

# Leichtbau im Hubschrauber

unter Berücksichtigung multifunktionaler Eigenschaften



Was bedeutet eigentlich Leichtbau im Hubschrauber? Es handelt sich hier um ein Zusammenwirken mehrerer Fachgebiete, die die vielen speziellen Funktionen im Hubschrauber beschreiben, um ein möglichst geringes Strukturgewicht zu erzielen. Im Idealfall können ganze Baugruppen entfallen, deren Eigenschaften durch eine erhöhte Multifunktionalität in andere Strukturen integriert werden. Unterschiedliche Probleme sind zu lösen: Festigkeit, Lebensdauer unter dynamischen Lasten, Schadenstoleranz nach Schlagbeanspruchung, Steifigkeit, Vibrationen, Frequenzen und Dämpfung, Crashfähigkeit der Zellenstruktur, Außenlärm, Innenkomfort sowie geringe Betriebs- und Herstellkosten.

## 1. Einführung

Hier soll die Evolution des Leichtbaus im Hubschrauber anhand der Entwicklung von Rotorsystemen und Zellenstrukturen bei Eurocopter Deutschland (ECD) gezeigt werden. Ähnliche Entwicklungen finden wir z.B. auch in England, Frankreich, Italien und USA. Die frühen Entwicklungen der späten 50er Jahre bei MBB zeigen eine intensive Verbindung zum Forschungsstandort Stuttgart, wurden doch dortige Ergebnisse der Faserverbundentwicklung in die Konstruktion der Rotorblätter eingebracht. Die Serienausführung des Helitrainers Bölkow BO 102, dessen Vorführgerät Mitte 1959 fertig gestellt wurde, besaß einen Einblattrotor mit Gegengewicht. Bemerkenswert ist die Tatsache, dass bei diesem Projekt zum ersten Male Rotorblätter aus Glasfaserverbundwerkstoff serienmäßig ohne Beanstandungen über längere Betriebszeiten verwendet werden konnten.

Damit begann der Einsatz von Faserverbundblättern für die Rotoren der Bölkow-Hub-

schrauber BO 103, BO 105, BO 106 und BK 117. Die von Hütter und Hänle entwickelten Schlaufenkrafteinleitungen wurden damals übernommen und weiterentwickelt. Der Leichtbau-Effekt ergab sich durch konstruktive Vereinfachungen aufgrund der Einsparung der gelenkigen Anschlüsse. Damit besitzen die Faserverbundblätter eine wesentlich erhöhte Lebensdauer gegenüber den Metallblättern.

Der Startschuss zur Entwicklung der BO 105 fiel 1963, der Erstflug erfolgte am 17.2.1967. Das herausragende Merkmal dieses Hubschraubers, von dem etwa 1.500 Einheiten gebaut wurden, ist der gelenklose Rotor mit Titanrotorkopf und GFK-Blättern. Diese Blätter haben eine lange Lebensdauer und integrieren die Funktionen des Schlag- und Schwenkgelenkes im biegeelastischen Blatthals. (Schlagen bedeutet eine Blattbewegung nach oben und unten, Schwenken eine Bewegung nach vorne und hinten.) Hier wird die Multifunktionalität des Rotorblattes deutlich. Bei einer konsequenten Weiterentwicklung

blieb noch die Aufgabe, die Drehlager zur Blattverstellung zu ersetzen und als Drillgelenk in das Blatt zu integrieren. Diese Aufgabe wurde mit der Blattentwicklung der EC 135 gelöst. Damit wurde auch der etwa 60 kg schwere Titanrotorkopf überflüssig. Inzwischen, nach dem Erstflug am 15.2.1994, wurden bereits mehr als 500 Hubschrauber ausgeliefert und über 2.000 Blätter gefertigt.

Der multifunktionale Leichtbau kann auch im Zellenbau durch die Verwendung von Faserverbunden zur Anwendung kommen. Hier werden die Forderungen bezüglich Crashesicherheit in Leichtbaustrukturen eingearbeitet. Auch hier konnte das Wissen der Stuttgarter Forschungsinstitutionen genutzt werden. Die intensive Zusammenarbeit mit Herrn Kindervater beim DLR führte zu crashtoleranten Leichtbauweisen, die in die Hubschrauber TIGER, ALH und NH90-Zelle eingeführt wurden.

Die crashtolerante kohlefaserverstärkte Sandwichstruktur bewährte sich im Crashversuch der NH90 Zelle. Der Erstflug dieses militärischen Transporthubschraubers NH90 fand am 18.12.1995 statt. Die Eigenschaften der Hubschrauberstrukturen werden in den folgenden Kapiteln anhand von Beispielen der Entwicklung gezeigt. Dabei ist die Anwendung von Faserverbundwerkstoffen von großer Bedeutung.

## 2. Faserverbunde als wichtigster Leichtbauwerkstoff im Hubschrauber

In (01) sind die mechanischen Eigenschaften von unidirektionalen Laminaten mit einem Faservolumenanteil von 60 Prozent dargestellt. Sie stellen die werkstoffseitige Basis des Leichtbaus dar. Bei den auf das Gewicht bezogenen Eigenschaften erkennt man, dass die spezifische Zugfestigkeit bedeutend höher ist als die der Metalle und von Holz. Die Werte für die Faserverbunde sind hingegen annähernd gleich hoch. Dies gilt jedoch nicht für die Druckfestigkeit, haben doch Aramidfaser- und hochmodulige Kohlefaserverbunde nur eine geringe Druckfestigkeit. Nur bei Glasfasern und hochfesten Kohlefaserverbunden entspricht die Druckfestigkeit der Zugfestigkeit.

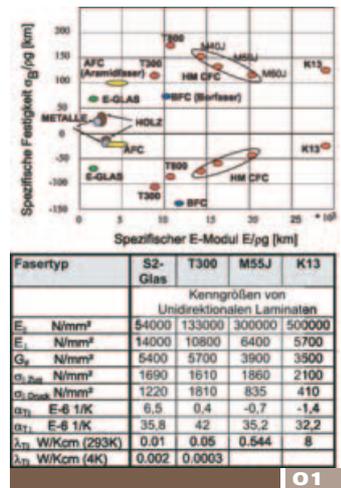
Die absoluten Steifigkeiten sind stark abhängig von der Faserart, bei Glasfaserverbunden sind sie wesentlich geringer als z. B. bei dem K13 Kohlefaserverbund. Der Elastizitätsmodul des K13-Verbundes ist mit  $500.000 \text{ N/mm}^2$  mehr als doppelt so hoch wie der von Stahl. Der Wärmeausdehnungskoeffizient sinkt mit der Erhöhung der Steifigkeit und beträgt  $-1,4 \cdot 10^{-6} / \text{K}$  bei dem K13-Verbund in Faserrichtung. Beachtenswert ist die außerordentlich hohe Wärmeleitfähigkeit des K13-Verbundes. Gerade für Strukturen unter hoher Temperaturbelastung ist eine hohe Wärmeleitung vorteilhaft. Die dynamische Festigkeit der Faserverbunde ist sehr hoch und entsprechend flach verlaufene Wöhlerkurven. Weiterhin ergeben Kerben nur geringe Abminderungen bei der Festigkeit.

Ein Nachteil der Faserverbunde gegenüber Metallen besteht in der Empfindlichkeit gegenüber Schlagbelastung. Außerdem können hohe Temperaturen und Feuchte die Steifigkeit und Festigkeit deutlich mindern.

## 3. Die Entwicklung der Rotoren

Bei der BO 105 kam der weltweit erste gelenklose Serienrotor zum Einsatz. Dessen Weiterentwicklung führte zum Rotor der BK 117. Dieser Hubschrauber wurde gemeinsam von MBB und KAWASAKI entwickelt und flog 1979 zum ersten Mal. Einige wesentliche Änderungen wurden insbesondere bei der Konstruktion des Blattes eingeführt. Um die Torsionssteifigkeit der Blattspitze zu erhöhen, wurde für die Blatthaut Kohlefaserverbundgewebe anstelle von Glasgewebe verwendet. Die BK 117 wurde inzwischen zur Eurocopter EC 145 weiterentwickelt, die im Jahre 2000 ihren Erstflug hatte. Auch hier war der BO 105 Rotor der Ausgangspunkt für die Entwicklung des Rotors für die EC 145.

Für die Unidirektionallagen wurde jetzt R-Glas anstelle von E-Glas verwendet, um den höheren Lasten zu begegnen. Der Blatt-Krafteinleitungsbeschlag wurde modifiziert und mit einem Teflon-Liner belegt, um eine langfristig konstante Schwenkdämpfung zu gewährleisten. Die neue Blattformgeometrie entspricht den heutigen Aerodynamik-Anforderungen. Inzwischen wurden etwa 100 Einheiten



Mechanische Eigenschaften von unidirektionalen Laminaten mit einem Faservolumenanteil von 60 Prozent.

ausgeliefert und mehr als 300 Hubschrauber in einem Großauftrag vom amerikanischen Heer bestellt. Eine andere wesentliche Neuentwicklung war die EC 135 mit dem lagerlosen Flexbeamrotor, hier konnte das Gewicht des Titanmittelteiles entfallen (**02 s. Kap. 3.2**). Eine Weiterentwicklung der EC 145 mit einem neuen Rotor für ein erhöhtes Abfluggewicht stellt der ATR (Advanced Technology Rotor) dar. Dieser 5-Blattrotor basiert auf dem Flexbeam-Rotor der EC 135. Ein entscheidender Meilenstein der Rotortechnologie konnte im April 2006 durch die erfolgreiche Flugerprobung erreicht werden. Durch die Verringerung des Vibrationsniveaus kann auf die schweren sonst notwendigen Tilger verzichtet werden. Damit wird durch Systemänderung Leichtbau erzielt.



### 3.1 Nachweismethoden für Faserverbundstrukturen zur Erfüllung von Zulassungsrichtlinien

Der Hubschrauber EC 135 wurde nach den Vorschriften JAR 27 bzw. FAR 27 „Small Rotorcraft“ der europäischen bzw. amerikanischen Luftfahrtbehörde zugelassen. Die EC 145 wurde dagegen nach der FAR 29 für Hubschrauber über 6.000 lbs. Gewicht [engl. Pfund] nachgewiesen. Ganz ähnliche Methoden der Nachweisführung haben militärische Hubschrauber, wie z.B. der NH90, zu erfüllen. Außerdem hat das deutsche Luftfahrt-Bundesamt Sonderbedingungen für die Anforderungen an Faserverbundstrukturen herausgegeben. Einige Bedingungen lauten:

- Fertigungsfehler und mögliche Schäden müssen bei der Festigkeit berücksichtigt werden.
- Die Inspektionszeiten und -methoden müssen bestimmt und nachgewiesen werden.
- Die Restfestigkeit des Bauteils muss nach dem dynamischen Versuch unter Berücksichtigung von Temperatur und Feuchte bestimmt werden.
- Die Material- und Fertigungsstreuung muss berücksichtigt werden.
- Klebungen müssen unter Berücksichtigung von Schadenstoleranz nachgewiesen werden.

Die Versuche sollten gemäß der so genannten Testpyramide vorgenommen werden. Mit kleinen Proben werden die Daten der Statistik und die Grundwerte der Festigkeit und Steifigkeit ermittelt. ECD verwendet standardisierte Kleinproben, das sind Lang- und Kurzbiegeproben, die unter Dreipunktbiegung belastet werden. Damit lassen sich die Biege- und die Schubfestigkeit der Faserverbundwerkstoffe ermitteln. Daraus werden die statistischen A- und B-Werte bestimmt. Temperatur und Feuchte werden bei den statischen Versuchen berücksichtigt. Mit immer umfangreicheren Strukturen werden weitere Daten erzeugt. Dann werden Teile der Gesamtstruktur bezüglich Steifigkeit und Festigkeit geprüft. Die dynamisch belasteten Bauteile werden heute nach dem „Flaw Tolerant Safe Life“ Prinzip oder gemäß der „Fail-Safe“ Methode nach §29 (§27).571 „Fatigue Tolerance Evaluation“ nachgewiesen. Bei Faserverbundblättern wird üblicherweise die „Flaw Tolerant Safe Life“ Methode verwendet. Dazu wird zunächst mit Hilfe von Versuchen eine Mittelwertwöhlerkurve für die Festigkeit ermittelt. Bei ECD wird mit Erfolg eine 4-parametrische Weibullfunktion für die Darstellung der Versuchswerte gewählt. Diese Kurve wird dann statistisch abgemindert, um die geforderte Sicherheit zu gewährleisten.

Mit Hilfe eines gegebenen Einsatzspektrums und dem daraus abgeleiteten Lastspektrum lässt sich durch die lineare Schadensakkumulation (Miner-Regel) die Lebensdauer bestimmen. Der abschließende Restfestigkeitsversuch ergibt den notwendigen Schadenstoleranznachweis. Die größeren Teststücke werden üblicherweise durch eine lokale Schlagbelastung mit einem vorgegebenen Impactor beansprucht. Die Auswirkung auf das Festigkeitsverhalten wird dann geprüft.

Bei den Zellenstrukturen werden häufig ebenfalls Ermüdungsversuche durchgeführt (z. B. EC 135). Bei Strukturen aus Kohlefaserverbunden, wie z. B. beim Transporthubschrauber NH90, ergibt sich nur eine geringe Schädigung durch dynamische Belastung, so dass auf einen Ermüdungstest der Zelle verzichtet werden konnte. Das gilt allerdings nicht für

Krafteinleitungen und Beschläge. Der statische Versuch berücksichtigt die Festigkeitsabminderungen bei Temperatur und Feuchte sowie Schäden durch Schlagbelastung.

Qualitätsprüfverfahren werden benutzt, um die Fertigung der Bauteile zu überwachen und deren Zustand zu prüfen. Seit 15 Jahren wird bei ECD in großem Umfang die Computertomographie für die Bestimmung von Fertigungsfehlern bei Rotorblättern eingesetzt. Harznester, Lufteinschlüsse und Wellen können gut erkannt werden. Die Porosität von Zellenstrukturen wird mit Hilfe der Ultraschallmethode bestimmt und die Festigkeitsminderung im Probenversuch ermittelt. Für die Güte der Fertigungsqualität der Strukturen ist die Qualitätssicherung insbesondere mit Hilfe der zerstörungsfreien Prüfung von großer Bedeutung und eine wichtige Grundlage für den ausreichend dimensionierten Leichtbau.

### 3.2 Das EC 135 Rotorblatt mit dem Flexbeam als Strukturelement

Bei dem Rotorblatt der EC 135 wird nicht nur auf die Gelenke verzichtet, sondern auch auf das Lager zur Blattwinkelverstellung. Diese Aufgabe übernimmt nun der als Flexbeam bezeichnete Blatthals, der biegeelastisch in Schlag- und Schwenkrichtung sowie drillelastisch ausgebildet ist. **(03)** zeigt die EC 135 im Rettungseinsatz und wesentliche Elemente des Blattes wie Blattanschluss, Flexbeam, Steuertüte und Schwenkdämpfer.

Die „Fail-Safe-Konstruktion“ des Flexbeams der EC 135 ist für dynamische Anforderungen und Lasten ausdimensioniert und enthält folgende Aufgabenelemente:

1. Blattanschluss
2. fiktives Schlaggelenk
3. drillelastisches Gelenk mit einbezogenem fiktivem Schwenkgelenk und
4. Übergangsbereich zum homogenen Blattbereich und zur Steuertüte

Der gesamte Flexbeam besteht aus unidirektionalen E-Glas-Prepreg-Lagen sowie Gewebe-Lagen für die Schubübertragung und Formerhaltung. Für die Lastübertragung am Blattanschluss werden vier Schlaufen

als zwei Doppelschlaufen ausgebildet, die die Schlag-, Schwenk- und Torsionsmomente sowie die Fliehkraft übertragen. Dieser relativ massive Anschluss verjüngt sich schnell in das blattfederartige Schlaggelenk, welches die vorgegebenen Schlagbewegungen überträgt. In einem kurzen Übergangsbereich werden die Faserlagen zu einem Kreuzprofil geformt. Dieses drillelastische Element ist als wölbfreies Profil konstruiert, um keine zusätzlichen Wölblängsspannungen auf den Gurt zu übertragen. Die verhältnismäßig hohen vertikalen Stege des Kreuzprofils übernehmen die Schlagquerkräfte und tragen wesentlich zu dem geringen statischen Durchhang bei. Damit kann der sonst übliche Schlagstop eingespart werden. Der Flexbeam soll besonders kurz sein, um die aerodynamische Güte des Rotors nicht zu beeinträchtigen. So ist insbesondere die Länge des Drillelementes von etwa 50 cm weitaus geringer als bei vergleichbaren Rotoren der Konkurrenz. Anschließend folgt der Übergangsbereich zum homogenen Blattbereich.

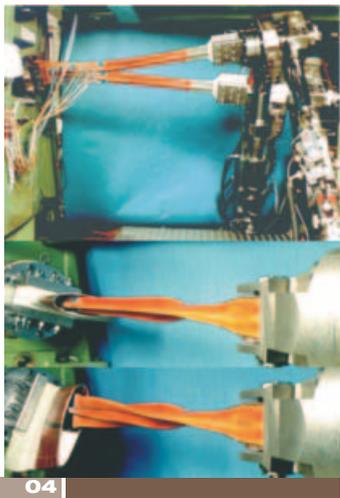
Die Steuertüte überträgt die Steuerwinkel auf das Rotorblatt. Sie wird mehrschnittig und formschlüssig mit dem veränderten Kreuzprofil verbunden. Zur Erzielung einer hohen Torsionssteifigkeit besteht sie aus einem Glasfaserverbandsandwich mit einer geringen Schlag- aber hohen Schwenkbiegesteifigkeit. Diese wird durch zusätzliche Kohlelagen erzielt. Am inneren Ende der Tüte befinden sich zwei Elastomerdämpfer, die in Schwenkrichtung wirken. Durch die Dämpfer wird die Steuertüte mit dem Flexbeam verbunden. Die Differenzverschiebung zwischen Dämpfer und Holm des Flexbeams wird zur Dämpfung genutzt. Um eine hohe Schadens-toleranz zu erhalten, geht die GFK-Haut der Tüte nahtlos in das homogene Blatt über. Damit wird eine wesentliche Kleb-trennstelle vermieden. Analog dazu stellt der Hauptgurt ebenfalls eine über die gesamte Länge des Blattes einheitliche Struktur dar.

Um das hohe Gewicht des Titanrotorkopfes der BO 105 einzusparen (60 kg) und um den Schlaggelenkabstand zu verringern, wurde der Flexbeam entwickelt. Der Schlaggelenkabstand ist das Maß für das fiktive Schlaggelenk in Prozent der Blattlänge. Er beträgt bei der BO 105 etwa 14.6



03

Das Hauptrotorblatt der EC 135 mit mehreren integrierten Funktionen.



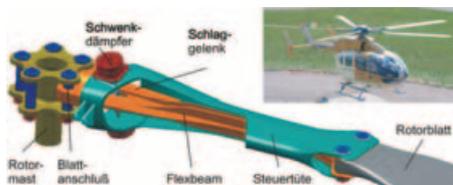
04

Der Flexbeam des EC 135 Blattes in der Prüfmaschine unter Biege- und Torsionsbelastung.

Prozent und bei der EC 135 etwa neun Prozent. Diese Reduktion wirkt sich positiv auf das Vibrationsverhalten des Hubschraubers aus und verbessert den Fluggastkomfort. Das anzustrebende Ziel, ein Kompromiss zwischen Steuerbarkeit und Komfort, beträgt etwa sechs Prozent. Dieser Wert konnte in etwa bei dem Advanced Technology Rotor (ATR) erreicht werden. Die Steuertüte der EC 135 wird mehrschnittig und formschlüssig mit dem veränderten Kreuzprofil verbunden. Beide Elemente formen dann das aerodynamische Blattprofil. Die Multifunktionalität des Blattes ist ein gutes Beispiel für den Leichtbau im Hubschrauber.

(04) zeigt den Flexbeam in der Prüfmaschine unter Biege- und Torsionsbelastung. Im oberen Teil des Bildes wird der Flexbeam am Blattanschluss eingespannt und in Schlag- und Schwenkrichtung gebogen, zusätzlich wird auch die Fliehkraft aufgebracht (150 kN). Im unteren Teil des Bildes ist das Drillelement unbelastet und verdreht dargestellt. Der Drillwinkel beträgt hier 100 Grad, wobei ebenfalls die Fliehkraft als Zusatzbelastung aufgebracht wurde. Der Prüfling blieb unbeschadet, der Drillwinkel war allein durch die Prüfmaschinenkapazität begrenzt.

### 3.3 Weiterentwicklung des lagerlosen Rotorsystems der EC 135 zum Advanced Technology Rotor (ATR)



05

Erprobungsflug der EC 145 mit einem 5-blättrigen Zukunftsrotor ATR.

Aufbauend auf dem innovativen Rotor der EC 135 wurde die „Lagerlose Hauptrotortechnologie“ in den vergangenen Jahren im Forschungsprojekt ATR weiterentwickelt. Wünschenswerte Merkmale der Bauweise und Auslegung waren:

- Geringes Gewicht für das Gesamtsystem „Hubschrauber“
- Ein geringerer Schlaggelenkabstand als bei der EC 135 zur Reduktion der Vibrationen
- Faltbarkeit aller Rotorblätter nach hinten
- Fünf statt der üblichen vier Rotorblätter zur Reduktion der Blatterregung
- Modularität der Einzelkomponenten
- Verbesserte aerodynamische Eigenschaften der Blätter
- Verringerter Außenlärm

Das Ziel der Entwicklung war ein leistungsfähiger Rotor für einen Hubschrauber zwischen 3.600 kg und 3.900 kg. Durch eine Verschiebung der wichtigsten Eigenfrequenzen reduziert sich die aerodynamische Anregung bei einem 5-Blatt-Rotor. Gegenüber einem 4-Blatt-Rotor sinkt die Zellenerregung um etwa 70 Prozent. Nach Auslegung, Konstruktion und Test der Komponenten wurde 2006 die Erprobung im Flug mit Erfolg durchgeführt. In (05) erkennt man die EC 145 S/N9001 mit dem ATR-Rotor beim Erstflug im April 2006 in Donauwörth. Die Auswertung von Flugmessungen ergibt einen Schlaggelenksabstand von 6,6 Prozent des Radius. Weiterhin sind folgende Konstruktionselemente dargestellt:

- Rotorkopf mit Rotormast und Blattanschluss
- Flexbeam mit Schlaggelenk und Trennstelle zum Rotorblatt
- Steuertüte mit Schwenkdämpfer und Bolzenanschluss zum Blatt

Der Rotorkopf des ATR enthält nur fünf Bolzen für fünf Blätter statt acht Bolzen für vier Blätter bei der EC 135. Das wird dadurch erreicht, dass die Anschlussarme gestuft angeordnet sind. Bei dem Konzept greift jeweils eine Anschlusschlaufe zwischen zwei Schlaufen des benachbarten Blattes. Die Befestigung am Rotorkopf erfolgt mit einem gemeinsamen Anschlussbolzen für jeweils zwei Blathälften. Durch den gewählten Anschluss der Blätter halbiert sich die Anzahl der Bolzen und damit verringern sich der Schlaggelenksabstand und zusätzlich das Gewicht.

Der Flexbeam wurde mit R-Glas-Unidirektionallagen und dem Prepregsystem M12 hergestellt. Durch den kompakten Aufbau des Rotorkopfes rückt das Schlaggelenk in Richtung des Rotormittelpunktes. Die Steuertüte hat wesentliche Merkmale der EC 135, zur Erhöhung der Schwenksteifigkeit wurden ebenfalls Kohlegurte angeordnet. Die Trennstelle ist ein zusätzliches Strukturelement, das eine Blattfaltung auch bei einem 5-Blattroter erlaubt. Der Vorteil dieser Anordnung gegenüber der EC 135 besteht darin, dass die Steuerstangen von der Faltung nicht beeinflusst werden. Außerdem liegt die Trennstelle in einem Bereich geringer Belastung.

Das Vibrationsniveau der EC 135 wird durch die Anordnung eines etwa 35 kg schweren Antiresonanz-Rotor-Isolations-Systems (ARIS) auf ein geringes Maß reduziert. Dieses Niveau wird beim ATR ohne Tilger erreicht, das bedeutet eine Einsparung von etwa 35 kg. Damit wird das Gewicht des fünften Blattes kompensiert. Damit wird wiederum beim Hubschrauber durch Systemveränderungen und multifunktionale Eigenschaften des Rotors notwendiger Leichtbau ermöglicht.

### 3.4. Entwicklung einer piezoelektrisch angetriebenen aktiven Blatt-Hinterkantenklappe zur Minderung der Vibrationen und des Außenlärms

Die Ziele und Visionen für die Einführung einer aktiven Blattsteuerung lauten:

- Unterdrückung der Kabinenvibrationen
- Verringerung des Außenlärms
- Verbesserung der aeromechanischen Stabilität
- Lastbegrenzung
- Minderung der benötigten Leistung im Reiseflug
- Ersetzen der Hydraulik und Taumelscheibe

Am 8. September 2005 fand bei Eurocopter in Donauwörth der Erstflug eines EC 145 Hubschraubers mit piezoelektrischer Rotorklappensteuerung statt. Im (06) ist das Basisblatt der EC 145 mit drei adaptiven Klappen dargestellt. Der klassischen Rotorsteuerung wird ein hochfrequenter Anteil kleiner Amplituden überlagert, so dass die einzelnen Rotorblätter während einer Umdrehung ständig an die jeweils vorherrschenden Strömungsbedingungen angepasst werden können. Ein Regler in Verbindung mit Sensoren an Kabinenstruktur und Rotorblättern sorgt dann für eine Lärm- und Vibrationsreduktion. Die einzelnen Rotorblätter werden mit Hilfe von Piezo-Technik gesteuert. Im Blatt befindliche Piezokeramik-Elemente treiben kleine Servoklappen an der Hinterkante an. Unter sich ändernder elektrischer Spannung, die dem Bordnetz des Hubschraubers entnommen wird, verändern die Elemente ihre Länge und verändern damit den Klappenausschlag. Die Entwicklung ist eine Zusammenarbeit mit EADS Corporate Research Center,

DaimlerCrysler und dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt und wurde im Rahmen des Forschungsprojektes „Adaptive Rotorsysteme“ vom Bundesministerium für Wirtschaft und Arbeit gefördert.

Die Blätter entsprechen denen der EC 145, wurden jedoch bezüglich der Massen geändert. Weiterhin wurden die Kohlefasergewebe in der Blatthaut durch Glasfasergewebe ersetzt, um die Torsionssteifigkeit gezielt zu verringern. Es wird allerdings noch einige Jahre dauern, bis die adaptiven Klappensysteme zum Serieneinsatz kommen. Die Konsequenzen einer solchen Systemänderung im Hubschrauber sind weitreichend. Die Systemänderung bedeutet aber auch wiederum eine weitere Chance für den Leichtbau.

### 4. Die crashsichere Kohlefaser-verbundzelle des Transporthubschraubers NH90

In der Anfangszeit der Hubschrauberentwicklung bei Eurocopter Deutschland wurde der Faserverbundwerkstoff - abgesehen von den Rotorblättern - hauptsächlich für gering belastete Bauteile wie Heckausleger und Höhenleitwerke angewendet.

Die Hauptforderungen der Kunden an Zellenstrukturen sind:

- geringes Gewicht
- Korrosionsbeständigkeit
- geringer Wartungsaufwand
- hohe Nutzlast
- Crash – Sicherheit
- hohe Schadenstoleranz
- hoher Komfort

Die Entwicklung einer Faserzelle für den Hubschrauber BK 117 brachte grundlegende Erkenntnisse auf diesem Gebiet. Der Erstflug des Hubschraubers erfolgte im Frühjahr 1989. Die gewonnenen Erfahrungen führten zu den Entwicklungen der Faserzelle für den Tiger und NH90. Die Zelle des Hubschraubers NH90 besteht weitgehend aus Kohle- und Kevlarverbunden. Für die gesamte Struktur wurde ein bei 180 Grad aushärtendes Prepregsystem gewählt. Die Gesamtabmessungen der Zelle sind etwa 16 m Länge, 3,8 m Höhe und 4,4 m Breite. Die Zelle ist in drei Module eingeteilt: Cockpit, Rumpfmittelteil und Heckmodul (07). Die Struktur



06

Forschungsrotorblatt der EC 145 mit piezoelektrisch angetriebenen Klappen.



07

Kohlefaserverbundzelle für den militärischen Hubschrauber NH90 mit sehr guten Crasheigenschaften.

besteht im Wesentlichen aus Spanten, Längsträgern und Sandwichpanelen, die aus CFK-Geweben und NOMEX-Waben aufgebaut sind.

Der dimensionierende Versagensfall der Sandwichstrukturen ist die lokale Stabilität (Knittern) der Deckhäute. Die angegebenen Formeln zeigen die Einflussfaktoren für dieses Instabilitätsversagen:

$$\sigma_{kns} = k \frac{\sqrt{12}}{t_f} \sqrt{\frac{E_f}{12} B} \quad \text{mit} \quad B = \frac{K_1 K_2}{1 + \nu_{xy} \nu_{yx}}$$

Vereinfachte Formel für homogene Steifigkeit der Deckhäute über die Dicke:

$$\sigma_{kns} = f \sqrt{\frac{E_f}{12} K_1 K_2}$$

Bezeichnungen:

$\sigma_{kns}$	= Symmetrische Knitterspannung
$t_f$	= Dicke der Deckhaut
$t_c$	= Dicke der Wabe
$E_f$	= E- Modul der Faser
$E_c$	= E- Modul der Wabe
$k, f$	= Faktoren zwischen 0.33 und 0.81 abhängig vom Versuchsergebnis
$B$	= Plattenbiegesteifigkeit
$\nu_{xy}, \nu_{yx}$	= Querkontraktionen

Die Formel für das Knittern basiert auf dem druckbelasteten Balken auf elastischer Bettung unter Berücksichtigung der anisotropen Waben. Der ideale Vorfaktor von 0.81 wird jedoch in der Praxis nicht erreicht. Testergebnisse liefern Vorfaktoren von 0.33 bis 0.5. Der Einfluss von Temperatur und Feuchte sowie die Auswirkung von Schlagschäden liefern eine weitere Abminderung der erreichbaren Festigkeit, die weit unter der Faserfestigkeit liegt. Der Grenzwert der zulässigen Dehnung wird nach diesen Ergebnissen festgelegt.

Die Crashesicherheit war eine wesentliche Bedingung für den Entwurf des militärischen Transporters NH 90. Für den Serientransporter mit einem maximalen Abfluggewicht von 9.45 t wird eine überlebende vertikale Geschwindigkeit von 10.6 m/sec für den Aufschlag gefordert. Bei dieser Belastung ist das Landwerk ausgefahren. Für den Hubschrauber mit eingefahrenem Landwerk ist eine Geschwindigkeit von 7.7 m/sec vorgesehen. Der Hubschrauber soll außerdem fähig sein, einen Crash bei

einem Anstellwinkel von 15 Grad und einem Rollwinkel von fünf Grad zu überstehen.

Die Crash-Forderungen für Insassen können wie folgt zusammengefasst werden:

- Schutz der Insassen durch Reduktion der Lastfaktoren auf ein erträgliches Maß.
- Schutz der Insassen vor Schäden, die durch Einbrechen der Rotor- und Getriebemassen erzeugt werden.
- Schutz der Insassen vor umher fliegenden Massen.
- Schutz vor Feuer. Das Tanksystem soll ein Auslaufen von Treibstoff verhindern.
- Insassen sollen nach dem Crash die Zelle verlassen können.

Die Nachweisversuche wurden gemäß der Methode der Versuchspyramide durchgeführt. Kleine Versuchsproben ergaben Grundlagen, die dann bei größeren Strukturen angewendet wurden. Der Hauptcrashtest wurde am Rumpfmittelteil durchgeführt, das aus Rumpfunter- und Rumpfoberteil, dem installierten Tank, Getriebe und Triebwerken sowie den Sitzen der Insassen bestand. Eine Fülle von Analysen wurde mit Hilfe der Rechenprogramme KRASH, DYTRAN usw. durchgeführt. Die umfangreichen Rechnungen ergaben ein gutes Verständnis des Crashverhaltens der Zelle. Der Rumpfmittelteiltest war erfolgreich und bestätigte die Auslegung der NH90 Zelle.

Die Crashforderungen an die Zellen von Hubschraubern können hervorragend durch Leichtbauentwürfe in Kohlefaserverbundbauweise erfüllt werden. Selbst zusätzliche Komfortbedingungen können eingebracht werden, ohne die guten Crasheigenschaften zu beeinträchtigen.

## 5. Die schnell laufende Kohlefaserheckrotorwelle der EC 135

Drei hintereinander geschaltete Heckrotorwellen übertragen die für den Fenestron notwendige Leistung bei einer Drehzahl von 5.000 U/min. Ursprünglich waren zwei Wellen aus Aluminium und eine aus Stahl. Am Anfang der Serienauslieferung ergaben sich Schwierigkeiten mit den Lagern und den Aluminiumwellen. Bei Fernwellen, die mit hoher Drehzahl laufen,

beeinflussen Gewicht und Biegesteifigkeit die kritische Drehzahl. Ein großer Abstand zu dieser Instabilität wird, wie beim Knicken von Stäben, durch die Erhöhung der Biegesteifigkeit und Reduktion der Masse erreicht. Die Auslegung einer Kohlefaserverbundwelle mit Hilfe von Unidirektionallagen und Torsionsgewebe ergab einen ausreichenden Abstand zur kritischen Drehzahl bei geringem Gewicht und löste damit das aufgetretene Problem. Nach den Forderungen des Luftfahrtbundesamtes mussten Schläge bis zu 25 Joule aufgebracht werden und deren Einfluss auf das ertragbare Rest-Torsionsmoment bestimmt werden. Ein maximal auftretendes Torsionsmoment (Limit Load) mit einem Sicherheitsfaktor von 1.5 und einem Temperatur- und Feuchtefaktor von 1.28 wurde nachgewiesen. Inzwischen wurden etwa 1.000 Heckrotorwellen gebaut und in der EC 135 erfolgreich eingesetzt. Die Entwicklung dieser Struktur zeigt ebenfalls die Bedeutung des Leichtbaus im Hubschrauber, insbesondere wenn schwer verträgliche Forderungen zu erfüllen sind.

## 6. Zusammenfassung und Ausblick

Leichtbau im Hubschrauber hat eine herausragende Bedeutung; er kann jedoch meist nur in Verbindung mit dem Teil- oder Gesamtsystem erreicht werden. Die Faserverbunde haben im Hubschrauberbereich von MBB, jetzt Eurocopter, immer eine entscheidende Rolle gespielt. Die modernen gelenk- und lagerlosen Rotor-konzepte konnten erst durch die Verwendung von Rotorblättern in FVW-Bauweise verwirklicht werden.

Für zukünftige Ansprüche muss die Gesamtauslegung des Hubschraubers bezüglich folgender Kriterien verbessert werden:

- Das Gesamtstrukturgewicht sollte weiter reduziert werden, das kann durch die Verringerung der dynamischen Lasten geschehen. Die Beanspruchungen können aufgezeichnet und die Lebensdauer den tatsächlichen, im Betrieb auftretenden Lasten angepasst werden. Verschiedene Health and Usage Monitoring Systeme (HUMS) ermöglichen die Zuordnung zwischen Betrieb eines Hubschraubers und den möglichen Schäden aus den Betriebslasten. Piezoelektrisch angetriebene

aktive Blatt-Hinterkantenklappen ermöglichen über den Blattumlauf Steuereingaben, die die dynamischen Lasten verringern. Solche Klappen können auch die hydraulische Steuerung mit Hilfe von Metallteilen, wie z. B. der Taumelscheibe, in ferner Zukunft ersetzen.

- Komfortbedingungen müssen verstärkt schon im Entwurf der Zelle berücksichtigt werden. Sind doch die Lärm dämmenden Strukturen schwer und werden nicht bei der Festigkeit berücksichtigt. Damit entstehen teilweise unnötige Zusatzgewichte.
- Großer Wert muss auf einen niedrigen Kabinen-Vibrationspegel gelegt werden, der nicht durch schwere Kabinenlifter erreicht werden sollte, sondern durch gut ausgelegte 5-Blattrotoren.
- Die Sicherheit sollte durch den Entwurf schadenstoleranter Bauteile weiter gesteigert werden.
- Der Lärmreduzierung muss eine hohe Priorität eingeräumt werden.
- Eine Erweiterung des Geschwindigkeitsbereiches wäre für den Kunden wünschenswert, bedingt aber eine spezielle Auslegung der Rotoren und eventuell neue Rotorkonzepte.
- Der Tilt-Rotor wäre eine Möglichkeit, in der Zukunft den Flugbereich und die Geschwindigkeit des Hubschraubers zu vergrößern.

Die Leichtbaustrukturen des heutigen Hubschraubers haben bereits einen hohen Entwicklungsstand. Sie können aber durch den Einsatz von neuen Technologien noch wesentlich verbessert werden. •

## SUMMARY

*Light weight structures are of main importance for helicopters, specially when they are related to rotor systems and fuselage structures. Helicopter rotor systems are dynamically loaded with many composite components such as main and tail rotor blades and rotor hubs. The civil helicopter EC 135 has a bearingless rotor system certified according to the "Special Condition for Primary Structures Designed with Composite Material" of the German airworthiness LBA containing increased safety demands. More than 500 EC 135 helicopters are in service until now. The design of composite rotor blades have a long tradition at MBB and Eurocopter.*

*A cooperation with Stuttgart research institutes led to the first helicopter composite rotor blade for the heli trainer BO 102. Later the BO 105 helicopter was designed with a hingeless main rotor equipped with composite rotor blades. More than 1500 helicopters have been in service after the first flight took place in 1967. Recent research developments are the 5-bladed ATR (Advanced Technology Rotor) and the "Active Flap Rotor". First flight of this outstanding rotor with piezo-electrical driven flaps was in 2005 on an experimental EC 145.*

*The military transport helicopter NH90 contract requires crashworthiness, based on MIL 1290 and Weapon System Requirements. The overall crashworthiness requirements are: Survivability of pilots and troops, limiting g-loads to tolerable load factors, prevent masses from disconnection from supporting structure and prevent post-crash fire. In an outstanding test with the middle section of the NH90 fuselage these features were proven.*

Horst Bansemir

## Literatur

- 1 H. Dörner: Drei Welten – ein Leben, Prof. Dr. Ulrich Hütter, Hochschullehrer – Konstrukteur - Künstler. Heiner Dörner, Heilbronn, 1995. ISBN 3-00-000067-4
- 2 K. v. Gersdorff, K. Knobling: Die deutsche Luftfahrt, Hubschrauber und Trag-schrauber. Bernard & Graefe Verlag, 3. Auflage 1999, ISBN 3-7637-6115-2
- 3 Johannes Wiedemann: Leichtbau Band 1 und 2. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York Tokyo 1986
- 4 D. Paul, L. Kelly, V. Venkayya and T. Hess: Evolution of U.S Military Aircraft Structures Technology. Journal of Aircraft, Vol. 39, No. 1, January-February 2002.
- 5 Oster, R.: Computed Tomography as a Non Destructive Test Method for Fiber Main Rotor Blades in Development, Series and Maintenance, 23rd European Rotorcraft Forum, Dresden, Germany, 16-18 September 1997
- 6 Attfellner, S.: Eurocopter EC 135 Qualification for the Market. 22nd European Rotorcraft Forum, Brighton, UK., 17-19 September 1996
- 7 Bansemir, H., and Mueller, R.: The EC 135- Applied Advanced Technology. AHS, 53rd Annual Forum, Virginia Beach, USA, 29 April – 1 May 1997
- 8 Pfeifer, K.: Der Faserverbund – Hauptrotor des Mehrzweckhubschraubers EC 135. ECD-0060-96-PUB, DGLR-Tagung des Fachbereiches T1 Strukturen, Daimler-Benz Aerospace, München, 27./28. Nov. 1996
- 9 H. Bansemir, S. Emmerling: Fatigue Substantiation and Damage Tolerance Evaluation of Fiber Composite Helicopter Components. Applied Vehicle Technology Panel: Applications of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Corfu Greece, 1999
- 10 B. Enekl, M. Bebesel, S. Mangelsdorf, G. Roth: ATR (Advanced Technology Rotor) – Flugerprobung des neuartigen lagerlosen 5-Blattrotors. ECD-156-06-PUB, DGLR-Jahrestagung in Braunschweig, Nov. 2006
- 11 Dieterich, O., Enekl, B., Roth, D.: „Trailing Edge Flaps for Active Rotor Control, Aeroelastic Characteristics of the ADASYS Rotor System“. 62nd AHS Annual Forum, Phoenix, AZ, USA, May 2006
- 12 A. Engleder, W. Koletzko: The Development of a Composite Helicopter Fuselage as exemplified on the BK 117. Mailand, 1988
- 13 C. M. Kindervater: Crash Resistant Composite Airframe Structures: Design Concepts and Experimental Evaluation. DGLR Tagung “Faserverbundwerkstoffe und –bauweisen in der Luft- und Raumfahrt”, Daimler-Benz Aerospace, Ottobrunn, 27. und 28. November 1996
- 14 D. Müller, R. Oster, J.-P. Scheitle: Analysis and Full-Scale Test of the NH90 Transport Helicopter Fuselage. DGLR-Jahrestagung 2003 (173)

## DER AUTOR

**DR.-ING. HORST BANSE MIR**

*erwarb sein Hauptdiplom an der Technischen Universität München an der Fakultät für Bauwesen. Die Vertiefungsrichtung waren Statik und Stahlbau. Anschließend wurde Horst Bansemir Assistent am Lehrstuhl und Institut für Leichtbau und Flugzeugbau an der Technischen Universität München, Fakultät Maschinenbau. Dort führte er Übungen durch und promovierte mit dem Thema „Krafteinleitung in Sandwichstrukturen“ zum Dr.-Ing.. Nach der Promotion wurde er zunächst Mitarbeiter und dann Abteilungsleiter für Strukturtheorie bei der Firma MBB in München. Seit 1973 führte er statische Berechnungen insbesondere auf dem Gebiet der Faserverbundtechnik durch. Die Ergebnisse flossen in die Entwicklung des Rotors der EC 135 ein. In der weiteren Zeit führte er auch Analysen zu großen flächigen Solargeneratoren für die Raumfahrt durch. Im Januar 2000 wurde er Hauptabteilungsleiter für Konstruktion und Statik des dynamischen Systems der Eurocoptergruppe. Anschließend leitete er die länderübergreifende Hauptabteilung Statik in Frankreich und Deutschland. Seine Pensionierung erfolgte im Jahr 2005. Seit dieser Zeit berät er die Firma Eurocopter in Fragen der Strukturtheorie. Viele Veröffentlichungen und Patente beziehen sich auf Rotorentwicklungen.*

**Kontakt**

*Dr.-Ing. Horst Bansemir, Eurocopter Deutschland GmbH, 81663 München  
e-mail: [horst.bansemir@eurocopter.com](mailto:horst.bansemir@eurocopter.com)*