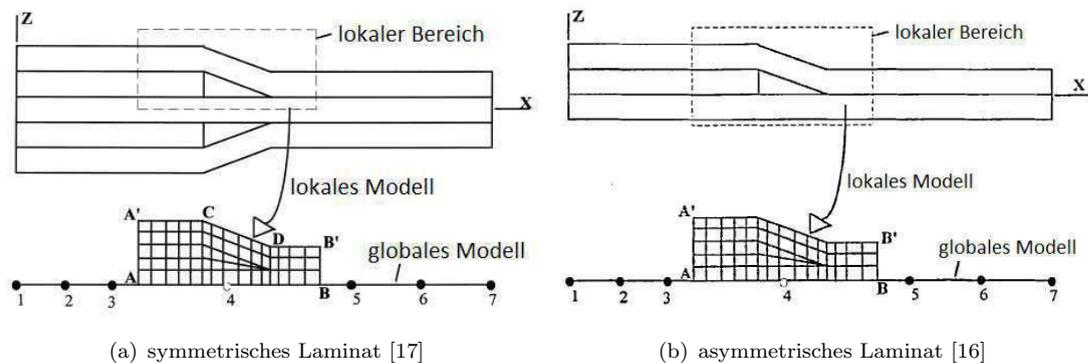


ABBILDUNG 4.9: globales und lokales Modell

In Abbildung 4.10 ist der Aufbau des untersuchten Laminats dargestellt. Das symmetrische Laminat hat in der dicken Sektion eine  $(45/-45/0/90/0_3/90/0/-45/45)_S$ -Stapelfolge. Beim asymmetrischen Laminat wird nur die Hälfte des symmetrischen Laminats betrachtet, sodass ein  $(45/-45/0/90/0_3/90/0/-45/45)$ -Schichtaufbau in der dicken Sektion vorliegt.

Zu Beginn werden die interlaminaren Spannungen  $\sigma_z$  und  $\tau_{xz}$  in den kritischen Harzschichten ermittelt. Diese sind in Abbildung 4.11 dargestellt. Die obere Harzschicht liegt bei  $z = 0,908$  mm und endet im Ply-Drop. Die untere Harzschicht verläuft über die gesamte Länge des lokalen Modells auf einer Höhe von  $z = 0,514$  mm.

In den Ergebnisdarstellungen werden die interlaminaren Spannungen durch  $\sigma_z/(10^6 \epsilon_{applied})$  bzw.  $\tau_{xz}/(10^6 \epsilon_{applied})$  ausgedrückt. Bei  $\epsilon_{applied}$  handelt es sich um die am lokalen Modell aufgebrauchte Dehnung. Diese wurde aus dem globalen Modell ermittelt.

In den nachfolgenden Abbildungen sind zudem jeweils zwei Kurvenverläufe dargestellt.

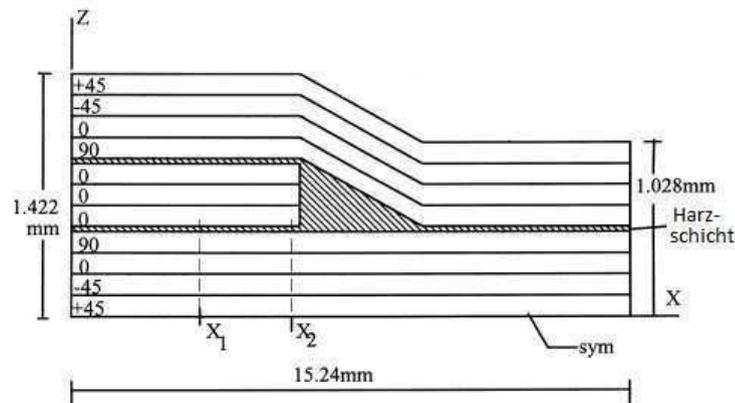
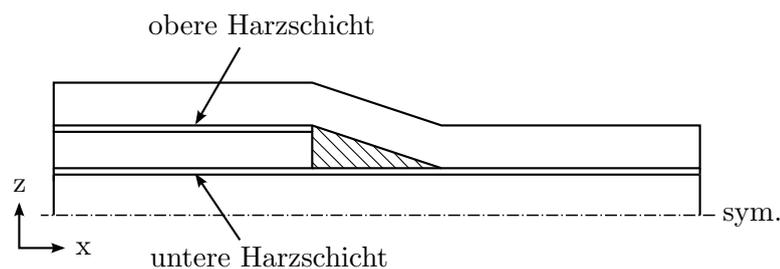


ABBILDUNG 4.10: Laminataufbau des sym. Laminats [17]


 ABBILDUNG 4.11: obere Harzschicht bei  $z = 0,908$  mm; untere Harzschicht bei  $z = 0,515$  mm

Um das Global-Lokal-Modell auf seine Genauigkeit zu überprüfen, haben Varughese und Mukherjee ihre Ergebnisse mit den Ergebnissen von Kemp und Johnson [10] verglichen.

Zunächst werden die im symmetrischen Laminat herrschenden Spannungen betrachtet. Grundsätzlich kann festgehalten werden, dass die Kurvenverläufe beider Arbeiten qualitativ vergleichbar sind. Die Global-Lokal-Methode liefert damit einen hinreichend genauen Normalspannungszustand.

Der Normalspannungsverlauf in den Harzschichten (Siehe Abbildung 4.12) entspricht den Ergebnissen der vorherigen Untersuchung, in der die Spannungen in der oberen Schicht ermittelt wurden. Außerhalb der Harztaschen nehmen die Spannungen kontinuierlich ab. Im Bereich der Harztasche treten hingegen Spannungskonzentrationen in der Harztaschenspitze und im Ply-Drop auf. In der dünnen Sektion herrscht eine Zugspannung in der unteren Schicht (Siehe Abbildung 4.12(a)), während in der dicken Sektion eine Druckspannung auf die obere und untere Harzschicht (Siehe Abbildung 4.12(a) und 4.12(b)) wirkt. Dieser Spannungszustand ist, wie zuvor beschrieben, auf die Verjüngung des Laminats zurückzuführen. Verjüngte Lamine neigen dazu, sich unter Zugbelastungen durchzustrecken.

Es sei nochmals erwähnt, dass die interlaminaren Spannungen in der oberen Harzschicht lediglich bis zum Ply-Drop ( $x \approx 10$  mm) dargestellt werden können, da diese Schicht nur bis zu diesem Bereich modelliert wurde.

Der Vergleich der oberen und unteren Harzschicht zeigt, dass die Druckspannungen auf der Oberseite der getrennten Lagen mit  $\sigma_z/(10^6 \epsilon_{applied}) = -0,022 \text{ N/mm}^2$  deutlich größer sind als auf der Unterseite ( $\sigma_z/(10^6 \epsilon_{applied}) = -0,01 \text{ N/mm}^2$ ). Dieser Zustand war zu erwarten, weil das Zusammendrücken der dicken Sektion vom Gurtlaminat eingeleitet wird.

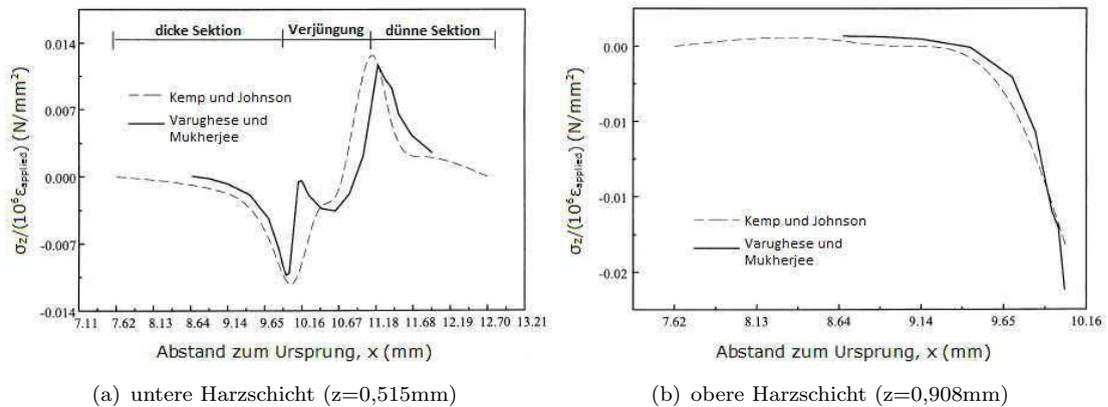


ABBILDUNG 4.12: normierte Normalspannung  $\sigma_z/(10^6 \epsilon_{applied})$  (sym. Laminat)[17]

In Abbildung 4.13 sind lediglich die Ergebnisse von Varughese und Mukherjee für das asymmetrische Laminat dargestellt. Die Kurvenverläufe stimmen mit den zuvor beschriebenen Ergebnissen überein. In der Harztaschenspitze herrschen interlaminare Zugspannungen. In der dicken Sektion wirkt eine interlaminare Druckspannung. Dabei ist die Spannung in der oberen Schicht höher. Allerdings unterscheiden sich die Werte in diesem Fall nur unwesentlich.

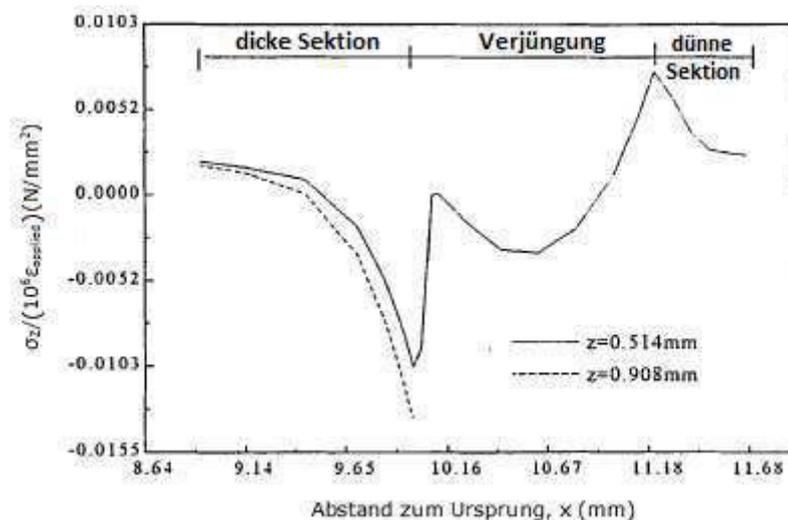


ABBILDUNG 4.13: normierte Normalspannung  $\sigma_z/(10^6 \epsilon_{applied})$  in der unteren Harzschicht ( $z = 0,515 \text{ mm}$ ) und oberen Harzschicht ( $z = 0,908 \text{ mm}$ ) (asym. Laminat)[16]

Anschließend werden die Schubspannungen in der oberen und unteren Harzschicht betrachtet. In Abbildung 4.14(a) ist der Schubspannungsverlauf  $\tau_{xz}/\epsilon_{applied}$  des symmetrischen Modells dargestellt. Die Abbildung 4.14(b) zeigt den Verlauf im asymmetrischen Modell.

Beide Laminat liefern vergleichbare Ergebnisse. Der Ply-Drop Bereich ist im Hinblick auf einer interlaminaren Schubspannung kritisch. Dort treten aufgrund des Lasttransfers hohe Schubspannungen in der oberen und unteren Harzschicht auf, weil die Last vom Gurt- und Kernlaminat über die Schichten in die getrennten Lagen eingeleitet wird. In der Harztaschenspitze herrschen ebenfalls erhöhte Schubspannungen. Allerdings sind die Spannungswerte zum einen geringer, zum anderen haben die Spannungskurven einen weicherer Verlauf.

Die Ergebnisse beider Arbeiten liefern qualitativ vergleichbare Ergebnisse. Allerdings unterscheiden sich die Schubspannungen in der oberen Schicht deutlich voneinander. Dies kann auf die Skalierungsmuster der Vernetzungen zurückgeführt werden. Ist die Skalierung zu gering, so können starke Spannungsanstiege nur ungenau bestimmt werden.

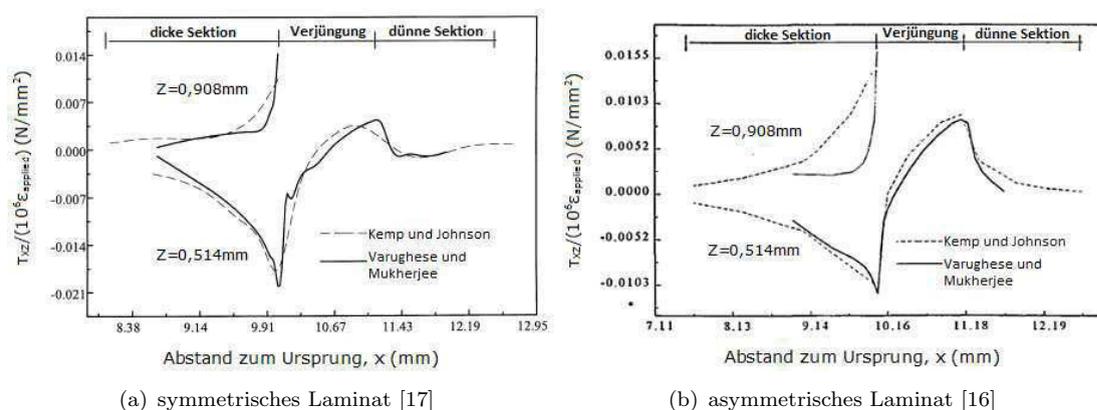


ABBILDUNG 4.14: normierte Schubspannung  $\tau_{xz}/\epsilon_{applied}$  in der unteren Harzschicht ( $z = 0,515\text{mm}$ ) und oberen Harzschicht ( $z = 0,908\text{mm}$ )

Im Folgenden werden die interlaminaren Schubspannungen in Dickenrichtung an den Stellen  $X_1$  und  $X_2$  betrachtet.  $X_2$  befindet sich unmittelbar vor dem Ply-Drop (Siehe Abbildung 4.10).  $X_1$  liegt mit einem größeren Abstand zum Ply-Drop in der dicken Sektion.

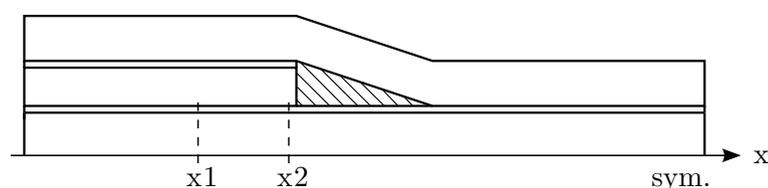


ABBILDUNG 4.15: Stellen  $X_1$  und  $X_2$  für die Spannungsermittlung in Dickenrichtung

Der Schubspannungsverlauf des symmetrischen und asymmetrischen Laminats ist in Abbildung 4.16(a) bzw. 4.16(b) dargestellt. Im Ply-Drop Bereich ( $X_2$ ) treten hohe Schubspannungen in den Harzschnichten auf. Da die getrennten Lagen im Ply-Drop keine Belastung aufnehmen, wird die Last vom Gurt- und Kernlaminat in diese eingeleitet. Dies führt zu einem starken Spannungsanstieg in den Harzschnichten. Auf der Oberseite herrschen positive und auf der Unterseite negative Spannungen.

Im symmetrischen Laminat sind die Spannungen in der unteren Schicht wesentlich größer (Siehe Abbildung 4.16(a)). Dies kann mit der Kraftumleitung im Gurtlaminat zusammenhängen. Aufgrund der Verjüngung verläuft die Kraft im Gurtlaminat nicht axial, sodass ein wesentlich größerer Lasttransfer über die untere Schicht erfolgt. Dagegen liefert das asymmetrische Laminat in Abbildung 4.16(b) ähnliche Werte in beiden Schichten. Durch die Asymmetrie entstehen Biegeverformungen, wodurch die untere Harzschnicht bezüglich des Lasttransfers entlastet wird.

Mit zunehmendem Abstand zur Harztasche nehmen die Schubspannungen, wie bereits bekannt, stetig ab, sodass ein weicherer Kurvenverlauf in  $X_1$  vorliegt.

Die Kurvenverläufe beider Arbeiten stimmen qualitativ überein. Allerdings unterscheiden sich die Werte deutlich voneinander. Varughese und Mukherjee begründen dies mit dem unterschiedlichen Skalierungsmuster der Modelle.

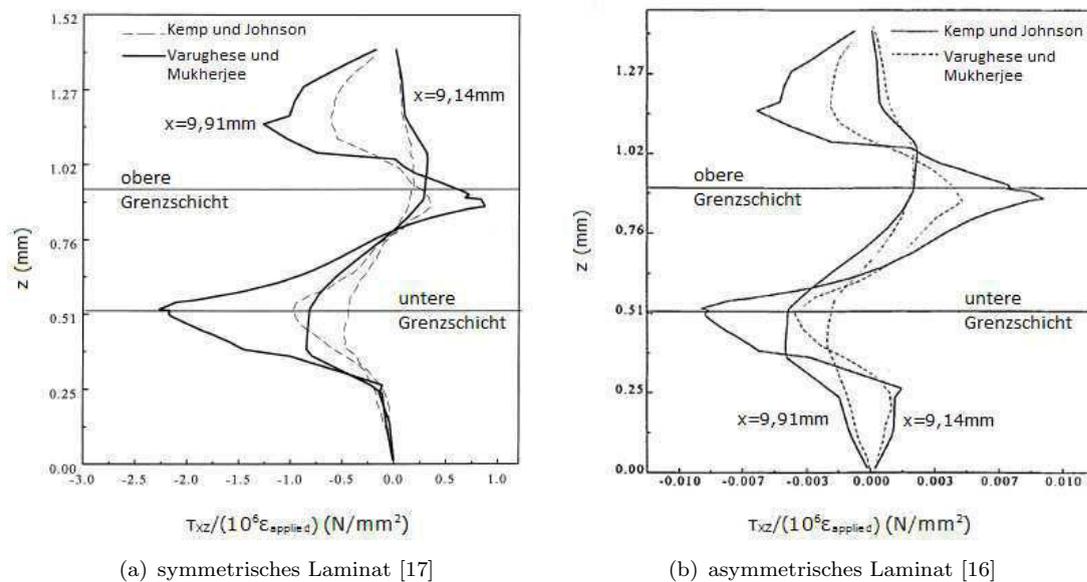


ABBILDUNG 4.16: normierte Schubspannung  $\tau_{xz}/(10^6 \epsilon_{\text{applied}})$  entlang der Dicke für  $X_1 = 9,14\text{ mm}$  und  $X_2 = 9,91\text{ mm}$

Anschließend wird das Dehnungsverhalten in den untersuchten Laminaten hinzugezogen. In Abbildung 4.17 ist die normierte Dehnung  $\epsilon_x/(10^6 \epsilon_{\text{applied}})$  entlang der Dicke an den Stellen  $X_1$  und  $X_2$  dargestellt.

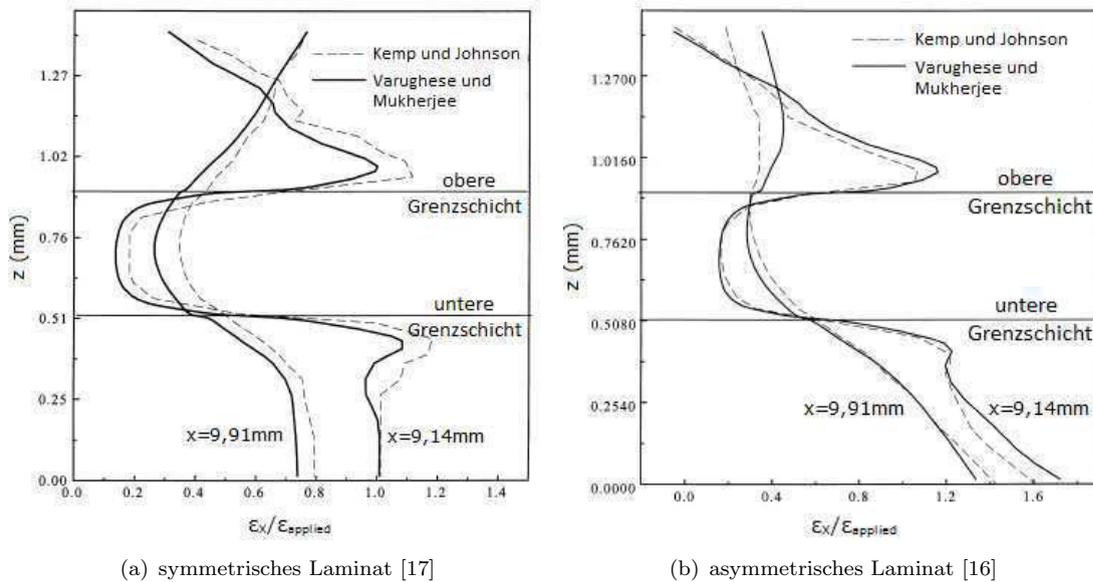


ABBILDUNG 4.17: normierte Dehnung  $\epsilon_x / (10^6 \epsilon_{applied})$  entlang der Dicke für  $X_1 = 9,14 \text{ mm}$  und  $X_2 = 9,91 \text{ mm}$

Im symmetrischen Laminat (Siehe Abbildung 4.17(a)) hat die Dehnung  $\epsilon_x$  ihr Minimum in den getrennten Lagen. Im Bereich der Harztasche ( $X_2$ ) sind die Dehnungen besonders gering. Ober- und unterhalb der getrennten Lagen sind die Dehnungen hingegen wesentlich größer. Das Gurt- und Kernlaminat nehmen demzufolge nahezu die gesamte Belastung am Verjüngungsbeginn auf. In der Nähe der Harzschichten sind die Dehnungen maximal. Mit zunehmendem Abstand zur Harztasche ( $X_1$ ) ist die Differenz der Dehnungen zwischen den getrennten Lagen und Gurt- bzw. Kernlaminat geringer. Die Dehnungskurve hat einen wesentlich weicheren Verlauf. Dennoch ist die Dehnung in den getrennten Lagen weiterhin am geringsten. In den Harzschichten sinkt der Wert, während die Dehnung in den getrennten Lagen steigt. Das liegt an der Lasteinleitung, die über die Harzschichten eingeleitet wird. Weiterhin ist auffällig, dass die Dehnung bei  $X_2$  im Kernlaminat größer ist als im Gurtlaminat. Dieses Erkenntnis kann auf die Verjüngung zurückgeführt werden. Die Laminatschicht unterhalb der Harztasche verläuft über die gesamte Länge horizontal. Die obere Schicht ist hingegen geneigt und hat damit eine geringere relative Steifigkeit.

Der Dehnungszustand in den getrennten Lagen und den Harzschichten des asymmetrischen Laminats (Abbildung 4.17(b)) ist mit dem symmetrischen Laminat vergleichbar. Im Gurt- und Kernlaminat ist hingegen ein anderer Verlauf erkennbar, was auf die Biegung, verursacht durch die Asymmetrie, zurückgeführt werden kann. Mit zunehmendem Abstand zur Mittelfläche nehmen die Dehnungen im Vergleich zur Abbildung 4.17(a) im Gurtlaminat ab und im Kernlaminat zu. Folglich sind die Dehnungen im unteren Bereich des Laminats am größten. Allerdings ist die kritische Stelle weiterhin in den

Harzschichten im Bereich der Harztasche zu erwarten, da der Dehnungsgradient nach wie vor in den Harzschichten am größten ist.

Die in diesem Kapitel vorgestellten Untersuchungen haben ergeben, dass die Harzschichten ober- bzw. unterhalb der getrennten Lagen kritisch sind. In diesen treten erhöhte interlaminare Spannungen auf.

Zusammenfassend kann zudem festgehalten werden, dass die Global-Lokal-Methode sinnvolle Ergebnisse liefert. Die Ergebnisse der interlaminaren Spannungen und der Dehnungen sind für beide Arbeiten qualitativ vergleichbar gewesen.

Der Vergleich des symmetrischen und asymmetrischen Laminats hat gezeigt, dass sich die Ergebnisse bezüglich des Spannungszustandes nur geringfügig unterscheiden, obwohl die Asymmetrie zu einer Zug-Biege-Kopplung führt.

## 4.2 Laminat mit einer Harztaschenfolge

In der Arbeit von Salkepar, Raju und O'Brien [15] wird ein symmetrisches Laminat mit einer Harztaschenfolge von drei aneinandergereihten Harztaschen untersucht (Siehe Abbildung 4.18). Dabei werden die interlaminaren Spannungen in der oberen Grenzschicht auf der Verbindungslinie zwischen A, B, C und D ermittelt.

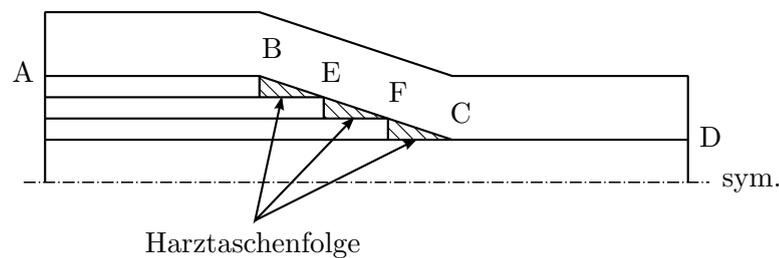


ABBILDUNG 4.18: Verjüngtes Laminat mit Harztaschenfolge

Der Aufbau des untersuchten Laminats ist in Abbildung 4.19 dargestellt. Die dicke und dünne Sektion sowie die Verjüngung sind in gleichmäßige Abschnitte geteilt. Die Konstante  $h$  beschreibt die Dicke der Einzelschichten.

Am Ende der dicken Sektion wirkt eine gleichmäßige Zugspannung, während das dünne Ende fest eingespannt wird.

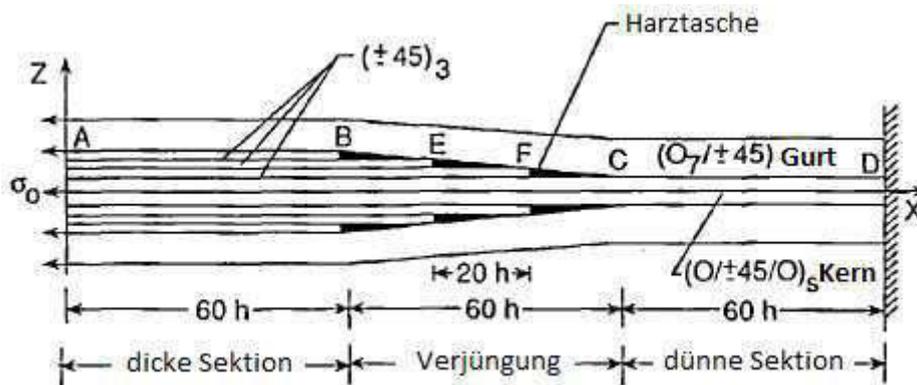


ABBILDUNG 4.19: Aufbau des untersuchten Laminats [15]

Die Vernetzung des Modells ist in Abbildung 4.20 dargestellt. Das 2-D Modell besteht überwiegend aus 8-Knoten Elementen mit quadratischen Ansatzfunktionen. Es werden lediglich die Spitzen der Harztaschen mit 6-Knoten Elemente vernetzt. Im Bereich der Harztaschen liegt eine feinere Vernetzung vor, um an diesen Stellen möglichst genaue Ergebnisse zu erhalten.

Die in der oberen Grenzschicht herrschenden interlaminaren Spannungen werden in den lokalen Koordinatenachsen betrachtet. Gemäß der Abbildung 4.21 verläuft die  $t$ -Achse entlang der Grenzschicht. Die  $n$ -Achse beschreibt die Normale der Grenzschicht.

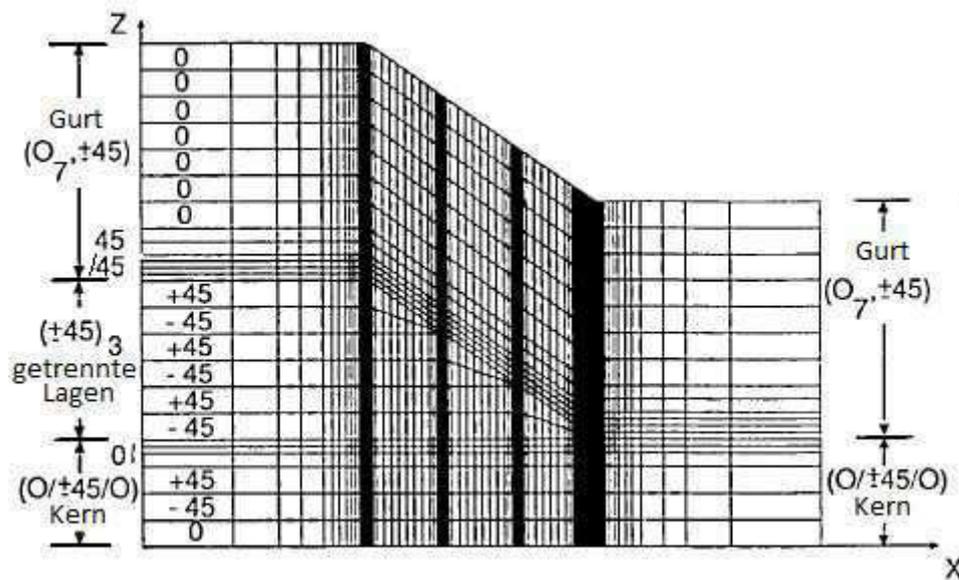
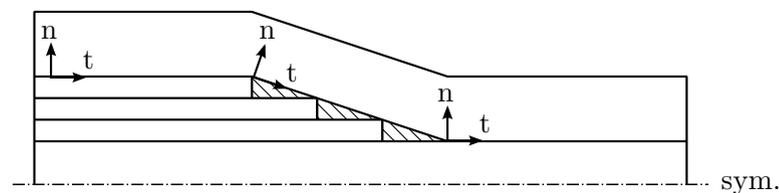


ABBILDUNG 4.20: Vernetzung des zweidimensionalen Modells [15]


 ABBILDUNG 4.21: Lokale Koordinatenachsen  $n$  und  $t$  in der oberen Grenzschicht

Im Folgenden werden die Ergebnisse der Untersuchung vorgestellt. Die interlaminaren Spannungen  $\sigma_n$  und  $\tau_{nt}$  werden in Form von normierten Spannungen dargestellt. In Abbildung 4.22(a) ist die normierte Normalspannung  $\sigma_n/\sigma_0$  abgebildet. Der interlaminare Schubspannungsverlauf für  $\tau_{nt}/\sigma_0$  wird in Abbildung 4.22(b) beschrieben.

In beiden Abbildungen treten Spannungskonzentrationen in den Punkten B, E, F und C auf. In diesen Punkten befinden sich die Harztaschenspitzen bzw. Ply-Drops.

Die größte interlaminare Normalspannung herrscht in der Harztaschenspitze im Punkt C (Siehe Abbildung 4.22(a)). Es handelt sich um eine Zugspannung. In der dicken Sektion (B) wirkt dagegen eine interlaminare Druckspannung. Die entgegengesetzten Spannungen können auf die Geometrie des Laminats zurückgeführt werden. Aufgrund der Verjüngung hat das Laminat bei einer Zugbelastung den Drang sich zu geradezubiegen. Demzufolge wird die dicke Sektion zusammengedrückt und die dünne Sektion auseinandergezogen. In den Punkten B, E und F ist weiterhin auffällig, dass große Spannungswechsel in diesen herrschen.

Der Schubspannungsverlauf zeigt ebenso hohe Spannungskonzentrationen in den kritischen Punkten. Im Gegensatz zu den Normalspannungen sind die Schubspannungen in den Punkten B, E und F wesentlich größer als in C.

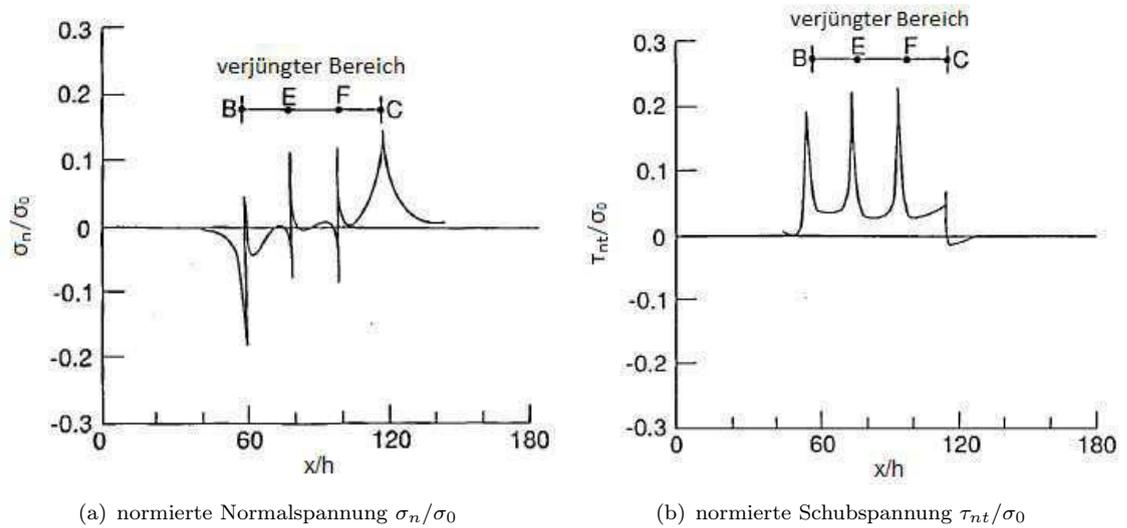
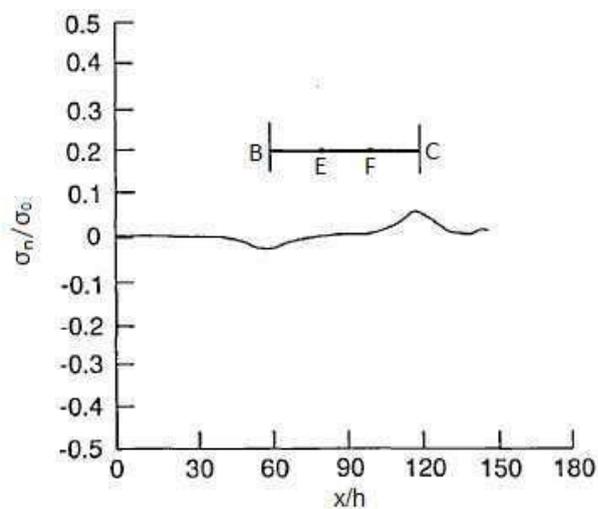


ABBILDUNG 4.22: Interlaminare Spannungsverteilung in der oberen Grenzschicht [15]

Die Autoren vermuten, dass die Spannungssingularitäten eine Folge der Materialdiskontinuität in den Punkten B, E, F und C sind. Um diese Annahme zu bestätigen, wird eine weitere Analyse durchgeführt, in der ein isotropes Material dem Laminat zugewiesen wird. In Abbildung 4.23 sind die Ergebnisse der Analyse dargestellt. In den Punkten B und C liegt anschließend ein wesentlich weicherer Spannungsverlauf vor. Dennoch bleibt das Verhalten des Geradebiegens erhalten. Es herrscht weiterhin eine Zugspannung in C, während B auf Druck beansprucht wird. Auffällig ist, dass die Spannungswechsel in den Punkten B, E und F entfallen sind. Daher kann man festhalten, dass die Annahme bezüglich der Materialdiskontinuität für diese Untersuchung zutrifft.


 ABBILDUNG 4.23: normierte Normalspannung  $\sigma_n/\sigma_0$  in der oberen Grenzschicht für ein isotropes Material [15]

### 4.3 Einfluss der Harzsichten

In der Arbeit von Llanos und Vizzini [11] wird der Einfluss der Harzsichtmodellierung analysiert. Hierfür werden zwei Modelle erstellt. Das erste Modell wird mit den kritischen Harzsichten modelliert. Das zweite Modell wird ohne Harzsichten modelliert. Bei Vernachlässigung dieser werden im Modell die Grenzschicht mit den Eigenschaften der angrenzenden Laminatschicht versehen. Auf diese Weise wird die Gesamtdicke des Laminats beibehalten. Das untersuchte Laminat ist in der Abbildung 4.24 dargestellt. Es ist um die Mittelebene symmetrisch aufgebaut und besitzt eine Harztaschenfolge von drei Harztaschen. Untersucht werden die beiden Stapelfolgen  $(0_4/\pm 45_3/\pm 45_2)_S$  und  $(\pm 45_2/\pm 45_3/0_4)_S$  in der dicken Sektion.

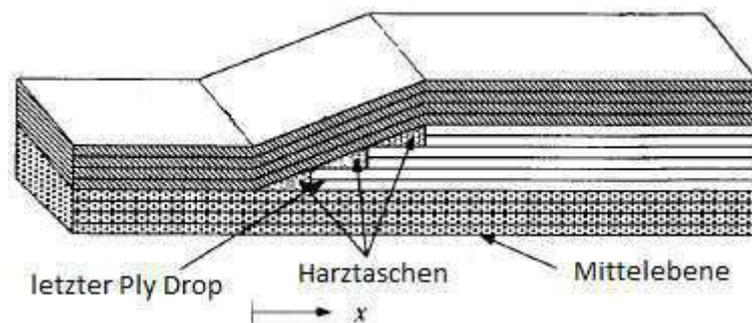


ABBILDUNG 4.24: Darstellung des untersuchten Laminats mit Harztaschenfolge [11]

Das FE-Modell wird über dreidimensionale Solid-Elemente erstellt. Verwendet werden 8-Knoten und 6-Knoten Elemente. Die Vernetzung im Bereich der Harztaschen ist in der Abbildung 4.25 dargestellt.

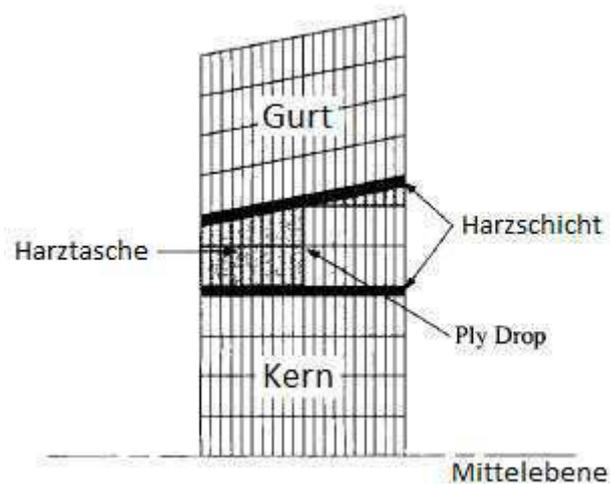


ABBILDUNG 4.25: Vernetzung im Bereich der letzten Harztasche [11]

Das Modell wird in der dicken Sektion fest eingespannt. In der dünnen Sektion wird eine gleichmäßige Verschiebung definiert. Im Folgenden werden die interlaminaren Spannungen im Bereich der letzten Harztasche betrachtet. Die letzte Harztaschenspitze befindet sich bei  $x/h = 0$ . Die Konstante  $h$  ist als Einzelschichtdicke definiert. Bei  $x/h = 13,3$  befindet sich der Ply-Drop Bereich der letzten Harztasche. Erfahrungsgemäß tritt in dem genannten Intervall die erste Delamination auf.

Die Ergebnisse sind im Folgenden skaliert. Hierfür wurde die mittlere Zugspannung  $\sigma_x$ , die im Querschnitt am Ende der dünnen Sektion wirkt, auf einen Wert von 1,0 MPa skaliert.

Aus den Ergebnissen folgt, dass die untere Harzschicht keinen Einfluss auf die Spannungsverteilung hat und damit vernachlässigbar ist. Die obere Schicht liefert hingegen unterschiedliche Ergebnisse für beide Stapelfolgen (Siehe Abbildung 4.26(a) und 4.26(b)). Es treten Spannungsspitzen für  $\sigma_z$  und  $\tau_{xz}$  im Ply-Drop bei  $x/h = 13,3$  auf. Diese sind zunächst negativ. Bei Vernachlässigung der Harzschicht verlagert sich jedoch der Spannungsverlauf von  $\sigma_z$  und  $\tau_{xz}$  in beiden Abbildungen in den positiven Bereich, sodass bei  $x/h = 13,3$  anschließend die geringsten Spannungen auftreten. Die genannten Beobachtungen treffen auf beide Stapelfolgen zu. Es ist daher notwendig, die Zwischenschicht bei der Modellierung des Laminats zu berücksichtigen, um einen möglichst fehlerfreien Spannungszustand zu erhalten.

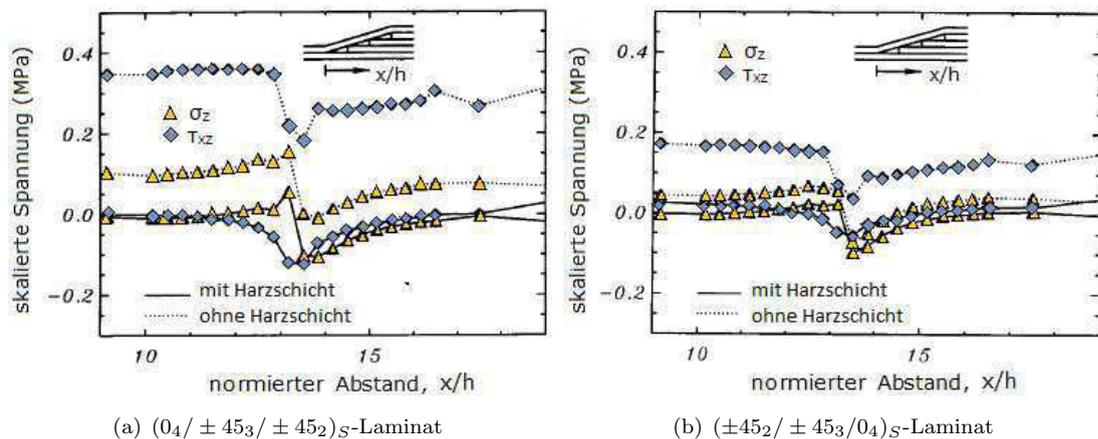


ABBILDUNG 4.26: Interlaminare Spannungsverteilungen  $\sigma_z$  und  $\tau_{xz}$  mit/ohne obere Harzschicht im Bereich der letzten Harztasche [11]

#### 4.4 Ermittlung der kritischen interlaminaren Spannung

Anschließend wird die Arbeit von Hoa, Daoust, Du und Vu-Khanh [9] vorgestellt. Ziel ihrer Arbeit ist es, herauszufinden, welche interlaminare Spannung bezüglich einer Delamination hauptverantwortlich ist.

Es wird ein verjüngtes Laminat mit insgesamt acht Harztaschen untersucht (Siehe Abbildung 4.27). Das Modell ist um beide Achsen symmetrisch aufgebaut, weshalb nur ein Viertelmodell im Weiteren betrachtet wird.

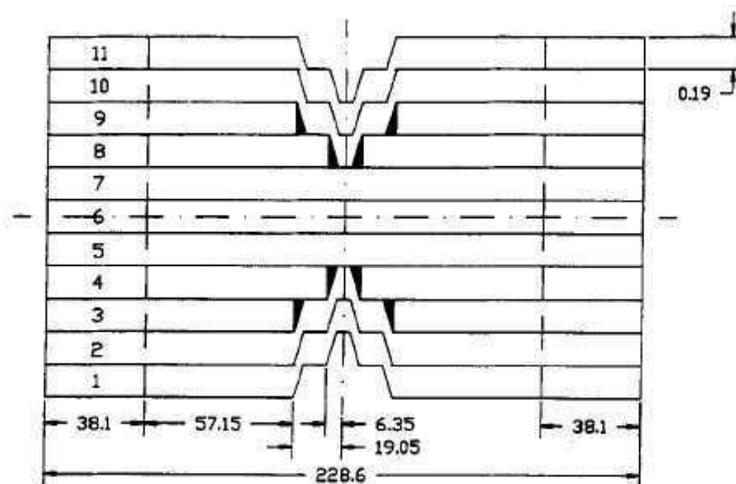


ABBILDUNG 4.27: Geometrischer Aufbau des Laminats [9]

Das Modell wird zunächst grob über 3D-Elemente vernetzt. Aus dem globalen Modell wird anschließend ein lokales Modell erstellt. Hierfür wird der Bereich um die Harztasche ausgeschnitten und das Netz verfeinert (Siehe Abbildung 4.28). Die Randbedingungen ergeben sich aus der Berechnung des ersten Modells. Folglich werden die ermittelten Knotenverschiebungen für das neue Modell übernommen. Mit einer Interpolation der vorhandenen Verschiebungen erhält man die fehlenden Knotenverschiebungen. Die Erstellung des dritten Modells erfolgt analog dazu. Auf diese Weise kann der Harztaschenbereich fein modelliert werden, ohne die Rechenzeit wesentlich zu erhöhen. Eine feinere Vernetzung ermöglicht zudem eine präzisere Berechnung der Spannungskonzentrationen.

Betrachtet wird eine Belastung auf Zug. Nach der ersten Netzverfeinerung des Modells steigen die maximalen Werte für das interlaminare Schubspannungsverhältnis  $\tau_{xz}/\sigma_0$  von 0,17 auf 0,33. Eine weitere Erhöhung der Diskretisierung liefert einen Wert von 0,42. Infolge einer Netzverfeinerung ergeben sich für das Normalspannungsverhältnis  $\sigma_z/\sigma_0$  folgende Werte: 0,14, 0,16 und 0,31. In Abbildung 4.29 sind die Bereiche dargestellt, in denen die maximalen interlaminaren Spannungen auftreten.

Im Folgenden wird untersucht, welche der beiden Spannungen für die Delamination hauptverantwortlich ist. In realen Versuchen werden hierfür die Spannungen ermittelt,

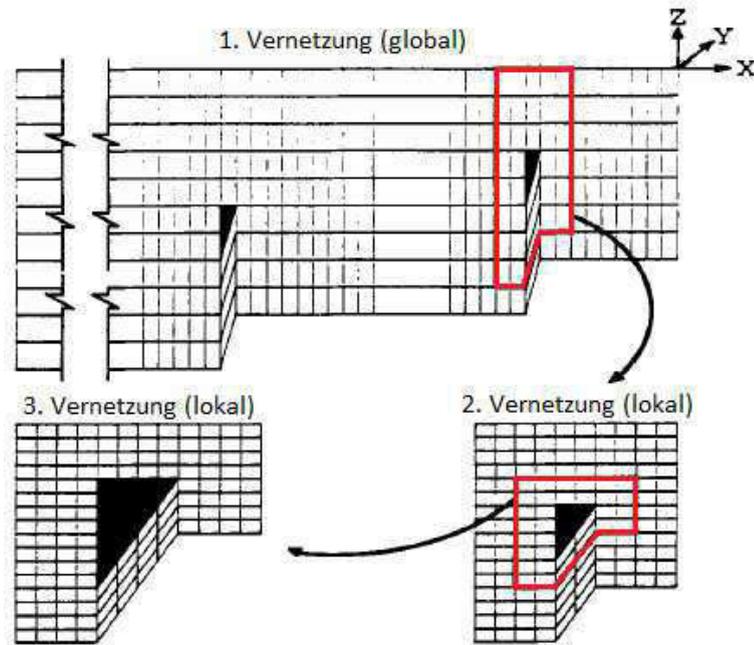


ABBILDUNG 4.28: Vernetzung des globalen und lokalen Modells [9]

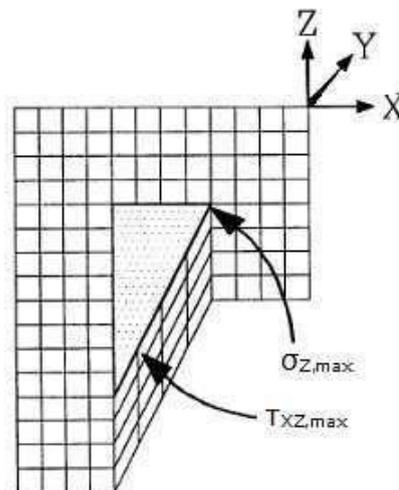


ABBILDUNG 4.29: Orte der maximalen Spannungen  $\sigma_z$  und  $\sigma_{xz}$  (dritte Vernetzung) [9]

die beim Delaminationsbeginn im Laminat herrschen. Diese Spannungen werden hinterher mit den einheitslosen Faktoren  $\sigma_z/\sigma_0$  bzw.  $\tau_{xz}/\sigma_0$  aus der FE-Berechnung multipliziert. Ein Vergleich mit den Festigkeitswerten gibt anschließend Auskunft bezüglich der kritischen Spannung.

Bei den Prüflingen handelt es sich um auf Zug belastete Laminat, welche der Geometrie des FE-Modells ähneln. Während der Zugversuche wird der Beginn der Delamination anhand von hörbaren Bruchgeräuschen bestimmt. Die Ergebnisse können der Abbildung 4.30 entnommen werden.

Die Delamination tritt im Bereich von etwa 140 bis 240 MPa in der dünnen Sektion in

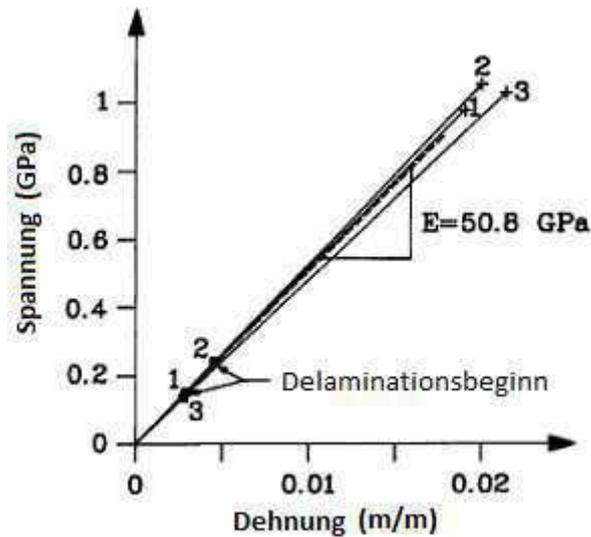


ABBILDUNG 4.30: Spannungs-Dehnungskurven für die Mittelebene [9]

der Mittelebene auf. Sie hat jedoch keinen allzu großen Einfluss auf die Festigkeit des Laminats, da keine Änderung in der Steigung im weiteren Verlauf zu erkennen ist. Dieses Erkenntnis kann mit der Orientierung der Fasern begründet werden, die in Belastungsrichtung angeordnet sind. Die einzelnen Lagen sind daher in der Lage weiterhin die volle Belastung aufzunehmen.

In der dicken Sektion liegt die Spannung bei 89,09 bis 152,7 MPa. Demnach lautet die Schubspannung  $\tau_{xz}$  zur Zeit der Delamination für die feinste Diskretisierung, bei welcher der Faktor  $\tau_{xz}/\sigma_0$  einen Wert von 0,42 hat, folgendermaßen:

$$\text{Min: } 89,09 \text{ MPa} \cdot 0,42 = 37,4 \text{ MPa}$$

$$\text{Max: } 152,7 \text{ MPa} \cdot 0,42 = 64,1 \text{ MPa}$$

Da die Schubfestigkeit 47 MPa beträgt, kann die interlaminare Schubspannung durchaus eine Delamination verursachen. Für die interlaminare Normalspannung  $\sigma_z$  ergeben sich folgende Werte:

$$\text{Min: } 89,09 \text{ MPa} \cdot 0,31 = 27,6 \text{ MPa}$$

$$\text{Max: } 152,7 \text{ MPa} \cdot 0,31 = 47,3 \text{ MPa}$$

Ebenso liegt die Normalspannung  $\sigma_z$  oberhalb der Zugfestigkeit von 27 MPa. Da die beiden interlaminaren Spannungen  $\sigma_z$  und  $\tau_{xz}$  die jeweiligen Festigkeitswerte überschreiten, kann nicht zweifelsfrei beurteilt werden, welche Spannung letztendlich für das Versagen des Laminats hauptverantwortlich ist. Dennoch kann man festhalten, dass die Delamination anhand der Ergebnisse grundsätzlich von beiden interlaminaren Spannungen beeinflusst wird.

## Kapitel 5

# Analytische Spannungsermittlung

Anschließend werden einige Arbeiten vorgestellt, die sich mit der analytischen Ermittlung der Spannungen in verjüngten Laminaten befassen. Ziel ist es, festzustellen, inwiefern sich die analytischen Ergebnisse von den numerischen unterscheiden.

Armanios und Parnas [2] haben ein vereinfachtes Modell entwickelt, um die interlamina- ren Normal- und Schubspannungen in der oberen Grenzschicht zu ermitteln. Gemäß Abbildung 5.1 wird zunächst ein Gleichgewicht im Gurtlaminat im verjüngten Bereich erstellt. Das Gurtlaminat wird dabei als Balken angenommen.

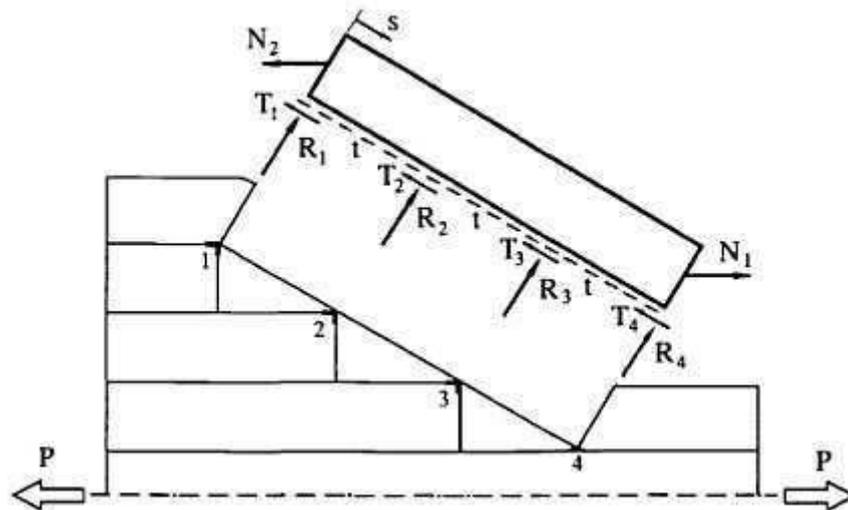


ABBILDUNG 5.1: Gleichgewichtsbedingungen im Gurtlaminat [2]

Die Harztaschen nehmen überwiegend Schubspannungen auf. Über Schubfedern ( $G$ ) werden diese in das Modell eingebunden (Siehe Abbildung 5.2). Bei  $G$  handelt es sich um die Schubsteifigkeit des Harzmaterials. Der Einfluss der getrennten Lagen auf das Gurtlaminat wird über Normalfedern ( $k_i$ ), sowie Schubfedern ( $g_i$ ) berücksichtigt.

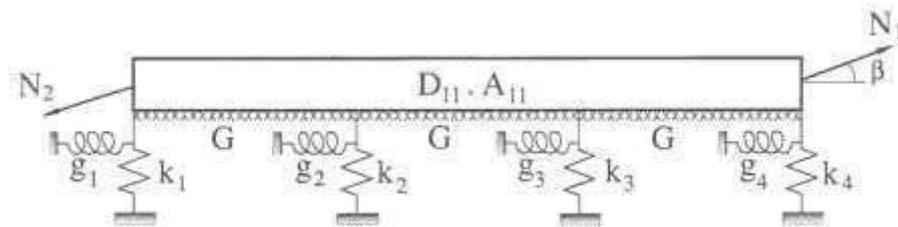


ABBILDUNG 5.2: Darstellung des Modells mit Normal- und Schubfedern [2]

Die beiden Federelemente  $k_i$  und  $g_i$  lassen sich wie folgt berechnen:

$$k_i = \frac{AE_{33}}{L_i} \quad (5.1)$$

$$g_i = \frac{AG_{13}}{L_i} \quad (5.2)$$

Für die Ermittlung der effektiven Kontaktfläche  $A$  wird die Kontaktlänge  $l_k$  benötigt (Siehe Abbildung 5.3). Diese beschreibt den Kontakt zwischen den getrennten Lagen und dem Gurtlaminat.  $L_i$  ist der Abstand vom Kontakt zur Mittellinie.  $G_{13}$  und  $E_{33}$  sind die Schub- bzw. Normalsteifigkeiten der getrennten Lagen.

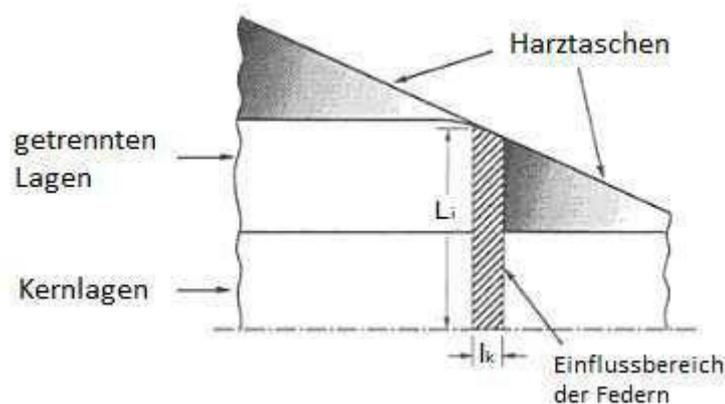
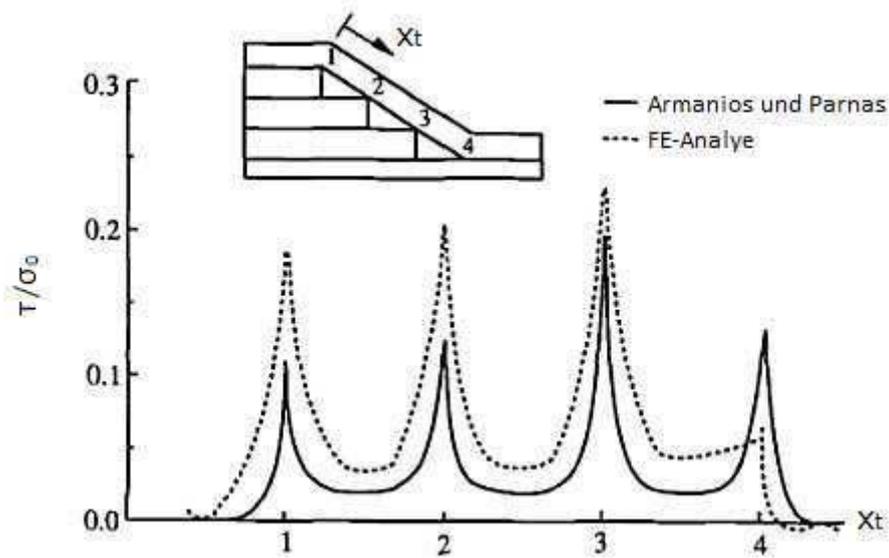


ABBILDUNG 5.3: Einflussbereich der Normal- und Schubfedern [2]

Die interlaminaren Spannungen werden anschließend mit dem Prinzip vom Minimum der potenziellen Energie bestimmt. Die Auswertung der Ergebnisse zeigt, dass die Schubspannungen mit den FE-Resultaten aus [15] vergleichbar sind (Siehe Abbildung 5.4). Für die Ermittlung der interlaminaren Normalspannungen ist diese Methode hingegen nicht geeignet.

In der Arbeit von Vizzini [19] wird eine weitere analytische Methode zur Berechnung von interlaminaren Spannungen vorgestellt. Hierfür wird ein sogenanntes Shear-Lag Modell genutzt. Ziel dieser Methode ist es, den Lasttransfer im Ply-Drop Bereich korrekt zu beschreiben. Darauf basierend werden die interlaminaren Spannungen in der oberen und


 ABBILDUNG 5.4: Vergleich der normierten Schubspannung  $\tau_{xz}/\sigma_0$  [2]

unteren Harzschicht berechnet. Die in der Abbildung 5.5 dargestellten Faserschichten 1, 3 und 5 sind elastisch und nehmen ausschließlich Zugspannungen auf. Die Verformungen sind entsprechend der Abbildung konstant. Bei der zweiten und vierten Harzschicht handelt es sich um Schubschichten. In diesen ist die Verformung linear.

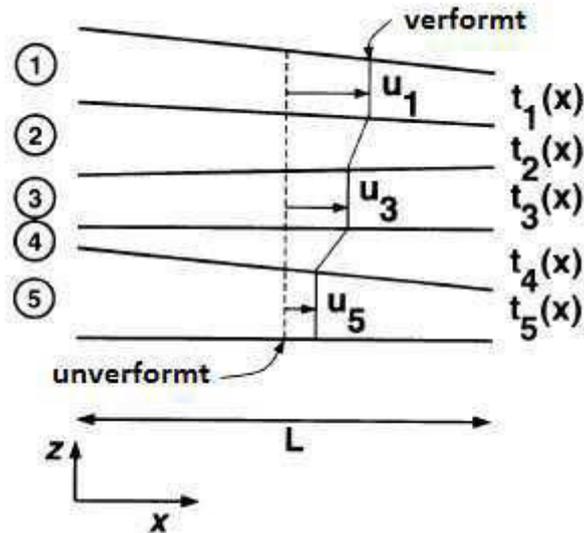


ABBILDUNG 5.5: Dehnungen im Shear-Lag-Modell [19]

Um die Spannungen in der Harztasche zu berechnen, wird der umliegende Bereich gemäß Abbildung 5.6 in drei Zonen geteilt. Die obere und untere Lage tragen dabei die Normalspannungen, während die Matrix Schubspannungen aufnimmt. In der zweiten Zone liegt eine starre Matrix vor, die keine Schubspannung trägt. In der dritten Zone hat die mittlere Schicht eine Dicke von 0 mm. Die Berechnung der interlaminaren Spannungen über Kräftegleichgewichte in den einzelnen Schichten wird in [19] beschrieben.

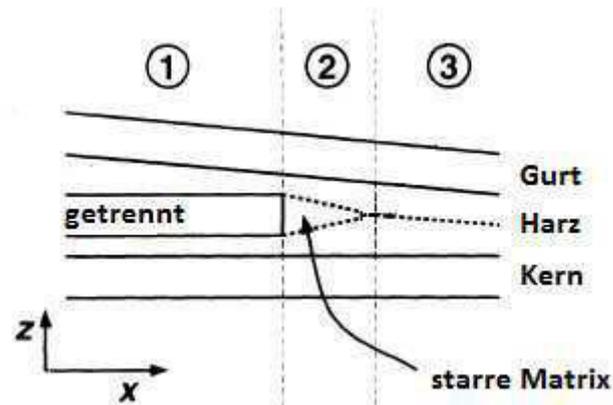


ABBILDUNG 5.6: Zonenteilung des Modells [19]

Um die Ereignisse der Shear-Lag Methode bewerten zu können, werden die interlaminaren Spannungen mit den Ergebnissen einer FE-Analyse verglichen. In der Abbildung 5.7 sind drei Belastungsfälle dargestellt, die von Armanios und Parnas untersucht und mithilfe der FE-Methode auf ihre Genauigkeit beurteilt wurden.

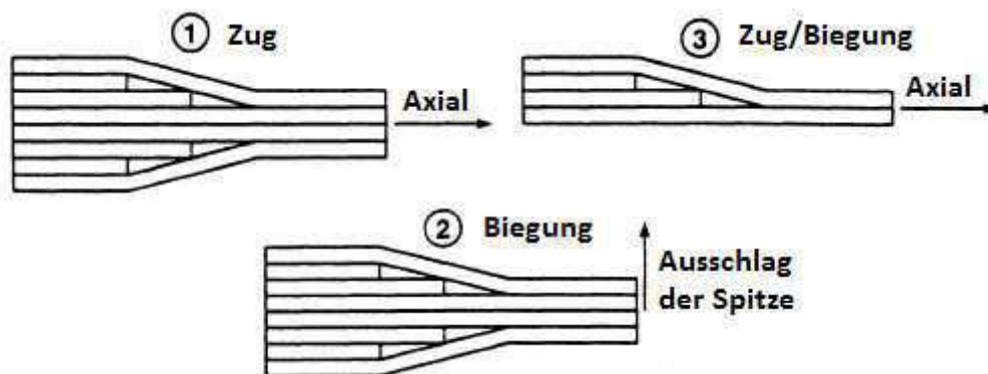


ABBILDUNG 5.7: Darstellung der untersuchten Belastungsfälle [19]

Zu Beginn wird der erste Fall betrachtet, in dem ein symmetrisches Laminat auf Zug belastet wird. In den Abbildungen 5.8(a) und 5.8(b) werden die interlaminaren Normal- und Schubspannungen der FE-Analyse und der Shear-Lag Methode miteinander verglichen. Die Kurven haben qualitativ denselben Verlauf. Allerdings liefert das Shear-Lag Modell zu hohe Schubspannungen im Ply-Drop bei  $x = 0$  (Siehe Abbildung 5.8(a)).

Bei Betrachtung der interlaminaren Spannungen infolge einer reinen Biegebeanspruchung gelangt das Shear-Lag Modell offensichtlich an seine Grenzen. In den Abbildungen 5.9(a) und 5.9(b) weichen die Ergebnisse stark voneinander ab.

In den Abbildungen 5.10(a) und 5.10(b) sind die interlaminaren Spannungen im Ply-Drop Bereich für das asymmetrische Laminat dargestellt. Die Ergebnisse zeigen in diesem

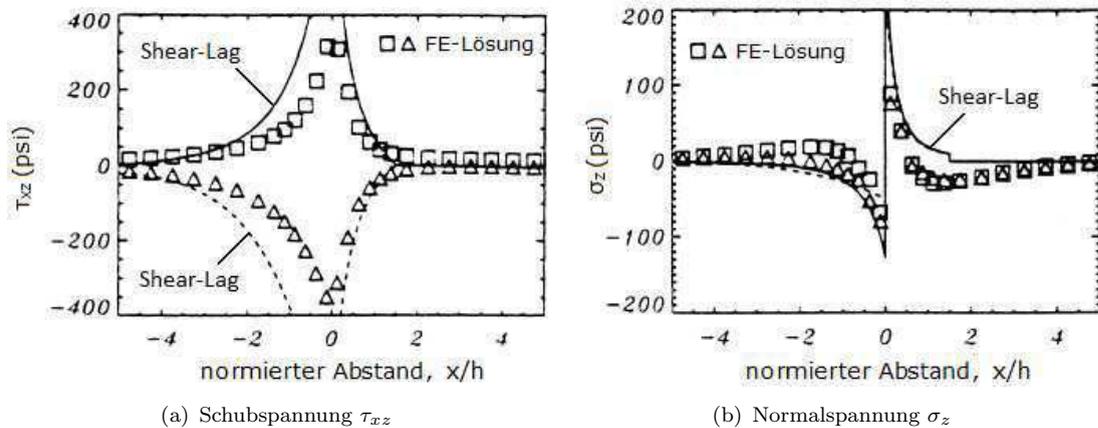


ABBILDUNG 5.8: Vergleich der interlaminaren Spannungen  $\tau_{xz}$  und  $\sigma_z$  (FE/Shear-Lag) in der oberen und unteren Harzschicht im Ply-Drop Bereich (Zug) [19]

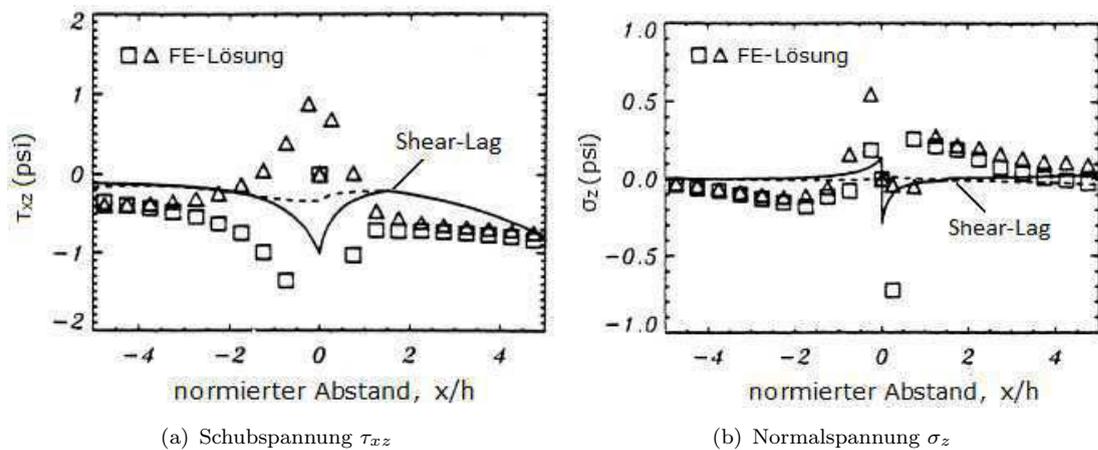


ABBILDUNG 5.9: Vergleich der interlaminaren Spannungen  $\tau_{xz}$  und  $\sigma_z$  (FE/Shear-Lag) in der oberen und unteren Harzschicht im Ply-Drop Bereich (Biegung) [19]

Fall wiederum eine gute Übereinstimmung. Wie bei der reinen Zugbelastung, treten allerdings auch in diesem Fall bei  $x = 0$  Spannungsspitzen im Shear-Lag Modell auf.

Die Ergebnisse zeigen, dass das Shear-Lag Modell den Lasttransfer gut wiedergibt. Die interlaminaren Spannungen sind mit den Ergebnissen der FE-Analyse vergleichbar. Dies gilt sowohl für eine reine Zugbelastung als auch für eine Zug-Biege-Kopplung. Allerdings eignet sich diese Methode nicht für eine reine Biegebelastung.

Das Shear-Lag Modell wird von He in seiner Arbeit [8] modifiziert. Die Faser- und Harzschichten nehmen sowohl Zug- als auch Schubspannungen auf. Dementsprechend wird die Berechnung der Spannungen folglich aufwendiger.

He unterteilt das Laminat in zwei Zonen (Abbildung 5.11). In der ersten Zone haben vier Schichten eine konstante Dicke. Einzig die vierte Schicht hat eine variable Dicke.

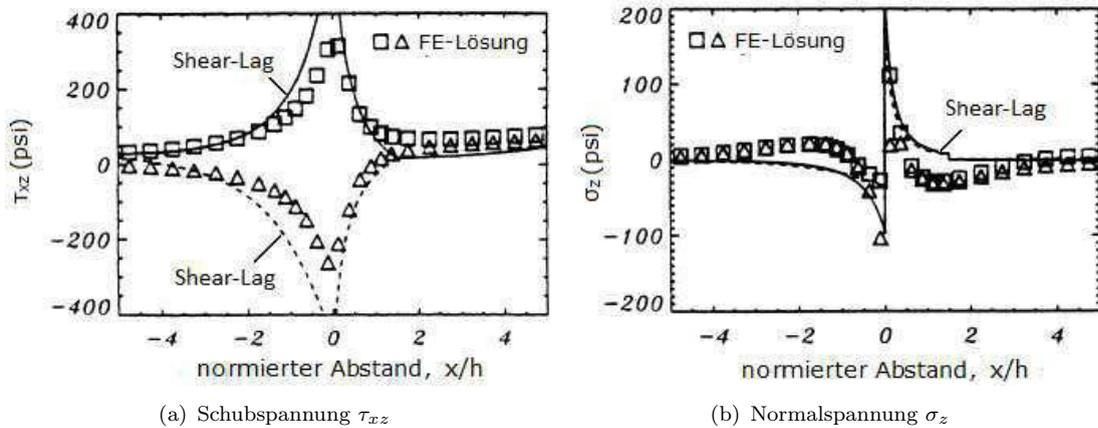


ABBILDUNG 5.10: Vergleich der interlaminaren Spannungen  $\tau_{xz}$  und  $\sigma_z$  (FE/Shear-Lag) in der oberen und unteren Harzschicht im Ply-Drop Bereich (Zug/Biegung) [19]

Zudem ist ausschließlich die oberste Schicht geneigt. In der zweiten Zone sind die oberen beiden Schichten geneigt. Die dritte Schicht hat eine variable Dicke.

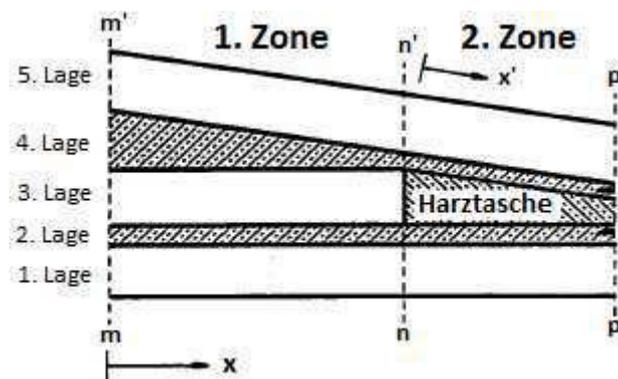


ABBILDUNG 5.11: Zoneneinteilung (modifiziertes Shear-Lag Modell) [8]

Die Aufstellung der Gleichgewichtsbedingungen und die anschließende Berechnung der interlaminaren Spannungen ist in Hes Arbeit [8] ausführlich beschrieben.

Im Folgenden werden die ermittelten Ergebnisse betrachtet. In den Abbildungen 5.12(a) und 5.12(b) sind die interlaminaren Spannungen für eine Zugbelastung dargestellt. Der Vergleich beider Shear-Lag Modelle und der FE-Analyse zeigt, dass das modifizierte Modell von He bessere Ergebnisse liefert. Damit wird der Lasttransfer im Ply-Drop mit der modifizierten Methode nochmals besser beschrieben. Allerdings ist das Modell laut He ebenfalls nicht in der Lage, gute Ergebnisse für transversale Belastungen zu ermitteln.

Zusammenfassend kann man festhalten, dass beide Shear-Lag Modelle im Stande sind, die Transfermechanismen im Ply-Drop zu beschreiben. Die Spannungsverläufe unterscheiden sich bei Zugbelastungen und Zug-Biege-Kopplungen nur geringfügig von den FE-Analysen. Für reine Biegebelastungen eignet sich die Shear-Lag Methode allerdings nicht.

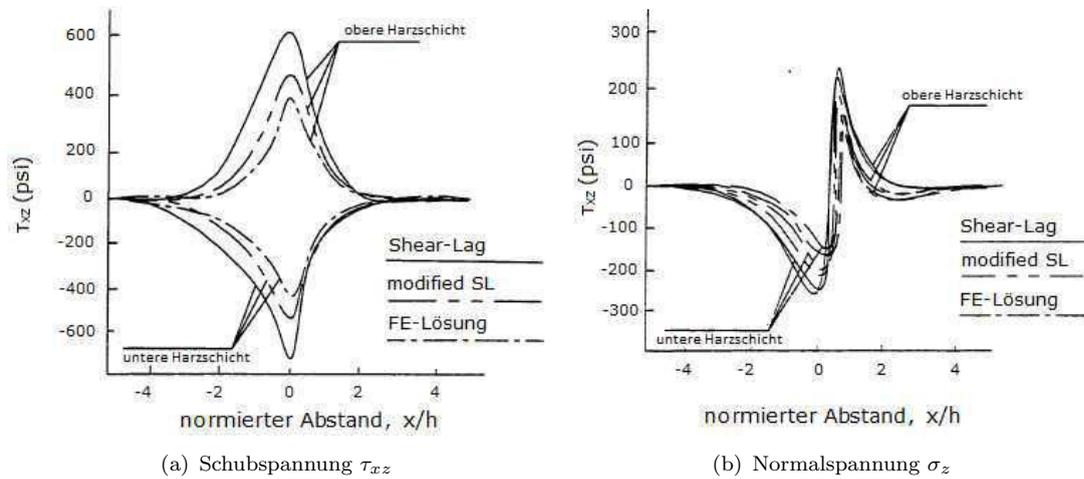


ABBILDUNG 5.12: Vergleich der interlaminaren Spannungen  $\tau_{xz}$  und  $\sigma_z$  (FE/Shear-Lag/modified Shear-Lag) in der oberen und unteren Harzschrift im Ply-Drop Bereich (Zug) [8]

# Kapitel 6

## Delamination

Das folgende Kapitel wird in die Abschnitte Delaminationsanalyse und Delaminationsversuche gegliedert. In der Delaminationsanalyse wird die Arbeit von Salkepar, Raju und O'Brien [15] vorgestellt. Diese haben eine Delamination in verjüngten Laminaten numerisch untersucht.

Im Abschnitt Delaminationsversuche wird die Arbeit von Wisnom, Dixon und Hill [21] vorgestellt, in der experimentelle Untersuchungen bezüglich einer Delamination durchgeführt werden.

### 6.1 Delaminationsanalyse

In der Arbeit von Salkepar, Raju und O'Brien [15] wird die Energiefreisetzungsrate anhand der Virtual Crack Closure Technique und der Methode der direkten Berechnung ermittelt. Das Modell, welches bereits auf die interlaminaren Spannungen in Kapitel 4 untersucht wurde, ist in Abbildung 6.1 dargestellt.

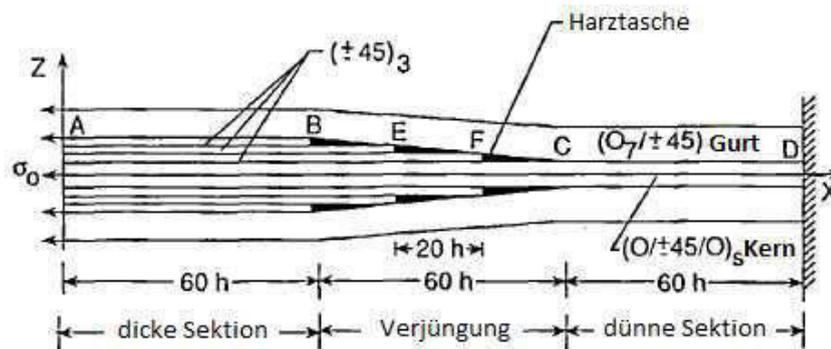


ABBILDUNG 6.1: Aufbau des verjüngten Laminats [15]

Auf der Verbindungslinie zwischen B, C und D wird die Rissausbreitung angenommen. Knoten, die auf dieser Verbindung liegen, werden allesamt dupliziert und mittels Kontaktbedingungen miteinander verbunden. Durch das Lösen der Kontaktbedingungen übereinander liegender Knotenpaare wird ein Riss erzeugt. Auf diese Weise können unterschiedliche Delaminationsgrößen betrachtet und die dazugehörigen Energiefreisetzungsraten berechnet werden.

Die Energiefreisetzungsrates wird folgendermaßen definiert. Es handelt sich um die Energie, die zum Schließen des Risses benötigt wird. Diese Energie entspricht der dissipierten Energie bei der Öffnung des Risses. Die Ergebnisse werden im Folgenden anhand von einer normierten Freisetzungsrates beurteilt, die sich aus der Energiefreisetzungsrates  $G$ ,  $N_x$  und der Einzelschichtdicke  $h$  zusammensetzt.  $N_x$  ist das Produkt der Belastung  $\sigma_0$  (Siehe Abbildung 6.1) und der halben Laminattiefe.

Der Beginn der Delamination wird in der letzten Harztaschenspitze gemäß Abbildung 6.2) im Punkt C angenommen, da in diesem Bereich die größte interlaminare Normalspannung (Siehe Kapitel 3) ermittelt wurde. Eine Rissausbreitung entlang der dünnen Sektion wird über die Variable  $b$  ausgedrückt. Die Rissausbreitung in der Verjüngung wird anhand von  $a$  beschrieben. Die Risslängen werden ebenfalls normiert, indem sie durch die Einzelschichtdicke  $h$  geteilt werden.

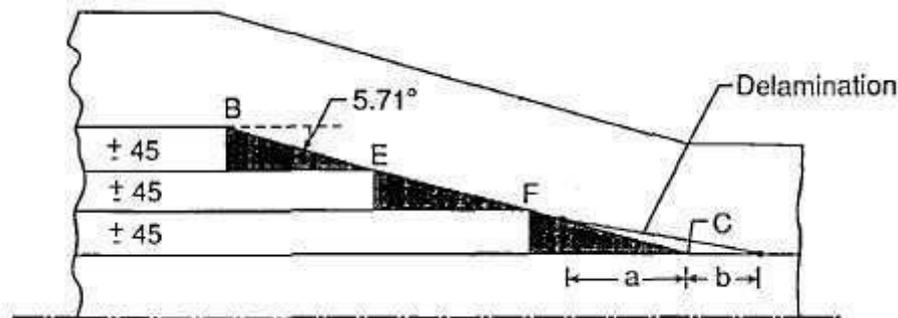


ABBILDUNG 6.2: Schematische Darstellung der Delamination in beide Seiten[15]

Zu Beginn wird eine Rissausbreitung in der dünnen Sektion eingeleitet. Die Knotenbedingungen übereinander liegender Knoten zwischen C und D werden hierfür nacheinander gelöst. Die Variable  $b$  beschreibt die Risslänge in dieser Sektion. In der Verjüngung wird kein Riss eingeleitet, sodass die Risslänge  $a$  gleich 0 ist. Anschließend wird die Energiefreisetzungsrates berechnet (Siehe Abbildung 6.3). Zu Beginn steigt die normierte Energiefreisetzungsrates rapide an. Ab  $b/h = 4$  nimmt der Wert jedoch kontinuierlich ab. Je weiter sich der Riss nun ausbreitet, desto geringer wird die Energiefreisetzungsrates. Ist diese geringer als der Materialwiderstand, so kann dieser Umstand in der Realität dazu führen, dass eine weitere Rissausbreitung unterbrochen wird. Der Vergleich beider Methoden (VCCT, direkte Methode) zeigt, dass diese vergleichbare Ergebnisse liefern.

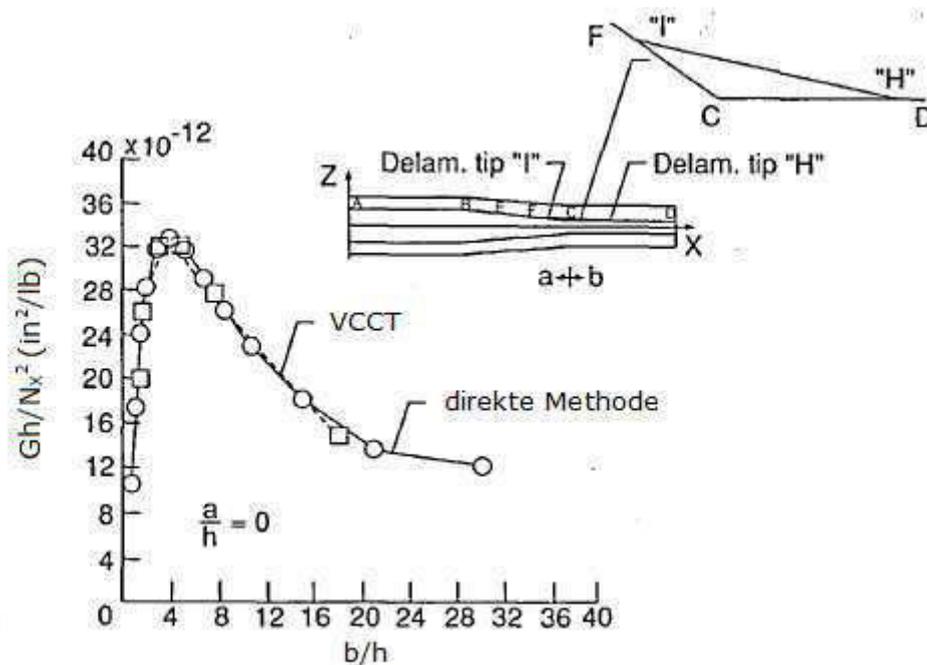


ABBILDUNG 6.3: normierte Energiefreisetzungsrates über der Risslänge in der dünnen Sektion [15]

Anschließend wird eine Rissausbreitung in beide Seiten eingeleitet. Hierfür werden stabile Rissausbreitungen untersucht. Man spricht von einer stabilen Rissausbreitung, wenn sich ein Riss auf einer Seite ausbreitet und die Risslänge auf der anderen Seite konstant bleibt. Die in Abbildung 6.4 dargestellten Kurvenverläufe sind allesamt stabil. Für Rissausbreitung in  $a/h$  bleiben die Risslängen in  $b/h$  konstant und umgekehrt genauso. Die konstanten normierten Risslängen haben einen Wert von 0, 6, 12 und 24. Im Folgenden werden nur die Ergebnisse der VCCT-Methode vorgestellt, da beide Methoden weiterhin vergleichbare Ergebnisse liefern. Bei der in Abbildung 6.4 dargestellten Kurve für  $a/h = 0$  handelt es sich um denselben Kurvenverlauf der vorherigen Abbildung. Es wird eine Delamination in der dünnen Sektion angenommen, während in der Verjüngung keine Rissausbreitung auftritt ( $a/h = 0$ ). Aufgrund der Achsenskalierung ist der Kurvenverlauf weniger ausgeprägt. Dennoch ist erkennbar, dass die normierte Energiefreisetzungsrates zu Beginn steigt und kurz darauf wieder abnimmt. Anschließend wird die Kurve für  $a/h = 6$  betrachtet. Nimmt die Risslänge  $b$  zu, so tritt der bereits bekannte Zustand auf. Nach einem frühzeitigen Anstieg der Energiefreisetzungsrates nimmt diese anschließend nach und nach ab. Beim Vergleich der beiden Kurven stellt man fest, dass die Energiefreisetzungsrates in  $a/h = 6$  durchgehend größer ist. Das bedeutet wiederum, dass bei einer Rissausbreitung in der dünnen Sektion die Energiefreisetzungsrates zunimmt, wenn der Riss in der Verjüngung wächst (von  $a/h = 0$  auf  $a/h = 6$ ). Umgekehrt tritt der selbe Fall auf. Wird eine stabile Rissausbreitung in der Verjüngung betrachtet, dann wird die Energiefreisetzungsrates für steigende  $b/h$ -Risse größer. Die Risse wachsen

demzufolge instabil, da eine Rissausbreitung auf der einen Seite die Rissausbreitung auf der anderen Seite begünstigt. Sie haben einen gegenseitigen Einfluss.

Auffällig sind zudem die Sprünge in der Verjüngung. Bei  $a/h = 20$  und  $40$  befinden sich Ply-Drops. Dort nehmen die Energiefreisetzungsraten enorm zu.

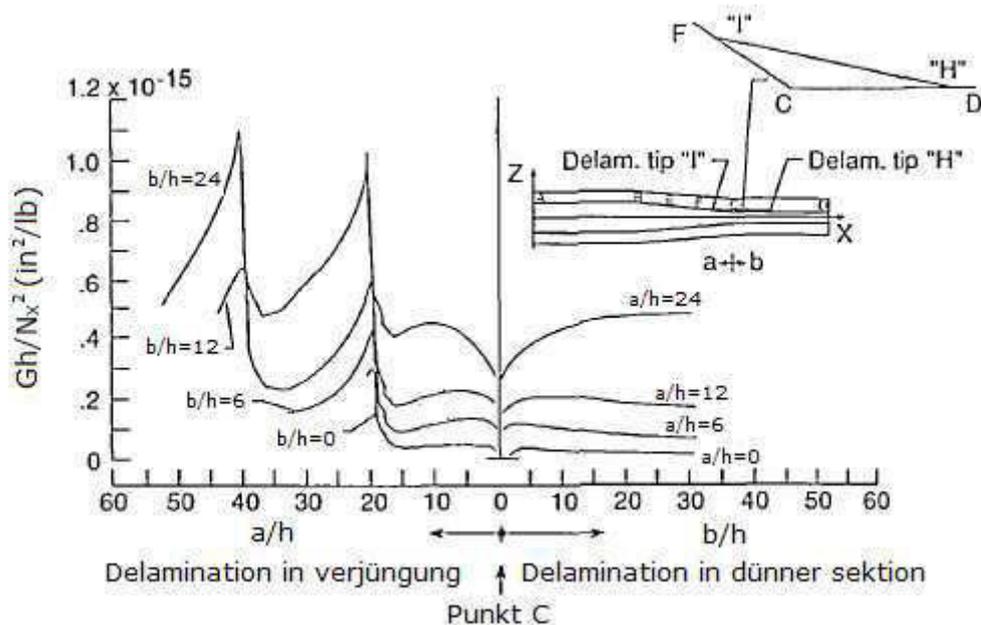


ABBILDUNG 6.4: normierte Energiefreisetzungsrates über der Risslänge in beide Seiten [15]

Im Folgenden werden die Ergebnisse der Analysen beurteilt. Bei Betrachtung der Ergebnisse in der dünnen Sektion wird deutlich, dass sich die Energiefreisetzungsrates überwiegend aus der  $G_I$ -Komponente zusammensetzt (Siehe Abbildung 6.5(a)), da im Punkt C hohe interlaminare Normalspannungen herrschen. Das Delaminationsverhalten entspricht demnach dem ersten Delaminationsfall. Die interlaminare Schubspannung ist in diesem Bereich hingegen geringer, sodass  $G_{II}$  keinen allzu großen Einfluss hat. Auch bei einem Risswachstum in der dünnen Sektion ändert sich der Zustand nicht wesentlich.  $G_I$  bleibt in dieser Sektion weiterhin dominierend. In der dicken Sektion besteht die Freisetzungsrates der Formänderungsarbeit zu Beginn gänzlich aus der ersten Komponente, da der oben beschriebene Spannungszustand nach wie vor vorherrscht. Mit zunehmender Ausbreitung des Risses wird jedoch die zweite Komponente  $G_{II}$  entsprechend der Abbildung 6.5(b) dominierend. Dies steht im Zusammenhang mit den immer größer werdenden interlaminaren Schubspannungen bei gleichzeitiger Abnahme der Normalspannung. Bei  $a/h = 20$  und  $40$  sind leichte Anstiege der zweiten Komponente erkennbar. Dort befinden sich die Ply-Drops, in denen die Schubspannung aufgrund der getrennten Lagen dominiert. Im Bereich der dicken Sektion ( $a/h = 60$ ) setzt sich die Energiefreisetzungsrates gänzlich aus  $G_{II}$  zusammen. In diesem Bereich ist die Materialdiskontinuität für eine

Rissausbreitung verantwortlich. Da keine Dickenänderung bei einer weiteren Risslänge vorliegt, hat die erste Komponente keinen Einfluss.

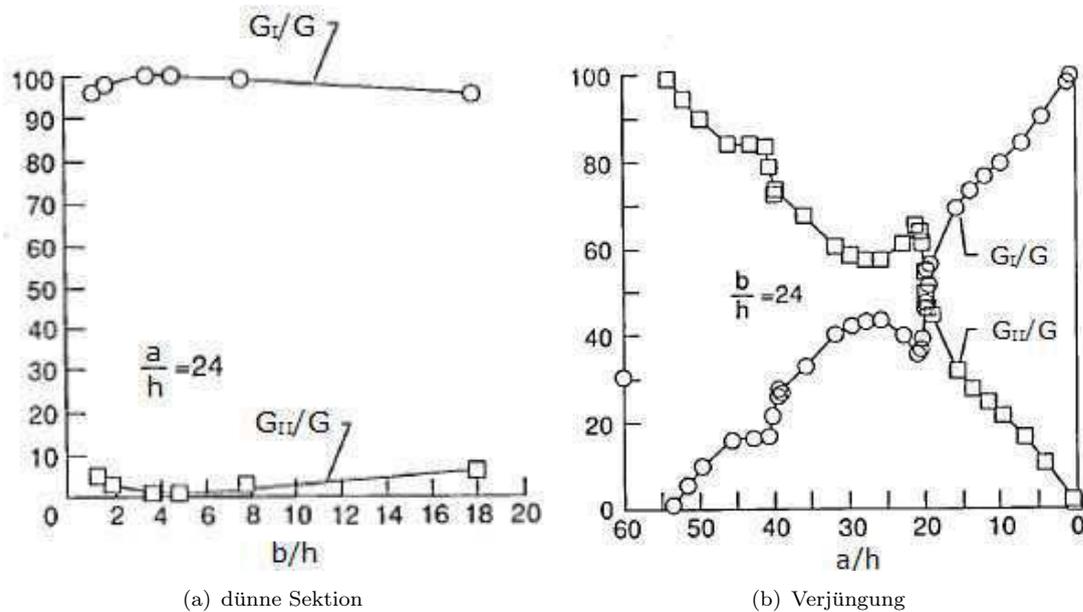


ABBILDUNG 6.5: Prozentualer Anteil der Komponenten  $G_I$  und  $G_{II}$  [15]

## 6.2 Delaminationsversuche

In der Arbeit von Wisnom, Dixon und Hill [21] wird das reale Delaminationsverhalten untersucht. Dabei geht es um die Frage, ob das Versagen die Folge der Verjüngung oder der Steifigkeitsdiskontinuität ist. Hierfür werden drei asymmetrische Laminats, die in Abbildung 6.6 dargestellt sind, unter Zugbelastungen getestet. Auf dieser Untersuchung basiert die spätere Analyse in ABAQUS.

In Abbildung 6.6(a) liegt ein verjüngtes Laminat vor. Die dicke Sektion besteht aus 32 Lagen mit der Stapelfolge  $[(-45_2/+45_2/0_4)/(0_4/+45_2/-45_2)]_S$ . Das Laminat ist in diesem Bereich symmetrisch. In der dünnen Sektion entfällt aufgrund der Verjüngung eine Schicht, sodass hier eine Asymmetrie vorliegt. Bei einer Zugbelastung kommt es demzufolge zu einer Zug-Biege-Kopplung.

Der Aufbau des zweiten Prüflings unterscheidet sich einzig in der Orientierung der getrennten Schicht. Hierfür wird eine  $(+45/-45)_4$ -Schicht gewählt. Diese hat eine geringere Steifigkeit, weshalb ein geringerer Steifigkeitsunterschied im Ply-Drop Bereich zu erwarten ist. Damit soll der Einfluss der Diskontinuität verringert werden.

Das dritte Laminat weist hingegen eine konstante Dicke über die gesamte Länge auf, um den Einfluss der getrennten Lagen unabhängig von der Verjüngung zu untersuchen. Die Stapelfolge der linken Seite entspricht der dicken Sektion des ersten Prüflings. Für die rechte Seite werden die Orientierungen der dicken Sektion des zweiten Prüflings gewählt.

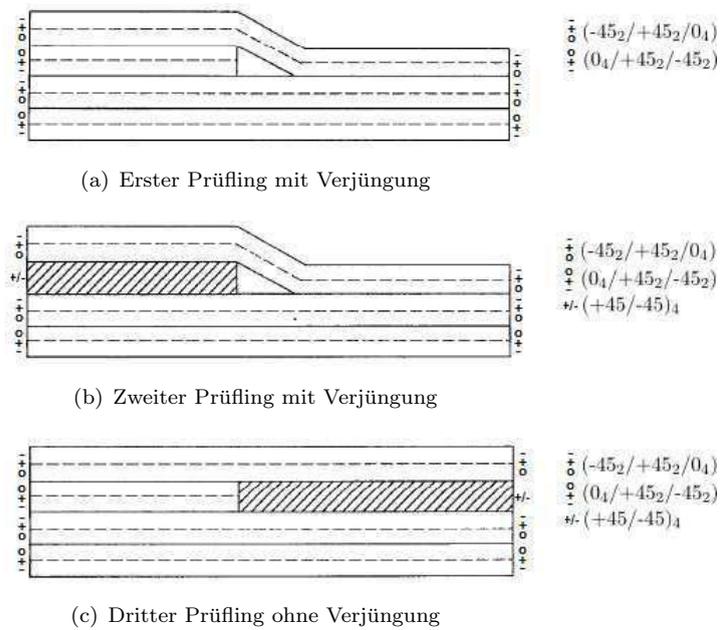


ABBILDUNG 6.6: Darstellung der getesteten Prüflinge [21]

Zu Beginn wird der Rissfortschritt im ersten Prüfling beschrieben (Siehe Abbildung 6.7). Dort tritt zunächst ein transversaler Riss im Ply-Drop auf. Von dort aus schreitet der Riss entlang der Harztasche zur Harztaschenspitze voran. Auffällig ist, dass sich der Riss auf der einen Seite oberhalb der Harztasche und auf der anderen Seite unterhalb der Harztasche ausbreitet.

Anschließend kommt es zu einem Risswachstum in der dünnen Sektion. Dabei wandert der Riss in Dickenrichtung durch die  $\pm 45^\circ$ -Schichten zur neutralen Achse. Bei einer Risslänge von 25 mm wird das Risswachstum unterbrochen.

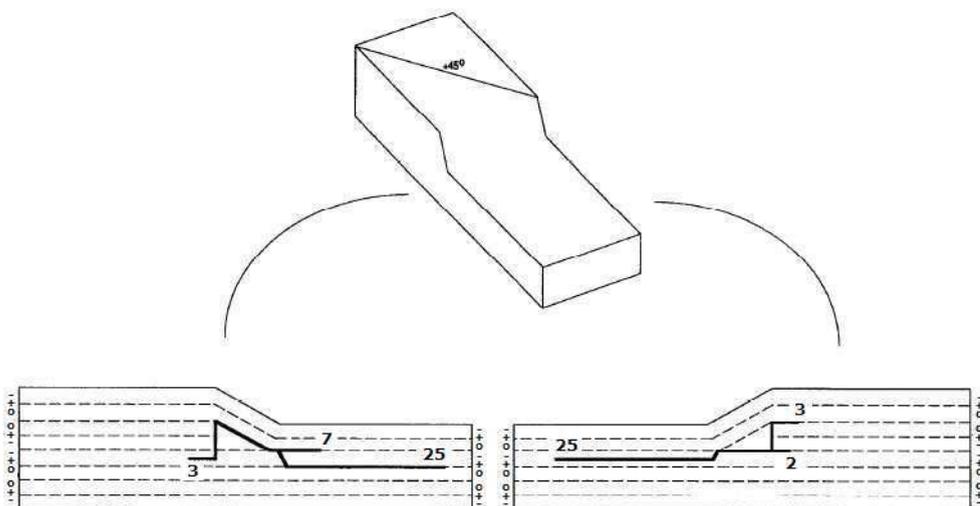


ABBILDUNG 6.7: Delamination in der dünnen Sektion (erster Prüfling) [21]

Bei weiterer Belastung kommt es zu einer Delamination in der dicken Sektion (Siehe

Abbildung 6.8). Hierbei kommt es zu einem Rissfortschritt ober- und unterhalb der getrennten Lagen. Der untere Riss wandert dabei in Dickenrichtung entlang der  $\pm 45^\circ$ -Schichten bis zur  $0^\circ$ -Schicht. Der obere Riss schreitet dagegen unverändert entlang der Grenzschicht zwischen den  $0^\circ$ -Schichten voran. Die Risse breiten sich bis zum Laminate aus. Kurz darauf kommt es zu einem Faserbruchversagen. In der dünnen Sektion beträgt die Risslänge weiterhin 25 mm. Die Rissausbreitung wurde hier zur besseren Übersicht nicht abgebildet.

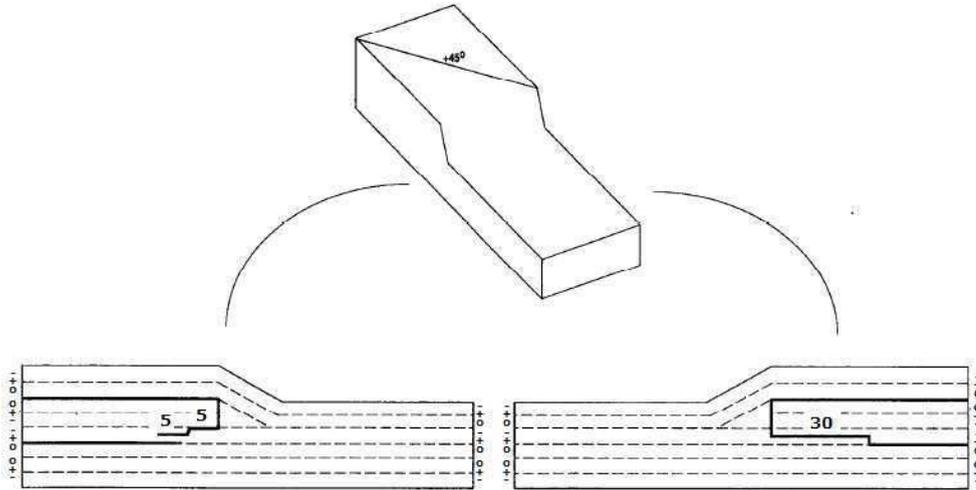


ABBILDUNG 6.8: Delamination in der dicken Sektion (erster Prüfling) [21]

Die Rissausbreitung im zweiten Prüfling entspricht zu Beginn den vorherigen Beobachtungen. Der Riss wird im Ply-Drop eingeleitet und breitet sich ober- bzw. unterhalb der Harztasche in die dünne Sektion aus und wandert zur neutralen Achse (Siehe Abbildung 6.9). Anschließend wird der Risswachstum bei 25 mm unterbrochen.

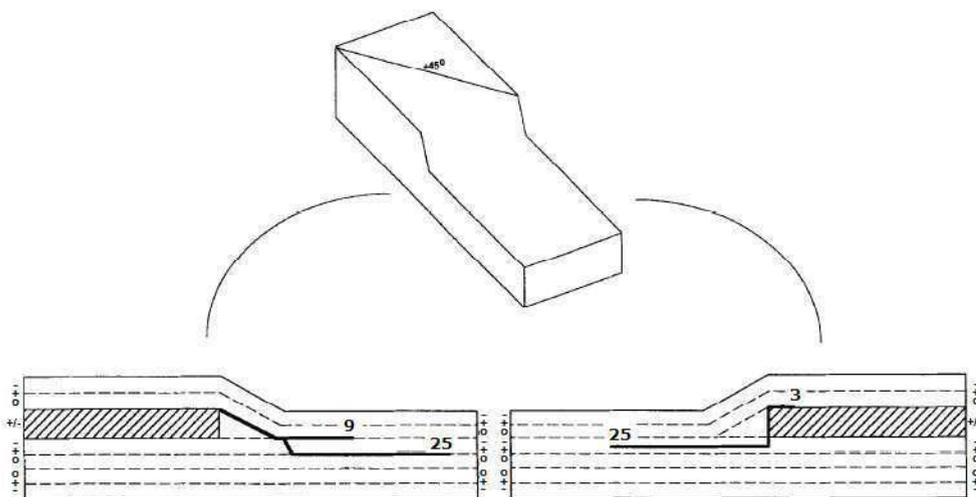


ABBILDUNG 6.9: Delamination in der dünnen Sektion (zweiter Prüfling) [21]

Im Gegensatz zum ersten Prüfling kommt es zu keinem Rissfortschritt in der dicken Sektion. Das Laminat versagt bei weiterer Belastung durch Faserbruch.

In Abbildung 6.10 ist der Rissfortschritt im dritten Prüfling dargestellt. Es tritt keine Delamination auf der rechten Seite auf. Stattdessen kommt es zu einem Matrixbruch im Bereich des Ply-Drops. Anschließend breiten sich die Risse in der linken Laminathälfte aus. Der obere Riss verläuft zwischen den  $0^\circ$ -Schichten. Allerdings endet dieser bei einer Risslänge von 60 mm. Der untere Riss wandert wiederum durch die  $\pm 45^\circ$ -Schichten. Nach dem Erreichen der  $0^\circ$ -Schicht kommt es zu einem Rissfortschritt entlang dieser Lagen bis zum Laminatende. Das Laminat versagt durch Faserbruch und wird in zwei Teile geteilt.

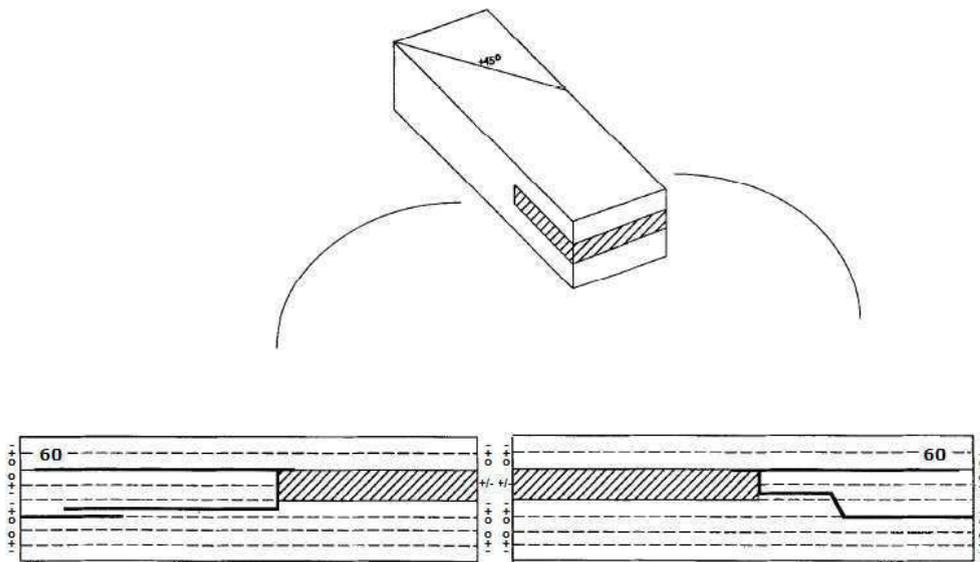


ABBILDUNG 6.10: Delamination in der dicken Sektion (dritter Prüfling) [21]

Grundsätzlich kann man festhalten, dass eine Delamination in verjüngten Laminaten zum einen von der Diskontinuität der getrennten Lagen und zum anderen von der Verjüngung im Laminat abhängt.

In der dicken Sektion führt die Diskontinuität der Schichten zu Rissbildungen. Die aus der Diskontinuität resultierende Delamination ist für das Versagen im ersten Prüfling hauptverantwortlich, weil es zu einem Rissfortschritt bis zum Laminatende kommt. Im Anschluss versagt das Laminat durch Faserbruch. Auffällig ist die Richtung der Rissausbreitung. Auf der Oberseite schreitet der Riss in der Grenzschicht zwischen den  $0^\circ$ -Schichten voran. Auf der Unterseite wandert der Riss hingegen durch die  $45^\circ$ -Schichten bis er die  $0^\circ$ -Schicht erreicht. Das anschließende Risswachstum verläuft entlang dieser Schicht. Im zweiten Prüfling kommt es allerdings zu keiner Delamination in der dicken Sektion, da die Energie in den Trennlagen zu klein ist aufgrund der geringen Steifigkeit. Im Vergleich zur dicken Sektion tritt der Delaminationsbeginn in der dünnen Sektion bereits bei geringeren Belastungen auf. Bei einem Rissfortschritt wird das Gurtlaminat

gestreckt. Dadurch wird der Verjüngungswinkel stetig kleiner, was letztendlich zu einer Rissunterbrechung führt. Bestätigt wird diese Aussage, dass der Rissfortschritt in der dünnen Sektion primär von der Verjüngung abhängig ist, durch den dritten Versuch, bei dem keine Delamination in den getrennten Lagen mit der geringeren Steifigkeit festzustellen ist.

# Kapitel 7

## Parameterstudie

Im Folgenden werden ausgewählte Arbeiten, die sich mit Parameterstudien für verjüngte Laminats auseinandersetzen, vorgestellt.

Daoust und Hao [3] haben anhand eines simplen FE-Modells den Einfluss unterschiedlicher Parameter auf die Festigkeit des Laminats untersucht. Zu diesen Parametern gehören der Ort der Harztaschen in Dickenrichtung, der Harzanteil in der Tasche, der Winkel der Verjüngung, die Laminatbreite, sowie die Faserorientierungen im Laminat. Die Analyse der genannten Parameter wird nach dem Vorbild des in Abbildung 7.1 dargestellten dreidimensionalen FE-Modells, welches vorwiegend aus orthotropen 20-Knoten Hexaeder-Elementen besteht, durchgeführt. Es werden lediglich die Spitzen der Harztaschen über Tetraeder-Elemente modelliert. Die Lasteinleitung erfolgt gleichmäßig in der dicken Sektion über Starkkörper-elemente (RBE). Das linke Ende des Laminats wird fest eingespannt.

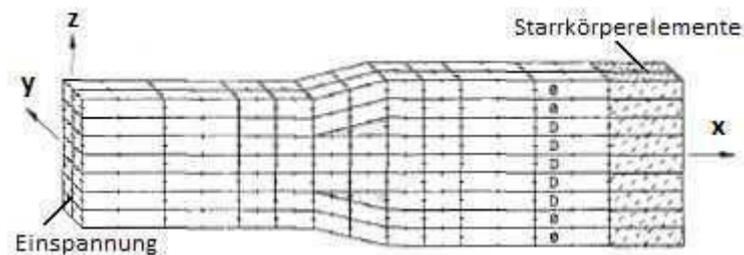


ABBILDUNG 7.1: dreidimensionales FE-Modell [3]

Die Beurteilung und der Vergleich der untersuchten Parameter erfolgt über einen Wirkungsgrad. Dieser setzt sich zusammen aus der maximal möglichen Belastung für das oben dargestellte Laminat und einer maximal möglichen Belastung für ein Modell ohne Verjüngung. Das Modell des Laminats ohne Harztaschen entspricht dem ursprünglichen

Laminataufbau der dünnen Sektion. Die für den Wirkungsgrad benötigten Maximalwerte basieren auf dem Maximalspannungskriterium.

$$\eta = \frac{\text{maximale Belastung für Modell mit Verjüngung}}{\text{maximale Belastung für Modell ohne Verjüngung}} \quad (7.1)$$

Zunächst wird der Einfluss des Ortes der Harztaschen auf die Festigkeit untersucht. Die Harztaschen werden in Dickenrichtung lagenweise nach oben oder unten verschoben. Hierfür ergeben sich drei Konfigurationen für das Laminat. Die Konfiguration Ply1 hat nur eine Lage oberhalb der oberen Harztasche und eine Lage unterhalb der unteren Harztasche. Ply2 und Ply3 stehen demnach für Lamine, bei welchen die Harztaschen zwei bzw. drei Lagen vom oberen bzw. unteren Rand entfernt sind.

Alle Konfigurationen werden nacheinander auf Zug, Torsion und Biegung belastet. In Tabelle 7.1 sind die ermittelten Wirkungsgrade dargestellt.

TABELLE 7.1: Wirkungsgrad in % für unterschiedliche Ply-Drop Orte

Konfiguration	Lastfall			Statistik Durchschnitt
	Zug	Biegung	Torsion	
Ply1	66	64	99	77
Ply2	69	68	99	79
Ply3	57	74	94	75

Bei einer Torsionsbeanspruchung liefern alle Konfigurationen einen Wirkungsgrad von etwa 100%. Die Harztaschen haben daher nahezu keinen Einfluss für diesen Lastfall. Bei einer Zugbelastung liefert hingegen die zweite Konfiguration (Ply2) den besten Wirkungsgrad mit einem Wert von 69%. Bei Zugbelastungen ist grundsätzlich ein gleichmäßiger Abstand von den getrennten Lagen zueinander und zum Rand hin von Vorteil, damit die Spannung über die Dicke gleichmäßiger abnehmen kann. Für Biegung ist das dritte Laminat mit einem Wirkungsgrad von 74% am besten geeignet. In der neutralen Achse herrschen keine Spannungen, sodass sich ein besserer Wirkungsgrad bei Wanderung der Harztaschen zur neutralen Achse unter einer reinen Biegebelastung ergibt. Betrachtet man nun alle Lastfälle gemeinsam, so stellt man fest, dass die zweite Konfiguration den besten Durchschnittswert liefert.

Anschließend wird der Einfluss des Harzanteils in den Harztaschen untersucht. Im Gegensatz zur vorherigen Analyse wird nur eine Belastung auf Zug betrachtet. Der Harzanteil in den Taschen beträgt dabei 0, 50 oder 100%. Beim Material handelt es sich um Epoxidharz. Der Harzanteil von 50% wird entsprechend der Abbildung 7.2 realisiert. Hierbei werden die rot markierten Elemente der Tasche mit Materialeigenschaften versehen, während die mittleren Elemente vernachlässigt werden. Es werden einheitliche UD-Faserorientierungen ( $0^\circ$  bzw.  $90^\circ$ ) für das Laminat gewählt.

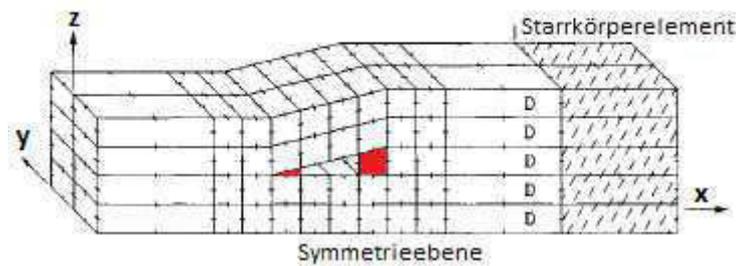


ABBILDUNG 7.2: FE-Modell bei einem Harzanteil von 50% [3]

Die Ergebnisse dieser Analyse sind in Tabelle 7.2 dargestellt. Die Wirkungsgrade für beide Orientierungen nehmen erwartungsgemäß mit steigendem Harzanteil zu. Bei Betrachtung der Ergebnisse stellt man fest, dass die 90°-Lagen stärker vom Harzgehalt betroffen sind. Auffällig ist jedoch, dass der Wirkungsgrad des Laminats mit der 0°-Orientierung bei einem Anstieg des Harzanteils von 50% bis 100% lediglich um 1% zunimmt. Bei 90°-Lagen tritt hingegen eine Wirkungsgraderhöhung von 14% auf. Der Grund für die unterschiedlichen Einflüsse liegt im Verhalten des Versagens. Bei Verwendung von 0°-Lagen kommt es an der Harztaschenspitze unter der interlaminaren Zugspannung  $\sigma_z$  zum Versagen. Bei einem Harzanteil von 50% wird die Spitze bereits mit Harz gefüllt. Eine weitere Erhöhung des Harzes hat folglich nahezu keinen Einfluss, da die Spitze bereits gefüllt ist. Aufgrund der groben Vernetzung liefert das Modell vermutlich ungenaue Ergebnisse. Das 90°-Modell versagt hingegen im Bereich der oberen Kante der getrennten Lagen aufgrund der Normalspannung  $\sigma_x$ . Diese hat über ihre gesamte Länge einen Einfluss auf die Zugbelastung, wodurch der Wirkungsgrad bei jeder Erhöhung des Harzgehalts verbessert wird.

TABELLE 7.2: Wirkungsgrad in % bei Variation des Harzanteils in der Harztasche

Harzanteil	0°-Laminat	90°-Laminat
0%	46	66
50%	55	71
100%	56	85

Anschließend wird der Verjüngungswinkel betrachtet. Dieser kann über das Höhen-Längenverhältnis der Harztasche gesteuert werden. Die Verhältnisse 0,1, 0,2 und 0,4 werden hierbei analysiert. Untersucht wird das Laminat entsprechend dem vorhergehenden Versuch für die Faserorientierung von 0° und 90° unter einer Zugbelastung. Der Winkel der Laminatverjüngung hat teils starken Einfluss auf dessen Festigkeit. Mit steigendem Verhältnis nimmt der Wirkungsgrad ab (Siehe Tabelle 7.3). Spitze Harztaschen sind daher vorteilhafter. Beim Laminat mit den 0°-Schichten ist der Einfluss besonders hoch. Auffällig ist der Wirkungsgrad von 105%. Die Änderung des Winkels erfolgt ausschließlich über die Längenänderung der Harztasche. Dadurch, dass die Netzgröße

nicht verändert wird, herrscht dadurch ein geringeres Spannungsniveau für die länger werdenden Elemente, wodurch die maximal mögliche Belastung steigt.

TABELLE 7.3: Wirkungsgrad in % für unterschiedliche Verjüngungswinkel

Verhältnis	0°-Laminat	90°-Laminat
0,1	105	93
0,2	79	88
0,4	45	80

Darauf folgt die Analyse der Auswirkung der Laminatbreite. Hierfür werden unterschiedliche Breiten-Dickenverhältnisse ( $W/h_{min}$ ) untersucht. Für folgende Werte wird der Wirkungsgrad berechnet: 100, 10, 1 und 0,1. In dieser Analyse haben die betrachteten Laminat durchgehend eine 0° Faserorientierung. Die Lastfälle beinhalten jeweils Belastungen auf Zug, Biegung, sowie Torsion.

Bereits zu Beginn wurde festgestellt, dass das Laminat unter Torsion einen Wirkungsgrad von etwa 100% aufweist. Auch eine Änderung der Breite hat hier keinen nennenswerten Einfluss. Bei einer Biege- und vor allem Zugbelastung wirkt sich eine hohe Breite hingegen vorteilhaft aus. Die Ergebnisse sind in der folgenden Tabelle dargestellt.

TABELLE 7.4: Wirkungsgrad in % für unterschiedliche Breiten-Dickenverhältnisse

Lastfall	$W/h_{min}$	Wirkungsgrad
Zug	100	83
	10	73
	1	47
	0,1	47
Biegung	100	68
	10	68
	1	43
	0,1	39
Torsion	10	98
	1	97

Zuletzt wird der Einfluss der Faserorientierung untersucht. In Abbildung 7.3 werden die einzelnen Lagen mit  $d_i$  ( $i=1, 2, 3, 4, 5$ ) beschriftet. Die Lagen  $d_1$  und  $d_5$  haben für alle Analysen eine 0°-Orientierung. Für die mittleren Schichten wurden folgende Orientierungen nacheinander untersucht: 0°, 22,5°, 45°, 67,5° und 90°. Es werden Zug- und Biegebelastungen untersucht.

Die in der Tabelle 7.5 ermittelten Werte zeigen, dass die Wahl von 22,5°-Lagen für Zugbelastungen vorteilhaft ist. Für Biegelasten sind stattdessen Orientierungen im Bereich von 5° bis 90° am ehesten geeignet. Da der Wirkungsgrad für 45°-Schichten für beide Lastfälle einen sehr hohen Wert aufweist, liefert diese Schicht den besten Kompromiss.

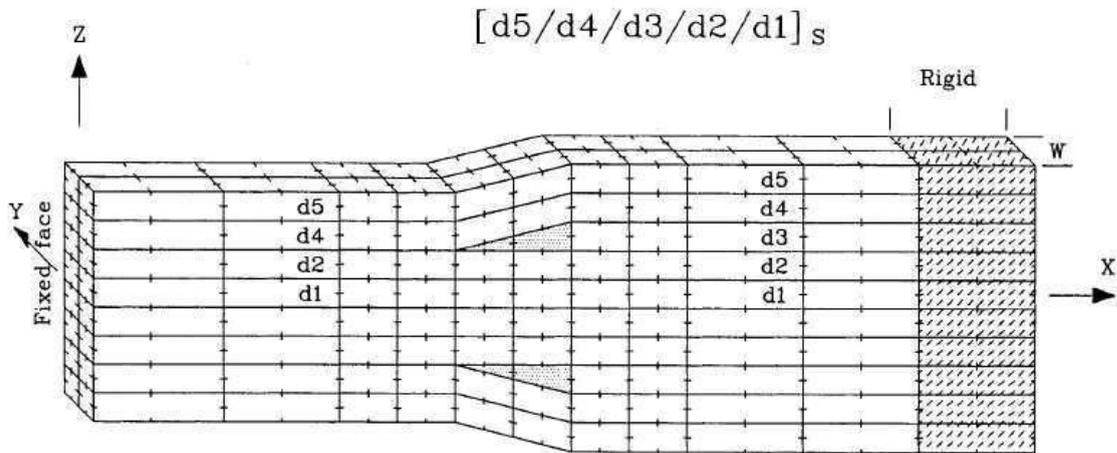


ABBILDUNG 7.3: FE-Modell mit Lagenbeschriftung [3]

TABELLE 7.5: Wirkungsgrad in % für unterschiedliche Faserorientierungen

Winkel	Zug	Biegung
0°	69	68
22,5°	96	67
45°	93	99
67,5°	86	99
90°	81	99

Bei Betrachtung aller Ergebnisse stellt sich die Frage, weshalb man eine Dickenänderung überhaupt anstrebt, wenn das verjüngte Laminat eine geringere Festigkeit aufweist als ein Laminat mit einer konstanten Dicke, die der dünnen Sektion entspricht. Der Wirkungsgrad beträgt bis auf einen Fall, welcher auf die Vernetzung des Modells zurückzuführen ist, weniger als 100%. Die Harztaschen haben allerdings nur in einem gewissen Bereich einen bedeutenden Einfluss auf die Struktur des Laminats. Das Laminat ist daher im Stande, höhere Belastungen mit zunehmendem Abstand zum Ply-Drop aufzunehmen.

Im Folgenden werden die Ergebnisse der Parameterstudie von Mukherjee und Varughese [12] zusammengefasst. Zu Beginn wird der Einfluss der Lagenzahl im Ply-Drop untersucht. Anschließend erfolgt eine Analyse für die Abstände zweier Harztaschen. Dabei werden zusätzlich die Faserorientierungen der getrennten Lagen variiert.

Das Versagen des Laminats wird anhand eines modifizierten Tsai-Wu Kriteriums beurteilt. Es werden lediglich die von den interlaminaren Spannungen beeinflussten Terme beibehalten. Dazu gehören die Normalspannung  $\sigma_3$  und die Schubspannung  $\tau_{13}$ . Die Schubspannung  $\tau_{23}$  kann hingegen vernachlässigt werden, da die Dicke des Laminats um ein Vielfaches kleiner ist als die Breite.

$$F_3\sigma_3 + F_{33}\sigma_3^2 + F_{55}\tau_{13}^2 = 1 \quad (7.2)$$

Die in Abbildung 7.4 dargestellten Laminat werden zunächst untersucht. Die Laminat sind allesamt symmetrisch aufgebaut und haben dieselben Faserorientierungen:  $[45/-45/0/90/0_{nD}/90/0/-45/45]_S$ . Die verschiedenen Modelle unterscheiden sich lediglich in der Anzahl der getrennten Lagen  $nD$ . Die Anzahl dieser Lagen variiert von 1 bis 3. In allen Fällen haben die Fasern eine  $0^\circ$ -Orientierung.

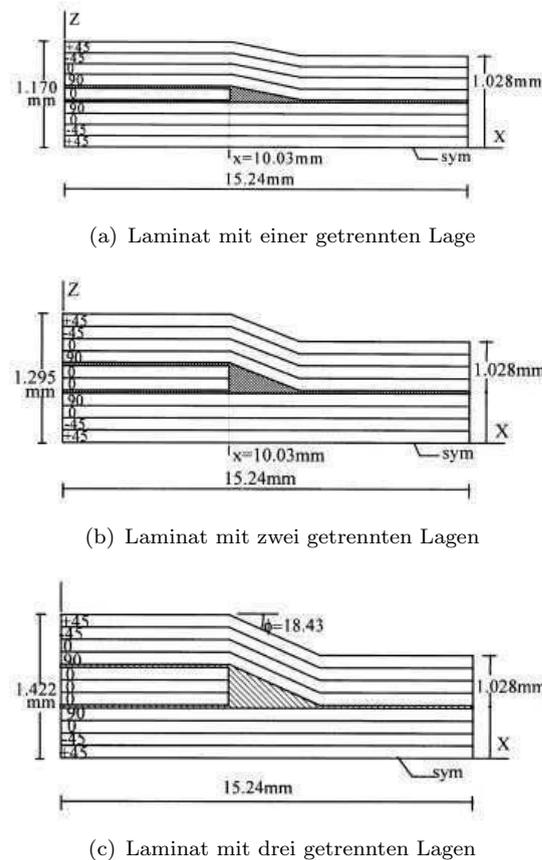


ABBILDUNG 7.4: Schematische Darstellung der untersuchten Laminat [12]

In den Abbildungen 7.5(a) und 7.5(c) sind die interlaminaren Normalspannungsverteilungen für  $nD = 1$  bzw. 2 dargestellt. Es wird deutlich, dass die Spannungen mit zunehmender Anzahl an getrennten Lagen steigen. In Abbildung 7.5(a) beträgt die normierte Spannung in der Harztaschenspitze etwa  $0,0075\text{ N/mm}^2$ . Wird eine Trennlage hinzugefügt, beträgt der Wert  $0,01\text{ N/mm}^2$ . Selbiges trifft auf die interlaminaren Schubspannungen zu. Diese nehmen ebenfalls mit zunehmender Zahl der getrennten Lagen zu (Siehe Abbildung 7.5(b) und 7.5(d)). Im Ply-Drop steigt die normierte Schubspannung in der unteren Schicht von  $-0,0123\text{ N/mm}^2$  auf  $0,0166\text{ N/mm}^2$ .

In der Tabelle 7.6 sind nochmals die Ergebnisse für die maximalen Spannungen und die dazugehörigen Gradienten dargestellt. Wie bereits erwähnt, steigen die Normal- und

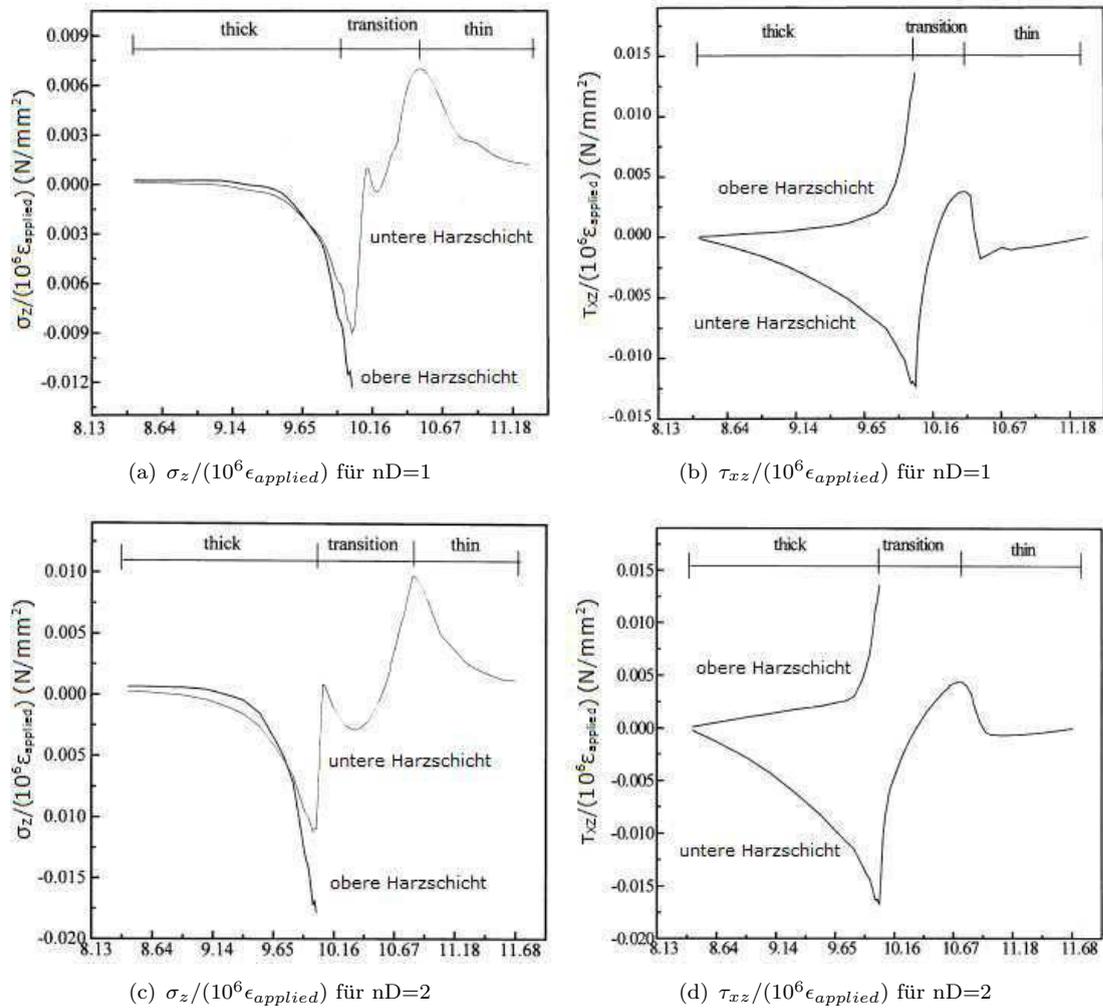


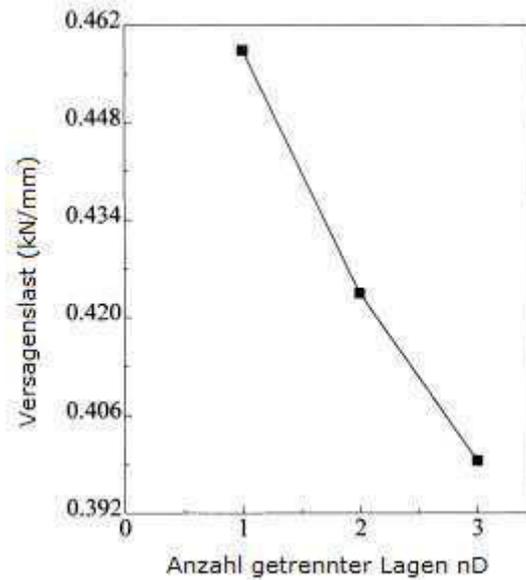
ABBILDUNG 7.5: Interlaminare Normal- und Schubspannungsverteilung in der oberen und unteren Harzsicht [12]

Schubspannungen mit zunehmender Lagenzahl. Allerdings nimmt der Wert immer weniger stärker zu. Der Gradient nimmt dagegen mit zunehmender Lagenzahl immer stärker zu.

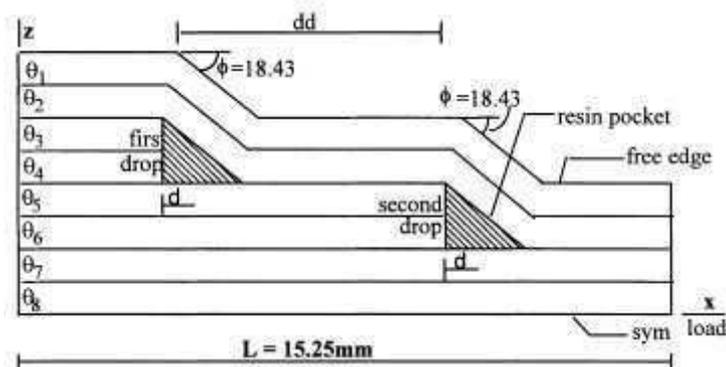
TABELLE 7.6: Maximale Spannungswerte und Abnahmerate für nD=1, 2, 3

nD	Normalspannung $\sigma_z 10^{-2}$		Schubspannung $\tau_{xz} 10^{-2}$	
	Spannungsspitze (N/mm <sup>2</sup> )	Gradient (N/mm <sup>2</sup> /mm)	Spannungsspitze (N/mm <sup>2</sup> )	Gradient (N/mm <sup>2</sup> /mm)
1	-1,22	3,00	-1,23	1,05
2	-1,78	3,50	-1,66	1,16
3	-2,19	5,40	-1,97	1,47

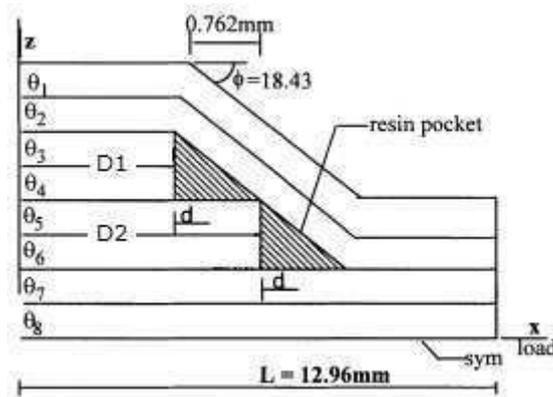
Anschließend folgt eine Beurteilung der Parameter anhand der Versagenskriterien. Abbildung 7.6 zeigt, dass die Belastbarkeit mit zunehmender Anzahl der getrennten Lagen sinkt. Daher ist es grundsätzlich sinnvoll, die Anzahl möglichst gering zu halten.


 ABBILDUNG 7.6: Versagenslast für  $nD=i$  für  $i=1,2,3$  [12]

Um die Anzahl der getrennten Lagen in jeder Harztasche gering zu halten, werden diese auf mehrere Harztaschen aufgeteilt. Der Einfluss der Stufenabstände wird anhand des in Abbildung 7.7 dargestellten Modells untersucht. Die Abstände der Harztaschen werden für die folgenden Analysen variiert. Der Ort der ersten Harztasche bleibt für die Untersuchung unverändert. Stattdessen wird die zweite Tasche in x-Richtung versetzt.


 ABBILDUNG 7.7: Allgemeiner Stufenabstand  $dd$  [12]

Für die Analyse der Stufenabstände werden insgesamt zehn unterschiedliche Längen untersucht. Der größte Abstand hat einen Wert von 3,048 mm. Der kleinste Wert entspricht mit 0,762 mm der Harztaschenlänge (Siehe Abbildung 7.8).


 ABBILDUNG 7.8: Stufenabstand  $dd = 0,762 \text{ mm}$  [12]

Für jeden Stufenabstand werden sechs verschiedene Stapelfolgen analysiert (Siehe Tabelle 7.7). D1 und D2 beschreiben die erste bzw. zweite Trennschicht.

TABELLE 7.7: Laminatkonfigurationen

Variante	Stapelfolgen $[\theta/\theta/(\theta/\theta)_{D1}/(\theta/\theta)_{D2}/\theta/\theta]_S$
1	$[45/-45/(0/90)_{D1}/(90/0)_{D2}/-45/45]_S$
2	$[45/-45/(90/90)_{D1}/(90/90)_{D2}/-45/45]_S$
3	$[45/-45/(0/0)_{D1}/(0/0)_{D2}/-45/45]_S$
4	$[45/-45/(45/-45)_{D1}/(-45/45)_{D2}/-45/45]_S$
5	$[45/-45/(90/90)_{D1}/(0/0)_{D2}/-45/45]_S$
6	$[45/-45/(0/0)_{D1}/(90/90)_{D2}/-45/45]_S$

Bei der Analyse werden die Spannungen auf der Unterseite der Harztaschen betrachtet. Aus den Ergebnissen folgt, dass alle Harztaschen, dessen Abstände größer sind als 2,540 mm, keinen gegenseitigen Einfluss aufeinander haben.

Im ersten Ply-Drop liegt folgender Zustand vor. Die Schubspannungen werden von den Stufenabständen nur geringfügig beeinflusst. Dennoch sind die Spannungen des kleineren Abstands etwas höher. Dagegen steigen die Normalspannungen für kleinere Stufenabstände deutlich. Die größten Spannungen treten bei der dritten Variante auf, bei der die getrennten Lagen allesamt eine  $0^\circ$ -Faserorientierung haben.

Im Vergleich zum ersten Ply-Drop sind die Spannungen in der zweiten Harztasche deutlich größer, da die Laminatdicke in diesem Bereich geringer ist. Einzig die sechste Variante weist aufgrund der getrennten  $90^\circ$ -Schicht geringere Spannungen auf. Die größten Spannungen treten für die Varianten 1, 3 und 5 auf, da diese Varianten  $0^\circ$ -Lagen im Ply-Drop Bereich haben. Grundsätzlich kann man festhalten, dass es sinnvoll ist, die steifere Schicht in der ersten Harztasche und die nachgiebigere Schicht in der letzten Harztasche zu integrieren, da in letzterer höhere Spannungen herrschen.

Als nächstes wird die Versagenslast in Abhängigkeit vom Stufenabstand für die untersuchten Laminatkonfigurationen betrachtet (Siehe Abbildung 7.9). Die zweite Variante versagt bei der größten Last, da die  $90^\circ$ -Lagen die geringste Steifigkeit haben. Damit nehmen die Schubspannungen in den Harzschichten ab. Anschließend folgt die vierte Variante mit der  $\pm 45^\circ$ -Schicht. Hierbei ist ein großer Stufenabstand von Vorteil, um die Versagenslast zu erhöhen. Die Varianten 1, 3, 5 und 6 sind von den Harztaschenabständen hingegen nahezu unbeeinflusst. Aufgrund der hier vorliegenden  $0^\circ$ -Lagen ist die Versagenslast äußerst gering. Die Last der sechsten Variante liegt dennoch höher, da die  $0^\circ$ -Schicht nicht in der letzten Harztasche endet.

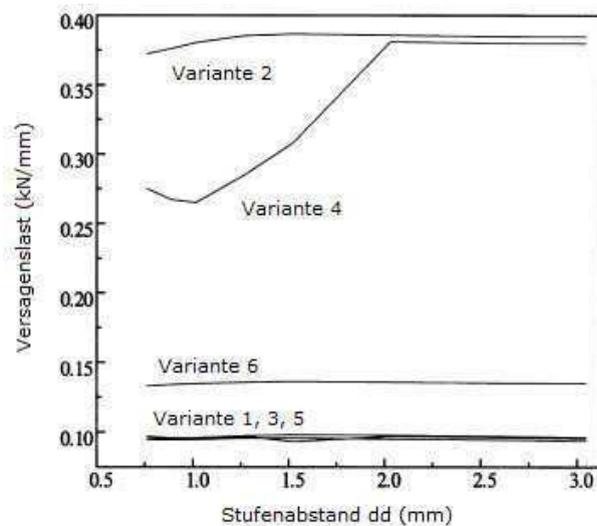


ABBILDUNG 7.9: Versagenslast beim Delaminationsbeginn [12]

Zusammenfassend werden folgende Schlussfolgerungen für die beschriebenen Analysen gezogen. Bei einer hohen Anzahl an unterbrochenen Lagen bietet es sich an, ein Laminat mit mehreren Stufen zu erstellen. Dabei sollte der Abstand der Stufen nicht zu gering ausfallen, um die Spannungsspitzen möglichst gering zu halten. Da die Spannungen in den hinteren Harztaschen zunehmen, sollten nachgiebigere Schichten in diesem Bereich integriert werden.

# Kapitel 8

## Zusammenfassung der Recherche

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse und Erkenntnisse der beschriebenen Untersuchungen kurz zusammengefasst. Dabei wird auf die interlaminaren Spannungen, Delaminationsanalysen und Parameterstudien eingegangen.

### 8.1 Interlaminare Spannungen

Die Ergebnisse haben im Bezug auf die Modellierung des verjüngten Laminats gezeigt, dass die Berücksichtigung einer Harzschicht oberhalb der Harztasche notwendig ist, um den Spannungszustand in den Harzschichten fehlerfrei wiederzugeben.

Die Untersuchungen haben gezeigt, dass im Bereich der Harztasche hohe Spannungskonzentrationen auftreten. Die Harztaschenspitze und der Ply-Drop Bereich sind hier kritische Stellen. In der Harztaschenspitze treten positive interlaminare Normalspannungen auf, die das Gurt- und Kernlaminat in diesem Bereich auseinander ziehen. Im Ply-Drop Bereich kommt es zu einem schlagartigen Richtungswechsel der Normalspannung. Während die Spannungen in der Harztasche positiv sind, herrschen in der dicken Sektion negative Normalspannungen, die das Laminat zusammendrücken.

Die interlaminaren Schubspannungen weisen ebenso Spannungskonzentrationen im Ply-Drop Bereich und in der Harztaschenspitze auf. Im Ply-Drop sind diese besonders groß, da die getrennten Lagen am Übergang zur Harztasche keine Belastung aufnehmen. Erst mit zunehmenden Abstand zur Harztasche nehmen die Schubspannungen aufgrund des Lasttransfers ab.

Die analytischen Untersuchungen haben gezeigt, dass vereinfachte Modelle vergleichbare Ergebnisse bezüglich der herrschenden Spannungen liefern.

Ein Vergleich einer FE-Analyse mit einer realen Untersuchung hat ergeben, dass sowohl  $\sigma_z$ , als auch  $\tau_{xz}$  für ein Delaminationsversagen verantwortlich sein kann.

## 8.2 Delaminationsanalyse

Die berechnete Energiefreisetzungsrates zeigt folgende Ergebnisse. Modus I ist in der dünnen Sektion dominierend. Bei einer Rissbildung in der Verjüngung ist Modus I ebenfalls zu Beginn dominierend. Mit zunehmender Rissausbreitung wird allerdings die Energiefreisetzungsrates für Modus II größer, während der Einfluss des ersten Falls abnimmt. Eine weitere Erkenntnis ist der instabile Risswachstum in beide Seiten. Steigt die Energiefreisetzungsrates auf der einen Seite, dann nimmt die Energiefreisetzungsrates auf der anderen Seite ebenfalls zu. Eine weitere Auffälligkeit ist die Abnahme der Energiefreisetzungsrates bei einer fortschreitenden Rissausbreitung, sofern die Risslänge auf der anderen Seite konstant bleibt.

Bei realen Delaminationsversuchen wurde festgestellt, dass die getrennten Lagen hauptverantwortlich für das Laminatversagen sind. Zu Beginn entsteht ein Riss im Ply-Drop Bereich. Anschließend wandert der Riss entlang der Harztasche in die dünne Sektion. Von dort aus breitet sich dieser aus. Die Rissbildung hat allerdings keinen Einfluss auf die Steifigkeit des Laminats. Der weitere Verlauf der Delamination ist anschließend von der Laminatkonfiguration abhängig. Bei Verwendung von getrennten Lagen mit geringerer Steifigkeit kann es zu einem schlagartigen Versagen des gesamten Laminats kommen, ohne dass sich der Riss signifikant in der dicken Sektion ausbreitet. Bei Schichten mit höherer Festigkeit kann eine zweifach ablaufende Delamination in der dicken Sektion beobachtet werden. Oberhalb der Harztasche breitet sich der Riss in der  $0^\circ$ -Schicht aus. Unterhalb der Harztasche wandert der Riss in den  $45^\circ$ -Lagen bis dieser die  $0^\circ$ -Schicht erreicht. Von dort aus verläuft die Rissausbreitung entlang dieser Schicht. Nachdem die Delamination an das Laminatende gelangt ist, kommt es zu einem Faserbruchversagen.

## 8.3 Parameterstudie

Die Ergebnisse der Parameterstudien sind im Folgenden zusammengefasst. Es wurden der Verjüngungswinkel, die Zahl getrennter Lagen, der Harztaschenort in Dickenrichtung, das Breiten-Höhenverhältnis, die Stufenabstände sowie die Faserorientierung getrennter Lagen untersucht. Parameter, die das Spannungsniveau in verjüngten Laminaten senken, sind dabei vorteilhaft.

Die Analysen haben ergeben, dass ein flacher Verjüngungswinkel aufgrund des geringeren Spannungsniveaus zu bevorzugen ist. Zudem ist die Wahl einer geringen Zahl an getrennten Lagen vorteilhaft.

Die Parameterstudie liefert weiterhin die Erkenntnis, dass sich der Ort der Harztasche möglichst mittig in Dickenrichtung befinden sollte. Hierfür muss die Dicke des Gurt- und

Kernlaminats gleich sein.

Je größer das Breiten-Höhenverhältnis ist, desto geringer ist das Spannungsniveau. Das Verhältnis sollte mindestens einen Wert von 10 betragen.

Bei der Wahl der Faserorientierung der getrennten Lagen bieten sich 60°- oder 90°-Schichten an. Auf diese Weise werden die interlaminaren Schubspannungen in der dicken Sektion gesenkt.

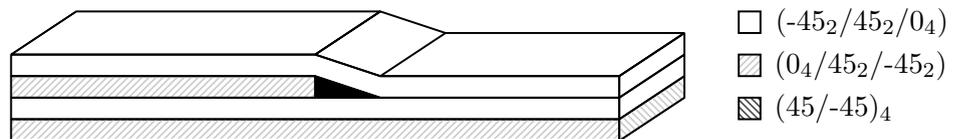
Die Untersuchungen haben zudem ergeben, dass ein Stufenabstand von mindestens 2,5 mm optimal ist. Dies entsprach einem Abstand von etwa drei Harztaschenlängen. Aneinandergereihte Harztaschen sind generell zu vermeiden. Diese haben ein erhöhtes Spannungsniveau zur Folge, da die Harztaschen einen gegenseitigen Einfluss haben.

## Kapitel 9

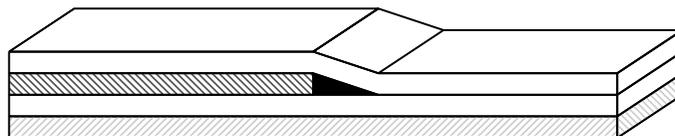
# Numerische Delaminationsanalyse

In diesem Abschnitt werden die Laminare aus den experimentellen Versuchen (Kapitel 6.2) numerisch in ABAQUS auf ihr Delaminationsverhalten untersucht. In Abbildung 9.1 sind die untersuchten Laminare dargestellt. Nach der Analyse werden die Ergebnisse den Resultaten der Versuche gegenübergestellt.

### 1. Modell



### 2. Modell



### 3. Modell

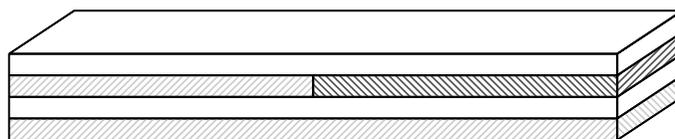


ABBILDUNG 9.1: Laminare aus Delaminationsversuchen (Kap.6.2)

Hinzu kommt die Analyse eines vierten Modells. Hierfür wird das in Abbildung 9.2 dargestellte Laminat analysiert. Das Laminat wird dabei ohne Harztaschen modelliert. Im Vordergrund steht die Ermittlung des Harztascheneinflusses bei der Modellierung. Es soll festgestellt werden, in welchem Ausmaß sich die Vereinfachung auf die Ergebnisse auswirkt.

## 4. Modell

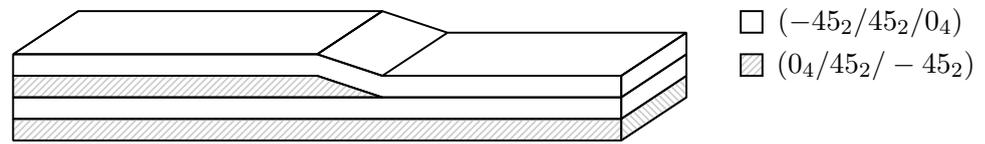


ABBILDUNG 9.2: Modell ohne Harztasche

## 9.1 Laminataufbau

In den beiden Abbildungen 9.1 und 9.2 ist der Laminataufbau aller Modelle dargestellt. Die ersten beiden Modelle unterscheiden sich einzig in der Faserorientierung der getrennten Lagen. Die  $(0_4/45_2/-45_2)$ -Schicht des ersten Modells ist steifer als die  $(45/-45)_4$ -Schicht des zweiten Modells.

Das dritte Laminat hat entlang seiner Länge eine konstante Dicke. Der Laminataufbau der linken Seite entspricht der dicken Sektion des ersten Modells. Der Laminataufbau der rechten Seite entspricht der dicken Sektion des zweiten Modells.

Der Laminataufbau des vierten Modells gleicht dem Ersten. Der Unterschied beider Modelle liegt einzig in der Harztaschenmodellierung.

## 9.2 Geometrie

Die Geometrie des ersten und zweiten Modells ist in Abbildung 9.3 dargestellt. Beide Laminat enthalten eine Harztasche und werden über vier Laminatschichten modelliert. Jede Schicht hat eine Dicke von 1,25 mm und besteht aus jeweils acht Lagen je 0,15625 mm.

Die Laminatdicke in der dicken Sektion entspricht einer Höhe von 5 mm. In der dünnen Sektion entfällt eine Schicht, sodass eine Laminatdicke von 3,75 mm vorliegt.

Die gesamte Länge des Laminats beträgt 140 mm. Die Trennung der inneren Lagen befindet sich in der Mitte bei 70 mm. Von dort aus verläuft die Verjüngung 2,5 mm zur dünnen Sektion. Folglich ist die dicke Sektion um 2,5 mm länger als die dünne Sektion. Die Laminatbreite beträgt, wie auch für alle anderen Modelle, 25 mm.

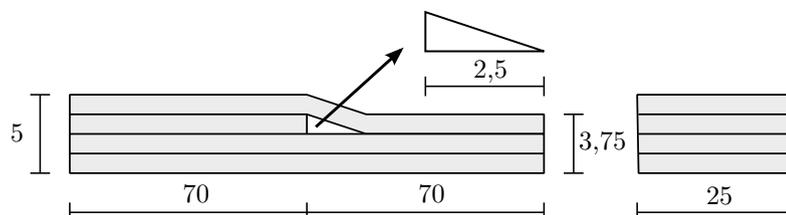


ABBILDUNG 9.3: Geometrie des ersten und zweiten Modells

Das dritte Modell hat eine Länge von 140 mm. Die Trennung der Lagen befindet sich ebenso mittig bei 70 mm. Weiterhin hat das Laminat über die gesamte Länge eine konstante Dicke von 5 mm.

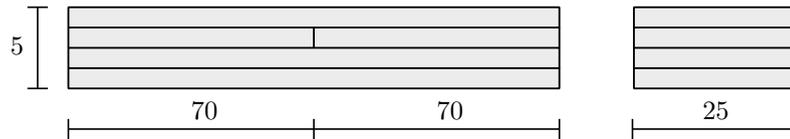


ABBILDUNG 9.4: Geometrie des dritten Modells

Die Geometrie des vierten Modells entspricht den ersten Beiden. Da jedoch keine Harztasche in diesem Modell enthalten ist, laufen die getrennten Lagen auf das Verjüngungsende spitz zu.

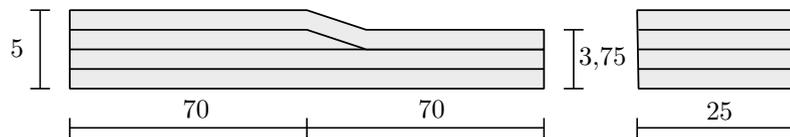


ABBILDUNG 9.5: Geometrie des vierten Modells

## 9.3 Erstellung des FE-Modells

Die nichtlineare Delaminationsanalyse wird an 3-dimensionalen Modellen durchgeführt. Die Modellierung dieser wird im Folgenden ausführlich beschrieben.

Zunächst wird der Aufbau der Modellgeometrie erläutert. Anschließend folgt die Materialzuweisung. Weiterhin werden die Vernetzung des Modells, die Grenzschichtmodellierung, sowie die Randbedingungen beschrieben.

### 9.3.1 Erstellung der Geometrie und Materialzuweisung

Die vorherigen Untersuchungen haben gezeigt, dass eine Rissbildung im Bereich der Harztasche entsteht. Dort treten hohe interlaminare Spannungen auf. Mit zunehmendem Abstand zur Harztasche nehmen diese allerdings rapide ab, sodass sich eine Vereinfachung des Modells anbietet.

In Abbildung 9.6 ist die gesamte Geometrie des ersten Modells abgebildet. Die Laminatenden werden als ebene Flächen modelliert, da die interlaminaren Spannungen in diesen Bereichen vernachlässigbar sind. Auf diese Weise kann die Anzahl der Elemente bei der Vernetzung deutlich reduziert werden, was zu einer Verringerung der Rechenzeit führt. Der Harztaschenbereich setzt sich dagegen aus Volumenkörpern zusammen, um den

interlaminaren Spannungszustand in dieser Region möglichst genau wiedergeben zu können.

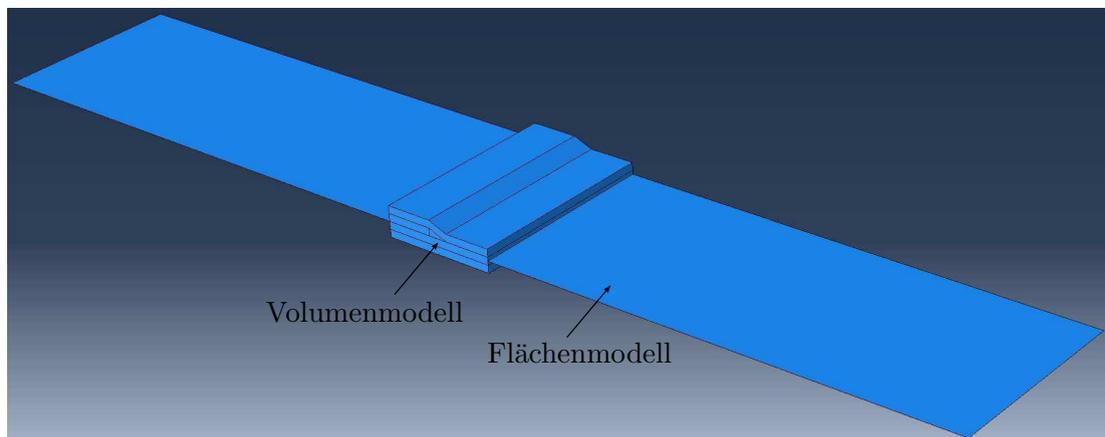


ABBILDUNG 9.6: Darstellung des Flächen- und Volumemodells

Das Volumenmodell besteht aus fünf Teilen (Parts), die in Abbildung 9.7 dargestellt sind. Bei Part 5 handelt es sich um die Harztasche. Alle weiteren Parts entsprechen einer Laminatschicht, die je acht Lagen beinhaltet. Diese werden zu einem Part zusammengefasst, da die Modellierung jeder Einzelschicht zu aufwändig ist.

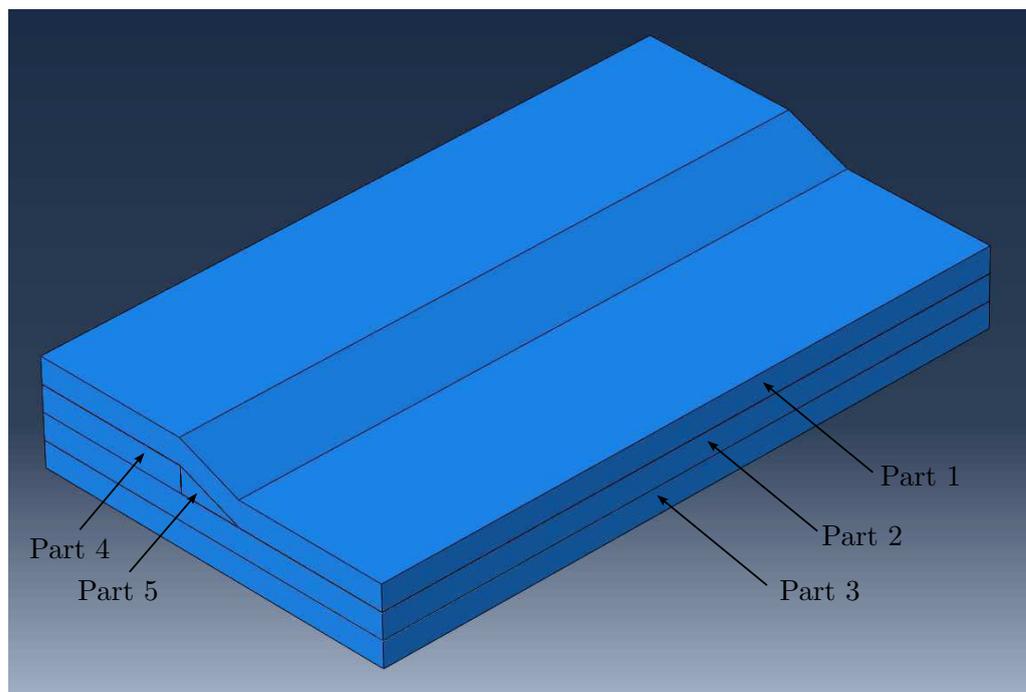


ABBILDUNG 9.7: Anordnung der Parts im Volumenmodell

Das Gurtlaminat wird vom ersten Part dargestellt. Part 2 und 3 bilden das obere bzw. untere Kernlaminat ab. Zwischen dem Gurt- und Kernlaminat befindet sich die Trennschicht (Part 4).

Im ersten, zweiten, dritten und vierten Part werden mittels einer Composite-Funktion in

ABAQUS die Anzahl der Einzelschichten, deren Dicke und die dazugehörigen Faserorientierungen, sowie die Materialeigenschaften definiert. Wie bereits beschrieben, bestehen die Parts aus jeweils acht Einzelschichten je 0,15625 mm. Die Orientierung der Fasern wird gemäß Abbildung 9.1 definiert. Die Laminat bestehen aus unidirektionalen Fibredux T300/914C Prepeg-Tapes. Dessen Eigenschaften sind in Tab. 9.1 dargestellt. Bei  $\nu_{23}$  und  $G_{23}$  handelt es sich um Annahmen.

TABELLE 9.1: Materialparameter eines T300/914C Prepeg-Tapes aus [21]

$E_{11}$ (GPa)	$E_{22}$ (GPa)	$E_{33}$ (GPa)	$\nu_{12}$ (-)	$\nu_{13}$ (-)	$\nu_{23}$ (-)	$G_{12}$ (GPa)	$G_{13}$ (GPa)	$G_{23}$ (GPa)
135,2	9,0	9,0	0,3	0,3	0,4	4,875	4,875	3,0

Im Gegensatz dazu wird die Harztasche (Part 5) als homogener Körper definiert. Folgende isotrope Materialparameter werden hierfür angenommen:

TABELLE 9.2: Materialparameter der Harztasche

E (MPa)	$\nu$ (-)
3000	0,35

Die beiden Laminatenden werden als Mittelfläche der jeweiligen Sektion definiert. Daher müssen beide Flächen in der jeweiligen Sektion mittig in Dickenrichtung angeordnet werden. Für diese steht ebenso eine Composite-Funktion zur Verfügung. Dort werden die gesamte Lagenzahl der dicken und dünnen Sektion sowie die Faserorientierungen und die bereits genannten Materialparameter definiert.

Das oben beschriebene Modell wird auch für die Analyse des zweiten Modells genutzt. Es müssen lediglich Anpassungen an der Faserorientierung vorgenommen werden. Davon abgesehen sind die Modelle identisch.

Die Geometriemodellierung des dritten und vierten Modells verläuft analog zur Beschreibung des ersten Modells. Die Parts beider Modelle sind in Abbildung 9.8 dargestellt.

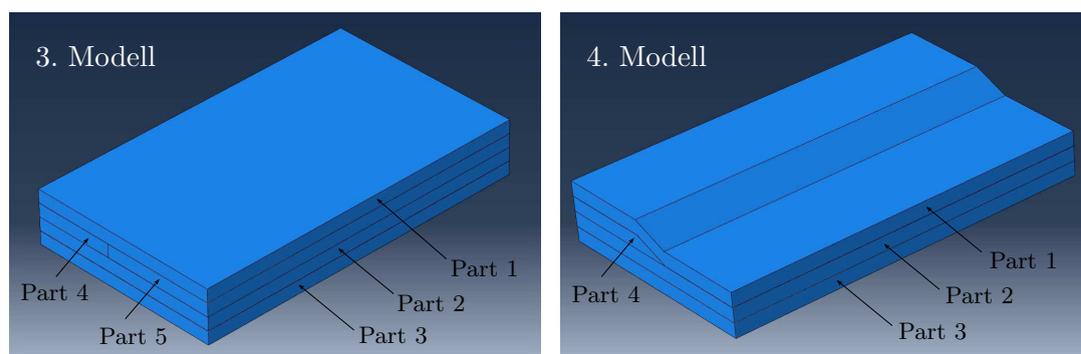


ABBILDUNG 9.8: Anordnung der Parts im Volumenmodell (drittes und viertes Modell)

Bei der Erstellung des dritten Modells wird statt der Harztasche eine weitere Trennschicht (Part 5) erstellt.

Im vierten Modell entfällt hingegen ein Part. Die Trennschicht wird in die verjüngte Sektion verlängert, sodass die Modellierung der Harztasche entfällt.

### 9.3.2 Vernetzung des Modells

Die Vernetzung des ersten und zweiten Modells ist in Abbildung 9.9 dargestellt. Die beiden Laminatenden bestehen aus Schalenelementen. Die Harztaschenregion ist bezüglich einer Schadensanalyse der relevante Bereich. Dort wird das Modell mit Volumenelementen vernetzt. Zudem hat das Volumenmodell eine feinere Vernetzung.

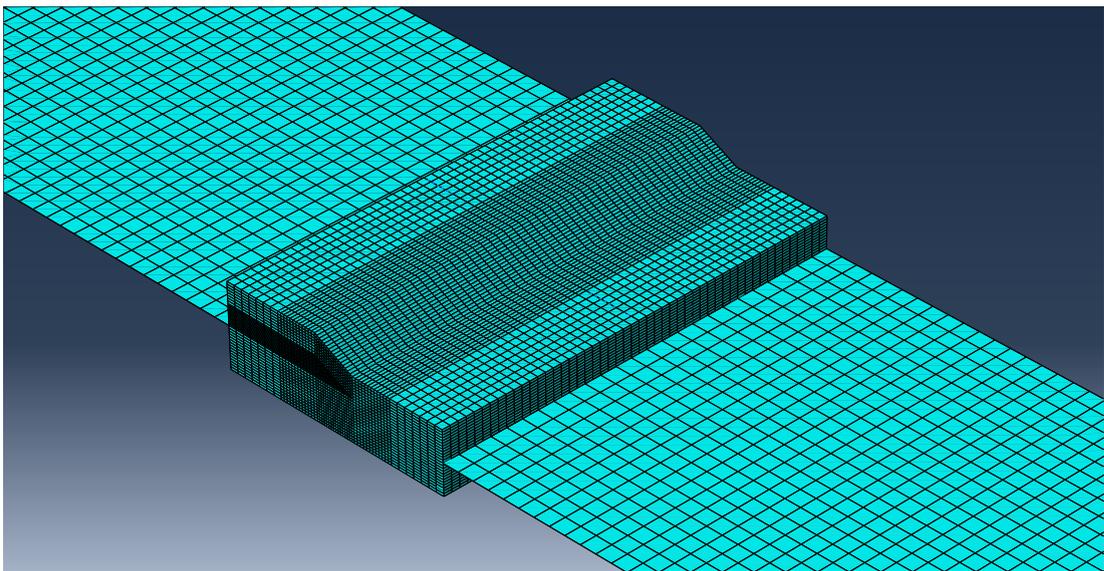


ABBILDUNG 9.9: FE-Netz des ersten und zweiten Modells

Bei den Schalenelementen handelt es sich um 4-Knoten Schalenelemente (S4) mit linearen Ansatzfunktionen. Dieser Elementtyp eignet sich für die Modellierung von Laminaten.

Bei den Volumenelementen handelt es sich überwiegend um vollintegrierte, lineare 8-Knoten Hexaeder-Elemente (C3D8). Hexaeder-Elemente haben gute Dehnungseigenschaften und liefern im Vergleich zu Tetraeder-Elementen bessere Ergebnisse. Der Vorteil linearer Elemente liegt in der geringen Rechenzeit. Eine volle Integration hat dagegen den Nutzen, eine Null-Energie-Verformung zu verhindern. Die Wahl vollintegrierter Elemente mit linearen Ansatzfunktion hat jedoch den Nachteil, dass die Elemente unter Biegung zu steif sind. Allerdings treten bei der betrachteten Analyse nur geringe Biegebeanspruchungen auf, weshalb der Einfluss auf die Genauigkeit der Ergebnisse geringfügig ist.

Um verzerrte Elemente zu vermeiden, wird die Harztaschenoberseite mit linearen 6-Knoten Wedge-Elementen (C3D6) vernetzt (Siehe Abbildung 9.10). Diese liefern zwar

ungenauere Ergebnisse, erzeugen dafür ein gleichmäßiges Netz.

Die Einzelschichten bestehen zum größten Teil aus einem Element in Dickenrichtung. Aufgrund der feineren Vernetzung in der Harztasche, bestehen die Trennlagen aus zwei Elementen in Dickenrichtung.

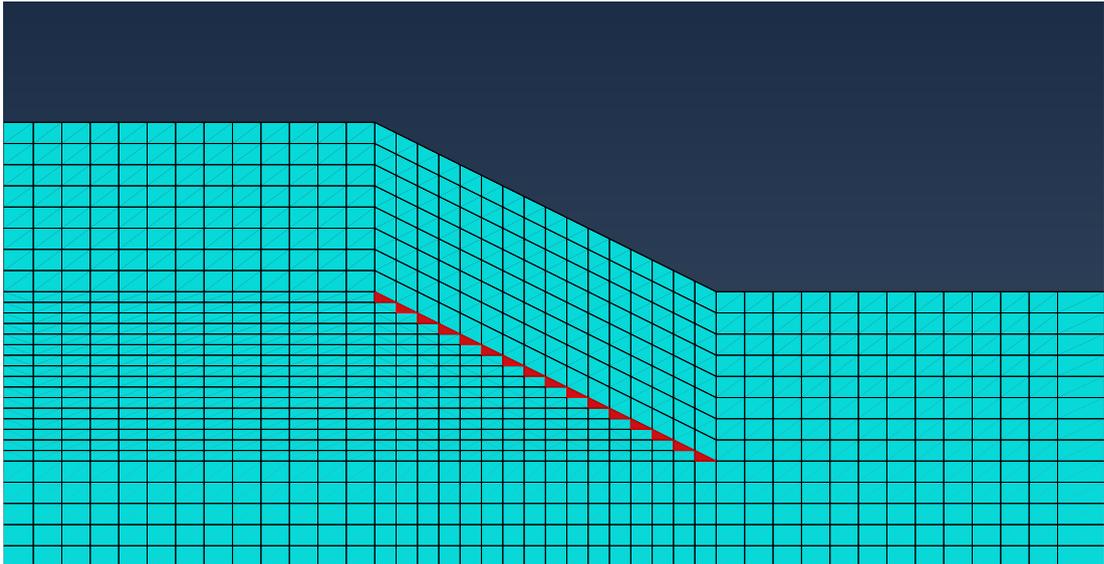


ABBILDUNG 9.10: Vernetzung im Bereich der Harztasche (C3D6: rot markiert)

Die Vernetzung des dritten Modells ist in Abbildung 9.11 dargestellt. Die Modellierung beider Enden bleibt unverändert. Dort wird das Modell mit S4-Elementen vernetzt. Da es sich um kein verjüngtes Laminat handelt, besteht das das Volumenmodell gänzlich aus C3D8-Elementen.

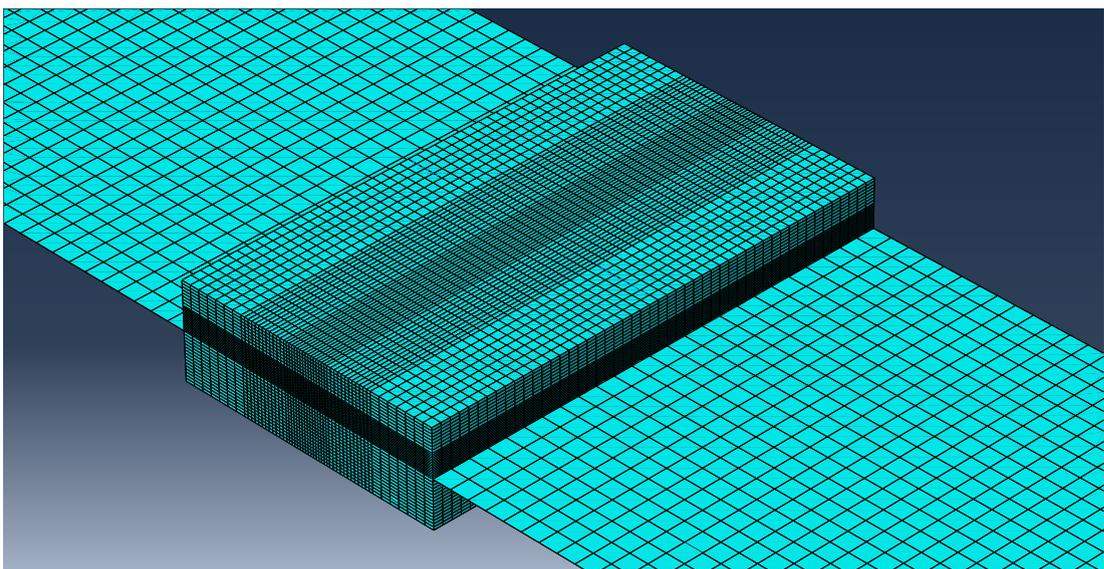


ABBILDUNG 9.11: FE-Netz des dritten Modells

Die Vernetzung des vierten Modells weist zum erstbeschriebenen Modell in Abbildung 9.10 keinen Unterschied auf. Demzufolge haben das erste, zweite und vierte Modell dieselbe Netzgröße. Die Anzahl der Elemente beläuft sich auf insgesamt 89950 (Siehe Tabelle 9.3). Die Modelle bestehen aus 86000 Volumen- und 3150 Schalenelementen.

Das dritte Modell hat aufgrund der konstanten Dicke eine höhere Anzahl an Elementen. Es besteht aus 108000 Volumen- und 3150 Schalenelementen. Damit beläuft sich die gesamte Anzahl auf 111150 Elemente.

TABELLE 9.3: Anzahl der Elemente

	C3D8	C3D6	S4	Summe
Modell 1	86000	800	3150	89950
Modell 2	86000	800	3150	89950
Modell 3	108000	0	3150	111150
Modell 4	86000	800	3150	89950

Obwohl die Schalenelemente den größten Bereich der Laminatgeometrie abbilden, ist deren Anzahl im Vergleich zu den Volumenelementen wesentlich geringer. Das enorme Potential der Rechenzeitreduzierung ist hier offensichtlich.

### 9.3.3 Kopplung des Flächen- und Volumenmodells

Die Flächen- und Volumenelemente werden mithilfe der Shell-to-Solid-Funktion miteinander verbunden. Hierbei werden die Knoten der Schalenkontaktlinie mit den Knoten der Volumenkontaktfläche gekoppelt (Siehe Abbildung 9.12). Die Knotenverschiebungen und Verdrehungen auf der Schalenkontaktlinie werden auf die Solidkontaktfläche übertragen. Es ist anzumerken, dass Schalenelemente drei translatorische sowie drei rotatorische Freiheitsgrade besitzen. Volumenelemente haben dagegen lediglich drei translatorische Freiheitsgrade.

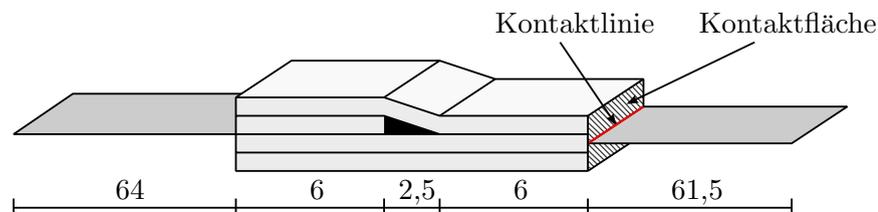


ABBILDUNG 9.12: Shell-to-Solid-Kopplung (erstes und zweites Modell)

Die Schalenelemente werden auf beiden Seiten als Mittelfläche des Laminats definiert. Demzufolge sind die Elemente in der jeweiligen Sektion mittig anzuordnen.

Die Länge des Schalenmodells beträgt in der dicken Sektion 64 mm, in der dünnen Sektion 61,5 mm. Das Volumenmodell hat in der dünnen und dicken Sektion jeweils eine Länge von 6 mm.

In Abbildung 9.13 ist die Kopplung des dritten Modells veranschaulicht. Infolge der Dickenänderung werden die Schalenelemente auf der rechten Seite nach oben bis zur Mitte versetzt. Im späteren Verlauf werden diese als Mittelfläche des Laminats definiert.

Der Modellaufbau bleibt grundsätzlich erhalten, um vergleichbare Ergebnisse zu erhalten. Daher haben die Schalenelemente auf der jeweiligen Seite weiterhin eine Länge von 64 mm bzw. 61,5 mm. Für die rechte Trennschicht ergibt sich damit eine Länge von 8,5 mm.

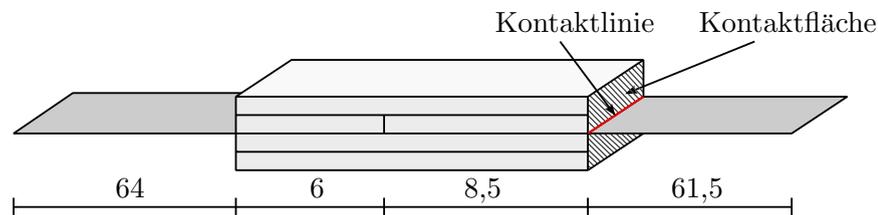


ABBILDUNG 9.13: Shell-to-Solid-Kopplung (drittes Modell)

Die Shell-to-Solid-Kopplung des vierten Modells entspricht dem ersten und zweiten Modell. Auch die Abmessungen bleiben unverändert.

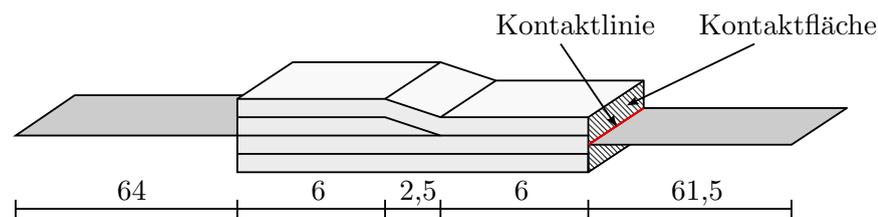


ABBILDUNG 9.14: Shell-to-Solid-Kopplung (viertes Modell)

### 9.3.4 Grenzschnittmodellierung

Die in Abbildung 9.15 dargestellten Grenzschnitte werden anschließend modelliert. Bei der späteren Analyse ist eine Rissbildung in diesen Schichten möglich. Das Modell besteht, wie bereits beschrieben, aus vier Laminatschichten. Die Modellierung jeder Einzelschicht wäre zu umständlich und hätte keinen Vorteil, da eine Delamination ohnehin in der Harztasche zu erwarten ist und sich ausschließlich innerhalb einer dieser Grenzschnitte ausbreiten kann. Demnach ist die untere Grenzschnitt im Kernlaminat überflüssig, wird aber zur Verifizierung der Annahme, dass sich außerhalb der Harztasche keine Risse bilden, modelliert.

Entsprechend Abbildung 9.16 werden die Grenzschnitte im unverjüngten Laminat modelliert.

Beim vierten Modell entfällt die Grenzschnitt im Ply-Drop, da sich in diesem Bereich keine Trennung befindet. Die Grenzschnittmodellierung ist in Abbildung 9.17 dargestellt.

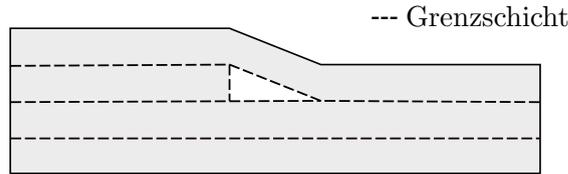


ABBILDUNG 9.15: Grenzschichten des ersten und zweiten Modells

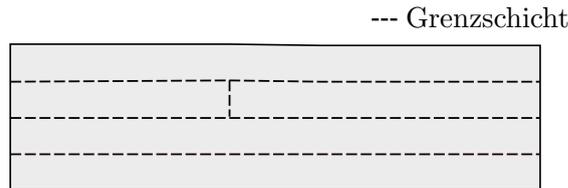


ABBILDUNG 9.16: Grenzschichten des dritten Modells

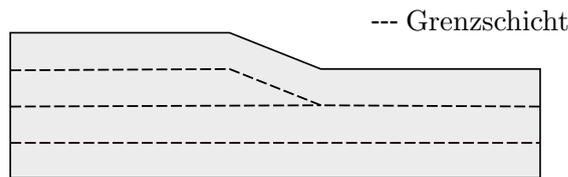


ABBILDUNG 9.17: Grenzschichten des vierten Modells

Die Modellierung der Grenzschichten basiert auf einer Kontaktbedingung zwischen zwei Flächen. Das kohäsive Verhalten wird mittels einer Steifigkeitsmatrix definiert. Die Steifigkeitsmatrix setzt sich aus den Schubsteifigkeitskomponenten  $K_{ss}$  und  $K_{tt}$ , sowie der Normalsteifigkeitskomponente  $K_{nn}$  zusammen:

TABELLE 9.4: Kohäsive Steifigkeitskomponenten  $K_{nn}$ ,  $K_{ss}$  und  $K_{tt}$  in  $N/mm^3$

$K_{nn}$	$K_{ss}$	$K_{tt}$
8500	8500	8500

Für die Versagensanalyse ist die Wahl eines Versagenskriteriums, sowie die Angabe von Bruchenergien erforderlich. Das Maximalspannungskriterium wird hier als Kriterium herangezogen. Die dazugehörigen Werte sind in Tabelle 9.5 aufgelistet. Es handelt sich um maximale Spannungen, die in der Grenzschicht herrschen.

TABELLE 9.5: Maximalspannungen  $t_n^0$ ,  $t_s^0$  und  $t_t^0$  in MPa

$t_n^0$	$t_s^0$	$t_t^0$
43	60	60

Die Schadensentwicklung wird über folgende spezifische Bruchenergien definiert:

TABELLE 9.6: Spezifische Bruchenergiekomponenten  $G_n^C$ ,  $G_s^C$  und  $G_t^C$  in  $N/mm$

$G_n^C$	$G_s^C$	$G_t^C$
0,35	1	1

Für den kohäsiven Materialparameter  $\eta$  wird ein Wert von 1,5 festgelegt. Der Zusammenhang der kohäsiven Steifigkeitsmatrix, Maximalspannung und Bruchenergie ist in den theoretischen Grundlagen (Siehe Kapitel 2.1.2) ausführlich beschrieben. Bei den Werten aus den Tabellen 9.4, 9.5 und 9.6 handelt es sich um Erfahrungswerte, die lediglich in der Größenordnung übereinstimmen. Daher können die Ergebnisse von der Analyse und den Versuchen voneinander abweichen. Allerdings steht ohnehin eine qualitative Untersuchung des Delaminationsverhalten im Vordergrund.

Die oben beschriebene kohäsive Kontaktbedingung gilt nicht für die gesamte Grenzschicht. Da eine Shell-to-Solid-Kopplung Spannungsspitzen im Kopplungsbereich verursacht, werden TIE-Verbindungen an beiden Enden eingeführt (Siehe Abbildung 9.18). Diese erzeugen einen festen Verbund zwischen den Schichten und verhindern somit eine verfrühte Delamination im Kopplungsbereich.

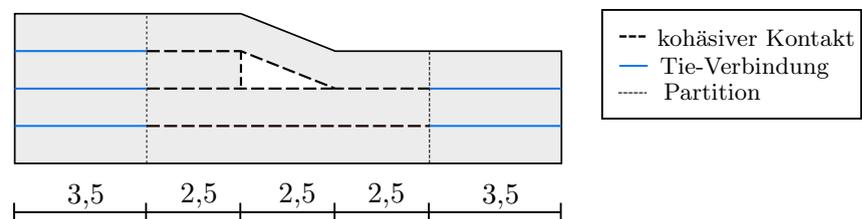


ABBILDUNG 9.18: Kontaktbedingungen des ersten und zweiten Modells

Zu Beginn werden die dicke und dünne Sektion des Volumenmodells partitioniert. Anschließend können die jeweiligen Flächen ausgewählt und mit der dazugehörigen Kontaktbedingung versehen werden. Die Partitionen erfolgen mit einem Abstand von 3,5 mm zu den Rändern. Die TIE-Verbindungen verlaufen zwischen den Partitionen und den beiden Enden des Volumenmodells, an welchen die Kopplung geknüpft ist.

Der kohäsive Kontakt umschließt die Harztasche und erstreckt sich 2,5 mm in beide Sektionen. Eine weitere kohäsive Verbindung wird in der Grenzschicht zwischen den beiden Schichten des Kernlaminats definiert. Bei der Schadensanalyse kann lediglich die anfängliche Delamination beurteilt werden, da die Rissausbreitung in beiden Sektionen bereits bei 2,5 mm unterbrochen wird. Analog dazu erfolgt die Grenzschichtmodellierung des dritten (Siehe Abbildung 9.19) und vierten Modells (Siehe Abbildung 9.20).

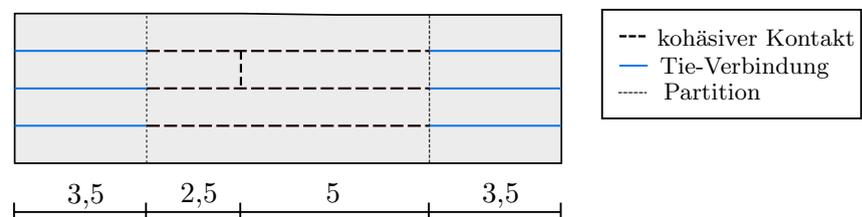


ABBILDUNG 9.19: Kontaktbedingungen des dritten Modells

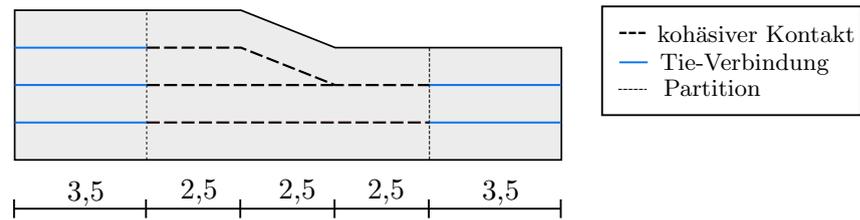


ABBILDUNG 9.20: Kontaktbedingungen des vierten Modells

### 9.3.5 Randbedingungen

In Abb. 9.10 sind die definierten Randbedingungen dargestellt. Dazu gehören die Lagerung des Modells, sowie die Lastmodellierung.

Die dicke Sektion des Modells ist fest eingespannt. Auf der Hinterkante des Flächenmodells werden hierfür alle Freiheitsgrade unterdrückt. Die weggesteuerte Last wird in der dünnen Sektion mittels Starrkörperelemente (RBE) realisiert. Dabei wird ein Referenzknoten erstellt und mit einer Verschiebungsbedingung versehen. Diese verteilt sich anschließend gleichmäßig auf die einzelnen Knoten der Vorderkante des Flächenmodells.

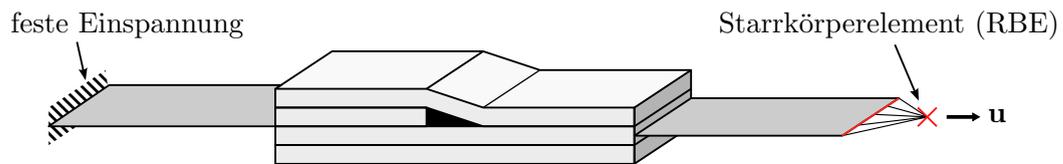


ABBILDUNG 9.21: Lagerung und Lastmodellierung

Dem ersten, zweiten und vierten Modell wird eine Verschiebung von 1,5 mm zugewiesen. Da eine Rissbildung im dritten Modell später zu erwarten ist, wird dort eine Verschiebung von 2 mm gewählt.

### 9.3.6 Modellierung von Dehnungsmessstreifen

In den experimentellen Versuchen [21] wurde das Dehnungsverhalten in der dicken und dünnen Sektion anhand von Dehnungsmessstreifen ermittelt. Eine Möglichkeit in ABAQUS ist es, die Dehnungen in axialer Richtung mithilfe von Connector-Elementen zu ermitteln.

Es werden insgesamt vier Connector-Elemente modelliert. Diese werden auf der Ober- und Unterseite der dicken, sowie der dünnen Sektion mit einem Abstand von 2,75 mm zur Verjüngung modelliert (Siehe Abbildung 9.22) und in der Mitte der Laminatbreite platziert. Die Connector-Elemente haben wie in [21] eine Länge von 3 mm. Der Abstand zur Verjüngung betrug dort allerdings 10 bis 20 mm. Das Volumenmodell hat jedoch nur jeweils eine Länge von 6 mm in beide Seiten, sodass ein deutlich geringerer Abstand (2,75 mm) gewählt werden musste.

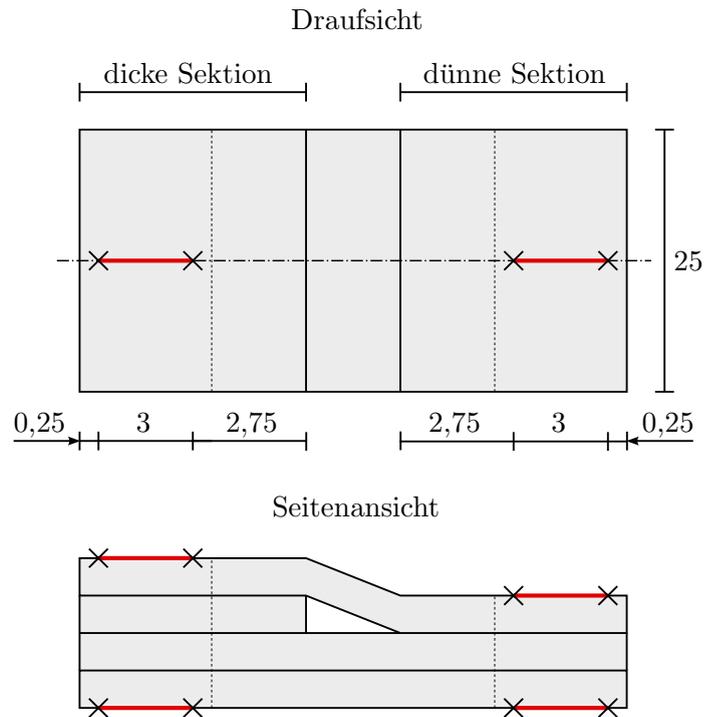


ABBILDUNG 9.22: Drauf- und Seitenansicht der Connector-Elemente (rot markiert) in verjüngten Laminaten

Da keine Information zum Ort der Dehnungsmessstreifen für den dritten Prüfling vorliegen, wird die Ausrichtung von den verjüngten Modellen übernommen. Der Ort der Connector-Elemente im dritten Modell ist in Abbildung 9.23 dargestellt.

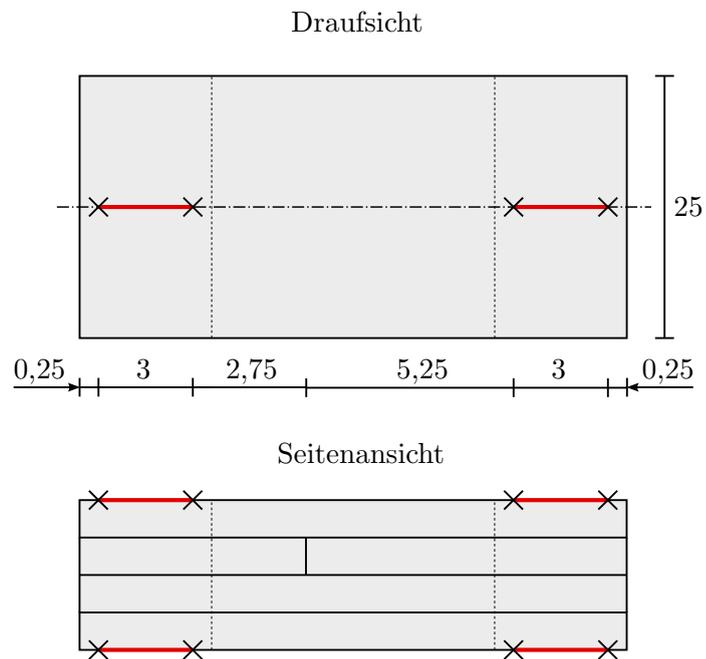


ABBILDUNG 9.23: Drauf- und Seitenansicht der Connector-Elemente (rot markiert) in unverjüngten Laminaten

## 9.4 Auswertung der Ergebnisse

Anhand der Delaminationsanalyse soll geprüft werden, ob die FE-Modelle, die bereits in Abbildung 9.1 beschrieben wurden, das Delaminationsverhalten realitätsnah wiedergeben können. Hierfür werden die Resultate der experimentellen Versuche aus der Literaturrecherche (Kapitel 6.2) zum Vergleich herangezogen. Auf dieser Grundlage soll die numerische Vorhersage der Delamination in verjüngten Laminaten qualitativ beurteilt werden. Zu Beginn werden allerdings die Steifigkeiten der Modelle und dessen Dehnungsverhalten analysiert. Hierfür werden die Messergebnisse der Versuche aus [21] zum Vergleich herangezogen.

Abschließend werden die Ergebnisse der Untersuchung des Harztascheneinflusses vorgestellt. Das vereinfachte Modell (Siehe Abbildung 9.2) wird in diesem Zusammenhang auf seine Vergleichbarkeit zum konventionellen Modell 1 untersucht.

### 9.4.1 Steifigkeitsvergleich

Anhand von Last-Verschiebungskurven ist eine Beurteilung der Steifigkeiten möglich. Hierfür müssen allerdings die Längenabmessungen der betrachteten Modelle und Proben übereinstimmen.

Die Verschiebungsachse entspricht der eingeleiteten Verschiebung im Starrkörperelement. Bei der Belastung handelt es sich um die im Starrkörperelement wirkenden Zugkraft, die durch die Laminatbreite geteilt wird.

In Abbildung 9.24 ist der Kurvenverlauf des ersten FE-Modells dargestellt. Dieser ist linear und hat bei einer Verschiebung von 1 mm eine Belastung von 2270 N/mm. Damit beträgt die Steigung  $2270 \text{ N/mm}^2$ .

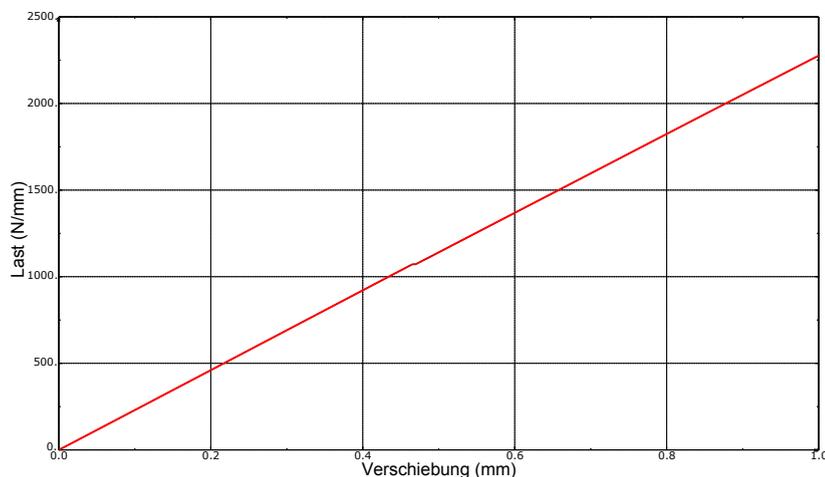


ABBILDUNG 9.24: Last-Verschiebungskurve aus der FE-Analyse (erstes Modell)

In Abbildung 9.25 ist eine aus den Versuchen ermittelte Last-Verschiebungskurve dargestellt. In diesem Fall ist der Kurvenverlauf ebenfalls annähernd linearer. Bei einer Verschiebung von 1 mm herrscht eine Belastung von mehr als 1350 N/mm. Der Wert muss allerdings nach oben korrigiert werden, da der Ursprung der Kurve nicht im Nullpunkt liegt. Nach der Kurvenmanipulation beträgt die Belastung etwa 1450 N/mm.

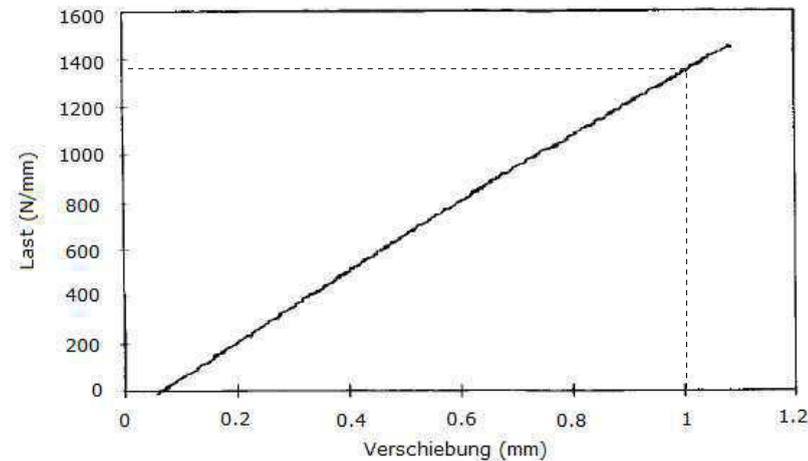


ABBILDUNG 9.25: Last-Verschiebungskurve aus dem Versuch (erstes Modell)[21]

Damit liegt eine wesentlich größere Steigung in der Last-Verschiebungskurve des FE-Modells vor. Folglich ist dessen Steifigkeit größer. Dieser Umstand ist jedoch aus Erfahrung keine Seltenheit.

Im Vordergrund steht daher der qualitative Vergleich. In Tabelle 9.7 sind die Steigungen für die ersten drei Modelle dargestellt. Grundsätzlich haben die Versuche und Analysen dieselbe Tendenz. Das dritte Modell hat die größte Steifigkeit. Dies hängt mit der konstanten Laminatdicke zusammen. Das zweite Modell weist die geringste Steifigkeit auf, da die getrennten Lagen eine geringere Steifigkeit im Vergleich zum ersten Modell haben. Für alle FE-Modelle ergibt sich der zuvor beschriebene Zustand. Diese haben allesamt eine zu hohe Steifigkeit.

TABELLE 9.7: Steigung der Last-Verschiebungskurven in  $\text{N}/\text{mm}^2$

	erstes Modell	zweites Modell	drittes Modell
numerisch	2270	2070	2420
experimentell	1450	1400	1500

## 9.4.2 Verformungsverhalten

### 9.4.2.1 Modell 1

Anschließend wird das Dehnungsverhalten verglichen. Aus Erfahrung liegt hierbei eine größere Übereinstimmung der numerischen und experimentellen Ergebnisse vor. Es werden die axialen Dehnungen in Belastungsrichtung auf der Ober- und Unterseite der dicken sowie dünnen Sektion betrachtet. Es sei nochmals darauf hingewiesen, dass sich die Messorte an unterschiedlichen Stellen befinden. Die Dehnungsmessstreifen haben zur Verjüngung einen Abstand von mindestens 10 mm [21]. Dagegen beträgt der Abstand der Conector-Eemente im FE-Modell 2,75 mm (Vgl. Kapitel 9.3.6). Daher kann lediglich die Größenordnung der Dehnungswerte verglichen werden.

Vor dem Vergleich der Dehnungen wird zunächst das allgemeine Verformungsverhalten betrachtet. In Abbildung 9.26 ist die Verformung des ersten Modells dargestellt. Die Verformungen wurden zur Veranschaulichung um den Faktor 20 vergrößert. Die Asymmetrie verjüngter Laminate führt hiernach zu Biegebelastungen. Das Modell versucht die Form eines Körpers mit konstanter Dicke anzunehmen.

In der dicken Sektion liegt eine Linkskrümmung vor. Daher treten auf der Unterseite größere Dehnungen auf als auf der Oberseite. In der dünnen Sektion herrscht der umgekehrte Fall. Aufgrund der Rechtskrümmung kommt es auf der Oberseite zu größeren Dehnungen.

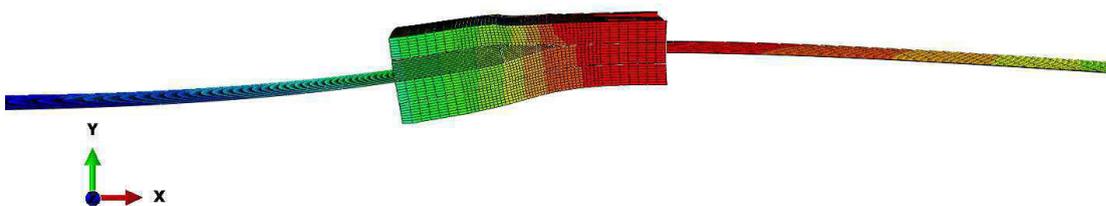


ABBILDUNG 9.26: Verformung in y-Richtung des ersten Modells

Anschließend werden die aus der Analyse ermittelten Dehnungen in axialer Richtung mit den Messergebnissen aus [21] verglichen. In Abbildung 9.27 sind die Ergebnisse der FE-Analyse dargestellt. Der Dehnungsverlauf wird in Abhängigkeit der Last dargestellt. Die Ergebnisse belegen die zuvor getätigten Aussagen. In der dicken Sektion ist die Dehnung auf der Unterseite größer. In der dünnen Sektion treten im Gegensatz dazu auf der Oberseite größere Dehnungen auf. Auffällig sind die Kurvensprünge bei 1072 N/mm. Hierbei kommt es zu einer Delamination in der dünnen Sektion. Die größte Dehnungsabnahme findet auf der Oberseite der dünnen Sektion statt. Hier löst sich das Gurtlaminat vom Kernlaminat in der Harztaschenspitze. Mit zunehmender Risslänge nehmen die

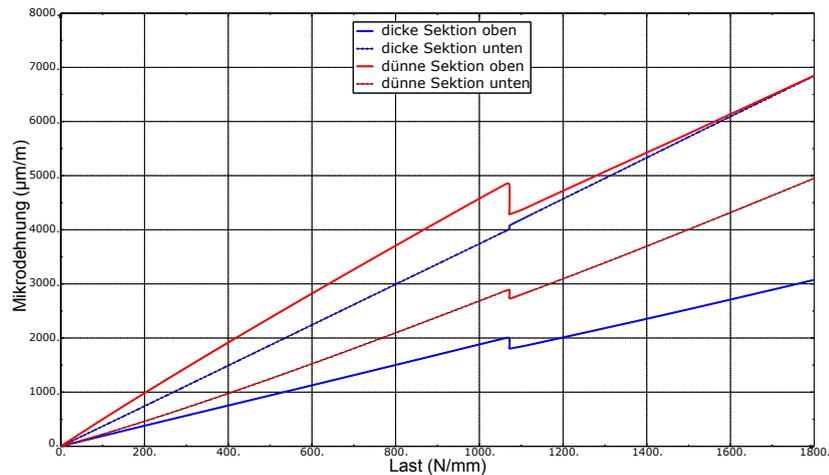


ABBILDUNG 9.27: Dehnung über Belastung aus der FE-Analyse (erstes Modell)

Dehnungen ab, da sich das Laminat geradebiegt. Demzufolge werden die Biegeverformungen kleiner. Weiterhin ist das Dehnungsverhalten in der dicken Sektion auffällig. Auf der Oberseite nehmen die Dehnungen während des Risswachstums zu.

Am Ende der Kurvensprünge wird die Rissausbreitung aufgrund der TIE-Verbindung unterbrochen, wodurch die Kurven wiederum einen linearen Anstieg erfahren. Die Ergebnisse verlieren anschließend an Aussagekraft, da ein weiteres Risswachstum in der dünnen Sektion nicht möglich ist.

Die Ergebnisse stimmen qualitativ mit den Versuchen überein. Die Messwerte der Dehnungsmessstreifen sind in Abbildung 9.28 dargestellt. Auf der Oberseite der dünnen Sektion treten die größten Dehnungen auf. Die geringsten Dehnungen wurden auf der Unterseite der dicken Sektion gemessen. Es ist zu beachten, dass der Ursprung der Kurven wiederum nicht im Nullpunkt liegt. Daher müssten die Kurven zunächst manipuliert werden. Für einen qualitativen Vergleich sind die vorliegenden Ergebnisse der Versuche allerdings ausreichend. Im weiteren werden ohnehin keine exakten Dehnungswerte betrachtet, da die unterschiedlichen Messorte nur einen groben Vergleich zulassen. Dennoch kann grundsätzlich festgehalten werden, dass die Größenordnung der Dehnungen im Gegensatz zu den Steifigkeiten vergleichbar ist. Bei genauerer Betrachtung liegt sogar eine sehr gute Übereinstimmung vor.

Die Messwerte ergeben ebenfalls eine Dehnungsvariation während der Rissbildung. Allerdings liegt ein weicher Kurvenverlauf statt einem Kurvensprung vor. Die Rissbildung beginnt dabei bei etwa 950 N/mm. Dort nimmt die Steigung mit zunehmender Belastung ab. Allerdings kommt es erst bei einer Belastung von 1100 N/mm zu einem starken Dehnungsabfall in der dünnen Sektion.

Der Kurvenverlauf für die Messergebnisse auf der Oberseite der dicken Sektion ist im Gegensatz zu den FE-Resultaten durchgehend konstant. Dagegen liefert die Unterseite

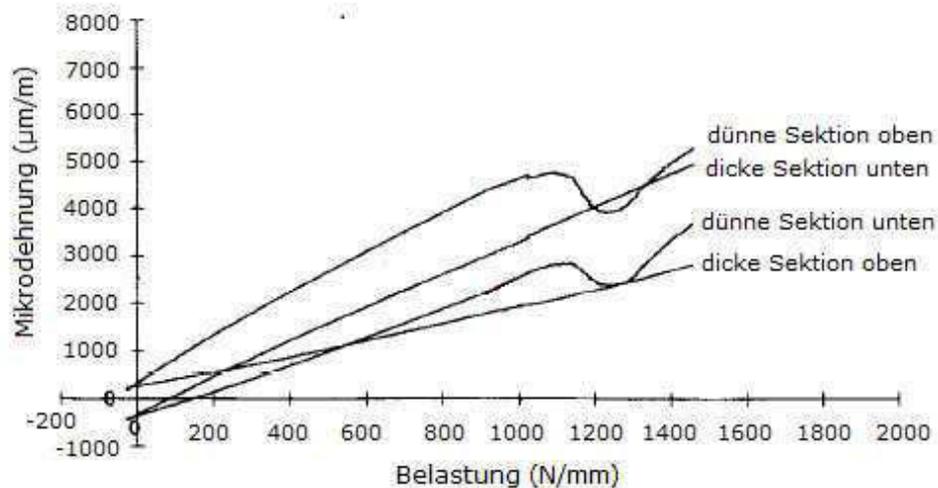


ABBILDUNG 9.28: Dehnung über Belastung (Versuch)[21]

vergleichbare Ergebnisse. Dabei kommt es bei 1000 N/mm zu einer leichten Dehnungszunahme.

Insgesamt stimmen die vorgestellten Ergebnisse der Analyse qualitativ mit den Versuchen überein. Zudem sind die Dehnungen, wie erwartet, vergleichbar. Das reale Dehnungsverhalten kann damit hinreichend genau beschrieben werden. Allerdings kann der Kurvenverlauf der Dehnungsabnahme nur grob in Form eines Kurvensprunges wiedergegeben werden. Die Ursache ist diesbezüglich nicht bekannt. Eine feinere Diskretisierung des FE-Modells konnte jedenfalls keine Abhilfe schaffen. Der Einfluss der Tie-Verbindung müsste daher genauer untersucht werden.

#### 9.4.2.2 Modell 2

Das beschriebene Dehnungsverhalten gilt auch für das zweite Modell, da dessen Geometrie dem ersten Modell entspricht. Auf der Oberseite der dünnen Sektion treten die größten Dehnungen auf (Siehe Abbildung 9.29). Auf der Oberseite der dicken Sektion sind die Dehnungen am geringsten.

Ebenso ist die Dehnungsänderung während einer Rissausbreitung deutlich zu erkennen. Die Kurvensprünge entsprechen den Ergebnissen des ersten Modells. Dieser Zustand wird allerdings bereits bei 993 N/mm erreicht.

Auffällig sind die beiden unteren Kurven. Hierbei liefert die Unterseite der dünnen Sektion vergleichbare Dehnungen zu der Oberseite der dicken Sektion. Dies hängt mit der geringeren Steifigkeit der getrennten Lagen zusammen. Aufgrund des geringeren Steifigkeitsunterschiedes nimmt die Biegeverformung ab, sodass sich die Dehnungen angleichen.

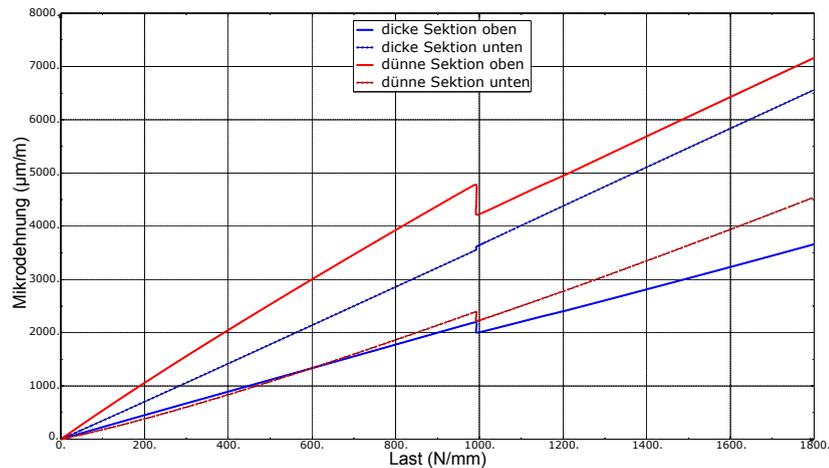


ABBILDUNG 9.29: Dehnung über Belastung aus der FE-Analyse (zweites Modell)

In Abbildung 9.30 sind die Messergebnisse des zweiten Versuchs dargestellt. Dort kommt es zu einer deutlicheren Annäherung aller Kurven. Der abnehmende Einfluss der Biegeverformung ist hier auffälliger. Die Abweichung beider Ergebnisse kann mit den Messorten zusammenhängen. Der Steifigkeitsunterschied macht sich demnach erst mit zunehmendem Abstand zur Harztasche stärker bemerkbar.

Auffällig ist die Dehnungsänderung beim Rissbeginn. Im Gegensatz zum ersten Versuch beginnt diese bei einer Belastung von etwa 900 N/mm früher. Die FE-Analyse liefert ebenfalls einen früheren Rissbeginn (993 N/mm).

Die ausgeprägte Dehnungsabnahme beginnt dagegen erst bei 1250 N/mm. Dieses Verhalten können die FE-Ergebnisse nicht wiedergeben, da die Dehnungsabnahme infolge eines Sprunges dargestellt wird.

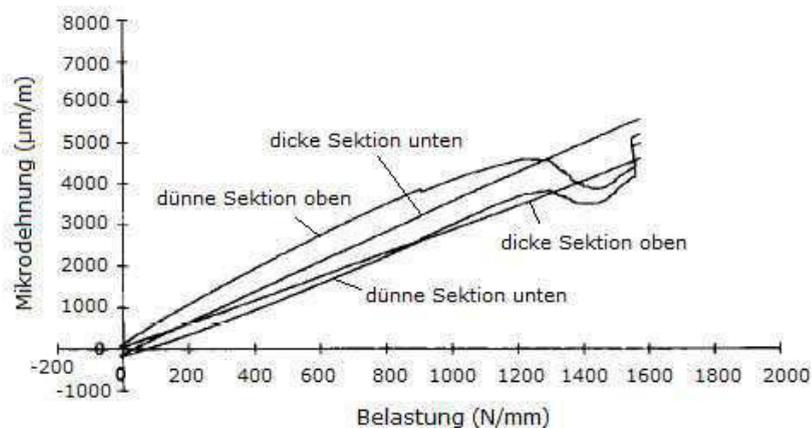


ABBILDUNG 9.30: Dehnung über Belastung (Versuch) [21]

Damit stimmt ebenso die zweite Analyse qualitativ mit dem Versuch überein. Aufgrund der geringeren Steifigkeit ist eine Angleichung der Kurven festzustellen. Diese ist allerdings im Gegensatz zu den Messergebnissen weniger ausgeprägt. Auch der Rissbeginn

kann qualitativ korrekt vorhergesagt werden. Dieser tritt im Vergleich zum ersten Modell bei einer geringeren Last auf.

### 9.4.2.3 Modell 3

Für das dritte Modell ist ein abweichendes Verformungsverhalten zu erwarten, da die Laminatdicke des Modells konstant ist. Eine Asymmetrie wird durch die geringere Steifigkeit der getrennten Lagen in der rechten Laminathälfte erzeugt. In der Abbildung ist die Modellverformung dargestellt. Die Ausgabe der Verformungen wurde mit dem Faktor 30 skaliert. Hierbei ist eine wesentlich geringere Biegeverformung zu erkennen.

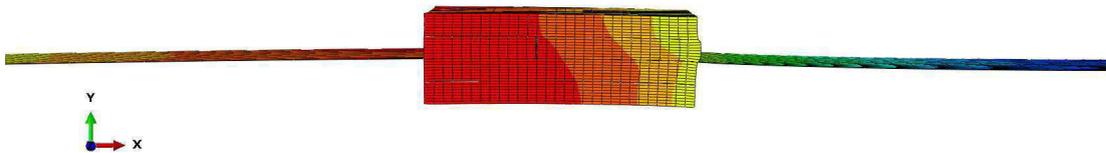


ABBILDUNG 9.31: Verformung des dritten Modells in y-Richtung

Die Dehnungen des FE-Modells sind in Abbildung 9.32 dargestellt. Aufgrund der konstanten Laminatdicke sind die Biegeverformungen vernachlässigbar. Daher hat eine Rissbildung keinen Einfluss auf den Dehnungszustand, weshalb keine Dehnungssprünge in den Kurven auftreten.

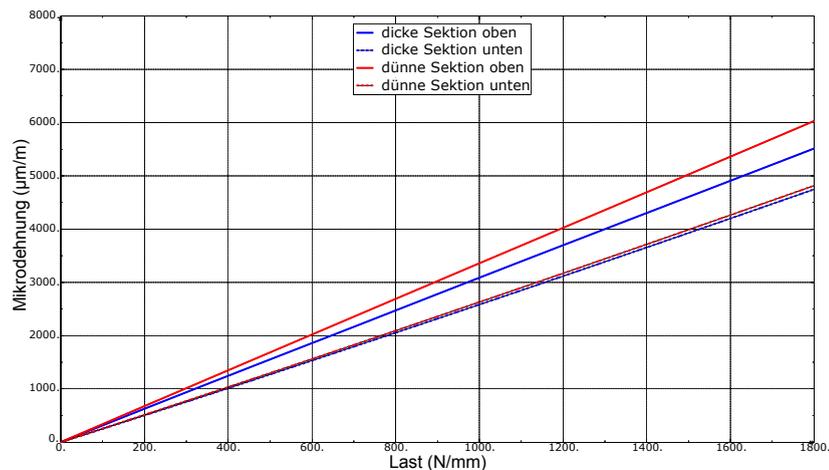


ABBILDUNG 9.32: Dehnung über Belastung aus der FE-Analyse (drittes Modell)

Auf der Oberseite treten größere Dehnungen auf, weil die Trennschicht mit der geringeren Steifigkeit sich oberhalb der Laminatmittelfläche befindet. Damit hat die obere Hälfte eine geringere Steifigkeit und wird stärker gedehnt. Die größte Dehnung tritt dabei auf der rechten Seite auf, die als dünne Sektion bezeichnet wird, um die vorherigen

Bezeichnungen beizubehalten. In dieser Sektion befindet sich die Trennschicht mit der geringeren Steifigkeit. Auf der Laminatunterseite sind die Dehnungen beider Kurven hingegen nahezu gleich.

Die in Abbildung 9.33 dargestellten Messergebnisse zeigen zu Beginn ebenfalls einen konstanten Kurvenverlauf. Bei 1500 N/mm findet anschließend die Rissbildung statt. Im Gegensatz zu den vorherigen Untersuchungen sind die Dehnungen im Hinblick auf die Rissbildung weniger stark ausgeprägt, da der Biegeeinfluss aufgrund der konstanten Dicke gering ist. Die Verläufe bei 1800 N/mm sind für diese Betrachtung nicht relevant. Dort breiten sich die Risse bis zum Laminatende aus. In der FE-Analyse kommt es dagegen zu keinem Risswachstum bis zum Laminatende. Aufgrund der Vereinfachung des FE-Modells kann dieser Fall nicht betrachtet werden.

Die Messergebnisse haben ebenfalls ergeben, dass die Dehnungen auf der Oberseite in der dünnen Sektion am größten sind. Weiterhin ergeben sich für die Kurven auf der Unterseite vergleichbare Dehnungen. Dagegen unterscheiden sich die Ergebnisse der Dehnungen auf der Oberseite der dicken Sektion. Den Messergebnissen zufolge treten dort die geringsten Dehnungen auf.

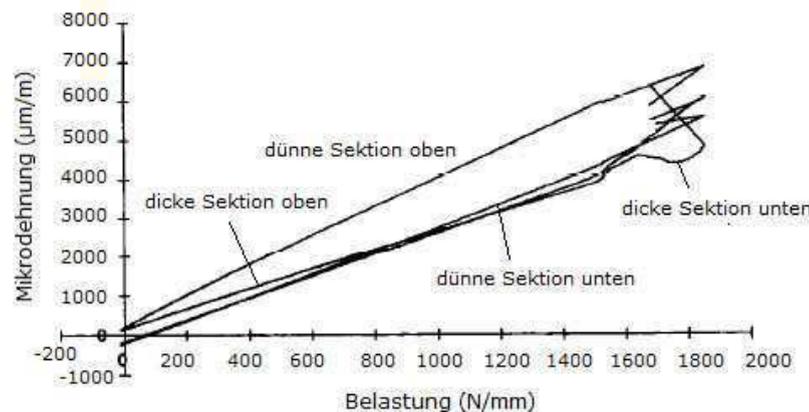


ABBILDUNG 9.33: Dehnung über Belastung (Versuch)[21]

Grundsätzlich sind beide Lösungen vergleichbar. Die Dehnungen haben aufgrund der konstanten Laminatdicke keine allzu großen Abweichungen, da ein geringerer Biegezustand herrscht. Letzteres wird besonders beim Beginn der Delamination deutlich. In der Analyse kommt es zu keinen Dehnungssprüngen, da sich der Biegezustand im Laminat nach der Rissbildung nicht ändert. Bei Betrachtung der Messergebnisse kann nur ein geringer Einfluss während der Rissbildung festgestellt werden. Erst bei einer fortgeschrittenen Rissausbreitung liegt ein auffälliges Dehnungsverhalten vor. Dieser Zustand kann in der Analyse aufgrund der Vereinfachung (Tie-Kontakt) nicht betrachtet werden.

### 9.4.3 Rissverhalten

Im Folgenden wird das Rissverhalten der FE-Modelle analysiert. Die Schadensvariable  $D$  dient als Beurteilungskriterium für das Rissverhalten. Dessen Wertebereich liegt zwischen 0 und 1. Bei einem Wert von 1 lösen sich die Schichten an der betrachteten Stelle. Die kohäsiven Grenzschichten müssen für die Ergebnisdarstellung sichtbar gemacht werden. In Abbildung 9.34 ist die obere Grenzschicht dargestellt. Hierbei wird das Gurtlaminat verdeckt. Anschließend kann das Rissverhalten für die gesamte Schicht ausgewertet werden.

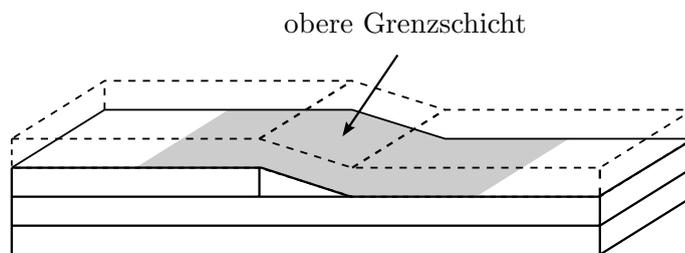


ABBILDUNG 9.34: Obere Grenzschicht sichtbar machen

Die kohäsive Schicht im Ply-Drop wird durch die Ausblendung der dicken Sektion sichtbar gemacht.

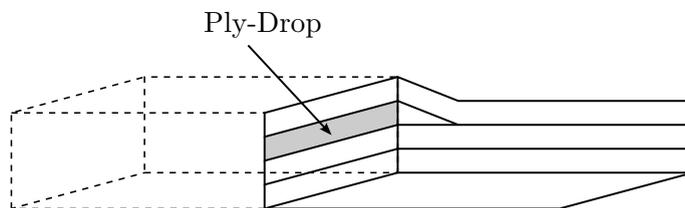


ABBILDUNG 9.35: Ply-Drop sichtbar machen

Die untere Grenzschicht ist in Abbildung 9.36 dargestellt. Um die Ergebnisse beurteilen zu können, wird das Kernlaminat unterhalb der Grenzschicht verdeckt.

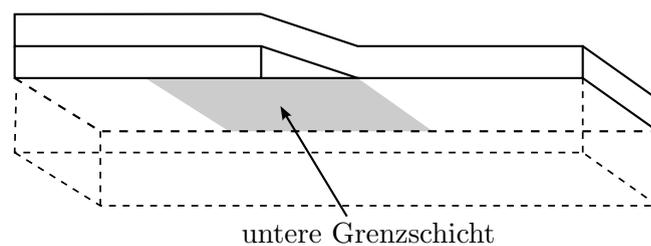


ABBILDUNG 9.36: Untere Grenzschicht sichtbar machen

In der Mitte der Kernlaminatschichten befindet sich eine weitere Grenzschicht. In dieser tritt, wie zuvor angenommen, keine Rissbildung auf. Daher wird die Auswertung dieser Schicht im Weiteren nicht beachtet.

Um den zeitlichen Verlauf der Risse besser beurteilen zu können, wird eine am Laminat wirkende Belastung zur Beschreibung der Ergebnisse herangezogen. Es handelt sich um die am Starrkörperelement wirkende Kraft, die durch die Laminatbreite geteilt wird. Dieselbe Größe wurde bereits bei den Lastverschiebungs- und Lastdehnungskurven genutzt.

Im Folgenden wird das in Kapitel 6.2 vorgestellte Rissverhalten der Versuche nochmals kurz zusammengefasst. Im Anschluss wird das Rissverhalten der FE-Modelle vorgestellt und mit den Versuchen verglichen.

#### 9.4.3.1 Modell 1

Die Versuche haben ergeben, dass eine Rissbildung zu Beginn im Ply-Drop entsteht. Von dort aus wandert der Riss zur Harztaschenspitze, worauf eine Delamination in der dünnen Sektion folgt (Siehe Abbildung 9.37). Dort beginnt die erste Rissbildung bei einer Belastung von 966 N/mm. Es handelt sich hierbei um einen Durchschnittswert aus diversen Versuchen. Nach einem Risswachstum von 25 mm kommt es zu einem Riss-Stopp. Dieses Verhalten kann in der FE-Analyse nicht untersucht werden, da der Tie-Kontakt einen Rissfortschritt in einem Abstand von 2,75 mm zur Harztaschenspitze unterbindet. Allerdings steht ohnehin die qualitative Ermittlung des Rissbeginns im Vordergrund, da die daraus resultierende Delamination die Tragfähigkeit des Laminats maßgeblich beeinflusst. Daher gilt es bei einer Dimensionierung die erste Rissbildung zu vermeiden. Es sei allerdings darauf hinzuweisen, dass eine Rissbildung bei einer reinen Zugbelastung zunächst keinen allzu großen Einfluss hat. Im Gegensatz dazu liegt bei Druckbelastungen eine Stabilitätsgefährdung vor. Aufgrund der Delamination sinkt zudem die lokale Biegesteifigkeit in den getrennten Laminatschichten.

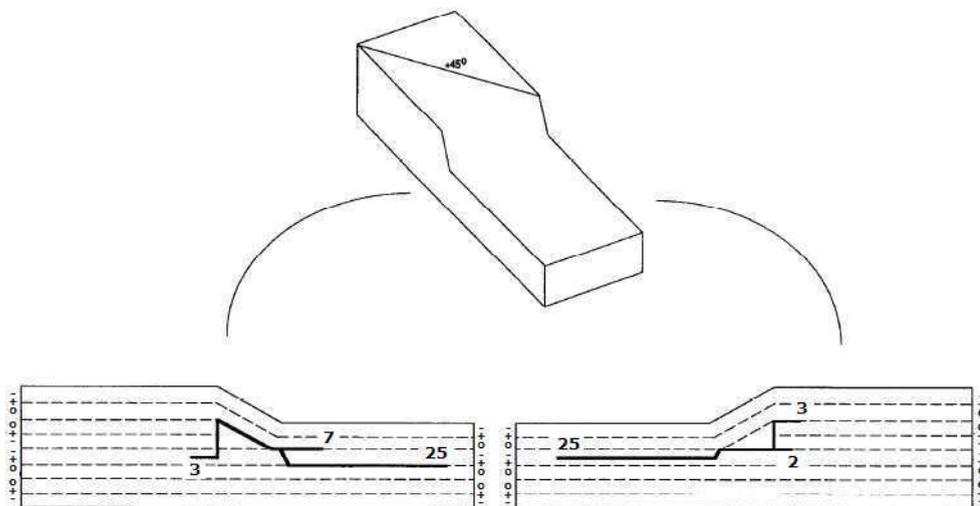


ABBILDUNG 9.37: Delamination in der dünnen Sektion (erster Prüfling) [21]

Neben dem Riss-Stopp ist eine Wanderung des Risses in Dickenrichtung zur neutralen Achse ebenfalls nicht möglich. Die Schadensausbreitung kann lediglich in den kohäsiven Grenzschichten erfolgen.

Anschließend werden die Ergebnisse der FE-Analyse vorgestellt. Die erste Rissbildung findet in der Harztaschenspitze statt. Um diesen Bereich genauer betrachten zu können, wird das Gurtlaminat verdeckt. In Abbildung 9.38 ist der Rissverlauf dargestellt. Im roten Bereich hat die Schadensvariable ihren Maximalwert 1 erreicht, bei dem ein Riss vorliegt.

Die Rissbildung findet in der Mitte der Harztaschenspitze statt (Siehe Abbildung 9.38(a)). Dort beginnt sich das Gurtlaminat vom Kernlaminat und der Harztasche abzulösen. Bei der Rissbildung beträgt die Belastung 1072 N/mm. Anschließend breitet sich der Riss in der dünnen Sektion sowie im verjüngten Bereich aus (Siehe Abbildung 9.38(b)).

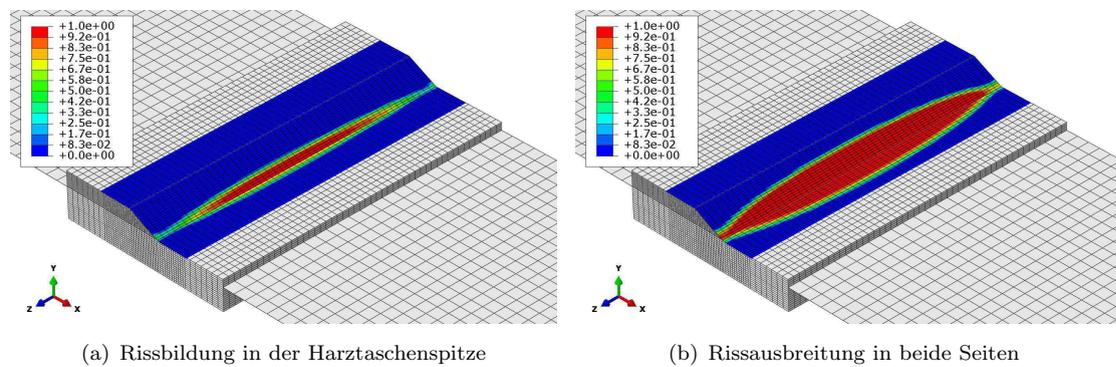


ABBILDUNG 9.38: Verlauf der Schadensvariable D in der oberen Grenzschicht (erstes Modell)

Währenddessen kommt es zu einer Rissbildung im Ply-Drop Bereich. Hierbei löst sich die Harztasche an den äußeren Kanten gemäß Abbildung 9.39. Eine weitere Rissausbreitung ist allerdings nicht festzustellen.

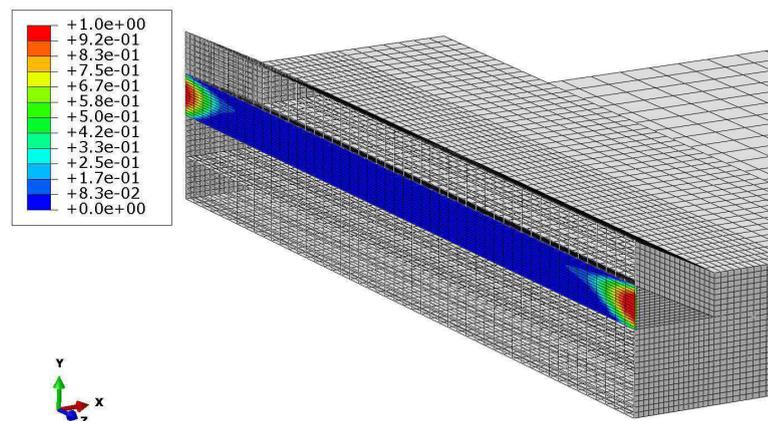


ABBILDUNG 9.39: Rissbildung im Ply-Drop (erstes Modell)

Im Gegensatz dazu nimmt die Risslänge in der oberen Grenzschicht stetig zu. Dabei kommt es zu einem rasant ablaufenden Risswachstum. Während der gesamten Rissausbildung in der dünnen Sektion wird nur eine marginale Verschiebung im Starrkörperelement eingeleitet, weshalb keine Belastungszunahme festzustellen ist. Dies führt zu den sprunghaften Dehnungsvariationen in den Dehnungs-Lastkurven.

In Abbildung 9.40 endet der Rissfortschritt kurz vor der Tie-Verbindung bei einer Belastung von 1072 N/mm. Hierbei endet zugleich der Dehnungssprung. Der Tie behindert im Folgenden eine weitere Rissausbildung. Dies hat zur Folge, dass die nachfolgenden Ergebnisse an Genauigkeit verlieren. Eine qualitative Bewertung des anschließenden Rissverlaufs ist dennoch möglich, da der reale Rissfortschritt ebenfalls in der dünnen Sektion unterbrochen wird.

Die letzten beiden Elementreihen haben sich zu diesem Zeitpunkt nicht gelöst. Aufgrund der angrenzenden Tie-Verbindung ist allerdings ein weitaus höherer Belastungszustand in diesem Bereich notwendig. Daher wird der gegenwärtige Zustand als Riss-Stopp definiert.

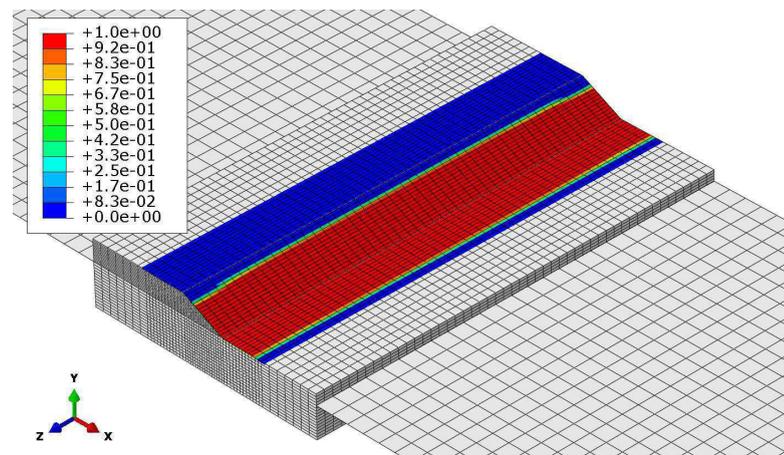


ABBILDUNG 9.40: Riss-Stopp in der dünnen Sektion (erstes Modell)

Anschließend wird das Risswachstum in der dicken Sektion betrachtet. Dieses ist letztlich nicht von großer Bedeutung, da die Ermittlung der ersten Rissbildung im Vordergrund steht. Der weitere Verlauf wird dennoch zur Vervollständigung des Rissverhaltens vorgestellt.

In den Versuchen findet ein Risswachstum ober- und unterhalb der getrennten Lagen statt (Siehe Abbildung 9.41). Beim Beginn der Delamination herrschen 1630 N/mm. Auf der Unterseite kommt es wiederum zu einer Wanderung in Dickenrichtung, was in der Analyse bekannterweise nicht möglich ist. Die Delamination schreitet im Folgenden bis zum Laminatende voran. Bei einer Belastung von 2589 N/mm versagt das Laminat anschließend durch Faserbruch.

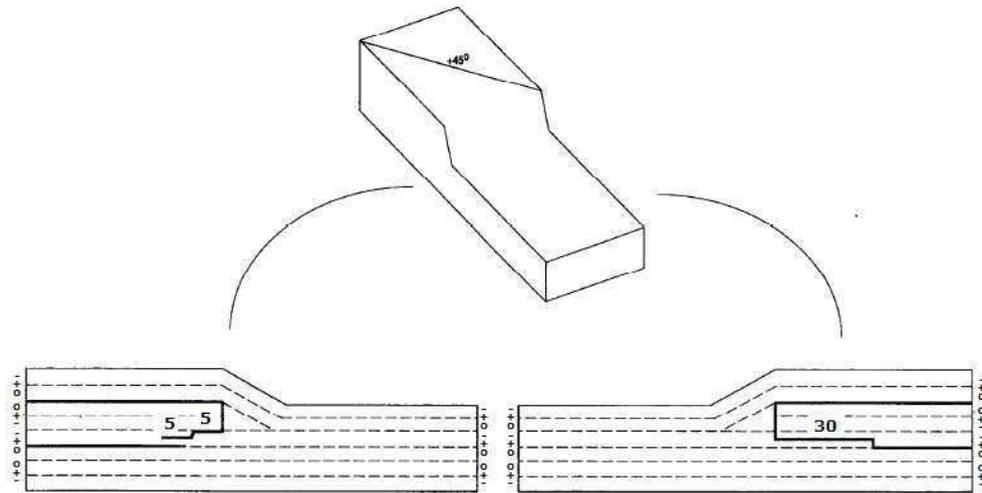


ABBILDUNG 9.41: Delamination in der dicken Sektion (erster Prüfling) [21]

In der Analyse kommt es ebenfalls zu einer zweifachen Delamination in der dicken Sektion. In der oberen Grenzschicht herrschen  $1933 \text{ N/mm}$ . Es bilden sich simultane Risse an den oberen Ecken (Siehe Abbildung 9.42(a)). In Abbildung 9.42(b) findet ein Schaden in der unteren Grenzschicht statt. Die Belastung beträgt in diesem Fall  $2152 \text{ N/mm}$ . Anschließend findet ein gleichmäßiger Risswachstum in der dicken Sektion statt (Siehe Abbildung 9.42(c) und 9.42(d)).

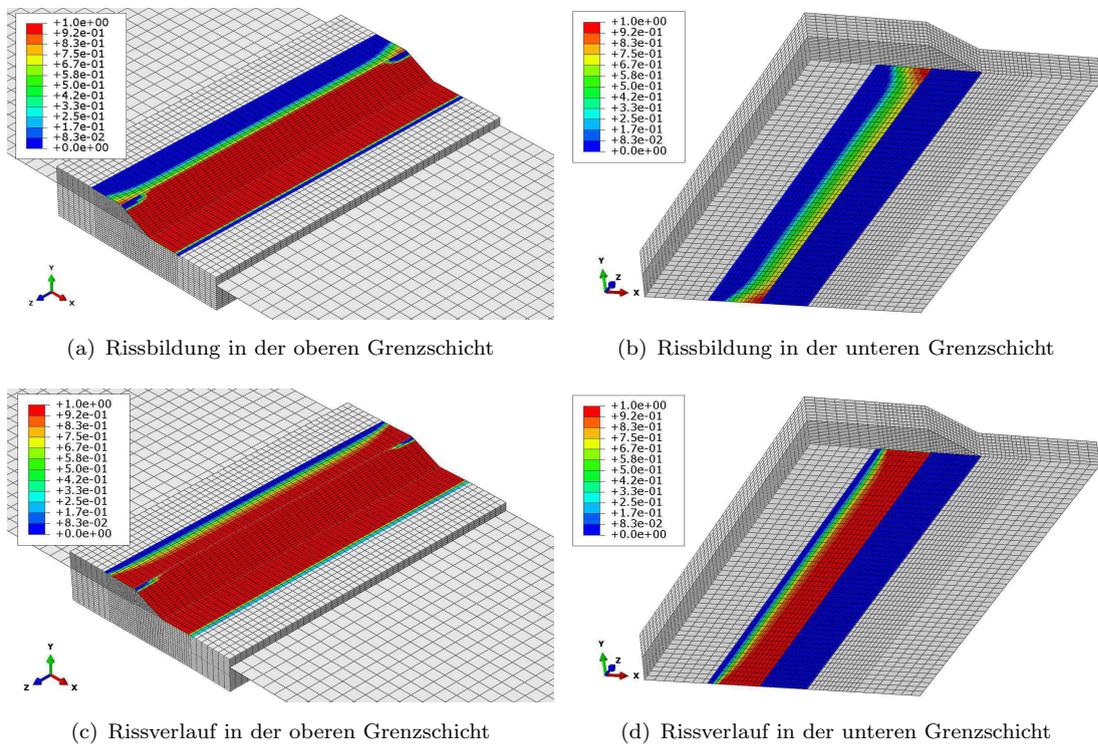


ABBILDUNG 9.42: Verlauf der Schadensvariable D in der dicken Sektion (erstes Modell)

Die Ergebnisse des ersten Modells sind durchaus mit dem realen Delaminationsverhalten vergleichbar. In beiden Fällen bilden sich zuerst Risse im Ply-Drop und in der Harztaschenspitze. Eine Rissbildung im Ply-Drop bleibt allerdings ohne Folgen, da die Harztasche nur unwesentlich zur Lastaufnahme und Lastübertragung beiträgt. Diesbezüglich ist die Ablösung in der Harztaschenspitze interessanter, da sich das Gurtlaminat vom Kernlaminat ablöst. Anschließend kommt es zu einem Risswachstum in der dünnen Sektion. In Tabelle 9.8 sind die Belastungen gegenüber gestellt. Für die erste Rissbildung in der dünnen Sektion stimmen die Ergebnisse in der Größenordnung überein. In der Analyse wurde eine Belastung von 1072 N/mm ermittelt. Im experimentellen Versuch wurden 966 N/mm gemessen. Die Vorhersage der Rissbildung ist damit hinreichend genau.

Bei einer weiteren Belastung kam es in den Versuchen zu einem Riss-Stopp in der dünnen Sektion. Dieses Verhalten kann aufgrund der Modellierung nicht untersucht werden, da die Entfernung des Tie-Kontaktes zur Verjüngung zu gering ist.

Anschließend findet eine Delamination in der dicken Sektion statt. In beiden Fällen liegt eine zweifach ablaufende Delamination vor. Es bilden sich oberhalb und unterhalb der getrennten Lagen Risse. Auch der Vergleich der Belastungen zeigt eine ähnliche Tendenz. Die Versuche haben einen Durchschnittswert von 1630 N/mm ergeben. In der Analyse ist die Oberseite bei 1933 N/mm und die Unterseite bei 2152 N/mm delaminiert.

Da kein Faserbruchversagen in der Analyse definiert ist, muss die Bruchlast aus den Versuchen den Ergebnissen der Analyse gegenübergestellt werden. Auch in diesem Fall stimmen die Ergebnisse mit den Versuchen überein. Bei einer Delamination in der dicken Sektion liegen die Belastungen weit unterhalb der Bruchlast.

TABELLE 9.8: Rissbildungsbelastung in der dünnen und dicken Sektion, sowie die Versagenslast in N/mm

	dünne Sektion	dicke Sektion	Versagen
experimentell	966	1630	2589
numerisch	1072	1933/2152	-

Aus den Ergebnissen folgt, dass das vorgestellte Modell in der Lage ist, das qualitative Delaminationsverhalten hinreichend genau wiederzugeben.

### 9.4.3.2 Modell 2

Im zweiten Versuch kommt es ebenfalls zu einer Delamination in der dünnen Sektion (Siehe Abbildung 9.43). Hierbei delaminiert die dünne Sektion bei einer Belastung von 933 N/mm. Anschließend wandert der Riss zur neutralen Achse und endet bei einer Risslänge von 25 mm. Für die letztgenannten Beobachtungen gilt selbiges wie für das erste Modell. Aufgrund der Grenzschichtmodellierung, können derartige Risslängen und eine Wanderung in Dickenrichtung bei den untersuchten FE-Modellen nicht analysiert werden.

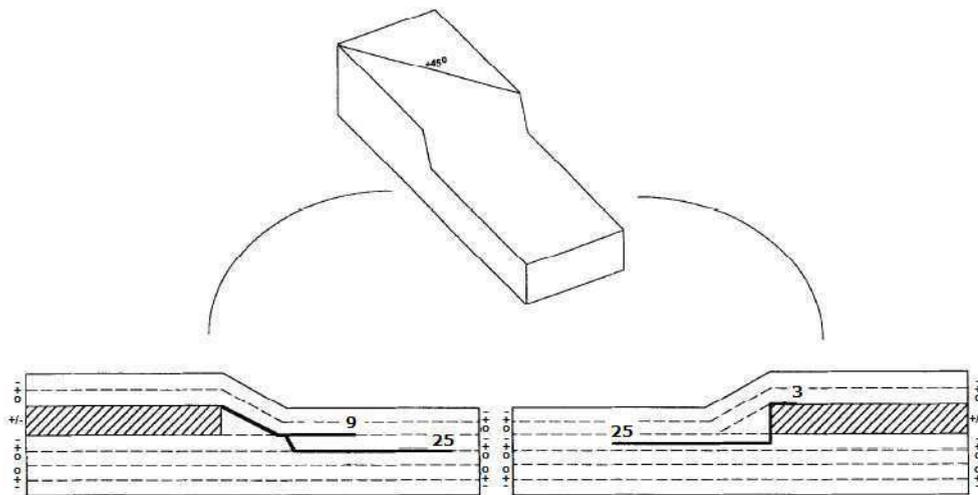


ABBILDUNG 9.43: Delamination in der dünnen Sektion (zweiter Prüfling) [21]

In der zweiten Analyse findet die erste Rissbildung ebenfalls in der Harztaschenspitze statt (Siehe Abbildung 9.44(a)). Der Riss bildet sich allerdings nicht in der Mitte der Spitze. Dieser ist in positiver  $z$ -Richtung versetzt. Die Belastung ist im Vergleich zum ersten Modell mit 993 N/mm geringer. Der Rissverlauf in Abbildung 9.44(b) entspricht dem ersten Modell. Das Gurtlaminat delaminiert in der Harztaschenspitze. Anschließend kommt es zum Risswachstum in beide Seiten. Der Zustand in Abbildung 9.44(c) wird als Riss-Stopp definiert. Hier endet der Dehnungssprung in den Dehnungs-Lastkurven. Aufgrund des Einflusses der Tie-Verbindung nimmt die Genauigkeit der Ergebnisse ab diesem Zeitpunkt ab.

Eine minimale Rissausbreitung in der dünnen Sektion ist dennoch möglich, allerdings erst bei einem weitaus höheren Belastungszustand. In Abbildung 9.44(d) herrschen 1960 N/mm. Hierbei ist der Riss nochmals eine Elementreihe zum Tie vorangeschritten. Zudem ist die Harztasche auf der Oberseite zum Verjüngungsbeginn delaminiert.

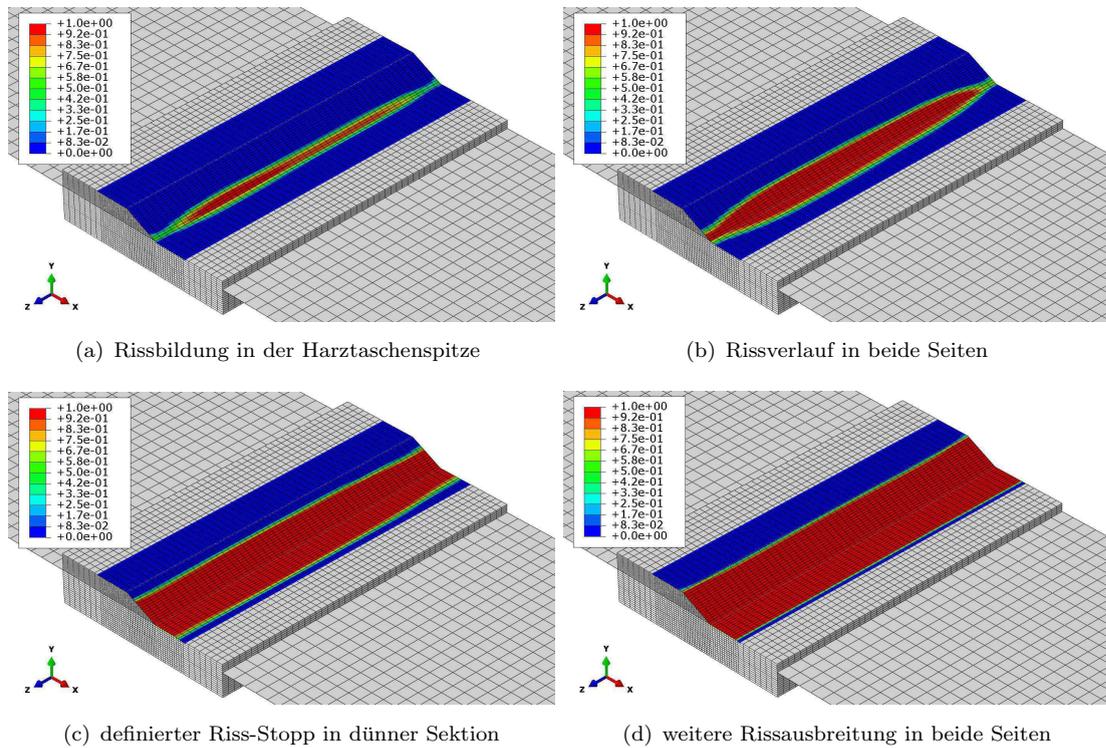


ABBILDUNG 9.44: Schadensverlauf in der dicken Sektion (zweites Modell)

In den experimentellen Versuchen kommt es anschließend zu keinem Risswachstum in der dicken Sektion. Stattdessen versagt das Laminat durch Faserbruch. Die Versagenslast liegt bei 2331 und 2391 N/mm.

Im Gegensatz zu den Versuchsergebnissen findet eine Delamination in der dicken Sektion statt. Die Risse bilden sich wiederum ober- und unterhalb der getrennten Lagen. In der oberen Grenzschicht beträgt die Belastung 2955 N/mm. Unterhalb der getrennten Lagen kommt es bei einer Belastung von 3024 N/mm zur ersten Rissbildung.

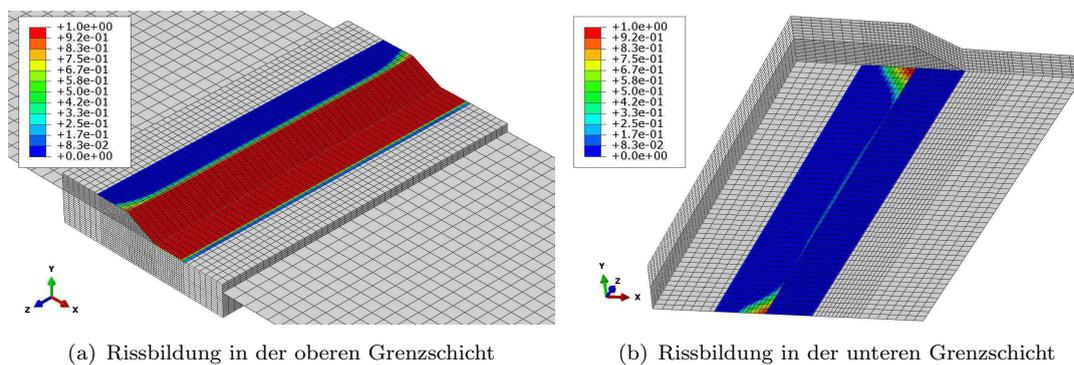


ABBILDUNG 9.45: Schadensverlauf in der dicken Sektion (zweites Modell)

Aus den Ergebnissen folgt, dass das zweite Modell das Delaminationsverhalten qualitativ gut wiedergibt. Die erste Rissbildung wird in der dünnen Sektion bei 993 N/mm

ausgelöst (Siehe Tabelle 9.9). In den Versuchen beträgt die durchschnittliche Belastung 902 N/mm. In beiden Fällen tritt die erste Rissbildung im Vergleich zum Prüfling bzw. Modell vorher auf. In der Analyse beträgt die Differenz 79 N/mm. Die Versuche liefern eine Differenz von 64 N/mm. Der Ort der Rissbildung sowie die Belastung können demzufolge hinreichend genau wiedergegeben werden.

In den Versuchen tritt allerdings keine Delamination in der dicken Sektion auf. In der Analyse kommt es hingegen zu einer Rissbildung. Die Belastungen betragen auf der Ober- und Unterseite 2995 N/mm bzw. 3024 N/mm. Allerdings versagt das Laminat während des Versuchs bei einer Belastung von 2331 N/mm bzw. 2391 N/mm durch Faserbruch. Damit versagt das Laminat vor dem ermittelten Delaminationsbeginn in der dicken Sektion. Es ist daher anzunehmen, dass eine Delamination in der dicken Sektion nicht zustande käme, wenn ein Faserbruchkriterium bei der Modellierung integriert worden wäre.

TABELLE 9.9: Rissbildungsbelastung in der dünnen und dicken Sektion, sowie die Versagenslast in N/mm

	dünne Sektion	dicke Sektion	Versagen
experimentell	902	-	2331/2391
numerisch	993	2955/3024	-

Unter Berücksichtigung des nicht definierten Faserbruchkriteriums, liefert das zweite Modell ebenfalls gute Ergebnisse bezüglich der Delaminationsvorhersage. Für die Tragfähigkeit des Laminats ist hierbei ohnehin der Delaminationsbeginn in der dünnen Sektion maßgeblich, da dieser früher eintritt.

### 9.4.3.3 Modell 3

Im dritten Modell findet eine Delamination in der linken Hälfte bei durchschnittlich 1446 N/mm statt. Oberhalb der getrennten Lagen breitet sich der Riss entlang der Grenzschicht aus. Unterhalb der getrennten Lagen unterscheidet sich der Rissbildungsort auf beiden Seiten. Zudem wächst der Riss im Gegensatz zur oberen Delamination bis zum Laminatende, was wiederum in der FE-Analyse nicht untersucht werden kann.

In den Versuchen kommt es nach der Delamination in der linken Hälfte zu keiner weiteren Rissbildung. Erst bei einer Belastung von 3620 N/mm versagt das Laminat.

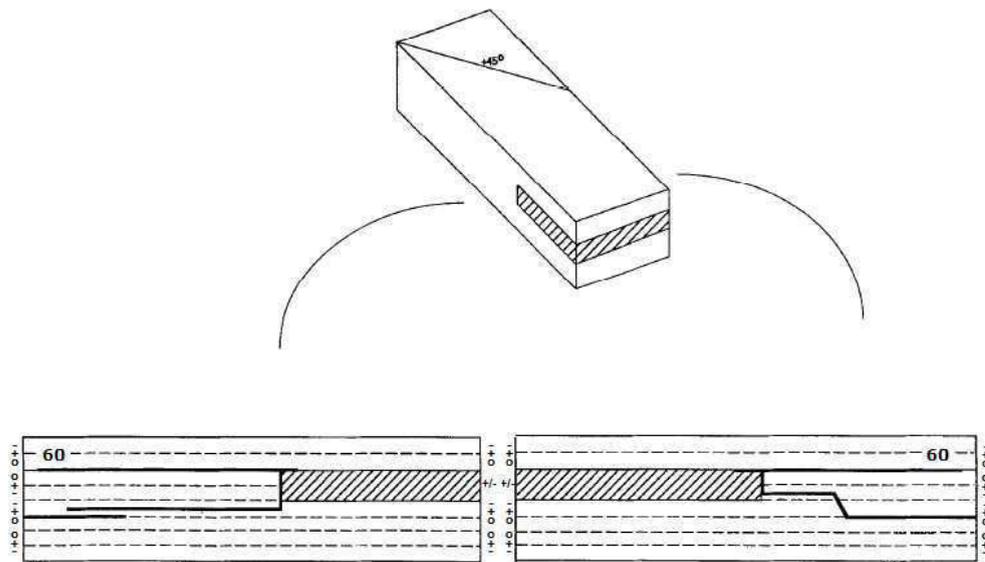
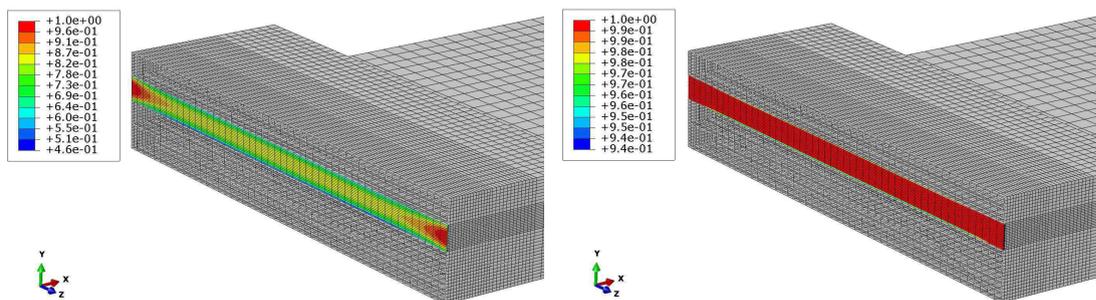


ABBILDUNG 9.46: Delamination in der dicken Sektion (dritter Prüfling) [21]

Anschließend werden die Ergebnisse der Analyse vorgestellt. Die erste Rissbildung findet im Ply-Drop Bereich statt (Siehe Abbildung 9.47(a)). Bei einer Belastung von 1480 N/mm delaminiert die gesamte Schicht gemäß Abbildung 9.47(b).



(a) Rissbildung an beiden Enden des Ply-Drops

(b) Delamination in der gesamten Schicht

ABBILDUNG 9.47: Schadensverlauf im Ply-Drop

Anschließend folgt eine Delamination in der linken Hälfte, die der dicken Sektion des ersten Modells entspricht. Oberhalb und Unterhalb der Risse kommt es zu einem Risswachstum (Siehe Abbildung 9.48(a) und 9.48(b)). In der oberen Grenzschicht herrschen zu diesem Zeitpunkt 2060 N/mm. In der unteren Grenzschicht beginnt die Delamination bei 2100 N/mm.

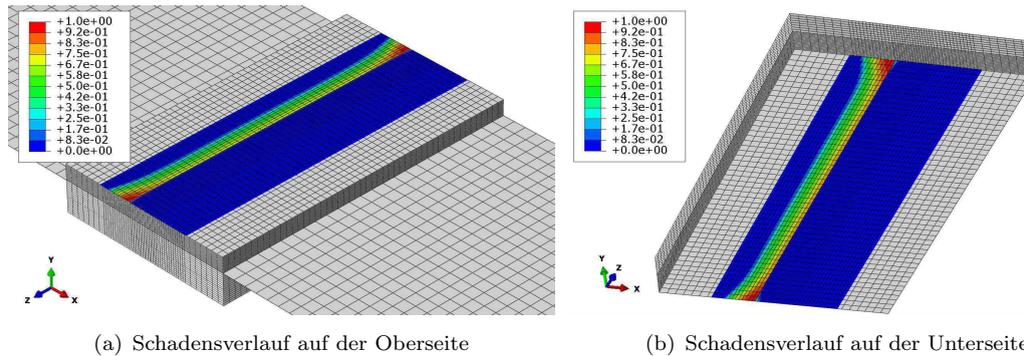


ABBILDUNG 9.48: Schadensverlauf in der linken Hälfte (höhere Steifigkeit)

In den Abbildung 9.49(a) und 9.49(b) findet dagegen eine Delamination in der benachbarten Trennschicht statt. Die Trennlagen delaminieren auf der Ober- und Unterseite gleichzeitig bei 3060 N/mm.

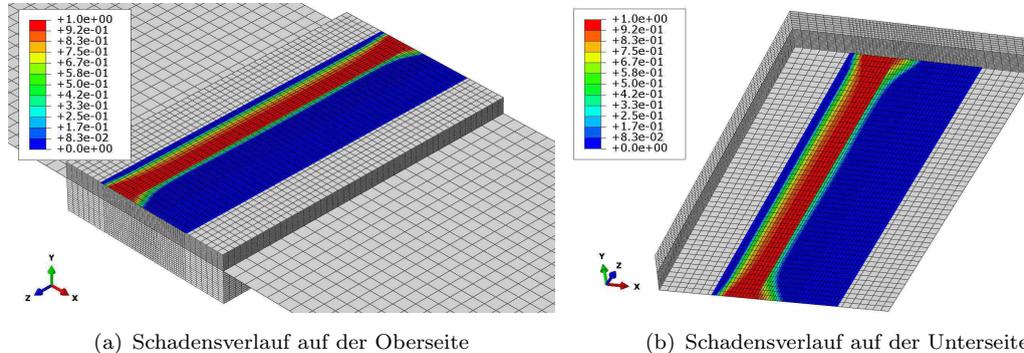


ABBILDUNG 9.49: Schadensverlauf in der rechten Hälfte (geringere Steifigkeit)

Im Folgenden werden die Ergebnisse des dritten Versuchs bewertet. Zunächst findet die erste Rissbildung im Ply-Drop Bereich statt und weitet sich anschließend auf die linke Laminathälfte aus. Dort haben die Trennlagen eine höhere Festigkeit gegenüber der rechten Seite. Diese Beobachtung stimmt soweit mit dem realen Verhalten überein. Allerdings weichen die Risseinleitungswerte deutlich voneinander ab. Mit 2060 N/mm und 2100 N/mm liegen diese weit über der realen Belastung (1446 N/mm).

Die zweite Trennschicht, die eine geringere Steifigkeit aufweist, delaminiert bei 3060 N/mm. In den experimentellen Versuchen kam es dagegen zu keiner Delamination in diesem Bereich. Bei 3620 N/mm brachen hingegen die Fasern des Laminats. Demnach stimmen

die Ergebnisse nicht überein. Die weichere Schicht delaminiert vor dem Eintritt des Faserbruchs.

TABELLE 9.10: Rissbildungsbelastung in beiden Hälften sowie die Versagenslast in N/mm

	linke Hälfte	rechte Hälfte	Versagen
experimentell	1446	-	3620
numerisch	2060/2100	3060	-

#### 9.4.4 Einfluss der Harztasche

Im Folgenden werden die Ergebnisse des ersten und vierten Modells verglichen. Die Gegenüberstellung der Ergebnisse soll Auskunft über die Möglichkeit einer Vereinfachung geben, bei der die Harztasche im Modell vernachlässigt wird.

##### 9.4.4.1 Steifigkeitsvergleich

Zunächst werden die Steifigkeiten beider Modelle verglichen. In Abbildung 9.50 sind die Last-Verschiebungskurven des ersten und vierten Modells dargestellt. Beim ersten Modell handelt es sich um die konventionelle Variante mit einer modellierten Harztasche. Das vierte Modell stellt die alternative Variante dar, bei der das Modell durch die Vernachlässigung der Harztasche vereinfacht wird.

Gemäß der Abbildung 9.50 entspricht die Steigung beider Modelle einem Wert von  $2270 \text{ N/mm}^2$ . Damit sind die Steifigkeiten beider Modelle gleich. Dies war nicht anders zu erwarten, da sich beide Modelle lediglich in der Harztaschenmodellierung unterscheiden.

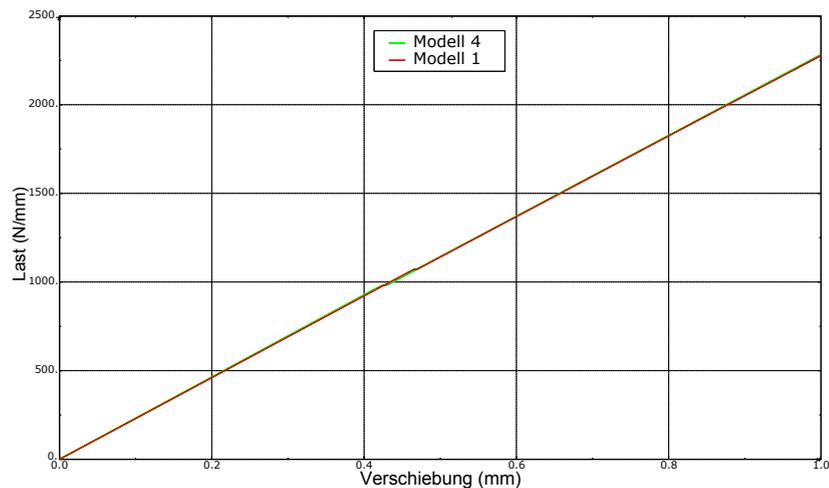


ABBILDUNG 9.50: Last-Verschiebungskurve (erstes und viertes Modell)

##### 9.4.4.2 Vergleich des Dehnungsverhaltens

Die Last-Verschiebungskurven haben ergeben, dass die Steifigkeiten beider Modelle gleich sind. Folglich muss das Dehnungsverhalten übereinstimmen, da beide Modelle keine geometrischen Unterschiede aufweisen. In Abbildung 9.51 wird diese Annahme bestätigt. Die Steigungen beider Kurven sind nahezu identisch. Allerdings fällt auf, dass die Kurvensprünge bei unterschiedlichen Belastungen eintreten. Es ist bereits bekannt, dass im

ersten Modell die Last bei der Rissbildung 1072 N/mm beträgt. Im vierten Modell tritt der Delaminationsbeginn dagegen bei 983 N/mm ein. Die Belastung des vierten Modells weicht damit um etwa 8% ab.

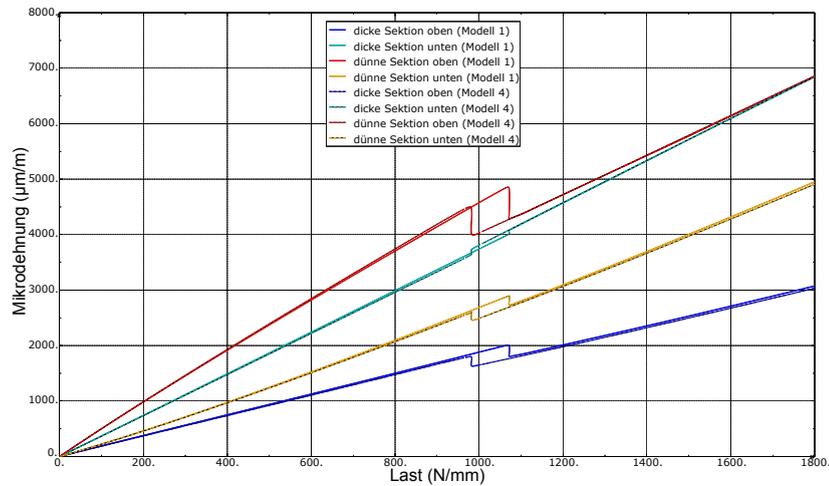


ABBILDUNG 9.51: Dehnung über Belastung (erstes und viertes Modell)

#### 9.4.4.3 Vergleich des Rissverhaltens

Anschließend wird das Rissverhalten beider Modelle verglichen. In beiden Modellen beginnt die Rissbildung in der Zuspitzung auf der Harztaschenoberseite (Siehe Abbildung 9.52). Hierbei fällt auf, dass im vierten Modell ein größerer Bereich von der Rissbildung betroffen ist (Siehe Abbildung 9.52(a)). Dagegen hat die Rissbildung im ersten Modell eine geringeres Wirkungsgebiet.

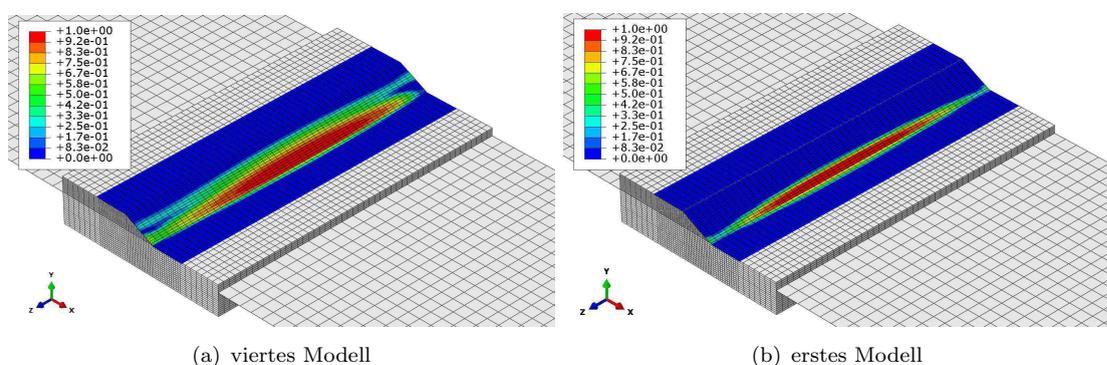


ABBILDUNG 9.52: Schadensbeginn in der oberen Grenzschicht

Wie zuvor beschrieben, beginnt die Rissbildung im vierten Modell bei einer Belastung von 983 N/mm und liegt damit unterhalb des ersten Modells (1072 N/mm). Dies hängt mit der Trennschicht des vierten Modells zusammen, die bis zur Zuspitzung verläuft.

Diese endet in der Verjüngung am geneigten Gurtlaminat. In dem Kontaktbereich entstehen hohe Spannungssingularitäten, die zu einer früheren Rissbildung führen.

Bekanntermaßen kommt es anschließend im ersten Modell zum Risswachstum in beide Seiten. Das Gurtlaminat delaminiert in der Verjüngung und in der dünnen Sektion. Dagegen wandert der Riss im vierten Modell zunächst entlang der Verjüngung zum Ply-Drop (Siehe Abbildung 9.53(a)). Kurz darauf kommt es gemäß Abbildung 9.53(b) zu einer Ablösung des Gurt- und Kernlaminats in der dünnen Sektion. Zu diesem Zeitpunkt bleibt die Belastung weiterhin mit etwa 983 N/mm unverändert.

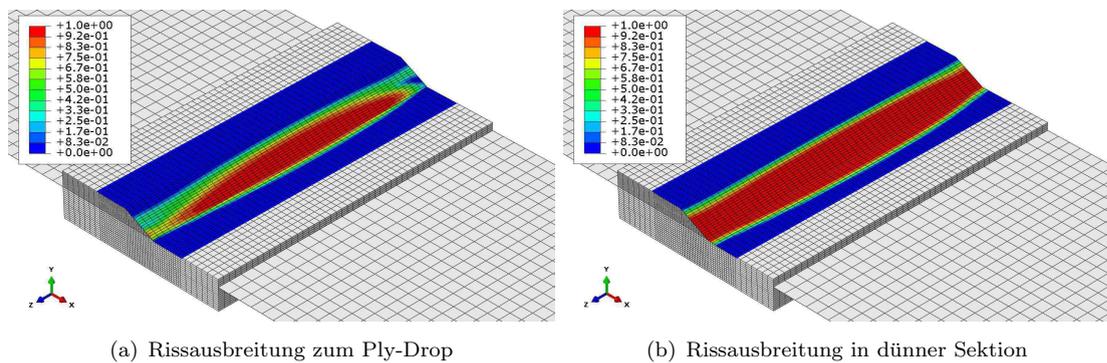


ABBILDUNG 9.53: Rissausbreitung im vierten Modell

Das in Abbildung 9.54 dargestellte Risswachstum in der dünnen Sektion endet anschließend im Tie-Kontakt.

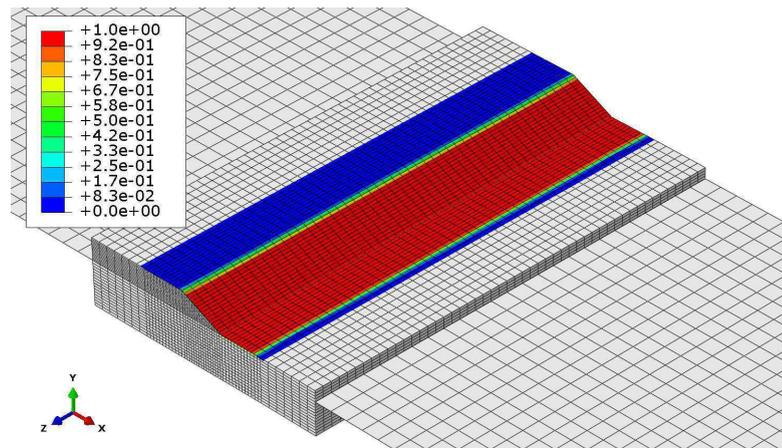


ABBILDUNG 9.54: Schadensverlauf in der dünnen Sektion zum Tie-Kontakt (viertes Modell)

In Abbildung 9.55(a) kommt es zum Risswachstum in der dicken Sektion des vierten Modells. Hierbei herrscht eine Belastung von 1966 N/mm am Starrkörperelement. In Abbildung 9.55(a) ist der Delaminationsbeginn im ersten Modell dargestellt. Das erste

Modell delaminiert in der dicken Sektion bei 1933 N/mm. In diesem Fall liegen vergleichbare Werte vor.

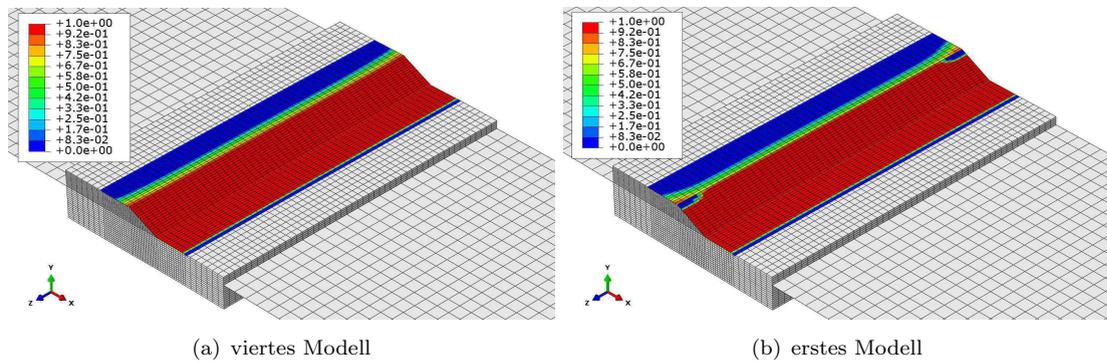


ABBILDUNG 9.55: Schadensbeginn in der oberen Grenzschicht

In der unteren Grenzschicht weichen die Ergebnisse hingegen ab. Im vierten Modell beginnt die Delamination in der Zuspitzung (Siehe Abbildung 9.56(a)). Beim ersten Modell kommt es dagegen zu keiner Delamination auf der Unterseite der Harztasche. Dies hängt mit dem Umstand zusammen, dass sich die Harztasche zuvor im Ply-Drop sowie auf der Oberseite ablöst. Daher findet keine Lastübertragung in die Harztasche statt. Im vierten Modell befinden sich in diesem Bereich die getrennten Lagen. Diese verlaufen bis zum Laminatende, sodass ein durchgehender Lasttransfer vorliegt. Bei steigender Belastung nehmen die Schubspannungen gleichermaßen zu, sodass eine Rissbildung ab einer gewissen Belastung stattfindet.

Während der Rissbildung beträgt die Belastung im vierten Modell 2300 N/mm. Im ersten Modell beginnt eine Delamination in der dicken Sektion hingegen bei 2152 N/mm. Hieraus folgt, dass die Verlängerung der Trennschicht den Spannungszustand in der unteren Grenzschicht reduziert.

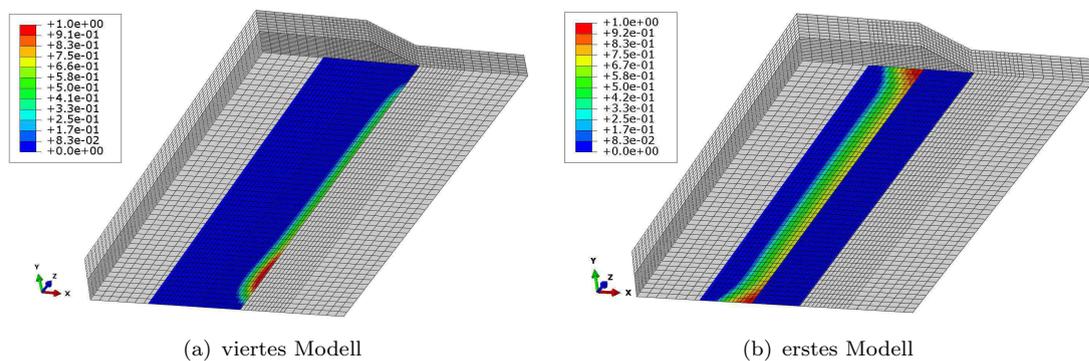


ABBILDUNG 9.56: Schadensbeginn in der unteren Grenzschicht

Zudem ist der Rissbildungsort im vierten Modell ungewöhnlich. In der Zuspitzung bildet sich ein versetzter Riss. Von dort aus wächst dieser in Breitenrichtung (Siehe Abbildung 9.57(a)) und wandert anschließend zur dicken Sektion gemäß Abbildung 9.57(b), bei der eine Belastung von 2350 N/mm herrscht.

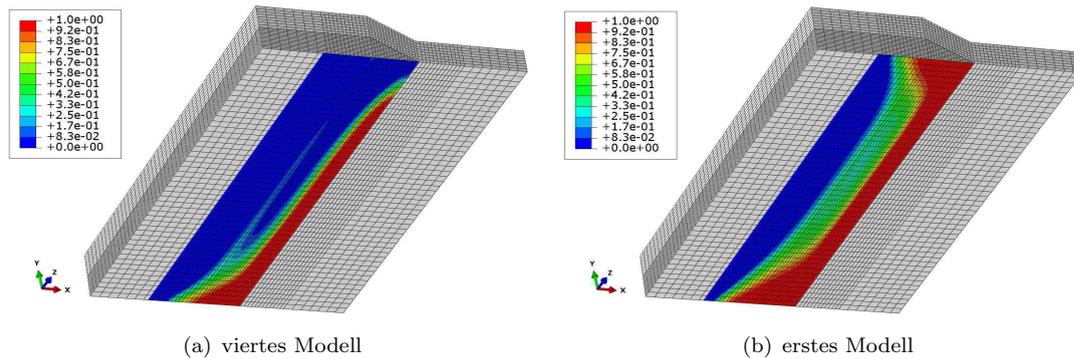


ABBILDUNG 9.57: Schadensverlauf in der unteren Grenzschicht

Die Ergebnisse liefern folgende Erkenntnisse. Die Vereinfachung hat nahezu keinen Einfluss auf die Steifigkeit und das Dehnungsverhalten. Allerdings findet in der dünnen Sektion eine frühzeitige Rissbildung im vierten Modell statt (Siehe Tabelle 9.11). Diese weicht um 8% vom konventionellen Modell ab. Für eine qualitative Beschreibung des Delaminationsverhaltens ist die vorliegende Abweichung nicht von großer Bedeutung. Die Größenordnung der Belastungen ist zumindest gegeben.

Nach der erste Rissbildung ist das Laminat geschwächt, sodass das nachfolgende Rissverhalten keine wesentliche Bedeutung hat. Dennoch kann man festhalten, dass die Belastungen in der dicken Sektion weiterhin vergleichbar sind.

TABELLE 9.11: Rissbildungsbelastung im ersten und vierten Modell in N/mm

	dünne Sektion	dicke Sektion (oben)	dicke Sektion (unten)
viertes Modell	983	1966	2300
erstes Modell	1072	1933	2152

Aus der beschriebenen Untersuchung folgt letztendlich, dass beide Modelle ein vergleichbares Rissverhalten haben. In diesen findet die erste Rissbildung bei vergleichbaren Belastungen in der Zuspitzung statt, wodurch es zu einer Delamination in der dünnen Sektion kommt. Das vereinfachte Modell ist daher eine gute Alternative zum konventionellen Modell.

# Kapitel 10

## Zusammenfassung und Ausblick

### 10.1 Zusammenfassung

Anhand von Versuchen wurde das reale Delaminationsverhalten in verjüngten Laminaten beschrieben. Darauf basierte die anschließende Simulation in ABAQUS. Ziel war es, die Genauigkeit numerischer Analysen zu untersuchen und das Delaminationsverhalten zu analysieren.

Die Analysen haben qualitativ vergleichbare Ergebnisse zu den Versuchen geliefert. Im ersten und zweiten Modell kam es zunächst zu einer Delamination in der dünnen Sektion. Auch die Belastungen stimmen in der Größenordnung überein. Damit ist die numerische Vorhersage des Delaminationsbeginns in verjüngten Laminaten hinreichend genau. Anschließend delaminiert die Trennschicht in der dicken Sektion. Die Belastung ist hierbei für das erste Modell vergleichbar. Beim zweiten Modell muss berücksichtigt werden, dass das Laminat in den Tests zuvor versagte, sodass ein Vergleichswert nicht vorliegt. Allerdings liegt die Versagenslast unterhalb der Delaminationslast, sodass dieser Zusammenhang stimmig ist.

Auch das Biegeverhalten ergibt für die verjüngten Lamine vergleichbare Ergebnisse zu den Messergebnissen. Allerdings lässt sich der Dehnungsverlauf während des Risswachstums in der dünnen Sektion nur grob darstellen.

Im Vergleich dazu treten im dritten Modell leicht abweichende Ergebnisse auf. Das qualitative Delaminationsverhalten ist trotz allem zufriedenstellend, da der Ort der Rissbildung korrekt vorhergesagt wird.

Der zweite Teil der Analyse umfasste die Analyse des alternativen Modells. Ziel war es, festzustellen, ob eine Vereinfachung vergleichbare Ergebnisse liefert. Aus den Ergebnissen folgt, dass die Delaminationsvorhersage für eine erste Beurteilung ausreichend ist. Grundsätzlich kann der Ort der Rissbildung hinreichend genau wiedergegeben werden.

Hierbei delaminiert das Gurtlaminat im Bereich der Harztaschenspitze, wodurch im weiteren Rissverlauf die dünne Sektion delaminiert. Allerdings weicht die Belastung um 8% ab. Damit hat eine Berücksichtigung der Harztasche einen Einfluss auf die Rissbildung, auch wenn dieser nicht beträchtlich ist.

## 10.2 Ausblick

In dieser Arbeit konnten für die betrachteten Lamine qualitativ vergleichbare Ergebnisse für den Delaminationsbeginn ermittelt werden. Sofern eine genauere Beurteilung des weiteren Rissverlaufs von Interesse ist, müsste ein exakteres Modell erstellt werden, da das vorgestellte Modell aufgrund der Vereinfachung an Genauigkeit verliert, wenn das Risswachstum in der Tie-Verbindung unterbrochen wird. Mit einem genaueren Modell kann ein möglicher Riss-Stopp in der dünnen Sektion analysiert werden. Damit steigt zugleich die Genauigkeit der Delaminationsvorhersage in der dicken Sektion.

Daneben können weitere Untersuchungen an unterschiedlichen Konfigurationen durchgeführt werden. In dieser Arbeit wurden numerische Simulationen an verjüngten Laminen mit einer Harztasche durchgeführt. Das Delaminationsverhalten für Lamine mit einer Harztaschenfolge könnten daher in zukünftigen Studien analysiert und mit experimentellen Ergebnissen verglichen werden.

Eine weitere Untersuchung bezüglich des Harztascheneinflusses ist ebenfalls möglich. In dieser Arbeit wurde die Harztasche durch die Verlängerung der Trennschicht ersetzt. Der nächste Schritt könnte eine Modellierung eines Hohlraums ohne Materialzuweisung im Harztaschenbereich enthalten.

# Literaturverzeichnis

- [1] ABDI, F. ; PAQUETTE, J. ; CRANS, G. ; MINNTYAN, L. ; MARZOCCA, P.: Durability of tapered composite laminates under static and fatigue loading. In: *Proceeding of the AIAA, ASME, ASCE, AHS, ASC, SDM Conference, Denver, Colorado 4-7* (2011), Dezember, S. AIAA–2011–1757
- [2] ARMANIOS, E. A. ; PARNAS, L.: Delamination analysis of tapered laminated composites under tensile loading. In: *Composite Materials: fatigue and fracture (Third Volume), ASTM STP 1110, T. K. O'Brien, Ed, American Society for Testing and Materials, Philadelphia* (1991), S. 340–358
- [3] DAOUST, J. ; HAO, S. V.: Parameters affecting interlaminar stresses in tapered laminates under static loading conditions. In: *Polymer Composites* 10 (1989), Oktober, Nr. 5, S. 374–383
- [4] DHURVEY, P. ; MITTAL, N. D.: Review on various studies of composite laminates with ply drop-off. In: *ARPJ Journal of Engineering and Applied Sciences* 8 (2013), August, Nr. 8, S. 595–605
- [5] DOCUMENTATION, ABAQUS 6.: In: *Dassault Systèmes Simulia Corp., Providence, RI, USA* (2012)
- [6] GROSS, D. ; SELIG, T.: Fracture Mechanics: With an Introduction to Micromechanics. In: *Mechanical Engineering Series* 2 (2011), August
- [7] HE, K. ; HOA, S. V. ; GANESAN, R.: The study of tapered laminated composite structures: a review. In: *Composite Science and Technology* 60 (2000), Nr. 2000, S. 2643–2657
- [8] HE, Kan: Interlaminar stresses and fracture behavior in thickness-tapered composite laminates. In: *PhD Thesis, Concordia University, Kanada* (2002), März
- [9] HOA, S. V. ; DAOUST, J. ; DU, B. L. ; VU-KHANH, T.: Interlaminar stresses in tapered laminates. In: *Polymer Composites* 9 (1988), Oktober, Nr. 5, S. 337–344

- [10] KEMP, B. L. ; JOHNSON, E. R.: Response and failure analysis of graphite-epoxy laminate containing terminating internal plies. In: *AIAA Paper* 85-0608 (1985), S. 13–24
- [11] LLANOS, A. S. ; VIZZINI, A. J.: The effect of film adhesive on the delamination strength of tapered composites. In: *Journal of Composite Materials* 26 (1992), Nr. 13, S. 1968–83
- [12] MUKHERJEE, A. ; VARUGHESE, B.: Design guidelines for ply drop-off in laminated composite structures. In: *Composites Part B: Engineering* 32 (2001), Nr. 2, S. 153–164
- [13] MURRI, G. B. ; SALKEPAR, S. A. ; O'BRIAN, T. K.: Fatigue delamination onset prediction in tapered composite laminates. In: *NASA TM-101673* (1989), Dezember
- [14] ROSSOW, C. ; WOLF, K. ; HORST, P.: Handbuch der Luftfahrzeugtechnik. In: *Carl Hanser Verlag GmbH Co KG* (2014)
- [15] SALKEPAR, S. A. ; RAJU, I. S. ; O'BRIEN, T. K.: Strain-energy-release rate analysis of delamination in a tapered laminate subjected to tension load. In: *Journal of Composite Materials* 25 (1991), Februar, S. 118–141
- [16] VARUGHESE, B. ; MUKHERJEE, A.: Analysis of tapered laminated composites with non-symmetric lay-up. In: *Journal of Reinforced Plastics and Composites* 16 (1997), Nr. 7
- [17] VARUGHESE, B. ; MUKHERJEE, A.: Development of a specialized finite element for the analysis of composite structures with ply drop-off. In: *Composite Structures* 46 (1999), S. 1–16
- [18] VIDYASHANKAR, B. R. ; MURTY, A. V.: Analysis of laminates with ply drops. In: *Composite Science and Technology* 61 (2001), S. 749–758
- [19] VIZZINI, A. J.: Shear-lag analysis about an internally-dropped ply. In: *Journal of Reinforced Plastics and Composites* 16 (1997), Januar, Nr. 1
- [20] VIZZINI, A. J. ; LEE, S. W.: Damage analysis of composite tapered beams. In: *Journal of the American Helicopter Society* 40 (1997), Dezember, Nr. 2, S. 43–9
- [21] WISNOM, M. R. ; DIXON, R. ; HILL, G.: Delamination in asymmetrically tapered composites loaded in tension. In: *Composite Structures* 35 (1996), S. 309–322
- [22] WITTEL, F.: FEM for 4 - Eine kurze Einführung in die Finite-Elemente-Methode. In: *ETH Zürich, Institut für Baustoffe* (2010)

