

Kurzfassung

Sandwichstrukturen mit einem Wabenkern und Faserverbund-Deckschichten finden aufgrund ihres hohen Leichtbaupotenzials zunehmend Verwendung in zahlreichen Konstruktionen, in denen eine Gewichtsersparnis angestrebt wird – allen voran im Flugzeugbau. Im gleichen Zuge werden in der Produktentwicklung aus Effizienzgründen verstärkt numerische Simulationsrechnungen auf Basis der Finite-Elemente-Methode verwendet, um Bauteile für statische oder kurzzeitdynamische Belastungen wie Crash- oder Impact-Belastungen auszulegen.

Die nichtlineare Materialmodellierung derartiger inhomogener Sandwichstrukturen stellt aufgrund einer Vielzahl möglicher Versagensarten eine komplexe Aufgabe dar. Da gerade auch im Fall von kurzzeitdynamischen Belastungen, bei denen Dehnrateneffekte eine Rolle spielen können, wenig Kenntnis bezüglich des Materialverhaltens besteht, setzt die vorliegende Arbeit an dieser Stelle an, um das Schädigungsverhalten von Sandwichstrukturen im Flugzeugbau experimentell zu erfassen und geeignete Modellierungsmethoden in der kommerziellen expliziten Berechnungssoftware LS-DYNA zu entwickeln.

Neben den im Luftfahrtbereich etablierten Nomex[®]-Honigwaben wurden auch neuartige Falzwaben untersucht, wobei zunächst das mechanische Verhalten beider Wabentypen unter quasi-statischen und hochdynamischen Lasten charakterisiert wurde. Neben der experimentellen Bestimmung der Materialeigenschaften wurden alternativ analytische und numerische Methoden angewendet. Insbesondere die virtuellen Werkstoffprüfungen mittels dynamischer Simulationen und Mesomodellen zeigten dabei das Potenzial, auf effiziente Weise und mit einer hohen Ergebnisgenauigkeit das mechanische Verhalten von Wabenkernen vorherzusagen.

Den Schwerpunkt dieser Arbeit bildet die Untersuchung der in der Passagierkabine verwendeten Sandwichstrukturen, welche aus Brandschutzgründen mit Deckschichten aus glasfaserverstärkten Phenoplasten ausgeführt sind. In Versuchsreihen wurden der Dehnrateneffekt des Deckschichtmaterials, die Festigkeit der Kern-Deckschicht-Verklebung, der Einfluss des Herstellverfahrens auf die mechanischen Eigenschaften sowie die Versagensarten unter ebener und transversaler Belastung untersucht und in numerischen Modellen abgebildet.

Da insbesondere Lasteinleitungs- und Verbindungsstellen potenzielle Versagensstellen von Konstruktionen in Sandwichbauweise sein können, wurde das Schädigungsverhalten von unterschiedlichen Kanten- und Insert-Verbindungen experimentell untersucht. Auf Grundlage dieser Ergebnisse wurden Modellierungsmethoden entwickelt, die eine Abbildung des Versagensverhaltens ermöglichen.

Im Rahmen der Versuchsreihen stellte sich ein transversales Kernschubversagen als eine dominierende Schädigungsart heraus. Da unter Verwendung einer Schalenmodellierung für die Sandwichstruktur in der Berechnungssoftware LS-DYNA kein Materialmodell für den Wabenkern existiert, welches ein solches Versagen abbilden kann, wurde hierfür ein benutzerdefiniertes orthotropes Werkstoffgesetz entwickelt. Neben dem Transversalschubversagen wurden hierin auch die weiteren in dieser Arbeit ermittelten Charakteristika von Wabenkernen wie ein nichtlineares Nachversagensverhalten oder ein Dehnrateneffekt implementiert.

In dieser Arbeit wurden zahlreiche neue Erkenntnisse zum einen hinsichtlich des Materialverhaltens der untersuchten Sandwichstrukturen und zum anderen hinsichtlich der Modellierungsmethoden gewonnen. Diese Erkenntnisse lassen sich für eine Vielzahl unterschiedlicher nichtlinearer Problemstellungen bei Sandwichstrukturen in der Luftfahrt einsetzen und finden innerhalb dieser Arbeit in drei exemplarischen kurzzeitdynamischen Lastfällen Anwendung: die Simulation von Kabinenkomponenten bei einer harten Landung, die Impact-Belastung einer Faltwaben-Sandwichstruktur sowie die Crashsimulation eines Rumpfsegments in Sandwichbauweise.

Abstract

Lightweight sandwich structures with honeycomb cores and fibre-reinforced face layers can be found in numerous applications where weight reduction is the primary driver, particularly in aircraft construction. The design of such structures for static or short-time dynamic loads like crash or impact is increasingly facilitated by numerical simulation tools based on the finite element method.

Nonlinear constitutive modelling of such inhomogeneous sandwich structures is a complex task because of numerous potential failure modes. Especially for highly dynamic loads, where strain rate effects can play a significant role, the knowledge of the mechanical behaviour of cellular sandwich structures is limited. Therefore, this work is focused on the experimental characterisation of the damage behaviour of aircraft sandwich structures and the development of adequate modelling techniques.

These investigations do not only include Nomex[®] honeycomb structures as a widely-used sandwich core but also innovative folded core structures made of composite materials. Since especially for the last-mentioned core material the knowledge on the constitutive behaviour is very limited, three different approaches were adopted to characterise the effective mechanical properties, i.e. an experimental, numerical and analytical approach. Of those, in particular the numerical method by means of virtual material testing under consideration of imperfections of the cellular structure was advanced.

The focus of this work is a typical sandwich structure used for aircraft cabin components, which comprises glass fibre-reinforced phenolic face layers due to fire safety reasons. In extensive experimental test series the rate-dependent material behaviour of the faces, the face-to-core bonding strength, the influence of the manufacturing process on the mechanical properties as well as the predominant failure modes under edgewise and flatwise loading conditions were investigated and subsequently assimilated into numerical models.

Joints are known to be potential failure locations of sandwich constructions. Therefore, the failure behaviour of different corner joints and inserts was analysed experimentally. The results obtained were used to develop corresponding modelling techniques that cover the observed failure modes.

During the experimental work a transverse shear failure of the core turned out to be a predominant failure mode. However, when modelling a sandwich structure with layered shell elements using the commercial explicit software LS-DYNA, there is no constitutive law available for the core layer that incorporates failure criteria for the transverse shear stresses. Therefore, a user-defined orthotropic material model was developed which not only covers transverse shear failure, but also other characteristics that were identified within this work, like nonlinear post-damage behaviour or strain rate effects.

In the scope of this work important knowledge was gained, on the one hand, on material characteristics like the strain rate effect of the core structures and phenolic faces or the failure behaviour of folded core structures or sandwich joints, and on the other hand on modelling methods like joint modelling, virtual material testing or the user-defined material model for honeycomb cores. This knowledge can be used for a variety of different nonlinear problems concerning sandwich structures in aerospace applications. Within this work it was applied to three exemplary short-time dynamic load cases: the dynamic simulation of cabin components under crash loads, the low velocity impact response of a sandwich structure with folded core and finally the crash simulation of a sandwich fuselage section.