

# STRUKTURMECHANISCHE ANALYSE EINES HOCHINTEGRIERTEN SANDWICHPANEELS FÜR DIE LUFTFAHRTANWENDUNGEN

M. I. Zuardy, FIBRE, Am Biologischen Garten 2, Gebäude IW3, 28359 Bremen, Germany

P. C. Zahlen, CTC GmbH, Airbus-Strasse 1, 21684 Stade, Germany

C. Mudra, Airbus Operations GmbH, Kreetzlag 10, 21129 Hamburg, Germany

A. S. Herrmann, Airbus Operations GmbH, Kreetzlag 10, 21129 Hamburg, Germany

## Zusammenfassung

Sandwichpaneele finden in Luftfahrtstrukturen aufgrund ihrer hohen spezifischen Biegesteifigkeit und der damit verbundenen hervorragenden Beulstabilität immer mehr Verwendung [1]. Die numerische, strukturelle Analyse derartiger Strukturen mittels FEM<sup>1</sup> erfordert besondere Strategien hinsichtlich des Homogenisierungs- bzw. Abbildungsgrades der einzelnen Sandwichkomponenten. Die für monolithische CFK-Strukturen meist eingesetzte Modellierungsstrategie mit einer erweiterten, geschichteten Schalenelementformulierung kann weiterhin zur Abbildung des Sandwichpaneels im globalen FE-Modell<sup>2</sup> verwendet werden. Der im Vergleich zu den monolithischen CFK-Häuten relativ dicke Sandwichkern wird mit entsprechenden Kennwerten als eine zusätzliche Schicht zwischen den beiden Hautschichten formuliert. Für die Modellierung einer detaillierteren Sandwichstruktur, zum Beispiel eines repräsentativen Ausschnitts samt der Schnittlasten aus dem gesamten Sandwichpaneel, wird die so genannte 2D-3D Modellierungstechnik<sup>3</sup> herangezogen. Die beiden monolithischen Deckhäute werden dabei wiederum mit geschichteten Schalenelementen idealisiert während der Sandwichkern mit isotropen oder anisotropen Solidelementen mit den verschmierten Eigenschaften für einen Waben- bzw. verstärkten Kern modelliert wird. Die Ermittlung der verschmierten Kerneigenschaften kann analytisch oder numerisch erfolgen, wobei bei der letzteren Berechnungsstrategie die einzelnen Wabenzellwände und die nadelförmigen Verstärkungen im Schaumkern jeweils mit Schalen- bzw. Balkenelementen abgebildet werden können. Die anschließend für das unter Schub-Druck-Lasten stehende Paneel durchgeführte nichtlineare Stabilitätsanalyse zeigte eine sehr gute Übereinstimmung mit den mittels eines optischen Hochgeschwindigkeitsrastersystems aufgenommenen Paneelverformungen. Bei einer Schlagstoßbelastung eventuell entstehende Schäden lassen sich ebenfalls mit wenig Aufwand in den Solidelementen des Kerns mitmodellieren.

## 1. EINLEITUNG

Betrachtet man eine monolithische, versteifte Beplankungsschale, so kann ein Sandwichpaneel im Sinne des Leichtbaus auch als Verschmierung der Längs- und Querversteifungen in die Beplankung betrachtet werden, wobei die Versteifungsurte zu einer zusätzlichen Beplankungsschale und die Versteifungsstege zu einem kontinuierlichen Kern bzw. Abstandhalter zwischen der Beplankung und der neu entstandenen Schale verschmelzen. Aufgrund der so entstandenen zweiten Schale wird die Sandwichbauweise in der Literatur auch Doppelschalenstruktur genannt [2]. Dabei kommen zwischen den beiden Schalen unterschiedliche Kernstrukturen, wie beispielsweise Hartschaumstoffe, Röhrchenwaben, Honigwaben, Faltwaben, Noppenwaben, etc. zum Einsatz. Die vergleichbar kontinuierliche Versteifungswirkung des Kerns in allen Richtungen verleiht dem Sandwichpaneel ein besseres lokales Stabilitätsverhalten als bei einer diskret versteiften monolithischen Schale. Bei der Letzteren neigt der Schalenbereich zwischen den Versteifungen schnell zu einer lokalen Beulproblematik, wenn die Struktur unter einer Druck- oder Schubbelastung oder Kombination davon steht.

In Abhängigkeit von den eingesetzten Kerntypen erfährt die Sandwichstruktur lokale Stabilitätsproblematik aufgrund bestimmter Randbedingungen. Dazu zählen z. B. Beulen der Wände bei Kernen aus Falt- oder Honigwaben und kurzweiliges Knittern der Häute, wenn die Zellgröße der Waben ein kritisches Maß überschreitet. Die Behandlung solcher lokalen Stabilitätsproblematiken kann analytisch mit Näherungsformeln erfolgen, die in den Werkbüchern HSB und MIL-HDBK zu finden sind. Die lokale und globale Stabilitätsproblematik lassen sich mittels erweiterter Sandwichtheorien geschlossen beschreiben (z. B. Theorie nach Kühhorn, TU Cottbus).

Das vorliegende Manuskript betrachtet nur die globale Stabilitätsproblematik eines CFK-Sandwichpaneels mit Hartschaumkern unter kombinierter Druck- und Schubbelastung samt der Untersuchung zu dessen Materialkennwerten. Die Analyse solcher Problematiken kann mit Hilfe der klassischen Sandwichtheorie durchgeführt werden, die für vereinfachte Bauteilgeometrie relativ genaue und schnelle Ergebnisse liefert. Aufgrund der Besonderheiten der zu betrachtenden Sandwichkonfiguration werden Strategien verfolgt, die die Behandlung von Stabilitätsproblemen in einer Sandwichstruktur mit gekrümmten und ebenen Sandwichhäuten erlauben.

<sup>1</sup> Finite Element Method

<sup>2</sup> Global FE-Model (G-FEM)

<sup>3</sup> Solid-shell modelling strategy

Aufgrund des inhomogenen Strukturaufbaus ist solch ein Kernverbund bei einer lokalisierten Schlagstoßbelastung sehr sensitiv, da die Schutzwirkung der Deckhäute geringer wird und mehr Schadensmodi als beim monolithischen Design möglich sind. Ein beschädigter Kernbereich ist entsprechend seiner verdeckten Lage (BILD 1) unter der Deckhaut visuell nur schwer oder gar nicht zu inspizieren.

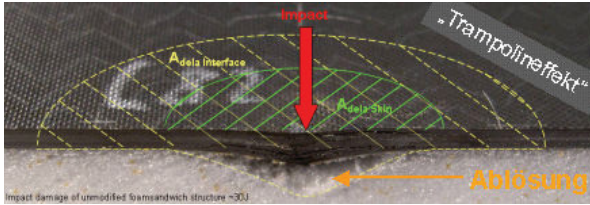


BILD 1. Schaden im CFK-Schaumsandwich, der sog. Trampolineffekt, nach einer Impactbelastung

Beim Auftreten eines konischen Schubbruchs (BILD 2) wird der damit eingeschlossene Kernbereich vollständig von dem restlichen Kernsystem separiert. Der konische Schubbruch verursacht weiterhin eine sekundäre Ablösung im Schnittstellenbereich der dem Schlagstoß abgewandten Deckhaut, weshalb solche Schadensmodi nicht akzeptabel sind. Um frühzeitig die Entstehung dieser Bruchmodi in Abhängigkeit von den Sandwichkonfigurationen erkennen zu können, werden Untersuchungen des Impactverhaltens mittels expliziter FE-Analyse zunächst an kleineren Sandwichproben durchgeführt und später auf die großflächigen Bauteilen übertragen [3, 4].

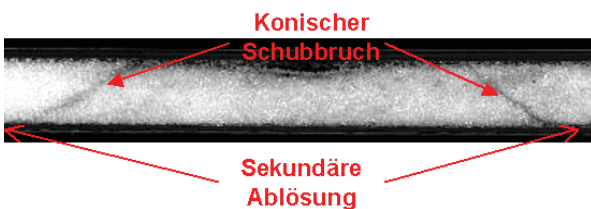


BILD 2. Inakzeptabler Schubbruch im Schaumkern infolge einer Impactbelastung

Das noch mangelnde Wissen über die Auswirkungen derartiger Beschädigungen sowohl unter statische als auch zyklische Lasten ist als Herausforderung anzusehen und in dieser Arbeit zusammen mit dem Stabilitätsverhalten der großflächigen Sandwichbauteile zum Nachweis von deren Schadenstoleranzfähigkeit zu untersuchen [5].

## 2. SANDWICH TESTBAUTEILE

Als Basis für die Entwicklung des Kastenträgers im LuFo-Programm, Projekt LoKoST - Teil A: Seitenleitwerkkasten, dient die Bauweise, wie sie in der durch das deutsche Patentamt veröffentlichten Patentskizze (BILD 3) dargestellt ist. Die Besonderheit der so genannten, gekoppelten Rahmenrippe in dem dargestellten Konstruktionsprinzip ist, dass sie die Fertigung und Montage des gesamten Kastenträgers durch den geringeren erforderlichen Toleranzausgleich vereinfacht. Weiterhin bilden die gekoppelten Rahmenrippen zusammen mit der Ruderaufhängung ein geschlossenes Fachwerksystem, um die erforderliche Quetsch- bzw. Querschnittstabilität des Kastenträgers zu erreichen. Die aus CFK-Schaumsandwich aufgebaute Seitenschale hat eine gekrümmte Außen- und ebene Innenhaut, es ergibt sich der sogenannte linsenförmige Querschnitt.

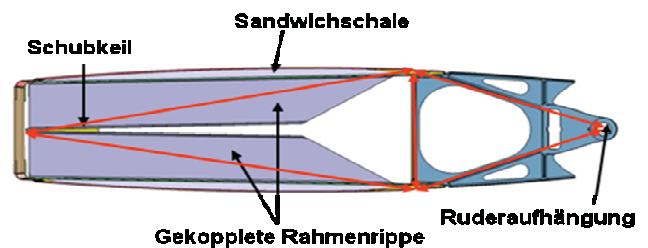


BILD 3. Kastenträger mit gekoppelten Rahmenrippen, die mit der Rudergabel zusammen ein Fachwerksystem (rote Kraftwirklinie) bilden [6]

Wie in der Strukturentwicklung der Luft- und Raumfahrttechnik üblich, wird der endgültige SLW-Kastenträger anhand der sogenannten Testpyramide stufenweise von den Basiswerten der Coupon- und Elementebene ausgehend über die Versuche der Detail- und Sub-Komponentenebenen hinaus entwickelt. Aus wirtschaftlichen Gründen werden die zeitaufwändigen realen Strukturversuche immer mehr durch sogenannte virtuelle Versuche<sup>4</sup> ersetzt, d.h. man möchte besonders bei großflächigen Strukturen eine geringere Anzahl von Versuchsbau teilen prüfen und die fehlenden Versuchsdaten mit Hilfe numerischer Analysen, wie zum Beispiel dem Finiten Element Modell, ergänzen.

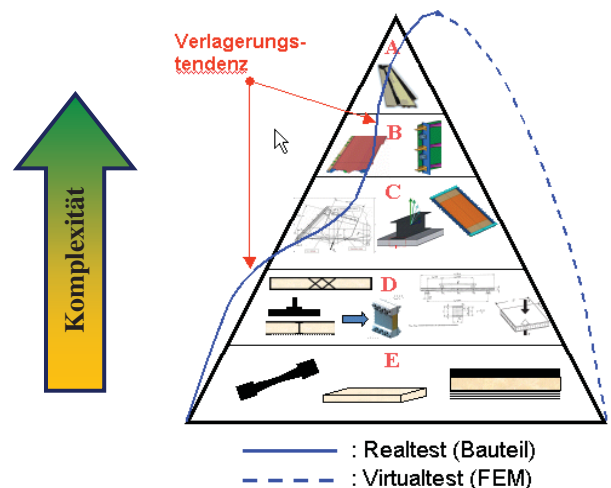


BILD 4. Entwicklungsetappe (Testpyramide): vom Screening (Coupon) bis zur Zulassung (Komponente), wobei die virtuellen Versuche (FEA) immer mehr Bedeutung erlangen.

Die Entwicklung der numerischen Berechnung verhält sich entgegengesetzt zur Bauteilentwicklung, von dem globalen Berechnungsmodell (G-FEM) zu detaillierten kleineren Bauteilmodellen. Damit lassen sich die erforderlichen Schnittlasten für die zu untersuchenden Testbauteile ableiten, wobei die aerodynamischen Lasten nur an dem G-FEM wirken. In den frühen Phasen der Flugzeugentwicklung, in der noch keine definierten aerodynamischen Lasten vorliegen, werden der Einfachheit halber sogenannte SMT-Lasten<sup>5</sup> angewandt. Solche Lasten wirken an den elastischen Achsen bzw. Schubmittelpunkten der betrachteten Kastenträger und werden mittels Zwangsbedingungs- bzw. Starrkörperelemente (MPC<sup>6</sup>) auf die Rippenanschlüsse verteilt.

<sup>4</sup> Virtual testing

<sup>5</sup> Shear, Moment & Toque loads

<sup>6</sup> Multi Point Constrains

## 2.1. Ableitung des Testpanels aus dem G-FEM

Bei der Entwicklung des zu betrachtenden Seitenleitwerks basieren seine Außenkontur (Strak) und entsprechende aerodynamische Lasten auf einem zugelassenen Referenzflugzeug, wodurch die benötigten Luft- bzw. Flächenlasten bereits vorliegen. Um die Anzahl der in Abhängigkeit der Flugzustände zu berücksichtigenden Lastfälle im Rahmen der Forschung zu reduzieren, ist die Extraktion sogenannter einhüllender Lastfälle aus der Gesamtmenge der auftretenden Lastfälle zweckmäßig.

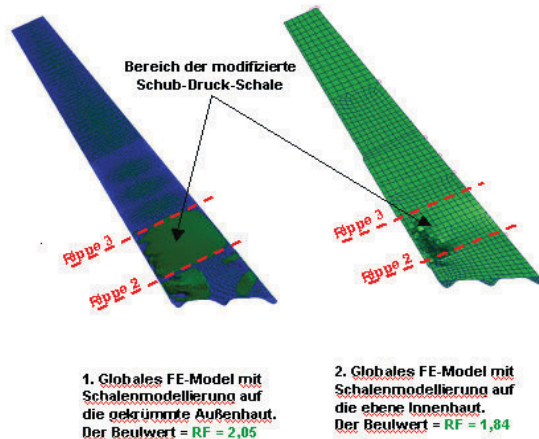


BILD 5. Aufgrund der Beulstabilität zu untersuchender kritischer Bereich der SLW-Seitenschale

Das globale FE-Modell wird wie in der Luftfahrt üblich mit Schalenelementen modelliert. Der im Vergleich zur Deckhaut dicke Schaumkern lässt sich als Zusatzschicht in dem Laminataufbau der Materialkarte<sup>7</sup> definieren, wobei dessen Dicke für jedes Element mittels der sog. Routenskripts direkt aus der CAD-Zeichnung ermittelt und entsprechend zugewiesen wird. Aufgrund des linsenförmigen Querschnitts der Sandwich-Seitenschale ergibt sich eine treppenförmige Topografie der Vernetzung bzw. ein Steifigkeitssprung zwischen den benachbarten Elementen innerhalb der vernetzten Seitenschale. Dieser Steifigkeitssprung führt numerisch bedingt zu scheinbaren lokalen Beulmodi, die im Rahmen der Stabilitätsuntersuchung keine Bedeutung haben. Der linsenförmige Querschnitt der Seitenschale lässt weiterhin deren Modellierung in zwei Strategien zu:

1. Modellierung der Schalenelemente auf der gekrümmten Außenhaut der Sandwichschale (BILD 5 links), wobei ein Hohlraum zwischen der Schale und Rahmenrippe entsteht. Die Schnittlasten aus der Sandwichschale werden mittels MPC auf die Rahmenrippe übertragen.
2. Modellierung der Schalenelemente auf die ebene Innenhaut der Sandwichschale (BILD 5 rechts). Somit liegen die Sandwichschale und die Gurte der Rahmenrippe übereinander. Nachteil ist die erforderliche Interpolation der auf der äußeren gekrümmten Sandwichhaut definierten Luftlasten auf die ebene. Weiterhin ist der Kastenträger durch das relativ zur Neutralebene verringerte Flächenträgheitsmoment etwas biegeeweicher.

Um die globale Beulstabilität des Kastenträgers untersuchen zu können, werden die Steifigkeiten der benachbarten Strukturen bzw. SLW-Anbauten mittels sogenannter Freikörperlasten<sup>8</sup> über die entsprechenden Knoten übertragen. Wie erwartet ergeben die Beuluntersuchungen beim ersten G-FEM einen höheren Beulwert ( $\lambda = 2,05$ ) als beim zweiten ( $\lambda = 1,84$ ). Dabei wurden die numerisch bedingt ersten, lokalen Beulmodi vernachlässigt. Der Ausschnitt des kritischen Beulbereichs wird detailliert modelliert. Mithilfe der sogenannten Substrukturtechnik werden die Schnittlasten mittels Freikörperlasten entsprechend interpoliert und übertragen (BILD 6 links). Eine ähnliche Technik zur Untersuchung der Rahmenrippe wird in [7] beschrieben. Die lineare Stabilitätsberechnung wie bei G-FEM ergibt einen Beulwert ( $\lambda$ ) von **1,83** (BILD 6 rechts).

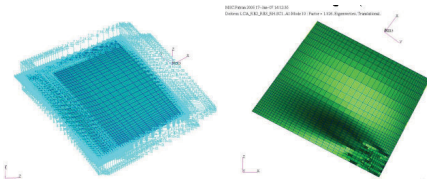


BILD 6. Detaillierte Beuluntersuchung des kritischen Bereichs mittels Substrukturtechnik

Anschließend wird eine analytische Vergleichsrechnung mit Hilfe der bekannten Beulformel für orthotrope Platten aus dem HSB durchgeführt [8]. Dabei wurde der trapezförmige Ausschnitt zu einer nahezu äquivalenten Viereckstruktur mit einer Länge (**a**) von 1130 mm und einer Breite (**b**) von 1400 mm samt der Schnittlasten transformiert. Die effektiven Plattensteifigkeiten ( $D_{eff}$ ) werden mit Hilfe der CLT ermittelt zu:  $D_{11} = 5,8 \cdot 10^7$ ;  $D_{12} = 1,59 \cdot 10^7$ ;  $D_{22} = 2,26 \cdot 10^7$ ;  $D_{33} = 1,8 \cdot 10^7$ .

Handrechnung: HSB, 45111-09, Ausgabe A

1. Länge (**a**) = 1130 mm ; Breite (**b**) = 1400 mm  
Biegesteifigkeiten ( $D_{eff}$ ) aus CLT

2. Modifiziertes Seitenverhältnis ( $\alpha$ ):

$$\alpha = \frac{1130}{1400} \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} = \frac{1130}{1400} \sqrt{\frac{2,26 \cdot 10^7}{5,8 \cdot 10^7}} = 0,67$$

3. Seydelscher Orthotropieparameter ( $\beta$ ):

$$\beta = \frac{D_{11} + 2 \cdot D_{33}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} = \frac{5,8 \cdot 10^7 + 2 \cdot 1,8 \cdot 10^7}{\sqrt{5,8 \cdot 10^7 \times 2,26 \cdot 10^7}} = 1,43$$

4. Beulfaktor (**K**) aus dem Diagramm  $f(\alpha, \beta) = 7,5$  und  
Der beulkritische Druckfluss ( $n_{cr}$ ) lässt sich ermitteln:

$$n_{cr} = K \frac{\pi^2 \sqrt{D_{11} D_{22}}}{b^3} = 7,5 \frac{3,14^2 \sqrt{5,8 \cdot 10^7 \times 2,26 \cdot 10^7}}{1400^3} = 1370 \frac{N}{mm}$$

5. Mit  $n_x = 750 \text{ N/mm}$  aus NASTRAN-Rechnung ergibt sich der Reservefaktor (RF) von 1370 / 750.  
**RF = 1,82**

BILD 7. Analytische Handrechnung des kritischen Bereichs ergibt etwa ähnlichen Reservefaktor

Der berechnete Beulwert bzw. Reservefaktor ( $\lambda$ ) = **1,825** weist eine gute Übereinstimmung mit der numerischen Analyse auf und zeigt somit, dass dieser vereinfachte analytische Ansatz als Begleitrechnung im Hintergrund der globalen FE-Analyse zur schnellen Abschätzung bei einer Sensitivitätsstudie verwendet werden kann.

<sup>7</sup> Material card of NASTRAN

<sup>8</sup> Free body loads



## 2.2. Aufbau des Testpanels

Der erwähnte stabilitätskritische Bereich der Seitenschale ist von seinen Abmaßen her zu breit für die vorhandene Versuchseinrichtung (BILD 10). Weiterhin kann aufgrund der linsenförmigen Querschnittsform der Abschnitt infolge der Symmetrieanforderungen nicht weiter unterteilt werden. Die Versuchsschale wird daher aus dem anderen Sandwichausschnitt abgeleitet und zu einem symmetrischen Testbauteil (BILD 8) modifiziert.

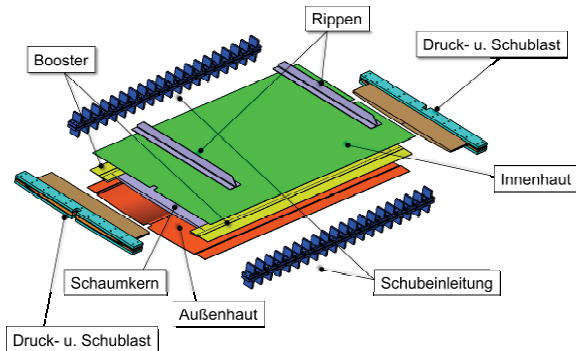


BILD 8. Strukturaufbau des Schub-Druck-Panels

Das daraus entstehende Sandwichpaneel besteht aus einer ebenen Innenhaut und einer gekrümmten Außenhaut aus CFK mit je ca. 2,3mm Wandstärke. Der Einsatz von geschlossenzelligem Hartschaumstoff, *Rohacell Rist 71*, als Sandwichkern und Multiaxialgelege<sup>9</sup> (MAG) als Haut ermöglicht bei der Fertigung mit der durch Airbus patentierten modifizierten Vakuuminfusionstechnik (MVI<sup>10</sup>) das sogenannte Einschussverfahren<sup>11</sup>, was weiterhin den Fertigungsaufwand reduziert. Die Dicke des Schaumkerns in der Mitte des Panels beträgt 28,5mm und am Übergang zu den seitlichen Boostern bzw. Lasteinleitungsbeschlägen 4mm. Der Radius der Außenhaut des Sandwichpanels beträgt ca. 9,5m. Die Größe des Panels beläuft sich auf ca. 1,3m x 2,3m.

## 2.3. CFK-Verstärkung des Sandwichkerns

Zur Erhöhung der Schadenstoleranz wird der Schaumkern mit CFK-Verstärkungen versehen. Dabei kommen drei verschiedene Arten von Verstärkungskonzepten in Frage, deren Schadensbegrenzungsverhalten am IWM-Halle zu untersuchen sind. Bei den durchgeführten Versuchen wird zuerst die Wirksamkeit der Verstärkungskonzepte auf Elementebene untersucht und modelliert und später auf eine modifizierte 19er M-Schale übertragen. Die Rissspitzenbelastungen Mode I und Mode II lassen sich dabei mit DCB- bzw. ENF-Versuchen ermitteln. Hierdurch kann das zur Vorhersage des Schadenwachstums entwickelte Berechnungsmodell verifiziert werden.

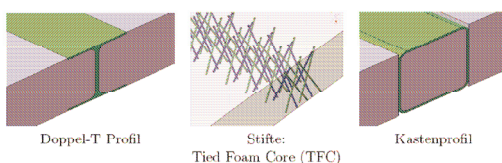


BILD 9. Verstärkungskonzepte für Schaumkern [1]

<sup>9</sup> Non Crimp Fabrics

<sup>10</sup> Modified Vacuum Infusion

<sup>11</sup> One shot process

Weiterhin haben die Untersuchungen gezeigt, dass die Doppel-T-Verstärkung und die Pinverstärkung die aussichtsreichsten Methoden sind. Vor allem die Druckfestigkeiten nach einem Impact, die sogenannten CAI-Werte<sup>12</sup>, zeigen in Abhängigkeit von der Pin-Konfiguration eine deutliche Verbesserung im Vergleich zur unverstärkten CFK-Schaumsandwichstruktur. Aus diesem Grund wurde deren Anwendung auf die komplexe Großstruktur weiter untersucht.

## 2.4. Aufbau in der Testanlage

An den monolithischen Längsseiten (MLEs) der Paneele angeschraubte Metallbeschläge dienten dabei der Einleitung von Schublasten in Längsrichtung. Weitere Metallbeschläge an den mit Dickharz ausgegossenen Stirnseiten dienten dem Einbringen der Drucklasten in Längsrichtung und der Schublasten in Querrichtung. Auf der ebenen Innenhaut wurden in Querrichtung zwei Aluminiumrippen in ca. 1,3m Abstand aufgeklebt. Die Positionierung und Lagerung des Panels in Dickenrichtung erfolgte während des Versuchs mit Hilfe von Pendelstützen, die mit den Aluminiumrippen verbunden waren. Der Bereich zwischen den beiden Aluminiumrippen bzw. Pendelstützen stellt den Test- bzw. Beulbereich dar. Schlagstoßbelastungen lassen sich auf das im Versuchstand fixierte Sandwichpaneel mit einem mobilen Impactgerät aufbringen.

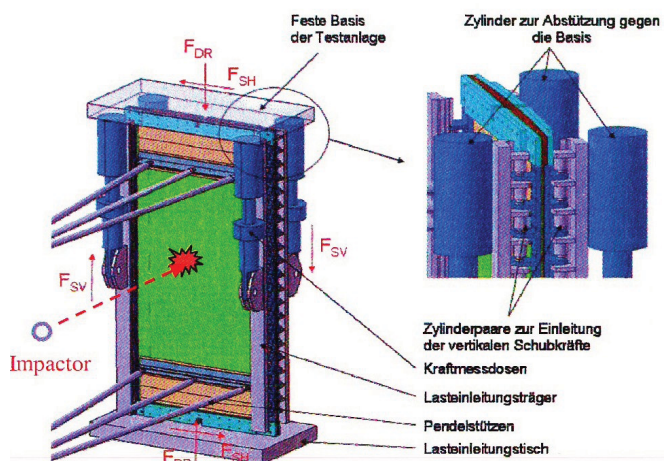


BILD 10. Aufbau des Druck-Schub-Versuchs mit Pendelstützen und Beschlägen für die Schubkrafteinleitung [9]

Zur Verifizierung der sich ergebenden hervorragenden Beulstabilität der betrachteten Druck-Schub-Konfiguration sollen die Sandwichpaneele im Druck-Schub-Versuch mit 6 Lastfällen bzw. -kombinationen der entsprechenden Interaktionskurve nach folgender Tabelle 1 schrittweise belastet werden.

Lastfall	Druck [%]	Schub [%]
1	0	100
2	30	95
3	60	85
4	85	50
5	95	20
6	100	0

TAB 1. Druck- und Schublastkombinationen

<sup>12</sup> Compression strength After Impact

### 3. MESOMECHANISCHE FE-ANALYSE

Die wichtigste Aufgabe der CFK-Pins besteht in der oben erwähnten Verbesserung der Schadenstoleranz des CFK-Schaumsandwichs. Im ausgehärteten Zustand stellen die Pins eine im Vergleich zum PMI-Schaum steife monolithische Verbindung zwischen den Deckschichten. Durch die im Prozess in die Deckschichtebene gebogenen, überstehenden CFK-Pinenden, bildet sich ein tragender Pinfuß aus. Ein Schaden durch fehlende Verbindung zwischen Deckhaut und Schaumkern infolge eines Fertigungsfehlers oder eines Impactschadens wird dann durch die Pinfüße in seiner Ausbreitung behindert. Darüber hinaus verbessern die CFK-Pins die mechanischen Eigenschaften des Schaumkerns, erhöhen jedoch auch dessen Gewicht.

Die numerische Modellierung eines Pin-Verstärkten Schaumkerns stellt gegenüber der Doppel-T-Verstärkung eine Herausforderung dar. Die numerische Behandlung der ersten Verstärkungsart mit Hilfe der Methode der finiten Elemente wird im Folgenden diskutiert. Bei der letzteren Verstärkungsart können die zu modellierenden Verstärkungselemente durch die Schalenmodellierung relativ einfach und ungestört in das bestehende FE-Modell des CFK-Schaumsandwiches eingebettet werden.

#### 3.1. Numerische Berechnungsmethode (FEM)

Die Methode der Finiten Elemente ist ein numerisches Verfahren zur Lösung von unterschiedlichen Problemen in der Strukturmechanik, den statischen sowie den dynamischen Fragestellungen. Ausgehend von Energieprinzipien wird das zu untersuchende Bauteil bzw. der Problembereich in eine Anzahl endlicher Elemente unterteilt, die mit Knotenpunkten an den Elementrändern miteinander verbunden sind. Die Verschiebungen und Verzerrungen innerhalb des Elementes werden durch Ansatzfunktionen aus den Verschiebungen der einzelnen Knoten angenähert. Die Wahl der Ansatzfunktion bestimmt sich normalerweise aus dem Einsatzzweck. Aufgrund des matrixförmigen Aufbaus des Verfahrens kann es mit Hilfe von Rechenalgorithmen in vertretbarer Zeit gelöst werden [10].

Ausgehend von der Gleichgewichtsbeziehung in der Elastostatik mit folgendem bekannten Ausdruck:

$$(1) \int_V \delta \underline{u}^T \underline{D}^T \underline{\sigma} dV + \int_V \delta \underline{u}^T \underline{X} dV = 0$$

und den Ansatzfunktionen in Abhängigkeit von den Knotenverschiebungen:

$$(2) \delta \underline{u} = \sum \underline{N}_i \delta u_i = \underline{N} \cdot \delta \underline{u}^e$$

lässt sich folgende allgemeine Gleichung ableiten:

$$(3) \delta(\underline{u}_e)^T \int_V \underline{N}^T \underline{D}^T \underline{E} \underline{D} \underline{N} dV \cdot \underline{u}^e - \delta(\underline{u}_e)^T \int_V \underline{N}^T \underline{p} dV + \delta(\underline{u}_e)^T \int_V \underline{N}^T \underline{X} dV = 0$$

In vereinfachender Schreibweise kann die Integralform in folgende Form überführt werden:

$$(4) \underline{K}^e \underline{u}^e - \underline{P} = 0$$

D.h. das komplette Gleichungssystem lässt sich durch eine Steifigkeitsmatrix, die Verschiebungen sowie die angreifenden Kräfte an jedem Knoten beschreiben. Es ist zu erkennen, dass es sich um ein typisches Eigenwertproblem handelt. Die Lösung nach der Eigenwertanalyse, z.B. mit dem weitverbreiteten Lanczos-Verfahren, ergibt den Eigenwert ( $\lambda$ ), der nach einer Multiplikation mit  $\underline{P}$  die kritische Beullast  $N_X$  darstellt, und den Eigenvektor ( $\underline{u}$ ), der die Beulform zu dem jeweiligen Eigenwert darstellt.

Die Gleichung lässt sich für kleine Verformungen auch sukzessiv durch zeilenweises Eliminieren der Unbekannten, wie z. B. durch den Gaußalgorithmus bzw. das Cholesky-Verfahren, lösen. Für große Verformungen kommt eine Abhängigkeit der Steifigkeitsmatrix nach  $\underline{u}$ , die sogenannte geometrische Steifigkeitsmatrix, hinzu:

$$(5) (\underline{K}_L + \underline{K}(u)^e) \underline{u}^e - \underline{P} = 0$$

Dieses Gleichungssystem wird nun im Rahmen der nicht-linearen Stabilitätsanalyse anhand der Eigenform ( $\underline{u}$ ) mit einer minimalen Störung<sup>13</sup> versehen und lässt sich durch schrittweise, iterative Ansätze, beispielsweise das Newton bzw. Newton-Raphson-Verfahren lösen.

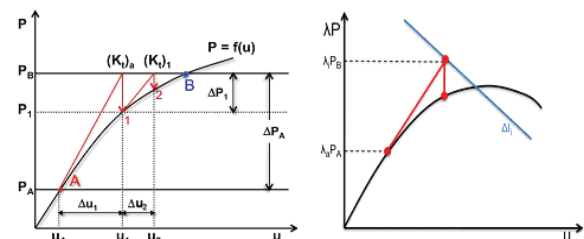


BILD 11. Newton-Raphson und modifiziertes Riks-Lösungsverfahren [11]

Für ein Durchschlagproblem, das normalerweise bei dem Beulvorgang von gekrümmten Schalen entsteht, eignet sich aufgrund der starken Steigungsänderung der Lösungskurve im Bereich des Verzweigungspunktes<sup>14</sup> das Verfahren von Riks oder dessen Modifikation.

#### 3.2. Modellierungsstrategie [12]

Zwecks Sensitivitätsstudie wird eine mesomechanische Untersuchung mit parametrisierten FE-Modellen durchgeführt. Dabei werden die Pins als Balken- (1D) oder als Solidelemente (3D) in dem FE-Modell der ansonsten vollständig in 3D modellierten Einheitszellen beschrieben. Die von der Modellierungsart abhängigen Parameter sind im folgenden BILD 12 dargestellt.

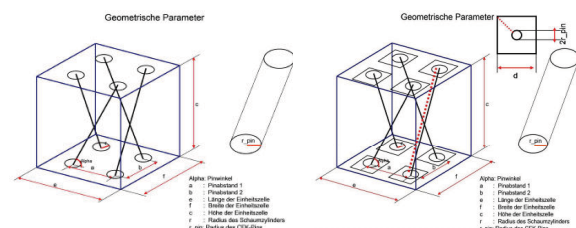


BILD 12. Wählbare Parameter für die Einheitszelle 1D-3D-Modell (links) und Voll 3D-Modell (rechts)

<sup>13</sup> Imperfection

<sup>14</sup> Bifurcation point

Die für beide Modellierungen frei wählbaren Parameter sind:

- Pinwinkel  $\alpha$
- Schaumdicke bzw. Höhe der Einheitszelle  $c$
- Pinabstand

Die 1D-Pinelemente sind von 3D-modellierten Zylindern umgeben, die ausschließlich der späteren Anbindung der Pinelemente und 3D-Schaumelemente aneinander dienen. Sie werden durch eine Mittelfläche, in welcher die den Pin repräsentierende Linie liegt, in zwei Halbzylinder geteilt (BILD 13 oben).

Im voll-3D-Modell sind insbesondere die Deckschichten, die Pins und der pinnahe Schaum detaillierter modelliert. Weiterhin kommen zusätzlich folgende Parameter hinzu:

- Radius  $r$  (in 1D-3D wird in Materialkarte definiert)
- Kantenlänge  $d$  der Prismen
- Dicke der Deckschichten

Das voll-3D-Modell ist aufgrund der pinwinkelabhängigen, automatisch unterteilten Deckschichten weniger flexibel. Änderungen in der Zellgeometrie führen zu unterschiedlich starker Verzerrung der Volumenelemente der Deckschichten.

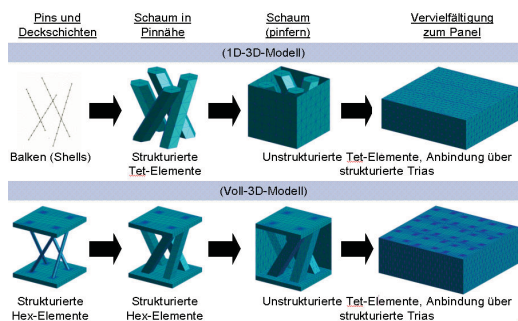


BILD 13. Unterschiedliche Modellierung der CFK-Pins, als 1D- (oben) oder 3D-Element (unten)

Vor der Anwendung wird das Konvergenzverhalten der beiden Modellierungsstrategien untersucht und gegenübergestellt. Aus dem BILD 14 ist ersichtlich, dass 1D-3D schneller zu einem Wert konvergiert. Der angenäherte Wert liegt jedoch weit unterhalb des realistischen bzw. Versuchsergebnisses.

#### Konvergenzstudie:

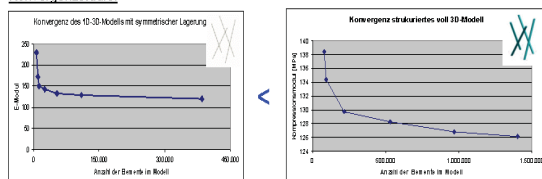


BILD 14. Konvergenzverhalten der Modellierungen

Das Voll-3D Modell konvergiert erst bei Elementanzahlen um 1 Million, zeigt jedoch einen realistischeren Wert. Der Rechenaufwand liegt etwa vierfach höher.

	Automatisierung	Rechenzeit	Genauigkeit	
			E-Modul	G-Modul
1D-3D	Wenige Schritte von Hand durchzuführen	ca. 10 min.	-	++
Voll-3D	Voll automatisiert	Über 45 min.	+	k.E.

TAB 2. Gegenüberstellung der beiden Modellierungen

### 3.3. Ermittlung der effektiven Kennwerte

Zur Bestimmung der effektiven Materialkennwerte von pinverstärkten Schaumkernsystemen werden Versuche gemäß den Spezifikationen in ASTM C365 für Druck- und ASTM C273 für Schubversuchen durchgeführt.

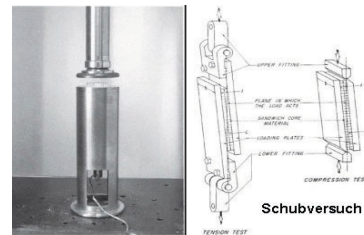


BILD 15. Schubversuch nach ASTM C273

Es ist hier zu erwähnen, dass die an die Versuchsanlage geklebte Deckhaut der Sandwichprobe das Messergebnis beeinflusst. Eine Einbettung der Deckhaut in die dafür vorgesehene Einkerbung der Probenaufnahme wäre eine mögliche Lösung, den Deckhauteinfluss zu reduzieren.

#### Vergleich mit den Versuchswerten:

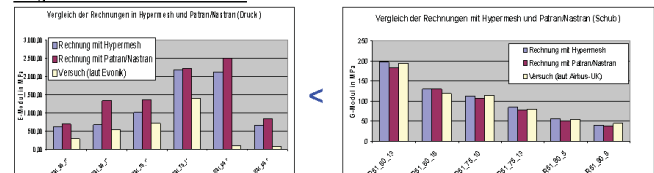


BILD 16. Vergleich der Versuchswerten mit der Berechnungsergebnisse

Die durch Simulation errechneten mechanischen Kennwerte werden anschließend den im Versuch ermittelten Werten gegenübergestellt (BILD 16). Dabei besteht bei der Schubsteifigkeit eine bessere Übereinstimmung als im Druckfall. Eine mögliche Erklärung ist wiederum der Einfluss der Deckhaut in der Modellbildung. Die folgende Prinzipskizze veranschaulicht diesen Steifigkeitseinfluss bei der Verformung infolge einer Druckbelastung.

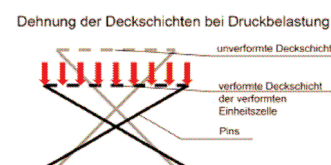


BILD 17. Dehnung der Deckschichten bei Verformung des Verbunds unter Druck

Mit dem erstellten Voll-3D Modell lässt sich zusätzlich die mit der Konfiguration der Pinverstärkung (Anisotropie) einhergehende globale Torsion der Sandwichprobe bei einer Druck- oder Temperaturbelastung aufzeigen.

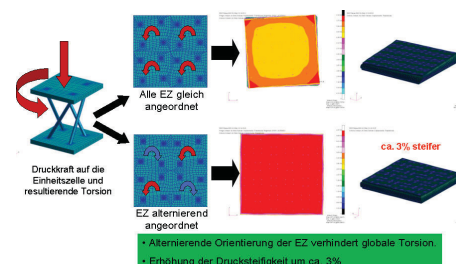


BILD 18. Einfluss der Konfiguration der Pinverstärkung (Anisotropie) auf die ermittelten Kennwerte



### 3.4. Ermittlung der Eigenspannung

Weiterhin kann das mesomechanische Voll-3D Modell zur Untersuchung prozessbedingter Eigenspannungen verwendet werden. Diese Eigenspannungen werden maßgeblich durch den Einsatz des Schaumkerns beeinflusst, welcher einen gegenüber den eingesetzten CFK-Deckhäuten und Kernverstärkungen größeren Wärmeausdehnungskoeffizient besitzt.

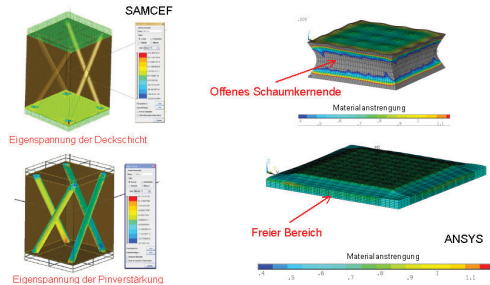


BILD 19. Fertigungsbedingte Eigenspannungen und deren Auswirkungen [13]

Durch eine geeignete Formulierung des Materialgesetzes können unter Berücksichtigung von Viskoelastizität, Harzschrumpfung und Reaktionskinetik die genannten Eigenspannungen und deren Auswirkungen bestimmt werden [13]. Eigenspannungen liegen im Schaumkern als Zugspannungen vor und treten besonders im Randbereichen der Schaumsandwichproben auf, die fertigungsbedingt nicht mit CFK-Pin verstärkt sind.

## 4. MAKROMECHANISCHE STABILITÄTS-ANALYSE DES SANDWICHPANEELS [8]

Das Stabilitätsverhalten des Sandwichpaneels wird zuerst mit in der Literatur vorhandenen analytischen Berechnungsmethoden für eine orthotrope Sandwich- bzw. Schalenstruktur und später mit einem geeigneten numerischen Berechnungsverfahren der Finiten Elemente Methode (FEM) untersucht.

### 4.1. Analytische Beulberechnung

Die Gleichung zur Beschreibung des globalen Beulverhaltens bzw. der Beulverformung ( $w$ ) eines Sandwichpaneels unter einachsiger Druckbelastung ( $N_x$ ) kann in der folgenden Form dargestellt werden:

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} - N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0$$

wobei die Biege- bzw. Plattensteifigkeiten ( $D_{11}$ ,  $D_{12}$ ,  $D_{22}$  und  $D_{66}$ ) des Laminats aus den CFK-Häuten und der Schaumkernschicht mit Hilfe der klassischen Laminattheorie (CLT) bestimmt werden können.

Da die analytische Berechnung nur Schalen mit konstanter Dicke beschreibt, wird das Sandwichpaneel in zweifacher Betrachtungsweise formuliert: erstens als ebene Sandwichschale (untere Grenzwerte) und zweitens als zylindrische Sandwichschale (obere Grenzwerte). Die folgende Tabelle 1 zeigt die Berechnungsergebnisse von beiden Betrachtungsweisen mit unterschiedlichen Lösungsverfahren [14]:

Lösungsmethode nach:	Ebene Sandwich Schale	Zylindrische Sandwich Schale	Numerische Beulanalyse (Eigenwert)
HSB [8]	$n_{x,cr} = 1681 \frac{N}{mm}$	Nicht betrachtet	$n_{cr} = 1275 \frac{N}{mm}$
Vinson [15]	$n_{cr} = 1325 \frac{N}{mm}$	$(n_x)_{cr} = 1780 \frac{N}{mm}$	$n_{cr} = 1275 \frac{N}{mm}$
Zenkert [4]	$P_b = 1459 \frac{N}{mm}$	Nicht betrachtet	$n_{cr} = 1275 \frac{N}{mm}$
Wiedemann [16]	Nicht betrachtet	$p_{skr} = 1772 \frac{N}{mm}$	$n_{cr} = 1275 \frac{N}{mm}$

TAB 3. Vergleich der berechneten kritischen Lasten zwischen verschiedenen analytischen Methoden

Die Lösungsmethode von Vinson liefert eine gute Übereinstimmung mit der linearen numerischen Analyse (Eigenwert) für das vorliegende Sandwichpaneel. Weiterhin kann die Theorie der ebenen Sandwichschale aufgrund der nur schwach gekrümmten Außenhaut des Paneels als Annäherungsmethode hinzugezogen werden. Analytische Berechnungsansätze für ähnlich aufgebaute Sandwichkonfigurationen werden in [17] vorgestellt.

### 4.2. Numerische Beulberechnung (FEA)

Das Finite Element Modell des Sandwichpaneels wird mit einer sogenannten Solid-Shell-Strategie (2D-3D Modell) aufgebaut, d.h. der Schaumkern wird mit Solidelementen und die CFK-Deckhäute mit Schalenelementen modelliert (BILD 20), wobei die Knoten der beiden Elementtypen zusammentreffen. Die Rotationsfreiheitsgrade der Schalenelemente werden demzufolge durch die in Solidelementen fehlenden Freiheitsgrade unterbunden. Diese Inkompatibilität ist bei Modellierung von Hartschaumkernen noch akzeptabel und die Ungenauigkeit verringert sich weiterhin durch Verstärkung bzw. Erhöhung der Steifigkeit des Schaumkerns. Für verstärkte Sandwichkonfigurationen werden die in Kap. 3 ermittelten, effektiven Materialkennwerte verwendet. Die Lasten werden mit Hilfe von Zwangsbedingungs- bzw. RBE<sup>15</sup>-Elementen in das Sandwichpaneel eingeleitet.

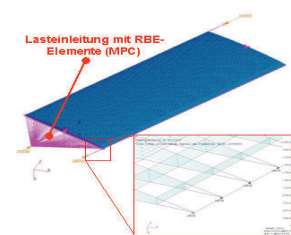


BILD 20. Solid-Shell-Modellierung und MPC-Element

#### 4.2.1. Lineare FE-Beulanalyse [14]

Die mittels des FE-Programms NASTRAN für die ersten drei Lastfälle bzw. Lastkombinationen berechneten linearen Beulformen befinden sich am Bauteilrand (BILD 22) und sind von Schubbeulmodi geprägt. Die reine

<sup>15</sup> Rigid Body Element and interpolation elements respectively

Schublast verursacht erwartungsgemäß einen in 45°-Richtung geneigten Beulmode, dessen Beulwert am größten und demzufolge als nicht kritisch anzusehen ist.

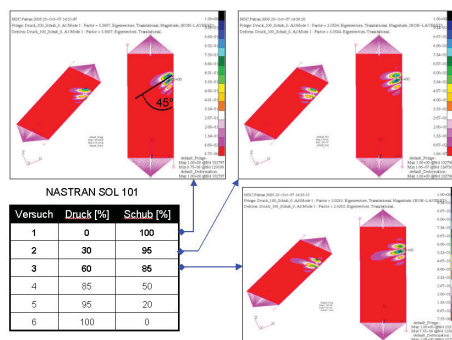


BILD 21. Beulformen des Sandwichpaneels bei den ersten drei Lastfällen der TAB 1

Die letzten drei Lastfälle rufen dagegen von Druckbeulmodi geprägten Beulformen, die in der Paneelmitte auftreten. Die reine Drucklast verursacht entsprechend eine in 0°-Richtung liegende Beulform, dessen Beulwert am kleinsten und demzufolge als kritisch anzusehen ist.

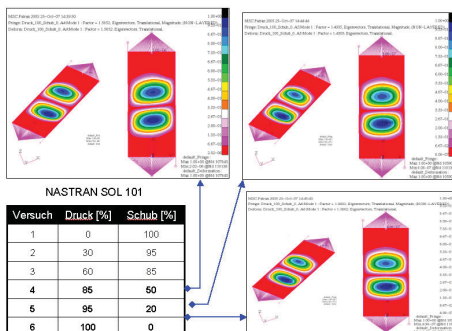


BILD 22. Beulformen des Sandwichpaneels bei den letzten drei Lastfällen der TAB 1

#### 4.2.2. Nichtlineare FE-Beulanalyse [11]

Weiterhin wird mit dem gleichen Modellaufbau eine nichtlineare Beulberechnung mit Hilfe des FE-Programms ABAQUS durchgeführt um die Last-Stauchungs-Kurve zu generieren und später mit den Versuchergebnissen zu vergleichen.

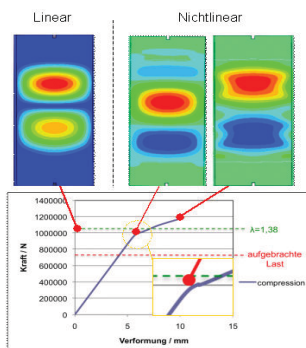


BILD 23. Die lineare und nichtlineare Beulanalyse; Druckkraft wird als positiv angenommen

Das Finite Element Modell eignet sich sowohl für die lineare (Eigenwert, BILD 23 links) als auch für die nichtlineare Beulanalyse (BILD 23 rechts).

#### 4.2.3. Modellierung der Impactschäden

Nach der Einbringung einer Impactlast auf das Sandwichpaneel entstehen abhängig von der Paneelkonfiguration, der Lagerung und der Stoßenergie Schadensbilder mit unterschiedlichen Schadensmodi. Neben den möglichen Beschädigungen der Deckhaut (z.B. Eindrücken, Zersplittern, Zerkratzen, Delaminieren, etc.) ist ein Ablösen des Kerns von der Deckhaut an der Stelle des Impacts möglich. Zusätzlich kann ein kegelförmiger Bruch in Dickenrichtung des Schaumkerns entstehen, der zu ringförmigen Ablösungen des Kerns von der Haut auf der dem Schlagstoß abgewandten Hautseite führt.

Mit Hilfe der Skriptsprache des verwendeten FE-Programms werden die in BILD 24 zu modellierenden Schlagstoßschäden automatisiert in das vorhandene FE-Modell des Sandwichpaneels eingefügt. Um den Schaden möglichst realitätsnah zu simulieren, werden dabei die Materialkennwerte auf unter 1% des original unbeschädigten Werkstoffzustands reduziert. Eine Konvergenzanalyse überprüft die numerische Stabilität des Schadensmodells im Hinblick auf den dadurch entstehenden Steifigkeitssprung.



BILD 24. Schadensbild mit einem konischen Bruch (kritischer Fall) und dessen FE-Modellierung

Die Stabilitätsberechnung mit dem eingebauten Schadensmodell zeigt nahezu keine Veränderung der Strukturantwort auf die Druckbelastung. Die Kraft-Weg-Kurven der beschädigten sowie der unbeschädigten Struktur unterscheiden sich nur marginal. Aus den Beulformen ist wiederum zu erkennen, dass die Position der Schädigung nahezu keinen Einfluss auf die Beulstabilität des Sandwichpaneels hat. Selbst bei zwei eingebauten Schlagstoßschäden kommt es zu keinem Durchschlag der Struktur. Die Anzahl der Beulen ändert sich im Nachbeulbereich ebenfalls nicht.

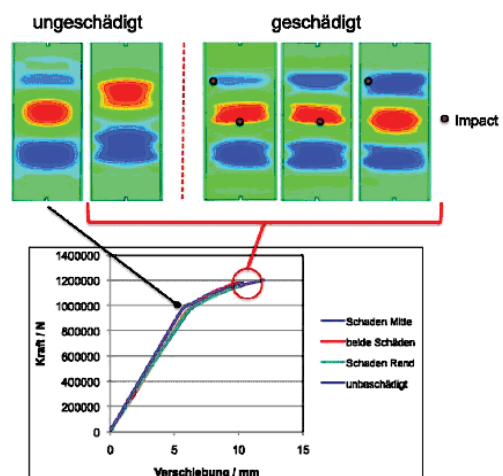


BILD 25. Kraft-Verschiebungs-Diagramm und Beulformen für Drucklastfall



Zu erwähnen ist hier die Möglichkeit aus experimentellen oder numerischen Untersuchungen sich an kleinen Proben ergebende Impactschäden, wie beispielsweise in [4] dargestellt, direkt auf das FE-Modell der großflächigen Sandwichstruktur zu übertragen. Damit können die hierbei auftretenden Skalierungs- und Krümmungseffekte berücksichtigt werden [18]. Eine entsprechende Prozedur zur Übertragung der Impactschäden von Coupons auf reale großflächige Sandwichbauteile lässt sich entsprechend entwickeln und verifizieren.

## 5. VERGLEICH DER ANALYSE MIT DRUCKSCHUB-VERSUCHEN

Zur Verifizierung des gewählten Modellansatzes werden die Versuche anhand ihrer Messergebnisse mit den numerischen Ergebnissen, wie im BILD 26, verglichen.

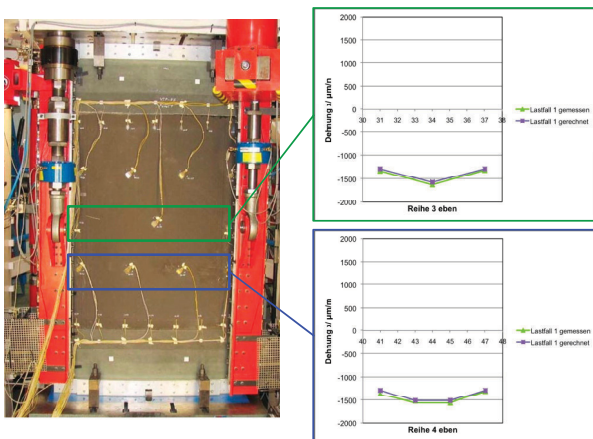


BILD 26. Vergleich zwischen DMS-Messung und der FE-Berechnung in Querrichtung des Panels

Die Dehnmessungen der Versuche zeigen gegenüber der nichtlinearen Stabilitätsanalyse sowohl am beschädigten als auch am unbeschädigten Sandwichpaneel keinerlei Veränderung der Strukturantwort. Die Messunterschiede liegen dabei innerhalb der Messtoleranzen der Versuchsanlage. Selbst mit sechs Schlagstoßschäden<sup>16</sup>, vier davon mit einer Impactenergie von 35 Joule, an verschiedenen, zur Paneelmittelachse symmetrisch liegenden Positionen, sind die Last-Dehnungs-Diagramme nahezu identisch. Die beiden Sandwichpaneele versagen dabei auf fast gleichem Lastniveau. Ein ähnliches Ergebnis auf kleinen Sandwichproben (CAI-Test<sup>17</sup>) wurde in [19] veröffentlicht. Auffällig ist, dass die auf und in dem Sandwichpaneel durch die eingebrachten Schlagstöße entstandenen Schäden viel geringer sind, als die Schäden bei vorangegangenen Versuchen mit kleinen, ebenen Sandwichproben gleicher Kern/Haut-Konfiguration.

Die Last-Stauchungs-Kurven (BILD 27) zeigen ein vollständiges lineares Verhalten sowohl der ebenen- (E), als auch der gekrümmten Haut (K). Erst bei einem sehr hohen Lastbereich, kurz vor Versagen der Struktur, treten die Beulformen auf, die mit dem optischen Verformungsmesssystem ARAMIS® aufgenommen werden können. Die erreichten Bruchdehnungen stimmen mit den CAI-Werten überein bzw. sind etwas höher.

<sup>16</sup> Multiple impacts capability

<sup>17</sup> Compression After Impact

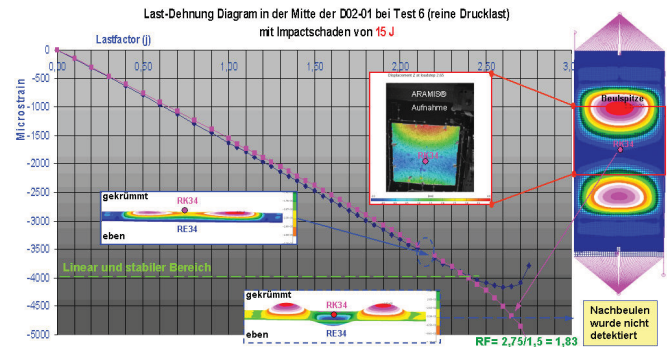


BILD 27. Beulmode-Vergleich zwischen der ARAMIS-Aufnahme und Berechnung, wobei die Bruchlast bei Lastfaktor ( $j$ ) = 2,7 liegt

Der Vergleich zwischen den ARAMIS-Aufnahmen und den Beulbildern aus der nichtlinearen FE-Analyse zeigt wie im BILD 27 dargestellt eine sehr gute Übereinstimmung und damit im Rahmen der Forschung die Anwendbarkeit der entwickelten Berechnungsmethode.

Bei den nicht verstärkten Sandwichpaneelen wurde bis zum Versagen kein Nachbeulbereich detektiert. Die mit Hilfe der nichtlinearen FE-Analyse berechneten Beulmodi zeigen im Moment des Versagens ähnliche Werte zu den von DMS erfassten Messwerten. Die Bruchinitiierung findet nach dem Vergleich mit der Bruchanalyse des Versuchs in dem Übergangsbereich der zwei Halbwellen statt und nicht im zuvor impactbeaufschlagten Bereich. Daraus wird ersichtlich, dass der Bruch durch die Drucklast verursacht wurde und nicht durch den Beulvorgang selber (BILD 28).

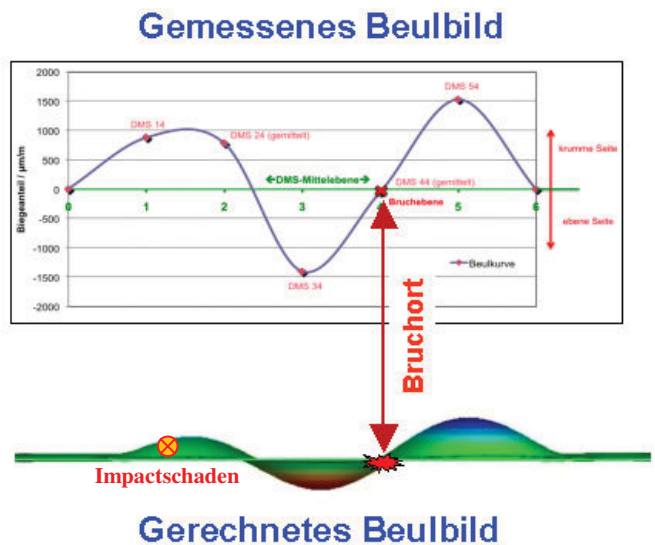


BILD 28. Vergleich zwischen dem über DMS gemessenen Beulbild und dem berechneten. Der Bruchort liegt zwischen zwei Halbwellen

Die Bruchlast liegt in den ersten und zweiten Versuch bei einer Lastfaktor ( $j$ ) von 2,7. Dividiert man den Wert mit dem erwähnten Ultimate Load Faktor (UL) von 1,5, dann ergibt sich ein Reservefaktor (RF) von  $2,7/1,5 = 1,8$ . Dieses Ergebnis entspricht weitestgehend den in Kap. 2.1 ermittelten Beulwerten und bestätigt weiterhin die Anwendbarkeit der vorgestellten strukturmechanischen Analyse für CFK-Schaumsandwichstrukturen.

## 6. FAZIT UND AUSBLICK

Die mesomechanische FE-Analyse, vor allem die voll-3D Modellierungsstrategie, kann zur Ermittlung der effektiven Materialkennwerte der pinverstärkten Schaumkerne sowie deren konfigurationsbedingten globalen Torsion bei einer mechanischen oder thermischen Belastung angewendet werden. Weiterhin lassen sich die Eigenspannungen eines CFK-Schaumsandwichs unter Berücksichtigung von Viskoelastizität, Harzschrumpfung und Reaktionskinetik durch diese Berechnungsmethode bestimmen.

Die Stabilitätsanalyse eines Sandwichpaneels mit solchen hochintegrierten Kernsystemen erfolgt rechenzeitbedingt auf der makromechanischen Ebene. Bei einer vereinfachten Geometrie lässt sich die Beulberechnung analytisch hinreichend genau und schnell berechnen. Die FE-Analyse liefert mit Hilfe der Solid-Shell-Modellierungsstrategie für das zu betrachtende Sandwich-paneel mit einem linsenförmigen Querschnitt eine gute Übereinstimmung mit den Versuchsergebnissen. Der Impactschaden lässt sich weiterhin mit geringem Aufwand auf das vorhandene FE-Modell abbilden.

Das getestete Paneel bestätigt das numerisch bereits prognostizierte schadensresistente Verhalten. Die Impactschäden haben keinen merkbaren Einfluss auf das Stabilitätsverhalten des Sandwichpaneels, selbst dann nicht, wenn mehrere Schäden eingebracht werden (*Multiple Impacts Capability*). Das Verformungsverhalten des Sandwichpaneels bleibt in allen untersuchten Fällen nahezu linear. Die hier betrachtete Sandwichkonfiguration zeigt weiterhin gegenüber den kleinen, ebenen Impactproben eine bessere Impactresistenz. Neben dem Kostenreduzierungspotential unterstreichen die vorliegenden Ergebnisse das Anwendungspotential der hochintegrierten Sandwichkonfiguration als hauptlasttragende Struktur in der kommerziellen Luftfahrt [20].

## 7. SYMBOLVERZEICHNIS

$\underline{u}$	Vektor der Verschiebung
$\underline{u}_i$	Vektor der Verschiebung am Knoten
$\delta \underline{u}_i$	Vektor der virtuellen Verschiebung am Knoten
$\delta \underline{u}$	Vektor der virtuellen Verrückung
$\underline{\sigma}$	Vektor der Spannungen
$\underline{D}$	Operatormatrix
$\underline{E}$	Matrix der Werkstoffeigenschaften
$\underline{X}$	Vektor der Volumenkräfte
$\underline{N}_i$	Formfunktion eines Knoten
$\underline{N}$	Matrix der Summe aller Formfunktionen
$V$	Volumen des Bauteils
$O_p$	Oberfläche des Bauteils
$\underline{K}^e$	Steifigkeitsmatrix des Gesamtsystems
$\underline{u}^e$	Summe der Verschiebungen an den Knoten
$\underline{K}_L$	linear unabhängiger Anteil der Steifigkeitsmatrix
$\underline{K}(\underline{u})^e$	von $\underline{u}^e$ abhängiger Anteil der Steifigkeitsmatrix

## 8. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich bei den Kollegen der Kompetenzcenter Strukturentwicklung von Airbus Deutschland für die Durchsicht des Manuskripts sowie beim Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie für die Förderung der Arbeiten (Förderkennzeichen 20W0605).

## 9. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] A. S. Herrmann, P. C. Zahlen, I. Zuardy: Sandwich structures technology in commercial aviation – present applications and future trends, ICSS 7, Aalborg, Springer, 2005
- [2] J. Klammer, H. Baier: Vibroakustik und Wärmetransport Doppelschaliger CFK-Rümpfe, Lehrstuhl für Leichtbau, TU München, 2003
- [3] T. B. Block, M. Calomfirescu, M. I. Zuardy, A. S. Herrmann: Simulation des Impactverhaltens von CFK-Sandwichstrukturen, DLRK, Aachen, 2009
- [4] S. Heimbs, P. Middendorf, C. Hampf, F. Hähnel, K. Wolf: Aircraft sandwich structures with folded core under impact load, ICSS 8, Porto, 2008
- [5] D. Zenkert: An Introduction to Sandwich Construction, Chameleon Press LTD, London 1995
- [6] T. Stöven, H. Wilmes, U. Hellwege, G. Patzelt, J. R. Balzer, A. Herrmann, P. Zahlen, B. Kolesnikov, G. Ernst, et al.: Kastenträger eines aerodynamischen Flächentragwerks, DE102005015337A1, DPMA, 2006
- [7] B. Teich: Analysis and optimization of an advanced rib concept for a vertical tail plane of a new aircraft, Master Thesis, PF-Göttingen, Stade, 2008.
- [8] N. N: Handbuch Struktur Berechnung (HSB), Beulen ebener Rechteckplatten unter einachsigen Druck, 45111-02 A, IASB, 1985
- [9] M. I. Zuardy, P. C. Zahlen, A. S. Herrmann: Stabilitätscharakteristik eines fortschrittlichen Sandwichpaneels, DLRK, Aachen, 2009
- [10] B. J. Habibie: Einführung in die Finite Elementen Methode, Hamburger Flugzeugbau, Hamburg, 1968
- [11] A. Paul: Nichtlineare Strukturanalyse von einfach gekrümmten CFK-Sandwichstrukturen, Diplomarbeit, TU-Braunschweig, 2008
- [12] P. Abel: Mesomechanische Modellbildung pinverstärkter CFK-Schaumsandwichs mittels FEM, Studienarbeit, RWTH Aachen, 2010
- [13] C. Brauner, T. B. Block, A. S. Herrmann: Meso Level Manufacturing Simulation of Sandwich Structures, unveröffentlichtes Manuskript, FIBRE, Bremen, 2010
- [14] D. Heber: Stability Characteristics of Plain-Curved Sandwich Panel, Diplomarbeit, FH-Aachen, 2007
- [15] J. R. Vinson: The Behaviour of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials, Technomic, Lancaster, Pennsylvania, 1999
- [16] J. Wiedemann: Leichtbau. Bd. 1: Elemente, Springer, Berlin, 1986
- [17] J. A. Kepler: Sandwich / Catenary Hybrid Beams – Stiffness assessment and experimental verification, ICSS 9, Pasadena, California, USA, 2010
- [18] M. I. Zuardy, P. C. Zahlen, A. S. Herrmann: Skalierungs- und Krümmungseffekt zur Schadens-toleranz der Sandwichbauweise, DLRK, Aachen 2009
- [19] J. Leijten, et al.: Experimental study of the low-velocity impact behaviour of primary sandwich structures, TU Delft, Composites, Elsevier, 2009
- [20] M. I. Zuardy, P. C. Zahlen, W. Vöge, A. S. Herrmann: Eine Hochentwickelte CFK-Sandwichbauweise für Hauptlasttragende Luftfahrtstrukturen, DLRK, Hamburg, 2010