

Simulation des Impactverhaltens von CFK-Sandwichpanels unter Vorlast

Jens Weiße, Falk Hähnel, Andreas Hauffe, Prof. Klaus Wolf

Technische Universität Dresden, Deutschland

Abstract:

Due to their excellent mechanical properties sandwich panels with carbon fibre reinforced plastics (CRFP) face sheets and folded core structures are very interesting for future aircraft fuselage concepts. The complex failure behavior of sandwich structures, e.g. face sheet delamination and core crushing, must be analyzed for high reliability in service. This paper presents a numerical study of impact simulations considering the effects of uniaxial compressive pre-stress on the progressive damage propagation. Different load cases and boundary conditions are discussed.

Keywords:

Sandwich, low-velocity impact, tool drop, initial in-plane stress, CFRP, folded core

1 Einleitung

Ein wesentliches Ziel bei der Entwicklung neuer Verkehrsflugzeuge ist ein sparsamer Umgang mit den natürlichen Ressourcen durch eine gesteigerte Effizienz. Dies bedeutet für den Kunden niedrigere direkte Betriebskosten. Neben Veränderungen am Triebwerk bietet die Flugzeugrumpfstruktur über Gewichtsreduzierungen, verringerten Wartungsaufwand, höherer Betriebsfestigkeit und eine vereinfachte Fertigung Möglichkeiten für Einsparungen an. Um die gesteckten Ziele erreichen zu können, werden in Zukunft immer mehr Bauteile aus Faser-Kunststoff-Verbunden (FVK) auch in der Primärstruktur von Verkehrsflugzeugen eingesetzt. Dabei bietet insbesondere die Sandwichbauweise ein hohes Potential die gesetzten Ziele zu erreichen. Sandwichkonstruktionen sind sehr biegesteif, wodurch man auf Stringer und Spanten verzichten bzw. deren Anzahl deutlich reduzieren kann. Zusätzlich ermöglicht Sandwichbauweise eine Verbesserung des Durchbrandverhaltens und eine Funktionsintegration von z.B. Schalldämmung und Wärmeisolation. [6, 10, 14]

Airbus setzt schon seit langer Zeit Sandwichkonstruktionen auf Basis von Honigwaben in Seitenleitwerken ein. Dabei weisen Honigwaben einige unerwünschte Eigenschaften auf. Fertigungsbedingt sind sie immer eben und müssen für den Einsatz in gekrümmten Bereichen entweder auf Kontur gefräst oder durch mechanische Belastung in Form gepresst werden. Durch Diffusionsvorgänge in den Deckschichten des Sandwichs aus FVK kann sich Feuchtigkeit in den geschlossenen Honigwabenzellen sammeln und damit langfristig zu einer Gewichtszunahme des Flugzeuges führen.

Einen neuen Entwicklungsschritt stellen die Falzwaben dar. Diese werden durch isometrische Faltung aus einem ebenen Material gefertigt. Durch diese spezielle Faltung, kann man sowohl ebene als auch einfach oder mehrfach gekrümmte Kernstrukturen erzeugen. Diese lassen sich spannungsfrei verarbeiten. Die Faltung kann so erfolgen, dass ein belüftbarer Kern entsteht und somit die Feuchtigkeit abtransportiert werden kann. Zusätzlich kann man die mechanischen Eigenschaften in einem weiten Bereich durch Material- und Geometriemodifikationen einstellen. [4, 5]

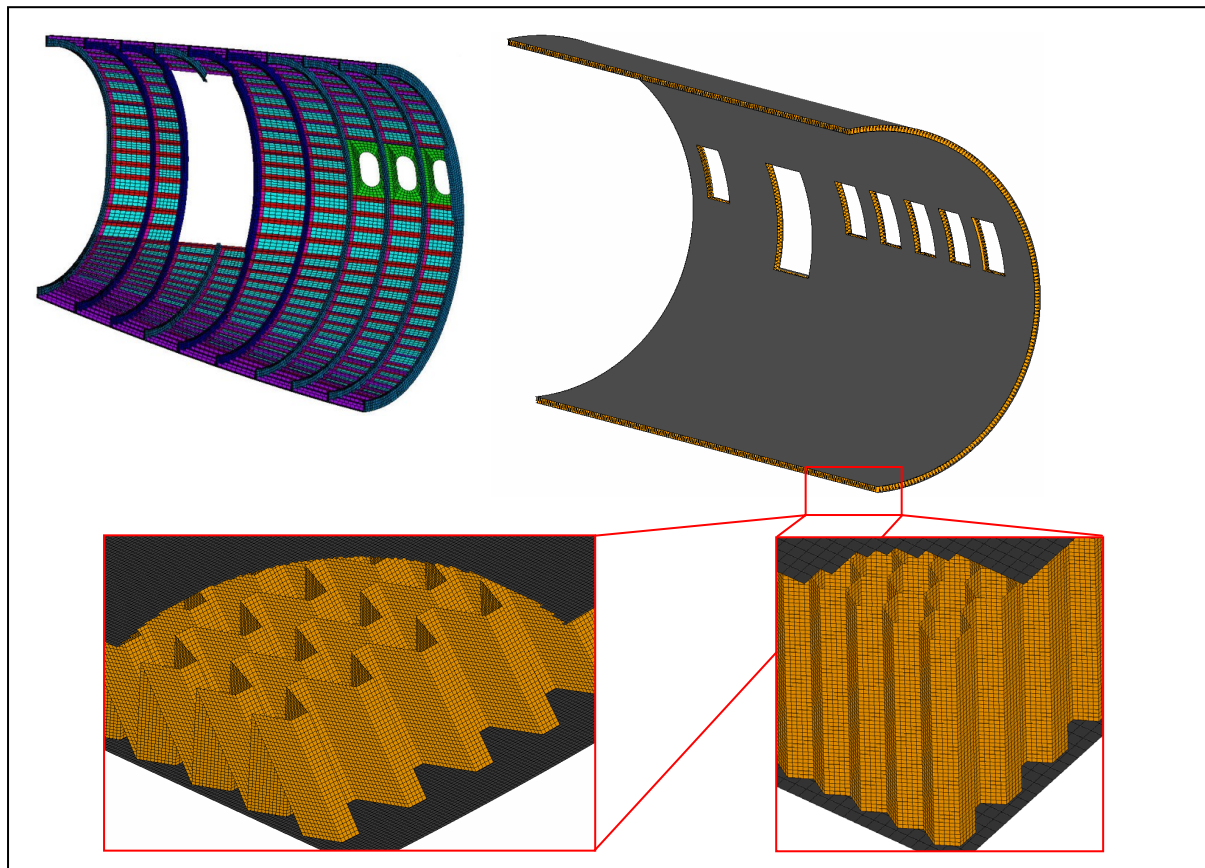


Bild 1: Vergleich herkömmliche Rumpfbauweise mit Stringer und Spanten (links oben) und Rumpf in Sandwichbauweise (rechts oben) mit Falzwabekern (links unten) bzw. Honigwabenkern (rechts unten)

Ein generelles Problem von Faser-Kunststoff-Verbunden ist die relativ hohe Empfindlichkeit gegen Schlagbelastung senkrecht zur Bauteiloberfläche [1, 9]. Bei Sandwichaufbauten können die Strukturschäden im Kernbereich zudem größer als auf der Bauteiloberfläche sein, wie in Abbildung 2 zu erkennen ist. Diese Kern- und Deckschichtschäden führen zu einer Verminderung der Tragfähigkeit des Bauteils. Der Kenntnis der Schadenstoleranz gegenüber Impactbelastungen von Sandwichkonstruktionen kommt somit eine große Bedeutung zu. [2, 3, 12, 13]

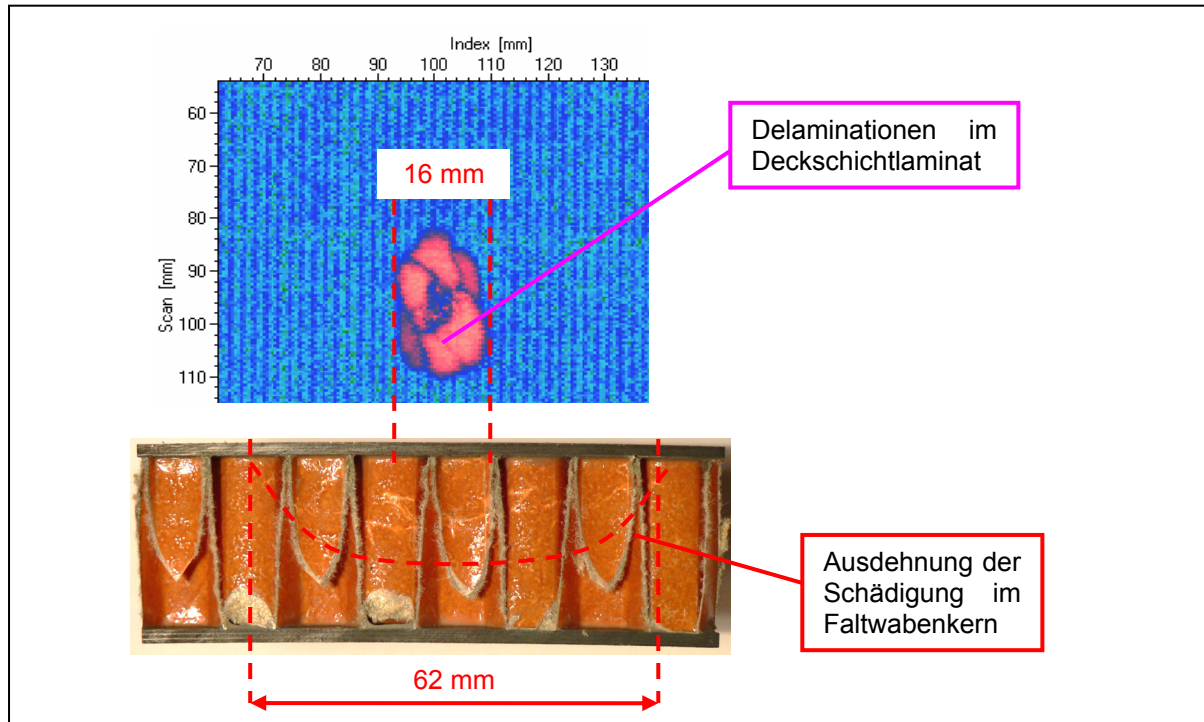


Bild 2: Vergleich der Deckschichtschädigung (Fehlerecho des Ultraschallsystem) und der Kernschädigung für einen 10 J Impact. Äußerlich ist kein Schaden optisch feststellbar.

In der Literatur werden bisher fast ausschließlich Untersuchungen zu den Impactschadigungsmechanismen von Sandwichstrukturen im unbelasteten Zustand behandelt. Die Sandwichplatten werden entweder flächig oder am Rand gelagert und dann geimpactet. Diese Versuche sind vergleichsweise einfach durchzuführen und man kann die Eigenschaften der Deckschichten und des Kernes gut studieren. Flugzeugkomponenten sind jedoch im Allgemeinen nicht last- bzw. spannungsfrei, da schon im Stand das Eigengewicht wirkt. Untersuchungen zum Impactverhalten von FVK und Sandwich bei gleichzeitig wirkender Vorlast sind schwieriger zu realisieren und werden dadurch in der Literatur seltener behandelt.

In Abbildung 3 ist der Fallversuchsstand des Lehrstuhls für Luftfahrzeugtechnik zu sehen. Mit diesem können so genannte „low-velocity impacts“ und „tool drop“-Szenarien untersucht werden. Die hier vorgestellten Versuche und Simulationen erfolgten mit einem halbkugelförmigen Impactor (Durchmesser 25,4 mm, Masse 1,13 kg) und maximal 35 Joule kinetischer Energie. Dies entspricht einer maximalen Impactorgeschwindigkeit von ca. 7,9 m/s. Nicht möglich sind mit dieser Anlage ballistische Einschläge mit relativ leichten und kleinen Impactoren (ca. 1 cm Durchmesser, Masse im Gramm-bereich) und sehr hohen Geschwindigkeiten bis über 100 m/s. In den Fallversuchsstand ist eine Vorbelastungsvorrichtung integriert. Mit dieser lassen sich einachsige Zug- und Drucklasten sowie Biegemomente in die Proben einleiten. Die Vorlasten werden weggesteuert durch Verschiebung der Kräfteinleitung mittels Hydraulikzylinder aufgebracht.

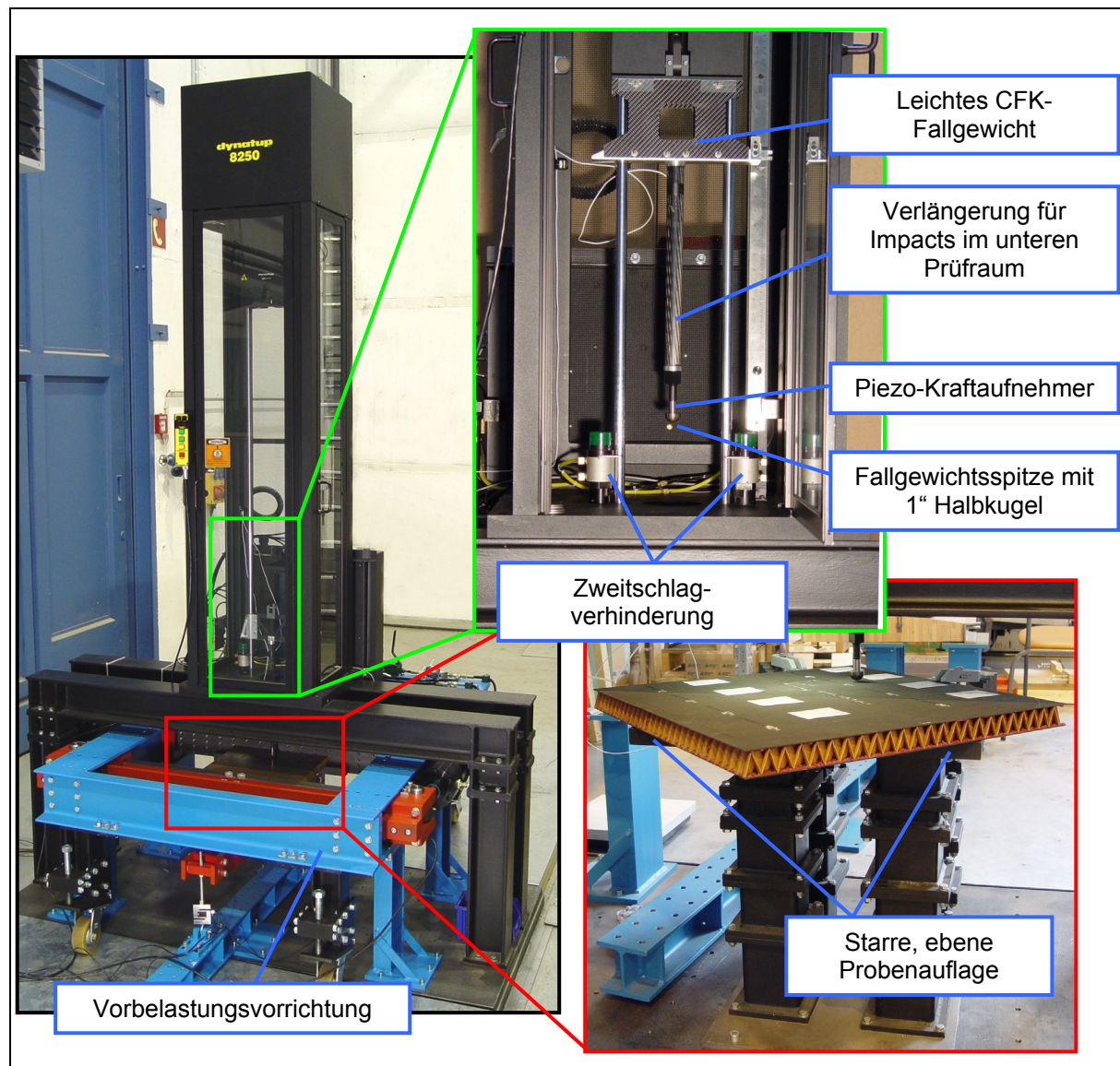


Bild 3: Fallversuchstand mit integrierter Vorbelastungsvorrichtung

2 Modellgenerierung

Sämtliche Modelle wurden mit einer am Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik der TU Dresden entwickelten Software „SandMesh“ erstellt. Die Modelle weisen eine Kantenlänge von 200x200 mm und eine Kernhöhe von 30 mm auf. Die Deckschichten wurden mit einer Lage Shell-Elemente ohne spezielle Delaminationsmodelle idealisiert, da die untersuchten Deckschichten mit 1,5 mm Dicke noch ausreichend dünn sind, damit die Delaminationseffekte noch keinen signifikanten Einfluss auf das Ergebnis haben. Der Kern wurde detailliert modelliert und nicht homogenisiert. Dies erlaubt den Einfluss der Geometrieparameter des gefalteten Kern auf das Impactverhalten zu studieren ohne dass neue Experimente und Homogenisierungen nötig wären. Das Geometriemodell ist einheitlich mit einer Elementkantenlänge von 1 mm vernetzt und besteht aus etwa 320.000 Elementen (Abbildung 4). Die konstante Elementgröße verringert Netzeinflüsse. Die Parameter des verwendeten Materialmodells 58 aus LS-Dyna, welche das Versagen steuern, sind gleichfalls Elementgrößen abhängig [7, 8, 11]. Eine Impactsimulation benötigt ca. 65 CPU-Stunden und lässt sich mit den MPP-Versionen von LS-Dyna sehr gut parallelisieren (36 CPUs, 1:45 h), so dass Parameterstudien gut möglich sind.

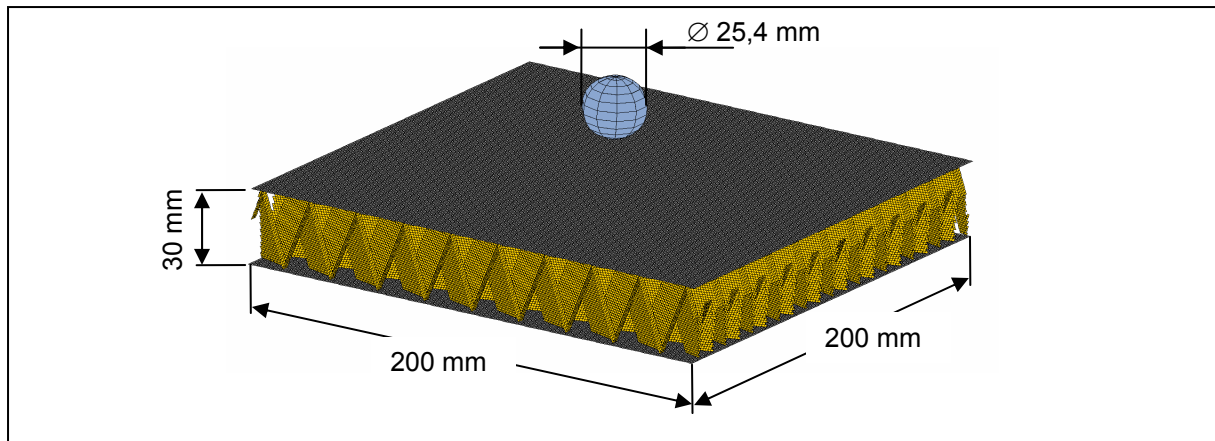


Bild 4: verwendetes Simulationsmodell (Elementkantenlänge 1mm; ca. 320.000 Elemente)

Die Impactsimulationen auf Sandwichkonstruktionen werden durch die verwendeten Deckschichten und den Kern beeinflusst. Um das Verhalten des Sandwichs korrekt zu beschreiben, benötigt man allgemeingültige Materialbeschreibungen für die beiden Bestandteile. Diese werden zweckmäßigerweise unabhängig voneinander kalibriert. Das Material 58 bietet 23 Parameter zur Beschreibung des Materialverhaltens. Die Kalibrierung des Materialmodells ist dadurch entsprechend aufwändig, wenn man das reale Verhalten der Proben beschreiben will. Die freien Parameter wurden durch unterschiedliche Zug-, Druck-, Biege- und Impactversuche am Deckschicht- und am Kernmaterial separat bestimmt. Mit diesen gewonnenen Daten wurden Impactversuch an flächig aufgelegten und unbelasteten Proben nachgerechnet. In Abbildung 5 ist der bei einem 35 Joule entstandene Deckschichtschaden dem Simulationsergebnis gegenübergestellt. Der ebenfalls in Abbildung 5 dargestellten 10 Joule Impact verursacht keinen äußerlich erkennbaren Schaden sondern nur Delaminationen und Matrixbrüche. Diese sind wiederum mit der Simulation vergleichbar, wobei zu berücksichtigen ist, dass dieses Modell Delaminationen nicht realistisch beschreiben kann.

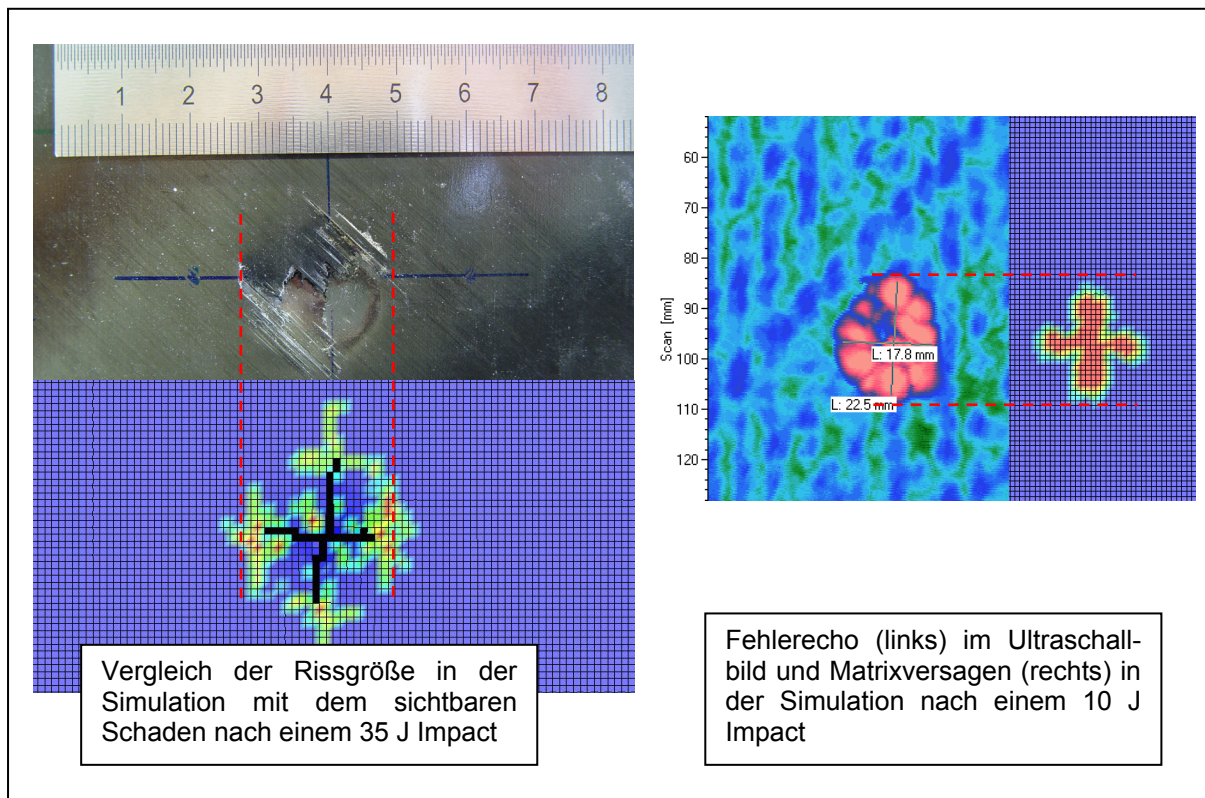


Bild 5: Vergleich der entstandenen Schäden nach einem 35 J Impact und einem 10 J Impact (Versuch und Simulation)

Ein weiteres, wichtiges Kriterium für die Beurteilung der Impactsimulation stellen die Kontaktkraft-Zeit-Verläufe dar. Diese sind die einzigen direkten Messwerte während des Versuches und erlauben die Beurteilung des Impacts. Die Kontaktkraft-Zeit-Verläufe der Versuche und der Simulationen sind in Abbildung 6 zusammengefasst. Der Anstieg der Kurven direkt zu Versuchsbeginn ist sehr wichtig. Er wird durch die Steifigkeiten des Kerns und der Deckschichten beeinflusst. Der Kurvenverlauf flacht durch beginnendes Beulen und lokales Versagen der Faltschichten ab und etwas später durch die einsetzende Degradation der Deckschichten ab. Die 5 Joule und die 10 Joule Impacts führen nicht zu einem Aufreißen der Deckschichten sondern federn, durch erste innere Schädigungen etwas gemindert, zurück. Diese Steifigkeitsminderung wird in der Simulation sehr gut erfasst. Die Messwert- und die Simulationskurven verlaufen über die gesamte Impactdauer innerhalb eines sehr engen Bandes, welches in etwa der Streuung innerhalb der Proben entspricht. Die 20 J und 35 J Impacts führen in den Versuchen zum Reißen von Fasern und zum Brechen der Deckschicht (siehe auch Abbildung 5). Diese Vorgänge sind immer mit sehr starken Schwingungen verbunden und in einem hohen Maß zufällig. Von den drei Versuchen mit 20 J Energie bricht eine Probe deutlich vor den anderen beiden. Die Simulation verläuft auf dem gedachten Mittelwert der drei Versuche. Bei den 35 J Impacts ist die Streuung durch die Bruchvorgänge noch größer. Wieder bildet das Simulationsergebnis den mittleren Verlauf ab. Die rauen Bruchkanten im Versuch behindern etwas das Zurückfedern der Deckschichten und verlängern damit die Entlastungsphase. Solche Einflüsse können mit LS-DYNA und dem gewählten Ansatz, versagte Elemente zu löschen, nicht realistisch abgebildet werden. Die Entlastung erfolgt in der Simulation dadurch tendenziell etwas schneller. Die Unterschiede sind jedoch minimal. Die simulierten Kraftmaxima stimmen, bis auf die starken Schwingungen der 20 J und 35 J Proben, bei allen Impactenergien mit den Versuchswerten überein. Die Simulationsergebnisse der Kraft-Zeit-Kurven liegen für alle Energien im Bereich der Streuung der Messwerte. Das verwendete Modell bildet ebenso die realen Schädigungen über den gesamten Impactenergiebereich sehr gut ab. Damit ist gezeigt, dass mit einem Materialmodell und konstanten Parametern für alle Impactenergien realistische Kraft-Zeit-Verläufe erreicht werden können. Anpassungen des Materialmodells an die Impactenergien, wie man es in der Literatur häufig findet, sind nicht notwendig.

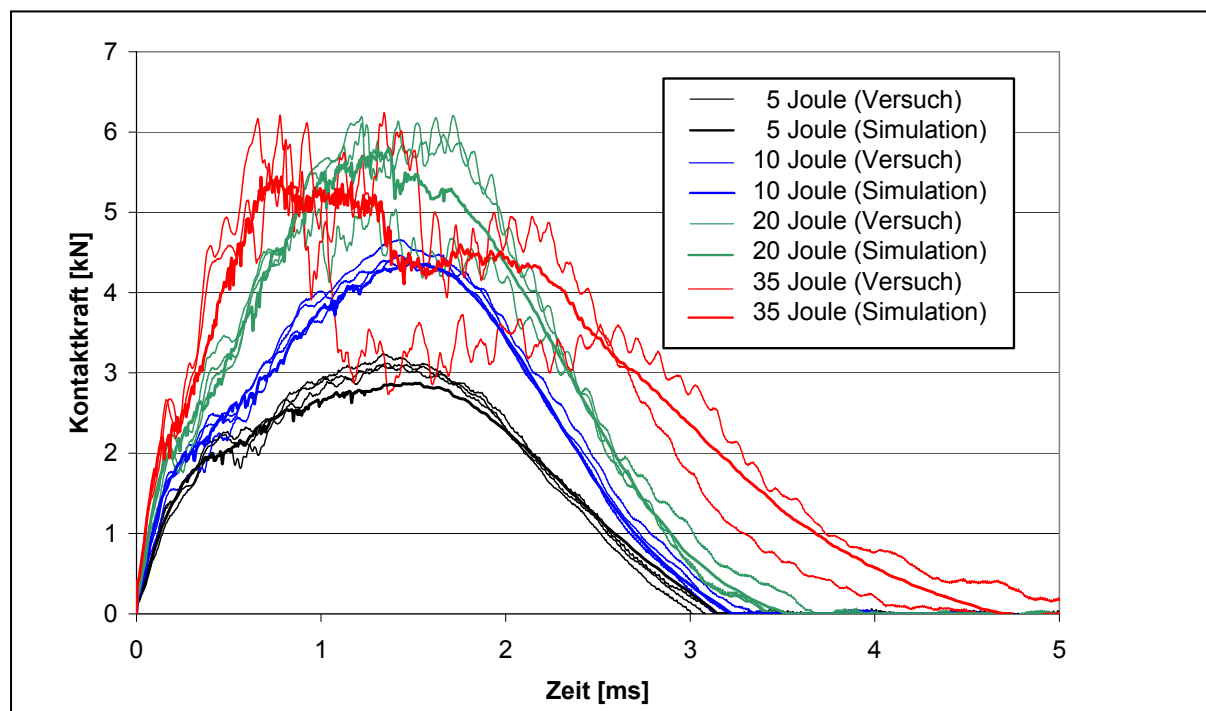


Bild 6: Vergleich der Kontaktkraft-Zeit-Verläufe aus Versuchen und der Simulation

Für die weiteren Simulationen wird mit zwei verschiedenen Modellen gearbeitet, die sich in der Lagerung der unteren Deckschicht unterscheiden. Im ersten Modell ist die untere Deckschicht vollflächig gestützt, so wie es bei den Versuchen der Fall war. Im zweiten Fall wird der Sandwich nur an den x-Rändern gelagert und kann sich somit frei durchbiegen (siehe Abbildung 7). Der Rand entlang der x-Achse wird jeweils drehsteif und in z-Richtung gelagert. Die Last wird in y-Richtung durch eine Verschiebungsbedingung eingeleitet. Der Impactor wird als Kugel (25,4 mm Durchmesser) durch ein *CONTACT_ENTITY mit *MAT_RIGID idealisiert.

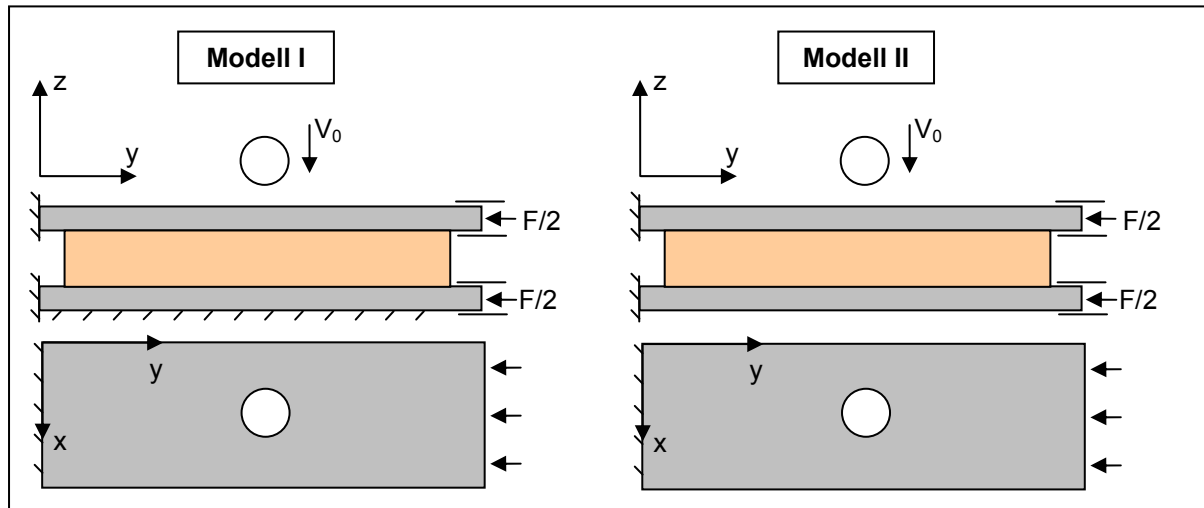


Bild 7: Prinzipskizzen der Randbedingungen für die zwei verwendeten Simulationsmodelle

Die Deckschichten sind insgesamt 1,5 mm dick und bestehen aus 14 Lagen CFK-UD-Prepreg (10/40/50). Der Lagenaufbau ist innerhalb einer Deckschicht unsymmetrisch, aber innerhalb des Sandwichs wieder symmetrisch. Der Kern besteht aus getränkten Aramid-„Papier“ (N637 Material).

3 Impactsimulation

Für die Simulationen wurden die Druckvorlasten über Verschiebungsrandbedingungen analog zu den Bedingungen in der Vorbelastungsvorrichtung aufgebracht. Die Verschiebungen werden zu Beginn der Simulation, also vor dem Impact aufgebracht und dann konstant gehalten. Die Vordehnungen in der Platte betragen 0 $\mu\text{m}/\text{m}$ (0% Dehnung; 0 kN Vorlast), 1000 $\mu\text{m}/\text{m}$ (0,1%; ca. 49 kN), 2000 $\mu\text{m}/\text{m}$ (0,2%; 104 kN), 3000 $\mu\text{m}/\text{m}$ (0,3%; 158 kN) und 4000 $\mu\text{m}/\text{m}$ (0,4%; 212 kN). (Die Bruchlasten ohne Impacteinfluß liegen für das flächig gestützte Modell I bei ca. 460 kN und für das freie Modell II bei ca. 380 kN.) Die Verschiebung der Randknoten wird während des Impactvorganges konstant gehalten. Sinkt durch die Schädigung des Sandwichs dessen Steifigkeit, dann wird die Vorbelastungskraft, welche auf die Kraffteinleitung wirkt, sinken.

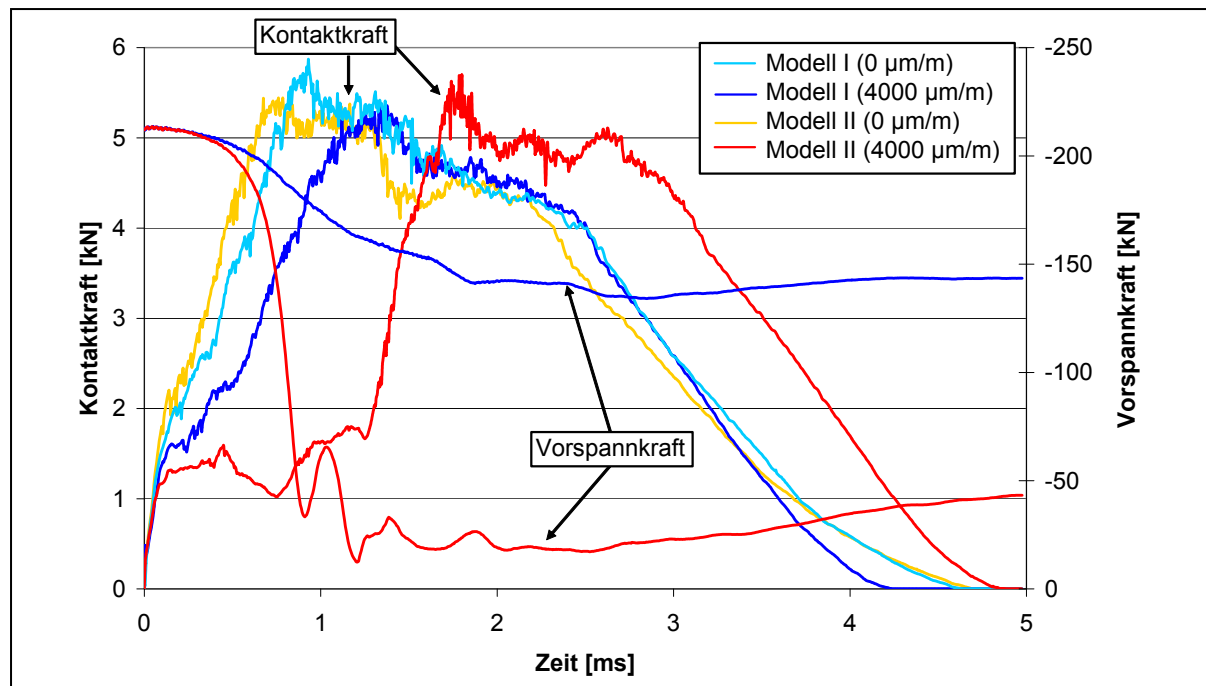


Bild 8: Kontaktkraft-Zeit und Vorspannkraft-Verläufe für die 35 J Impact bei 4000 µm/m Vordehnung

Beispielhaft soll hier nur kurz auf die Ergebnisse der 35 Joule Impacts bei 4000 µm/m Vordehnung eingegangen werden. Die dazu gehörigen Kontaktkraft-Zeit- und die Vorspannkraft-Zeit-Verläufe sind in Abbildung 8 dargestellt. Die Durchbiegung und die sich im Kern einstellenden Schädigungen sind für den Zeitbereich des Impactoreindringens in Abbildung 9 zusammengestellt. Es ist klar zu erkennen, dass der Impactvorgang zu einem vollständigen Versagen des Sandwichs führt. Dies bedeutet einen Abfall der Vorbelastungskraft auf fast Null. Im Modell I beult nur die obere Deckschicht nach innen. Dabei wird der Kern durch den Impactor und die Deckschicht zusammengedrückt. Der Impact wird „weicher“ als ein Impact ohne Vorlast, d.h. der Kraftanstieg ist geringer und das Kraftmaximum wird später erreicht (Abbildung 8), aber die prinzipielle Kurvenform bleibt erhalten. Die Reaktionskraft in der Lasteinleitung sinkt von 212 kN auf 143 kN (67%) ab. Die untere Deckschicht trägt unvermindert, aber die obere Deckschicht bewirkt nur noch eine verringerte Reaktionskraft.

Im Modell II weicht der komplette Sandwich nach unten aus. Der Impactor trifft auf den Sandwich, dieser beult mit relativ hoher Geschwindigkeit nach unten aus, so dass die Kontaktkraft zwischen dem Impactor und dem Sandwich etwa 1 ms lang nicht weiter ansteigt. Der lokale Eindruck unter dem Impactor wird in dieser Zeit dadurch kaum tiefer als die Umgebung. Erst nach dem Durchschlagen des Sandwichs steigt die Kontaktkraft wieder an, die lokale Verformung nimmt zu und führt dann wieder zum kreuzförmigen Aufreißen der Deckschicht. Fast der komplette Kern wird durch das Durchschlagen des Sandwichs sehr stark auf Schub belastet. Dies führt in den schräg gestellten Faltenwänden zu mehrachsigen Spannungszuständen, die Faltenwände beulen aus und versagen. Der Abfall der Vorspannkraft ist im Modell II besonders ausgeprägt. Von 212 kN sinkt diese auf 43 kN ab.

Der Impact führt bei den beiden diskutierten 35 J Impacts, durch die gewählten Verschiebungsrandbedingungen, nicht zum Bruch der Deckschichten, Die entstanden Risse sind in beiden Fälle fast gleich groß und etwas kleiner als bei einem Impact ohne Vorlast. Die im Kern absorbierte Energie steht nicht mehr für Deckschichtschädigungen zur Verfügung.

In Abbildung 10 sind die Vorspannkraftverluste aller Simulationen noch einmal separat dargestellt. Vordehnungen von 4000 µm/m führen bis auf den 5 J Impact im Modell I immer zu einem vollständigen Versagen, egal wie hoch die Impactenergie ist. Eine leichte Initialisierung reicht aus. Bei 3000 µm/m Vordehnung können niedrige Energien noch ertragen werden. Vordehnungen von 2000 µm/m und darunter werden in beiden Modellen für alle betrachteten Energien ohne deutlichen Vorspannkraftverlust ertragen.

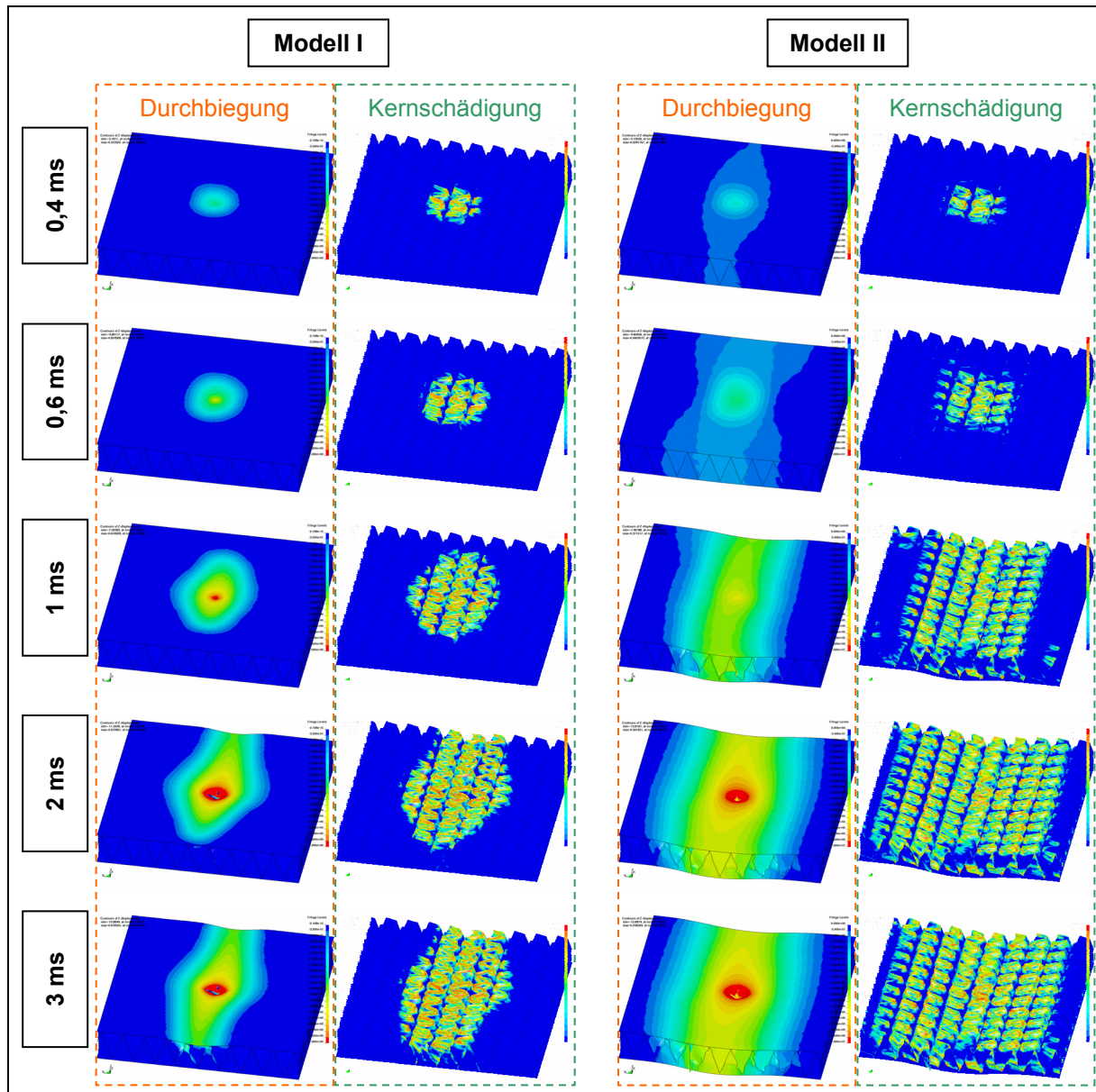


Bild 9: Durchbiegung der Platte und Ausbildung der Kernschädigung für einen 35 J Impact und 4000 µm/m Vordehnung

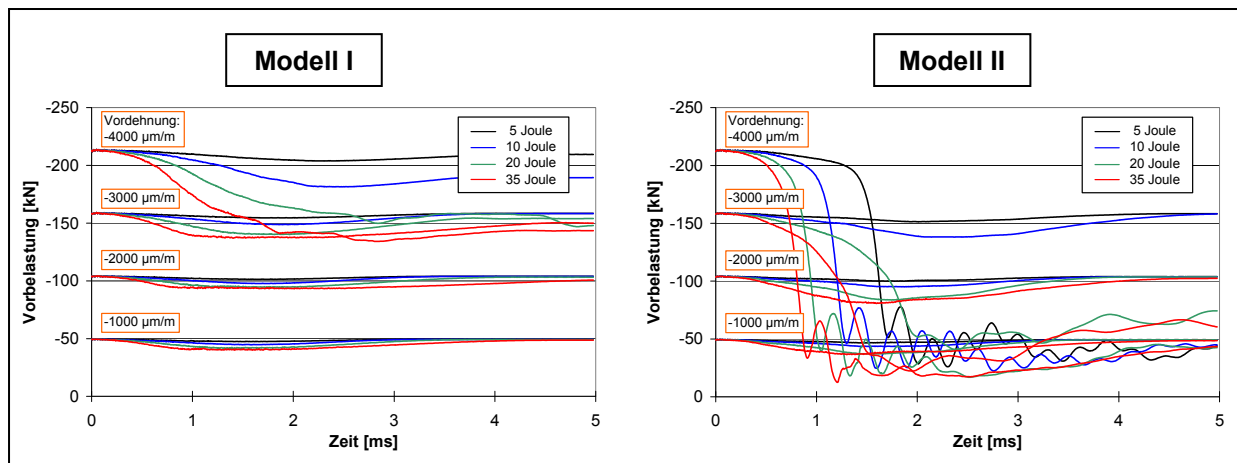


Bild 10: Verlust der Vorspannkraft in Abhängigkeit der Vorlast und der Impactenergie

In Abbildung 11 sind die vollständigen Simulationsergebnisse zusammengefasst. Es ist gut erkennbar, dass mit steigenden Vorlasten/Vordehnungen die Impacts „weicher“ werden. Die maximale Kontaktkraft sinkt und das Maximum wird später erreicht. Im Modell II bewirken höhere Vorlasten ein Ausbeulen des gesamten Sandwichs und die Kontaktkraft steigt zeitweise, wie im oben beschriebenen Fall, nicht weiter an. Bei den 5 J und 10 J Impacts und 4000 $\mu\text{m/m}$ Vordehnung, beult der Sandwich schneller aus als der Impactor fällt. Dadurch sinkt die Kontaktkraft kurzzeitig auf Null ab. Die Impacts eines Energieniveaus verlaufen immer recht ähnlich. Zum vollständigen Versagen führende Impacts, weisen dagegen einen deutlich abweichenden Kontaktkraft-Zeitverlauf auf.

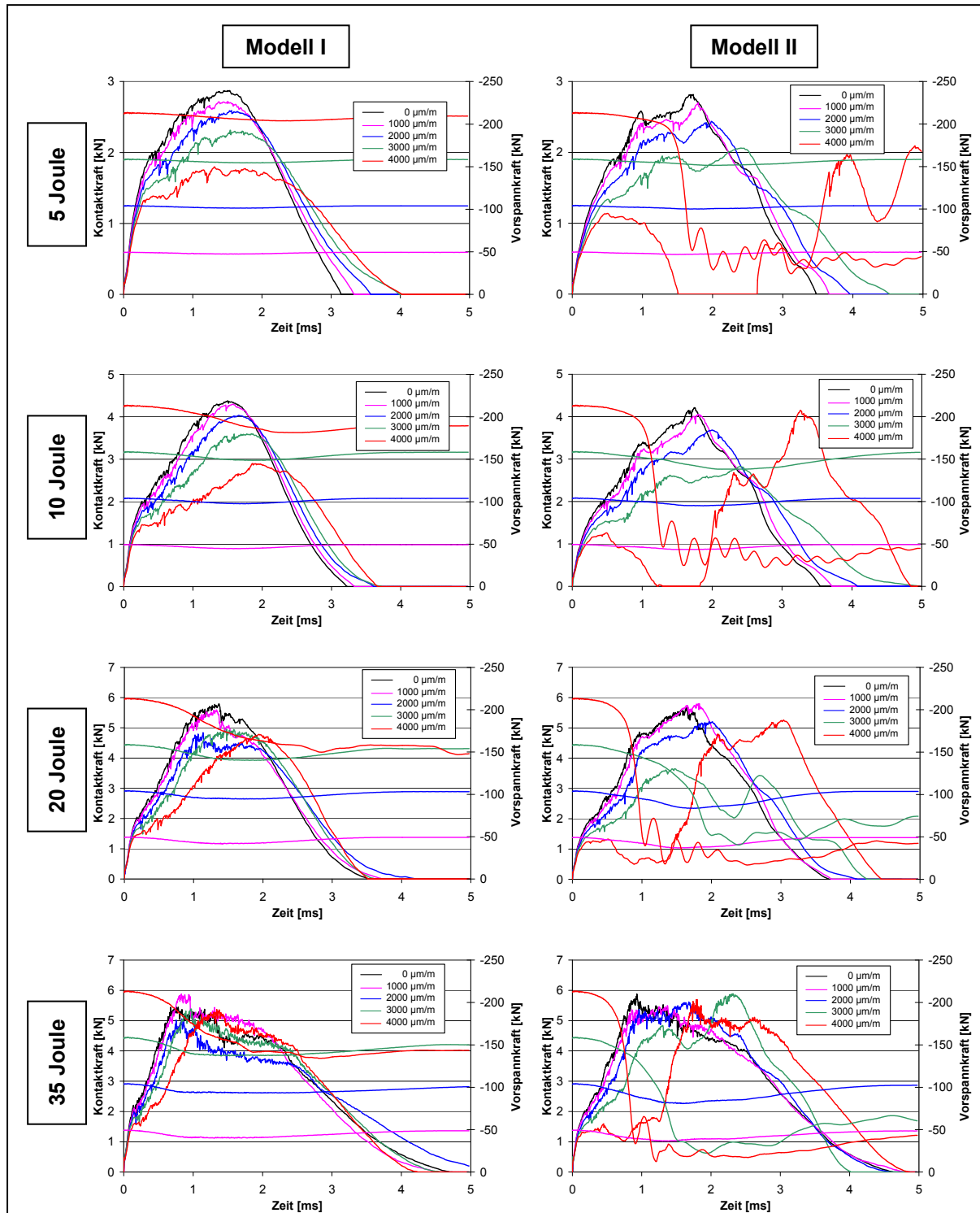


Bild 11: Übersicht der Kontaktkraft-Zeit- und der Vorlast-Zeit-Diagramme für die untersuchten Impactenergien und Vordehnungen

4 Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit konnte gezeigt werden, wie sich mit LS-Dyna das Schädigungsverhalten von Sandwichschalen unter Impactbelastung (mit und ohne Vorbelastung) ausgezeichnet simulieren lässt. Nötig sind dafür hinreichend gut kalibrierte Materialmodelle für das Deckschicht- und das Kernmaterial. Die erreichten Simulationsergebnisse stimmen sehr gut mit den experimentellen Ergebnissen überein. Dies wurde hier nur beispielhaft an einer Sandwichkonfiguration gezeigt.

Durch den parametrischen Modellgenerator „SandMesh“ lassen sich beliebige Sandwichschalen mit Faltwabenkern erzeugen. Die detaillierten Impactmodelle ermöglichen sehr einfach Parameterstudien zum Einfluss der Kerngeometrie, der Deckschichten und der Vorlasten. Durch Änderungen der Randbedingung können weitere Belastungsarten untersucht werden, z.B. zweiachsiger Zug-/Druck, Schub und der Einfluß von Innendruck. Für wesentlich dickere Deckschichten als die hier vorgestellten 1,5 mm, sind zusätzlich Delaminationsmodelle auf Basis der kohesiven Elemente oder auf Basis der Tiebreak-Kontakte denkbar.

5 Literatur

- [1] Abrate, S.: „Impact on Composite Structures“, ISBN: 0-521-47389-6, Cambridge University Press, 1998
- [2] Hähnel, F.; Wolf, K.: „Simulation of the damage tolerance behaviour of CFRP/Honeycomb sandwich based on measured properties of the resin impregnated core paper“, in: Proc. of the 13th International Conference on Composite Materials, Stockholm, 2008.
- [3] Heimbs, S.; Middendorf, P.; Hampf, C.; Hähnel, F.; Wolf, K.: „Aircraft Sandwich Structures with Folded Core under Impact Load“, in: Proc. of the 8th International Conference on Sandwich Structures, ICSS8, Porto, Portugal, May 6-8, 2008
- [4] Heimbs, S.; Middendorf, P.; Kilchert, S.; Johnson, A. F., Maier, M.: „Numerical simulation of advanced folded core materials for structural sandwich applications“, 1st CEAS European Air and Space Conference, 2007, Seiten 2889-2895
- [5] Klett, Y.; Drechsler, K.; Kolax, M.; Wentzel, H.; Kehrle, R.: „Design of multifunctional folded core structures for aerospace sandwich applications“, 1st CEAS European Air and Space Conference, 2007, Seiten 903-908
- [6] Kolax, M.: „Concept and Technology: „Advanced Composite Fuselage Structures“, JEC Composites, Vol 10, No 6/7, 2004
- [7] Livermore Software Technology Corporation (LSTC): „LS-Dyna Keyword User's Manual“, Version 971, May 2007
- [8] Matzenmiller, A.; Lubliner, J.; Taylor, R. L.: „A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites“.In: Mechanics of Materials 20, 1995, S. 125-152
- [9] Richardson, M. O. W.; Wisheart, M. J.: Review of low-velocity impact properties of composites materials, Composites Part A, Vol 27, 1996, Seiten 1123-1131
- [10] Schürmann, H.: „Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden“, 2., bearbeitet und erweiterte Auflage, ISBN: 978-3-540-72189-5; Springer Verlag, 2007
- [11] Schweizerhof, K; Weimar, K.; Münz, Th.; Rottner, Th.: „Crashworthiness Analysis with Enhanced Composite Material Models in LS-Dyna - Merits and Limits“, LS-Dyna World Conference, Detroit, Michigan, USA: 1998
- [12] Sparr, H.; Hähnel, F.; Mudra, C.; Wolf, K.: „Finite-Element-Simulation von Impact- und Restfestigkeitsversuchen an Sandwich-Proben mit verschiedenen Kernkonfigurationen“, in: Jahrbuch der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, Band III, 2005
- [13] Steinbach, K.; Wolf, K.: „Vorhersage der Restfestigkeit von geschädigten FVW Sandwichplatten unter Druckbelastung“, Jahrbuch 2002 der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, Band III, DGLR-2002-258, 2003.
- [14] Zenkert, D.: „An Introduction to Sandwich Construction“, ISBN: 0947817778, Engineering Materials Advisory Services Ltd., 1995

