

# EINE HOCHENTWICKELTE CFK-SANDWICHBAUWEISE FÜR HAUPTLASTTRAGENDE LUFTFAHRTSTRUKTUREN

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

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

W. Vöge, Airbus Operations GmbH, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen, Germany

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

## Zusammenfassung

Die Sandwichbauweise kommt bisher in der kommerziellen Luftfahrt trotz ihrer ausgezeichneten spezifischen Biegesteifigkeit ausschließlich in nicht hauptlasttragenden Strukturen, den so genannten Sekundärstrukturen zum Einsatz. Ein wesentlicher Grund hierfür ist die allgemein geringe Resistenz gegen eine konzentrierte Schlagstoßbelastung durch einen Fremdkörper, die sogenannte Impactbelastung. Der dadurch entstehende Schaden kann bis in den Kernbereich vordringen und sich gegebenenfalls dort weiter ausbreiten, weshalb er nur schwer inspizierbar ist. Im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms wurde ein Kastenträger in Sandwichbauweise konstruiert, der aufgrund seines Aufbaus diesen Mangel verbessern bzw. beheben kann. Die impactresistente CFK-Sandwich-Konfiguration erlaubt weiterhin die Fertigung mit einem Nassverfahren, z. B. Vakuuminfusionsverfahren, wobei sich im Kern eingebettete Verstärkungen bzw. Schadensbegrenzer<sup>1</sup> im gleichen Verfahrensschritt mit fertigen lassen. Zum strukturmekanischen Nachweis wurde ein Paneelabschnitt aus der gesamten Sandwichbeplankung des Kastenträgers entsprechend so modifiziert, dass er in einer Schub-Druck-Testanlage mit geeigneten Lasteinleitungen unter schrittweiser Erhöhung der statischen Last getestet werden konnte. Schlagstoßbelastungen bis zu einer Schlagenergie von 50 Joule lassen sich mittels eines mobilen Impactgeräts in bestimmten Bereichen des fixierten Sandwichpaneels einbringen. Die Versuchsergebnisse zeigten dabei eine hervorragende Strukturstabilität im Hinblick auf die Schadenstoleranz nach mehrfachen Schlagstoßbelastungen<sup>2</sup> und eine gute Übereinstimmung mit den vorher durchgeführten nichtlinearen numerischen Strukturanalysen. Ein zusätzliches zyklisches Belastungsszenario im Rahmen der Forschung mit 8000 simulierten Flugzyklen bewirkte keinerlei kritisches Wachstum der Schäden und keine nennenswerte Veränderung bzw. Abminderung des Strukturverhaltens.

## 1. EINLEITUNG

Die weltweit steigenden Preise der Kraftstoffe und Rohmaterialien sowie immer höhere Anforderung hinsichtlich der Umweltfreundlichkeit an Verkehrsmittel zwingen auch den Luft- und Raumfahrtbereich, insbesondere die kommerzielle Luftfahrt, innovativere und kraftstoffsparende Flugzeuge zu entwickeln. Innovationen auf allen relevanten Technologiegebieten sind daher zur Entwicklung fortschrittlicher und kundenfreundlicher Flugzeuge für die Wettbewerbsfähigkeit im heutigen Markt zwingend erforderlich. Für die Strukturentwicklung bedeutet dies eine Suche nach den Materialien und den Konstruktionsprinzipien, die insgesamt eine leichtere Flugzeugstruktur ermöglichen. Dabei dürfen die Herstellungskosten sowie die Sicherheit aufgrund der Herstellungsqualität nicht außer Acht gelassen werden. Kohlenstofffaserverstärkte Kunststoffe (CFK) mit ihren sehr hohen spezifischen mechanischen Eigenschaften finden aus diesem Grund immer mehr Einzug in Flugzeugstrukturen, insbesondere in hauptlasttragenden Strukturen. Meist eingesetzt sind zurzeit in der Luftfahrt monolithische CFK-Schalen, die mit Längs- und Querversteifungen versehen sind, um die nötige Beulstabilität zu erreichen. Optimiert man die versteifte CFK-Schale hinsichtlich aller möglichen Instabilitätsmodi (global und

lokal), kommt man meistens zu einer doppelschaligen Struktur, wobei zwischen den beiden CFK-Schalen ein relativ inhomogener und viel leichter Abstandhalter, der sogenannte Kern, liegt. Der Kern soll entsprechend bei einer Querdeformation aufgrund der unterschiedlichen Normalspannungsarten in den beiden CFK-Schalen bzw. Häuten die Schubkraft übertragen. Die jahrelange Entwicklung derartiger Kernverbund- bzw. Sandwichbauweisen führte zu verschiedenen Kernstrukturen mit unterschiedlichen Eigenschaften für ihr jeweiliges Einsatzgebiet. Eine Betrachtung zu dem derzeitigen und möglichen zukünftigen Einsatz der Sandwichbauweise mit Decksichten aus Faserverbund in der kommerziellen Luftfahrt wird von Herrmann et al. in [1] geliefert.

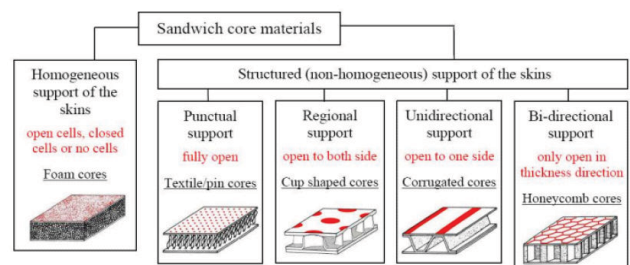


BILD 1. Unterschiedliche Kernstrukturen in der Sandwichbauweise [1]

<sup>1</sup> Damage arrester

<sup>2</sup> Multiple impact damage capability

Im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms des BMWi (LuFo IV) wurden die potentiellen Sandwichtechnologien anhand der Entwicklungspyramide (BILD 3) auf deren Anwendbarkeit als hauptlasttragende Struktur in zivilen Großflugzeugen untersucht. Im Hinblick auf die Anwendung von Nassverfahren in der CFK-Fertigung erweist sich der Hartschaumkern (BILD 1-a) als der beste Kandidat, wobei er sich mit der Pin- oder Profilverstärkung (BILD 1-b bzw. 1-c) einfach kombinieren lässt. Einen Überblick über die in A380 eingesetzten Sandwichbauteile samt Reparaturkonzepten gibt das folgende BILD 2 wieder.

**A380 Composites - Basic applications**  
**Sandwich structures**

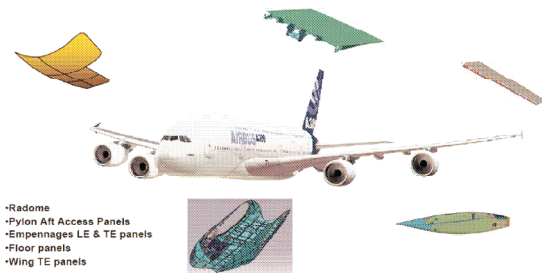


BILD 2. Sandwichbauteile in dem derzeit größten Passagierflugzeug der Welt, dem A380 [2]

Das Hauptthema bei der Regulierung durch die Luftfahrtbehörde für die Zulassung der ausgewählten Sandwichkonfiguration ist zweifellos die Ermittlung deren Schadenstoleranzfähigkeit, die aufgrund der geringen Impactresistenz infolge ihres inhomogenen Aufbaus als kritisch anzusehen ist. Daneben ist die Beständigkeit gegen Umwelteinflüsse innerhalb der typischen Lebensdauer<sup>3</sup> eines Flugzeugs zur Absicherung aller möglichen Einsatzspektren nachzuweisen.

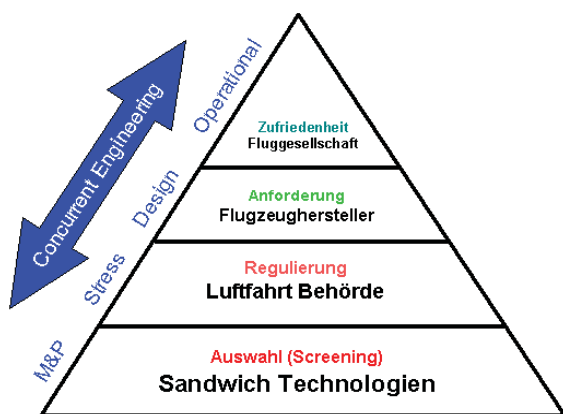


BILD 3. Unterschiedliche und immer strenger werdende Anforderungen in der Entwicklungspyramide

Die Anforderung seitens des beteiligten Flugzeugherstellers richtet sich nach der Reduzierung der Fertigungskosten und -durchlaufzeiten. Diese sind für die konventionellen, stringerversteiften, monolithischen CFK-Schalen aufgrund des in BILD 4 dargestellten komplexen Fertigungsaufbaus sehr hoch. Die Einführung des topologisch einfacheren Sandwichpaneels wird den Fertigungsaufbau vereinfachen, die Fertigungszeiten und -kosten reduzieren und demzufolge die Wettbewerbsfähigkeit sichern oder verbessern.

<sup>3</sup> Environmental durability



BILD 4. Aufwendige Fertigungsvorbereitung für eine stringerversteifte monolithische CFK-Schale

Die Akzeptanz beim Kunden bzw. der Fluggesellschaft soll bei den heutigen härteren Wettbewerbsbedingungen in der kommerziellen Luftfahrt schon in der frühen Phase der Entwicklung berücksichtigt werden. Neben den Beschaffungskosten für neue Flugzeuge sollten auch die Inspektion, die Wartung und die Reparatur bzw. die Instandsetzung einfacher sein und möglichst von dem Flugzeugsbetreiber selbst durchgeführt werden können.

Zur ersten Untersuchung bzw. Charakterisierung der ausgewählten Sandwichkonfiguration wurde, wie in der Luftfahrtentwicklung üblich, die Testpyramide nach CS-25.603 mit generischen Strukturtests auf der so genannten Couponebene (E) und Strukturtests auf Elementebene (D) hinzugezogen (BILD 5). Dabei werden die einzelnen Komponenten des Kernverbunds in (E) einzeln charakterisiert und danach als zusammengesetzte Kernverbunde samt Verstärkungen und Krafteinleitungen in (D) untersucht.

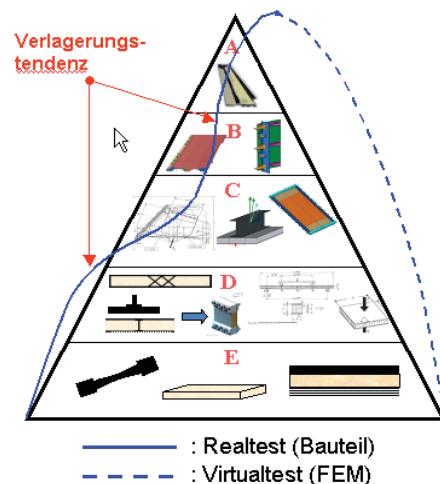


BILD 5. Entwicklungsetappe von Screening (Coupons) bis zur Zulassung (Component), wobei die Bauteilversuche immer mehr durch virtuelle Versuche (FE-Simulation) ersetzt werden

In der darauffolgenden nicht mehr generischen Teststufe Detail (C) konzentrieren sich die Untersuchungen auf großflächige Sandwichpaneele und deren Übergänge zur monolithischen CFK-Lasteinleitung. Es stellte sich heraus, dass die geometrischen Gegebenheiten (Skalierung und Krümmung) der Testbauteile die Impactresistenz und somit die Schadenstoleranz der Sandwichstruktur beeinflussen. Die Beulstabilität infolge der angepassten Schnittlasten, Druck- und Schubbelastung, sowie die statische Festigkeit der Sandwichpaneele lässt sich mit den gleichen Versuchen nachweisen.

Bei der vorletzten bauteilspezifischen Teststufe Sub-Component (B) werden die typischen räumlichen Ausschnitte des gesamten aus mehreren Teilkomponenten zusammengesetzten Luftfahrtbauteils mit realen Schnittlasten untersucht. Zur Zulassung ist anschließend die letzte Stufe Component (A) mit dem gesamten eigentlichen Luftfahrtbauteil als Einheit bis zur Bemessungsbruchlast<sup>4</sup> und mit entsprechenden Lastspektren innerhalb der beabsichtigten Lebensdauer, den sogenannten zyklischen bzw. Ermüdungslasten, nachzuweisen.

## 2. MOTIVATION ZUR ANWENDUNG IN DEM KASTENTRÄGER<sup>5</sup> DES SEITENLEITWERKS

Um die hohe Biegesteifigkeit des Sandwichpaneels effizient auszunutzen, soll es in einer relativ großflächigen hauptlasttragenden Struktur eingesetzt werden. Ein Kastenträger, im Besonderen dessen Beplankung, eignet sich zur Realisierung der primären Sandwichbauweise.

Kastenträger in CFK-Sandwichbauweise können in dieser Ausführung für Flügel, Höhenleitwerk oder Seitenleitwerk angewendet werden. Bei dem Letzteren ist es flugmechanisch vorteilhafter, weil die Längsstabilität des Flugzustands nicht direkt beeinflusst wird [3]. Weiterhin unterliegen solche Kastenträger mit einem relativ kleinen Seitenverhältnis deutlich geringeren aeroelastischen Anforderungen, wie zum Beispiel dem gefürchteten Flutterphänomen. In der Luftfahrt wurden nur wenige Vorfälle registriert, in denen eine aeroelastische Erscheinung bei dem Seitenleitwerk vermutet wurde [4].

Die erste großflächige CFK-Primärstruktur wurde nahezu zeitgleich mit einem anderen Meilenstein der kommerziellen Luftfahrt, dem 2-Mann-Cockpit<sup>6</sup>, von Airbus eingeführt. Nach Einführung der CFK-Seitenruders für den A310 im Jahre 1983 folgte 1985 der erste CFK-Mittelkasten am Airbus A310, 1986 beim A320 und 1991 am A340 [5]. Etwa zwei Jahrzehnte später erfolgte bei der Boeing 777 die großflächige CFK-Einführung ebenfalls in Leitwerken. Bisher sind unter den normalen Betriebsbedingungen keine Vorfälle bekannt, bei denen das Versagen der CFK-Seitenleitwerke als Ursache des Lufttüchtigkeitsverlusts registriert wurde.



BILD 6. A310 mit dem weltweit ersten CFK-SLW und dem 2-Mann-Cockpit

Aus den genannten betrieblichen Erfahrungen, die den aerodynamischen, flugmechanischen, aeroelastischen, und strukturmechanischen Überlegungen weitestgehend entsprechen, wäre die Einführung der hier erarbeiteten Sandwichbauweise zunächst in dem Mittelkasten eines Seitenleitwerks sicherer als die Anwendung in anderen hauptlasttragenden Kastenträgerstrukturen. Nicht zuletzt

hat ein Seitenleitwerk aufgrund seiner höheren und senkrechten Lage eine geringere Wahrscheinlichkeit von Schadensentstehung infolge einer konzentrierten Schlagstoßbelastung durch einen Fremdkörper<sup>7</sup> (Stein, Hagel, Bodenfahrzeug, etc.).

Als Basis für die Entwicklung des Kastenträgers im LuFo-Programm, Projekt LoKoST - Teil A: Seitenleitwerkkasten, dient die in BILD 7 dargestellte Bauweise, wie sie aus der durch das deutsche Patentamt veröffentlichten Patent-skizze entnommen wurde. Die metallische Ausführung dieser Bauweise wurde in Tupolev-Flugzeugen lange Zeit erfolgreich eingesetzt. Die Besonderheit in dem dargestellten Konstruktionsprinzip ist die mit der Rudergabel zusammen ein Fachwerk bildende gekoppelte Rahmenrippe, die die Fertigung und Montage des gesamten Kastenträgers durch den geringeren erforderlichen Toleranzausgleich erheblich vereinfacht. Darüber hinaus erlaubt die Bauweise eine erhebliche Reduktion der Anzahl zu montierender Einzelteile und der dazu benötigten Verbindungselemente. Dabei lässt sich die Komplexität der Einzelteile durch eine geeignete Konstruktion gering halten. Hierdurch wird ein weiterer Beitrag zur Verringerung der Durchlaufzeiten geleistet.

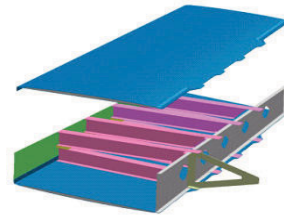


BILD 7. Kastenträger mit Sandwichbeplankung und die gekoppelten Rahmenrippe [6]

Die Einführung einer derartig hochentwickelten CFK-Sandwichbauweise in großflächigen, hauptlasttragenden Luftfahrtstrukturen wäre ein technologischer Durchbruch im Hinblick auf die erreichbaren Fertigungskosten und Durchlaufzeiten. Umso interessanter ist die weitere Anwendung auf die Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge<sup>8</sup>, welche aufgrund deren weltweit vielseitigen Einsätze in höheren Fertigungskadenzten herzustellen sind.

## 3. SANDWICHKONFIGURATION

Die zu betrachtende Sandwichkonfiguration wird der Einfachheit halber aus der zugelassenen, monolithischen, stringerversteiften CFK-Referenzbeplankung abgeleitet. Die Deckhäute haben deshalb jeweils nur die halbe Dicke.



BILD 8. Monolithische und Sandwich Beplankung

Aus dem Vergleichsbild ist hinsichtlich des Flächenträgheitsmomentes zu erkennen, dass der Kastenträger mit der Sandwichseitenschale biegeeweicher ist als die monolithische Ausführung. Die Sandwichschale ist aber aufgrund ihrer Eigenbiegesteifigkeit, welche im Leichtbau eine sehr große Rolle spielt, beulstabiler.

<sup>4</sup> Ultimate Load (UL)

<sup>5</sup> Centre box

<sup>6</sup> Forward Face Crew Cockpit (FFCC)

<sup>7</sup> Foreign Object Damage

<sup>8</sup> Short and medium range aircrafts



### 3.1. Linsenförmiger Panelquerschnitt

Als Querschnittsgeometrie der Sandwichschale ergibt sich aus der bereits dargestellten Patentskizze [6] die sogenannte Linsenform: die äußere, gekrümmte aerodynamische Oberfläche, der so genannte Strak, und die ebene Innenfläche zur Aufnahme der Rahmenrippen.

#### 3.1.1. Krümmungseffekt<sup>9</sup> (Impactresistenz)

Die Ermittlung der Schadenstoleranzfähigkeit basiert normalerweise auf der Messung der Restfestigkeit nach der Impactbelastung und wird bisher anhand kleiner, ebener Proben (Coupon und Element) durchgeführt. Eine geometrische Ähnlichkeit zu realen hauptlasttragenden Luftfahrtstrukturen, die aufgrund der aerodynamischen Anforderungen meist leicht gekrümmt sind, ist dementsprechend nur in Sonderfällen gegeben (Krümmungseffekt) [7]. Wie aus BILD 9 ersichtlich ist, gibt es bei der gekrümmten Sandwichkonfiguration im Gegensatz zu der ebenen unmittelbar nach dem Auftreffen des Impactors eine lokale konvexe Impact-Phase. Hieraus resultiert zunächst eine von dem Impactor zu überwindende Druckspannung in der oberen Deckhaut. Die gekrümmte Deckhaut verringert somit die Schadensenergie des Impactors durch diese zusätzliche Impact-Phase. Die nächsten Impact-Phasen mit dem Übergang von der lokalen Druck- auf Zugspannung (konkave Impact-Phase) verlaufen für beide Sandwichkonfigurationen nahezu gleich.

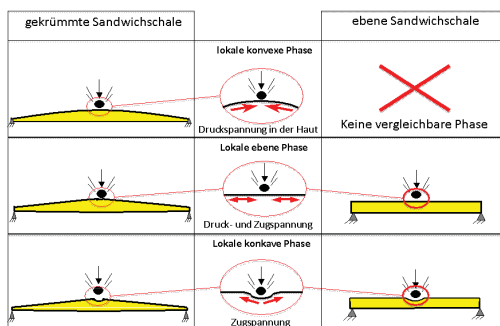


BILD 9. Einfluss der Bauteilkrümmung auf die Impactresistenz des Sandwichpanels

Das linsenförmige Sandwichprofil ergibt zusätzlich bei einer Lagerung an der Panelberandung eine relativ gesehen geringere Plattensteifigkeit ( $D_{eff}$ ) als bei Sandwichprofilen mit gleichbleibender Kerndicke, sowohl für die ebene als auch für die gekrümmte Konfiguration (BILD 10 oben), wobei das Volumen und die Fläche des jeweils betrachteten Sandwichpanels gleich anzunehmen sind.

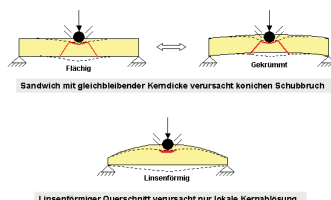


BILD 10. Einfluss der Querschnittsform (Flexibilität)

Bei einem niederenergetischen Impactvorgang wird entsprechend mehr Impulsenergie in die Biegeverformung umgesetzt, somit erfolgt eine Dekonzentration der

zerstörerischen Impactenergie. Die Energiedichte im Schaumkern liegt außer im unmittelbaren Stoßbereich demzufolge noch unterhalb von dessen elastischem Energieaufnahmevermögen, wodurch es zu keinem Schubbruch kommt (BILD 10 unten).

#### 3.1.2. Skalierungseffekt<sup>10</sup> (Impactresistenz)

Weiterhin sind reale Luftfahrtstrukturen meist dünnwandig, was beim Skalenvergleich zwischen den Coupons und den realen Strukturen zu einem Unterschied führt (Skalierungseffekt) [7]. Durch die kleinere Dimension des Testbauteils erhöht sich der Einfluss der Randbedingungen, weil die sich mit der Schallgeschwindigkeit ausbreitende Spannungswelle die Bauteilränder schneller erreichen kann. Der Einfluss der Dimension der Testbauteile auf den Impactvorgang korrespondiert mit der Geschwindigkeit des Impactors. Je größer die Bauteildimension bzw. je höher die Impactorgeschwindigkeit ist, desto geringer wird der Einfluss der Randbedingung auf den Impactvorgang sein.

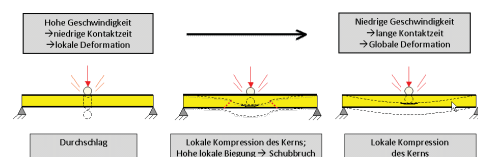


BILD 11. Einfluss der Skalierung auf die Kontaktzeit und die damit verbundenen Verformungsarten

Eine Anwendung der betrachteten Sandwichkonfiguration in Großraumflugzeugen wäre demnach vorteilhafter.

### 3.2. Kernverstärkung und Schadensbegrenzer

Zur Erhöhung der Schadentoleranz wird der Schaumkern mit unterschiedlichen CFK-Verstärkungskonzepten versehen. Die Untersuchungen ergaben, dass die Doppel-T-Verstärkung (BILD 12, links) und die Pin-Verstärkung (BILD 12, mitte) die aussichtsreichsten Methoden sind.

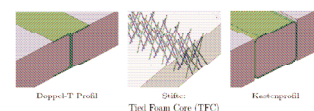


BILD 12. Konzepte zur Schadensbegrenzung [1]

Die Pin-Verstärkungen nehmen zum Teil die Impactenergie auf und können den eventuell entstehenden Schaden begrenzen [8]. Da sich die Deckhaut infolge der Stützwirkung der Pin-Verstärkung nicht großflächig verformen kann, konzentriert sich die Impactenergie auf lokale Verformung. Die Schadensgröße wird dadurch geringer, aber die Eindringung tiefer sein, was die Inspezierbarkeit des Schadens verbessert und darauffolgend die Wartung und Reparatur vereinfacht.

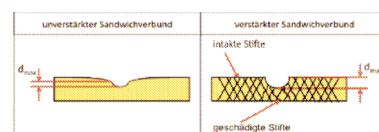


BILD 13. Verbessertes Impactverhalten durch Pin-Verstärkung [9]

<sup>9</sup> Curvature effect

<sup>10</sup> Scaling effect

### 3.3. Struktur-System Integration

Der Schaumkern bietet auch die Möglichkeit zur Einbettung der Systemleitungen, wodurch die Systemausfallsicherheit aufgrund der verdeckten bzw. geschützten Lage erhöht werden kann. Hierbei wird das strukturelle mechanische Verhalten des gesamten Sandwichpaneels nahezu unbeeinträchtigt, weil es hauptsächlich von den deutlich steiferen monolithischen CFK-Deckhäuten abhängig ist.

## 4. FERTIGUNG DER SANDWICHBAUTEILE

Mit der Substitution von Stringerversteifungen durch den Kernverbund vereinfacht sich der topologische Aufbau der gesamten SLW-Beplankung bei gleichzeitiger Reduktion der Einzelteile bzw. Halbzeuge. Die wenig gestörte Oberfläche lässt sich mit einem relativ weniger aufwändigen Nassverfahren unter Vakuum fertigen. Im Rahmen der Forschung wurde das modifizierte Vakuuminfusionsverfahren (MVI<sup>11</sup>), angewendet. Der Einsatz von Hartschaumstoff als Kernmaterial und Multiaxialgelege (MAG) als Deckschicht ermöglicht bei der Fertigung von Sandwichstrukturen mit der in den Kern eingebetteten Verstärkung aus CFK-Preforms die gleichzeitige Harztränkung in einem Schuss<sup>12</sup>. Dies reduziert den Fertigungsaufwand für Sandwichpaneele mit verstärktem Schaumkern zusätzlich. Zur Verbesserung der Fließfrontbildung bei der Infusion wurde das Konzept zur Integration der Fließhilfe in die Werkzeugoberfläche entwickelt (BILD 14). Dabei beeinflusst die derartig integrierte Fließhilfe die Oberflächenqualität der Sandwichplatte nicht, weil die Fließmarke nur am nachträglich zu entfernenden Abreißgewebe wirkt.

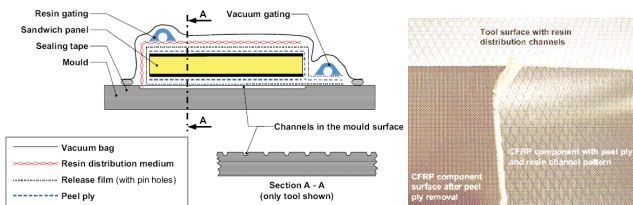


BILD 14. Prinzip der Infusion mit der im Werkzeug integrierten Fließhilfe [10]

### 4.1. Fertigungstechnische Aspekte

Ein zu berücksichtigender Aspekt sind prozessbedingt entstehende Eigenspannungen, die bei dem normalen MVI-Verfahren im fertigen Bauteil als Zugspannung, besonders im relativ weichen Schaumkern, vorliegen. Er geht mit dem Einsatz von Schaumkernen einher, die einen gegenüber den CFK-Deckhäuten und Kernverstärkungen größeren Wärmeausdehnungskoeffizienten besitzen.

Zur Reduzierung der später im Betrieb Risswachstum begünstigenden Zugeigenspannungen bis zur erwünschten vollständigen Spannungsfreiheit kann der dafür konzipierte Konstantvolumenprozess angewandt werden. Der erforderliche Außendruck auf der dem Werkzeug abgewandten Seite des Sandwichaufbaus kann z. B. durch

Luft- (Autoklav) oder Flüssigkeitsdruck (Membran) realisiert werden. Weitere Möglichkeit ist durch die Verwendung eines geschlossenen Werkzeugs, der nach dem Newtonschen Prinzip *actio-reactio* den erforderlichen Außendruck durch dessen Innenwand stets liefert.

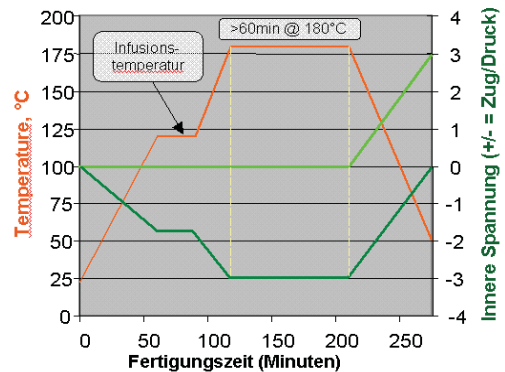


BILD 15. Spannungsverlauf im Schaumkern beim normalen MVI- (hellgrün) und beim MVI mit Konstantvolumenverfahren (dunkelgrün) [11]

Die aufgrund der behinderten Wärmeausdehnung in einem solchen Fertigungsprozess entstehende Druckeigenspannung darf allerdings die Quetsch- bzw. Druckfestigkeit des verwendeten Schaumkerns nicht überschreiten. Weiterhin führt ein zu hoher Überdruck zum Knicken der eingebetteten Pin-Verstärkungen (BILD 16), was deren Wirksamkeit im Betrieb herabsetzt.

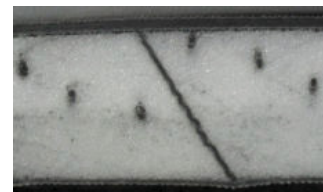


BILD 16. Knickung der CFK-Pins und Delle in den CFK-Häuten infolge eines zu hohen Überdrucks

Eine weitere Maßnahme zur Vermeidung der im Fertigungsprozess möglichen Abminderung der mechanischen Eigenschaften des Schaumkerns infolge einer transienten thermischen Belastung außerhalb dessen elastischen Bereichs ist die Homogenisierung der Wärmeverteilung während der Aufheiz- und Abkühlungsphase. Durch Unterteilung dieser beiden Phasen in kleinere Unterphasen kann die durch eine inhomogene Wärmeleitfähigkeit des gesamten Sandwichaufbaus induzierte instationäre Wärmeströmung in eine quasi-stationäre überführt werden. Diese Unterphasen samt der dafür erforderlichen Haltephasen bilden zusammen einen zickzack-artigen Temperaturverlauf und verlängern die Fertigungszeit um bis zu 20%, wie es im folgenden BILD 16 dargestellt wird.

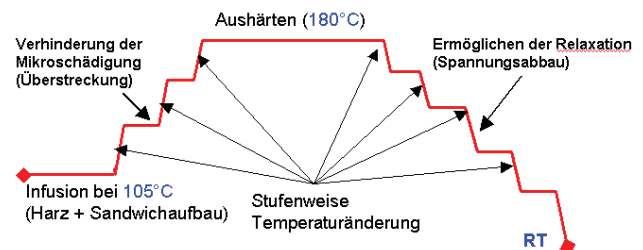


BILD 17. Stufenweiser Temperaturverlauf zur Homogenisierung der Temperaturverteilung [11]

<sup>11</sup> Modified Vacuum Infusion

<sup>12</sup> One shot process

## 4.2. Fertigung der Schub-Druck-Schale

Wie in der Einleitung unter dem Begriff Testpyramide erwähnt wurde, sind zum Nachweis der strukturellen Integrität mehrere Ausschnitte bzw. Unterkomponenten des zu entwickelnden SLW-Kastenträgers zu fertigen und mechanisch zu testen. Die strukturmechanische Komplexität der Testbauteile steht im Zusammenhang mit deren Herstellbarkeit. Die Testbauteile in der Detail- und Subkomponentenebene stellen dementsprechend einen höheren Fertigungsaufwand dar, als die der einfachen ebenen Coupon- und Elementbauteile.

Um das Stabilitätsverhalten eines großflächigen Bauteils unter Schub- und Drucklasten untersuchen zu können, wurden Ausschnitte aus der Sandwichbeplankung des Kastenträgers aus dem entsprechenden kritischen Bereich entnommen und modifiziert (BILD 18). Die Dicke des Schaumkerns in der Mitte des Paneels beträgt 28,5mm und am Übergang zu den seitlichen Lasteinleitungsbeschlägen 4mm, während die obere und untere Hautdicke überall 2,5mm beträgt. Der Radius der Außenhaut des Sandwichpaneels beträgt ca. 9,5m. Die Größe des Paneels beträgt etwa 1,3m x 2,3m. Der Schaumkern besteht aus *Rohacell Rist 71* der Firma Evonik Röhm Kunststoffe, während für die Deckschichten *Saertex Triax 415g/m<sup>2</sup>* als Material verwendet wurde. Für die Infusion des Bauteils wird das Harz *Hexcel RTM 6* verwendet. Die vertikale Schublast wird über die an den Seitenrändern des Bauteils angebrachten monolithischen CFK-Verstärkungen, den sog. Booster, eingeleitet.

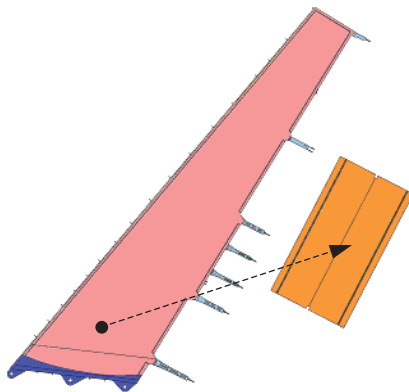


BILD 18. modifizierter Ausschnitt des kritischen Bereichs der Seitenschale, 19er M-Schale [12]

Zur Fertigung des Testpaneels wird der Schaumkern in drei Teile geschnitten: den eigentlichen Testbereich und die beiden Schaumkernenden, die zur Gewährleistung einer guten Lasteinleitung später ausgehöhlt und mit Harz gefüllt werden. Aus diesem Grund sind die Schaumkernenden in Trennfolie eingewickelt. Nach dem Ablegen der ebenen MAG-Hautlagen folgt das Positionieren der drei Schaumkerneile auf den Hautlagen. Der nächste Schritt ist das Ablegen der monolithischen Lasteinleitungsbereiche (MLE) an den Längsseiten des Paneels. Die MAG-Lagen der Außenhaut schließen den Aufbau ab. Der nun entstandene Sandwichvorformling wird im Kammerofen mit Harz imprägniert und bei 180 °C ausgehärtet. Nach dem Laminieren von zusätzlichen GFK-Schichten zur Verstärkung des Lasteinleitungsbereiches wird das Paneel besäumt und mit entsprechenden Krafteinleitungsbeschlägen versehen.

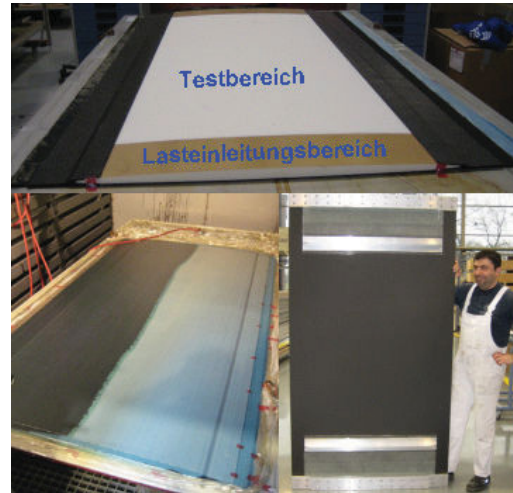


BILD 19. Die Fertigung der Schub-Druck-Schale samt CFK-Booster und Krafteinleitungsbereich

### 4.3. Fertigung der Übergangsbereiche

Um die Lastpfade von Sandwich auf Monolith möglichst fließend zu halten, wurden die Übergangsbereiche mit einer auslaufenden Verstärkung versehen, die den Steifigkeitssprung zwischen den beiden in Dickenrichtung unterschiedlich aufgebauten Strukturbereichen überbrückt. In diesen Bereichen verjüngt sich der Schaumkern, um Platz für die Booster bzw. Verstärkungen frei zu geben, damit die Sandwichdicke konstant bzw. dem Strak entsprechend bleiben kann. Aufgrund der Komplexität des Testbauteils wird es als Subkomponente eingestuft.

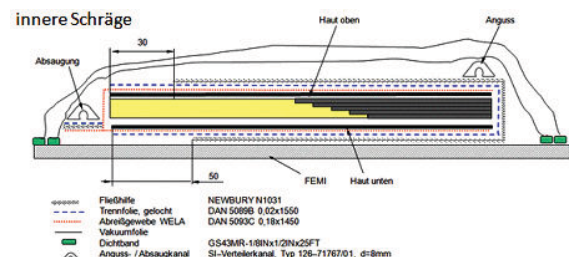


BILD 20. Fertigungsaufbau der Übergangs- und Verstärkungsbereiche

Der Fertigungsablauf erfolgt ähnlich wie bei der vorher erwähnten Schub-Druck-Schale. Aufgrund der Dimension in Dickenrichtung ist der Verstärkungsbereich als kritisch anzusehen. Nach dem Besäumen und Einbringen der Bohrung für die Bolzenverbindung werden die erforderlichen Kraftbeschläge an die vorgesehenen Positionen angebracht.

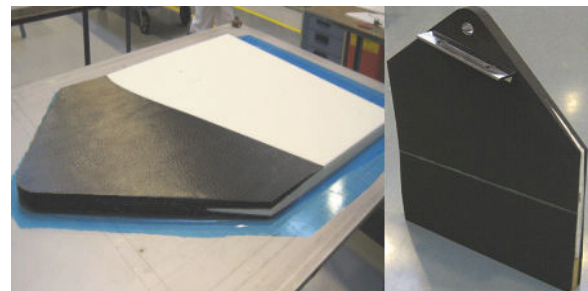


BILD 21. Fertigung des Übergangsbereichs von der monolithischen zur Sandwichschale



#### 4.4. Fertigung der gesamten SLW-Seitenschale

Das Vorgehen zur Fertigung der gesamten Seitenschale samt deren erforderlichen Krafteinleitungsbereichen wird aus den gewonnenen Kenntnissen zur Fertigung der vorher erwähnten großflächigen Testbauteile abgeleitet. Dabei wird die Angussleitung für den optimalen Fließweg des Harzes im mittleren Bereich des Paneels in Längsrichtung (BILD 22) positioniert.

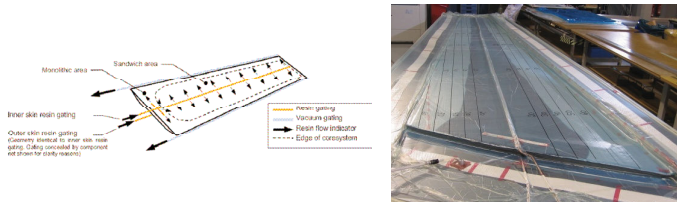


BILD 22. Infusion der gesamten Sandwichschale [10]

### 5. STRUKTURMECHANISCHER NACHWEIS

In der Literatur wird an verschiedenen Stellen erwähnt, dass sich die Entwicklungen der Sandwichbauweise hauptsächlich auf deren Schadenstoleranzfähigkeit konzentrieren. Um die Komplexität der Problematik darstellen zu können, werden im folgenden Diagramm die einzelnen Themen zusammengestellt:

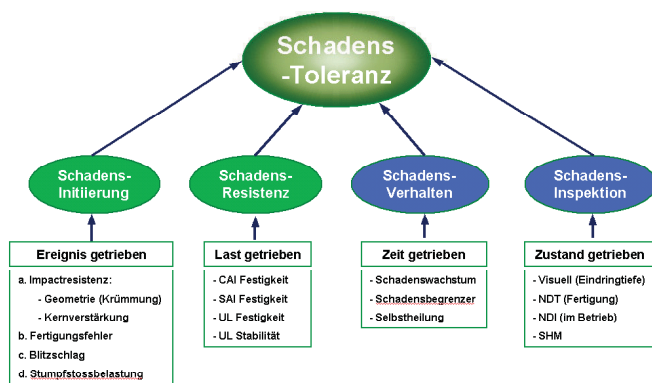


BILD 23. Gliederung der Schadenstoleranzthematik

- Die ereignisgesteuerte **Schadensinitiierung** in der Fertigung sowie im Betriebseinsatz.
- Die lastabhängige **Resistenz** der Sandwichstruktur gegen vorhandenen Schaden.
- Die sich zeitlich verändernde Gestalt bzw. das **Wachstum** des vorhandenen Schadens.
- Die zustands- und gestaltabhängige **Schadens-inspizierbarkeit**.

Wie im Kapitel 3 erwähnt wurde, ergibt sich eine hervorragende Eigenschaft der betrachteten Sandwichkonfiguration in den ersten beiden Punkten des dargestellten Diagramms. Das Sandwichpaneel zeigt aufgrund des linsenförmigen Querschnitts eine hervorragende Impactresistenz und im beschädigten Zustand unter Last ein stabiles Strukturverhalten bzw. eine gute Schadensresistenz. Somit bleibt nur der Nachweis für die restlichen Punkte, die sich gegenseitig beeinflussen. Ein vorhandener Schaden darf erst nach einem ausreichenden Sicherheitsabstand über die Inspektionsintervalle zu der kritischen Schadensgröße wachsen und soll trotz seiner verdeckten Lage unter der

CFK-Deckhaut visuell oder mittels NDI<sup>13</sup> inspizierbar sein. Demzufolge wäre eine Übertragung der „Null Wachstum“-Philosophie<sup>14</sup> der monolithischen CFK-Strukturen möglich. Eine weitere Verbesserung hinsichtlich des Entwicklungsreifegrads ist absehbar und kann als Reserve für die Fertigungs-unsicherheiten besonders im Übergangsbereich zwischen CFK-Deckhaut und Schaumkern eingeplant werden.

#### 5.1. Coupons und Elemente

##### 5.1.1. CAI<sup>15</sup> (Restfestigkeit)



BILD 24. Fixierrahmen für CAI-Versuche [9]

Um das Grundverständnis und die Basiswerte für die Schadenstoleranzfähigkeit der Sandwichschale zu erlangen, wurde die Restfestigkeit nach einer Stoßbelastung an relativ kleinen Probekörpern ermittelt. Die Untersuchungsergebnisse zeigen besonders für verstärkte Sandwichkonfigurationen eine ausreichende Festigkeitsreserve. Das hohe Verhältnis Deckhaut- zu Kerndicken verbessert zusätzlich die Impactresistenz.

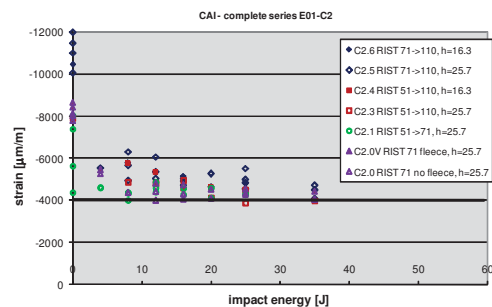


BILD 25. Restdruckfestigkeit bis Impactenergie von 35J

##### 5.1.2. DCB und ENF<sup>16</sup> (Schadenswachstum)

In den am IWM-Halle durchgeführten Versuchen wurden das Rissfortschrittsverhalten zuerst auf Elementebene für alle relevanten Schadensbegrenzungskonzepte untersucht, die später auf eine modifizierte 19er M-Schale übertragen werden. Dabei werden Risspitzenbelastungen Mode I und Mode II mit DCB- bzw. ENF-Versuche ermittelt. Hierdurch kann das zur Vorhersage des Schadenwachstums entwickelte Berechnungsmodell verifiziert werden [13].

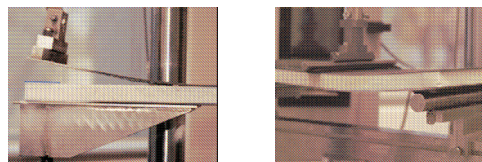


BILD 26. DCB- (links) und ENF-Versuche (rechts) [13]

<sup>13</sup> Non Destructive Inspection

<sup>14</sup> "No growth" philosophy due to anisotropy of composite

<sup>15</sup> Compression After Impact

<sup>16</sup> Double Cantilever Beam and End Notched Flexural

## 5.2. Details und Sub-Componente

### 5.2.1. Impactlasten (Impactresistenz)

Zur Verifizierung der im vorangegangenen Kapitel erwähnten Hypothesen zu Krümmungs- und Skalierungseinflüssen auf die Impactresistenz wurde die großflächige Schub-Druck-Schale, 19er M-Schale, mittels Fallturm-Impactor an verschiedenen Positionen mit Impacts beaufschlagt.

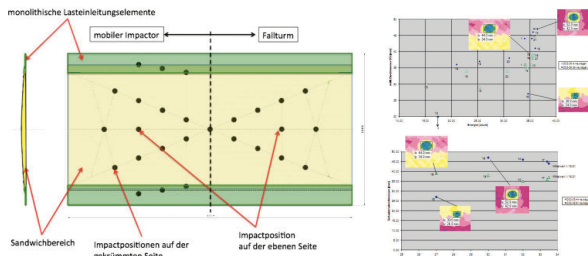


BILD 27. 19er M-Schale mit den verteilten Impactpositionen, Schadensdurchmesser [7, 9]

Das Schadensbild in Folge der Impacts auf den 19er M-Schalen hat sich unabhängig von der Hautstärke auf den Bereich unmittelbar unter dem Stoßpunkt beschränkt („Trampolin“ Effekt). Es wurden dabei keine inakzeptablen konischen Schubbrüche im Schaumkern, wie im BILD 28 dargestellt, beobachtet. Auf Grund dessen sind die mittels luftgekoppeltem Ultraschall ermittelten Schadensflächen im Versuch mit den 19er M-Schalen im Vergleich zu den Impacts auf den Elementproben für die CAI Tests deutlich kleiner ausgefallen.

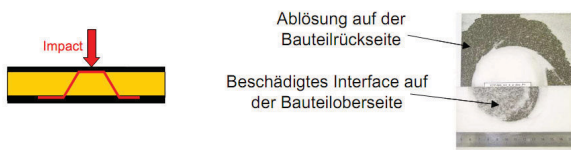


BILD 28. Konischer Schubbruch und dessen Schnittbild

Eine Prozedur zur Übertragung des Impactverhaltens von Coupons auf die realen großflächigen Sandwichbauteile sollte demnach entwickelt werden, um die Schadenstoleranzfähigkeit der Sandwichbauweise realistisch abschätzen zu können. Derartige Korrelationskurven wurden für Fasermetalverbunde (Glare) in [14] präsentiert.

### 5.2.2. Schub-Druck-Lasten (Stabilität)

Zur Verifizierung der sich ergebenden hervorragenden Beulstabilität der betrachteten Sandwichkonfiguration wurde die vorher beschriebene 19er M-Schale in der entsprechenden Versuchsanlage nach der folgenden Belastungstabelle schrittweise unter Last gebracht.

Versuch	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

Als Referenz der Schub-Druck-Versuche diente eine Sandwichkonfiguration ohne Verstärkung im Schaumkern, die dabei alle erforderlichen Druck- und Schublastkombinationen bis zum Lastniveau der Beulinitiation problemlos überstand. Nach Einbringung mehrerer Impactschäden mit Schlagenergien zwischen 25 und 50 Joule wurde das Sandwichpaneel bis zum Bruch belastet, wobei die Struktur bei einem Reservefaktor von 1,8 wie ein normales monolithisches CFK-Paneel schlagartig versagte.

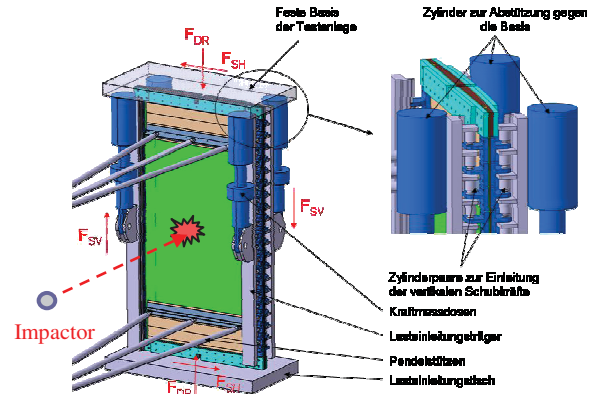


BILD 29. 19er M-Schale samt Krafteinleitungen fixiert in der Schub-Druck-Testanlage und die Beaufschlagung mittels mobilen Impactorgeräts [15]

Die untersuchte Sandwichbauweise bestätigt das bereits mit der numerischen Rechnung prognostizierte schadensresistente Verhalten. Die bei einem Impactvorgang auftretenden Schäden haben keinen merklichen Einfluss auf das Stabilitätsverhalten des Sandwichpaneels [15]. Diese Tatsache liegt darin begründet, dass nur eine Seite der Deckhäute dabei beschädigt wird, was zu einer vergleichsweise günstigen Lastumverteilung im Schadensbereich führt.

Das Verformungsverhalten des Sandwichpaneels bleibt nach dem Aufbringen mehrerer Schlagstoßlasten nahezu linear. Das Sandwichpaneel ist scheinbar geringfügig weicher geworden, wobei die Streuung der Messwerte noch im Toleranzbereich der Anlage liegt. Die geringe Streuung der erfassten Struktureigenschaft der Sandwichpaneele weist auf eine gut reproduzierbare Fertigungsqualität hin.

### 5.2.3. Zyklische Lasten (Ermüdung<sup>17</sup>)

Um das gute Rissfortschritts- bzw. Ermüdungsverhalten bei Coupon- oder Elementproben zu verifizieren, wird die durch die Impactbelastung geschädigte 19er M-Schale zyklischen Belastungen unterzogen. Als Flugzyklus wird dabei die mögliche Belastungskombination aus der TAB 1 definiert. Dabei beträgt das Lastverhältnis ( $R$ ) = +10.

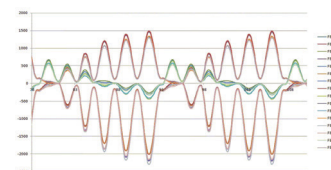


BILD 30. Gemessene Dehnungen innerhalb zwei Flugzyklen mit jeweils 6 Lastschritten

<sup>17</sup> Fatigue and durability respectively



Nach 8000 simulierten Flugzyklen bzw. 48.000 Lastzyklen bleibt die Strukturantwort nahezu unverändert und die zerstörungsfreie Prüfung mittels Ultraschall bestätigt die gleichgebliebene Schadensgröße. Die Überwachung des Strukturverhaltens in der gesamten Testphase erfolgt sowohl diskret mit DMS als auch in Echtzeit mit einem neu entwickelten System zur Überwachung der Strukturintegrität (SHM<sup>18</sup>) mittels Faser-Bragg-Gittern (FBG, wie im BILD 31 dargestellt).

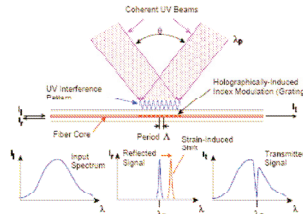


BILD 31. Prinzip der Strukturüberwachung mit FBG [16]

Die zur Überwachung der Strukturintegrität über die Dehnung entwickelten FBG-Systeme können auch über die Temperatur zur Erfassung der Harzfließfronten während der Fertigung eingesetzt werden. Die Faser Bragg-Gitter liefern dabei aufgrund des Voreilens der Temperaturfronten den Verlauf der Harzfließfronten in Echtzeit und können nach der Harztränkung zurückgezogen oder als SHM-Systeme in der Struktur belassen werden [17].

#### 5.2.4. Zug-Druck-Lasten (Übergangsbereich)

Neben der Beulstabilität der großflächigen Sandwichschale unter Schub- und Drucklasten wurden auch Untersuchungen zur Einleitung großer äußerer Lasten in CFK-Sandwichpaneele unter Zug- und Drucklasten, beispielsweise im Übergangs- bzw. Kraft-einleitungsbereich vom Seitenleitwerk zu der hinteren Rumpfstruktur, durchgeführt. (BILD 32).

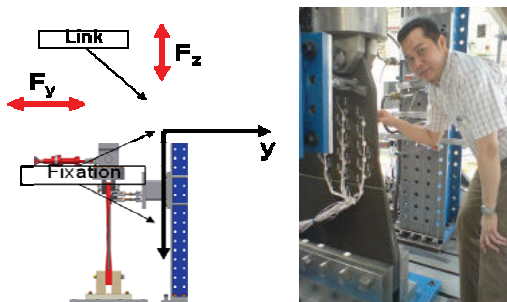


BILD 32. Test des Übergangsbereichs (Krafteinleitung)

Die Strukturantwort sowohl bei ungeschädigter Referenz-, als auch bei der mit mehreren Impactlasten geschädigten Sandwichstruktur zeigt ebenfalls eine hervorragende Strukturstabilität. Die fertigungsbedingte Eigenspannung muss dabei insbesondere bei Zugbeanspruchung berücksichtigt werden. Der entgegengesetzte Druckfall stellt eine Entlastung des Schaumkerns dar. Aufgrund des offenen Bauteilrands ist der sogenannte Freirandeffekt<sup>19</sup> weiterhin zu berücksichtigen [18]. Zur Reduzierung dieses Effekts wurde nachträglich die offene Kante mit einem dünnen CFK-Laminat bedeckt bzw. verstärkt.

#### 5.2.5. Thermische Lasten (Sonnenstrahlung)

Aufgrund der Porosität des Schaumkerns und der im Vergleich zur monolithischen SLW-Bepunktung großen Bauteildicke ist die betrachtete Sandwichkonfiguration ein guter Wärmespeicher bzw. doppelwandiger Isolator<sup>20</sup>. Durch die schnelle Abkühlung beim Start bzw. schnelle Aufwärmung der Außenhaut bei der Landung stellt sich die Frage, welche Temperaturverteilungen und damit einhergehende Thermalspannungen in dem betrachteten Kastenträger unter Berücksichtigung der Aufheizung am Boden<sup>21</sup>, beim Rollen<sup>22</sup> sowie während des Startvorgangs auftreten und welche Einflüsse diese auf die Materialeigenschaften bezüglich des Langzeitverhaltens haben.

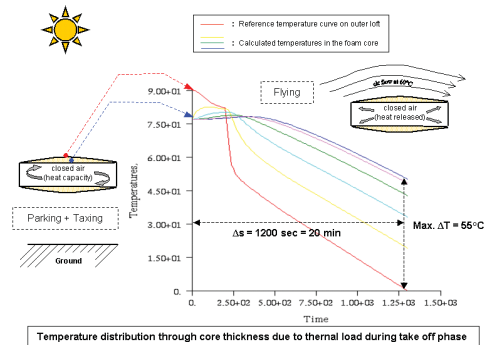


BILD 33. Die simulierte Temperaturverteilung über die Dicke der SLW-Seitenschale in der Startphase

Zu diesem Zweck wird die Temperaturverteilung vom SLW-Referenzflugzeug aus monolithischem CFK mittels FE-Simulation auf die Sandwichbauweise übertragen [19]. Die sich dabei einstellende Temperaturverteilung über die Dicke, wie z. B. während der Startphase (BILD 33), wird dann als Basiswert für die Untersuchung der Sandwichproben unter transienten und zyklischen Thermalbelastungen genommen. Die Untersuchung zeigt, dass das Langzeitverhalten für den Einsatz der betrachteten Sandwichkonfiguration in Primärstrukturen vollkommen akzeptabel ist [13].

Zu erwähnen ist hier, dass die Temperaturverteilung des SLW-Kastens aufgrund dessen senkrechter Lage weniger kritisch als die von Flügel oder HLW anzusehen ist. Demzufolge darf das Seitenleitwerk aus CFK-Schaumsandwich mit dunkelfarbiger Bemalung (höhere Wärmeabsorption der Sonnenstrahlung) als Werbefläche der Fluggesellschaften weiter benutzt werden, was die Kundenzufriedenheit als die höchste Herausforderung in der Entwicklungspyramide der kommerziellen Luftfahrt (BILD 2) bewahren wird.



BILD 34. SLW mit dunkler Bemalung von einer renommierten Fluggesellschaft

<sup>18</sup> Structural Health Monitoring

<sup>19</sup> Free edge effect

<sup>20</sup> Thermos can effect

<sup>21</sup> Parking

<sup>22</sup> Taxiing

## 6. MÖGLICHE ANWENDUNG DER SANDWICH-KONFIGURATION IN ANDEREN LUFTFAHRT-STRUKTUREN

Die betrachtete Sandwichkonfiguration lässt sich im Hinblick auf die Schadenstoleranz und die Schall- sowie Wärmedämpfung in anderen Primärstrukturen einsetzen. Beispielweise kann der linsenförmige Querschnitt bei einer polygonförmigen Rumpfbekleidung oder einer integrierten Fußbodenplatte realisiert werden [20].

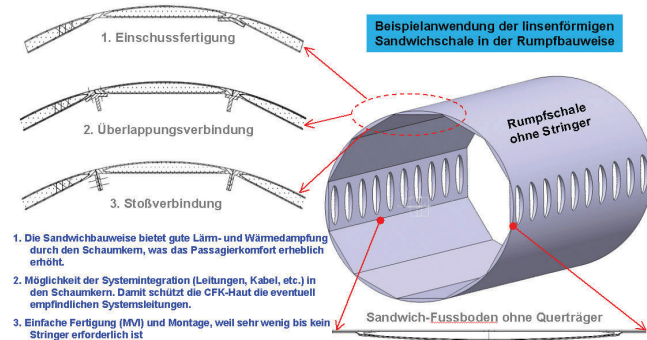


BILD 35. Mögliche Anwendung der linsenförmigen Sandwichkonfiguration in Rumpfstrukturen

Durch die bereichsweise Variation der Schaumkerndichte kann die Eigenfrequenz der Sandwichstruktur durch die sich einstellende Massenverteilung positiv beeinflusst werden. Weiterhin können die eingesetzten CFK-Schaumkernverstärkungen zur Manipulation der Steifigkeitsverteilungen zwecks positiver Beeinflussung der aeroelastischen Eigenschaften<sup>23</sup> genutzt werden [21].

## 7. FAZIT UND AUSBLICK

Die in der Entwicklung durchgeführte ganzheitliche Betrachtung<sup>24</sup> zum Einsatz der CFK-Schaumsandwichbauweise in den hauptlasttragenden Luftfahrtstrukturen zeigt ein hohes Einsatzpotential und ermöglicht eine frühzeitige Erkennung der kritischen Fragen in den jeweiligen Entwicklungsphasen.

Das Impactverhalten großer, komplexer Sandwichpaneele kann aufgrund des Skalierungs- und Krümmungseffekts nur bedingt mit Coupon- oder Elementversuchen untersucht werden. Eine Übertragungsprozedur für das Impactverhalten von Coupons auf reale großflächige Sandwichbauteile soll demnach entwickelt werden, um die Schadenstoleranzfähigkeit der Sandwichbauweise realistisch abschätzen zu können.

Der linsenförmige Querschnitt verleiht der gewählten CFK-Schaumsandwichkonfiguration eine hervorragende Impactresistenz. Dieses Strukturverhalten gilt nicht nur für den untersuchten SLW-Kastenträger sondern es lässt sich auf die anderen Flugzeugkomponenten übertragen.

## 8. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich beim Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie für die Förderung der präsentierten Arbeiten (Förderkennzeichen 20W0605).

## 9. LITERATUR

- [1] A. S. Herrmann, P. C. Zahlen, I. Zuardy: Sandwich structure technology in commercial aviation – present applications and future trends, ICSS 7, Aalborg, 2005
- [2] R. Thevenin: Airbus Composites Perspectives on Safe Maintenance Practice, CACRC Meeting, Amsterdam, 2007
- [3] X. Hafer, G. Sachs: Flugmechanik, Moderne Flugzeugentwurfs- und Steuerkonzepte, Springer Verlag, Berlin-Heidelberg, 1980
- [4] J. Schweiger: Structural Optimization and MDO in the industry, Technical Course, METU, Ankara, 2002
- [5] N. N, Unternehmen's Präsentation von Airbus Operations GmbH, [www.airbus.com](http://www.airbus.com), 2010
- [6] T. Stöven, H. Wilmes, A. Herrmann, P. Zahlen, et al.: Kastenträger eines aerodynamischen Flächenstragwerks, DE 10 2005 015 337 A1, DPMA, 2006
- [7] M. I. Zuardy, P. C. Zahlen, A. S. Herrmann: Skalierungs- und Krümmungseffekt zur Schadenstoleranz der Sandwichbauweise, DLRK, Aachen 2009
- [8] L.E. Stanley, D. O. Adams: Development and Evaluation of Stitched Sandwich Panels, NASA, CR-2001-211025, Langley Research Center, 2001
- [9] J. Eckhardt: Schadensbeurteilung von verstärkten Kernverbundstrukturen nach Schlagstoßbelastung, Diplomarbeit, FH-Aachen, 2010
- [10] P. Zahlen, M. Rinker, C. Heim: Advanced Manufacturing of Large, Complex Foam Core Sandwich Panels, ICSS 8, Porto, 2008
- [11] I. Zuardy, P. Zahlen, K. Grase, C. Vultaggio, A. Herrmann: Quasi-stationäres (ZugZag) und Konstantvolumenverfahren zur Fertigung von CFK-Sandwich, DE 10 2010 035 493.7, DPMA, 2010
- [12] I. Zuardy, H. Krause, P. Zahlen: Compression and Shear Test Panel, 19er M-Schale Test Request, internes Dokument, Airbus Stade, 2007
- [13] M. Rinker, M. Gutwinski, M. John, R. Schlimper, R. Schäuble: Einsatzverhalten von CFK-Schaum-Sandwichstrukturen unter mechanischen und thermomechanischen Belastungen, DLRK, Aachen, 2009
- [14] T. Bäuml: Fiber Metal Laminate Structures – from Laboratory to Application, Royal Aerospace Society Hamburg Branch, 2009
- [15] M. I. Zuardy, P. C. Zahlen, A. S. Herrmann: Stabilitätscharakteristik eines fortschrittlichen Sandwichpaneels, DLRK, Aachen, 2009
- [16] B. Kim: Development of Laminates Containing FBG Sensors for Structural Health Monitoring, NWCC, University of Manchester, 2008
- [17] I. Zuardy, P. Zahlen, C. Bockenheimer, A. Herrmann: Fließfrontbestimmung bei der CFK-Herstellung mittels FBG, DE 10 2010 035 958.0, DPMA, 2010
- [18] K. Rohwer, On the determination of edge stresses in layered composites, Technical Report, DFVLR, Braunschweig, 1981
- [19] A. Paul: Thermomechanische Berechnung von Schaum Sandwich Panel, Praktikum, Stade, 2007
- [20] P. Zahlen, I. Zuardy, M. Müller, A. Herrmann: Schadenstolerante und kostengünstige Sandwichbauweise für Flugzeugstrukturbaugruppen, DE 10 2010 035 787.1, DPMA, 2010
- [21] I. Zuardy, K. Grase, W. Vöge, A. Herrmann: Strukturelement für ein Luft- und Raumfahrzeug und Verfahren zum Herstellen eines derartigen Strukturelementes, DE 10 2010 038 408.9, DPMA, 2010

<sup>23</sup> Aeroelastic tailoring

<sup>24</sup> Concurrent engineering