

GESAMTHUBSCHRAUBERSIMULATION DURCH CFD: ENTSCHEIDENDE SCHRITTE AUF DEM WEG ZUR REALISIERUNG

Markus Dietz, Dieter Schimke

Eurocopter Deutschland GmbH
Willy-Messerschmitt-Straße
81663 München

Zusammenfassung

In den vergangenen Jahren haben CFD-Simulationen im industriellen Umfeld immer mehr an Bedeutung gewonnen und spielen eine zunehmende Rolle im Entwurfs- und Entwicklungsprozess. Ermöglicht wurde dies durch die kontinuierliche Weiterentwicklung der Simulationsverfahren in den letzten Jahren. Im Vergleich zum Starrflügler stellt der Hubschrauber zusätzliche spezifische Anforderungen an das numerische Simulationsverfahren, die eine erhebliche Steigerung der Komplexität darstellen. Zum einen ist die Umströmung des Hubschraubers hochgradig instationär und von komplexen Interaktionen geprägt, zum anderen macht der interdisziplinäre Charakter des Problems eine gekoppelte aerodynamische und strukturelle Betrachtung bei gleichzeitiger Trimmung erforderlich. Die industrielle Einsatzreife der Simulationstools hat sich daher im Vergleich zum Starrflügler verzögert. Mittlerweile sind die Verfahren so weit ausgereift, dass Teilprobleme (z.B. isolierter Rumpf oder isolierter Rotor) im industriellen Kontext mit CFD-Verfahren angegangen werden können. Ziel ist die Weiterentwicklung der Simulationsumgebung hin zur gekoppelten und getrimmten Simulation des Gesamthubschraubers unter Berücksichtigung sämtlicher relevanter aerodynamischer Interaktionseffekte. Das Paper gibt einen Überblick über den momentanen Stand der Simulationsverfahren, industrielle Anwendungen und Zielsetzungen sowie die geplanten Weiterentwicklungen im Hinblick auf die Simulation des Gesamthubschraubers.

1. EINLEITUNG

Im Vergleich zum Starrflügler ist die aerodynamische Simulation eines Hubschraubers ungleich komplexer. Die Strömung am Flugzeug im Design-Auslegungspunkt ist weitestgehend stationär und anliegend, während die Aerodynamik eines Hubschraubers von einer hochgradig dreidimensionalen, instationären Umströmung mit ausgeprägten Interaktionseffekten geprägt ist. Darüber hinaus ändern sich die Strömungsverhältnisse fundamental mit dem Flugzustand des Hubschraubers. Beispielsweise weist die Strömung im Schwebeflug deutlich andere Charakteristika auf als die Umströmung im schnellen Vorwärtsflug oder diejenige im langsamen Sinkflug. Aus diesem Grund ist das aerodynamische Design eines Hubschraubers immer ein Kompromiss zwischen verschiedenen, zum Teil widersprüchlichen Anforderungen. Ein eindeutiger Auslegungspunkt im klassischen Sinne ist nicht gegeben.

Des Weiteren sind Kopplungseffekte zwischen Aerodynamik und Strukturmechanik am Hubschrauber deutlich ausgeprägter als am Starrflügler. Sieht man einmal von Flattern und Böenlastsimulationen ab, so stellt sich am Flugzeug im Wesentlichen ein stationärer Verformungszustand ein, welcher numerisch durch Invertierung vorab bestimmter Steifigkeitsmatrizen bestimmt werden kann.

Elastizitätseffekte am Rotorblatt sind durch die Weichheit der Blätter und die über den Rotorlauf instationäre aerodynamische Anregung äußerst ausgeprägt. Hinzu kommt, dass der Rotor die Funktionen Auftriebserzeugung (Fixed Wing: Tragfläche), Vortriebserzeugung (Fixed Wing: Triebwerk) und Steuerung (Fixed Wing: Ruderflächen) in sich vereint. Zu diesem Zweck wird auf die Rotordynamik über die kollektive und zyklische Rotor-Einstellung gezielt Einfluss genommen.

In der numerischen Simulation müssen die oben erwähnten Aspekte Berücksichtigung finden. Für die Simulation des Hauptrotors bedeutet dies:

- Die azimuthal und radial veränderliche Rotorblattanströmung muss berücksichtigt werden, beispielsweise durch Netzbewegung der Blattnetze.
- Interaktionseffekte zwischen den Rotorblättern müssen erfasst werden, beispielsweise durch den Austausch von Strömungsgrößen zwischen den Netzen mit Hilfe der Chimera-Technik.
- Die Dynamik der Rotorblätter muss berücksichtigt werden.
- Der Rotor bzw. Hubschrauber muss getrimmt werden, um die Vergleichbarkeit mit Flugversuchsdaten oder Windkanaldaten zu gewährleisten.

Auf die beiden letztgenannten Aspekte soll im Folgenden nochmals genauer eingegangen werden. Sollen numerische Simulationsergebnisse am Rotor mit Flugversuchsdaten oder Windkanaldaten verglichen werden, so ist es im Allgemeinen nicht ausreichend, die Rechnung unter der Annahme starrer Rotorblätter und unter der Vorgabe der experimentellen Blattsteuerwinkel durchzuführen. Ein sinnvoller Vergleich ist nur bei getrimmtem Rotor möglich, wenn der Rotor also vorgegebene globale Kenngrößen, meist ein Satz globaler Lasten am Rotorkopf, reproduziert. Nur dann ist der Vergleich lokaler Größen wie zum Beispiel lokaler Blattlasten etc. aussagekräftig.

Weiterhin sind die Kopplungseffekte zwischen den aerodynamischen Lasten und der blattodynamischen Antwort so ausgeprägt, dass die Blattelastizität durch Strömungs-Struktur-Kopplung berücksichtigt werden muss. In besonderer Weise gilt dies für die Blatts torsion, da diese durch Beeinflussung des lokalen effektiven Anstellwinkels der Profilsektion unmittelbar den Trimmzustand des Rotors mitbestimmt.

Die derzeit bei Eurocopter eingesetzte Simulationsumgebung bedient sich sogenannter schwacher Strömungs-Struktur-Kopplung zwischen einem CFD-Verfahren und einem Flugmechanik-/Blattdynamik-Verfahren, um Kopplungseffekte und Trimmung zu berücksichtigen. Bislang werden im industriellen Entwurfs- und Entwicklungsprozess gekoppelte Rechnungen lediglich am isolierten Hauptrotor durchgeführt. Die Erfahrungen der letzten Jahre haben gezeigt, dass die Vorhersagegenauigkeit für den Hubschrauber-Leistungsbedarf und die auftretenden Lasten gesteigert werden kann, wenn man die CFD-Modellierung auf den gesamten Hubschrauber ausdehnt und sich damit die inhärente Fähigkeit von CFD-Verfahren zunutze macht, Interferenzeffekte zwischen den Hubschrauberkomponenten zu erfassen. Zu diesem Zweck wird die Kopplungs- und Trimmprozedur ausgehend vom isolierten Rotor auf den Gesamthubschrauber erweitert. Eurocopter hat die damit verbundenen Entwicklungsarbeiten gemeinsam mit seinen Forschungspartnern, dem Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR (DLR-AS) und dem Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart (IAG) im Rahmen des Forschungsvorhabens SHANEL-L^[1] begonnen. Die Arbeiten werden derzeit im Rahmen des Vorhabens MUSIHC weitergeführt.

2. TRIMMUNG

In diesem Abschnitt soll noch einmal genauer auf den Trimmprozess am Rotor und am Kompletthubschrauber eingegangen werden. Wie bereits oben erwähnt, versteht man unter dem Begriff der „Trim-

mung“ das Einstellen vorgegebener globaler Kenngrößen, meist globaler Lasten, am Rotor bzw. am Gesamthubschrauber.

Abbildung 1 zeigt die Situation eines Windkanaltrimms am Hauptrotor. Als Trimmobjektive werden globale Lasten am Rotorkopf (blau) aus dem Windkanalversuch vorgegeben, beispielsweise der Rorschub sowie das Rotor-Roll- und Nickmoment. Eingestellt werden die Rotorlasten durch Variation der Taumelscheibenwinkel, also des Kollektivpitch und der beiden zyklischen Steuerwinkel. Die Hubschrauber- und damit die Rotormast-Lageorientierung bleibt konstant. Der Windkanal-Trimzustand ist nun dadurch charakterisiert, dass zwar die mittleren vorgegebenen globalen Rotorlasten erreicht werden, diese aber im Allgemeinen nicht zu einem Kräfte- und Momentengleichgewicht am Gesamthubschrauber führen. Als Folge muss ein „Lastresiduum“ vom Haltestiel aufgenommen werden.

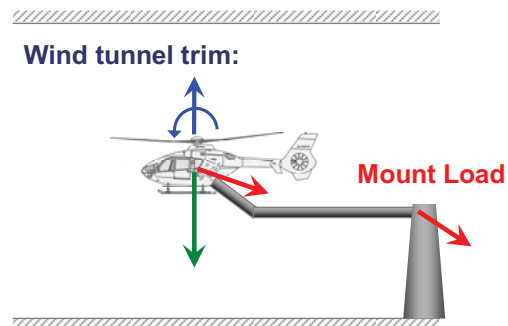


Abbildung 1: Windkanaltrimmung

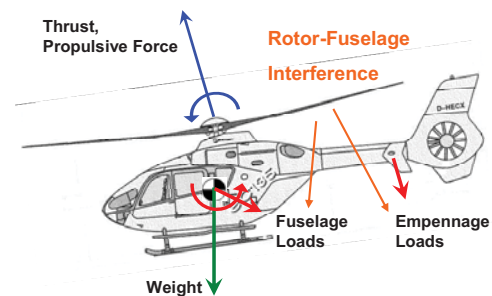


Abbildung 2: Freiflugtrimmung

Im Gegensatz dazu wird bei der Freiflugtrimmung am Gesamthubschrauber ein Kräfte- und Momentengleichgewicht zwischen den aerodynamischen Lasten (blau: Hauptrotorlasten, rot: Rumpf- und Leitwerkslasten) und dem Hubschraubergewicht (grün) herbeigeführt (Abbildung 2). Als Folge stellt sich ein stationärer Flugzustand des Hubschraubers ein. Die sechs Trimmobjektiven ($\Sigma F = 0$, $\Sigma M = 0$, jeweils in drei Raumrichtungen) werden durch sechs Steuergrößen erreicht: Drei Hauptrotorsteuerwinkel (kollektiver Pitch θ_0 und zyklischer Pitch θ_C , θ_S), ein Heckrotorsteuerwinkel (kollektiver Pitch θ_{HR}) sowie

zwei der drei Hubschrauber-Lagewinkel ψ , θ , φ . Der zusätzliche Freiheitsgrad in den Lagewinkeln resultiert aus der Tatsache, dass ein Hubschrauber in jede beliebige Richtung fliegen kann und folglich die Gierlage ψ frei wählbar ist. Die beste Hubschrauberperformance wird bei schiebewinkelfreiem Flug erzielt.

Aus den vorangegangenen Erläuterungen wird deutlich, dass die Windkanal-Trimmprozedur zur Nachrechnung von Windkanalbedingungen mit festen Randbedingungen für die globalen Rotorlasten und die Rotormast-Lageorientierung geeignet ist. Für die Nachrechnung von Flugversuchen ist die Trimmprozedur nicht ausreichend, weil die globalen Rotorlasten im Allgemeinen nicht bekannt sind. Aus diesem Grund muss die Freiflug-Trimmprozedur angewendet werden.

3. KOPPLUNG

An dieser Stelle müssen die Begriffe „Kopplung“ und „Trimmung“ klar voneinander abgegrenzt werden. Unter dem Begriff „Kopplung“ versteht man allgemein das Einkoppeln von CFD-Lasten in ein Flugmechanik-/Blattdynamik-Rechenverfahren. Im Speziellen bedeutet dies am Hauptrotor das Ermitteln einer gekoppelten Rotorlösung, bei der die wirksamen aerodynamischen Lasten (durch CFD berechnet) im Gleichgewicht mit der Rotordynamik stehen, also die tatsächliche Physik des gekoppelten aeroelastischen Problems abgebildet wird.

Zu diesem Zweck stehen zwei Verfahren zur Auswahl: Die zeitechte Kopplung (starke Kopplung) und die periodische Kopplung (schwache Kopplung). Die Kopplungsverfahren werden in [2] gegenübergestellt. Die zeitechte Kopplung bildet die tatsächliche Physik des gekoppelten aeroelastischen Problems ab, indem zu jedem physikalischen Zeitschritt ein Datenaustausch zwischen CFD-Löser und Strukturlöser vorgenommen wird: Die aerodynamischen Lasten werden an den Strukturlöser übergeben, während dieser dem CFD-Verfahren die Blattverformung bereitstellt. Vorteil des Verfahrens ist die allgemeine Anwendbarkeit auf jeden Flugzustand inklusive Manöverflug. Für die im industriellen Kontext interessanten stationären Flugzustände ist dieser Vorteil aber nicht relevant. Die bislang fehlende Möglichkeit zur Trimmung erweist sich als Hauptnachteil, weswegen die zeitechte Kopplung derzeit im industriellen Kontext nicht eingesetzt wird. Ein interessanter Ansatz ist die Trimmung unter Verwendung eines Pilotenmodells (also eines Reglers), der die Hauptrotorsteuerwinkel auf Zeitschrittbene nachregelt, um die vorgegebenen mittleren Rotorlasten einzustellen. Diese Strategie befindet sich derzeit in Entwicklung, ist aber noch nicht industriell einsatzreif.

Im Gegensatz dazu beinhaltet die schwache Kopplung inhärent die Möglichkeit der Trimmung. Der Austausch zwischen CFD-Löser und Flugmechanikverfahren erfolgt in diesem Fall auf Basis harmonischer Koeffizienten. Die Anwendbarkeit ist daher auf periodische Flugzustände (Hover, stationärer Vorwärtsflug, stationärer Kurvenflug) beschränkt. Die Berücksichtigung der CFD-Aerodynamik im Flugmechanik-Verfahren erfolgt auf inkrementeller Basis, wobei bei jeder Trimmiteration eine Lastkorrektur auf Basis der internen, polarenbasierten Aerodynamik vorgenommen wird, um den Rotor in den geforderten Trimmzustand zu bringen. Notwendige Voraussetzung ist also das Bereitstellen eines polarenbasierten aerodynamischen Modells, das zumindest hinsichtlich seiner $C_{a\alpha}$ - und $C_{m\alpha}$ -Gradienten hinreichend konsistent zur CFD-Aerodynamik sein muss, damit Konvergenz des Verfahrens erzielt werden kann.

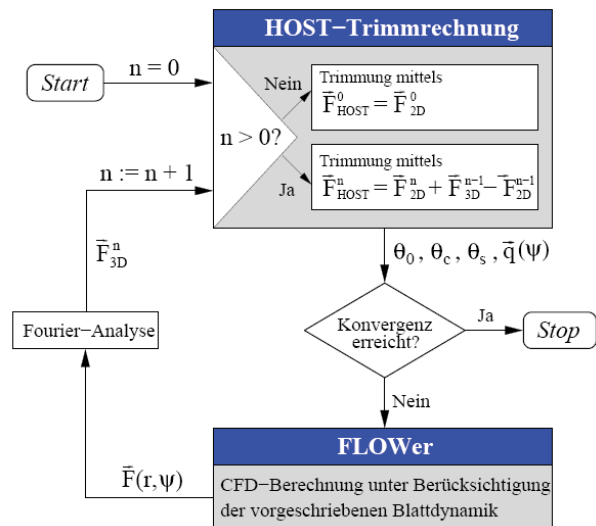


Abbildung 3: Schwache Kopplung zwischen FLOWer und HOST

Abbildung 3 zeigt das Verfahren schematisch. Das Flugmechanik-Verfahren, in diesem Fall HOST, trimmt den Rotor zu Beginn unter Verwendung interner polarenbasierter Aerodynamik. Die berechnete radius- und azimutwinkelabhängige Blattdeformation wird an den CFD-Löser übergeben und ist demzufolge als Verformungsrandbedingung a priori bekannt. Das Herausbilden einer periodischen Lösung im CFD-Verfahren beschränkt sich also allein auf den aerodynamischen Effekt und nicht auf das zeitechte aeroelastische Problem.

Nach erreichter Periodizität werden die CFD-Lasten vom Flugmechanik-Verfahren als Korrektur beaufschlagt und der Rotor wird durch Anpassen der polarenbasierten Aerodynamik wieder in den Trimmzustand gebracht. Nach erfolgter Konvergenz des Verfahrens ist die polarenbasierte Aerodynamik vollständig eliminiert und durch CFD-Aerodynamik ersetzt.

Entscheidend ist nun die Tatsache, dass die CFD-Kopplung am Hauptrotor in Kombination mit der Windkanaltrimmung des Hauptrotors und mit der Freiflugtrimmung am Gesamthubschrauber eingesetzt werden kann. Wird Freiflugtrimmung durchgeführt, so werden die aerodynamischen Lasten der übrigen Hubschrauberkomponenten rein polarenbasiert auf Seite des Flugmechanik-Verfahrens ermittelt. An dieser Stelle sei explizit darauf hingewiesen, dass sich die (in diesem Fall rein generische) Trimmobjektive des Hauptrotors infolge der sich verändernden Hubschrauber-Lagewinkel von einer Kopplungsiteration zur nächsten ändert. Die veränderliche Lageorientierung der Rotorachse muss im CFD-Löser entsprechend berücksichtigt werden.

Üblicherweise wird bei Freiflugtrimmung mit ausschließlicher Kopplung am Rotor das CFD-System ebenfalls auf den isolierten Rotor beschränkt. Ohne Änderung an der Kopplungsprozedur können jedoch weitere Hubschrauberkomponenten (beispielsweise der Rumpf) im CFD-Löser mitmodelliert werden. Allerdings beschränkt sich ihr Effekt auf Kopplung und Trimmung dann auf die veränderte Rotordurchströmung in Folge von Interferenz. Die für den Trimmprozess erforderliche Rumpfaerodynamik wird nach wie vor polarenbasiert ermittelt.

In einer intensiven Kooperation mit dem IAG wird die Kopplung zwischen FLOWer und HOST derzeit ausgehend von der Kopplung am Hauptrotor auf den Gesamthubschrauber erweitert ^[3]. Ziel ist die Einkopplung von CFD-Lasten in HOST für alle flugmechanisch relevanten Hubschrauberkomponenten.

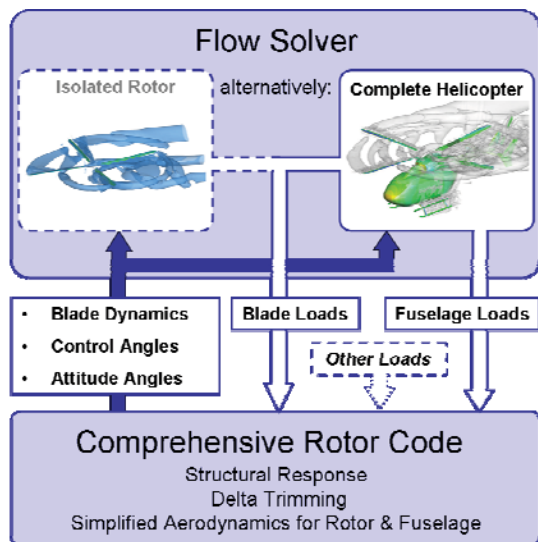


Abbildung 4: Prinzipskizze zur Gesamthubschraubekopplung (aus ^[3])

Abbildung 4 zeigt die Datenübergabeprozedur zwischen Flugmechanik-Verfahren und CFD-Löser schematisch. Im Falle der ausschließlichen Kopp-

lung am Rotor bezieht der CFD-Löser die Blattdynamik-Daten vom Flugmechanik-Verfahren. Wird eine Trimmung des Gesamthubschraubers vorgenommen, so müssen zusätzlich die Hubschrauber-Lagewinkel an den CFD-Löser übergeben werden, um die veränderliche Lageorientierung der Rotorachse korrekt zu berücksichtigen. Die aerodynamischen Blattlasten werden nach erfolgter CFD-Berechnung an das Flugmechanik-Verfahren übergeben.

Wird die Kopplung auf den Gesamthubschrauber erweitert, so werden zusätzliche Lasten an das Flugmechanik-Verfahren übergeben. Der aus industrieller Sicht entscheidende Punkt ist nun, genau abzuwägen, für welche Komponenten eine Einkopplung von CFD-Lasten sinnvoll ist, und für welche Komponenten darauf verzichtet werden kann.

Beispielsweise ist eine Einkopplung der Rumpflasten inklusive der Leitwerkslasten naheliegend. Beide Komponenten sind massiv von Interferenzen mit dem Rotornachlauf betroffen und die wirksamen Lasten sind stark von den Hubschrauber-Lagewinkeln abhängig. Beispielsweise sind die Ablöselinie der Strömung an der Rumpf-Hecktür und folglich die aerodynamischen Lasten stark anstell- und schiebewinkelabhängig. Eine Steigerung der Vorhersagegenauigkeit gegenüber polarenbasierter Aerodynamik kann in diesem Fall erwartet werden.

Für andere Hubschrauberkomponenten ist eine Einkopplung von CFD-Lasten nicht notwendigerweise erforderlich. Ein Beispiel hierfür ist der Rotorkopf. Der Effekt des Rotorkopf Widerstands auf die Nicklage des Hubschraubers und folglich den Trimmzustand kann hinreichend genau über eine Polare auf Flugmechanik-Seite erfasst werden. Auf CFD-Seite würde eine Modellierung des Rotorkopfs auf Grund seiner hohen geometrischen Komplexität zu einer signifikanten Steigerung der Zellenzahl und damit des Rechenaufwands führen. Aus industrieller Sicht ist es daher – wenn es ausschließlich um den Trimmeinfluss des Rotorkopfes geht – sinnvoll, diesen im CFD-Löser nicht zu berücksichtigen.

Ähnlich verhält es sich für das Landewerk des Hubschraubers. Wie auch im Falle des Rotorkopfes steigert das Landewerk als unaerodynamische Komponente den CFD-Rechenaufwand beträchtlich, und der Gewinn für Flugmechanik und Trimmung durch CFD-Aerodynamik ist begrenzt. Eine Möglichkeit, den CFD-Rechenaufwand zu reduzieren, besteht darin, die Landewerklasten selbst und ihren Interferenzeffekt auf den Rumpf mit Hilfe einer CFD-Vorausrechnung abzuschätzen und das Landewerk in den anschließenden CFD-Trimmrechnungen wegzulassen ^[3].

4. CFD-SIMULATION

Bei Eurocopter Deutschland werden die CFD-Löser FLOWer^[4] und TAU, beide von DLR-AS entwickelt, eingesetzt. Bei FLOWer handelt es sich um einen blockstrukturierten Löser, während TAU auf unstrukturierten/hybriden Gittern rechnet.

Der im Vergleich zu FLOWer wesentlich jüngere TAU-Code wird derzeit für rotierende Hubschrauberströmungen weiterentwickelt. Bei Eurocopter wird TAU vor allem für Strömungssimulationen geometrisch komplexer Konfigurationen im nichtrotierenden System eingesetzt, beispielsweise für die Umströmung isolierter Rümpfe. Mittlerweile wird TAU auch zunehmend für rotierende Strömungen eingesetzt, wie zum Beispiel den isolierten Rotorkopf. Allerdings ist es mit TAU bislang nicht möglich, Fluid-Struktur-Kopplung mit Flugmechanik-Verfahren durchzuführen. Die erforderlichen Schnittstellen befinden sich derzeit in der Entwicklung.

Für sämtliche gekoppelte Simulationen wird der FLOWer-Code eingesetzt. FLOWer besitzt alle hierfür notwendigen Voraussetzungen. Beispielsweise erlaubt FLOWer die Definition beliebiger kinematischer Ketten von Relativ-Koordinatensystemen^[5]. Die Rechengitter werden an die definierten Koordinatensysteme „angekoppelt“ und führen den entsprechenden Bewegungsverlauf aus. Weiterhin verfügt FLOWer über eine sehr ausgereifte, verallgemeinerte Chimera-Implementierung^[5]: Rechengitter dürfen sich beliebig gegenseitig überlappen und jedes Gitter ist in der Lage, Strömungsgrößen für andere Rechengitter bereitzustellen. Die Definition einer Austausch-Logik durch den Anwender ist nicht erforderlich. Die Kombination aus Starrkörper-Bewegungsmodul und Chimera-Modul erlaubt bereits die Stand-Alone Simulation beliebiger Hubschrauber-Konfigurationen unter Verwendung starrer Rotorblätter, gegebenenfalls unter Berücksichtigung vorgeschriebener Blattbewegungen um die Gelenke.

In den letzten Jahren wurde unter Mitwirkung des IAG eine FLOWer HELI Version fertiggestellt^[6]. Diese beinhaltet die folgenden zusätzlichen Features:

- Schnittstelle zur zeitechten Kopplung am Rotor mit dem Flugmechanik-Verfahren HOST.
- Schnittstellen zur schwachen Kopplung mit den Flugmechanik-/Blattdynamik-Verfahren HOST und CAMRAD II.
- Ein Mehrblock-Netzdeformationstool für Rotorblattnetze.
- Integriertes Post-Processing für Rotorblattlasten.

Derzeit wird FLOWer bei Eurocopter Deutschland in der Kopplung am isolierten Rotor mit den Verfahren HOST und CAMRAD II eingesetzt. Parallel wird am IAG die Kopplung am Gesamthubschrauber entwickelt und zur industriellen Einsatzreife gebracht.

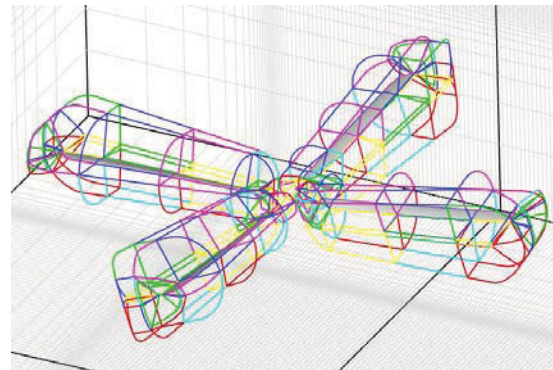


Abbildung 5: CFD-Gittersystem für den isolierten Rotor

Abbildung 5 zeigt exemplarisch ein typisches Gittersystem für die Kopplung am isolierten Rotor. Üblicherweise werden separate Mehrblock-Blattnetze in ein kartesisches Hintergrundnetz eingebettet. Wie bereits erwähnt, wird der Rotorkopf nicht mitmodelliert. Die Gesamt-Zellenzahl bewegt sich im industriellen Kontext im Bereich von acht Millionen Zellen.

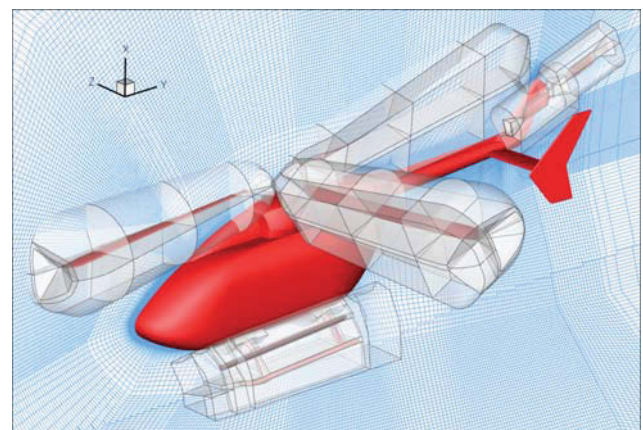
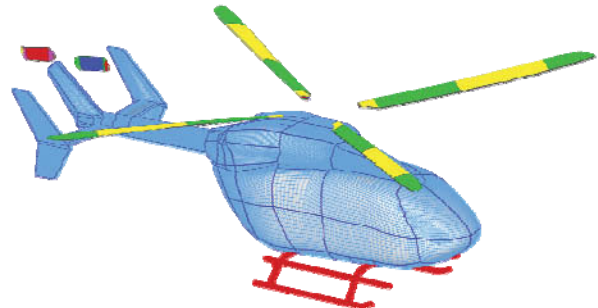


Abbildung 6: CFD-Gittersystem für den Gesamthubschrauber

Abbildung 6 zeigt ein Beispiel für ein Kompletthubschrauber-Gittersystem. In diesem Beispiel erfüllt das Rumpfgitter gleichzeitig die Funktion des Hin-

tergrundnetzes für die weiteren eingebetteten Chimera-Netze für die Haupt- und Heckrotorblätter. Aus der Abbildung ist weiterhin ersichtlich, dass auch das Kufenlandewerk mittels Chimera-Technik an den Rumpf angebunden ist. Hierbei kommen am Rumpfboden überlappende Wände zum Einsatz. Vorteil dieser Vorgehensweise ist einerseits, dass sich die Netzgenerierung wesentlich vereinfacht, weil Rumpf und Landewerk topologisch unabhängig voneinander vernetzt werden können. Andererseits kann das Kufenlandewerk wahlweise in der Simulation weggelassen werden, um die Konfiguration zu vereinfachen und den Rechenaufwand zu senken. Die Zellenzahl des in Abbildung 6 dargestellten Gittersystems liegt bei ca. 25 Millionen Zellen. Für den industriellen Einsatz ist ein derartiges Netzsystem bislang schwer praktikabel. Das Gittersystem wird am IAG zur Entwicklung und Erprobung der Erweiterungen zur Gesamthubschrauber-Kopplung herangezogen^[3].

5. FLUGMECHANIK-SIMULATION

Bei Eurocopter werden im Rahmen von Fluid-Struktur-Kopplung zwei Flugmechanik-/Blattdynamik-Verfahren eingesetzt: Zum einen das In-House Verfahren HOST^[7] und zum anderen das kommerzielle Programm CAMRAD II^[8]. Beide Programme sind in ihren wesentlichen Charakteristika vergleichbar: Es handelt sich um umfassende Hubschrauber-Simulationsverfahren, sogenannte „Comprehensive Codes“. Die Verfahren ermöglichen Zeitverlaufsrechnungen, Trimmrechnungen und Stabilitätsuntersuchungen am Gesamthubschrauber. Im Rahmen der Kopplung mit CFD übernehmen die Verfahren die Berechnung der Blattdynamik und die Trimmabgabe.

Die Aerodynamik wird in beiden Verfahren polarenbasiert ermittelt, unter Verwendung eines Blattelementenansatzes am Rotor. Für die Rotorabwindmodellierung stehen analytische Modelle sowie Prescribed- und Free-Wake Modelle zur Verfügung. Beide Verfahren verfügen darüber hinaus über elastische Rotorblattmodelle: In HOST wird ein Modalansatz für die Blattdeformation verwendet, während CAMRAD II eine höherwertige Multibody-Modellierung auf Basis finiter Balkenelemente vorsieht.

Schwerpunktmäßig wird HOST in der Kopplung für Leistungsrechnungen am isolierten Rotor und am Kompletthubschrauber herangezogen. Auf Grund des höherwertigen dynamischen Blattmodells und zusätzlichen Modulen zur höherwertigen dynamischen Modellierung (zum Beispiel Modellierung von Steuerweichheiten und Schlagtilgern) wird CAMRAD II in der Kopplung schwerpunktmäßig zur Berechnung von Blattlasten verwendet.

6. INDUSTRIELLE ANWENDUNG

6.1. Leistungsrechnung

In diesem Abschnitt wird ein Beispiel für die Rotorleistungs-Berechnung mittels gekoppelter Simulation präsentiert und auf die Notwendigkeit eingegangen, die gekoppelte Simulation ausgehend von der Kopplung am Rotor auf den Gesamthubschrauber auszuweiten.

Üblicherweise werden Leistungsrechnungen im industriellen Umfeld mittels der oben genannten „Comprehensive Codes“ durchgeführt. Auf Grund von Modellierungsunsicherheiten, beispielsweise fehlende oder ungenügende Erfassung von Interferenzeffekten und mangelhafte Modellierung der Rotorabwindverteilung, ist eine Leistungsvorausrechnung im Allgemeinen kaum möglich. Die Verfahren müssen an Hand von Flugversuchsdaten angepasst werden, um korrekte Performance-Daten liefern zu können. Die CFD-Simulation erhebt hier auf Grund des oberflächenbasierten Ansatzes den Anspruch, die Rotor- bzw. Hubschrauberaerodynamik hinreichend genau erfassen zu können, um eine Leistungsvorhersage zu ermöglichen. Anpassung im klassischen Sinne findet bei CFD nicht statt, sieht man einmal davon ab, dass vor allem für abgelöste Strömungen die Lösung innerhalb einer gewissen Bandbreite durch die Wahl des Turbulenzmodells oder Berücksichtigung von Transition beeinflusst werden kann.

Die Anwendbarkeit von gekoppelter CFD als Vorhersage-Rechenverfahren für Rotorleistung wurde an Hand eines Testfalls erprobt^[9]. Es handelt sich um einen industriellen Vierblattrotor im Vorwärtsflug bei 135 KTAS. Es wurde eine gekoppelte Trimmrechnung am isolierten Rotor durchgeführt. Die Trimmobjektiven des Rotors (Schub und Mastmomente) sowie die Lageorientierung des Rotormastes wurden im Flugversuch gemessen und für die Trimmrechnung vorgeschrieben.

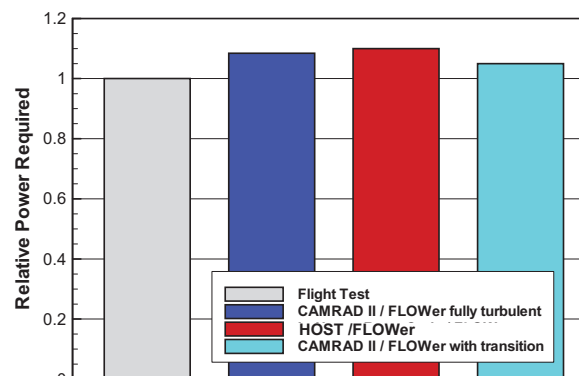


Abbildung 7: Vergleich des Hauptrotor-Leistungsbedarfs

Abbildung 7 zeigt den durchgeführten Vergleich des Netto-Hauptrotorleistungsbedarfs. Wie man sieht, überschätzen die gekoppelten Simulationen FLOWer/HOST und FLOWer/CAMRAD II den Rotorleistungsbedarf um ca. 8%. Die Vermutung liegt nahe, dass die Überschätzung des Leistungsbedarfs zumindest partiell auf die vollturbulente Berechnung zurückzuführen ist. Derartige Rechnungen vollturbulent durchzuführen, ist derzeit gängige Praxis, weil sich Transitionsmodelle im rotierenden System momentan noch in der Entwicklung befinden und noch keine industrielle Einsatzreife erlangt haben.

Um den Effekt laminarer Laufstrecken auf den Rotorleistungsbedarf abzuschätzen, wurde die Rechnung unter Berücksichtigung vorgeschriebener Transition wiederholt. In erster Näherung wurde die Transition azimuth- und radiusunabhängig bei 10% auf der Profiloberseite und 60% auf der Profilunterseite fest vorgeschrieben. Wie Abbildung 7 zeigt, verringert sich die Überschätzung des Leistungsbedarfs durch diese Maßnahme auf ca. 3,5%. Dies kann für eine absolute Leistungsvorhersage bereits als sehr guter Wert angesehen werden.

Im Rahmen eines Rotorentwurfsprozesses sind allerdings absolute Leistungsdaten nur in zweiter Linie relevant. In erster Linie ist das Ziel, durch Vergleich verschiedener Rotorentwürfe einen leistungsoptimalen Rotor zu entwickeln. Nach derzeitigem Kenntnisstand kann davon ausgegangen werden, dass die Genauigkeit gekoppelter CFD-Simulationen bezüglich relativer Leistungsunterschiede diejenige in Bezug auf Absolutleistungen noch deutlich übersteigt. Dies lässt sich dadurch begründen, dass sich eventuelle Modellierungsungenauigkeiten bei vergleichbaren Rotorentwürfen in etwa ähnlich verhalten, wodurch sich der damit einhergehende Fehler in der Absolutleistung im Leistungsvergleich aufhebt.

Für das vorgestellte Beispiel ist die Durchführung einer gekoppelten Trimmrechnung des isolierten Rotors ein zulässiges Vorgehen, da die Randbedingungen (Lageorientierung und globale Rotorlasten) aus dem Flugversuch bekannt sind. Dies ist allerdings im Allgemeinen nicht der Fall. Eine gekoppelte Trimmrechnung für den isolierten Rotor ist in diesem Fall nur möglich, wenn die Rotor-Trimmbobjektive aus einer flugmechanischen Voraus-Trimrechnung des Gesamthubschraubers extrahiert wird. Da dann aber der Effekt der Rumpfaerodynamik auf den Trimm wiederum nur rein polarenbasiert ermittelt wird, kann die CFD-Kopplung nicht ihr volles Potential ausspielen.

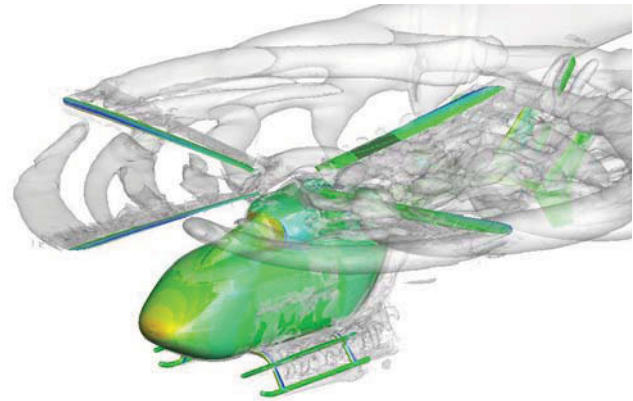


Abbildung 8: Strömungsfeld des Kompletthubschraubers

Dies zeigt die klare Notwendigkeit auf, die Kopplung ausgehend vom isolierten Rotor auf den Gesamthubschrauber zu erweitern. Nur in diesem Fall kann die Fähigkeit von CFD, Interferenzeffekte zu erfassen, vollständig genutzt werden. Derzeit führt das IAG eine Trimmrechnung unter Verwendung von Gesamthubschrauber-Kopplung an der in Abschnitt 4 vorgestellten Konfiguration durch^[3]. Anschließend in eine detaillierte Leistungsanalyse geplant, von der sich Eurocopter Verbesserungen im Vergleich zur bisherigen Kopplungsstrategie am isolierten Rotor verspricht. Die Fähigkeit von FLOWer, Interaktionseffekte am Kompletthubschrauber zu erfassen, ist aus Abbildung 8 ersichtlich. Man erkennt deutlich die Interaktion des Hauptrotornachlaufs mit dem Rumpf und der Heckrotorströmung.

6.2. Lasten-Rechnung

Zweites Hauptanwendungsfeld gekoppelter CFD-Simulationen ist neben der Leistungsvorhersage die Berechnung von Blattlasten. Die genaue Kenntnis der wirkenden Blattlasten ist ein wichtiger Design-Aspekt am Hubschrauber. Insbesondere im hochbelasteten Kurvenflug können durch die Strömungslösungen auf der rücklaufenden Blattseite („Dynamic Stall“) hohe aerodynamische Nickmomente entstehen, die über den Steuerpfad abgesetzt werden müssen. Die wirkenden Lasten sind dimensionierend für die Auslegung der Steuerstangen und Booster.

Blattelementenbasierte Rotorberechnungen sind heute nur unzureichend in der Lage, die im Kurvenflug wirkenden Lasten korrekt zu ermitteln. Dies liegt daran, dass die Ermittlung der aerodynamischen Hystereseeffekte im „Dynamic Stall“ auf Basis tabellierter Profilaerodynamik nur unzureichend möglich ist. Zwar kann durch sogenannte „Dynamic Stall“-Modelle die stationäre Aerodynamik korrigiert werden. Jedoch liefern diese Modelle nur eingeschränkt brauchbare Ergebnisse, vor allem, wenn sie ohne

Anpassung aus dem Flugversuch verwendet werden.

Daher stellt sich die Frage, inwieweit CFD in der Lage ist, die instationären aerodynamischen Effekte besser wiederzugeben und damit vor allem eine verbesserte Vorhersage der auftretenden Lasten zu ermöglichen. Eine erste Bewertung wird im Folgenden an Hand des Schlagbiegemomentenverlaufs vorgenommen.

Abbildung 9 zeigt den Schlagbiegemomentenverlauf über den Rotorazimut bei einem Radius von $r = 3,41\text{m}$ für den bereits in Abschnitt 6.1 analysierten stationären Vorwärtsflugfall. Der statische Mittelwert wurde herausgerechnet, da eine direkte Vergleichbarkeit mit den Rechenergebnissen aufgrund der DMS-Kalibrierung im nichtrotierenden System nicht gegeben ist. Wie man sieht, stehen die Ergebnisse beider Codes, FLOWer/HOST und FLOWer/CAMRAD II in sehr guter Übereinstimmung mit dem experimentellen Verlauf. Aufgrund der höherwertigen dynamischen Modellierung ist das CAMRAD II-Ergebnis etwas besser als das von HOST.

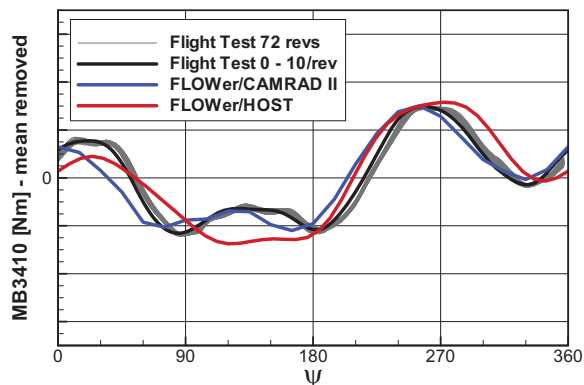


Abbildung 9: Schlagbiegemoment bei $r = 3,41\text{m}$ Blattradius im stationären Level-Flug

Als weiterer Testfall wurde erstmals ein hochbelasteter Kurvenflug mit einem Lastvielfachen von 1,53g mittels gekoppelter FLOWer/CAMRAD II-Simulation berechnet^[10]. Abbildung 10 illustriert den Flugzustand. Es handelt sich um einen Kurven-Sinkflug mit ca. 50° Rollneigungswinkel bei 110 KTAS und 266 m Kurvenradius. Der in der Abbildung sichtbare Hubschrauberrumpf dient nur Illustrationszwecken. Es wurde wie bereits im stationären Horizontalflug eine gekoppelte Trimmrechnung am isolierten Rotor durchgeführt, wobei die Hubschrauber-Lagewinkel und die Hauptrotor-Trimmoobjektive entsprechend den Flugversuchsdaten vorgeschrieben wurden.

Abbildung 11 zeigt den berechneten Schlagbiegemomentenverlauf, ebenfalls bei $r = 3,41\text{m}$. Die Abbildung verwendet dieselbe Skalierung der y-Achse wie Abbildung 9. Man erkennt, dass sich die Peak-to-Peak-Amplitude nicht signifikant geändert hat. Selbstverständlich übersteigt der statische Mittelwert im Kurvenflug in Folge des höheren Schubs den

Mittelwert im Level-Flug. Allerdings ist dies aus den Abbildungen nicht ersichtlich, da, wie bereits erwähnt, der statische Mittelwert kompensiert wurde. Man erkennt allerdings, dass hochfrequente Anteile im Vergleich zum Level-Flug zunehmen. Wiederum ist die gekoppelte Simulation in der Lage, die wesentlichen Charakteristika des Verlaufs wiederzugeben und auch die Tendenz zunehmender hochfrequenter Anteile wird korrekt erfasst.

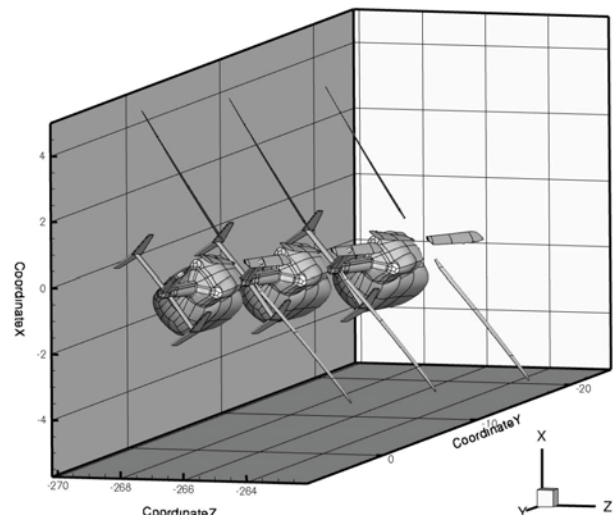


Abbildung 10: Hubschrauber im hochbelasteten Kurvenflug

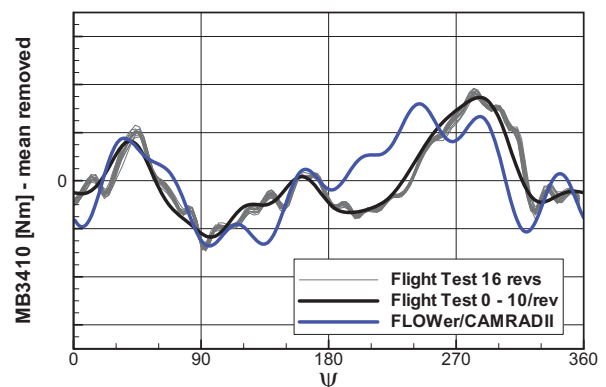


Abbildung 11: Schlagbiegemoment bei $r = 3,41\text{m}$ Blattradius im hochbelasteten Kurvenflug

Bezüglich der Kopplungs- und Trimmprozedur soll auch an dieser Stelle darauf hingewiesen werden, dass eine Kompletthubschrauber-Kopplung und -Trimmung die Vorhersagegüte erhöhen würde. Im vorliegenden Fall würde der Hubschrauber bei freigegebener Nicklage auf die im Flugversuch eingestellte Leistung (maximum continuous power) getrimmt.

7. GENERALISIERTE KOPPLUNG

Ziel von Eurocopter ist es, die heute bereits industriell eingesetzten Kopplungsverfahren zwischen FLOWer und HOST und FLOWer und CAMRAD II sowie alle derzeit durchgeführten Erweiterungen in Richtung auf die Kopplung am Gesamthubschrauber in eine gemeinsame, standardisierte Kopplungsschnittstelle zu integrieren. Diese unter dem Arbeitstitel GANESH projektierte Schnittstelle soll die generalisierte Kopplung der „Comprehensive Codes“ HOST und CAMRAD II mit den CFD-Verfahren FLOWer, elsA und TAU am Gesamthubschrauber ermöglichen. Langfristig ist geplant, vergleichbar zur aerodynamischen Kopplung mit CFD auch eine Kopplung zu CSM-Verfahren zu etablieren, um parallel zur Verbesserung der aerodynamischen Modellierung auch die dynamische Modellierungsgüte am Rotor und Hubschrauber zu steigern. In diesem Szenario reduziert sich die Aufgabe des Flugmechanik-Verfahrens rein auf die Trimmfunktion. Hauptziel der generalisierten Kopplung ist es, eine industriell einsetzbare Plattform zu schaffen, die es dem Anwender ermöglicht, auf einfache Art und Weise modular die genannten Rechenverfahren zu koppeln. GANESH soll ein einheitliches Anwender-Front-End erhalten, in dem globale Eingabeparameter, wie zum Beispiel der Hubschrauber-Flugzustand, redundanzfrei definiert werden. In der momentanen Implementierung trägt der Anwender dafür Sorge, dass konsistente Vorgaben in den beteiligten Verfahren vorgenommen werden.

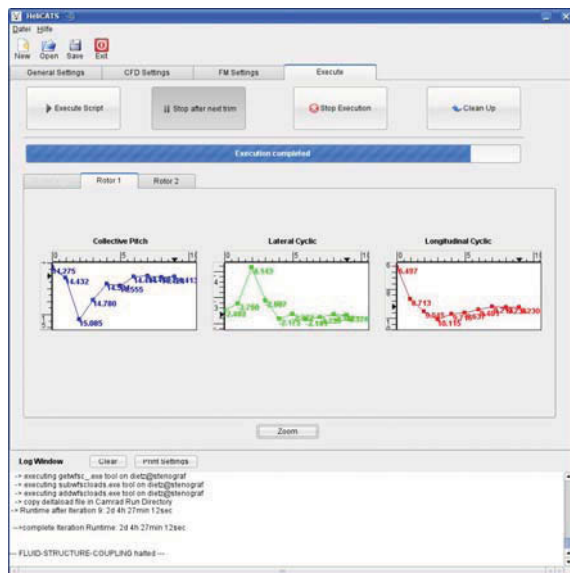


Abbildung 12: HeliCATS Kopplungsscript

Vorarbeiten zur Realisierung von GANESH haben bereits begonnen. Zur automatisierten Kopplung zwischen FLOWer und HOST sowie FLOWer und CAMRAD II wurde das Python-basierte Kopplungs-

script HeliCATS (Helicopter Coupling And Trim Script) erstellt. Die grafische Benutzeroberfläche (Abbildung 12) ermöglicht die komfortable Definition der wichtigsten Kopplungsparameter und bietet die Möglichkeit der Online-Konvergenzkontrolle der schwachen Kopplung. Es ist geplant, HeliCATS sukzessive zu erweitern und die am IAG entwickelte Kompletthubschrauber-Kopplungsarchitektur zu integrieren. Langfristig ist geplant, HeliCATS zur GUI der generalisierten GANESH-Schnittstelle auszubauen.

8. ZUSAMMENFASSUNG

Ziel des Papers war, die erforderlichen Schritte zur Realisierung einer Kompletthubschraubersimulation mit CFD-Methoden aufzuzeigen und in den industriellen Kontext einzuordnen.

Die präsentierten Anwendungsbeispiele zeigen, dass Eurocopter bereits jetzt über leistungsfähige CFD-basierte Simulationswerkzeuge für Leistungs- und Lastenrechnung verfügt. Gleichzeitig wurde aber auch die Notwendigkeit aufgezeigt, die Simulationsumgebung in Richtung auf die gekoppelte Simulation des Gesamthubschraubers zu erweitern. Erst dadurch wird es möglich, den Hauptvorteil von CFD-Verfahren – die inhärente Erfassung aerodynamischer Interaktionseffekte – voll auszunutzen. Durch die fruchtbare Zusammenarbeit mit seinen Forschungspartnern und eine klare Toolentwicklungsstrategie wird Eurocopter dieses Ziel in den kommenden Jahren erreichen.

DANKSAGUNG

Die Autoren möchten sich beim Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie für die Finanzierung im Rahmen der Forschungsvorhaben SHANEL-L und MUSIHC bedanken.

LITERATUR

- [1] Costes, M., Raddatz, J., Borie, S., D'Alascio, A., Embacher, M.: "Advanced Rotorcraft Aeromechanics Studies in the French-German SHANEL Project", Proceedings of the 35th European Rotorcraft Forum, Hamburg, Germany, September 2009.
- [2] Altmikus, A., Wagner, S., Beaumier, P., Servera, G.: "A Comparison: Weak versus Strong Modular Coupling for Trimmed Aeroelastic Rotor Simulations", American Helicopter Society 58th Annual Forum, June 2002.
- [3] Embacher, M., Keßler, M., Dietz, M., Krämer, E.: "Coupled CFD Simulation of a Helicopter in Free-Flight Trim", AHS 66th Annual Forum, Phoenix, AZ, May 11-13, 2010.

- [4] Kroll, N., Eisfeld, B. and Bleecke, H.M., "*The Navier-Stokes Code FLOWer*", Volume 71 of Notes on Numerical Fluid Mechanics, pages 58-71. Vieweg, Braunschweig, 1999.
- [5] Schwarz, Th.: "*The Overlapping Grid Technique for the Time-Accurate Simulation of Rotorcraft Flows*", Proceedings of the 31st European Rotorcraft Forum, Florence, Italy, September 2005.
- [6] Dietz, M.: "*Simulation der Umströmung von Hubschrauberkonfigurationen unter Berücksichtigung von Strömungs-Struktur-Kopplung und Trimmung*", PhD Thesis, Verlag Dr. Hut, ISBN 978-3-89963-942-1, 2009.
- [7] Benoit, B., Dequin, A-M., Kampa, K., Grünhagen, W. v., Basset, P-M., Gimonet, B.: "*HOST: A General Helicopter Simulation Tool for Germany and France*", American Helicopter Society, 56th Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, May 2000.
- [8] Johnson, W.: "*Technology Drivers in the Development of CAMRAD II*", AHS Aeromechanics Specialists' Conference, San Francisco, CA, 1994.
- [9] Dietz, M., Dieterich, O.: "*Towards Increased Industrial Application of Rotor Aeroelastic CFD*", Proceedings of the 35th European Rotorcraft Forum, Hamburg, Germany, September 2009.
- [10] Dietz, M., Schimke, D., Embacher, M.: "*Advanced Industrial Application of CFD for Helicopter Development*", Proceedings of the 36th European Rotorcraft Forum, Paris, France, September 2010.