

# DIE KOPPLUNG AEROELASTISCHER ROTORSIMULATION MIT COMPUTERGESTÜTZTER STRUKTURDYNAMIK – POTENZIALE UND HERAUSFORDERUNGEN –

O. Dieterich, Ph. Krämer, P. Konstanzer,  
Eurocopter Deutschland GmbH, 81663 München, Deutschland

## Zusammenfassung

Gestiegene Anforderungen der Industrie an aeromechanische Rechenwerkzeuge im Drehflügelbereich erfordern neue Software-Lösungen in der Simulation. Während auf aerodynamischer Seite die Einführung der „Computational Fluid Dynamics“ (CFD) in der letzten Dekade einen signifikanten Sprung nach vorne darstellt, fehlt auf der strukturdynamischen Seite bisher ein ähnlicher Fortschritt. Eine Möglichkeit, dieses Ungleichgewicht aufzuheben, besteht in der Anwendung von Mehrkörpersystemen in Verbindung mit Finite Elemente Verfahren als strukturdynamischer Bestandteil im aeromechanischen Verfahren. Dieses Manuskript beschreibt die bisherigen Limitierungen aeromechanischer Rechenwerkzeuge und zeigt die Ansätze zur Überwindung der strukturdynamischen Beschränkungen in den Modellierungsmöglichkeiten auf.

## 1. EINFÜHRUNG

In der heutigen Simulationswelt stehen „Multi-Physics“ Verfahren, bei denen numerische Lösungsverfahren Feldgleichungen verschiedener physikalischer Domänen wie beispielsweise Strukturdynamik und Fluidmechanik gekoppelt werden, im Mittelpunkt fortschrittlicher und anspruchsvoller Anwendungen. Damit einher gehen Methoden, die den Austausch von physikalischen Größen über die jeweiligen Feldgrenzen hinweg unter Beachtung verschiedener physikalischer Aspekte und Erhaltungssätze wie Energiekonservativität gewährleisten. Spiegelt man diesen Sachverhalt am Drehflügel und seinen speziellen Fragestellungen, so stellt man fest, daß in der aeromechanischen Beschreibung die Kopplung von strukturdynamischen und aerodynamischen Gleichungen schon seit ca. 1926 durch Arbeiten von Glauert [1] als zentrales Element berücksichtigt wurde.

Die Arbeiten von Glauert haben sich dabei auf Tragschrauber bezogen, die in dieser Zeit aufgrund ihres im Vergleich zu Flächenflugzeugen harmlosen Verhaltens im Langsamflug einer gewissen Beliebtheit erfreut haben. Der Hubschrauber hatte damals seine große Zeit noch vor sich, wobei er viele seiner Technologien wie etwa Gelenke an den Blattanschlüssen am Rotorkopf vom Tragschrauber geerbt hat. Diese Gelenke erlauben den Rotorblättern, sich im Fliehkraftfeld entsprechend auszurichten, um beispielsweise die auf die Rotorblätter einwirkenden Biegemomente in technologisch erträglichen Grenzen zu halten. Jedem Rotorblatt können dabei drei fundamentale Freiheitsgrade zugeordnet werden; eine Bewegungsmöglichkeit in zur Rotorkreisebene vertikaler Richtung – Schlagen genannt, eine Bewegungsmöglichkeit in der Rotorkreisebene – Schwenken genannt sowie eine Bewegungsmöglichkeit zur Änderung des Blattstellwinkels, die durch die Rotorsteuerung kommandiert wird. Die zugehörigen Gelenke können dabei echte Gelenklager oder im Fall moderner Rotorkonzepte Elastomerlager oder biegeweiße Strukturen sein.

Um wie in Abbildung 1 den Blattschlagwinkel  $\beta$  berechnen zu können, sind sowohl Trägheitskräfte aus der Strukturdynamik als auch aerodynamische Lasten und ggf. elastische Lasten aus dem Schlaglager zu berücksichtigen. Zur Steuerung des Hubschraubers wird die durch die Blätter aufgespannte Blattspitzenebene für Beschleunigungs- oder Abbremsmanöver nach vorne oder hinten und für den Kurvenflug – ähnlich wie die Flügel eines Flächenflugzeugs – jeweils in Kurveninnenrichtung geneigt.

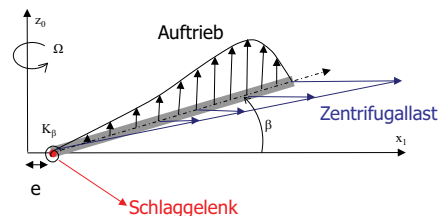


BILD 1. Auftriebsverteilung und Zentrifugallasten als Schlüsselemente der Rotordynamik in Schlagrichtung

Dieser kurze Einblick läßt damit schon die grundlegenden Herausforderungen an Simulationsverfahren für Rotormodelle und globale Modelle im Drehflügelbereich erahnen. Eine elastische und zugleich schnell drehende Struktur – der Rotor (mit Antriebsstrang) – ist mit einer elastischen nichtdrehenden Struktur – der Zelle – verbunden. Im Vorwärtsflug oder in anderen stationären Flugzuständen müssen gleichzeitig globale Kräfte- und Momentengleichgewichte erfüllt sein. Dieser Prozeß – Trimmung genannt – erfordert die Anpassung der Pilotensteuereingaben und der Fluglage, wobei die Steuerelemente beim Hubschrauber aufgrund der bauarttechnischen Asymmetrien deutlich verkoppelt sind. Die drehende Struktur wird dabei durch periodische aerodynamische Lasten an den Rotorblättern erregt und führt zu deterministischen Schwingungen in einem

diskreten Frequenzspektrum. Durch Resonanzphänomene dieser flexiblen Strukturen können darüberhinaus zusätzlich Stabilitätsprobleme wie beispielsweise Bodenresonanz oder Rotorblattflattern auftreten, die beim Starrflügler in dieser Form nicht bekannt sind.

## 2. BISHERIGE AEROMECHANISCHE RECHENVERFAHREN UND IHRE DEFIZITE

### 2.1. Aeromechanische Rechenverfahren

Die in der Einführung skizzierten Herausforderungen zeigen, daß konventionelle mechanische Lösungsverfahren – „Rechenwerkzeuge von der Stange“ wie etwa „General Purpose“ Finite Element Verfahren – zur Beschreibung des globalen Verhaltens von Hubschraubern nicht ausreichen. Deshalb war die Hubschrauberwelt schon früh darauf angewiesen, selbst geeignete Rechenwerkzeuge zur Lösung aeromechanischer Problemstellungen zu entwickeln, so beispielsweise das haus-eigene Rechenprogramm HOST der Eurocopter Gruppe [2]. In der Zwischenzeit haben sich dann auch vereinzelt kommerzielle Rechenverfahren etabliert (FlightLab, CHARM, CAMRAD II), die aeromechanische Aufgaben lösen; allerdings verknüpft u.a. mit den Nachteilen eines hohen Spezialisierungsgrades und einer auf globale Phänomene beschränkten Modellierungsbandbreite.

Was versteht man nun unter dem Begriff Aeromechanik? Eine allgemeine Definition könnte wie folgt lauten [3]: Aeromechanik ist der Zweig von Luftfahrtingenieurwesen und –wissenschaft, der mit Gleichgewicht, Bewegung und Steuerung elastischer Drehflügler in der Luft zu tun hat. Im allgemeinen beinhaltet die Aeromechanik die folgenden Disziplinen, die über das aeromechanische Dreieck von Trägheit, Elastik und Aerodynamik von Rotor und Zelle verknüpft sind:

- Leistung
- Lasten
- Vibrationen
- Stabilität
- Flugmechanik
- Lärm

Bei diesen aeromechanischen Rechenverfahren haben sich im Laufe der Zeit drei wesentliche Betriebsmodi bzw. Analyseaufgaben herauskristallisiert, die sich mit den Begriffen Trimmung, (nichtlinearer) Zeitintegration und Linearisierung (einschließlich Stabilität) charakterisieren lassen.

#### 2.1.1. Trimmung

Die Trimmung geht von einem stationären Flugzustand aus wie beispielsweise Horizontalflug, Steigflug, Sinkflug oder auch Kurvenflug. Theoretische Überlegungen lassen dafür ganz allgemein eine periodische Lösung für die verschiedenen Bewegungsgleichungen von Rotor und Zelle erwarten, weshalb die Unbekannten für die Lösung der Bewegungsgleichungen typischerweise als Fourierkoeffizienten angesetzt werden. Im Unterschied zum Starrflügler fliegt der Drehflügler systembedingt in seinen eigenen Wirbelnachlauf, siehe Abbildung 2, weshalb der Drehflügler auch für stationäre, „getrimmte“ Zustände eine zeitveränderliche Antwort und damit beispielsweise deterministische Vibrationen aufweist. Daraus folgt

unmittelbar, daß schon für die Trimmung zeitlich veränderliche Bewegungsgleichungen aufgestellt und zeitabhängige Lösungen gesucht werden müssen.

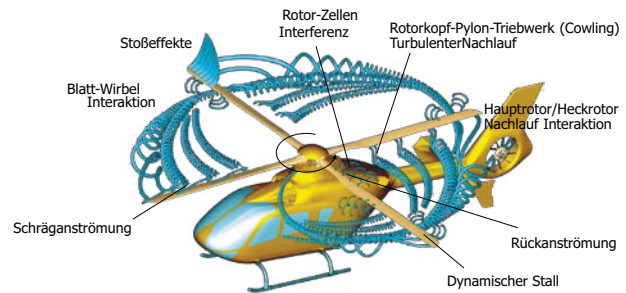


BILD 2. Instationäres aerodynamisches Betriebsumfeld

Die Trimmllösung erlaubt damit im Prinzip Antworten zu den Themen Leistung, Lasten, Vibrationen und Lärm – je nach Auswahl der Modellsensoren und des Auswerteverfahrens der Lösung. Ergänzend soll hier noch angemerkt werden, daß konventionelle Rechenverfahren aus der Fluidmechanik und der Strukturmechanik einen derartigen Ansatz mit periodischen Funktionen im Lösungsraum üblicherweise nicht kennen oder unterstützen. Eine vergleichbare Rechenaufgabe konventioneller Verfahren wäre hier allenfalls eine statische bzw. zeitinvariante Rechnung, die aber für die Drehflügelaeromechanik aufgrund der rotierenden Systeme nicht sinnvoll anwendbar ist.

#### 2.1.2. Zeitintegration

Vergleichbar mit dynamischen bzw. transienten Rechnungen konventioneller Verfahren ist die Zeitintegration der Bewegungsgleichungen, um beispielsweise den Bewegungsverlauf des Drehflüglers nach Böeneinfluß oder nach Piloteneingaben numerisch zu erhalten. Typischerweise wird die Zeitintegration durch die entsprechenden Werte der Trimmrechnung initialisiert. Zeitintegrationsverfahren werden dann eingesetzt, wenn die Störung so schnell bzw. hochfrequent ist, daß quasi-stationäre Ansätze ihre Gültigkeit verlieren und auf der anderen Seite die Amplituden so hoch sind, daß nichtlineare Effekte deutlich in Erscheinung treten. Zeitintegrationsverfahren sind überwiegend eine Domäne der Flugmechanik und werden beispielsweise auch in der Simulatortechnik eingesetzt. Ein Beispiel für eine Anwendung ist die Analyse von Startabbruchverfahren nach Triebwerksausfall, die dann im sogenannten h-v Diagramm ihren Niederschlag findet, das angibt, in welchen Flugzuständen, d.h. Höhe über Grund und Fluggeschwindigkeit, eine sichere Landung noch möglich ist.

#### 2.1.3. Linearisierung und Stabilität

Für Stabilitätsbetrachtungen müssen die Bewegungsgleichungen um eine Referenzlösung, die üblicherweise aus der Trimmrechnung im Vorlauf errechnet wurde, linearisiert werden. Die Stabilitätsanalyse entspricht bei konventionellen Rechenverfahren einer Eigenwertlösung, bei der Eigenfrequenz und Eigenform aus globalen Steifigkeits- und Massenmatrizen ermittelt werden. Im Gegensatz zu den konventionellen Verfahren ist hierbei zu beachten, daß sowohl die Referenzlösung als auch die

erhaltenen linearisierten Gleichungen zeitperiodischer Natur sind und somit beispielsweise vom Rotorazimut abhängen. Zur Lösung der zeitperiodischen linearisierten Gleichungen, siehe hierzu auch [4], kann einerseits die Floquet-Theorie herangezogen werden, die für typische industrielle Anwendungen aufgrund der Mehrdeutigkeit der Eigenwerte eher unhandlich ist. Ein gängiges – allerdings approximatives – Verfahren besteht hier in der Anwendung von sogenannten Multiblatt-Koordinatentransformationen, die die Periodizität in den Koeffizienten der Bewegungsgleichungen verringern. Anschliessend werden die Bewegungsgleichungen über den Rotorazimuth vermittelt und somit in ein zeitinvariantes System überführt, wobei dieser Schritt allerdings nur für einen Fortschrittsgrad bis ca. 0.3 bis 0.4, d.h. die Fluggeschwindigkeit beträgt 30% bis 40% der Blattspitzen-geschwindigkeit, als ausreichend genau erachtet wird.

Die Realteile der bei der Eigenwertlösung erhaltenen Eigenwerte erlauben Aussagen über die Stabilität der zugehörigen Eigenvektoren, wobei positive Werte instabiles Verhalten der zugehörigen Eigenformen anzeigen. Die Imaginärteile geben Aufschluß über die zugehörigen Schwingungsfrequenzen der Eigenformen. Die linearisierten Gleichungen können auch dazu verwendet werden, Störungsrechnungen für kleine Störungsamplituden durchzuführen oder zur Reglerauslegung für aktive Systeme herangezogen zu werden.

## 2.2. Anwendungs- bzw. Genauigkeitsgrenzen

Da die bisherigen aeromechanischen Rechenverfahren speziell für die Belange von Drehflüglern zugeschnitten sind, relativ lange Entwicklungszeiten aufweisen und einerseits die Instationarität der aeromechanischen Lösung Tribut in Form von Rechenzeit sowie andererseits der hohe Grad an Nichtlinearität Tribut in Form von Robustheit der Lösung einfordern, erscheinen die Rechenmodelle gemessen an heute von den Software-Firmen propagierte Möglichkeiten von „General Purpose“ Rechenverfahren in Struktur- und Fluidmechanik relativ simpel. Die typischen strukturdynamischen Modellierungsmöglichkeiten lassen sich grob wie folgt charakterisieren:

- Balkentheorie bzw. Finite Element Balken für die elastische Rotormodellierung, siehe Abbildung 3
- Mehrkörpermodellierungsansätze beispielsweise für Rotorsteuerungs-kinematik, siehe Abbildung 4
- Import modaler elastischer Zelleneigenschaften aus FE Rechnungen, siehe Abbildung 5

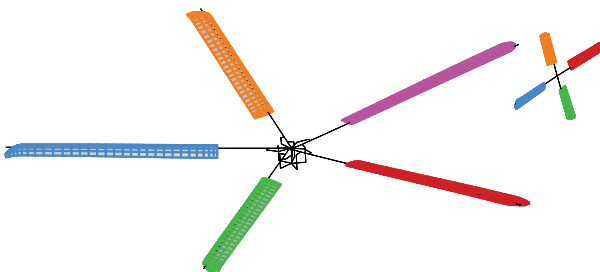


BILD 3. Hauptrotor-Heckrotor-Kombination eines aeromechanischen Rechenmodells

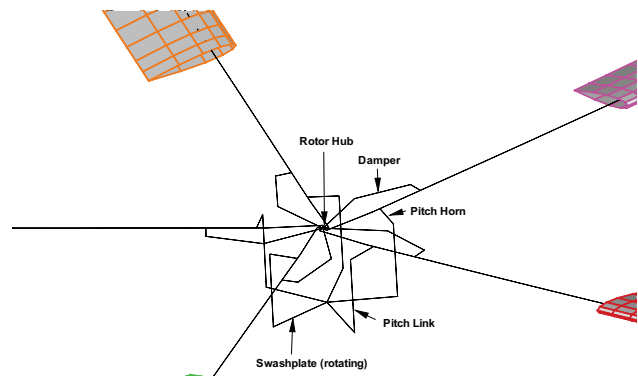


BILD 4. Steuerungs- und Dämpferkinematik basierend auf Mehrkörpermodellierung

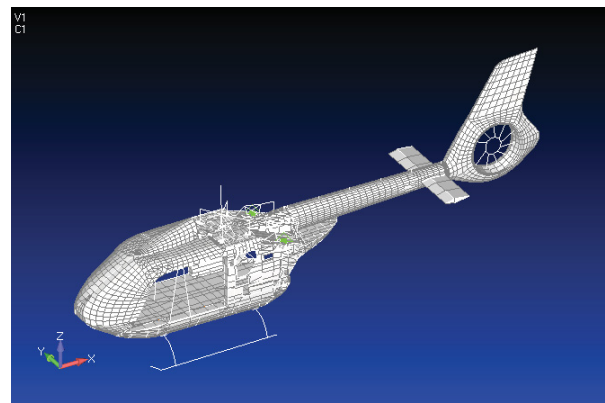


BILD 5. FE Zellenmodell eines Hubschraubers zur Bereitstellung modaler elastischer Zellen

Ein ähnliches Bild ergibt sich im Bereich der Aerodynamik, wo das Rotorblatt typischerweise aufgrund seiner Schlankheit als tragende Linie abgebildet wird und Auftriebs-, Widerstands- und Momentenkoeffizienten in Polarentabellen abgelegt sind. Die Durchflußmodellierung ist bei Drehflüglern aufgrund der gegenseitigen aerodynamischen Interaktionen der Blätter von besonderer Bedeutung. Hier stehen üblicherweise die folgenden Modellierungsansätze zur Verfügung:

- Free Wake: Wirbelnachlauf mit freier (d.h. errechneter) Geometrie oder kurz freier Wirbelnachlauf, siehe Abbildung 6
- Dynamisches Durchflußmodell basierend auf Impulsatz oder Potentialtheorie
- Instationäre Modelle für die Profilaerodynamik bis hin zu dynamischem Abreißverhalten
- In zunehmendem Maße Schnittstellen zu CFD Verfahren

Diese Modellierungsansätze erlauben die Beantwortung grundsätzlicher aeromechanischer Fragestellungen, weisen allerdings auch Genauigkeitsgrenzen auf, die einen rein prädiktiven Einsatz dieser Werkzeuge in industrieller Umgebung heutzutage noch schwierig gestalten.

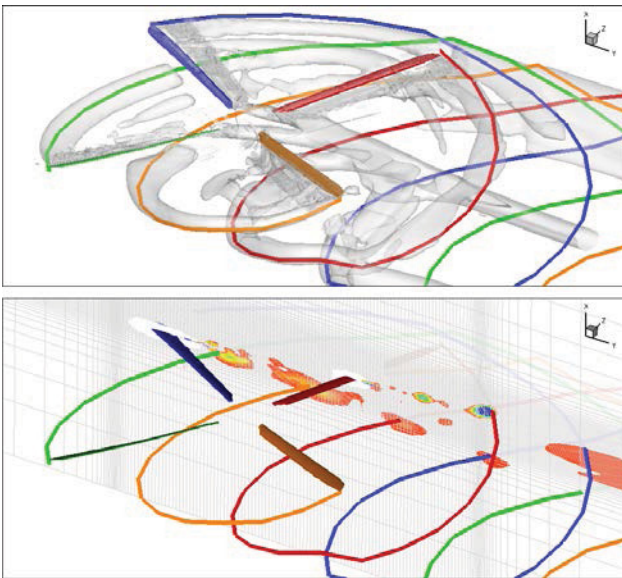


BILD 6. Vergleich freie Wirbelgeometrie mit CFD-Lösung [5]

Um die Genauigkeitsgrenzen zu quantifizieren, wurde in [6] ein Verfahren vorgeschlagen, bei dem die in den aeromechanischen Werkzeugen gerechneten Werte über die in Flugversuchen gemessenen Werte aufgetragen wurden. Im Idealfall perfekter Übereinstimmung ergeben sich für die Regressionsgeraden Winkelhalbierende unter 45 Grad. Eine Abweichung der Steigung  $m$  der Regressionsgeraden von dem Wert 1 deutet auf einen zu hohen oder zu geringen Trend hin. Die Standardabweichung  $\sigma$  gibt die Streuung der Korrelation zwischen Rechenergebnissen und Meßpunkten wieder. Dieses Verfahren kann zur Genauigkeitsbewertung der verschiedenen aeromechanischen Disziplinen herangezogen werden, so beispielsweise für Leistungsdaten, wenn die Leistung für verschiedene Betriebszustände aufgetragen wird oder für Lasten, wenn die Werte über einen Rotorumlauf im rotierenden System betrachtet werden.

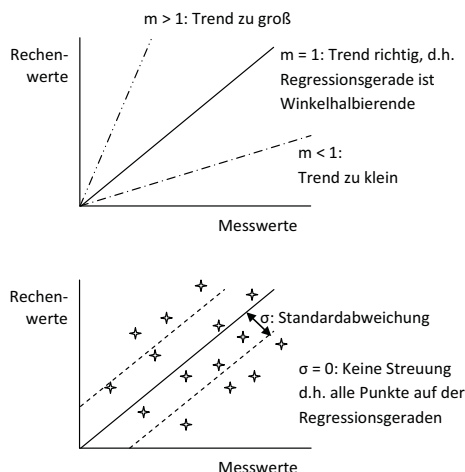


BILD 7. Metriken zur Beurteilung von Rechengenauigkeiten

Die folgende Tabelle gibt die Bandbreite der Ergebnisse für eine Auswahl aeromechanischer Größen wieder:

Sensor	Steig. m	Stand.-abw. $\sigma$	Anmerkungen	
Leistung	0.848	1.4%	Auswertung über Geschwindigkeitsvariation Bandbreiten für verschiedene Fluggewichte	
	+	+		
	1.093	1.7%		
Leistung	0.927	0.9%	Auswertung über Schubvariation im Schwebeflug Bandbreiten für verschiedene Rotoren	
	+	+		
	0.973	2.6%		
Blattlasten:			Auswertung über Azimutwinkel	
	Schlagen	0.733		14%
	Schwenken	0.271		11%
	Torsion	0.665	12%	
Blattlasten:			Auswertung der Amplitude (peak-to-peak/2) über verschiedene Rotoren	
	Schlagen	0.756		11%
	Schwenken	0.409		9%
	Torsion	0.674	7%	
Vibrator. Rotorlasten			Auswertung über Geschwindigkeitsvariation (Windkanal, „full scale“)	
	Längskraft	0.331		2%
	+	+	Bandbreiten für verschiedene Rechenprogramme	
	0.678	20%		
Querkraft				
		0.197		3%
	+	+		
	1.557	8%		
Nickmom.				
		0.548		9%
	+	+		
	1.549	28%		
Rollmom.				
		-0.210		10%
	+	+		
	0.474	13%		
Schubkraft				
		0.042		6%
	+	+		
	1.049	11%		

TAB 1. Repräsentative Genauigkeiten in aeromechanischen Aufgaben (zusammengestellt aus [6])

Man kann erkennen, daß für globale Daten wie Leistungsbedarf die erzielbaren Genauigkeiten – erkennbar an Steigungen nahe 1 und kleinen Standardabweichungen – deutlich größer sind als für Blattlasten lokal am Blatt. Auch die im Vergleich zu den statischen Lasten kleinen Werte der vibratorischen Rotorkopflasten stellen eine große numerische Herausforderung dar. Bei der Bewertung darf aber nicht vergessen werden, daß die Genauigkeitsanforderungen an die Rechenergebnisse für Leistungsdaten aufgrund derer Signifikanz unter wettbewerblichen Aspekten beispielsweise deutlich höher sind als für andere Größen.

### 2.3. Anforderungen an zukünftige aeromechanische Rechenverfahren

In der Drehflügelwelt sind die Defizite der hier vorgestellten aeromechanischen Verfahren hinlänglich bekannt. In [7] wurden der bisherige Stand aeromechanischer Werkzeuge und die Genauigkeitsanforderungen für zukünftige Generationen aeromechanischer Verfahren wie folgt beziffert:

	SOLL	IST
Vorwärtsflugeistung	1%	4% ÷ 20%
Schwebeflugeistung	0.5%	2%
Luftlasten $c_n / c_m$ :		
Ohne Mittelwert	1%	6%+10% / 20%+35%
Mit Mittelwert	1%	10%+15% / 35%+40%
Blattlasten		
Schlagen	3%	20%
Schwenken	3%	35%
Torsion	3%	25%
Vibrationen	10%	100%
Stabilität (kritische Dämpfung)	0.002	0.02
Lärm	3dB	10dB+15dB

TAB 2. Schätzung prädiktiver Fähigkeiten heutiger aeromechanischer Rechenwerkzeuge [7]

Die Bandbreiten des IST-Stands beziehen sich auf die Spannweite der aeromechanischen Rechenwerkzeuge, die von klassischen ingenieurwissenschaftlichen Verfahren bis hin zu Kopplung mit CFD-Methoden für die Rotoraerodynamik reichen. Die Prozentwerte beziehen sich dabei auf die Genauigkeit der Berechnungen im Vergleich zu gemessenen Werten bezogen auf die vollen Amplituden der gemessenen Werte. Man kann erkennen, daß für die meisten Anwendungen das Ziel eine um einen Faktor 10 höhere Genauigkeit ist, um industriellen Anforderungen in den für Auslegungszwecke erforderliche Vorhersagefähigkeiten Genüge zu leisten. Dieses Ziel kann mit graduellen Verbesserungen der bisherigen aeromechanischen Werkzeuge und Modelle nicht mehr erreicht werden und es muß folglich über grundsätzliche Veränderungen in der Architektur aeromechanischer Werkzeuge nachgedacht werden.

### 3. DIE ROLLE VON CFD IN AEROMECHANISCHEN SIMULATIONEN

#### 3.1. CFD in der Drehflügelwelt

In der letzten Dekade konnte die „Computational Fluid Dynamics“ (CFD – computergestützte Fluidmechanik) ihren großen Durchbruch auf dem Gebiet aeromechanischer Anwendungen verzeichnen. Wesentliche Fortschritte auf Hard- und Software-Seite erlaubten, CFD-Verfahren mit aeromechanischen Werkzeugen für Trimm- und auch für Zeitintegrationslösungen sinnvoll zu verkoppeln, um damit die Einschränkungen bisheriger aerodynamischer Modellierung zu überwinden und dies bei einem Rechenzeitbedarf, der für industrielle Zwecke noch akzeptabel ist. Es ist dabei bemerkenswert, daß in der Drehflügelwelt kommerzielle CFD-Löser keine breite Anwendung für die Lösung aeromechanischer Probleme gefunden haben, sondern daß überwiegend CFD-Verfahren, die in Forschungseinrichtungen wie NASA (CFD-Löser Overflow), DLR (CFD-Löser FLOWer, TAU) oder ONERA (CFD-Löser elsA) entwickelt wurden, ihren Weg in die Aeromechanik genommen haben. Gründe dafür können überwiegend in den besonderen Anforderungen aeromechanischer Aufgabenstellungen gesehen werden, so beispielsweise:

- In der Berücksichtigung der besonderen Eigenschaften rotierender Systeme
- In der Notwendigkeit der Anpassung der Netzgeometrien an Blattdeformationen
- In der Fähigkeit, mit dem strukturdynamischen Teil aeromechanischer Werkzeuge zu koppeln
- In der Fähigkeit, besondere drehflügelspezifische Phänomene wie Blatt-Wirbel-Interaktionen am Rotor korrekt zu berücksichtigen
- Und natürlich in der Fähigkeit, zu instationären aber nahezu periodischen Lösungen für stationäre Flugzustände zu konvergieren

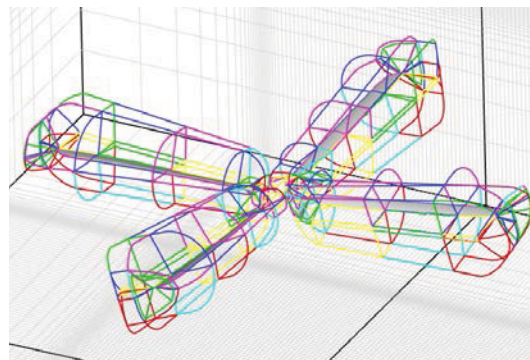


BILD 8. Chimera Grid System zur Einbettung eines drehenden Modells in ein feststehendes Hintergrundnetz [5]

CFD-Verfahren in der Aeromechanik erlauben eine neue Qualität der Berechnung, da die bisher limitierenden Annahmen und Einschränkungen klassischer Aerodynamikansätze in Bezug auf Traglinientheorie, Durchflußmodelle, Nachlaufwirbel und Interaktionen verschiedener Rotorblätter, verschiedener Rotoren und mit der Zelle aufgehoben sind. Bemerkenswerte Fortschritte werden beispielsweise im Fall des schnellen Vorwärtsflugs gemeldet, wo (nichtlineare) Kompressibilitätseffekte am vorlaufenden Blatt besser über die CFD als über Traglinienverfahren und Polarenaerodynamik abgebildet werden. Einen Einblick über die Möglichkeiten der CFD in der Aeromechanik gibt [7].

#### 3.2. Beispiel CFD und dynamische Blattlasten

Wie in Tabelle 2 ersichtlich existieren beispielsweise deutliche Defizite in der Berechnung von Rotorblattlasten, die sich dann am Rotorkopf zu Rotorlasten aufintegrieren und sich anschließend in der Zelle in Vibrationen niederschlagen, die einerseits den Komfort und die Gesundheit der Insassen beeinträchtigen und auf der anderen Seite zur mechanischen Ermüdung von Bauteilen führen. Leider ist die Rechengenauigkeit momentan in der Industrie eingesetzter Aeromechanik-Rechenverfahren noch derart unbefriedigend, daß allenfalls darauf basierende Trendaussagen für den Auslegungsprozeß herangezogen werden, Nachweise beispielsweise für die Zulassung aber vollständig über Flugversuchsaktivitäten abgedeckt werden. Deshalb wurde bei Eurocopter Deutschland schon frühzeitig begonnen, die Möglichkeiten der CFD hinsichtlich der Berechnung dynamischer Blattlasten am Hauptrotor zu evaluieren [5]. In diesem Beitrag wurde für einen schnellen Vorwärtsflugfall einer BK117 mit einem Experimentalrotor auch der Vergleich zwischen freiem Wirbelnachlauf gekoppelt mit Traglinien und einer CFD-Lösung der Hauptrotorumströmung für ausgewählte Blattsensoren

durchgeführt. Die folgende Abbildung zeigt diesen Vergleich für das Blattschlagbiegemoment bei 3.41m Radius über den Rotorazimut. Deutlich erkennbar ist die bessere Übereinstimmung der CFD im Vergleich zu den verschiedenen Wirbelnachläufen schon allein anhand der Form der Kurven.

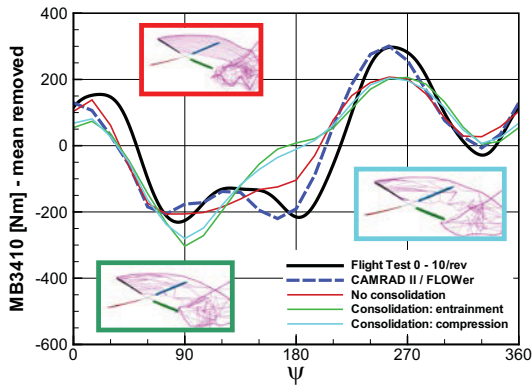


BILD 9. Vergleich Blattbiegemoment über Azimut für Flugversuch, CFD und freiem Wirbelnachlauf [5]

Um die Ergebnisse noch etwas genauer zu analysieren, wurden sie in [8] in den Frequenzbereich übertragen und die Harmonischen 1 bis 5 (entsprechend 1/rev bis 5/rev) in einer Polardarstellung mit logarithmischer Achse aufgezeichnet, siehe Abbildung 10. Der Radius zum Aufpunkt gibt somit den Logarithmus der Amplitude wieder, während der Winkel die Phase bezogen auf den Rotorazimut darstellt. Die schwarzen Symbole stehen für die Flugversuchsergebnisse und die farbigen Vollsymbbole für die CFD-Ergebnisse. Die offenen Symbole repräsentieren vier verschiedene Wirbelnachlaufmodelle – ähnlich wie in Abbildung 8 skizziert. Man kann erkennen, daß einerseits bis auf eine Ausnahme die CFD-Ergebnisse näher an den Flugversuchen liegen als die Wirbelnachlaufmodelle und daß andererseits die verschiedenen Wirbelnachlaufmodelle zu voneinander abweichenden Ergebnissen führen. Dennoch zeigen die mit CFD erhaltenen Resultate noch deutliche Verbesserungsmöglichkeiten; während die Amplituden bereits ähnliche Größenordnungen aufweisen, sind noch sichtbare Phasenablagen erkennbar. Gründe hierfür können sein die fehlende Interaktion mit der Zelle, da der Hauptrotor nur isoliert in der CFD betrachtet wurde und/oder Defizite im strukturendynamischen Modell, das im Vergleich zur CFD entsprechend den Darstellungen in Abbildungen 3 und 4 sehr viel gröber ausfällt.

#### 4. WO BLEIBT DIE CSD?: DAS BESONDERE ANFORDERUNGSPROFIL

##### 4.1. Ungleichgewicht CFD-CSD

Wie oben angedeutet besteht in der Verkopplung von aeromechanischem Verfahren und CFD ein Ungleichgewicht zwischen der Modellierungstreue und Detailierungstiefe von Strukturmechanik und Aerodynamik. Die Genauigkeit der gesamten aeromechanischen Lösung wird durch das schwächste Glied in der Modellbildungskette bestimmt.

#### MB3410 Isolated Rotor

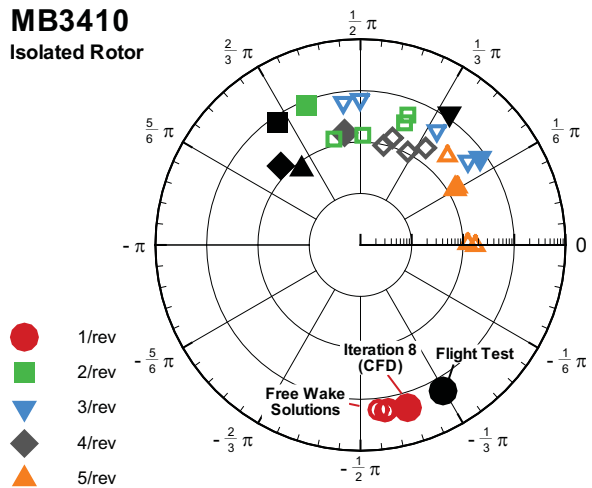


BILD 10. Vergleich Blattbiegemoment über Azimut für Flugversuch, CFD und freiem Wirbelnachlauf [8]

Während in der letzten Dekade die Aerodynamik mit Anwendung der CFD einen Quantensprung nach vorne getan hat, verzeichnet die strukturendynamische Modellierung in diesem Zeitraum nur graduelle Fortschritte, die sich vor allem auf die Berechnung von Balkenquerschnittsdaten für komplexe Querschnitte konzentriert hat [9]. Es ist deshalb davon auszugehen, daß weitere Fortschritte hinsichtlich einer Verbesserung der Genauigkeit den Fokus zunehmend auf die strukturendynamische Modellierung richten. Vergleichen wir nun mal die beiden aeromechanischen Teile in ihren prinzipiellen Modellierungsmöglichkeiten, so ergibt sich folgendes komplementäre Bild:

	Aerodynamik	Strukturmechanik
	CFD	CSD <sup>1</sup>
3D Diskretisierungsmethoden	Finite Volumen	Finite Elemente
Transformation rotierend – fest	Chimera Technik	Mehrkörpersystem
1D-Modellierungsansatz	Traglinienverfahren	Balkentheorie

TAB 3. Vergleich Aerodynamik und Strukturmechanik

Während der bereits erfolgte aeromechanische Einsatz von CFD-Lösern, basierend auf „First Principles“ – d.h. auf den Grundgleichungen, im Prinzip die Modellierung beliebiger Komplexität und Details erlaubt, fehlen bisher auf der CSD-Seite ähnliche Modellierungsmöglichkeiten, die über 1D-Blattmodelle und lineare Eigenformen von Drehflüglerzellen hinausgehen. Als zur CFD komplementäre Elemente wären hier einerseits Finite Elemente höherer Dimensionalität (Schalenelemente, Volumenelemente) und andererseits Mehrkörpersysteme mit der Möglichkeit der Darstellung und Verkettung elastischer Körper zu betrachten, die die Abbildung beliebig komplexer strukturendynamischer Systeme erlauben. Mögliche Lösungsansätze bestehen in einer entsprechenden Erweiterung der aeromechanischen Werkzeuge um interne 3D Finite Element Modellierungsmöglichkeiten oder in einer Kopplung zwischen aeromechanischen Werkzeugen und externen strukturendynamischen Lösern. Während es

<sup>1</sup> Computational Structural Dynamics

große Anstrengungen im US-militärischen Forschungsbereich hinsichtlich des ersten Ansatzes gibt [10], wurde bei Eurocopter dem zweiten Ansatz als industriell besser geeignetem der Vorzug gegeben.

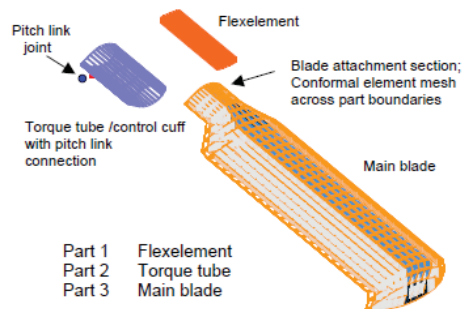


BILD 11. CSD Modellierungsansatz eines lagerlosen Rotors mittels 3D FE [10]

## 4.2. Anforderungen an die CSD

Die Grundvoraussetzungen an die strukturdynamische Seite lassen sich in algorithmische und physikalische Gesichtspunkte aufteilen. Bezüglich der Algorithmik ist zu fordern, daß sämtliche Aufgaben der Aeromechanik mit dem gewählten CSD-Ansatz vereinbar und lösbar sind. Auf physikalischer Ebene gilt natürlich, daß sich in der strukturdynamischen Modellbildung die maßgebenden physikalischen Effekte – vorzugsweise auf Ebene der „First Principles“ – korrekt beschreiben lassen.

### 4.2.1. Aeromechanische Lösungsverfahren

Wie schon eingangs erwähnt lassen sich aeromechanische Lösungsverfahren in Trimmung, Zeitintegration und Linearisierung einteilen. Daraus ergeben sich die folgenden Besonderheiten:

- Trimmung: Hier wird eine periodische Lösung für die Bewegungsgleichungen unter stationären Betriebsbedingungen gesucht. Idealerweise bieten sich hier beispielsweise Finite Elemente mit periodischen Ansatzfunktionen in Zeitrichtung an oder Fourier-Ansätze mit harmonischer Balance.
- Zeitintegration: Hier ist insbesondere zu gewährleisten, daß Freiflugbedingungen, die auf Starrkörperfreiheitsgrade des Gesamtmodells führen, entsprechend behandelt werden können. Zu beachten ist, daß der Hubschreiber flugmechanische Instabilitäten um die Nickachse aufweisen kann (Phygoide mit relativ langer Periodendauer > 10s).
- Linearisierung und Stabilität: Auch hier steht die Periodizität im Vordergrund, die die Anwendung der Floquet-Theorie oder Näherungsverfahren wie die Transformation auf Multiblatt-Koordinaten mit anschließender Vermittlung erfordert. Darüberhinaus sind Modelle reduzierter Ordnung von Interesse, da üblicherweise das globale dynamische Verhalten mit wenigen Freiheitsgraden im Vordergrund aeromechanischer Fragestellungen steht.

### 4.2.2. Physikalische Aspekte

Über einen beliebigen Detaillierungsgrad hinaus, der beispielsweise durch „General Purpose“ Programme gewährleistet wird, weisen Drehflügelapplikationen die folgenden Besonderheiten auf:

- Die Verknüpfung verschiedener drehender und fester Systeme (Rotor(en)-Antriebsstrang-Zelle), die alle deutliche elastische Eigenschaften aufweisen. Dies ist traditionell die Domäne von Mehrkörperprogrammsystemen, die mit verschiedenen Referenzsystemen und entsprechenden Gelenken arbeiten.
- Das Vorhandensein hochflexibler Strukturen – den Rotorblättern – im Zentrifugalfeld, was zur Dominanz geometrischer Steifigkeitsmatrizen gegenüber elastischen Steifigkeitsmatrizen führt. Hier können Effekte bisher höherer Ordnung aufgrund der hohen Anisotropie der Belastung plötzlich dominierend werden.

Sowohl die Berücksichtigung der aeromechanischen Lösungsverfahren als auch die besonderen physikalischen Aspekte deuten darauf hin, daß es keine strukturdynamische Software-Lösung „von der Stange“ geben kann.

## 4.3. CSD-Software-Architektur

Die Auswahl eines geeigneten strukturdynamischen Lösungsverfahrens kann mehrere Aspekte umfassen. So stellt sich beispielsweise die Frage, ob einer Eigenentwicklung oder einer Kauflösung der Vorzug gegeben werden soll. Für eine Eigenentwicklung spricht beispielsweise das spezielle Zuschneiden des Verfahrens auf die Belange der Drehflüglers – so etwa die Grundannahme periodischer Lösungen. Kommerzielle Verfahren versprechen hingegen Vorteile hinsichtlich des aktuellen Entwicklungsstands in Form Hunderter von Mannjahren und der stetigen Weiterentwicklung sowie der Anbindung an anderer unternehmensweiter Software wie beispielsweise ausgereiften Schnittstellen zu CAD-Programmen.

Eine andere Fragestellung bezieht sich auf die Wahl des CSD-Verfahrens. Im Prinzip bieten sich hier die folgenden zwei Richtungen an:

- Finite Element Verfahren mit Mehrkörpersystem-Fähigkeiten (z.B. über „Kinematic Joints“ in der Modellbibliothek)
- Mehrkörperprogramme mit elastischen Körpern, deren Eigenschaften von FE-Rechnungen oder Preprozessoren importiert werden

Beide Software-Ansätze konkurrieren momentan stark auf dem Gebiet der Windenergieanlagen, wobei sich hier anders geartete Anforderungen stellen, da man sich typischerweise auf Zeitintegrationsverfahren beschränkt und derartige Systeme geerdet sind, d.h. keine Trimm-Möglichkeiten im Lösungsprozeß erfordern.

Da bei aeromechanischen Fragestellungen das globale Verhalten und damit globale Freiheitsgrade im Vordergrund stehen, ist es näherliegend, den zweiten Ansatz basierend auf Mehrkörperprogrammen zu favorisieren. Der Fokus auf CSD-Seite liegt hier auf dem niederfrequenten Verhalten von Rotor und Zelle in einem Frequenzbereich typischerweise weniger als 100 Hz. Eine Ausnahme mag hier der Außenlärm spielen, deren hochfrequente Anteile aber durch die CFD-Lösung abgedeckt werden. Ordnungsreduktionsverfahren können hier dem MKS-Modell beim Import der elastischen Daten aus den FE-Modellen beispielsweise der Rotorblätter oder der Zelle vorgeschaltet werden, womit auch komplexe Modelle mit vielen Subsystemen bzw. Submodellen handhabbar und übersichtlich bleiben.

Vor dem Hintergrund dieser Aspekte hat sich Eurocopter Deutschland entschieden, das Mehrkörperprogramm SIMPACK, das ursprünglich vom DLR entwickelt und anschließend kommerzialisiert wurde, als Kernelement der strukturdynamischen Modellierungs- und Löserseite zu wählen. In diesem Szenario wird SIMPACK mit dem hauseigenen Aeromechanikprogramm HOST verkoppelt, das die aeromechanischen Aspekte verwaltet. Die Aerodynamik wird über HOST-interne Modelle oder über einen an HOST angedockten CFD-Löser bereitgestellt. Die Beschreibung der Eigenschaften elastischer Körper erfolgt mit dem Quasi-Standard der Luftfahrtbranche, nämlich der ursprünglich von der NASA entwickelte FE-Löser NASTRAN.

Für die Anbindung von SIMPACK an HOST arbeitet Eurocopter Deutschland im Rahmen der Luftfahrtforschungsprogramme eng mit dem Institut für Aeroelastik, Göttingen, des DLR zusammen. Aufgabe von DLR-AE ist hierbei, die Kopplung von SIMPACK an HOST für Trimmen, Zeitintegration und Linearisierung softwareseitig zu realisieren und zusammen mit Eurocopter Deutschland charakteristische Drehflügelanwendungen aufzustellen und zu testen, siehe beispielsweise [11, 12].

#### 4.4. Potentielle Modellierungsverbesserungen

Neben der Möglichkeit, die strukturdynamische Modellierung an jeder Komponente beliebig zu verfeinern, werden vor allem hinsichtlich der folgenden bisher in der Aeromechanik existierenden Modellierungsgrenzen und -einschränkungen Verbesserungen erwartet:

- Rotorkopf, Blattanschluß, Blattspitze: Obwohl diese Komponenten bisher über Balkenstrukturen mit abgeschätzten Querschnittsdaten wie Steifigkeiten abgebildet werden, sind Voraussetzungen der Balkentheorie nicht erfüllt und 3D Modellierungsansätze zur Verbesserung der Genauigkeit anzustreben.
- Elastomer- und Hydraulikdämpfer: Die komplexen mechanischen Eigenschaften dieser Bauteile können durch spezielle Modellierungskomponenten besser wiedergegeben werden als durch eher rudimentäre Modellierungsansätze bisheriger aeromechanischer Programme.
- Rotorsteuerungspfad: Die komplexe Kinematik der Taumelscheibe und der Steuerpfad einschließlich Hydraulikbooster in der elastischen Zelle läßt sich über Mehrkörperansätze deutlich verbessert modellieren, was beispielsweise für Stabilität oder Steuerlasten von großer Bedeutung sein kann.
- Rotorreaktionsmoment: Die Kopplung des Rotors mit einem Antriebsstrangmodell erfolgt bisher nur 1D im Torsionsfreiheitsgrad, so daß der Pfad der Reaktionslasten beispielsweise des Getriebes, die an den Aufhängungspunkten in die elastische Zelle eingetragen werden, beispielsweise hinsichtlich Zellenvibrationen nicht korrekt dargestellt ist.
- Kontaktbedingungen: Bei Untersuchungen von Bodenresonanzphänomenen sind Kontakt und Reibungsverhältnisse eines Kufenlandewerks auf dem Untergrund von maßgebender Bedeutung. Der bisherige approximative Ansatz über Ersatzsteifigkeiten und -dämpfungen können in MKS-Programmen realitätsgetreuer durch Kontakt- und Haftreibungsalgorithmen beliebiger Komplexität abgebildet werden.

## 5. VERIFIKATIONSSCHRITTE CSD

### 5.1. Frequenzdiagramm lagerloser Rotor

Durch die schon erwähnten strukturdynamischen Besonderheiten in der Aeromechanik sind umfangreiche Verifikations- und Validierungsschritte beim Übergang konventioneller aeromechanischer Werkzeuge zu „General Purpose“ Programmen notwendig, da beispielsweise nicht automatisch davon ausgegangen werden kann, daß bei „extremen“ Anwendungen wie hochflexiblen Strukturen im Fliehkraftfeld die kommerziellen Programme ausreichend validiert sind. Gründe dafür sind der allgemeiner gehaltene Fokus bei der Validierung von „General Purpose“ Programmen sowie fehlende detaillierte Anwendungen in diesen Spezialgebieten durch andere Benutzer, so daß von einer potentiell höheren Software-Fehlerdichte auszugehen ist. Ein Beispiel für derartige Aktivitäten ist in [13] aufgeführt.

Aus diesem Grund wurden bei Eurocopter Deutschland Frequenzdiagramme für Verifikationsbeispiele von einfachen rotierenden Balken bis hin zu einem repräsentativen Rotorblattmodell erstellt. Die Frequenzdiagramme geben die Abhängigkeit der verschiedenen Eigenfrequenzen von Schlägen, Schwenken und Torsion als Funktion der Drehzahl an und eignen sich deshalb ausgezeichnet, um den Einfluß des Zentrifugalfeldes auf die Strukturdynamik zu verifizieren. Bei dem dahinterliegenden strukturdynamischen Modell handelt es sich um die Umsetzung eines aeromechanischen Balkenmodells in ein FE-Modell für NASTRAN, siehe Abbildungen 12 und 13, dessen modale Ergebnisse dann mit dem Preprozessor FEMBS für SIMPACK aufbereitet wurden.

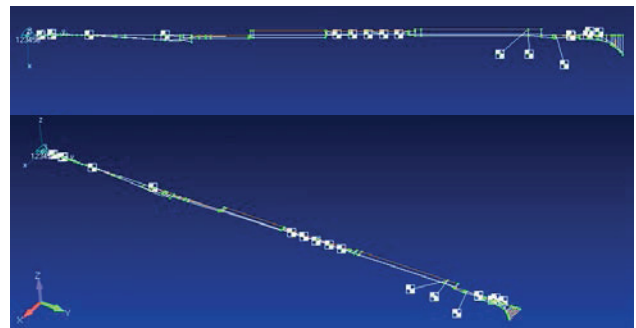


BILD 12. FE Balkenmodell eines lagerlosen Hauptrotors

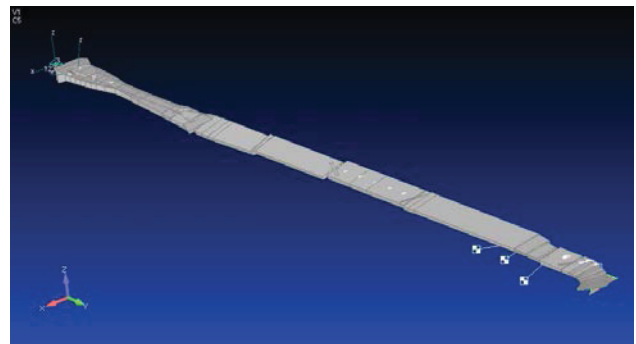


BILD 13. Visualisierung von Querschnittsdaten

Obwohl die Prozeßkette NASTRAN-FEMBS-SIMPACK die Verarbeitung von 3D Modellen zuläßt – was auch eines der erklärten Ziele der Weiterentwicklung struktur-



mechanischer Komponenten in aeromechanischen Verfahren ist, wird hier neben der Annahme, daß Balkenmodelle die härtesten Anforderungen an derartige Prozeßketten stellen, aus Gründen, die eine weitere Verwendung von derartigen Rotorblattmodellen fordern, bewußt mit einem nur scheinbar trivialen Balkenmodell gearbeitet:

- Zur Gewährleistung von Konsistenz zu bisherigen Modellierungsansätzen und Ergebnissen
- Für frühe Studien – auch Parameteruntersuchungen – wenn noch keine 3D Detail-Modelle vorhanden sind
- Für Aufgabenstellungen, wo einfache Rotormodelle ausreichend erscheinen (Untersuchungsschwerpunkte Zelle, Steuerung o.ä.)

Ein Vergleich der Ergebnisse zwischen dem aeromechanischen Rechenprogramm CAMRAD II und dem SIMPACK-Modell in zwei Varianten zeigt Abbildung 14, wobei in der einen SIMPACK-Variante Steifigkeiten des Dämpfermodells noch im (linearen) FE-Modell enthalten sind, während sie in der zweiten Variante erst in SIMPACK hinzugefügt wurden. Der Vorteil der letzteren Variante liegt darin begründet, daß verschiedene Elastomermodelle mit nichtlinearen Eigenschaften verbaut und somit Vorteile der Mehrkörpersysteme direkt realisiert werden können.

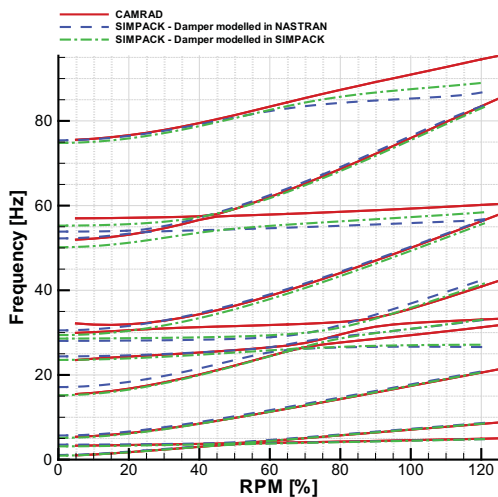


BILD 14. Verifikationsbeispiel Fan-Diagramm mit Vergleich der Eigenfrequenzen

## 5.2. Bodenresonanz

Ein weiteres Beispiel zur Verifikation, das im Drehflügelbereich auch eine wesentliche Bedeutung für die Zulassung hat, ist das Phänomen der Bodenresonanz. Bodenresonanz entsteht, wenn eine Unwuchterregung des Rotors, die durch eine zyklische Auslenkung der Rotorblätter in Schwenkrichtung hervorgerufen wird, mit einer Eigenform der Zelle in Resonanz gerät, siehe hierzu auch Abbildung 15. Da die Rotorblätter in Schwenkrichtung nur sehr schwach durch aerodynamische Lasten gedämpft sind, erfordert die Vermeidung von Bodenresonanzinstabilitäten oft den Einbau zusätzlicher Dämpfungsquellen wie beispielsweise sogenannter Schwenkdämpfer im Rotor. Eine weitere wesentliche Dämpfungsquelle sind im Fall von Kufenlandwerke der Kontakt der Kufen mit dem Boden und im Fall der Radlandwerke die Stoßdämpfer mit ihren Hydraulikelementen.

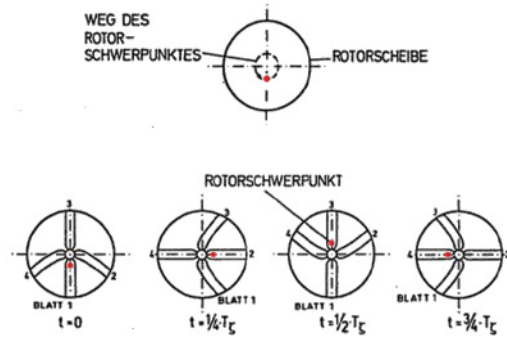


BILD 15. Unwuchterregung durch „ungleichmäßiges“ Schwenken der Rotorblätter

Mehrkörperprogramme wie SIMPACK erlauben nun, den Kontakt des Landwerks mit dem Boden sehr detailliert und aufbauend auf „First Principles“ über Kontakt- und Reibungsalgorithmen zu beschreiben, während in den bisherigen aeromechanischen Modellen hauptsächlich mit Ersatzsteifigkeiten und –dämpfungen – und damit nicht-prädiktiv und mit Erfahrungswerten – gearbeitet wurde. Abbildung 16 zeigt Ausschwingkurven eines an der Zelle definierten Sensors für verschiedene Drehzahlen. Das zugehörige künstlich destabilisierte Verifikationsmodell basiert auf einem Reibungsmodell mit zwei Zuständen und unterschiedlichen Haft- und Gleitreibungskoeffizienten. Das Diagramm oben links gibt den Fall einer sehr niedrigen Drehzahl an, bei dem das Testbeispiel nach einer Stoßerregung aufgrund der Ausschwingkurven ein gut gedämpftes Verhalten aufweist, wobei sich die unterschiedlichen Linien für unterschiedliche Reibkoeffizienten beziehen. Grundlegend anders verhält es sich mit den Diagrammen oben rechts und unten links. Hier treten jeweils Resonanzen mit verschiedenen Zellenmoden auf und mit den gewählten Modellparametern erscheint ein instabiles Verhalten, erkennbar an den divergierenden Kurven. Im Unterschied zu linearen Systemen streben die Kurven aber nicht gegen Unendlich. Physikalisch gesehen tritt bei großen Amplituden Gleiten auf und man erhält somit als Antwort sogenannte Grenzykelschwingungen (LCO – „Limit Cycle Oscillations“). Unten rechts erscheint bei sehr hohen Drehzahlen jenseits der Betriebsgrenzen eine Instabilität, die aufgrund deutlicher Schlagkomponenten im kritischen Eigenvektor auf einen Whirl-Mode hindeutet und die in Realität durch die im Modell fehlende aerodynamische Schlagdämpfung wohl eliminiert werden würde.

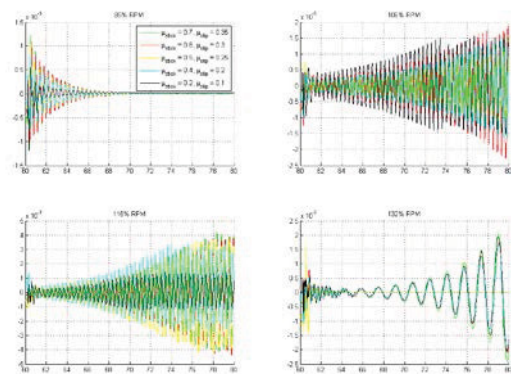


BILD 16. Zeitintegrationsergebnisse Bodenresonanz

## 6. SCHLUßFOLGERUNGEN

Drehflügel-spezifische Fragestellungen hinsichtlich Leistung, Lasten, Vibrationen, Stabilität, Flugmechanik und Lärm haben schon jeher die gleichzeitige Betrachtung von Struktur-dynamik und Aerodynamik erfordert. Aus diesem Grund wurden globale Fragestellungen des Drehflüglers bisher mit speziellen aeromechanischen – auf den Drehflügel zugeschnittenen – Rechenwerkzeugen beantwortet. Einerseits ist die Modellierungsbandbreite dieser Spezialwerkzeuge sehr eingeschränkt, andererseits hat die erreichbare Genauigkeit dieser Werkzeuge mit den industriellen Anforderungen nicht ausreichend Schritt gehalten. Deshalb ist eine grundsätzliche Neuausrichtung in der Architektur aeromechanischer Werkzeuge notwendig.

Auf aerodynamischer Seite ist diese Neuausrichtung seit ungefähr einer Dekade voll im Gange und entsprechende Erfolge vor allem aerodynamik-orientierter Aufgabenstellungen konnten realisiert werden. Eine entsprechende Entwicklung auf struktur-dynamischer Seite fehlt noch auf breiter Front, weshalb zunehmend ein Ungleichgewicht zwischen den erzielbaren Genauigkeiten auf Aerodynamikseite und auf Struktur-dynamikseite auftritt, was natürlich auch die Qualität der Gesamtlösung entsprechend beeinträchtigt. Um diese Situation zu überwinden, hat Eurocopter Deutschland zusammen mit DLR-AE begonnen, fortschrittliche Mehrkörper- und Finite Element-Methoden in die Struktur-dynamik aeromechanischer Werkzeuge einzuarbeiten. Für diese Aufgabe wurde das Mehrkörperprogramm SIMPACK ausgewählt, das mit dem hauseigenen Aeromechanikwerkzeug HOST verkoppelt werden soll.

Das „General Purpose“ Programm SIMPACK erlaubt, die bisherigen struktur-dynamischen Modellierungsgrenzen aufzuheben und somit die zukünftigen Anforderungen aeromechanischer Rechenprogramme an die struktur-dynamische Modellierung zu erfüllen. Allerdings erfordern die speziellen Anforderungen im Drehflügelbereich eine sorgfältige Verifikations- und Validierungsstrategie, da nicht automatisch davon ausgegangen werden kann, daß für diesen speziellen Anwendungsbereich kommerzielle Programme automatisch ausreichend validiert sind. Zusätzlich müssen die im Prinzip unabhängig voneinander lauffähigen Programme HOST und SIMPACK so verkoppelt werden, daß die aeromechanischen Betriebsmodi Trimmung, Zeitintegration und Linearisierung (mit Stabilität) auch von einem „General Purpose“ Mehrkörperprogramm bedient werden können, was zu zusätzlichen hier nicht im Detail eruierten Herausforderungen in der Software-Integration führt.

## 7. DANKSAGUNG

Die Autoren danken dem Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie (BMWi) für die gewährte Unterstützung im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms IV (Förderkennzeichen 20H0911: MUSIHC).

## 8. REFERENZEN

- [1] Glauert, H., „A General Theory of the Autogyro“, ARC R&M, Nov. 1926
- [2] Benoit, B., Dequin, A-M., Kampa, K., v. Grünhagen, W., Basset, P-M., Gimonet, B., „HOST: A General Helicopter Simulation Tool for Germany and France“ 56<sup>th</sup> American Helicopter Society Annual Forum, Virginia Beach, Mai 2000
- [3] Johnson, W., „Milestones in Rotorcraft Aeromechanics“, NASA/TP-2011-215971, Mai 2011
- [4] Johnson, W., Helicopter Theory, Princeton University Press 1980
- [5] Dietz, M., Dieterich, O., „Towards Increased Industrial Application of Rotor Aeroelastic CFD“, 35<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Hamburg, Sep. 2009
- [6] Bousman, W.G., Norman, T., „Assessment of Predictive Capability of Aeromechanics Methods“, American Helicopter Society, Specialists Conference on Aeromechanics, San Francisco, Jan. 2008
- [7] Sitaraman, J., Datta, A., Baeder, J., Chopra, I., „Coupled CFD/CSD Prediction of Rotor Aerodynamic and Structural Dynamic Loads for Three Critical Flight Conditions“, 31<sup>st</sup> European Rotorcraft Forum, Florenz, Sep. 2005
- [8] Dieterich, O., Konstanzer, P., Dietz, M., „Vibration Loads Prediction in the Age of CFD“, 36<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Paris, Sep. 2010
- [9] Cesnik, C.E.S., Hodges, D.H., „VABS: A New Concept for Composite Rotor Blade Cross-Sectional Modeling“, 51<sup>st</sup> American Helicopter Society Annual Forum, Fort Worth, TX, Mai 1995
- [10] Datta, A., Johnson, W., „A Multibody Formulation for 3D Brick Finite Element Based Parallel and Scalable Rotor Dynamics Analysis“, 66<sup>th</sup> American Helicopter Society Annual Forum, Phoenix, AZ, Mai 2010
- [11] Rezaeian, A., „Helicopter Ground Resonance Analysis using Multibody Dynamics“, 36<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Paris, Sep. 2010
- [12] Arnold, J., „Using Multibody Dynamics for the Simulation of Flexible Rotor Blades – Modelling an Innovative Blade Layout Based on Beam Approach“, 36<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Paris, Sep. 2010
- [13] Waitz, S., „From FEM to MBS: Stability Analysis of the Elastic H/C Rotor“, 36<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Paris, Sep. 2010