

ATR (ADVANCED TECHNOLOGY ROTOR) – FLUGERPROBUNG DES NEUARTIGEN LAGERLOSEN 5-BLATTROTORS

B. Enenkl, M. Bebesel, S. Mangelsdorf, G. Roth

EUROCOPTER Deutschland GmbH

D-81663 München

ECD-0156-06-PUB

Ein weiterer Meilenstein der Rotortechnologie konnte im April 2006 durch die erfolgreiche Flugerprobung des neuartigen 5-Blatt - „Advanced Technology Rotor“ (ATR) erreicht werden (BILD 1). Dieser ist eine Weiterentwicklung des lagerlosen EC135 Rotorsystems. Die aerodynamische Auslegung wurde auf beste Leistungsausbeute und geringste Geräuschentwicklung optimiert. Zusätzlich zeichnet sich ein 5-Blatt-Rotor durch eine geringere Vibrationserregung aus. Das Konzept beinhaltet eine äußerst kompakte und leichte Rotornabe, die ohne hoch belastete mechanische Gelenke und Lager auskommt. Diese Funktion wird von wartungsfreien Strukturelementen aus Faserwerkstoffen übernommen. Das modulare Konzept der Trennbarkeit von Blatt und Blattwurzel erlaubt die rasche Faltung, aber auch die Realisierung von Familienkonzepten. Eine mögliche Weiterentwicklung stellen beispielsweise mit aktiven Klappen ausgerüstete Blätter dar.



BILD 1 Erstflug des ATR auf EC145 S/N9001

1. HISTORIE DER LAGERLOSEN ROTOREN BEI EUROCOPTER DEUTSCHLAND

Bereits in den frühen achtziger Jahren gab es Bestrebungen lagerlose Rotorsysteme (BMR „Bearingless Main Rotor“) zu entwickeln. Die mechanischen Gelenke und Lager werden hierbei durch flexible Strukturen (Flexelement) aus Faserverbundwerkstoffen ersetzt, was zu einer erheblichen Vereinfachung und Massenreduktion des Rotorsystems beiträgt.

Zu diesem Zeitpunkt war das gelenklose Rotorsystem „Bölkow“ (BO105 und BK117) bereits Stand der Technik. Die Weiterentwicklung zu einem lagerlosen Rotor, bei dem das mechanische Lager zur Anstellwinkeländerung (Pitchlager) des Rotorblattes ebenfalls durch flexible Faserstrukturen ersetzt wurde, war nahe liegend [1].

Die historische Entwicklung des BMR bei ECD (früher MBB) enthält TAB 1.

1984	FVW-Experimentalrotor: Versuchsträger BO105 mit „blockiertem“ Pitchlager
1986	BMR Prototyp 1: Versuchsträger BO105 mit neuer Nabe
1988-1993	BMR Prototypen: Versuchsträger BO108 (Vorentwicklung zu EC135)
1994	EC135-Rotor: Versuchsträger EC135 Vorserie
1996-2006	Rund 500 EC135 im Einsatz.
2006	ATR, 5-Blatt-Rotor Prototyp: Versuchsträger EC145

TAB 1 Historische Entwicklung des BMR bei ECD

2. ENTWICKLUNG DES ATR

2.1. Auslegung und Konstruktion

Zielvorgabe für die Auslegung war ein leistungsfähiger Rotor neuester Technologie für einen Hubschrauber zwischen 3600 kg und 3900 kg mit ausgewogenen Flugeigenschaften, geringer Lärmentwicklung und niedrigem Systemgewicht, sowie reduzierten Herstellungs- und Betriebskosten. Besonderer Wert wurde auf eine niedrige Vibrationserregung durch den Rotor im gesamten Flugbereich gelegt. Die Wahl fiel auf ein 5-Blattsystem. Die dadurch gegebene Verschiebung der maßgeblichen Erregerfrequenzen reduziert die aerodynamische Anregung und begünstigt das dynamische Übertragungsverhalten auf die Rotormitte. Gegenüber einem vergleichbaren 4-Blattrotor sinkt die Zellenerregung um rund 70%.

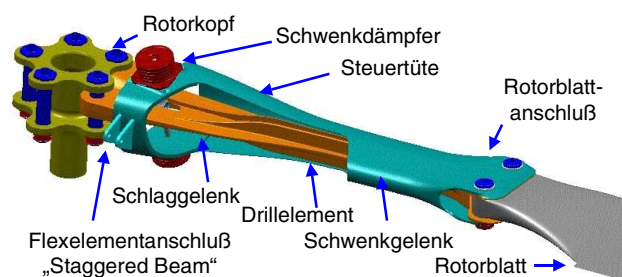


BILD 2 Elemente des ATR

Das so genannte Flexelement vereint die mechanischen Grundfunktion des Rotorblattes (BILD 2). Die flache und biegeeweiche Struktur im Wurzelbereich ersetzt das Schlaggelenk, während die Schwenk- und Anstell-

winkelfunktion vom kreuzförmigen Drillelement erfüllt wird. Die Blattwinkelverstellung erfolgt über die Steuertüte, die das Flexelement umschließt. Der Steuerungsanschluss und der zweiteilige Elastomerdämpfer zur Sicherstellung einer angemessenen Schwenkdämpfung befinden sich an deren Wurzel. Diese gesamte Einheit wird als Drillsteuerelement bezeichnet.

Um flugmechanische Aspekte wie Flugeigenschaften und Fluglasten optimal zu gestalten, wurde ein äquivalenter Schlaggelenkabstand von deutlich unter 8% Prozent des Blattradius angestrebt [2], [3], [4]. Daraus leitet sich die Forderung nach einer möglichst geringen Biegesteifigkeit im Bereich der Blattwurzel ab. Aus verschiedenen Entwürfen wurde ein höhenversetzter Anschluss mit drei Befestigungsschlaufen ausgewählt. Bei diesem Konzept greift jeweils eine in Rotorebene angeordnete Anschlussschleife zwischen zwei flachere Schlaufen des benachbarten Blattes (BILD 3).

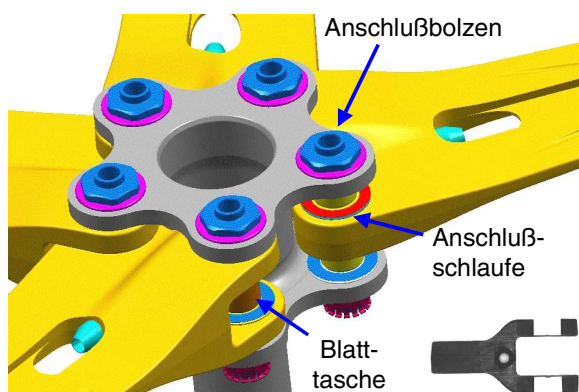


BILD 3 Nabe und Anschlusskonzept

Die Befestigung am Rotorkopf erfolgt mit einem gemeinsamen Anschlußbolzen. Mit nur 5 Bolzen kann ein sehr kompakter Rotorkopf realisiert werden. Dies führt zu einem niedrigem Gewicht und erfüllt die dynamischen und strukturellen Anforderungen.

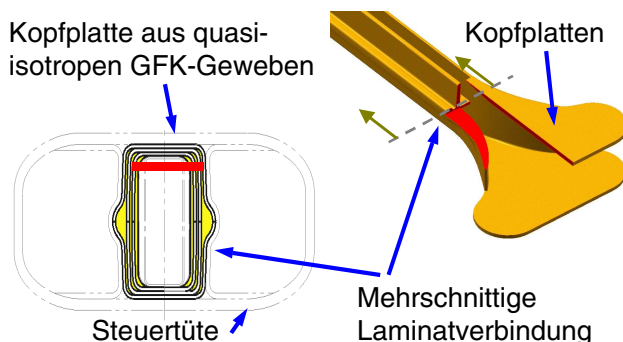


BILD 4 Trennstelle zwischen Flexelement und Rotorblatt

Im Gegensatz zum lagerlosen Rotor der EC135 wurde beim ATR eine Trennstelle zwischen Drillsteuerelement und Rotorblatt eingeführt. Dieses modulare Konzept ermöglicht die Blattfaltung auch bei einem 5-Blatt-Rotor und erlaubt die Verwendung unterschiedlicher Rotorblätter. Die Verbindungsstelle besteht aus einer integrierten Faserkonstruktion mit mehrschnittigen Klebeverbindungen (BILD 4). Mit einem zur Blattspitze hin tieferen, trapezförmigen Grundriss des Rotorblattes werden

die Tragfähigkeit und der Leistungsbedarf des Rotors insbesondere im Schnellflug verbessert (BILD 5). Neu entwickelte Profile der OA-Serie in Verbindung mit einer parabolisch geformten Blattspitze und extremer Drehzahlabsenkung in lärmrelevanten Flugzuständen führen zu einem Rotor mit geringer Schallabstrahlung [5]. Da als Versuchsträger nur eine EC145 in Frage kam und damit Rotordurchmesser und Systemdrehzahl vorgegeben waren, wurden die Blätter in einer gekürzten Ausführung realisiert. In TAB 2 sind die wichtigsten Parameter aufgelistet.

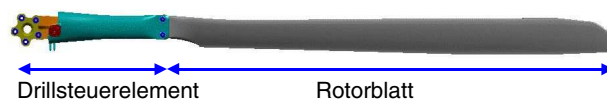


BILD 5 Gesamtes ATR Rotorblatt

	Auslegungsparameter	Flugerprobte Ausführung
Durchmesser	12.2 m	11.0 m
Nominaldrehzahl	34.43 1/sec	40.15 1/sec
Blattspitzengeschwind.	210 m/s	221 m/s
Effektive Profiltiefe	0.30 m	0.30 m
Verwindung	13°	13°
Trennstelle	1.265 m	1.265 m
Rotorträgheitsmoment	2050 kgm ²	1530 kgm ²
Fliehkraft am Bolzen	129 kN	147 kN

TAB 2 Wichtige Systemparameter des ATR

2.2. Herstellung

Die Erfahrungen mit der Herstellung des EC135 Rotors konnten zu einer Vereinfachung des ATR Fertigungsverfahren genutzt werden. Mit dem modernen Harzsystem M12 und einer Faser aus R-Glas konnte während der Baustudienphase in kurzer Zeit eine hohe Bauteilqualität erreicht werden. In BILD 6 ist das Flexelement während der Fertigung und nach der Entformung abgebildet.



BILD 6 Flexelement während der Fertigung und nach der Entformung

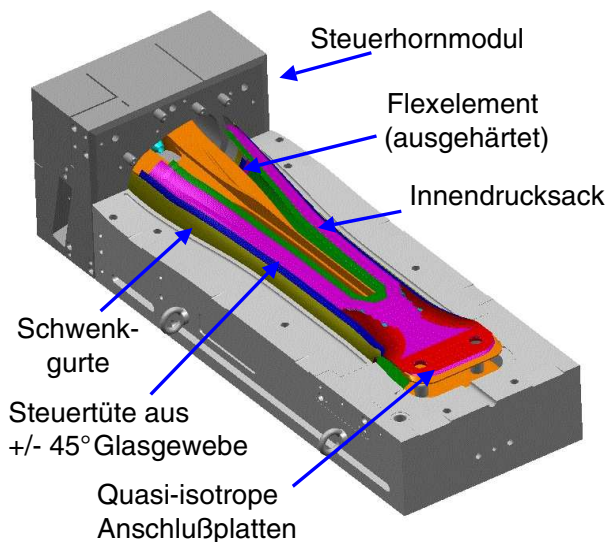


BILD 7 Steuertüte in der Pressform

Die Fertigung der Steuertüte erfolgt in einer Pressform mit Innendrucksack. Sie wird aus Glasfaserprepregs vorwiegend in $\pm 45^\circ$ Orientierung gelegt und besitzt zur Erhöhung der Schwenksteifigkeit mehrere Gurte aus unidirektionalen Kohlefasern (BILD 7). Steuertüte, Steuerhorn und das Drillelement werden in einem abschließenden Fertigungsschritt verklebt (BILD 8). Nach der mechanischen Bearbeitung werden an den Verbindungsstellen Metallbuchsen eingesetzt. Das fertige Bauteil hat eine Masse von nur 13 kg.



BILD 8 Entformtes Drillsteuerelement

2.3. Komponentenerprobung

Vor der Systemerprobung am Prüfstand und im Flug war der Festigkeitsnachweis zu erbringen. Zu diesem Zweck wurde eine Reihe von Komponententests durchgeführt. Besonders zu erwähnen sind hierbei Biege-, Zug und Torsionsversuche des Flexelements, sowie des gesamten Drillsteuerelements.

Beim Zug-/Torsionsversuch des Flexelements wurde unter einer Zugkraft von 152 kN ein Torsionswinkel von $8 \pm 29^\circ$ aufgebracht (BILD 9). Dieser Drillwinkel entspricht dem 1.3-fachen Wert, wie er im Flug maximal erreicht werden kann. Der Versuch hat das schadenstolerante Ermüdungsverhalten dieses hochbeanspruchten Faserbauteils gezeigt.

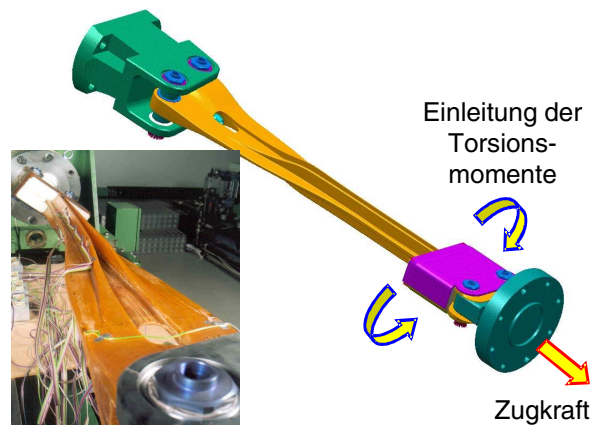


BILD 9 Zug-/Torsionstest des Flexelementes

2.4. Erprobung am Systemprüfstand

Die Hauptaufgabe der Systemprüfstandserprobung ist es, das aerolelastische Verhalten des isolierten Rotors zu überprüfen. Hierzu gehört das Wucht- und Spurlaufverhalten ebenso wie die Messung der Blatteigenfrequenzen, der Schwenkdämpfung, der Beanspruchungen und der Antriebsleistung bei unterschiedlichen kollektiven und zyklischen Steuerwinkeln. BILD 10 zeigt den montierten Rotor und BILD 11 vermittelt einen Eindruck der Faltbarkeit.



BILD 10 Erprobung des ATR am Systemprüfstand



BILD 11 Demonstration der Faltbarkeit

3. FLUGERPROBUNG DES ATR

3.1. Versuchsträger

Als Versuchsträger für die Flugerprobung des ATR stand der EC145 Prototyp (BK117 C-2 S/N 9001) zur Verfügung. Zur Ausrüstung des Hubschraubers mit dem neuen Rotor wurde das Vierblatt-Rotorsystem einschließlich Mast und Steuerungselementen demontiert und die auf den fünfblättrigen Rotor ausgelegten Komponenten, sowie die neuartige Rotormastnabe aufgebaut. Anschließend konnten die Drillsteuerelemente und die Blätter montiert werden. Nach den notwendigen Flugvorbereitungen, wie z. B. Eichung der Steuerung und Einrüstung der Messtechnik zur Erfassung und Überwachung der wichtigsten Versuchsparameter, konnte die Flugerprobung begonnen werden.

3.2. Flugversuchsprogramm

In mehreren Bodenläufen wurde das Wucht- und Spurlaufverhalten des Rotors untersucht und optimiert. Gleichzeitig erfolgten Messungen zur Bodenresonanzstabilität. Nach ersten Schwebeflügen wurden die Luftresonanzstabilität und das Vibrationsverhalten bei verschiedenen Betriebszuständen gemessen. Versuche zur Ermittlung der Flugleistungen, Flugeigenschaften und Lärmemission schlossen sich an.

Folgende Sensoren standen im drehenden System zur Verfügung:

- Mastmoment
- Mitnehmerkräfte
- Steuerkraft (rotierend)
- Schlagbiegemomente
- Schwenkbiegemomente
- Torsionsmomente
- Dämpferwege

Hinzu kommen im nicht drehenden System:

- Drehmoment der Triebwerke
- Steuerkräfte im kraftverstärkten Zweig
- Vibrationsbeschleunigungen am Getriebe
- Vibrationsbeschleunigungen am Kabinenboden
- Steuerwinkel
- Fluglage und -raten
- Geschwindigkeit, Höhe, Temperatur

Es wurden insgesamt rund 50 Parameter aufgezeichnet und mittels Telemetrie während der Testflüge in der Bodenstation überwacht. Das Fluggewicht lag je nach Messaufgabe zwischen 2700 kg und 3450 kg. Insgesamt erfolgten 20 Flüge mit einer Gesamtdauer von etwa 15 Stunden.

3.3. Rotordynamik

3.3.1. Schlagbiegung

Die Fähigkeit eines Rotorblattes Schlagbiegemomente auf die Rotornabe zu übertragen, wird durch Begriffe, wie "Mastmomentkapazität", oder "Schlaggelenksabstand" beschrieben. Dies sind aeroelastische Größen, die die Eigenschaften des Hubschraubers wie Steuerverhalten, Rotorlasten und Vibrationserregung der Zelle wesentlich beeinflussen. Gelenklose Rotoren (BO105, BK117)

besitzen eine hohe Steifigkeit im Vergleich zu Systemen mit mechanischen Gelenken. Moderne lager- und gelenklose Rotoren (EC135, ATR) vereinen die positiven Eigenschaften beider Rotorkonzepte. BILD 12 zeigt das am Rotormast gemessene Biegemoment in Abhängigkeit der zyklischen Steuerwinkelstellung im Bodenlauf bzw. Schwebeflug. Die Steigung der ermittelten Ausgleichskurve beschreibt die Mastmomentkapazität (Moment bezogen auf 1° Steuerwinkel) des Rotors. Sie beträgt hier 2100 Nm/Grad. Dies korreliert mit einem äquivalenten Schlaggelenksabstand von etwa 6.6% bezogen auf den Rotorradius.

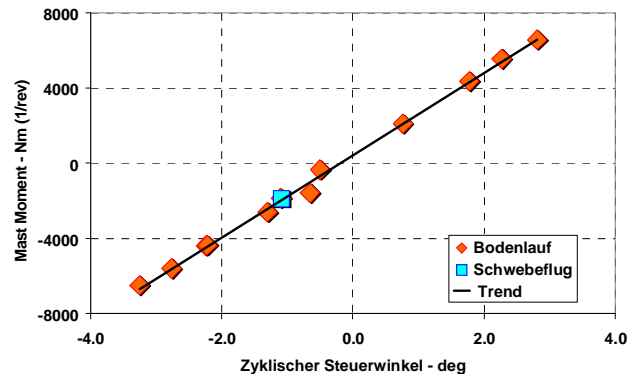


BILD 12 Bestimmung der Mastmomentkapazität durch zyklische Steuerung

Dieser vergleichsweise niedrige Wert entspricht den Zielvorgaben. Er konnte nur durch eine schlagbiege- weiche Gestaltung des Blattwurzelbereichs erreicht werden, was hohe Anforderungen an die fasergerechte Konstruktion des Bauteils stellt, da innerhalb einer kurzen Wegstrecke eine große Querschnittsänderung erfolgen muss. Den Verlauf der berechneten radialen Biegemomentenverteilung und die zugehörigen Messwerte sind in BILD 13 aufgetragen.

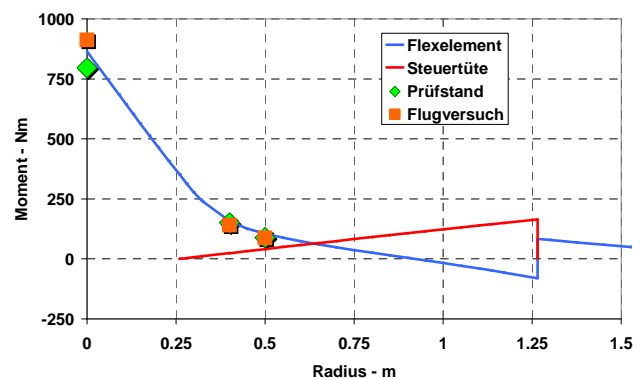


BILD 13 Schlagbiegemomentverteilung bezogen auf 1° Schlagwinkelamplitude

3.3.2. Schwenkbiegung

Die Auslegung der ersten Schwenkbiegeeigenfrequenz wird einerseits von den Schwenkbiegeelasten und andererseits von der aeromechanischen Stabilität des Hubschraubers bestimmt. So erfordert erstere eine niedrige Abstimmung der Schwenkbiegefrequenz mit möglichst großen Abstand zu den erregenden 1/rev Luftlasten (rev = Rotorumdrehung). Andererseits steigt der Dämpfungsbedarf zur Sicherstellung der Bodenreso-

nanzstabilität mit abnehmender Schwenkeigenfrequenz erheblich an. Um beiden Randbedingungen gerecht zu werden, muß ein Kompromiss gefunden werden. Aus der Erfahrung mit vergleichbaren Rotoren ist ein Wert von etwa 0.65/rev anzustreben. Neben der Einhaltung der Frequenzlage und der Erzielung einer möglichst gleichmäßigen radialen Dehnungsverteilung bestimmt die Biegesteifigkeit auch die kinematischen Eigenschaften für den an der Steuertüte angeordneten Schwenkdämpfer. Der radiale Verlauf der berechneten Schwenkbiegemomentenverteilung und die entsprechenden Messwerte sind in BILD 14 dargestellt. Die stark amplitudenabhängigen Eigenschaften des Elastomerdämpfers beeinflussen die Schwenkmomente insbesondere in der Steuertüte.

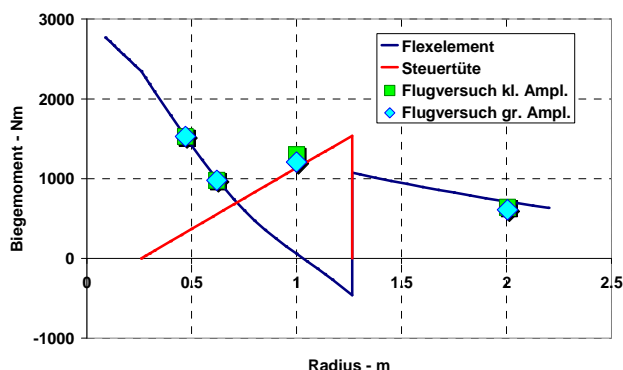


BILD 14 Schwenkbiegemomentverteilung bezogen auf 1° Schwenkwinkelamplitude

3.3.3. Höhere Schwingungen

Die Schwingungen der einzelnen Blätter erzeugen an der Rotornabe je 3 Kraft- und Momentkomponenten, die über den Rotormast und das Getriebe auf die Zellenstruktur einwirken. Aus diesen Gründen ist es sinnvoll, die Lasten an der Rotornabe zu minimieren. Dies gelingt durch passive Tuningmaßnahmen und durch Schwingungstilger am Rotor, oder durch eine Erhöhung der Blattzahl. Hierdurch vermindert sich einerseits die relevante Luftkrafterregung und andererseits das dynamische Übertragungsverhalten zur Rotormitte, infolge einer vorteilhafteren Eigenfrequenzabstimmung der Blätter.

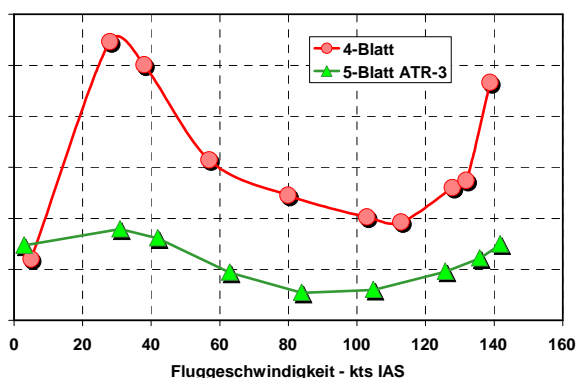


BILD 15 Vergleich der (N-1)/rev Mastmomente von 4- und 5-Blatt-Rotor im Horizontalflug (ohne Schwingungstilger)

BILD 15 vergleicht die für die Vibrationserregung in der Regel wichtigste Lastkomponente. Es handelt sich um die zyklische Mastmomentkomponente (N-1)/rev, wobei N die Anzahl der Blätter bedeutet. Die Daten bestätigen die beim 5-Blattrotor erwartete Reduktion um rund 70%. Beide Rotoren wurden ohne Schwingungstilger vermessen. Abgesehen davon dass die Eigenschwingungsfrequenzen mittels der Blattsteifigkeiten angepasst sind, besitzt der ATR keinerlei Vibrationen reduzierende Maßnahmen. Das Mehrgewicht eines fünften Blattes wird durch den Wegfall von Anti-vibrationsmaßnahmen ausgeglichen.

Die wichtigsten dynamischen Kennwerte für den ATR sind in TAB 3 zusammengestellt.

Durchmesser	11 m
Nenndrehzahl	40.15 1/sec
Mastmomentkapazität	2100 Nm/rad
Schlaggelenksabstand	6.6%R
Schwenkfrequenzverhältnis	0.68
Blattfolgefrequenz, 5/rev	32 Hz

TAB 3 Wichtige dynamische Kenngrößen des ATR

3.4. Aeromechanische Stabilität

Das Phänomen einer Parameter erregten aeromechanischen Instabilität kann sowohl während des Betriebs am Boden als auch im Flug auftreten. Im Bodenlauf kommt es zu einer Wechselwirkung der regressiven Schwenkschwingung des Rotors mit elastischen Strukturformen der Zelle („Bodenresonanz“), die von der Art des Untergrundes beeinflusst werden. Im Flug dagegen kann die Rollschwingung des Hubschraubers, die wiederum von der Schlagdynamik der Blätter abhängig ist, mit der Schwenkschwingung koppeln („Luftresonanz“). Sofern ausreichend Dämpfung im System zur Verfügung steht, kann jedoch auch im Resonanzfall eine Instabilität zuverlässig verhindert werden.

Zur Messung der Systemdämpfung wird folgendes Vorgehen angewandt. Durch geeignete Steuereingaben des Piloten wird die regressive Schwenkmode des Rotors erregt. Aus dem Ausschwingverhalten nach Beendigung der Erregung, kann die Systemdämpfung bestimmt werden (siehe BILD 16).

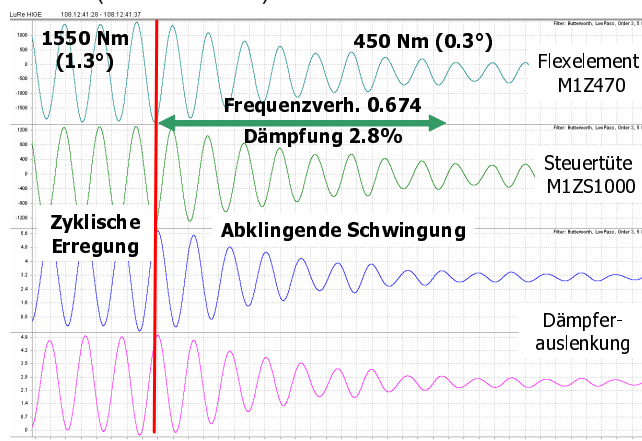


BILD 16 Messung der aeromechanischen Dämpfung nach zyklischer Erregung der regressiven Schwenkschwingung des Rotors

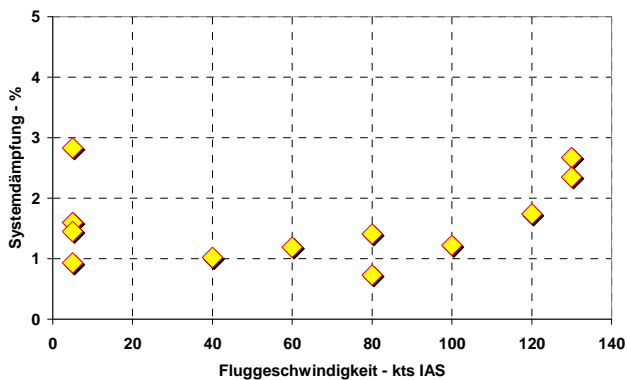


BILD 17 Schwenkdämpfung im Horizontalflugbereich bei kleinen Schwenkamplituden

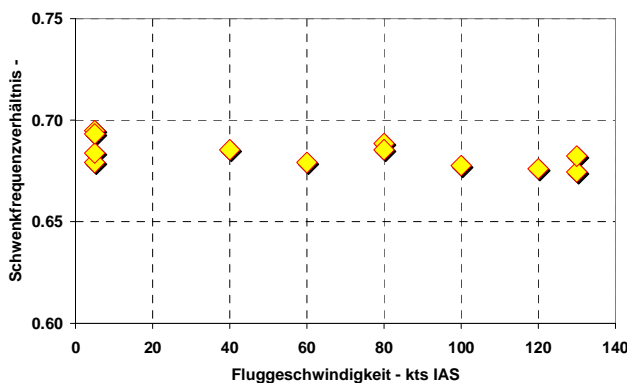


BILD 18 Schwenkfrequenzverhältnis im Horizontalflugbereich bei kleinen Schwenkamplituden

BILD 17 zeigt den Verlauf der gemessenen Schwenkdämpfung im Horizontalflugbereich. Die Werte gelten für kleine Schwenkwinkelamplituden zwischen 0.2° und 0.5° . Da der Beitrag des Schwenkdämpfers bei mittleren bis großen Amplituden deutlich zunimmt, sind diese als Minimalwerte anzusehen. Die streuenden Messwerte im Schwebeflug sind darauf zurückzuführen, dass hier auch größere Amplituden erreicht werden konnten. Die gleichzeitig gemessene Schwenkfrequenz liegt im vorgesehenen Bereich (BILD 18). Bei festigkeitsrelevanten Amplituden sinkt das Schwenkfrequenzverhältnis auf den angestrebten Wert von etwa 0.65/rev. Entsprechend der Auslegung wurden keine Anzeichen für mangelnde Boden- oder Luftresonanzstabilität festgestellt.

3.5. Vibrationen

Für die Vibrationsbelastung des Hubschraubers, die erheblich vom Flugzustand abhängt, ist im Normalfall nur die Blattzahlharmonische (5/rev beim 5-Blatt-Rotor) von Bedeutung. Alle anderen Frequenzanteile kompensieren sich, solange sich die einzelnen Blätter aerodynamisch und dynamisch nicht wesentlich unterscheiden. Die Antwort der Zelle hängt von deren strukturellen Eigenschaften ab, die wiederum von der Ausrüstung und dem Beladungszustand beeinflusst werden können.

BILD 19 (vertikale Richtung) und BILD 20 (laterale Richtung) zeigen die 5/rev Vibrationswerte, die im Horizontalflug am Kabinenboden gemessen wurden. Dargestellt sind die Beschleunigungen im Bereich des Cockpits (Piloten-, bzw. Copilotenseite) und des Laderaums.

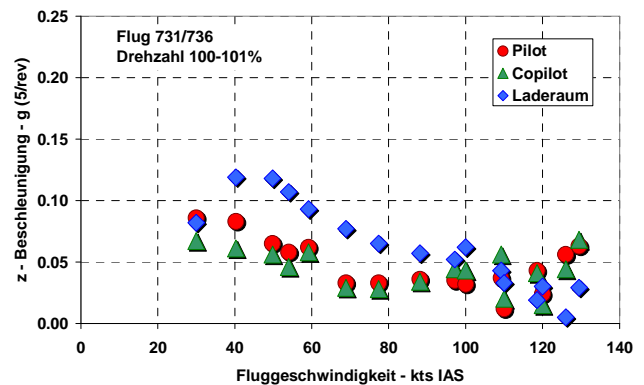


BILD 19 Vertikale Vibrationen am Kabinenboden im Horizontalflugbereich, 100-101% Drehzahl

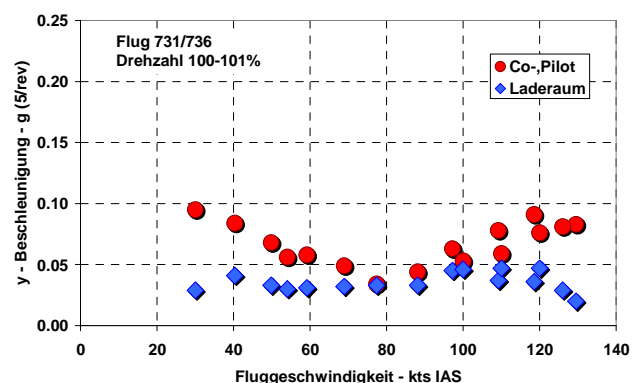


BILD 20 Laterale Vibrationen am Kabinenboden im Horizontalflugbereich, 100-101% Drehzahl

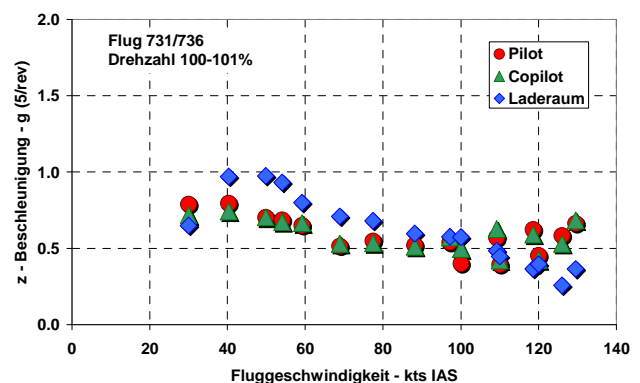


BILD 21 Vibrationsbewertung mit Hilfe des Intrusion-Index im Horizontalflugbereich

Nahezu im gesamten Geschwindigkeitsbereich liegen die Schwingungsamplituden unter $0.1g$, was bei Hubschraubern einen sehr guten Wert darstellt. Gestützt wird dies auch durch den Intrusion-Index (BILD 21). Dieser Vibrationskennwert bewertet das menschliche Empfinden in Bezug auf Einwirkungsrichtung und -frequenz und sollte unter 1 liegen. Dies trifft hier sowohl für den Übergangsbereich vom Schwebeflug in den Vorwärtsflug als auch für hohe Geschwindigkeiten mit maximaler Leistung uneingeschränkt zu. Die im Vergleich zum 4-Blatt-Rotor höhere Frequenz (32 Hz anstatt ca. 26 Hz) begünstigt die Vibrationsempfindung bei gleichen Beschleunigungsamplituden.

3.6. Flugleistung im Schwebeflug

Die Reduzierung des Blattradius auf die Gegebenheiten des EC145 Versuchsträgers bedingt konzeptionelle Nachteile für den experimentellen ATR hinsichtlich des Leistungsbedarfs. Da der Rotor weit außerhalb seines Auslegungspunktes (3.85t, Blattspitzengeschwindigkeit $\leq 210\text{m/s}$) betrieben wurde, stellte sich ein erhöhter Leistungsbedarf im Schwebeflug im Vergleich zum abgestimmten EC145 Serienrotor ein. Eine auf CFD (computational fluid dynamics) basierende Berechnung belegt, dass ein auf den Versuchshubschrauber optimierter ATR zu keinen Nachteilen führen würde.

3.7. Lärmemission

Die in der Auslegung des ATR zur Lärmreduktion vorgesehene deutliche Absenkung der Blattspitzengeschwindigkeit um 5% (im Mittel 210 m/s) konnte wegen der gegebenen Drehzahl des Versuchsträgers nicht verifiziert werden. Dennoch wurden Lärmmessungen durchgeführt (BILD 22). Hierzu dienten 3 Bodenmikrofonen, die senkrecht zur Flugbahn in Abständen von 150 m positioniert waren.

Folgende zulassungsrelevanten Flugfälle wurden untersucht:

- Anflug mit 65 kts und 6 Grad Sinkwinkel
- Überflug mit 0.9 VH in 150m Höhe

VH ist die Geschwindigkeit, die bei maximaler Dauerleistung der Triebwerke im Horizontalflug erreichbar ist.



BILD 22 EC145 S/N 9001 im Anflug

Die so ermittelten Schallpegel müssen auf die ICAO Normwerte korrigiert werden. Die atmosphärischen Bedingungen lagen sowohl hinsichtlich relativer Luftfeuchtigkeit als auch Wind an den Grenzen der von ICAO vorgegebenen Intervalle. Zusammen mit Unzulänglichkeiten durch die Flugplatzgegebenheiten führte dies zu relativ hohen Korrekturfaktoren. Deshalb haben die ermittelten Ergebnisse nur qualitativen Charakter.

Die Schallabstrahlung der EC145 unterschreitet die ICAO Grenzwerte um 7 EPNdB. Die korrigierten Pegelwerte für den ATR liegen geringfügig (1,5 EPNdB) über den EC145 Zulassungswerten. Dies ist vor allem darin begründet, dass die 5 Blätter bei gleicher Drehfrequenz zu einer höheren Blattfolgefrequenz und zu einer Verschiebung des Spektrums nach oben führen, was in der EPNL Bewertung stärker gewichtet wird.

3.8. Flugeigenschaften und Lasten

3.8.1. Stabilität und Steuerbarkeit

Bei der Entwicklung des ATR wurden große Anstrengungen unternommen, um den Schlaggelenksabstand und damit die Mastmomentkapazität zu reduzieren. Neben einer geringeren Vibrationserregung führt dies zu einer deutlichen Verbesserung der Nickstabilität des Hubschraubers. Die realisierte Steifigkeit stellt aus flugmechanischer Sicht annähernd das Optimum dar, da sich die Auswirkungen auf die Manövrierbarkeit, die Roll- und Nickdämpfung, sowie auf die Steuermomente in akzeptablen Grenzen halten. BILD 23 zeigt den Zusammenhang zwischen der Dämpfung um die Nickachse und der Steuerempfindlichkeit. Der ATR liegt innerhalb des empfohlenen Bereiches (CHEN Kurve), der gute Steuerbarkeitseigenschaften kennzeichnet.

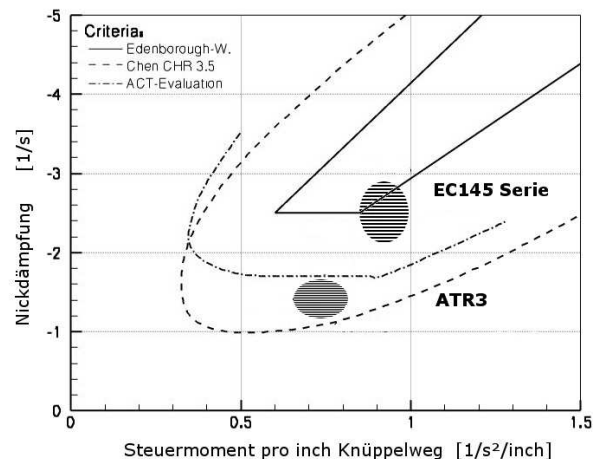


BILD 23 Steuerbarkeit Nickachse

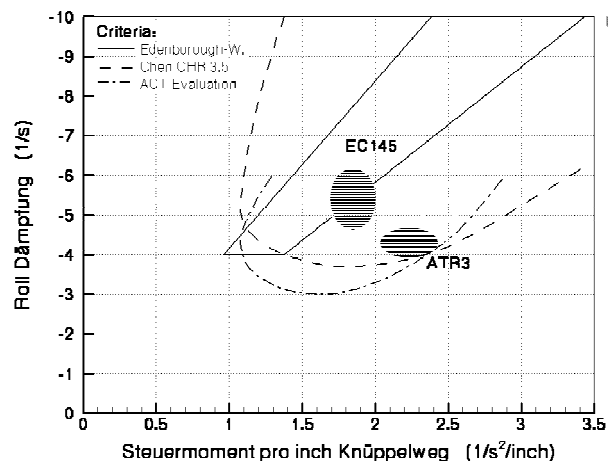


BILD 24 Steuerbarkeit Rollachse

In der Rollachse vergrößert sich der Steuerwinkelbereich um 15%, um den zunehmend höheren Anforderungen an die Manövrierbarkeit im Schwebeflug bei Seitenwind gerecht zu werden (BILD 24). Der Rotor ist hinsichtlich der Steuerempfindlichkeit und der Roll-Dämpfung mit den guten Eigenschaften der EC135 vergleichbar. Auf die Dämpfung der „Dutch-Roll“, einer bei allen Flugzeugarten auftretenden Gier-Roll-Schwingung, hat dieses Rotor-konzept keinen merklichen Einfluss.

3.8.2. Lastsituation im Horizontalflug

Der Verlauf des Mastbiegemomentes über Fluggeschwindigkeit (BILD 25) offenbart keine signifikanten Unterschiede zwischen ATR und Serienrotor. Da beide den gleichen Durchmesser besitzen, ist mit ähnlichen Rotor/Rumpf- und Rotor/Leitwerksinterferenzen zu rechnen.

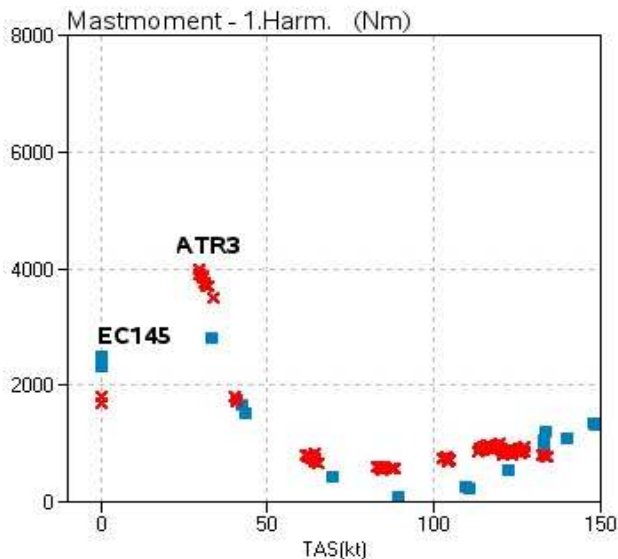


BILD 25 Mastmoment im Horizontalflug

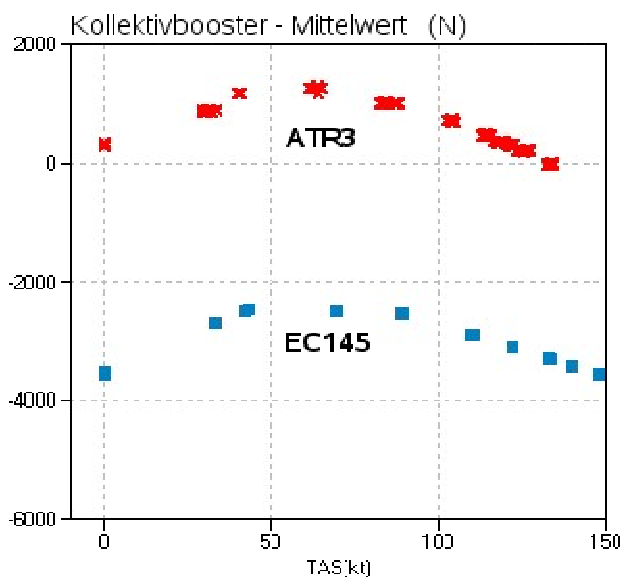


BILD 26 Kollektivboosterkraft im Horizontalflug

Der statische Anteil der umlaufenden Steuerstangenkraft der einzelnen Rotorblätter summiert sich bei der Steuerung der EC145 in der Kollektivboosterkraft. Während beim Serienrotor die Steuerstange deutlich auf Zug belastet wird, stellen sich beim ATR geringe Druckkräfte ein (BILD 26). Diese niedrigen Lasten wirken sich positiv auf die Lebensdauer des Boosters und der zugehörigen Elemente dieses Steuerzweiges aus. Die Amplitude der 1/rev Steuerstangenkraft bestimmt die statischen Kräfte in den Boostern der zyklischen Steuerung. BILD 27 zeigt am Beispiel der Querboosterkraft das insgesamt niedrige Lastniveau.

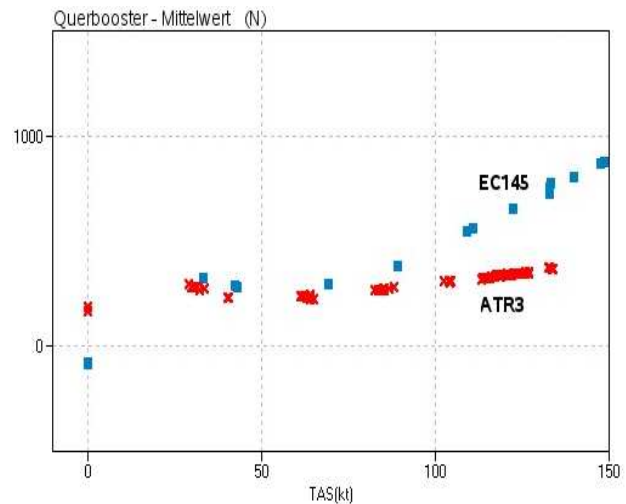


BILD 27 Querboosterkraft im Horizontalflug

4. AUSBLICK

4.1. Aktive Rotorsysteme

Im Jahr 2005 erfolgte bei ECD der weltweit erste Flug eines aktiven Rotors mit piezoelektrisch angetriebenen Servoklappen. Basierend auf den Erfahrungen mit hydraulischer Blattwurzelsteuerung konnten in der Zwischenzeit erfolgreiche Flugversuche zur Minderung von Vibrationen und Außenlärm durchgeführt werden [6], [7], (BILD 28). Hier wurden aktive Module in das gelenklose Rotorsystem der EC145 implementiert. Im nächsten Entwicklungsschritt wird ein vergleichbares System den Anwendungsbereich des gelenklosen ATR erweitern.

4.2. Lagerlose Rotoren mit aktiver Steuerung

Neben einer mechanischen und elektrischen Optimierung der bestehenden Klappenmodule, sowie der Integration in die ATR Blattgeometrie (BILD 29) zielt die Entwicklung hier auf effizientere und Raum sparende Komponenten zur Datenübertragung und Leistungsverorgung ([8], [9]) und auf eine weitere Verfeinerung der Regelalgorithmen.

Das Gesamtkonzept soll so erweitert werden, dass eine Erprobung auch im Hinblick auf eine Anwendung der Klappentechnologie auf die Primärsteuerung des Hubschraubers möglich wird.



BILD 28 Erstflug BK117 mit aktiven Servoklappen

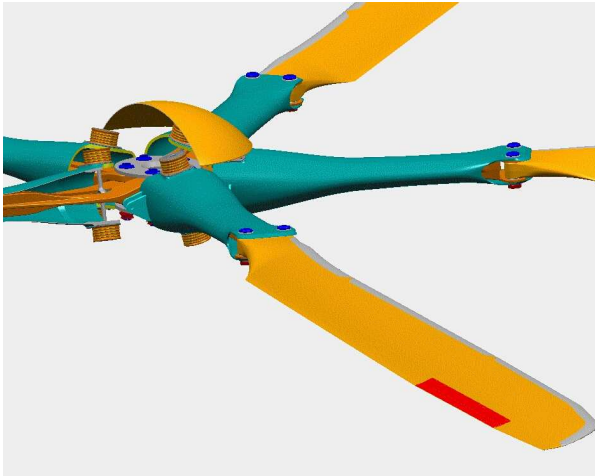


BILD 29 Lagerloser Rotor mit aktiven Steuerflächen

5. ZUSAMMENFASSUNG

Aufbauend auf dem innovativen Rotor der EC135 wurde die BMR Technologie in den vergangenen Jahren im Forschungsprojekt ATR weiterentwickelt. Nach Auslegung, Konstruktion und Test der Systemkomponenten wurde in diesem Jahr die Erprobung im Flug mit Erfolg durchgeführt.

Die Zielsetzungen konnten in weiten Bereichen erreicht werden, obwohl die Randbedingungen des Versuchsträgers nicht in vollem Umfang der Rotorauslegung entsprach. Dadurch waren Nachteile in der Schwebeflugleistung und bei der Lärmemission zu erwarten. Die schlagweiche Auslegung des Rotors hat zu ausgewogenen Flugeigenschaften durch eine Verbesserung der Stabilität in der Nickachse geführt, wobei die gute Manövrierbarkeit erhalten geblieben ist. Die Schwenkdynamik einschließlich einer ausreichenden Schwenkdämpfung ermöglichte einen sicheren Betrieb des Versuchsträgers. Insbesondere das sehr gute Vibrationsverhalten des Rotors konnte eindrucksvoll demonstriert werden. Dieser Experimentalrotor ist als Träger für die Realisierung eines piezoaktiven Servoklappensystems der zweiten Generation geeignet.

Die hier dargestellten Arbeiten wurden in den vom Bundeswirtschaftsminister geförderten Forschungsvorhaben ATR und LARS durchgeführt.

6. LITERATUR

- [1] Polz G., Emmerling S., Enenkl B., Kuntze-Fechner G., „Die Entwicklung eines neuen Hubschrauberrotors (ATR)“, DGLR-Jahrestagung, Dresden, 1996
- [2] Kampa K., Enenkl B., Polz G., Roth G., „Aeromechanic Aspects in the Design of the EC135“, 23rd European Rotorcraft Forum, Dresden, Germany, September 1997
- [3] Pfeifer K., Bansemir H., „The Damage Tolerant Design of the EC135 Bearingless Main Rotor“, 24th European Rotorcraft Forum, Marseilles, France, September 1998
- [4] Starke P., Enenkl B., Bauer K., „Entwicklung eines neuartigen Hubschrauberrotors“ DGLR-Jahrestagung, Bremen, 1998
- [5] Bebesel M., Schoell E., Polz G., „Aerodynamic and Aeroacoustic Layout of ATR (Advanced Technology Rotor)“, 55th AHS Annual Forum, Montreal, Canada, May 1999
- [6] Dieterich, O., Enenkl, 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
- [7] Roth, D., Enenkl, B., Dieterich, O., „Active Rotor Control by Flaps for Vibration Reduction - Full scale demonstrator and first flight test results“, 32nd European Rotorcraft Forum, Maastricht, The Netherlands, September 2006
- [8] Reiners, D., Friedl S., Preissler, D., „Energie- und Datenübertragung für einen Hubschrauberrotor mit piezoelektrischen Servoklappen“, DGLR-Jahrestagung, Braunschweig, 2006
- [9] Jänker, P., Hermle, F., Friedl, S., Lentner, K., Enenkl, B., Müller, C., „Advanced Piezoelectric Servo Flap System for Rotor Active Control“, 32nd European Rotorcraft Forum, Maastricht, The Netherlands, September 2006