

# TECHNOLOGIEN FÜR SCHNELLFLIEGENDE, ÖKONOMISCHE HUBSCHRAUBER DER NÄCHSTEN GENERATION

Ph. Krämer, O. Dieterich, S. Mangelsdorf  
Eurocopter Deutschland GmbH  
D-81663 München  
Deutschland

## Zusammenfassung

Zunehmend werden Forderungen nach Hubschraubern mit höheren Flugleistungen und höherer Wirtschaftlichkeit an die Hersteller herangetragen. Gleichzeitig fordern strenger werdende Zulassungs- und Betriebsvorschriften die Reduktion des Kraftstoffverbrauchs und der Lärm- und Schadstoffemissionen. Nachfolgend sollen die Hintergrundlage und Randbedingungen dieses Kontexts erläutert werden. Anschließend werden Technologien vorgestellt, welche bereits in der Vergangenheit untersucht und eingesetzt wurden und die in aktuell am Markt verfügbare Produkte umgesetzt wurden, um diesen Forderungen Rechnung zu tragen. Es werden dann spezielle Ansätze vorgestellt, welche in verschiedenen Programmen bei Eurocopter untersucht werden. Dabei handelt es sich in dieser Darstellung vor allem um Rotorkonzepte. Neben speziellen Rotorkopftechnologien sind es höherharmonische Ansteuerungen der Rotorblätter, mit denen es möglich ist, einen Einfluss auf die Flugleistung, aber auch auf die Entwicklung von Lärmemissionen und Vibrationen zu nehmen. Hinzu kommt die aktive Regelung von herkömmlichen, also bereits bei konventionellen Hubschraubern existierenden Komponenten. Nicht zuletzt muss die aerodynamische und leistungsorientierte Optimierung von verschiedenen Komponenten an dieser Stelle ebenfalls berücksichtigt werden. Der Beitrag stellt vor dem Hintergrund des Spannungsfeldes aus Leistungsforderung, ökologischer Verträglichkeit und Wirtschaftlichkeit einige Technologien vor, die von Eurocopter in aktuellen Forschungs- und Entwicklungsprogrammen untersucht werden.

## 1. EINLEITUNG

In den letzten Jahren konnten unter den internationalen Herstellern verstärkt Bestrebungen verfolgt werden, die Flugleistungen – insbesondere die Höchstgeschwindigkeit und die Reisefluggeschwindigkeit – von Hubschraubern zu steigern. Zum einen äußert sich hierin der grundsätzliche Trend hin zu höheren Leistungen neuer Modelle. Zum anderen rückte die Erhöhung der Geschwindigkeit mehr als die Erhöhung anderer Leistungsaspekte ins Zentrum des Interesses und der Forderungen der Betreiber [1].

Dabei steht bei diesen neuerlichen Bestrebungen weniger die Überbrückung des Geschwindigkeitsdefizits gegenüber Flächenflugzeugen im Vordergrund (wie dies z.B. bei „Kipprotor-“ oder „Verwandlungsflugzeugen“ der Fall ist), sondern vielmehr die Erweiterung des operativen Flugbereichs von „konventionellen“ Hubschrauberkonzepten.

Verschiedene technologische Ansätze existieren, um dieses Ziel zu erreichen. Bereits im Forschungs- und Entwicklungsstadium werden dabei neben den Entwicklungskosten und -risiken und den Forderungen der Kunden die Gesamtwirtschaftlichkeit und operationelle Effizienz sowie die Marktakzeptanz betrachtet. Zusammen genommen liefern alle Faktoren ein Bild, das zu der Entscheidung führt, welche der möglichen Technologien industrialisiert und in Produkte umgesetzt werden können.

Diese Technologien umfassen eine große Bandbreite an Möglichkeiten, die für die Erhöhung der Fluggeschwindigkeit herangezogen werden können. Gerade die rotorseitigen Technologien bieten sich an, da diese fundamental die Flugphysik des Hubschraubers beeinflussen. Sie bil-

den damit eine Brücke zwischen der Optimierung von Einzelkomponenten und der Entwicklung vollständig neuer Hubschrauberkonfigurationen. Mit der Optimierung auf Komponentenebene lassen sich lediglich in begrenztem Maße, aber mit überschaubarem Entwicklungsrisiko, Verbesserungen erzielen. Die Überarbeitung der Gesamtkonfiguration (z.B. als Kipprotorflugzeug) erlaubt es, erhebliche Leistungsanpassungen zu realisieren. Das Risiko bei Entwicklung, Vermarktung und Betrieb wird jedoch erheblich erhöht.

Ein weiterer wichtiger Aspekt, den eine Steigerung der Flugleistung beinhaltet, ist, dass die erforderliche Leistung bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit gesenkt werden muss. Die reine Erhöhung der Triebwerksleistung, also der verfügbaren Leistung, die in Fluggeschwindigkeit umgesetzt werden kann, führt beim Hubschrauber nur bis zu einer gewissen Grenze zum gewünschten Ergebnis. Aerodynamische Grenzen führen bei Hubschrauberrotoren ab einer bestimmten Geschwindigkeit zu derartigen Widerstandserhöhungen, dass ein kontrollierter Flug – auch mit noch so großen Leistungsreserven – nicht mehr möglich ist. Demzufolge müssen Methoden und Technologien gefunden werden, welche die Widerstände verringern und die hubschrauberspezifischen Grenzen zu höheren Geschwindigkeiten verschieben. Eine Reduktion der erforderlichen Leistung kann aber auch dazu genutzt werden, bei gleich bleibender Geschwindigkeit den Treibstoffverbrauch zu senken und daher ökonomischer und ökologisch verträglicher zu fliegen. Beispielsweise, wenn der Leistungsbedarf durch eine höhere aerodynamische Güte oder die Einsparung von Gewicht reduziert werden kann.

Diese drei miteinander verkoppelten Aspekte, Flugleistung, Ökologie und Ökonomie, sind das Spannungsfeld, in

welchem die Diskussion um die Erhöhung der Hubschrauber-Fluggeschwindigkeit zu bewerten ist.

Nachfolgend soll dieser Themenkomplex umrissen und einige Technologien, welche Gegenstand aktueller Forschungs- und Entwicklungsprogramme sind, vorgestellt werden.

## **2. HINTERGRÜNDE, FORDERUNGEN UND RANDBEDINGUNGEN**

### **2.1. Forderung nach höheren Flugleistungen**

Die Forderungen von Hubschrauber-Betreibern nach höheren Geschwindigkeiten kommen aus verschiedenen Bereichen der zivilen und militärischen Anwendung von Hubschraubern.

Der wichtige „Öl und Gas“ Markt stellt die Forderung nach höheren Geschwindigkeiten von Hubschraubern, um die immer weiter von den Küsten entfernten Plattformen zu versorgen. Das Erschöpfen von küstennäheren Ölfeldern erfordert die Erschließung weiter entfernter Vorkommen. Vor allem aber erlauben es steigende Rohölpreise, weiter entfernte, und damit insgesamt teurere Ölfelder zu erschließen und wirtschaftlich zu betreiben. Dabei spielt die zügige Überbrückung der Distanz von der Küste zur Plattform eine erhebliche Rolle.

Im VIP- und Geschäftsreise-Bereich ist die Leistung, wie auch bei anderen Transportmitteln, ein zentrales Verkaufsargument. Dabei zählen neben der Fähigkeit, bestimmte Strecken in einer gewissen Zeit zu überbrücken, auch die Möglichkeit von Starts und Landungen in einer bestimmten Umgebung. Ob ein Landeplatz von einem Hubschrauber angefliegen werden kann oder nicht, hängt entscheidend von der Leistungscharakteristik der Maschine ab (von der Steigrate bei einer bestimmten Zuladung, von der Leistung unter den gegebenen Umgebungsbedingungen etc.)

Gleiches gilt für den Rettungstransport. Einerseits bestimmt auch hier das Leistungsspektrum des Hubschraubers die Fähigkeit, in bestimmten Situationen zu landen und die verletzten Personen zu versorgen, andererseits führen strenger werdende Lärmvorschriften zu veränderten An- und Abflugverfahren in dicht besiedeltem Gebiet und in der Umgebung von Krankenhäusern [2]. Diese neuen Verfahren stellen hohe Anforderungen an die Leistung der genutzten Hubschrauber.

Auf der militärischen Einsatzseite ergibt sich eine Forderung nach höheren Geschwindigkeiten aus dem Bedarf, die Eskortierung schnellfliegender Transportdrehflügler zu ermöglichen. Konkret wird festgestellt, dass die reale Einsatzsituation, in der sich die Bell-Boeing V-22 Kippfortflugzeuge befinden, sowohl eine (ursprünglich nicht vorgesehene) Selbstbewaffnung erforderlich macht, als auch den dringenden Bedarf nach Begleitschutz erkennen lässt [1].

Darüber hinaus findet ein Trend statt, ursprünglich für den Transport vorgesehene Hubschrauber, wie die Boeing CH-47 oder Sikorsky CH-53, im Rahmen von Kommando-Operationen einzusetzen [3]. Damit steht den für eine sehr

viel größere Nutzlast ausgelegten Hubschraubern ein hoher Leistungsüberschuss zur Verfügung, der in Geschwindigkeit umgesetzt werden kann. Für die Eskorte solcher Operationen ist die Geschwindigkeit konventionell ausgelegter Begleit- und Kampfhubschrauber oft nicht vorgesehen.

Als weiteren Punkt lässt sich das erneute Aufkommen einer Nachfrage nach schneller, vertikaler Transportkapazität werten. Im „Joint Heavy Lift“ (JHL) Programm, einer Ausschreibung der US Army für ein zukünftiges senkrechtstartfähiges Lufttransportsystem, sind schnellfliegende Konzepte ausdrücklich eingeschlossen [4]. Die fünf von der US Army ausgewählten Konzepte in der Konzeptentwurfs- und -bewertungsphase (engl. „Concept Design and Analysis“, CDA) umfassen Konfigurationen mit Höchstgeschwindigkeiten zwischen 165 kt (306 km/h) und 310 kt (574 km/h) [5] – alle fünf mit Senkrechtstartfähigkeit.

### **2.2. Bedeutung von Kraftstoffverbrauch und Umweltverträglichkeit**

Neben der Erhöhung der Fluggeschwindigkeit kann, wie einleitend beschrieben, die notwendige Verringerung der erforderlichen Leistung unter Umständen auch die Senkung des Kraftstoffbedarfs und der Emissionen ermöglichen. Vor dem Hintergrund steigender Kraftstoffpreise stellt diese Option ein zusätzliches Verkaufsargument vor allem für den zivilen Markt dar. Dies und das wachsende ökologische Bewusstsein, die generelle Nachfrage nach emissionsärmeren Transportkapazitäten, führen zu einem zusätzlichen Verkaufsargument.

Allgemein führen die laufend überarbeiteten Zulassungsvorschriften zu einer stärkeren Gewichtung von Verbrauch, Schadstoffausstoß und Umweltverträglichkeit bei der Konzeption von Luftfahrzeugen. Hierbei spielt auch die Lärmemission eine zentrale Rolle, die bei jeder Neuentwicklung oder Überarbeitung von Anfang an berücksichtigt wird.

### **2.3. Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen**

Ein wichtiger Aspekt bei der Betrachtung der Ökonomie und des wirtschaftlichen Betriebs von Hubschraubern (und anderer Transportmittel) ist, dass die reine Verringerung des Kraftstoffverbrauchs nicht unbedingt gleichbedeutend ist mit einer Reduzierung der Missionskosten [6]. Die Erhöhung der Geschwindigkeit kann, auch wenn sie verbunden ist mit einer Erhöhung der Kosten pro Flugstunde, eine insgesamt höhere Wirtschaftlichkeit bedeuten. Und das bei einer erhöhten operationellen Effizienz, die mit der Verringerung der Missionsdauer ermöglicht wird.

Als Hersteller und Vermarkter von Hubschraubern muss Eurocopter, entsprechend den Bedürfnissen der Käufergruppen, Produkte entwickeln, die sämtliche Aspekte abdecken. Nur dann kann von einer wirtschaftlich optimalen Lösung der Kundenforderungen ausgegangen werden. Zu diesen Überlegungen gehört auch das Selbstverständnis des Konzerns EADS, sowie der Division Eurocopter, ein ökologisch nachhaltig agierendes Unternehmen mit einer ebensolchen Produktpalette zu sein. Zu Beginn des Jahres 2008 wurde dieser Ansatz klar als strategisches Ziel in der Vision des Konzerns festgeschrieben.

Das Bestreben ist es, Technologien für Produkte zu entwickeln, die den Forderungen nach höheren Leistungen Rechnung tragen, die gleichzeitig wirtschaftlicher zu betreiben sind und die einen reduzierten Treibstoffverbrauch und niedrigere Schadstoff- und Lärmemissionen aufweisen. Diese Ziele müssen gemeinsam und gleichzeitig erreicht werden.

### 3. STAND DER TECHNIK UND UMGESETZTE TECHNOLOGIEN

Der klassische Bereich der Höchstgeschwindigkeit von Hubschraubern der aktuellen Generation liegt bei 160 bis 180 kt. (300 bis 330 km/h). Die begrenzenden aerodynamischen Effekte sind der Strömungsabriss an den Rotorblättern auf der rücklaufenden Rotorseite, sowie transsonische Effekte (erhöhter Widerstand) an den Rotorblättern auf der vorlaufenden Rotorseite. Das Ziel der Leistungssteigerung, auf die hier Bezug genommen wird, bewegt sich im Bereich von jenseits der 200 kt (370 km/h) bis 250 kt (460 km/h). Damit liegt das Geschwindigkeitsfeld dieser Technologien zwischen dem der konventionellen Hubschrauber und dem von Kipprotorflugzeugen, die Geschwindigkeiten im Bereich von 275 bis 320 kt (510 bis 590 km/h) erreichen.

Der Betrachtung von in der Vergangenheit erprobten Technologien kommt eine große Bedeutung zu. In vielen Fällen wurde eine Technologie, die Jahrzehnte lang nicht weiter verfolgt wurde, später kommerziell erfolgreich umgesetzt. Beispiele hierfür sind die Kipprotortechnologie, die mit der Bell XV-3 bereits im Jahre 1955 einen Erstflug erlebte und die mit der seit kurzem im operationellen Einsatz stehenden Bell-Boeing V-22 (Erstflug 1989) derzeit eine erste Serienproduktion erlebt. Ein weiteres Beispiel ist der von Anton Flettner konzipierte „ineinander kämmende“ Doppelrotor, welcher mit der FI 265 erstmals im Jahr 1939 im Flug erprobt wurde und nun mit dem Kaman K-Max (Erstflug 1991) eine neue Anwendung – jedoch speziell für Schwebeflugaufgaben – findet.

Neue Werkstoffe und Fertigungsverfahren, computergestützte Entwicklung und nicht zuletzt die in der Zwischenzeit gewonnene Erfahrung erlauben es, Technologien zu verwirklichen, die zum Zeitpunkt ihrer ersten Untersuchung nicht sinnvoll realisiert werden konnten.

#### 3.1. Historischer Abriss und aktuelle Umsetzungen

Einige der umgesetzten Technologien, die im Flug erprobt oder in marktreife Produkte weiterentwickelt wurden, sollen nachfolgend eine kurze Einleitung liefern, in welchem Kontext sich die in Abschnitt 4 beschriebenen Forschungsarbeiten bewegen.

##### 3.1.1. Einzeloptimierungen

Bereits Einzeloptimierungen, d.h. die auf eine Reduktion der erforderlichen Leistung und eine Erhöhung der erreichbaren Fluggeschwindigkeit ausgerichtete Verbesserungen einzelner Hubschrauberkomponenten, können zu deutlichen Leistungssteigerungen führen. Ein Beispiel hierfür ist das Eurocopter (Aérospatiale) Programm „Dauphin à Grande Vitesse“ (DGV) in den 1980er Jahren [7],

siehe BILD 1. Deutlich zu erkennen sind die Verkleidung des 5-Blatt-Rotorkopfes, sowie die Spoiler im hinteren Rumpfbereich. Mit der SA-365 DGV konnte im November 1989 mit 200 kt (371 km/h) ein Horizontalflug-Weltrekord über die Distanz von 3 km aufgestellt werden.



BILD 1. Eurocopter (Aérospatiale) SA-365 „Dauphin à Grande Vitesse“ (DGV)

Eine weitere Bestmarke, die auf die Verbesserung von Einzelkomponenten zurückgeht, ist der nach wie vor bestehende Rekord der absolut erreichten Horizontalflug-Höchstgeschwindigkeit. Diese wurde 1986 mit 216 kt (401 km/h) von einer Westland „High Speed“ Lynx aufgestellt. Zu den Modifikationen gehörten – neben der baulichen Verringerung des Zellenwiderstands und einer Leistungssteigerung der Triebwerke – die Verwendung einer speziellen Blattgeometrie aus dem „British Experimental Rotor Programme“ (BERP), sowie die Verwertung des Restschubs der Triebwerke. Die BERP-Blattgeometrie wird mittlerweile in aktuellen Versionen der Westland Lynx, sowie der AgustaWestland AW101, serienmäßig angeboten.

#### 3.1.2. Verbundhubschrauber

Beim Verbundhubschrauber ist der zentrale Ansatz für die Steigerung der Leistungsfähigkeit die Entlastung des Hauptrotors durch zusätzliche Auftriebs- und Schubzeugung. Die Bereitstellung von Auftrieb und Vortrieb, die zum Flug des konventionellen Hubschraubers notwendig sind, führt immer auch zu einem Widerstand, der durch die Operation des Rotors bedingt ist. Ein Ansatz ist die Entlastung des Hauptrotors durch die Verwendung eines Tragflügels für die Erzeugung von Auftrieb im Vorwärtsflug. Ein Beispiel für die Erprobung einer derartigen Kombination war das Programm BO 105 „Hoch-Geschwindigkeits-Hubschrauber“ (HGH) von Eurocopter (MBB), siehe BILD 2.

Das in drei Phasen gegliederte Erprobungsprogramm dieses Verbundhubschraubers (engl. „Compound Helicopter“) endete 1975. Neben den Schnellflugleistungen wurde auch der Einfluss des Tragflügels auf die möglichen Lastvielfachen untersucht. Abschließend wurde bei einem Lastvielfachen von 1.63 eine Geschwindigkeit von 205 kt (380 km/h) erreicht [8]. In BILD 2 gut zu erkennen ist der Tragflügel, der verkleidete Hauptrotorkopf, sowie das modifizierte Landewerk. Nicht zu sehen ist der modifizierte hintere Rumpfbereich, der sich konisch zum Heckausleger hin verjüngt.



BILD 2. Eurocopter (MBB) BO 105 „Hoch-Geschwindigkeits-Hubschrauber“ (HGH)

Mit der Restschubverwertung wurde bei der „High Speed Lynx“ ein Prinzip verwendet, welches bei Verbundhubschraubern in verstärktem Maße genutzt wird. Ziel hierbei ist es, den Hauptrotor von der Erzeugung eines Antriebschubs zu entlasten. Dies wird beim „Schub-Compounding“ mit zusätzlichen Schubtriebwerken, oder einem z.B. durch ein Getriebe an den Hauptantriebsstrang gekoppelten Schubpropeller bewerkstelligt.

Eine Kombination aus „Schub-Compounding“ und „Auftriebs-Compounding“ wurde bereits in verschiedenen Programmen erprobt. Aktuell befindet sich die Piasecki X-49A (BILD 3) in der Flugerprobung.



BILD 3. Piasecki X-49A „Speed Hawk“ [9]

Die X-49A basiert auf der Sikorsky H-60 „Black Hawk“ und weist einen mit Klappen versehenen Tragflügel, sowie einen ummantelten (von einem separaten Triebwerk angetriebenen) Schubpropeller auf. Diesem angeschlossenen ist eine variable Kalotte, die zum Drehmomentausgleich im Langsamflug den Schubstrahl des Propellers um 90° zur Seite umlenkt. Für die Phase II der Flugerprobung (mit leistungsgesteigerten Triebwerken, Einziehfahrwerk und verkleidetem Hauptrotorkopf) wird im Schnellflug eine Geschwindigkeit von 210 kt (389 km/h) angestrebt [10]. Wie bereits beim Piasecki-Vorgängerprojekt „Pathfinder“ in den 1960er Jahren, als auch bei der BO 105 HGH, stehen neben der erzielbaren Höchstgeschwindigkeit auch die Steigerung des möglichen Lastvielfachen sowie Missionsleistungsparameter wie die Erhöhung der Reichweite im Fokus der Entwickler.

So ist neben der Geschwindigkeitssteigerung die Steige-

rung des Missionsradius' um mehr als das Doppelte auf 262 NM (485 km) vorgesehen, verglichen mit den heute im Einsatz befindlichen H-60 Typen der US Army und US Navy, mit jeweils ca. 120 NM (222 km) Reichweite. Die Höchstgeschwindigkeit dieser Referenztypen liegt bei ca. 153 kt (283 km/h). Wie sich zeigte, hat die Verbund-Technologie einen positiven Einfluss auf die Entwicklung von Vibrationen und damit auf den Komfort und die dynamische Belastung der Bauteile. Letzteres führt konsequenterweise zu einer Verringerung der Betriebs- und Wartungskosten.

Neben all diesen Vorteilen beinhaltet das Verbundkonzept auch eine Reihe von Nachteilen, die dazu geführt haben, dass dieses Prinzip bislang nicht serialisiert wurde. Insgesamt steht die erhöhte Systemkomplexität und die damit verbundene Erhöhung der Kosten, sowie das erhöhte Gewicht (Verringerung der Nutzlast) durch den Tragflügel und die Propellerummantelung der oben beschriebenen Reduktion der Betriebskosten entgegen. Auf technischer Ebene wird dem Verbundkonzept immer wieder vorgehalten, dass der Tragflügel im Schwebeflug unwirksam ist und lediglich den nicht unerheblichen Gewichtsachteil mit sich bringt. Zusätzlich beeinträchtigt der Flügel, der sich im Schwebeflug im Abwindfeld des Rotors befindet, die Schwebefugleistung. Um diesen Effekt zu reduzieren, lassen sich die Klappen an den Tragflügeln der X-49A um 60° nach unten schwenken, um die dem Abwind ausgesetzte Fläche zu reduzieren. Diese Klappen werden im Vorwärtsflug mit einer Autorität von  $\pm 5^\circ$  zur Entlastung des Hauptrotors von der Primärsteuerung genutzt.

Ansätze einer Serialisierung wurden in den Vereinigten Staaten mit den Projekten Lockheed AH-56 „Cheyenne“ (Schub- und Auftriebs-Compounding) und Sikorsky S-67 „Blackhawk“ (Auftriebs-Compounding) unternommen. Für die auf eine Höchstgeschwindigkeit von 212 kt (390 km/h) ausgelegte AH-56 wurde bereits ein Produktionsauftrag für 375 Exemplare erteilt. Dieser wurde allerdings zurückgezogen, nachdem technische Schwierigkeiten die Auslieferung verzögerten und im Jahr 1969 der Rotor bei einem Erprobungsflug in Kontakt mit der Zelle kam und einen tödlichen Unfall nach sich zog. Ein gleichzeitiger Wechsel in der Einsatzdoktrin führte zur Verlagerung der Verantwortung der Mission, für die die AH-56 vorgesehen war, von der US Army zur US Air Force und letztendlich zur Entwicklung und Beschaffung der Fairchild-Republic A-10.

Das S-67 „Blackhawk“ Projekt (nicht zu verwechseln mit den später entwickelten H-60 „Black Hawk“ Mustern) wurde ebenfalls nach einem tödlichen Unfall 1974 und zugunsten der Entwicklung der AH-64 Apache aufgegeben. Die S-67 erreichte im Flugversuch knapp 200 kt (370 km/h).

Die Motivation hinter dem X-49A Programm von Piasecki ist zum einen das o.g. Potenzial des Verbundhubschrauberkonzepts und zum anderen die Fähigkeit, mit aktuellen Methoden und Werkstoffen eine höhere technische Reife („Technology Readiness Level“, TRL) zu erreichen, als es bei früheren Umsetzungen (Pathfinder) der Fall war. Gleichzeitig genießt das Unternehmen durch die damalige Untersuchung des Prinzips, trotz der langen Ruhephase, einen Wissensvorsprung vor den Mitbewerbern.



### 3.1.3. Advancing Blade Concept

Auf dem „Advancing Blade Concept“ (ABC) basiert ein Technologieträger, der sich ebenfalls zurzeit in der Entwicklung befindet. Die Sikorsky X2 (BILD 4) profitiert wie die Piasecki X-49A von Erfahrungen, welche das Unternehmen bereits vor Jahrzehnten in Vorgängerprogrammen sammeln konnte. Das ABC-Konzept basiert auf einem Koaxialrotor. Dabei werden die jeweils vorlaufenden Blätter („advancing blades“) für die Auftriebserzeugung verwendet, während die rücklaufenden Blätter gezielt entlastet werden (durch eine Verringerung des Einstellwinkels). Dies geschieht um den Strömungsabriss rücklaufender Blätter bei schnellen Fluggeschwindigkeiten („retreating blade stall“) zu vermeiden, bzw. zu höheren Fluggeschwindigkeiten hinauszuzögern. Um auch die vorlaufenden Blätter vor aerodynamischen Nachteilen im Schnellflug durch transsonische Effekte zu schützen, wird gleichzeitig die Rotordrehzahl derart verringert, dass auch diese Effekte erst bei höheren Fluggeschwindigkeiten auftreten. Die Rotoren sind dabei durch einen starren Rotorkopf mit dem Rotormast verbunden, um den Abstand der Rotoren von einander und von der Zelle möglichst gering zu halten und damit den aerodynamischen Widerstand zu reduzieren. Zusätzlich erlaubt es das Koaxialrotorsystem, auf einen Heckrotor zum Drehmomentausgleich zu verzichten. Als Vortriebshilfe wird ein Schub-Compounding eingesetzt.



BILD 4. Sikorsky X2 Demonstrator [11]

1973 begann die nach dem ABC-Konzept entworfene Sikorsky S-69/HX-59A ihr Flugversuchsprogramm und erreichte, ebenfalls nicht ohne Rückschläge, eine Höchstgeschwindigkeit von 280 kt (518 km/h). Dafür wurden zwei Turbo-Luftstrahltriebwerke für die Schuberzeugung genutzt. Das Programm, das im Rahmen der Ausschreibung der US Army für einen leichten Kampfhubschrauber (LHX) durchgeführt worden ist, wurde dennoch fallen gelassen und für die weitere Entwicklung eine konventionellere Konfiguration gewählt, die später in der RAH-66 „Comanche“ umgesetzt werden sollte.

Seit kurzem hat Sikorsky das ABC-Prinzip wiederbelebt und entwickelt in Eigenfinanzierung den Demonstrator X2, der noch in 2008 die Flugerprobung beginnen soll. Dieser Demonstrator weist ein 2-Mann-Tandemcockpit mit geringer Rumpfstirnfläche sowie einen 6-Blatt-Druckpropeller am Rumpfheck auf.

Gerade zwei zentrale Probleme, welche die S-69 noch beeinträchtigten, können mit heutigen Technologien bei der X2 verbessert realisiert werden. Die dynamische Auslegung der gelenklosen Rotoren ist geprägt durch eine sehr hohe Steifigkeit der Blätter. Diese ist gefordert, um eine gegenseitige Berührung der Rotoren zu vermeiden, und um den Abstand zwischen den Rotoren möglichst klein zu halten [12]. Daneben sind der Entwurf und die aerodynamische Optimierung der Rotorblätter mit modernen, computergestützten Methoden [13] weit effizienter möglich, als dies noch vor einigen Jahrzehnten der Fall war. Ebenso wie Piasecki bei der X-49A, profitiert Sikorsky bei der ABC-Technologie der X2 von dem im Unternehmen erhaltenen Know-How, das einen Wettbewerbsvorteil darstellt.

Diese beiden Technologien, der Verbundhubschrauber und das Advancing Blade Concept, sind Beispiel dafür, wie ehemals untersuchte und zwischenzeitlich verworfene Konzepte in aktuellen Programmen erneut umgesetzt werden. Dabei ist der Piasecki X-49A und der Sikorsky X2 gemein, dass es sich bei ihnen ausdrücklich nicht um Prototypen handelt, die so oder ähnlich in Produktion gehen könnten, sondern um Technologiedemonstratoren, welche die generelle Machbarkeit der Konzepte unter Beweis stellen sollen.

So richtet sich das X2-Konzept, übertragen auf Hubschrauber von der Kapazität eines taktischen Transportflugzeugs, an die Forderungen der Joint Heavy Lift Ausschreibung der US Army [4]. Insgesamt wird erwartet, dass die Erhöhung der Leistung sich absolut betrachtet bei Hubschraubern der Transporthubschrauberklasse stärker auswirken wird, als bei Mehrzweck- und Kampfhubschraubern. Eine Untersuchung entsprechender Technologien sollte dementsprechend die möglichen Anwendungen bereits bei der Konzeption und der Zielsetzung der Forschungsarbeiten berücksichtigen.

### 3.2. Bewertung der Technologien und Übertragung in Forschungsprogramme mit industriellem Potenzial

Technische Forschungsprogramme in industriellem Kontext haben in der Regel die Untersuchung von Technologien für eine spätere Industrialisierung oder, allgemeiner, die Schaffung von Wissen im Zusammenhang mit neuen Technologien oder Anwendungsgebieten zum Ziel.

Dementsprechend kann ein Forschungsvorhaben ein erfolgreiches Ergebnis hervorbringen, auch wenn die untersuchte Technologie nicht direkt in eine industrialisierte Serienanwendung mündet. Oft sind Teiltechnologien und der Erfahrungsgewinn auf einem bestimmten Gebiet die treibenden Faktoren für die Auswahl von Forschungsthemen.

Einen Ansatz zum Erreichen dieser Vorgaben greift das durch das Luftfahrtforschungsprogramm (LuFo 4) des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie geförderte Verbundvorhaben INROS (Innovative Rotorsysteme) auf. Neben zwei Arbeitspaketen, die sich mit innovativen Rotorblättern und innovativer Rotorsteuerung beschäftigen, ist das Kernziel in Arbeitspaket (AP) 1 „Innovative Rotorkopfsysteme“, den Leistungsbedarf von Hubschraubern durch spezielle Rotorkopftechnologien zu verringern

und gleichzeitig die erreichbare Höchstgeschwindigkeit zu steigern. Das von Eurocopter geführte AP 1 wird in Kooperation mit dem Institut für Flugsystemtechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) bearbeitet.

Die rotor- und zellenseitigen Technologien, welche eine Erhöhung der Fluggeschwindigkeit ermöglichen, umfassen grundsätzlich die vollständige Bandbreite an Innovationen, um die Flugleistung und die Ökonomie zu steigern. Dazu gehören spezielle Rotorkopfsysteme (wie der Rotor mit Schwenksteuerung und der vollkardanisch gelagerte Rotor), die Steuerung oder Regelung konventioneller Komponenten (Optimierung der Rotordrehzahl, Variation der Rotormastneigung, höherharmonische Rotoreinstellung und steuerbare Leitwerke), ein „Compounding“ und die Optimierung der Einzelkomponenten (aerodynamische Zellenoptimierung, Optimierung der Rotorblätter und Blattprofile). Diese Ansätze werden bewertet und auf ihr Potenzial hinsichtlich der oben formulierten Ziele und ihrer industriellen Anwendbarkeit analysiert.

Durch eine Vorabbewertung wird daraus eine Auswahl getroffen, welche im Rahmen des INROS-Vorhabens entwickelt und bewertet werden soll. Ein zentraler Aspekt bei dieser Auswahl ist, wie oben für die Konkurrenten Piasecki und Sikorsky und ihre jeweiligen Entwicklungsunternehmungen exemplarisch dargestellt, das firmenintern existierende Know-How. Die Kerntechnologien, die hierfür gewählt wurden, sind der Rotor mit Schwenksteuerung, sowie der vollkardanisch gelagerte Rotor in Verbindung mit steuerbaren Leitwerken.

Darüber hinaus bildet die höherharmonische Ansteuerung der Rotorblätter eine Technologie, welche seit geraumer Zeit bei Eurocopter in verschiedenen Programmen erforscht wird (siehe z.B. [14]) und aktuell ebenfalls Gegenstand des Programms INROS ist. Unter dem Gesichtspunkt einer Erhöhung der Flugleistung ist dabei die Einstimmung bei  $2\Omega$ , also bei doppelter Rotorumlauf Frequenz, von besonderer Bedeutung.

## 4. TECHNOLOGISCHE ANSÄTZE

Im Folgenden sollen einige Technologien umrissen werden, welche in Forschungsprogrammen untersucht werden und von Bedeutung für die Leistungsbilanz, die ökologische und ökonomische Effizienz von Hubschraubern sind.

### 4.1. Rotortechnologien

Die beiden Rotorkopf-Kerntechnologien, die Gegenstand des INROS Arbeitspakets 1 sind, sind der schwenkgesteuerte Rotor nach dem „Derschmidt-Prinzip“ sowie der kardanisch gelagerte oder „Gimbal-Rotor“.

#### 4.1.1. Schwenkgesteuerter Rotor

Das Prinzip des Rotors mit Schwenksteuerung wurde etwa im Zeitraum zwischen 1955 und 1965 ausgearbeitet und erprobt [15]. Nach seinem Erfinder wird dieser Rotortyp auch „Derschmidt-Rotor“ genannt. Im Verlauf dieser Entwicklung wurden zunächst Modellrotoren gefertigt und auf dem Prüfstand und im Windkanal untersucht. Nach Erfolg versprechenden Ergebnissen wurde ein Erprobungsträger, die BO 46, gebaut und ab 1964 im Flug erprobt.



BILD 5. Eurocopter (Bölkow) BO 46 mit schwenkgesteuertem Hauptrotor

Derschmidt [15] gibt eine Reisegeschwindigkeit – geplant war auch ein Schub-Compounding mit seitlich angebrachten Turboluftstrahl-Triebwerken – von 221 kt (410 km/h) bis 302 kt (560 km/h) an und führt als Geschwindigkeitsobergrenze die Unwirtschaftlichkeit aufgrund des erhöhten Leistungsbedarfs durch den aerodynamischen Widerstand des Rotorkopfsystems an.

Die zentralen Hindernisse bei diesem Programm waren die grundsätzliche Systemkomplexität, die inhärente Rotordynamik, die treibend für das Design der Schwenksteuerung war, sowie aerodynamische und vibratorische Effekte, die schwer zu kontrollieren waren und zu Festigkeitsproblemen führten. Die Technologie des Derschmidt-Rotors sowie eine Weiterentwicklung des Gesamtkonzeptes der BO 46 wurden Mitte der 1960er Jahre zugunsten der BO 105 fallen gelassen. Dennoch konnten wertvolle Erfahrungen gesammelt werden, die ausführlich dokumentiert wurden und nach wie vor im Unternehmen Eurocopter verfügbar sind.

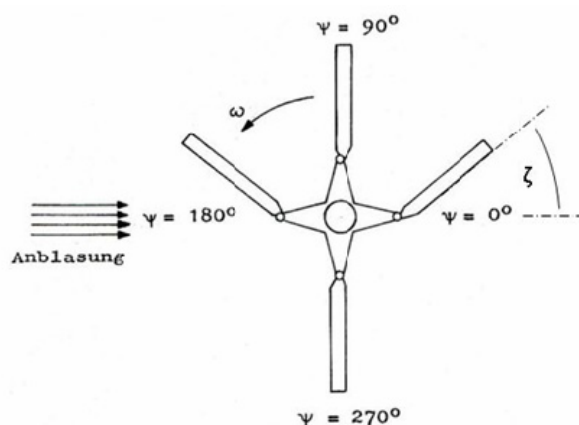


BILD 6. Prinzipskizze eines Rotors mit Schwenksteuerung [16]

Das Prinzip des Rotors mit Schwenksteuerung sieht vor, die Rotorblätter auf der vorlaufenden Seite des Rotors entgegen der Rotordrehrichtung sowie auf der rücklaufenden Seite in Richtung der Rotordrehung zu schwenken. Damit schwenken die Blätter – zusätzlich zur Rotordrehung – im vor- und rücklaufenden Bereich zusätzlich jeweils in Richtung zum Heck des Hubschraubers und

erreichen in der Azimutposition über dem Heckausleger und über dem Bug ihre maximale Auslenkung (siehe Prinzipskizze in BILD 6). Dabei erfolgt die Einsteuerung der Schwenkbewegung in derselben Frequenz wie die der Rotordrehzahl ( $1\Omega$  oder „1/rev“). Ziel ist es, transsonische Effekte an der vorlaufenden Seite des Rotors zu reduzieren und gleichzeitig Ablöseeffekte auf der rücklaufenden Seite des Rotors zu verringern bzw. das Auftreten beider Effekte zu höheren Fluggeschwindigkeiten zu verschieben.

Dabei werden Schwenkamplituden von  $40^\circ$ , also ein gesamter gesteuerter Schwenkbereich von  $80^\circ$  pro Blatt realisiert. Durch die Schwenkbewegung wird die durch die Überlagerung der Rotation mit der externen Anströmung im Vorwärtsflug entstehende lokale Anströmgeschwindigkeit am Rotorblatt im Vorlauf reduziert und im Rücklauf erhöht. In BILD 7 ist die Geschwindigkeitsverteilung als Verhältnis der lokalen Anströmgeschwindigkeit zur Blatt-Umlaufgeschwindigkeit dargestellt. Links abgebildet ist ein konventioneller Rotor, rechts ein Rotor mit Schwenksteuerung.

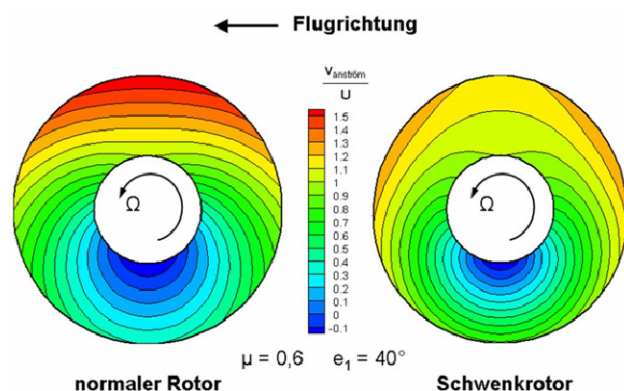


BILD 7. Schematische Darstellung der Geschwindigkeitsverteilung in der Rotorebene

Es ist bei einem Fortschrittsgrad (Fluggeschwindigkeit im Verhältnis zur Rotor-Durchflussgeschwindigkeit) von 0.6 beim konventionellen Rotor ein deutlich ausgeprägter Rückanströmbereich (dunkelblau) zu erkennen sowie ein großer Bereich sehr hoher lokaler Geschwindigkeiten am vorlaufenden Blatt (dunkelrot).

Im selben Flugzustand weist der schwenkgesteuerte Derschmidt-Rotor deutlich verbesserte Anströmbedingungen auf. Der Rückanströmbereich auf der Seite der rücklaufenden Blätter ist stark reduziert. Der Bereich der hohen Anströmgeschwindigkeit am vorlaufenden Blatt ist gänzlich eliminiert. Interessant ist, dass sich die Bereiche hoher Anströmgeschwindigkeiten nun auf den vorderen und hinteren Bereich auf der Seite der vorlaufenden Blätter verlagern. Insgesamt kann mit dem schwenkgesteuerten Rotor so eine sehr viel gleichmäßigere und für den Schnellflug besser geeignete Verteilung der Anströmung erzielt werden.

Praktisch ergeben sich systematische Schwierigkeiten, welche zu überwinden sind, bevor eine Erprobungsreife erreicht werden kann. Um die Belastung durch die Massenträgheit und die auftretenden Schwenkmomente zu reduzieren, sollte die Schwenkbewegung möglichst in Resonanz erfolgen. Bereits in den Studien der 1960er Jahre hat sich gezeigt, dass hierzu ein Abstand des

Schwenkgelenks von der Rotorachse von ca. 40% des Rotorradius erforderlich ist. Bei diesem Schwenkgelenksabstand wäre also eine theoretisch momentenfreie Ansteuerung der Schwenkbewegung möglich. Dieser hohe Wert – verglichen mit dem Abstand von Schwenkgelenken konventioneller gelenkiger Rotorbauart – führt zu einem baulich sehr großen Rotorkopf, welcher durch den erzeugten aerodynamischen Widerstand gerade dem Ziel des Schnellflugs abträglich ist.

Hier werden aktuell moderne Technologien und die Erfahrung von Eurocopter auf dem Gebiet der Lagerlosen Rotoren eingesetzt, um eine Verringerung des Schwenkgelenksabstands auf 20% bis 25% oder geringer zu erreichen. Dies beinhaltet sowohl eine detaillierte Analyse der Operationsparameter des Rotors mit Schwenksteuerung, als auch die Entwicklung von Rotorblatttechnologien, welche den speziellen Bedürfnissen dieses Rotorsystems gerecht werden. Eine Reduktion des Schwenkgelenksabstands führt allerdings direkt zu erheblichen Steuermomenten, die für die Schwenksteuerung aufgebracht werden müssen.

Erste Ergebnisse zeigen, dass eine konstruktive Umsetzung mit einem projektierten Schwenkgelenksabstand zwischen 20% und 25% unter Anwendung von Faserverbundtechnologien grundsätzlich möglich ist. Um die generierten Schwenkmomente möglichst zu reduzieren, wird ebenfalls die Anwendung von Ausgleichsmassen und auf Massenträgheit basierenden Kraftgeneratoren untersucht. Jedoch sind unter Berücksichtigung realer baulicher Gegebenheiten am Rotorblatt nur relativ kleine Massen denkbar, die mit entsprechenden Amplituden angesteuert werden müssten um einen signifikanten Einfluss auf die Schwenkmomente zu erzielen. Außerdem führt eine derartige Kompensation zu einer weiteren Erhöhung der Systemkomplexität. Diese übersteigt bei einem Rotor mit Schwenksteuerung die eines modernen, konventionellen Rotors erheblich.

Es sind also einige Fragen zu klären, bevor an einen nächsten Schritt der Technologiereife gedacht werden kann. Dies geht auch über die Grenzen der Ziele des INROS-Vorhabens hinaus, in welchem einige grundsätzliche Fragen der Technologie geklärt werden und verschiedene Rotorkopfsysteme auf ihren Einfluss auf die Flugeleistungen hin untersucht werden sollen.

#### 4.1.2. Kardanisch gelagerter Rotor

Der zweite Rotortyp, welcher vergleichend innerhalb des INROS-Programms bewertet werden soll, ist der kardanisch gelagerte Rotor. Zunächst sollte festgestellt werden, dass es sich bei der Bezeichnung „kardanisch gelagerter Rotor“ um eine Ungenauigkeit handelt. Ein Kardangelen birgt den Nachteil, dass bei konstanter Drehzahl der antreibenden Seite, die angetriebene Seite eine zyklische Drehzahlvariation erfährt, die mit dem Umlenkwinkel des Gelenks zunimmt. In der Praxis werden die Gelenke des Gimbal-Rotors als „homokinetische Gelenke“ ausgeführt.

Die wesentliche Charakteristik dieses Prinzips ist die freie Beweglichkeit der Rotorebene um den Drehpunkt, schematisch dargestellt in BILD 8, rechts. Die klassischen Phänomene der Rotordynamik, wie sie bei konventionellen Rotoren auftreten, erscheinen beim Gimbal-Rotor in ver-

änderter Weise oder treten gar nicht auf. Eine eingesteuerte Schlagbewegung der Blätter, um die Rotorebene zu neigen und eine Horizontalkomponente des Schubs zu erzeugen, findet beim Gimbal-Rotor nicht statt. Stattdessen wird die Rotorebene lediglich um den Drehpunkt des Gelenks geneigt. Die Vermeidung der Schlagbewegung der Blätter zur Steuerung bringt auch eine Reduktion der Coriolis-Kräfte in der Rotorebene und damit der Schwenklasten im Rotorsystem mit sich.

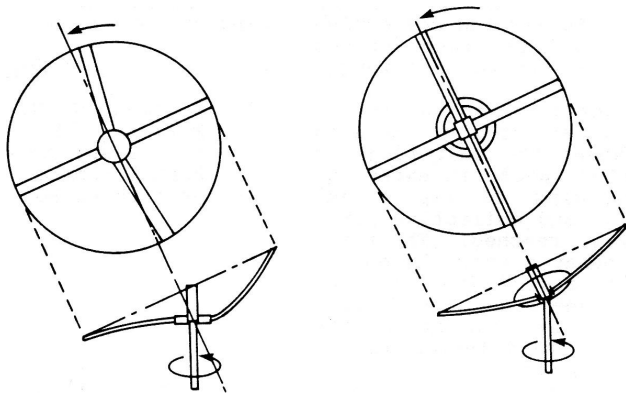


BILD 8. Prinzipskizze des Vergleichs eines konventionellen gelenklosen Rotorkopfs (links) mit einem kardanisches gelagerten Rotor (rechts) [17]

Ein Hubschrauber kann demnach für den Übergang vom Schwebeflug in den Vorwärtsflug die Rotorebene nach vorn neigen. Die Momentenfreiheit der Blattspitzenebene bringt dabei einen zentralen Vorteil mit sich, welcher das Konzept des kardanisches gelagerten Rotors für den Schnellflug interessant macht. Die Neigung der Rotorebene ist bei konventionellen Rotorkopfsystemen limitiert. Dies stellt bereits einen Nachteil für die Schnellflugeigenschaft des Hubschraubers dar. Um zusätzlichen Vortrieb mit dem Hauptrotor zu erzeugen muss also die Hubschrauberzelle ebenfalls geneigt werden (im Vorwärtsflug nimmt der Hubschrauber „die Nase nach unten“), um die Rotorebene weiter zu neigen. Dadurch wird der Rumpf des Hubschraubers nicht mehr optimal von vorn angeströmt, sondern hat durch die vergrößerte Stirnfläche senkrecht zur Anströmung einen erheblich größeren aerodynamischen Widerstand und Abtrieb.

Ein mit einem Gimbal-Rotor ausgestatteter Hubschrauber kann die Rotorebene nach vorn neigen und gleichzeitig den Rumpf in einer aerodynamisch günstigen Lage in der Luftströmung positionieren. Dabei ist der „Pitch-Up“ Effekt speziell zu berücksichtigen. Dieser bezeichnet das Aufnicken des Hubschrauberrumpfes im Übergang vom Schwebeflug in den Vorwärtsflug, das hervorgerufen wird, wenn der Hauptrotorabwind auf den Heckausleger des Hubschraubers und vor allem auf den horizontalen Stabilisator trifft. Bei konventionellen Hubschraubern ist dieser Effekt, bedingt durch die Rotorkopfbauweise und die eingeschränkte relative Bewegungsfreiheit des Rotors gegenüber dem Rumpf, geringer. Die freigängige Bauweise des kardanisches gelagerten Rotors führt jedoch zu einer sehr viel stärkeren Reaktion.

Aus diesem Grund werden im Kontext von kardanisches gelagerten Hauptrotoren fast durchweg steuerbare Leitwerke, d.h. die Auslegung zumindest des horizontalen Stabilisators als sekundäre Steuerfläche, als integraler

Bestandteil dieses Konzepts betrachtet. Diese ermöglichen es, den Pitch-Up Effekt zu reduzieren und darüber hinaus den Rumpf geregelt in einer aerodynamisch günstigen Lage gegenüber seiner Umströmung zu halten. Ein Beispiel für einen steuerbaren Stabilisator, der das Pitch-Up-Verhalten reduziert, ist bei der Sikorsky H-60 zu finden, die den horizontalen Stabilisator im Langsamflug um ca. 40° nach unten schwenken kann.

Der Schnitt durch einen Gimbal-Rotorkopf ist in BILD 9 dargestellt. Zu erkennen ist das kugelförmige Gelenk im Innern der Rotornabe mit dem außen laufenden „beweglichen“ Teil, sowie dem inneren Teil, über den das von unten eingebrachte Antriebs-Drehmoment übertragen wird. Bemerkenswert ist, dass die zentrale Achse des Rotorblattes die Rotornabe unterhalb des Drehpunkts des Gimbal-Gelenks schneidet. Diese geometrische Relation bewirkt einen positiven Effekt auf die Rotorstabilität. Wie konventionelle Rotoren auch, werden Gimbal-Rotoren mit einem baulichen Konuswinkel zur Reduktion der Rotorkopflasten im Nominalbetrieb (unter Einfluss von Schubkraft und Zentrifugalkraft am Rotorblatt) ausgeführt. Ungewünschte Kopplungseffekte, die durch Coriolis-Effekte und eine Lage des Rotorschwerpunkts oberhalb der Gelenkebene entstehen würden, werden durch diese „Underslung-Bauweise“ reduziert. Der resultierende Rotorschwerpunkt bewegt sich bei einer Neigung der Rotorebene nur in geringem Maße weg von der Drehachse des Rotormastes.

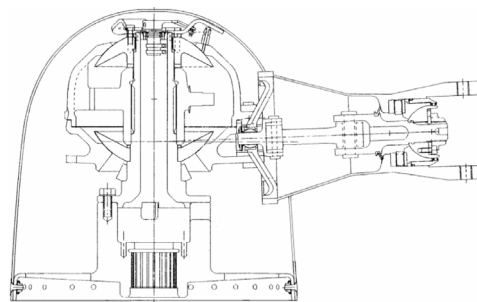


BILD 9. Schnitt-Darstellung eines kardanisches gelagerten Rotorkopfs [18]

Trotz einiger Erprobungsprogramme ist die Gimbal-Technologie nie in größerem Umfang als Hauptrotor eines Hubschraubers im Flug erprobt worden. In den 1980er Jahren wurde von Sikorsky ein Gimbalsystem unter dem Produktnamen „Dynaflex“ patentiert und im Windkanal erprobt [17], jedoch anschließend nicht weiter verfolgt.

Eine Wiederbelebung der kardanisches gelagerten Rotortechnologie kam mit der Entwicklung der Kipprotorflugzeuge. Der Gimbal-Rotor stellte sich früh als das hierfür am besten geeignete System heraus.

Ein Vorteil unter ökologischen Gesichtspunkten ist, dass es das Konzept bestehend aus Gimbal-Rotor und steuerbaren Leitwerken erlaubt, den Hubschrauberrumpf im gesamten Geschwindigkeitsband aerodynamisch günstiger und daher verbrauchsärmer zu positionieren. Es muss also eine Abwägung zwischen konstruktivem Aufwand und erreichbarer Leistungsverbesserung (inklusive wirtschaftlicher und ökologischer Überlegungen) getroffen werden.



## 4.2. Höherharmonische Steuerung

Die höherharmonische Steuerung und Einzelblattsteuerung werden in der Hubschrauber- und Rotortechnologie bei Eurocopter seit geraumer Zeit für unterschiedliche Anwendungen untersucht und erprobt. In verschiedenen Forschungsprogrammen konnten bemerkenswerte Ergebnisse erzielt werden (siehe u.a. [14], [19]). Im Rahmen des INROS-Projekts sind Technologien höherharmonischer Einsteuerung Gegenstand des Arbeitspakets 1 mit der „2/rev-Taumelscheibe“ und des Arbeitspakets 3, mit der Blatt-Hinterkantenklappe. Darüber hinaus existieren Konzepte, die ebenfalls verfolgt werden, wie die „aktive Blathinterkante“.

Generell gelten als die drei zentralen Themenschwerpunkte der höherharmonischen Steuerung die Reduktion von Lärmemission, von Vibrationen und die Erhöhung der Flugleistung. Letzter Punkt macht sie damit für den hier besprochenen Kontext besonders interessant. Ein im Idealfall gleichzeitiger positiver Einfluss auf das Lärm- und Vibrationsniveau wären unter industriellen Gesichtspunkten eine höchst attraktive Kombination.

### 4.2.1. Blatt-Hinterkantenklappe

Die bei Eurocopter in der Erprobung befindliche Blatt-Hinterkantenklappe (BILD 10) wird in mehreren Modulen im äußeren Radiusbereich in das Rotorblatt integriert [20]. Die im Gehäuse (hellgrau) untergebrachten Piezo-Aktuatoren (rot) übertragen die Steuerbewegungen verstärkt durch die Aktuatorrahmen (blau) an die Zugstreben (gelb) und diese weiter an die eigentliche Klappe (dunkelgrau).

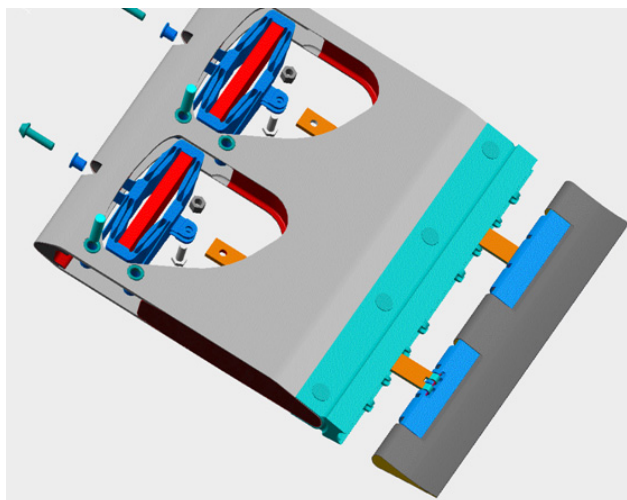


BILD 10. Prinzipdarstellung eines Blatt-Klappen-Moduls [20]

Die Piezoaktuatoren werden elektrisch angesteuert und erlauben es dadurch eine frei definierbare Ansteuerung zu realisieren. Hinsichtlich der höherharmonischen Ansteuerung können hier im Prinzip beliebige Vielfache der Rotor-umlauf Frequenz bei frei definierbarer Phasenlage und Amplitude (innerhalb der Kapazität der Klappe) gleichzeitig einander überlagert eingesteuert werden. Damit bietet die Blatt-Hinterkantenklappe eine große Bandbreite und Flexibilität bei der Untersuchung verschiedenster Effekte. BILD 11 zeigt die am Hauptrotor des Eurocopter Versuchshub-

schraubers, einer modifizierten BK 117, integrierte Blatt-Hinterkantenklappe, die aus drei Modulen pro Rotorblatt besteht.



BILD 11. Integration der Blatt-Hinterkantenklappe am Eurocopter Versuchshubschrauber

Im Rahmen verschiedener Forschungs- und Erprobungsprogramme, wie ADASYS [14], und LARS [20] wurden die drei Kernaspekte, die mit höherharmonischer Steuerung zu adressieren sind – Lärmabstrahlung, Vibration und Flugleistung – in umfangreichen Flugversuchskampagnen untersucht. Es konnte gezeigt werden, dass alle drei Bereiche mit der entsprechenden Einsteuerung durch die Hinterkantenklappe positiv beeinflusst werden können. Im dritten Arbeitspaket des INROS-Programms werden diese Arbeiten fortgesetzt und die Systeme auf Basis der zuvor gewonnenen Erkenntnisse weiterentwickelt.

### 4.2.2. Aktive Blathinterkante

Neben der Blatt-Hinterkantenklappe ist die aktive Blathinterkante, schematisch dargestellt in BILD 12, eine Alternative zur Überlagerung der Rotordynamik mit höherharmonischen Einsteuerungen. Auch an dieser Technologie ist Eurocopter im Rahmen des von der Europäischen Kommission geförderten Programms „Friendcopter“ beteiligt. Bei diesem System sorgen elektrisch angesteuerte Piezoaktuatoren im Blatt für eine Auslenkung der elastischen Blathinterkante (farblich hervorgehoben in BILD 12). Die Freiheit der Einsteuerung elektrischer Signale ist auch bei diesem System gegeben.

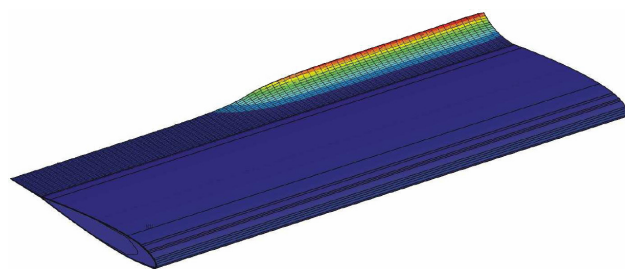


BILD 12. Auslenkung der aktiven Blathinterkante

Die realisierbaren Amplituden und die Stellgeschwindigkeiten sind die Parameter, welche über die Effizienz solcher aktiver Rotorsysteme entscheiden.

## 4.3. Aktive Steuerung konventioneller Komponenten

Kurz soll an dieser Stelle auf die aktive Steuerung konventioneller Hubschrauberkomponenten eingegangen werden. Dabei handelt es sich um die Steuerung von Komponenten oder Parametern, die als Auslegungsparameter im

Huschrauberentwurf festgelegt und üblicherweise, bei konventionellen Hubschraubern, nicht verändert werden.

#### 4.3.1. Variable Rotordrehzahl

Ein Parameter, der gerade im Auslegungsprozess intensiv betrachtet wird, ist die Rotordrehzahl. Im Wesentlichen sind Rotoren konventioneller Hubschrauber für die Operation bei einer weitgehend konstanten Rotordrehzahl ausgelegt. Bereits bei einigen aktuellen Hubschraubern wird jedoch durch die AFCS/FADEC-Systeme eine Anpassung der Rotordrehzahl z.B. auf der Basis der Flughöhe und der Fluggeschwindigkeit vorgenommen. Diese dient im Wesentlichen dazu, einen einfachen Kompromiss zwischen Flugleistung und Lärmabstrahlung im bodennahen Flug, bzw. im Reiseflug in größerer Höhe einzustellen. Um einen realen Leistungsvorteil im gesamten Flugbereich zu erzielen muss die Drehzahl individuell an verschiedene Parameter angepasst werden.

Der Effekt, der für eine Leistungsreduktion bei der Verringerung der Drehzahl genutzt wird, ist der nichtlineare Verlauf der Auftriebs-/Widerstandspolaren der Rotorblattprofile. Wird die Drehzahl des Rotors abgesenkt, ist es erforderlich, den Einstellwinkel der Blätter zu erhöhen. Dies ergibt sich aus der Grundforderung, für einen gegebenen Flugzustand den notwendigen Auftrieb zu erzeugen. In einem gewissen Bereich der Profilpolare, steigt der Auftrieb stärker als der Widerstand. Dies ist bei kleinen Einstellwinkeln und nur bis zu einem Verhältnis von  $dC_a/dC_w = 1$  der Fall. Das bedeutet, der positive Effekt ist abhängig vom Betriebszustand des Rotors. In [22] wird eine Drehzahlvariation von  $\pm 15\%$  untersucht und dabei eine Reduktion der erforderlichen Leistung um bis zu 18% erzielt – allerdings kann dieser Wert als singuläre Spitze in einem stark eingeschränkten Betriebsbereich angesehen werden.

In einem hoch belasteten Betriebszustand kann eine Verringerung der benötigten Leistung durch eine Anhebung der Rotordrehzahl erzielt werden. Dabei sind Zustände bei großer Masse und in großer Flughöhe klassischerweise diejenigen, bei denen ein Punkt auf der Profilpolaren mit  $dC_a/dC_w < 1$  eingenommen wird. Hier kann durch eine Erhöhung der Rotordrehzahl ein günstigerer Betriebszustand des Rotors eingenommen und damit der Leistungsbedarf reduziert werden. Auch für den induzierten Widerstand, der eine zusätzliche Komponente für die benötigte Rotorleistung darstellt, ist ein durch eine höhere Drehzahl bedingter geringerer Anstellwinkel günstiger.

Allerdings gibt es praktische Schwierigkeiten, die eine derartige Variation der Drehzahl mit sich bringt. Vibrationen und strukturelle Resonanzprobleme müssen speziell berücksichtigt werden. Wird die Drehzahl in einem größeren Bereich variiert, muss sichergestellt werden, dass keine Bauteile übermäßig in ihrer Resonanzfrequenz angeregt werden. Aus operationellen Gesichtspunkten ist die Autorotationsfähigkeit ein zentrales Auslegungskriterium für die Rotorparameter. Ein Absenken der Rotordrehzahl darf bei einem Triebwerks- oder Heckrotorausfall nicht die Flugsicherheit beeinträchtigen. Auch Einflüsse auf die Flugmechanik und Flugeigenschaften sind zu beachten.

Zu bemerken ist weiterhin, dass eine Absenkung der Rotordrehzahl für die meisten Schnellfliegenden Konfigurati-

onen (wie das Compound- und das ABC-Konzept) in Erwägung gezogen wird. Bei den entsprechenden Fluggeschwindigkeiten erreichen die Kompressionseffekte an den vorlaufenden Blättern eine Größenordnung, die durch eine Anpassung der Rotordrehzahl entsprechend behandelt werden müssen.

#### 4.3.2. Variable Rotormastneigung

Auch die Variation der Rotormastneigung wird im Kontext der Anhebung der Fluggeschwindigkeiten immer wieder diskutiert. Gegen eine fixe bauliche Lösung mit stärker nach vorn geneigtem Rotormast (üblich sind bei konventionellen Hubschraubern Mast-Einbauwinkel von  $3^\circ$  bis  $5^\circ$ ) sprechen die Flugeigenschaften im Schwebeflug, wobei eine zu sehr hecklastige Fluglage vermieden werden muss.

Grundsätzlich ist natürlich die Nähe dieses Konzepts zu dem des Gimbal-Rotors auffällig. Der Unterschied liegt in der aktiven Ansteuerung der Rotormastneigung als Sekundärsteuer, während der rein kardanisch gelagerte Rotor keine Einschränkung der Freiheitsgrade zwischen Rotor und Zelle zulässt.

Analog zum Gimbal-Rotor kann im Vorwärtsflug die Rotorebene um  $10^\circ$  bis  $15^\circ$  nach vorn geneigt und dem Schubvektor eine Komponente in Flugrichtung gegeben werden, ohne den zyklischen Schlagwinkel der Blätter zu erhöhen. Bei hohen Geschwindigkeiten ist der Hubschrauberrumpf somit günstiger in der Luftströmung orientiert. Durch die Einschränkung der Freiheitsgrade zwischen Rotor und Zelle besteht im Vergleich mit dem Gimbal-Rotor das Problem des starken Aufnickens somit weniger. Damit werden auch steuerbare Leitwerke für einen Hubschrauber mit variabler Mastneigung nicht notwendig. Allerdings ist eine geregelte Optimierung der Rumpflage in der Strömung ebenfalls nicht möglich.

Praktisch ist wiederum die hohe mechanische Komplexität das wesentliche Argument gegen diese Lösung. Gleichzeitig ist der zu erwartende Geschwindigkeitszuwachs vergleichsweise klein, da auch die oben diskutierten Probleme am vor- und rücklaufenden Blatt durch die Neigung der Rotorebene zwar reduziert, aber nicht behoben werden können, wie dies bei einem Kipprotorflugzeug, oder teilweise bei Konzepten wie dem Derschmidt-Rotor der Fall ist.

#### 4.3.3. Steuerbare Leitwerke

Auch ohne einen kardanisch gelagerten Rotor ist die Steuerung der Leitwerke des Hubschraubers immer wieder ein diskutiertes Konzept, unter anderem im Kontext digitaler Flugsteuerungssysteme [23]. Dabei werden der horizontale Stabilisator und/oder die vertikale Finne, bzw. daran angebrachte Ruder, als aktive Steuerflächen in den Regelkreis eingebunden.

Im Wesentlichen bietet diese Technologie die gleichen Vorteile wie in Verbindung mit einem Gimbal-Rotor, der steuerbare Leitwerke erforderlich macht (siehe Abschnitt 4.1.2). Gerade für Hubschrauber mit Rotoren „starrer“ Bauart (gelenklose oder lagerlose Rotoren) bietet sich diese Option an, um den Effekt der Rumpfneigung mit der

Neigung der Rotorebene nach vorn im Schnellflug zu reduzieren. Dies wird allerdings mit erhöhten Mastmomenten erkauft. Bei Hubschraubern mit gelenkigen Rotoren kann ein steuerbarer horizontaler Stabilisator den ausgeprägten Auftriebeffekt in der Transitionsphase zwischen Schwebeflug und Reisefluggeschwindigkeit mindern. Dazu kann diese Steuerfläche als Sekundärsteuerfläche (ähnlich der Trimmeinstellung eines Flugzeug-Leitwerks) ausgelegt werden, wie bei den bereits oben genannten Hubschraubern der Sikorsky H-60 Serie.

Die Effizienz steuerbarer Leitwerke für den Schnellflug und die Reduktion der erforderlichen Leistung im Reiseflug ist jedoch gering. Auch hier steht der bauliche Aufwand einem relativ kleinen wirtschaftlichen Nutzen gegenüber, was dazu geführt hat, dass sich auch diese Technologie bislang nicht durchsetzen konnte.

Die Zunahme der Kraftstoffpreise und weiter steigende Forderungen an Ökonomie und Umweltverträglichkeit könnten dazu führen, dass derartige Technologien wieder interessant werden, auch wenn sie nur einen kleinen Vorteil bieten. Die Bilanz einer Technologie muss summiert über die Lebensdauer und ins Verhältnis gesetzt zu Anschaffungs-, Betriebs- und Wartungskosten betrachtet werden. Aus diesem Grund werden auch die in Abschnitt 4.3 angeschnittenen Technologien als Sekundäroptionen im Rahmen des INROS-Forschungsvorhabens untersucht.

#### 4.4. Gesamtkonzepte und Optimierungen

Abschließend soll kurz auf alternative Gesamtkonzepte und die Optimierung von Einzelkomponenten eingegangen werden, um ein vollständigeres Bild der Thematik zu bieten.

Als Gesamtkonzept kommt dem Kipprotor im Zusammenhang mit der Erweiterung des Flugbereichs sicherlich eine besondere Bedeutung zu. Wie eingangs erwähnt, verfolgen die hier vorgestellten Technologien einen anderen Ansatz. Dennoch ist festzustellen, dass das Kipprotorflugzeug zurzeit das einzige serienmäßig umgesetzte alternative Gesamtkonzept ist, das eine erhöhte Fluggeschwindigkeit bei gleichzeitig gewährleisteter Schwebefähigkeit bietet. Es bleibt abzuwarten, wie sich die Marktforderung nach erheblich schneller fliegender vertikaler Transportkapazität militärisch wie zivil weiter entwickelt. Unbeachtet dessen ist, wie oben erläutert, die Tendenz absehbar, mit weniger gravierenden Konzeptänderungen (und entsprechend geringerem Risiko) die Flugleistungen zu erhöhen und den Verbrauch zu senken.

Aerodynamische Optimierungen im Allgemeinen sind Bestandteil jedes Entwurfs eines neuen Hubschraubers bzw. der Entwicklung von Modellupgrades. Auch hier kommen zunehmend fortschrittliche numerische Methoden zum Einsatz, sowie neue Materialien und Fertigungsverfahren, die es erlauben, den aerodynamischen Entwurf weiter zu verbessern. Zu beobachten ist in jüngerer Zeit die zunehmende Integration von numerischen Optimierungsschritten. Dabei werden vormals getrennt verwendete Methoden, wie Blattelementencodes der Flugmechanik und Flugleistungsberechnung, CFD-Verfahren für die numerische Strömungsrechnung und FEM- und MKS-Verfahren für die Strukturberechnung miteinander gekop-

pelt. Damit können diese Einzeldisziplinen für eine globale oder lokale Optimierung effizient miteinander genutzt werden. Anwendungen existieren z.B. im Bereich des Entwurfs und der Optimierung des Rumpfes, der Rotorblatt-Planform und der Rotorblatt-Profile.

Einige Maßnahmen, die den Hubschrauberrumpf im Speziellen betreffen und die zu einer Leistungssteigerung führen können, sind die Reduktion der Stirnfläche senkrecht zur Anströmung im Schnellflug und die aerodynamisch günstige Auslegung des Rumpfhecks. Hierbei ist eine Abwägung zu treffen zwischen der aerodynamischen Güte und praktischen Überlegungen. Beispielsweise kann die Integration einer Heckklappe zum Be- und Entladen des Hubschraubers ein wesentliches Verkaufsargument sein, auch wenn damit Einbußen in der aerodynamischen Güte des Rumpfes hingenommen werden müssen. Weitere Maßnahmen sind der Ersatz eines aerodynamisch ungünstigen Kufenlandewerks durch ein Einzieh-Radfahrwerk. Ein weiteres Argument ist hier auch die bessere Handhabbarkeit am Boden. Spoiler und Klappen, die im Reise- bzw. Schnellflug wirksam werden, sind ebenfalls regelmäßig Gegenstand von Überlegungen zur Erhöhung der aerodynamischen Güte am Rumpf.

Offensichtlich darf an dieser Stelle auch nicht unerwähnt bleiben, dass die Triebwerke und deren Effizienz erheblich alle hier behandelten Aspekte des Gesamthubschrauberbetriebs betreffen: Flugleistungen, Umweltverträglichkeit und Wirtschaftlichkeit.

#### 5. SCHLUSSFOLGERUNGEN

Es ist offensichtlich, dass für alle hier beschriebenen Systeme und Konzepte eine Abwägung zwischen dem Entwicklungsrisiko und dem Bedarf am Markt getroffen werden muss. Hinsichtlich der Ökonomie, die durch innovative Systeme erhöht werden kann, lassen sich die zu erwartenden Entwicklungskosten, umgelegt auf die Mehrkosten im Stückpreis, der Ersparnis in den Betriebskosten über den Lebenszyklus gegenüberstellen. Damit kann eine eindeutige Aussage getroffen werden, ob sich die Einführung einer Technologie rechnet. Betreffend Flugleistungs- und Ökologischen Gesichtspunkten ist eine entsprechende Aussage weniger klar formulierbar. Hierfür sind Analysen erforderlich, was der Markt fordert und/oder von einem neuen Produkt erwartet. Zusätzlich sind Zulassungsforderungen für diese Aspekte treibend.

Ungeachtet dessen ist unbestritten, dass von neuen Hubschraubermodellen in allen Aspekten Verbesserungen gegenüber den Vorgängermodellen erwartet werden. Dies betrifft die Flugleistungen, die Wirtschaftlichkeit und zunehmend die Umweltverträglichkeit. Mehr noch, es wird erwartet, dass neue Modelle Verbesserungen in allen drei Themenkomplexen gleichzeitig bieten.

Selbstverständlich kann an dieser Stelle keine Aussage über eine Serialisierung der oben beschriebenen technologischen Ansätze getroffen werden. Jedoch können sie bezüglich ihres Potenzials betrachtet werden.

Derzeit in der Entwicklung und Erprobung befindliche Konzepte, wie der Compound-Hubschrauber oder das ABC-Konzept, tragen den jüngeren Forderungen nach einer Erhöhung der Fluggeschwindigkeit Rechnung. Beide

sind in einem Demonstratorstadium, das noch zu früh ist, um auf reale Einsatzszenarien zu schließen. Gleiches gilt, in einem noch früheren Stadium, für den Rotor mit gesteuerter Schwenkbewegung und den kardanisch gelagerten Rotor. Weitergehende Entwicklungsschritte sind abhängig von der Nachfrage des Marktes nach erhöhter Transportleistung und -geschwindigkeit. Treibend ist hier sicherlich der militärische Markt.

Auf dem zivilen Markt gewinnt der Trend hin zu ökologischeren und umweltverträglicheren Transportsystemen zunehmend an Bedeutung. Daher kommt Technologien, welche neben der Fluggeschwindigkeit und Flugleistungen auch diese Aspekte berücksichtigen, eine besondere Bedeutung zu. Konzepte also, welche die Erhöhung der Flugleistungen durch Verbesserungen über dem gesamten Flugbereich gewährleisten (etwa durch Erhöhung der aerodynamischen Güte oder Reduktion des Gewichts). Höherharmonische Steuerungen bieten den Vorteil, dass sie im gesamten Flugbereich und angepasst auf den jeweiligen Flugzustand eingesetzt werden können. Blattklappensysteme und aktive Blatt-Hinterkanten bieten eine große Flexibilität.

Unterschiedliche technische Konzepte existieren, die verschiedene Aspekte der Auslegung innovativer Hubschrauberkonzepte ansprechen. Eurocopter verfolgt diese Trends und beteiligt sich an der Erforschung und Entwicklung viel versprechender Technologien.

## LITERATURVERWEISE

- [1] John Croft: "Race for Speed – A renewed demand for faster helicopters has spurred research programmes on both sides of the Atlantic", *Flight International*, Vol. 173, No. 5125, 19 February 2008.
- [2] Joint Aviation Authorities: "JAR-OPS 3: Commercial Air Transportation (Helicopters)", Joint Aviation Requirements, Amendment 5, 2007.
- [3] David S. Harvey: "A 'once in a lifetime' opportunity", *Interview, Defence Helicopter*, Vol. 26, No. 6, November/December 2007.
- [4] Graham Warwick: "JHL helicopter size to match A400M", *Flight International*, Vol. 172, No. 5108, 9 October 2007.
- [5] Mike Hirschberg (editor): "Vertiflite Industry Briefs", *Vertiflite*, Vol. 51, No. 4, Winter 2005.
- [6] Christian Host, Derek Empson: "Economic Advantage of Speed for Non-Combat Military Aircraft", 64<sup>th</sup> AHS Annual Forum, Montreal, Canada, 2008.
- [7] A. Cler: "High-Speed Dauphin Aerodynamics", 15<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Amsterdam, The Netherlands, 1989.
- [8] Adam Teleki: „HGH-Flugerprobung mit Flügel – 3. Erprobungsphase vom 12.8.1974 bis 4.3.1975“, *Flugversuchsbericht D14/1381*, 1975.
- [9] Keith Faulkner (editor): "Jane's Helicopter Market and Systems", Edition 27, Jane's Information Group, Coulsdon, UK, 2008.
- [10] Frank Colucci: "SpeedHawk – Phase I", *Vertiflite*, Vol. 53, No. 4, Winter 2007.
- [11] Paul Jackson (contact): "Sikorsky to build and test X2 Technology Demonstrator Helicopter", Press Release, Sikorsky Aircraft Corporation, 1 June 2005.
- [12] R. Blackwell, T. Millott: "Dynamics Design Characteristics of the Sikorsky X2 Technology Demonstrator Aircraft", 64<sup>th</sup> AHS Annual Forum, Montreal, Canada, 2008.
- [13] Ashish Bagai: "Aerodynamic Design of the X2 Technology Demonstrator Main Rotor Blade", 64<sup>th</sup> AHS Annual Forum, Montreal, Canada, 2008.
- [14] Oliver Dieterich, Bernhard Enekl, Dieter Roth: "Trailing Edge Flaps for Active Rotor Control – Aeroelastic Characteristics of the ADASYS Rotor System", 62<sup>nd</sup> AHS Annual Forum, Phoenix, AZ, USA, 2006.
- [15] Hans Derschmidt: „Hochgeschwindigkeitsrotor mit gesteuerter Schwenkbewegung“, *Luftfahrttechnik-Raumfahrttechnik*, Band 9, Nr. 6, 1963.
- [16] Günther Reichert, Kurt Pfeleiderer: „Windkanalversuche mit Hochgeschwindigkeits-Modellrotoren nach System Derschmidt“, *Technische Niederschrift FM-203*, 1963.
- [17] Evan A. Fradenburgh, Raymond G. Carlson: "The Sikorsky Dynaflex Rotor – An Advanced Main Rotor System for the 1990's", 40<sup>th</sup> AHS Annual Forum, Arlington, VA, USA, 1984.
- [18] Megan S. McCluer, Jeffrey L. Johnson: "Full-Span Tiltrotor Aeroacoustic Model (FS TRAM) – Overview and Initial testing", AHS Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists' Meeting, San Francisco, CA, USA, 2002.
- [19] Dieter Roth, Bernhard Enekl, Oliver Dieterich: "Active Rotor Control by Flaps for Vibration Reduction – Full scale demonstrator and first flight test results", 32<sup>nd</sup> European Rotorcraft Forum, Maastricht, The Netherlands, 2006.
- [20] Bernhard Enekl, Dieter Roth, Gerald Kuntze-Fechner, Hans Barnerssoi, Valentin Klöppel: „Hubschrauber-Rotorsysteme mit aktiver Steuerung bei Eurocopter Deutschland“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, München, 2003.
- [21] Christoph Maucher, Boris Grohmann, Peter Jänker, Andree Altmikus, Flemming Jensen, Horst Baier: "Actuator Design for the Active Training Edge of a Helicopter Rotor Blade", 33<sup>rd</sup> European Rotorcraft Forum, Kazan, Russia, 2007.
- [22] Jason Steiner, Farhan Gandhi: "An Investigation of Variable Rotor RPM on Performance and Trim", 64<sup>th</sup> AHS Annual Forum, Montreal, Canada, 2008.
- [23] Simon Turner, Dominick Andrisani: "A Feasibility Study Regarding the Addition of a fifth Control to a Rotorcraft In-Flight Simulator", *NASA Contractor Report, NASA-CR-193240*, 1992.