

Validierung von Verfahren für die numerische Simulation von Vogelschlag

P. Starke*, G. Lemmen
EADS Militärflugzeuge GmbH
81663 München

K. Drechsler
Institut für Flugzeugbau
Universität Stuttgart

Übersicht

Bei Vogelschlag auf ein Luftfahrzeug treten innerhalb von Sekundenbruchteilen hohe Kontaktdrücke mit veränderlichem Betrag, Wirkfläche und Verteilung auf. Daraus entstehen im betroffenen Bauteil hohe Dehnungen mit plastischen Verformungen bei Metallen, Delaminationen und Brüchen bei Faserverbunden, Steifigkeits- und Temperaturänderungen, die unter Umständen zum Versagen der Struktur führen können.

Vogelschlag ist damit eine komplexe nichtlineare Problemstellung am Schnittpunkt von Strukturmechanik, Fluid- und Thermodynamik.

Aufgrund der Komplexität der Vorgänge bei Vogelschlag waren Untersuchungen und Zulassungsnachweise bisher weitgehend auf Versuche angewiesen. Kosten und Zeitaufwand sind bei Versuchen sehr hoch, die Ergebnisse streuen, und bei der Messung von Dehnungen und Verformungen sind die Daten oft unbrauchbar.

Um aufwendige Versuchsdurchführungen durch die numerische Simulation mit Hilfe der Finite-Elemente-Methode (FEM) zuverlässig zu ersetzen, wurde im Bereich Militärflugzeuge der EADS ein mehrjähriges Forschungsvorhaben durchgeführt. Mit den Ergebnissen des Projekts sind numerische Simulationsmethoden verfügbar, deren Zuverlässigkeit durch Versuche abgesichert ist.

Stichworte: Vogelschlag, SPH

1 Einleitung

Der Nachweis von Vogelschlagfestigkeit ist fester Bestandteil ziviler und militärischer Zulassungsvorschriften. ODEBRECHT geht in [1] auf diese Forderungen und die ihnen zugrundeliegenden Szenarien ausführlich ein.

Aufgrund der Komplexität der Vorgänge bei Vogelschlag waren Untersuchungen und Zulassungsnachweise bisher weitgehend auf Versuche angewiesen. Aus den Ergebnissen der Vogelschlag-

tests haben verschiedene Flugzeughersteller und Forschungseinrichtungen Berechnungsformeln entwickelt. Vergleicht man diese empirischen Beziehungen mit den zugrundeliegenden Versuchen, fällt auf, daß die Tests stark streuen. Die Formeln beschränken sich darüber hinaus meist auf nur sehr einfache Bauteilformen. Die empirischen Beziehungen liefern deshalb nur Anhaltswerte für eine Vorauslegung. Daß diese Vorgehensweise nicht immer ausreicht, zeigte ein Vorfall mit einer Boeing 757 im April 2001 [2], siehe Abbildung 1.

Zulassungsbehörden erlauben bisher Nachweise nur durch Versuche — bestenfalls durch Simulationen unterstützt. Für einen Übergang von Versuch zur Simulation muß Gültigkeit und Zuverlässigkeit der numerischen Verfahren nachgewiesen werden. Dabei müssen folgende „Kettenglieder“ einzeln oder in Kombination untersucht werden:

- Geometrische Form und Materialgesetz des Vogels
- Kontaktverhalten Vogel-Struktur
- Materialgesetze für die Strukturbauteile aus Metall und Faserverbunden.



Abbildung 1: Vogelschlagschaden an einer Boeing 757 der American Airlines

Um Fehler möglichst gering zu halten, sollten die Punkte vorzugsweise einzeln nachgewiesen werden.

*peter.starke@eads.com

Falls die Berechnungen mit Experimenten verglichen werden, sollten Versuchsaufbau und Probenform möglichst einfach und eindeutig bestimmt sein.

Wird der Nachweis der Zuverlässigkeit der numerischen Verfahren für die oben aufgeführten Punkte nicht erbracht, sind mit Hilfe von numerischen Simulationen bestenfalls qualitative Vergleiche einzelner Bauweisen möglich.

2 Validierung des Vogelmodells

Bei nichtlinearen FE-Simulationen wurden zur Modellierung des Vogels bisher hauptsächlich Elemente mit Lagrange-Formulierung benutzt. Aufgrund der starken Verzerrungen muß im Laufe der Simulation das Intervall der simulierten Zeit von Berechnungsschritt zu Berechnungsschritt immer weiter verringert werden, um numerische Stabilität zu gewährleisten. Trotzdem wird in der Regel ein Punkt erreicht, an dem die Elemente keine physikalisch sinnvollen Ergebnisse mehr liefern. Für den Vogelerersatzkörper wurde die Lagrange-Formulierung von den Verfassern deshalb verworfen und stattdessen das als *Smoothed Particle Hydrodynamics* (SPH) bezeichnete Verfahren gewählt. Die Vorteile der SPH-Methode bei der Modellierung des Vogels werden in [3] ausführlicher erläutert.

2.1 Form und Materialgesetz

Die häufigsten Formen des Vogelerersatzkörpers bei Simulationen sind Zylinder mit geraden und abgerundeten Enden, siehe Abbildung 2. Die Form mit geraden Enden wird gern benutzt, weil von WILBECK umfangreiche Versuchsergebnisse für Gelatineproben veröffentlicht wurden [4]; Zylinder mit abgerundeten Enden liefern Ergebnisse, die besser zu Versuchen mit echten Vögeln passen. Bei beiden Formen des Ersatzkörpers beträgt das Verhältnis der Länge zum Durchmesser zwei.

In den Simulationen wurde für den Vogel eine Zustandsgleichung für ein Gemisch aus 90 Volumen-% Wasser und 10 Volumen-% Luft benutzt. Als Form für den Vogelerersatzkörper wurde der Zylinder mit abgerundeten Enden festgelegt. Abbildung 3 zeigt einen Vergleich des bei den Rechnungen auftretenden Hugoniot-Druckes mit Versuchswerten und einer theoretischen Vorhersage von WILBECK. In Abbildung 4 ist ein Vergleich der entsprechenden Staudrucke zu sehen. Den zeitlichen Verlauf des von WILBECK [5] gemessenen Druckes bei Aufschlag eines Vogels mit einer Geschwindigkeit von $200 \frac{m}{s}$ auf eine starre Platte zeigt Abbildung 5. Zum Vergleich sind dort auch der Druckverlauf aus einer Simulation und der theoretische Staudruck eines inkompressiblen Fluids zu sehen.

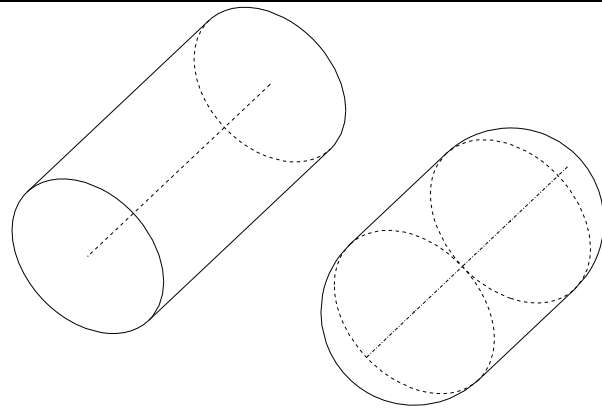


Abbildung 2: Form des Vogelerersatzkörpers

siblen Fluids zu sehen.

Aus Abbildung 3–5 wird deutlich, daß der Hugoniot-Druck des Vogelmodells gegenüber den gemessenen Werten höher liegt. Der Staudruck in den Simulationen stimmt gut mit den Versuchen überein. Da — besonders bei Metallbauteilen — die Struktur hauptsächlich während der Staudruckphase geschädigt wird, ist sowohl die Form als auch das Materialgesetz für die Nachbildung des Vogels gut geeignet.

2.2 Kontaktalgorithmen

Die Kontaktalgorithmen werden durch Vergleich der Simulationen von Vogelschlag auf Metallstrukturen mit entsprechenden Versuchen validiert. Als Werkstoffgesetz für Metall wurde das Modell von JOHNSON und COOK [6] gewählt. Parameter dieses Modells wurden 1983 für einige Metalllegierungen veröffentlicht. Das Materialmodell selbst und die Ergebnisse der Simulationen werden im nachfolgenden Abschnitt vorgestellt.

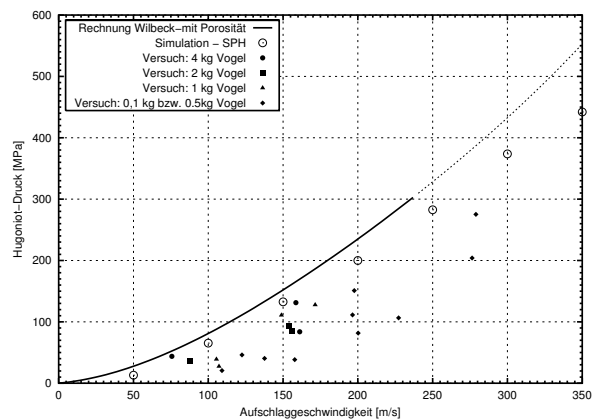


Abbildung 3: Hugoniot-Druck beim Vogelmodell mit abgerundeten Enden

3 Validierung der Materialmodelle

3.1 Metallstrukturen

Für die Beschreibung des Verhaltens von Metallstrukturen steht bei LS-DYNA eine große Anzahl unterschiedlich komplexer Modelle zur Verfügung. Die nachfolgend beschriebene Formulierung wurde 1983 von JOHNSON und COOK eingeführt. Sie berücksichtigt den Einfluß von Dehnraten- und Temperatureinflüssen.

Das Materialmodell berücksichtigt in einer einfachen Form auch Versagen. Sobald der Schadensparameter $D \geq 1$ ist, wird die Steifigkeit des betroffenen Elements schlagartig zu Null gesetzt. Das Element wird aber erst dann aus dem FE-Netz gelöscht, wenn es aufgrund seiner Dehnung einen vorbestimmten Zeitschritt unterschreitet. Diese Größe muß vor Beginn der Simulation berechnet werden. Die Vorgehensweise ist etwas mühsam, jedoch dadurch gerechtfertigt, daß das Johnson-Cook-Modell bei Vergleichsuntersuchungen mit anderen in LS-DYNA zur Simulation von Metallstrukturen verfügbaren Materialmodellen die besten Ergebnisse geliefert hat.

3.1.1 Vergleich mit empirischen Beziehungen

Abbildung 6 zeigt den Verlauf der Durchschlaggeschwindigkeit nach der Beziehung von MCNAUGHTAN [7] in Abhängigkeit des Pfeilungswinkels α für eine Beplankungsdicke von 2 mm, eine Vogelmasse von 1,81 kg (4 lbs) und einen Nasenradius von 62 mm. Die Abweichungen zwischen der empirischen Kurve und den Simulationsergebnissen betragen im überprüften Bereich weniger als 10%.

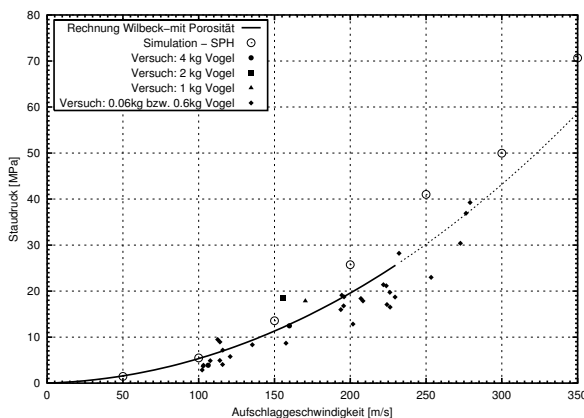


Abbildung 4: Staudruck beim Vogelmodell mit abgerundeten Enden

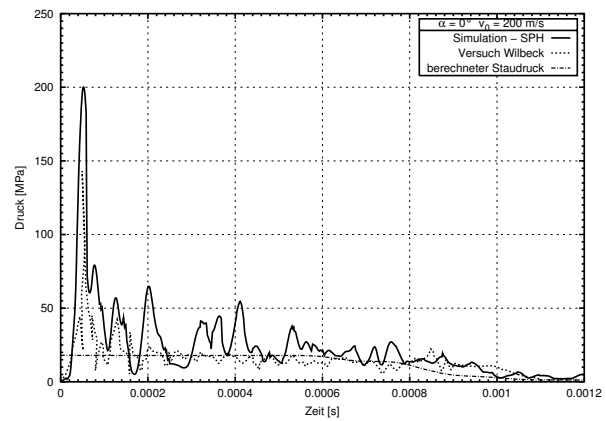


Abbildung 5: Vergleich des gemittelten Drucks im Aufschlagpunkt mit theoretischem Staudruck und mit Meßwerten für eine Aufschlaggeschwindigkeit von $200 \frac{m}{s}$ für ein Modell mit abgerundeten Enden

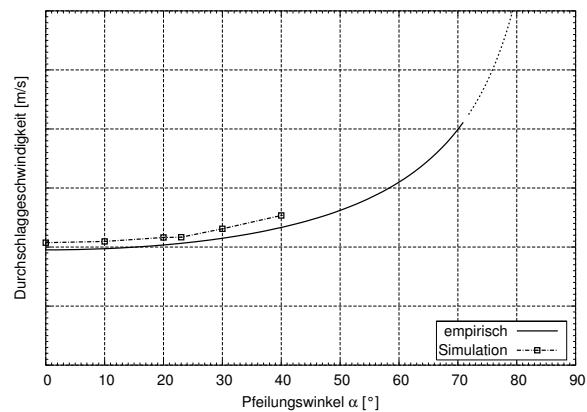


Abbildung 6: Vergleich der Durchschlaggeschwindigkeit nach [7] mit Simulationsergebnissen

3.2 Faserverbundstrukturen

Führt man Simulationen mit einem neuen Materialmodell durch, ist es unbedingt notwendig, das Versagensverhalten mit möglichst einfachen Probenformen und bei definierten Lager- und Kontaktbedingungen kennenzulernen. Bei Schlagbelastung sollten zunächst geringe Auftreffgeschwindigkeiten und annähernd starre Stempel verwendet werden, bevor zu höheren Geschwindigkeiten und verformbaren Prallkörpern übergegangen wird.

3.2.1 Aufschlag bei niedrigen Geschwindigkeiten („Low Velocity Impact“)

Ein im Luftfahrtbereich häufig benutztes Verfahren zur Beurteilung der Schlagzähigkeit von Faserverbunden und deren Druckfestigkeit im geschädigten Zustand (*Compression after Impact, CAI*) wurde von der Firma Boeing definiert. Wegen des einfachen Versuchsaufbaus und der definierten Lager-

und Aufprallbedingungen war dieses Testverfahren als Grundlage für eine Beurteilung der Güte des Faserverbundmodells gut geeignet. Günstig ist dabei auch, daß für diese Probenform sowohl innerhalb der EADS als auch in der Literatur Versuchsergebnisse vorhanden sind.

Abbildung 7 zeigt den Vergleich der Größe und Form der Delaminationsflächen aus Simulation und Versuch mit der Boeing-CAI-Probe.

Sowohl die Form als auch die Größe des Schadens stimmt mit dem Experiment gut überein. Abbildung 8 zeigt für unterschiedliche Aufschlagenergien den Vergleich der Schadensflächen aus den Simulationen mit den Delaminationsflächen aus den Versuchen. Bei den Kurven aus den Simulationen bedeutet beim Index ein Wert von 1, daß in keiner der Laminatschichten die Fasern von der Matrix abgelöst sind. Ein Wert von 0 bedeutet, daß alle Lagen delaminiert sind.

Aus der Abbildung erkennt man, daß die Fläche, die durch die Linie für einen Schadensindex von 0,9 begrenzt wird, über den gesamten untersuchten Bereich die beste Übereinstimmung mit den aus den Versuchen ermittelten Delaminationsflächen zeigt.

Eine weitere Möglichkeit zur Überprüfung der Güte des numerischen Modells bietet der Verlauf der Kontaktkraft zwischen Stempel und Probe. Abbildung 9 zeigt einen Vergleich aus Versuch und Simulation. Sowohl die Höhe der Kraft als auch der zeitliche Verlauf der Kurve stimmt gut mit dem Experiment überein.

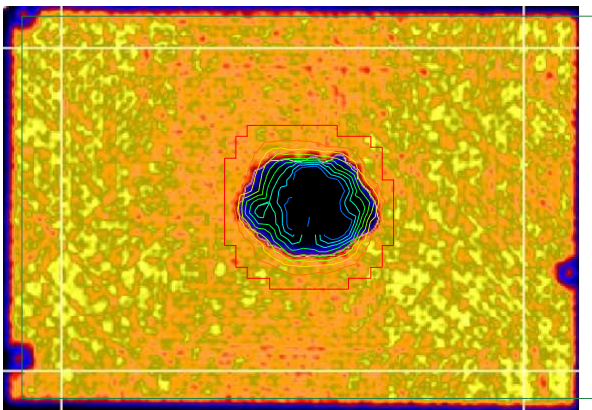


Abbildung 7: Vergleich der Delaminationsfläche und -form aus Versuch und Simulation

Neben der Größe der Schadensfläche selbst ist auch das Tragverhalten der geschädigten Probe interessant. Abbildung 10 zeigt den Vergleich der Druckfestigkeit nach Schlagschädigung aus Versuch und Simulation. Die bei den Rechenläufen ermittelten Druckfestigkeiten liegen inmitten der Punktwolke der experimentellen Werte.

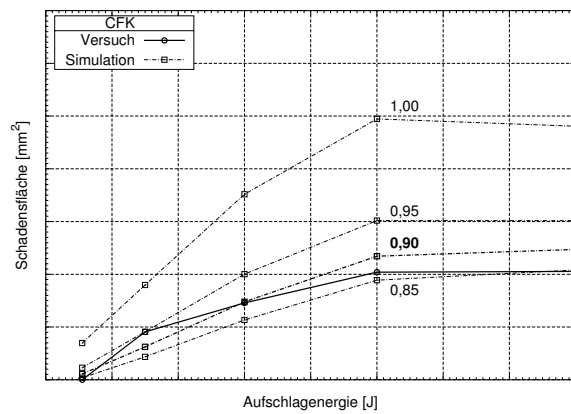


Abbildung 8: Vergleich der Delaminationsflächen aus Versuch und Simulation

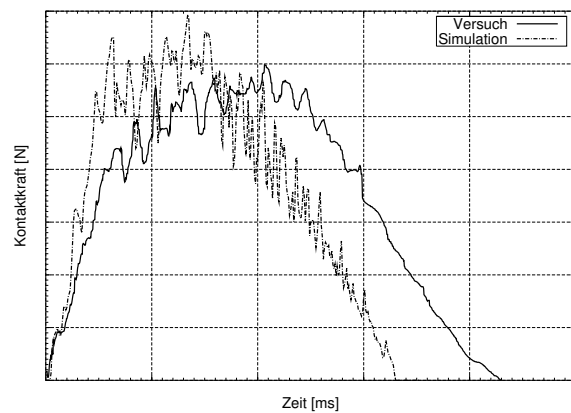


Abbildung 9: Vergleich der Kontaktkraft aus Versuch und Simulation

3.2.2 Hochgeschwindigkeitsaufschlag („High Velocity Impact“)

Nachdem das Faserverbundmodell bei niedrigen Aufschlaggeschwindigkeiten bei den Schadensflächen, Kraftverläufen und Druckfestigkeiten der geschädigten Proben eine gute Übereinstimmung mit Versuchen gezeigt hatten, wurde der Beschuß von Faserverbundplatten mit Gelatinekörpern untersucht. Um bei den Versuchen Fehlermöglichkeiten zu verringern, hatten die Proben wieder eine einfache Form; an den Rändern wurden sie fest eingespannt. Abbildung 11 zeigt beispielhaft einen Vergleich der Delaminationsfläche und -form aus Versuch und Simulation.

Die Zahlen an den weißen „Höhenlinien“ geben den in der Simulation ermittelten Anteil der ungeschädigten Lagen an. Im Bereich des Aufschlags stimmen die Ergebnisse der Berechnung gut mit dem Experiment überein; im Bereich der Einspannung am Rand der Probe ist das numerische Modell eher konservativ.

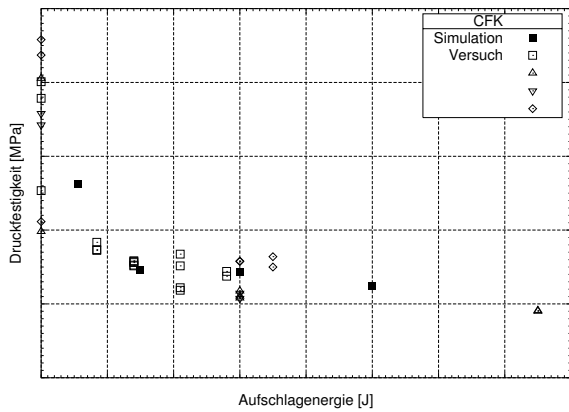


Abbildung 10: Vergleich der Druckfestigkeit nach Schlagschädigung aus Versuch und Simulation

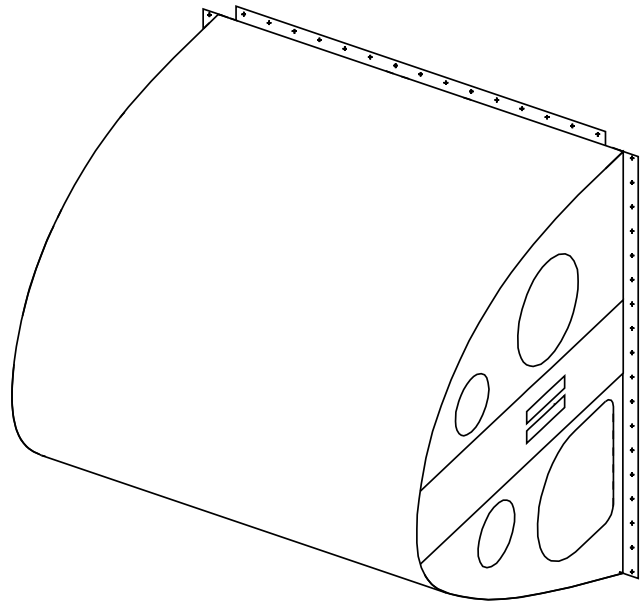


Abbildung 12: Versuchsstruktur

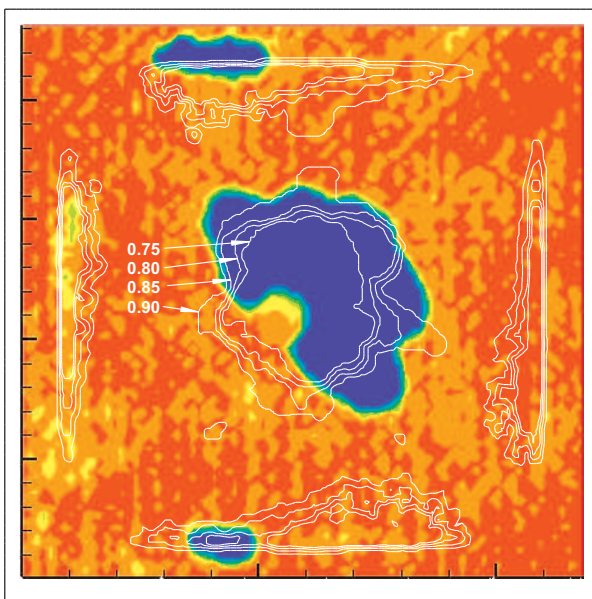
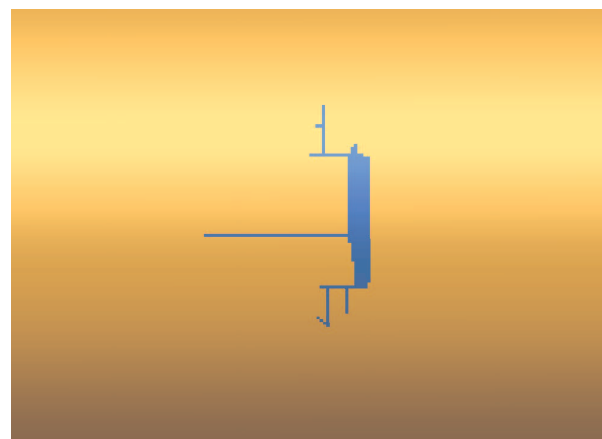


Abbildung 11: Vergleich der Delaminationsfläche aus Versuch und Simulation



Versuch



Simulation

Abbildung 13: Vergleich der Schadensbilder aus Versuch und Simulation

4 Validierung der Gesamtsimulation

Zur Überprüfung des Zusammenwirkens der einzelnen Bausteine wurde der Aufschlag eines Vogels auf eine Flügelase aus CFK simuliert und mit einem Versuch verglichen. Größe und Form des Bauteils sind an moderne Verkehrsflugzeuge angelehnt. Abbildung 12 zeigt die Versuchsstruktur.

Ein Vergleich der Schadensbilder aus Versuch und Simulation ist in Abbildung 13 zu sehen. Im Bereich links von der Einschlagstelle bis zur Rippe unmittelbar rechts vom Einschlag ist sowohl beim Versuch als auch bei der Rechnung ein T- bis V-förmiges Rißmuster zu sehen. Simulation und Experiment stimmen in diesem Bereich also sehr gut überein.

Rechts vom Aufschlagpunkt ist bei der Versuchs-

struktur ein annähernd waagrechtcr Riß zu sehen, in der Simulation tritt in diesem Bereich kein Schaden auf. Dieser Unterschied ist dadurch bedingt, daß die Ausbreitung von Rissen ein örtlich stark begrenztes Phänomen ist und bei der Simulation ein sehr feines FE-Netz erfordert. Um einen Riß weiterwachsen zu lassen, muß jeweils das Element an der Rißspitze gelöscht werden; dafür muß sein gesamtes Volumen auf die erforderliche Versagensspannung gebracht werden.

5 Zusammenfassung

Mit den Ergebnissen, die beim Forschungsvorhaben zur Simulation von Vogelschlag im Bereich Militärflugzeuge der EADS erreicht wurden, können jetzt mit Hilfe von FE-Simulationen Aussagen über das Tragverhalten von Metall- und Faserverbundstrukturen gemacht und die Erfüllung von Zulassungs- und Spezifikationsforderungen nachgewiesen werden. Darüber hinaus lassen sich in frühen Entwurfsstadien - lange bevor Bauteile verfügbar sind - Erkenntnisse über die Entwicklung von schadenstoleranten Leichtbaustrukturen gewinnen.

Mit der SPH-Methode steht für die Simulation von Vogelschlag ein Verfahren zur Verfügung, das gegenüber anderen Berechnungsmethoden Vorteile hinsichtlich Stabilität, Simulationsgeschwindigkeit und der Fähigkeit zur Vorhersage von Schäden aus Sekundäreinschlägen bietet.

Bei Materialmodellen für den Vogel liefern Zustandsgleichungen in tabellierter Form brauchbare Ergebnisse. Die Hugoniot-Drücke liegen gegenüber den Versuchen mit echten Vögeln höher, die Staudrücke — hauptsächlich für die Schädigung verantwortlich — stimmen gut mit Messungen überein.

Für Metallstrukturen zeigte sich das Materialmodell nach JOHNSON und COOK als am besten geeignet.

Für die Simulation von Vogelschlag auf Faserverbunde wurde ein geeignetes Materialmodell ausgewählt. Obwohl das Werkstoffgesetz sehr einfach ist, wurden Auswertungsmöglichkeiten gefunden, um Aussagen über das Delaminationsverhalten zu machen.

Literatur

- [1] **H. Odebrecht**
Vogelschlag-Probleme an fliegendem Gerät — dargestellt am Beispiel Militärflugzeug
DGLR-JT2001-113
DGLR-Jahrestagung, 2001
- [2] **A. Mathers**
<http://www.aeropages.co.za/B757birdstrike.html>
2001
- [3] **P. Starke, G. Lemmen, K. Drechsler**
Anwendung von FE-Simulationsmethoden bei Vogelschlag
DYNAmore LS-DYNA Forum 2002
Bad Mergentheim
19.-20. September 2002
- [4] **J.S.Wilbeck, J.P.Barber, H.P.Taylor**
Bird Impact Forces And Pressures On Rigid And Compliant Targets
AFFDL-TR-77-60
Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978
- [5] **J.S.Wilbeck, J.L. Rand**
The Development of a Substitute Bird Model
Journal of Engineering for Power
103, pp. 725 – 730, 1981
- [6] **G.R. Johnson, W.H. Cook**
A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperature
Proc. 7th Int. Symp. Ballistics, Den Haag, Niederlande, 1983
- [7] **I.I. McNaughtan**
The design of leading-edge and intake wall structure to resist bird impact
R.A.E. TR72056
1972