

DIE RECHNERISCHE UNTERSUCHUNG VON VOGELSCHLÄGEN

(Numerical Modelling of Birdstrikes)

von ERICH NIERING, München 40

Zusammenfassung: Außenliegende Bauteile von Flugzeugtriebwerken wie Gehäuse und Eintrittsschaufeln müssen aufprallenden Vögeln widerstehen können. Zur rechnerischen Simulation sind verschiedene Verfahren entwickelt worden, die im Überblick dargestellt werden. Die genauesten und aussagekräftigsten Ergebnisse erhält man bei der Anwendung von finite Elemente-Programmen, die speziell für Aufprallvorgänge entwickelt wurden. Vogel und Bauteil werden in finite Elemente aufgeteilt. Das Bauteilmodell muß große elastisch-plastische Formänderungen mit dehnungsgeschwindigkeitsabhängiger Streckgrenze zulassen. Für den kompliziert inhomogen aufgebauten Vogelkörper sind eine Modellform und ein homogenes Ersatzmaterial zu definieren. Vogelschläge auf einen Eintrittskonus und eine Eintrittsschaufel werden mit dem finite Elemente-Programm DYNA3D untersucht.

Summary: The exterior parts of aircraft engines, such as the casing and intake vanes must be able to withstand bird strikes. For the purpose of numerical simulation of these events different procedures have been developed, which are reviewed here. The most exact and explicit results are derived from finite element programs which were developed especially for strike processes. Bird and aircraft parts are subdivided into finite elements. The parts must permit great elastic and plastic deformations with strain velocity dependent on stress limits. For the complex inhomogeneities of the bird's body a model shape and a homogeneous substitute material must be defined. Bird strikes to the intake cone and the intake vane are investigated with the finite element program DYNA3D.

1. Einleitung

Der Aufprall von Vögeln auf fliegende Flugzeuge - der sogenannte "Vogelschlag" - bedeutet im Hinblick auf die Bauteilbelastung und die Häufigkeit des Vorkommens eine ernste Gefahr für die Flugsicherheit.

Prallt ein 1,5 kg schwerer Vogel auf ein mit einer Geschwindigkeit von 485 km/h fliegendes Flugzeug, so erfährt dieses nach Angaben von A. MATTINGLY (1976) einen Schlag mit einer Kraft von 127 kN. Bei 970 km/h erhöht sich die Aufprallkraft auf 510 kN. WIL-

BECK (1981) führte Versuche durch, bei denen Vogelkörper mit Hilfe von druckgasbetriebenen Kanonen senkrecht auf starre, ebene Platten geschossen wurden. Zwei typische Druckverläufe, wie sie in den Aufprallzentren gemessen wurden, sind in Abb. 1 dargestellt.

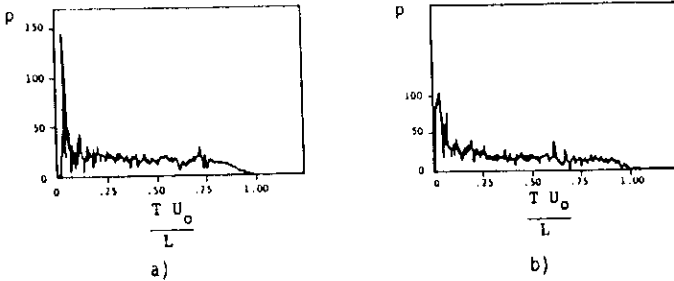


Abb. 1: Zwei gemessene Druckverläufe in den Aufprallzentren. Aufschlaggeschwindigkeit U_0 .
 a) 197 m/s, b) 225 m/s
 T Aufpralldauer, L Vogellänge
 p Druck in MPa.

Die von der Aufprallstelle ausgehenden und durch den Vogel laufenden Druckwellen erzeugen die Druckspitzen, unter anderem auch die mit Abstand größte zu Beginn des Vorgangs, den sogenannten "Hugoniotdruck". Dieser Höchstdruck wird durch von der freien Vogeloberfläche ausgehende Entlastungswellen abgebaut. Der sich schließlich einstellende "stationäre Abfließdruck" führt zu den plateauartigen Verläufen in Abb. 1. Insgesamt verhalten sich Vogelkörper beim Aufprall wie ein Fluid. Aus Diagrammen von WILBECK (1981) stammen auch die in Tabelle 1 zusammengestellten Druckangaben für verschiedene Vogelmassen und Aufprallgeschwindigkeiten.

| Vogelmasse in kg | Aufprallge- schwindigkeit in m/s | Hugoniotdruck in MPa | Abfließdruck in MPa |
|---------------------|--|-------------------------|------------------------|
| 0.5 - 0.6 | 120 | 45 | 3 - 7 |
| 0.5 - 0.6 | 200 | 110 - 140 | 12 - 19 |
| 2. | 160 | 80 | 17 |
| 4. | 160 | 70 - 130 | 12 |

Tabelle 1: Hugoniotdruck und Abfließdruck unter verschiedenen Aufprallbedingungen

HILD (1974, 1981) stellt in seinen Untersuchungen fest, daß in der Bundesrepublik jährlich ca. 600 Vogelschläge vorkommen und dabei Schäden von einigen zehn Millionen DM entstehen. Seit Einführung des Strahlflugbetriebes sollen zumindest 50 Militärjets und einige Geschäfts- und Passagierflugzeuge abgestürzt sein. Nach MATTINGLY (1976) wurden in den zehn Jahren bis 1974 alleine von der US-Air Force jährlich ca. 400 Vogelschläge mit Schäden von über zehn Millionen Dollar registriert. Dabei kamen insgesamt elf Piloten ums Leben und 19 Flugzeuge gingen verloren. McCARTY (1984) beziffert den Schaden, den die US-Air Force in den Jahren 1966 bis 1977 durch Flugzeugverluste erlitt, auf 980 Millionen Dollar. Er nennt 6 Todesopfer unter den Besatzungsmitgliedern. Umfangreiches Tabellenmaterial über Vogelschläge und die angerichteten Schäden in der Luftfahrt verschiedener Industrienationen hat HILD (1974) zusammengestellt.

In Bodennähe, also insbesondere bei Start und Landung ist die Gefahr eines Zusammenstoßes größer als beim Flug in höheren Lagen. Nach MATTINGLY (1976) verbringen 75 % aller Vögel ihr ganzes Leben in Höhen unter 150 m. Kleinere Vögel erreichen nur niedrige Flughöhen. Große Vögel wie Kraniche, Gänse und Adler sind aber schon 6.000 m über dem Meeresspiegel beobachtet worden. Die selteneren Aufpralle in großen Höhen sind also besonders gefährlich. Der gleiche Autor gibt an, daß 43 % aller Vogelschläge in Höhen unter 150 m vorkommen, 17 % in Höhen zwischen 150 m und 300 m, 27 % zwischen 300 und 600 m und der Rest darüber.

Durch Vogelschläge besonders gefährdete Flugzeugteile sind Eintrittsschaufeln von Turbinentriebwerken, Propeller, Sichtscheiben und Kunststoffbauteile. Die Aufprallgeschwindigkeit auf nichtrotierende Bauteile wird von der Geschwindigkeit des Flugzeuges bestimmt, die bei Militärflugzeugen im Tiefflug die Schallgeschwindigkeit erreichen und in höheren Lagen auch übertreffen kann. Bei rotierenden Triebwerksteilen ist die Relativgeschwindigkeit zwischen Vogel und Bauteil maßgeblich. Dies führt dazu, daß relativ zum Flugzeug mit mittlerer Geschwindigkeit anfliegende Vögel die größten Schäden an der Triebwerkbeschaufelung verursachen.

Diese Arbeit handelt vor allem von Vogelschlägen auf Turbinentriebwerke. Hier ist die Beanspruchung insbesondere der Eintrittsschaufel so groß, daß Schadensfreiheit oder auch nur Funktionssicherheit für alle physikalisch möglichen Auftreffbedingungen im allgemeinen nicht mehr gewährleistet werden kann. Die noch zu ertragenden Aufprallumstände sind in den Triebwerksspezifikationen festgelegt. Eine Hauptforderung an die Schaufeln ist, daß keine Teile abgeschlagen werden dürfen. Das Triebwerk wäre durch die passierenden harten Teile und durch die entstehende Unwucht des Rotors stärker gefährdet als durch den Vogelkörper. Gehäuse müssen so dimensioniert sein, daß sie nach einem laut Spezifikation "zulässigen" Aufprall zumindest ihre tragende Funktion weiter erfüllen.

Mit höheren Fluggeschwindigkeiten und dem Einsatz von Strahltriebwerken hat auch die Gefährdung durch Vogelschläge zugenommen. Dies führte zur Gründung von nationalen und internationalen zentralen Einrichtungen.

Im Jahre 1964 wurde der "Deutsche Ausschuß zur Verhütung von Vogelschlägen" gegründet (KEIL, 1981 und HILD, 1981). Seit 1966 arbeitet auf Europäischer Ebene das "Birdstrike Committee Europe BSCE" (DAHL, 1984). Weltweit tätig ist die "International Civil Aviation Organization", die auch die Datenbank "IBIS", das "Internationale Bird Strike Information System" erstellt (NN., 1982).

Bei Flugzeug- und Triebwerherstellern ist man bemüht, möglichst vogelschlagsichere Maschinen herzustellen. Die rechnerische Untersuchung und die Simulation auf modernen Rechenanlagen liefert schon im Entwurfsstadium Aufschlüsse über die Bauteilbelastungen. Versuchsbegleitende Rechnungen können Informationen liefern, die wegen der erheblichen meßtechnischen Schwierigkeiten sonst nur schwer zugänglich sind.

Im folgenden Abschnitt werden die physikalische und die mathematische Problemstellung erläutert. Abschnitt 2 gibt einen Überblick über die historische Entwicklung der üblichen Rechenverfahren. Darauf folgend sind Versuchsberichte aus der Literatur zusammengestellt, die für die Entwicklung von Rechenverfahren nützlich sein können. In Abschnitt 5 wird die vom Verfasser durchgeführte Simulation von Vogelschlägen mit dem bisher leistungsfähigsten Verfahren, der finite Elemente-Methode, dargestellt.

2. Anforderungen an Rechenverfahren

2.1 Vogelmodell

Die Definition eines geeigneten Vogelmodells ist das Hauptproblem bei der Simulation von Vogelschlägen. Es soll gemessene Belastungsverläufe, wie in Abb. 1 gezeigt, darstellen können. Für kontinuumsmechanische Berechnungen muß eine Modellform gefunden und die inhomogenen Eigenschaften des realen Vogels müssen verschmiert werden. Geeignete Mittelwerte von Kompressibilität und Dichte für das Fluid-Modell müssen zur gleichen Belastung wie bei einem realen Vogel führen. Da beim Aufprall hohe Kompressions- und Schergeschwindigkeiten im Vogelmaterial auftreten, kann es notwendig sein, auch die innere Reibung zu berücksichtigen. Wegen der großen Formänderungen muß geometrisch, nicht-linear gerechnet werden, also mit der Eulerschen oder Lagrangeschen Formulierung der Kontinuumsmechanik.

2.2 Bauteilmodell

Das Bauteilmodell muß große elastische und plastische Verformungen durchführen können und deshalb geometrisch und stofflich nichtlinear konzipiert sein. Hier bietet sich die in der Festkörpermechanik übliche Lagrangedarstellung an. Bei den auftretenden hohen Verformungsgeschwindigkeiten muß die Streckgrenze als Funktion der Verzerrungsgeschwindigkeiten definiert werden können. Außerdem sollte es möglich sein, das Abschießen von Bruchstücken zu simulieren.

2.3 Kontaktbedingungen

Auch die Aufprall- und Abgleitbedingungen an der Kontaktstelle müssen rechnerisch erfaßt werden. Numerische Kontaktalgorithmen erfordern erhebliche Rechenzeiten. Deshalb werden solche Rechnungen im allgemeinen auf Vektorrechnern durchgeführt.

3. Angewendete Rechenverfahren und deren historische Entwicklung

In der Vergangenheit sind viele Versuche unternommen worden, Vogelschläge zu berechnen. Die angewendeten Verfahren erfüllen die in Abschnitt 2 geschilderten Anforderungen oft nur sehr unvollkommen. Mit neueren finite Elemente Methoden sind aber sehr genaue Rechnungen möglich.

Parallel zur Durchführung von Aufprallversuchen auf starre Wände werden oft einfachste eindimensionale analytische Abschätzungen durchgeführt, wie sie von WILBECK (1978, 1981) und CASSENTI (1979) geschildert werden. Bei einem senkrechten Aufprall erhält man für den Hugoniot-Druck

$$PH = \rho_0 v_s v_0.$$

ρ_0 ist die Anfangsdichte, v_0 die Anfangsgeschwindigkeit und v_s die Schallgeschwindigkeit im Vogelmaterial. Der Abfließ- und Staudruck ergibt sich zu

$$P_s = \frac{1}{2} \rho_0 v_0^2.$$

Mit diesen Formeln kann der Druckverlauf im Aufprallzentrum grob abgeschätzt werden.

Um die Beanspruchung von Bauteilen, wie etwa Triebwerksschaufeln, beurteilen zu können, sind dreidimensionale Rechnungen notwendig. Anfangs wurde ausschließlich linear gerechnet. Die Schaufel wird dabei entweder durch ihre modalen Daten, durch ein Feder-Masse-System oder durch einen einfachen Balken dargestellt. Die Schockwelle und damit der Hugoniot-Druck im Vogel werden vernachlässigt. Der Abfließdruck wird unter der Annahme berechnet, der Vogel lasse sich durch eine Serie von parallel geschalteten inkompressiblen Fluidstrahlen ersetzen. Die Berechnung des Umlenkdruckes in den Fluidstrahlen geht auf Arbeiten von SCHACH (1934, 1935) zurück. Um das geometrisch und stofflich nichtlineare Verhalten der Schaufel darstellen zu können, ist das Fluidstrahlmodell später in nichtlineare FE-Programme eingebaut worden.

Eine weitere Verbesserung erreicht man durch Aufteilung des Vogels in finite Elemente. Die geometrischen Aufprallbedingungen können dann genauer erfaßt werden. Bei Verwendung eines Stoffgesetzes, das die Kompressibilität berücksichtigt, ist auch die Darstellung des Hugoniot-Druckes im Vogel möglich. Die in Tabelle 2 zusammengestellten Arbeiten kennzeichnen die historische Entwicklung der Vogelschlagrechnungen.

4. Literatur zu Versuchsergebnissen

Zur Entwicklung eines kontinuumsmechanischen Ersatzmodells für Vögel und zum Testen von Rechenverfahren werden Versuchsergebnisse benötigt. In Tabelle 3 sind geeignete Veröffentlichungen aufgelistet.

Einige dieser Berichte enthalten Meßergebnisse zu senkrechten Vogelschlägen auf ebene starre Platten. Angegeben werden gemessene Druckverläufe im Aufprallzentrum und teilweise auch an radial nach außen angeordneten Meßstellen. Parameter sind die Vogelmasse und die Aufprallgeschwindigkeit. In der Regel ist der Versuchsaufbau beschrieben und Hochgeschwindigkeitsaufnahmen anfliegender und aufprallender Vogelkörper sind beigelegt.

Arbeiten über Aufprallversuche an Bauteilen wie Triebwerke, Schaufeln, Pilotenkanzeln und Windschutzscheiben von Flugzeugen sind in großer Zahl veröffentlicht worden.

In einem Bericht von HILD (1974) sind die mittleren Massen und Größen der häufigsten Vogelarten zusammengestellt. Von einigen Autoren wird die Verwendbarkeit künstlicher Vögel aus Gelatine untersucht.

| Verfasser (Jahr) | Schaufelmodell | Vogelmodell | Rechenprogramm |
|--|---|--|----------------|
| Cornell (1976) | Feder-Masse-System | Fluidstrahl | - |
| Denke (1977), Eide (1977), Morris (1977) | finite Elemente, modal | Fluidstrahl | IMPACT |
| Alexander (1981) | finite Elemente, modal | Fluidstrahl | NASTRAN |
| Engblom (1980) | finite Elemente, elastisch plastisch | Fluidstrahl | MARC |
| McCarty (1980, 1983, 1984), Nash (1983), Brockman (1984) | finite Elemente, elastisch plastisch | Fluidstrahl | MAGNA |
| Storace (1982) | finite Elemente, elastisch plastisch | Fluidstrahl | NONSAP |
| Lawson (1987) | finite Elemente, | finite Elemente, Wasser reibungsfrei | DYNA3D |
| Niering (1988) | finite Elemente, elastisch plastisch | finite Elemente, viskoses Wasser-Luft- Gemisch | DYNA3D |

Tabelle 2: Verfahren zur rechnerischen Untersuchung von Vogelschlagproblemen

| Verfasser (Jahr) | Art der durchgeführten Versuche |
|---|---|
| Barber, Taylor, Wilbeck (1975, 1978) Wilbeck (1978, 1981) | senkrechte Schüsse auf ebene starre Platten |
| Challita, Barber (1978) | schiefe Schüsse auf ebene starre Platten |
| Barber, Taylor, Wilbeck (1979) | Schüsse auf nachgebende Platten |
| Ikeda, Miyachi, So Fue (1985) Bertke (1982) Revenhall, Saleme (1978) Graff, Stoltze, Varholak (1976) Johns (1974) | Schüsse auf Triebwerksschaufeln |
| Gourley, Littell (1983) West (1980) Coker, Magnusson (1978) Simmons, Stenger (1983) Fonden, Persson (1983) Pinnell (1983) Heath, Gould (1983) | Schüsse auf Pilotenkanzel und Windschutzscheibe |
| Welsh, Centonze (1986) Wilbeck (1981) | Entwicklung von künstlichen Vögeln |

Tabelle 3: Versuchsberichte Vogelschlag

5. Finite Elemente Rechnungen

Das derzeit leistungsfähigste Verfahren zur rechnerischen Simulation von Vogelschlägen ist die finite Elemente-Methode. In diesem Abschnitt werden Untersuchungen geschildert, die der Verfasser mit dem Rechenprogramm DYNA3D durchgeführt hat.

5.1 Rechenprogramm

DYNA3D ist ein von HALQUIST (1983, 1986) speziell für Aufprallvorgänge bei hohen Geschwindigkeiten entwickeltes finite Elemente Programm in Lagrange-Formulierung. Es enthält Kontaktalgorithmen und eine große Auswahl von Materialgesetzen, die in inkrementeller Formulierung Jaumannsche Spannungsgeschwindigkeiten $\dot{\epsilon}_{ij}$ mit Verzerrungsgeschwindigkeiten $\dot{\epsilon}_{kl}$ verknüpfen,

$$\tau_{ij} = C_{ijkl} \dot{\epsilon}_{kl} \quad (1)$$

Mehrere elastisch-plastische Materialgesetze für die Modellierung von Bauteilen sind vorhanden. Zur Modellierung des Vogels kann das "null material", ein reibungsfreies hydrodynamisches Stoffgesetz verwendet werden, das im wesentlichen den Eulerschen Gleichungen der Strömungsmechanik entspricht. Mit diesem Modell wurden die meisten Rechnungen durchgeführt. Kleinere Abweichungen von Versuchsergebnissen und numerischen Problemen waren der Anlaß, ein fluidisches Materialgesetz mit Kompressions- und Scherviskosität in das Programm einzubauen.

Bei der Berechnung rotierender Bauteile muß die Fliehkraft berücksichtigt werden. Durch Änderung und Neuentwicklung von Unterprogrammen wurden zwei Verfahren eingebaut. Beim ersten wird die Drehachse des Bauteils modelliert. Für die Knoten des Bauteilmodells werden als Anfangsbedingungen die Geschwindigkeiten einer Drehbewegung vorgeschrieben. Die zweite Methode beruht darauf, die Fliehkräfte zu berechnen und sie zu den schon vorhandenen Knotenkräften des stehenden Bauteiles zu addieren.

5.2 Modellbildung

Im Gegensatz zum Schaufelmodell sind vom Vogelmodell eine geeignete Form und die Feinheit der Einteilung in finite Elemente zunächst unbekannt. Auch muß ein homogenes Ersatzmaterial für den kompliziert inhomogen aufgebauten Vogelkörper definiert werden.

Umfangreiche Messungen, die von WILBECK (1981) und WELSH/CENTONZE (1985) durchgeführt wurden, deuten darauf hin, daß ein Ersatzmaterial zu 85 bis 90 Volumenprozent aus Wasser und dem Rest aus Luft bestehen müßte. Die Verwendung des "null material" in DYNA3D setzt die Kenntnis der Kompressibilität der Mischung voraus. In Abbildung 2 sind die Kompressibilitäten μ von Wasser, Luft und zweier Mischungen als Funktion des Druckes dargestellt.

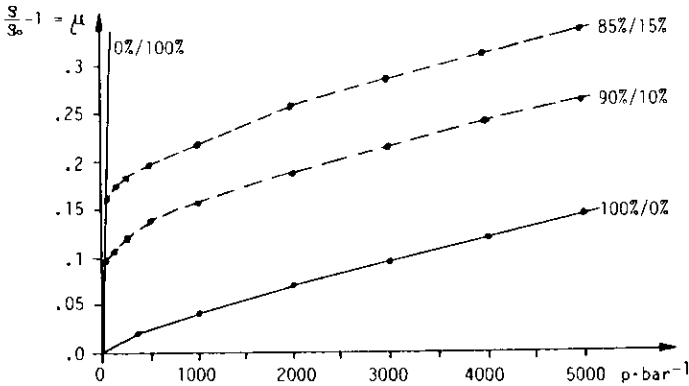


Abb. 2: Kompressibilitäten von Vogelerersatzmaterialien und ihrer Bestandteile mit Angabe von Wasser /Luftanteil

Mit einem Ersatzmaterial aus 90 Prozent Wasser und 10 Prozent Luft sowie verschieden geformten Vogelmodellen wurden von WILBECK (1981) angegebene Versuchsergebnisse nachgerechnet (Abb. 3). Die Druckverläufe zu den Modellen A, B und C weichen deutlich von gemessenen Verläufen (Abb. 1) ab. Insbesondere entstehen beim Aufprall der Abstufungen der Modelle B und C mehrere starke Druckwellen, wie sie im Versuch nicht beobachtet werden. Erst die Verwendung des Modellkörpers D, eines Zylinders mit halbkugelförmigen Enden, führt zu realistischen Druckverläufen.

Von Metallbauteilen ist bekannt, daß ihre maßgebliche Belastung vom Abfließdruck herrührt, während der Hugoniot-Druck als extrem kurzzeitiger Impuls oft vernachlässigt werden kann. Hier ist die Genauigkeit, mit der solche Spitzendrücke berechnet werden können, im allgemeinen nur ein Maß für die Leistungsfähigkeit des Rechenverfahrens. Ist der Hugoniot-Druck genau wiedergegeben, so kann man davon ausgehen, daß auch der einfacher darzustellende Abfließdruck richtig berechnet wird. Bei faserverstärkten Kunststoffen können - wie von GARG (1988) in einer zusammenfassenden Darstellung erläutert wird - Schockwellen zur Delamination führen. Der Hugoniotdruck kann zur Vorschädigung sowie Verminderung der Bauteilsteiifigkeit führen und der nachfolgende Abfließdruck zur vollständigen Zerstörung. Mit dem Vogelmodell D aus Abb. 3 und dem Ersatzmaterial aus 90 Prozent Wasser und dem Rest Luft wurden die Hugoniotdrucke zu Aufprallen mit verschiedenen Vogelmassen und Aufprallgeschwindigkeiten berechnet (Abb. 4).

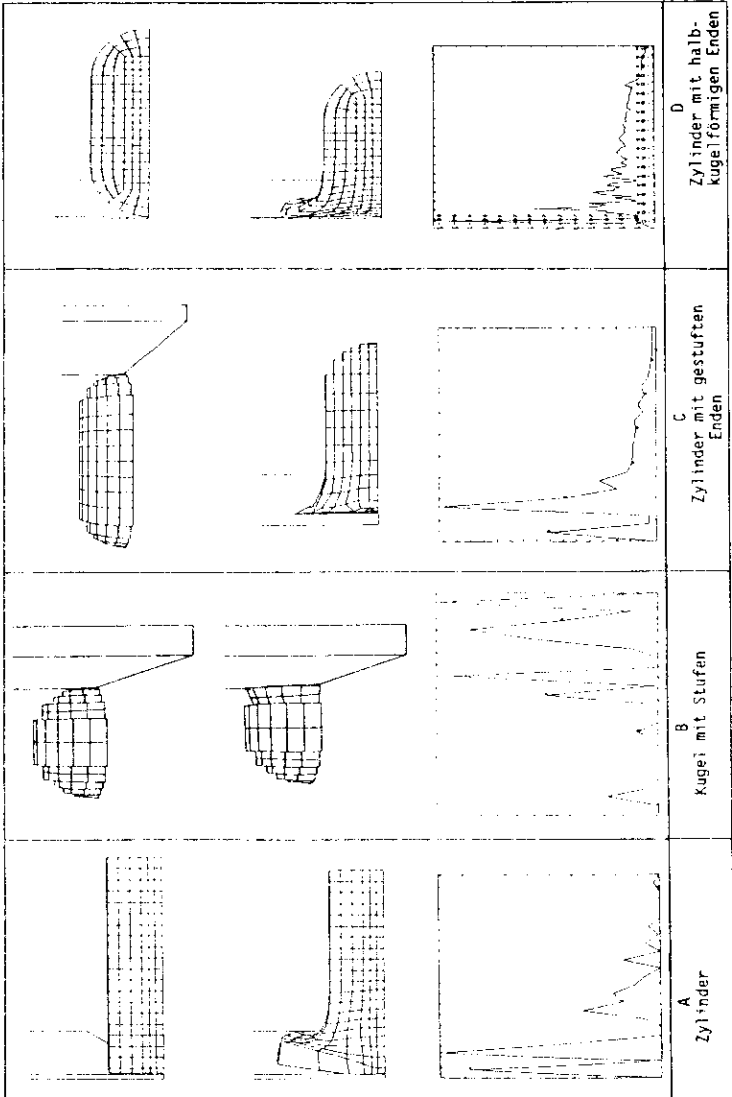


Abb. 3: Test verschiedener FE-Vogelmodelle durch Berechnung der Druckverläufe im Aufprallzentrum bei senkrechten Vogelschlägen auf ebene starre Platten

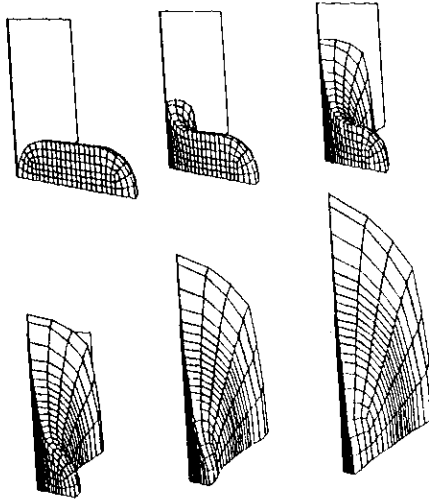


Abb. 4: Rechnerische Simulation des senkrechten Aufpralls auf eine starre ebene Wand mit einem Viertelmodell

In Abb. 5 sind die Rechenergebnisse in ein von WILBECK (1981) angegebenes Diagramm mit Versuchsergebnissen eingetragen. Mit einer Ausnahme liegen die Rechenergebnisse innerhalb der Versuchsstreuung.

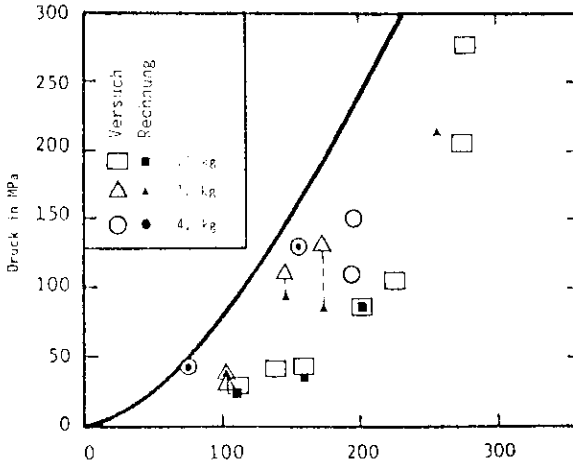


Abb. 5: Berechnete und gemessene Hugoniotdrücke bei senkrechten Vogelschlägen auf eine ebene starre Platte

Bei Vogelschlagrechnungen mit einem Vogelersatzmaterial ohne innere Reibung treten die Druckmaxima an den Rändern der Aufschlagflächen auf, während sie nach Messungen von WILBECK (1981) in den Aufschlagzentren liegen sollten. Außerdem hat dieses Modellmaterial den Nachteil, im Verlauf der Rechnung immer weiter zu fließen, bis die Rechnung wegen zerstörter Elemente einbricht. Beide Probleme sollen in Zukunft durch ein viskoses Materialgesetz behoben werden, das in DYNA3D implementiert wurde. Eine kurze Beschreibung ist im Anhang enthalten. Abb. 6 zeigt qualitativ eine erste Studie zum Einfluß der Volumen- und Scherviskosität auf den Aufprallvorgang.

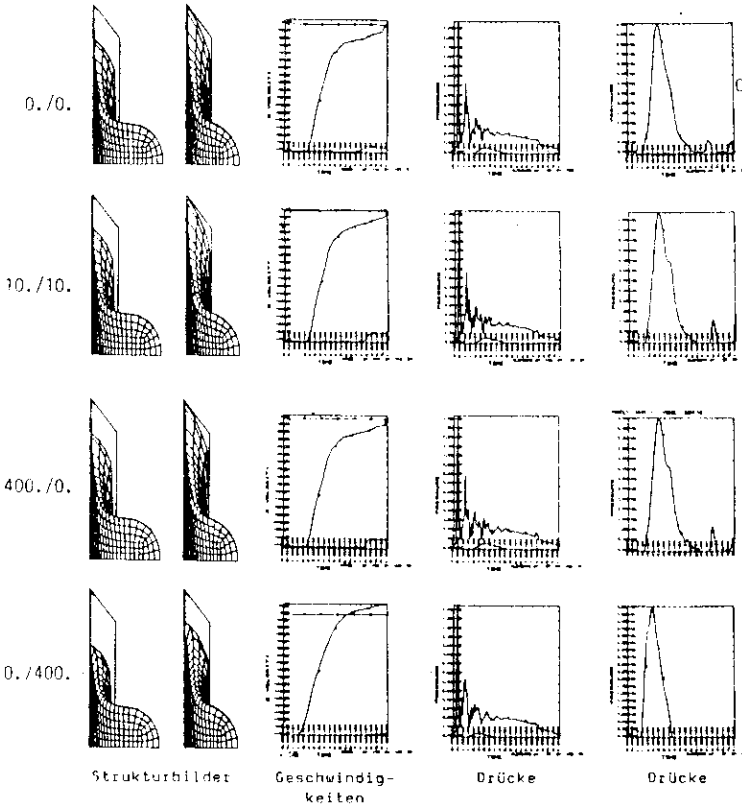


Abb. 6: Einflüsse von Volumen- und Scherviskosität bei der Simulation von senkrechten Aufprallen auf ebene starre Wände. Scherviskosität/Druckviskosität links neben jeder Bildreihe. Basiseinheiten kg, m, s.

5.3 Simulation von Vogelschlägen auf Triebwerksteile

5.3.1 Eintrittskonus

In Abb. 7 ist die Simulation eines Vogelschlages mit der Vogelmasse 1 kg und der Aufprallgeschwindigkeit 170 m/s auf einen Eintrittskonus aus TiCu2 mit 4 mm Wandstärke dargestellt. Die Strukturbilder 1 bis 3 in der oberen Bildreihe dokumentieren die Zerstörung des Bauteiles. Um Rechenzeit zu sparen, wurde die Symmetrie des Vorgangs ausgenutzt und die Rechnungen mit einem Halbmodell durchgeführt. Die unteren beiden Strukturbilder zeigen als Rückansichten die Schnittflächen. Vom Eintrittskonus wurde nur ein Ausschnitt modelliert und die Umgebung durch eine starre Einspannung ersetzt. Die Zerstörung des Bauteils ist auch aus dem rechts unten in Abb. 7 dargestellten Verlauf der von Mises-Vergleichsspannungen in 3 Punkten an der Aufprallstelle ersichtlich, die formal bis weit über die Bruchgrenze berechnet werden.

5.3.2 Eintrittslaufschaukel

Trifft ein Vogel auf das Laufschaukelgitter eines Triebwerks, so wird er in Scheiben geschnitten. Abb. 8 zeigt die Simulation des Aufpralls einer solchen Vogelscheibe auf die entsprechende Laufschaukel. Der Vogel mit der Gesamtmasse 442 g fliegt mit einer Geschwindigkeit von 100 m/s relativ zum Flugzeug. Die Schaukel aus dem Material TiAl6V4 hat eine Umfangsgeschwindigkeit von 400 m/s an ihrer Spitze. In drei Punkten an der Aufprallstelle der Schaukel wurden von Mises-Vergleichsspannungen berechnet und im Diagramm von Abb. 8 dargestellt. Sie reichen weit in den plastischen Bereich. In Abb. 9 ist ein erster Versuch dargestellt, das Abschießen von Schaukelteilen zu simulieren.

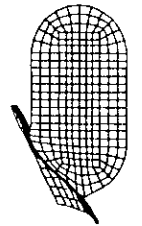
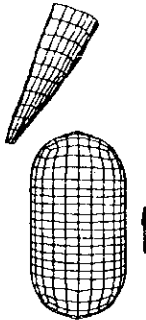
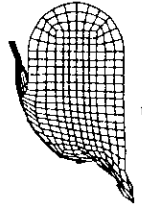
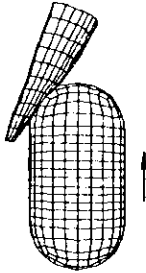
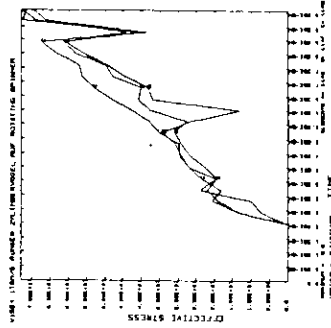
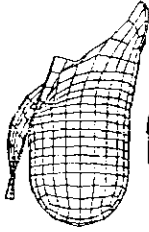


Abb. 7: Simulation eines Vogelschlages auf den Eintrittskonus eines Triebwerks, Strukturbilder und von Mises-Vergleichsspannungen in drei Punkten an der Aufschlagstelle am Eintrittskonus

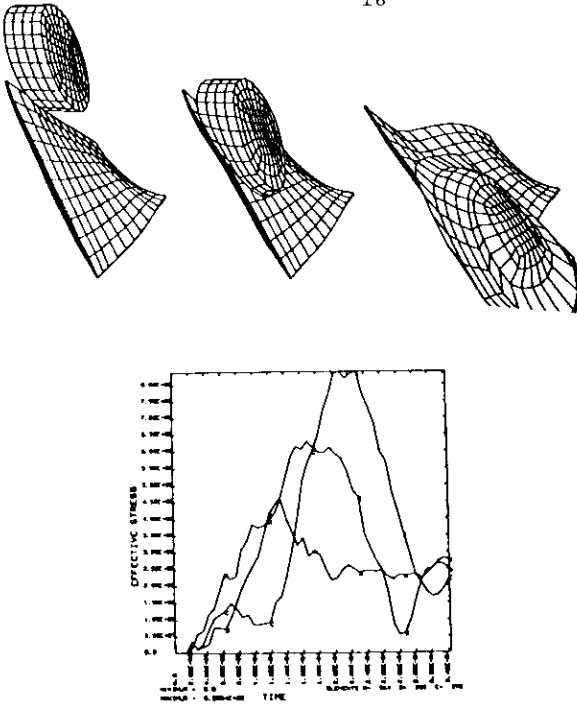


Abb. 8: Berechnung eines Vogelschlages auf eine Eintritts-
schaufel eines Triebwerkes, Strukturbilder und von
Mises-Vergleichsspannungen in drei Punkten an der
Aufprallstelle der Schaufel

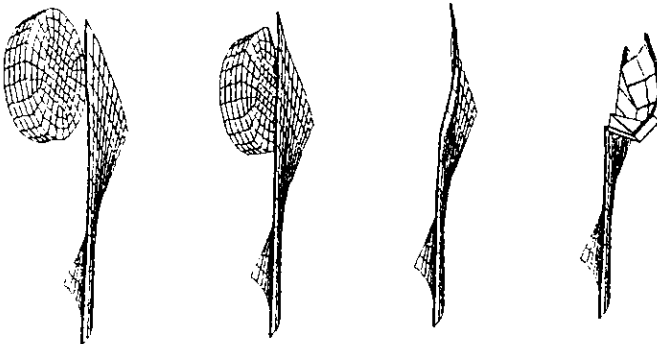


Abb. 9: Abschießen einer Schaufelecke durch Vogelschlag

Anhang: Fluidisches Materialgesetz mit Scher- und Volumenviskosität

Die Cauchy-Spannungen \mathbf{t}_{ij} werden aufgeteilt in den Deviator \mathbf{s}_{ij} und den Kugelanteil $-\rho\delta_{ij}$ mit dem mittleren Druck p .

$$\mathbf{t}_{ij} = \mathbf{s}_{ij} - \rho\delta_{ij}, \quad p = -1/3t_{kk}. \quad (1)$$

Für beide Anteile wird ein eigenes Materialgesetz vorausgesetzt. Die Jaumannschen Spannungsgeschwindigkeiten können getrennt definiert werden:

$$\dot{\mathbf{s}}_{ij} = \overset{\nabla}{\mathbf{s}}_{ij} + s_{ik}w_{jk} + s_{jk}w_{ik}, \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{\rho}\delta_{ij} &= \overset{\nabla}{\rho}\delta_{ij} + \rho\delta_{ik}w_{jk} + \rho\delta_{jk}w_{ik}, \\ \dot{\rho} &= \overset{\nabla}{\rho}. \end{aligned} \quad (3)$$

Dabei ist \mathbf{w}_{ij} der Spintensor. Der Spannungsdeviator \mathbf{s}_{ij} ist mit dem Deviator $\dot{\boldsymbol{\epsilon}}_{ij}$ der Verzerrungsgeschwindigkeiten durch das hypoelastische Materialgesetz verbunden.

$$\overset{\nabla}{\mathbf{s}}_{ij} = c_{ijkl}\dot{\boldsymbol{\epsilon}}'_{kl}, \quad (4)$$

$$\dot{\boldsymbol{\epsilon}}'_{ij} = \dot{\boldsymbol{\epsilon}}_{ij} - \frac{1}{3}\dot{\boldsymbol{\epsilon}}_{kk}\delta_{ij}. \quad (5)$$

c_{ijkl} ist ein Materialtensor. Der Druck p wird in Form einer im allgemeinen nichtlinearen Zustandsgleichung als Funktion der spezifischen inneren Energie E angenommen.

$$p = f(E) \quad (6)$$

Die numerische Integration der Gleichungen (2), (4) mit gemischten zentralen und Vorwärtsdifferenzen führt auf

$$s_{ij}^{n+1} = s_{ij}^n + (C_{ijkl} \dot{\epsilon}_{kl}^{n+\frac{1}{2}} + s_{ip}^n w_{jp}^{n+\frac{1}{2}} + s_{jp}^n w_{ip}^{n+\frac{1}{2}}) \Delta t^{n+\frac{1}{2}}. \quad (7)$$

Die Verwendung von Spannungen s_{ij}^n an "ganzen" Stützstellen n anstatt "halben" $n + \frac{1}{2}$ ist notwendig, da die Spannungen bei dem in DYN3D verwendeten numerischen Konzept nur an ganzen Stützstellen zur Verfügung stehen (HALQUIST, 1983). Der gesamte Spannungstensor zum Zeitpunkt t^{n+1} ergibt sich wegen Gleichung (1) zu

$$t_{ij}^{n+1} = s_{ij}^{n+1} - p^{n+1} \delta_{ij}. \quad (8)$$

Die Integration der Gleichungen (3) und (6) kann übernommen werden, wie sie im theory manual geschildert ist.

Die Gleichungen (8) und (7) müssen so modifiziert werden, daß sie die Form des Navier Poissonschen Gesetzes für kompressible Flüssigkeiten mit Volumenviskosität λ und Scher-
viskosität μ ,

$$t_{ij}^{n+1} = -p^{n+1} \delta_{ij} + \lambda \dot{\epsilon}_{kk}^{n+1} \delta_{ij} + 2\mu \epsilon_{ij}^{n+1}, \quad (9)$$

annehmen. Der erste, dritte und vierte Summand sowie der Faktor $\Delta t^{n+\frac{1}{2}}$ auf der rechten Seite von Gleichung (7) sind zu streichen.

$C_{ijkl} \dot{\epsilon}_{kl}^{n+\frac{1}{2}}$ ist durch $\lambda \dot{\epsilon}_{kk}^{n+1} \delta_{ij} + 2\mu \dot{\epsilon}_{ij}^{n+1}$ zu ersetzen.

Die Verzerrungsgeschwindigkeiten werden nur an halben Stützstellen berechnet (HALQUIST, 1983). Deshalb kann statt der genaueren Formel (9) nur die Näherung

$$t_{ij}^{n+1} = -p^{n+1} \delta_{ij} + \lambda \dot{\epsilon}_{kk}^{n+\frac{1}{2}} \delta_{ij} + 2\mu \dot{\epsilon}_{ij}^{n+\frac{1}{2}}$$

implementiert werden. Der Fehler ist in der gleichen Größenordnung wie er entsteht, wenn man von zentralen auf Vorwärtsdifferenzen übergeht.

6. Literatur

- ALEXANDER, A., 1981:
Interactive Multi-Mode Blade Impact Analysis; ASEM -Gas Turbine Conference & Products Show, Houston.
- BARBER, J.P., TAYLOR, H.R. and WILBECK, J.S., 1975:
Characterization of Bird Impact on a Rigid Plate; AFFDL-TR-75-5, Dayton.
- BARBER, J.P., TAYLOR, H.P. and WILBECK, J.S., 1978:
Bird Impact Forces and Pressures on Rigid and Compliant Targets; AFFDL-TR-77-60, Dayton.
- BERTKE, R.S., 1982:
Local Leading Edge Damage from Hard Particle and Soft Body Impacts; General Electric Co., Ohio.
- BROCKMAN, R.A., 1984:
Finite Element Analysis of Soft Body Impact; AFWAL-TR-84-3035, Dayton.
- CASSENTI, B.N., 1979:
Hignonit Pressure Loading in Soft Body Impacts; AIAA Paper 79-0782, East Hartford.
- CHALLITA, A., BARBER, J.P., 1979:
The Scaling of Bird Impact Loads; AFFDL-TR-79-3042, Dayton.
- COKER, M.J., MAGNUSSON, R.H., 1978:
High Speed Bird Impact Testing of Aircraft Transparencies; Douglas Aircraft Co., Long Beach.
- CORNELL, R.W., 1976:
Elementary Three-Dimensional Interactive Rotor Blade Impact Analysis; Trans. ASME, Journal of Engineering for Power, pp. 480-486.
- DAHL, H. 1984:
Bird Strike Committee Europe; Proceedings, Conference and Training Workshop on Wildlife Hazards to Aircraft, Charleston.
- DENKE, P.H., 1977:
Aircraft Windshield Bird Impact Mathematical Model, Part 1, Theorie and Application; Wright-Patterson AFB, Ohio.
- EIDE, G.R., 1977:
Aircraft Windshield Bird Impact Mathematical Modell, Part 2, User's Manual; AFFDL-TR-77-99-PT-2, Long Beach.
- ENGBLOM, J.J., 1980:
Coupled Fluid/Structure Response Predictions for Soft Body Impact of Airfoil Configurations; Emerging Technology Conference, San Francisco.
- FONDON, J.P., PERSSON, K.I., 1983:
Investigation Concerning Improvements of the SAAB 37 Windshield Bird Strike Resistance; Saab-Scaniad, A.B., Linköping.
- GARG, A.C., 1988:
Delamination - A Damage Mode in Composite Structures; Engineering Fracture Mechanics, 29, pp. 557-584.

GOURLEY, W.E., LITTELL, H.E. Jr., 1983:
Development of Lightweight Commercial Aircraft Windshields with New High Strength Glasses; PPG Industries Inc., Pittsburgh.

GRAFF, J., STOLTZE, L. and VARHOLAK, E.M., 1976:
Composite Fan Blade Impact Improvement; Hamilton Standard Div., Windsor Locks.

HALQUIST, H.O., 1983:
Theoretical Manual for DYNA3D; Lawrence Livermore.

HALQUIST, H.O., BENSON, D.J., 1986:
DYNA3D User's Manual; Lawrence Livermore.

HEATH, J.B.R., GOULD, R.W., 1983:
Degradation of the Bird Impact Resistance of Polycarbonate; National Research Council of Canada, Ottawa.

HILD, J. 1974:
Das Vogelschlagproblem in der Verhütung von Störungen, Zwischenfällen und Unfällen mit Luftfahrzeugen der Bundeswehr; Fachliche Mitteilung, Amt für Wehrgeophysik, 176.

HILD, J. 1981:
Vogelschlag und Flugsicherheit; Aerokurier, 10, p. 1286-1288.

IKEDA, T., MIYACHI, T. and SO FUE, Y., 1985:
Fundamental Investigation on the Impact Strength of Hollow Fan Blades; National Aerospace Laboratory, Tokyo.

JOHNS, R.H., 1974:
FOD Impact Testing of Composite Fan Blades; National Aeronautics and Space Administration, Cleveland.

KEIL, W., 1981:
Die Entwicklung des Deutschen Ausschusses zur Verhütung von Vogelschlägen im Luftverkehr; Vogel und Luftverkehr, 1, S. 6-10.

LAWSON, M., 1987:
Supersonic Simulation of a Bird Strike on a Turbofan Aero Engine; Finite Elemente News, pp. 10-11.

MATTINGLY, A., 1976:
Reducing the Bird Strike Hazard; Airport Forum, 4, pp. 13-28.

MCCARTY, R.E., 1980:
Finite Elemente Analysis of F-16 Aircraft Canopy Dynamic Response to Bird Impact Loading; AIAA-Paper 80-0804, Wright-Patterson AFB, Ohio.

MCCARTY, R.E., 1983:
MAGNA (Materially and Geometrically Nonlinear Analysis) Computer Simulation of Bird Impact on the F-15 Aircraft Canopy; Wright-Patterson AFB, Ohio.

MCCARTY, R.E., 1984:
Aircraft Transparency Bird Impact Analysis Using the MAGNA Computer Program; Proceedings, Conference and Training Workshop on Wildlife Hazards to Aircraft, Charleston.

MORRIS, R.C., 1977:
Aircraft Windshield Bird Impact Mathematical Model, Part 3, Programming Manual; AFFDL-TR-77-99-PT-3, Long Beach.

NASH, R., 1983:
Parametric Studies of the T-38 Student Windshield Using the Finite Elements of Code MAGNA (Materially and Geometrically Nonlinear Analysis); Dayton University, Dayton

NIERING, E., 1988:
Berechnung von Vogelschlägen mit DYNA3D; interner MTU-Bericht, München.

N.N., 1982:
Manual on the ICAO Bird Strike Information System (IBIS); International Civil Aviation Organization, Montreal.

OINNELL, W.R., 1983:
In-Flight Measurement of Pressure Distribution over T-38 Student Canopy; Wright-Patterson AFB, Ohio.

RAVENHALL, R., SALEMME, C.T., 1978:
Program for Impact Testing of Spar-Shell Fan Blades; General Electric Co., Cincinnati.

SCHACH, W. von, 1934:
Umlenkung eines freien Flüssigkeitsstrahles an einer ebenen Platte; Ingenieur-Archiv, 5, pp. 245-265.

SCHACH, W. von, 1935:
Umlenkung eines kreisförmigen Flüssigkeitsstrahles an einer ebenen Platte senkrecht zur Strömungsrichtung; Ingenieur-Archiv, 6, pp. 51-59.

SIMMONS, R., STENGER, G.J., 1983:
Bird Impact Evaluation of the F/RP-4 Transparency System; Wright-Patterson AFB, Ohio.

STORACE, A.F., 1982:
Foreign Object Impact Design Criteria; AFAPL-TR-78-81, Cincinnati.

WELSH, C.J., CENTONZE, V., 1986:
Aircraft Transparency Testing - Artificial Birds; Arnold Engineering Development Center, Tennessee.

WEST, B.S., 1980:
Alternate T-38 Transparency Development, Part II; Dayton University, Dayton.

WILBECK, J.S., 1978:
Bird Impact Loading; Proc. Shock and Vibration Bulletin, 48, pp. 115-222.

WILBECK, J.S., 1981:
The Development of a Substitute Bird Model; Trans. ASME, Journal of Engineering for Power, 103, pp. 725-730.

Anschrift des Verfassers:

Dipl.Ing. (TU) Erich Niering
Lerchenauer Str. 45

8000 München 40