

INNOVATIVES KONZEPT ZUR REALISIERUNG EINER INDIVIDUELLEN ROTORBLATTSTEUERUNG FÜR HUBSCHRAUBER

R. Bartels, P. Küfmann und Ch. Keßler

DLR, Institut für Flugsystemtechnik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Zur Erhöhung der Akzeptanz von Hubschraubern werden beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) aktive Rotorsteuertechnologien untersucht. Ziel dieser Untersuchungen ist die Reduktion des Rotorlärms, der Kabinenvibrationen, des Leistungsbedarfs oder auch der Lasten für bestimmte Bauteile. Die genannten Probleme sind systembedingt und resultieren im Vorwärtsflug in erster Linie aus der Ungleichförmigkeit der Rotorblattanströmung, sowie flugzustandsabhängig auch aus Interaktionen der Rotorblattwirbel mit den Blättern. Eine aktive Rotorsteuerung überlagert weitere Steuersignale denen des Piloten, die den Rotorblatteinstellwinkel im Sinne der obigen Ziele verändert. Dazu gibt es verschiedene technische Ansätze. Zur Einführung in die Thematik wird im vorliegenden Bericht zunächst die Motivation der aktiven Rotorsteuerung beschrieben und anschließend ein Überblick über den Stand der Technik und verschiedene Lösungsansätze gegeben. Vor- und Nachteile der Varianten werden angeführt. Von diesen Lösungen weicht die Idee der sogenannten Mehrfachtaumelscheibe ab, die hier als Alternative zu bekannten Konzepten einer aktiven Rotorsteuerung erstmalig vorgestellt wird. Der Bericht beschreibt die konstruktive Lösung für den Rotorversuchsstand des DLR und endet mit einem Ausblick über die weiteren Arbeiten und Planungen.

1. MOTIVATION

Hubschrauber haben sich innerhalb der Luftfahrttechnik einen kleinen, aber sehr bestimmten Marktanteil erobert. Sie erfüllen Aufgaben, die mit Flächenflugzeugen nicht oder nur schwer zu erfüllen sind. Dazu trägt insbesondere die Fähigkeit der Hubschrauber bei, auf der Stelle zu schweben oder im unvorbereiteten Gelände auf verhältnismäßig engem Raum zu starten und zu landen. Aber auch ihre guten Flug- und Steuerungseigenschaften im Langsamflug im Vergleich zu anderen Fluggeräten tragen dazu bei. Dies macht sie gleichermaßen für zivile wie für militärische Nutzer zu einem hervorragenden Fluggerät. Genannt sei hier, stellvertretend für andere, ihr Einsatz als Rettungshubschrauber.

Diesen Fähigkeiten steht eine Reihe von Nachteilen gegenüber, die die Akzeptanz beim Nutzer, aber auch in der Öffentlichkeit sowie die Betriebswirtschaftlichkeit einschränken. Dies sind unter anderem:

- das hohe Vibrationsniveau,
- der vom Rotor abgestrahlte Lärm,
- der hohe Leistungsbedarf im schnellen Vorwärtsflug und die damit eingeschränkte Reichweite sowie die maximale Fluggeschwindigkeit.

BILD 1 aus [1] zeigt die Entwicklung des Vibrationsniveaus von Hubschraubern seit den 1950er Jahren. Danach hat sich eine drastische Reduktion der Vibrationsniveaus ergeben. Dies wurde durch Einführung passiver und damit preiswerter konstruktiver Maßnahmen erreicht, wie z.B.: im Rotor integrierte Bifilars oder Tilger, zwischen Zelle und Getriebe eingefügte Isolatoren wie das Nodal Beam Isolation System von Bell oder Schwingungstilger in der Zelle. Letztere werden inzwischen von mehreren Anbietern auch als aktiv gesteuerte Tilger angeboten. Bei neueren Hubschraubern nähert sich der Vibrationstrend einer Sättigung und mittels passiver Reduktionsmaßnahmen ist keine

weitere signifikante Reduktion zu erwarten. Außerdem ist die aus Lärmreduktionsgründen angestrebte Erweiterung des Drehzahlbereiches problematisch für die Wirksamkeit passiver Systeme, da diese in der Regel für eine bestimmte Drehzahl ausgelegt werden. Der von der NASA ehemals vorgeschlagene Richtwert für Kabinenvibrationen von 0,02g kann so vermutlich nicht erreicht werden.

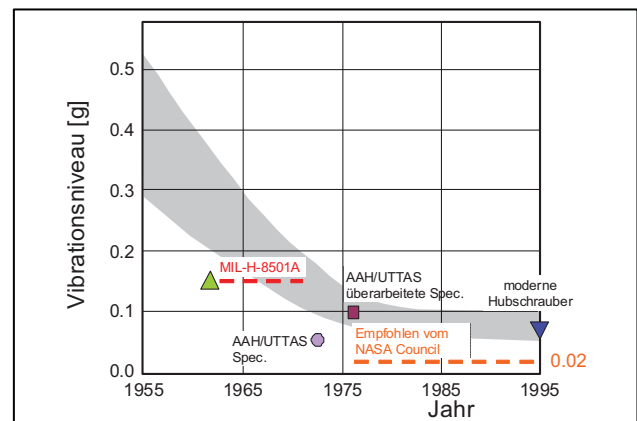


BILD 1. Trend für Hubschraubervibrationsniveaus

Inzwischen nehmen sich auch Behörden des Vibrations-themas an. In [2] sind Mindestanforderungen für Gesundheit und Sicherheit von Arbeitnehmern festgelegt, die Vibrationen ausgesetzt sind. Zwar gibt es noch Ausnahmeregelungen für den Lufttransport, doch kann sich dies in weiteren Erlassen ändern. Für Betreiber rufen Vibrationen auch hohe Wartungskosten hervor. In einer Studie der US-Army und Sikorsky wurde eine Versuchsflotte ohne Bifilars einer Vergleichsflotte mit solchen gegenübergestellt [3]. Ergebnis der Untersuchung waren um 10% niedrigere Lebenszykluskosten der Hubschrauber mit Bifilars. Sind Vibrationen primär für Piloten, Passagiere und Betreiber von Bedeutung, so ist es der vom Hubschrauber abgestrahlte Lärm für die Bevölkerung allgemein. Deshalb

unterliegen Hubschrauber strengen Lärmvorschriften, die 2001 gegenüber den bis dato gültigen Werten um einige dB reduziert worden sind [4]. Dabei gelten für Fluggewicht und Flugzustand unterschiedliche Werte, siehe BILD 2.

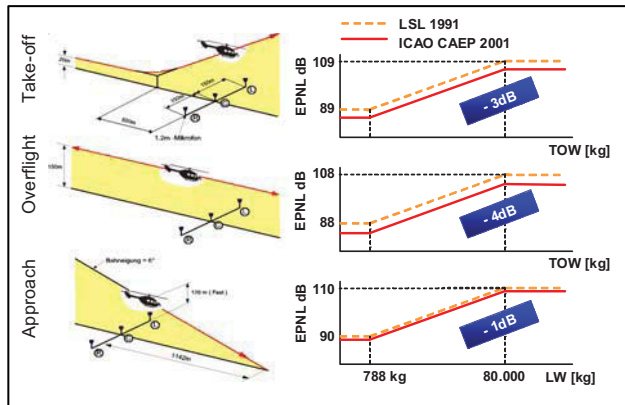


BILD 2. Zulässige Lärmwerte für Hubschrauber, TOW = Take-Off Weight, LW = Landing Weight

Auch hier ist künftig eine weitere Reduktion zu erwarten, zumal sie technisch umsetzbar wäre. Zum Gesamtlärm trägt der Rotor in erheblichem Umfang bei. Während im Landeanflug der Lärm infolge Blatt-Wirbel-Interaktion (engl. BVI) wichtig ist, ist es im schnellen Reiseflug vor allem der Hochgeschwindigkeitslärm infolge transsonischer Strömung an der Spitze des vorlaufenden Blattes und der Dicken- bzw. auftriebsinduzierte Lärm. Auch hier kann die aktive Rotorsteuerung deutliche Vorteile bringen. Zwar kann ein Rotorblatt auch lärmminimal ausgelegt werden, aber dabei sind Anforderungen wie der Rotorleistungsbedarf sowie das schwingungsdynamische Verhalten vom Schweben- bis in den Hochgeschwindigkeitsflug oder künftig auch eine reduzierte Staubaufwirbelung bei Landungen zu berücksichtigen.

2. RÜCKBLICK UND STAND DER TECHNIK

Die aktive Rotorsteuerung kann bei diesen Problemen Abhilfe schaffen. Grundsätzlich unterscheidet man danach, ob die Aktuatoren unterhalb der Taumelscheibe im nicht drehenden Zellsystem oder im drehenden Rotor-system angebracht werden. Ersteres bezeichnet man als *Higher Harmonic Control* (HHC), letzteres als *Individual Blade Control* (IBC) (siehe BILD 3). Dabei kommt es bei IBC noch darauf an, wie und wo die Aktuatoren integriert werden.

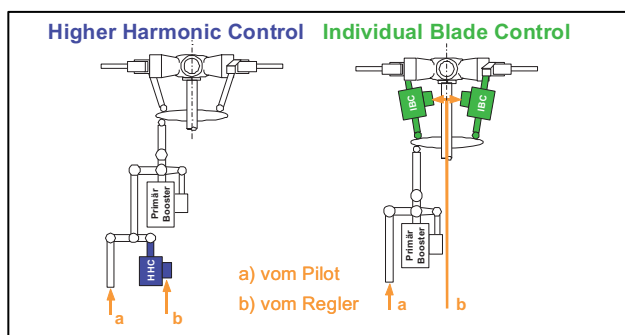


BILD 3. Gegenüberstellung von HHC und IBC

Prinzipbedingt unterscheiden sich beide Konzepte hinsichtlich ihrer Vor- und Nachteile. HHC weist einen einfa-

chen konstruktiven Aufbau auf, so werden keine Drehübertrager benötigt, die Energie oder Signale ins drehende System oder zurück übertragen. Zudem sind die Aktuatoren keiner Zentrifugallast durch die Rotordrehung ausgesetzt, besondere Rücksicht auf Konstruktion von Rotorkopf und -blatt muss nicht genommen werden. Ein gravierender Nachteil ist aber die Einschränkung, nur bestimmte Steuerfrequenzen in das drehende System übertragen zu können.

Grundsätzlich sind bei HHC die Steuerfunktionen auf harmonische Signale begrenzt, deren Frequenzen ganzzahlige Vielfache n von Blattzahl N mal Rotordrehfrequenz Ω und $nN\Omega \pm 1$ sind. Diese Frequenzen werden als „per rev“ (.../rev) abgekürzt. Bei einem Hubschrauber mit 4 Blättern können daher nur die Frequenzen 3, 4, und 5/rev oder alternativ Vielfache davon eingesteuert werden. Erst IBC kann diesen Nachteil überwinden und beliebige Blatteinstellwinkeländerungen einsteuern. Der Nachteil von HHC besteht nur bei Hubschraubern mit mehr als drei Rotorblättern, wie sie die meisten mittleren und großen Hubschrauber aufweisen. Bei bis zu drei Rotorblättern stehen den drei Freiheitsgraden der Taumelscheibe maximal drei Blattsteuer gegenüber und beliebige Signale, also IBC, kann auch mit einem HHC-System realisiert werden. Dies ist allerdings nur ein theoretischer Aspekt, da sich der Aufwand für ein HHC-System für solche in der Regel kleinen Hubschrauber nicht kostengünstig realisieren lässt.

Erste Untersuchungen zur aktiven Rotorsteuerung basieren auf HHC und gehen auf die Jahre 1952 bis 1961 zurück [4],[6],[7]. Diese zunächst theoretischen Arbeiten verwendeten einfachste Simulationsmodelle zur Reduktion von Strömungsablöseerscheinungen oder zur Geschwindigkeitssteigerung. Dadurch war auch die Aussagekraft der Ergebnisse ungenügend. Erste Flugversuche wurden von Bell 1961 auf einer UH-1A mit 2-Blattrotor durchgeführt [8]. Ziel war die Reduktion der Zellenvibration mittels 2/rev HHC-Steuer. Zwar konnte eine Reduktion erreicht werden, doch mussten die HHC-Steuerparameter mit der Fluggeschwindigkeit nachgeführt werden. Bis zu den nächsten Flugversuchen auf einer ebenfalls zweiblättrigen OH-6A dauerte es bis 1982 [9]. Die Ergebnisse waren recht vielversprechend, zumal ein einfaches Regelungskonzept zur Berechnung optimaler HHC-Steuer implementiert wurde. Neben vielversprechenden Vibrationsreduktionen bei kleinen Steueramplituden und ohne nennenswerte Steuerlasterrhöhung ergab sich auch ein erster Hinweis auf den positiven Einfluss von HHC auf den Leistungsbedarf. Windkanalversuche mit HHC für einen skalierten BO105-Rotor zur Lärm- und Vibrationsreduktion wurden 1994 durchgeführt [10]. Die Ergebnisse zeigten eine Lärmreduktion um 6dB und deutliche Vibrationsreduktionen, eine gleichzeitige Reduktion war aber teilweise nicht möglich, da die Lärmemission sehr stark von der Neigung der Rotorebene gegenüber der Anströmung abhängig ist, die Vibrationen aber nicht. Das führte dazu, dass die Reduktion einer Zielgröße größtenteils zur Verschlechterung der anderen führte. Ein weiterer Grund ist die Beschränkung des HHC-Signals bezüglich einsteuerbarer Frequenzen wie oben beschrieben. Konsequenterweise ließ das Interesse an HHC weltweit nach, zumal bereits erste IBC-Versuche bessere Ergebnisse zeigten.

Frühe IBC-Untersuchungen gehen auf den Anfang der 1980er Jahre zurück [11],[12],[13]. Diese Untersuchungen

waren zunächst theoretisch bzw. mit Hilfe kleiner Windkanaldemonstratoren, zeigten aber schon das Potential, Böenempfindlichkeit, Stallflattern oder Schwenkdämpfung zu verbessern. Erfolgreiche Windkanalversuche wurden mit einem IBC-System wie in BILD 3 an *full-scale* Rotoren vom Typ BO105 und UH-60 durchgeführt [14],[15],[16]. Die Ergebnisse waren sehr vielversprechend, obwohl sich die eingesteuerten Signale auf meist harmonische Verläufe beschränkten. Dabei zeigte sich, dass die $2/rev$ Steuerfrequenz¹ enorm wichtig für Lärm- und Vibrations- aber auch für Leistungsreduktion ist. Erstmals war es möglich, Lärm (-6dB) und Vibrationen (-75%) gleichzeitig zu reduzieren. Bei den UH-60 Versuchen konnte zudem gezeigt werden, dass nicht nur BVI Lärm, der sich unterhalb des Rotors ausbreitet, sondern auch der Lärm in der Rotorebene verringert werden kann. Verbesserungen im Leistungsbedarf um bis zu 5% und die Nutzung von IBC zum In-flight-Tracking waren weitere Ergebnisse. Zeitgleich wurde auch eine BO105 [17] und später eine CH-53G [18],[19] mit Blattwurzel-IBC ausgerüstet und im Flug erprobt. Die Ergebnisse waren ebenfalls sehr gut, erreichten die Windkanalergebnisse aber wegen Beschränkung in den steuerbaren Amplituden oder aus Gründen der Flugsicherheit nicht ganz. Die beiden Demonstratoren sind in BILD 4 links mit den jeweiligen Aktuatoren abgebildet.

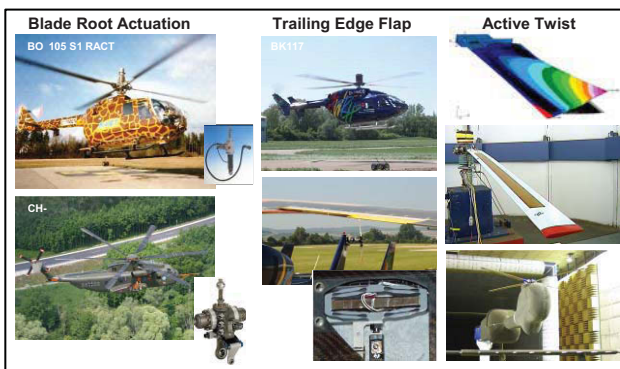


BILD 4. Realisierte IBC-Konzepte

Die Leistungsfähigkeit von IBC wurde in den zuvor genannten Kampagnen eindrucksvoll bewiesen. IBC ist in vielerlei Hinsicht einsetzbar und lässt hoffen, die eingangs genannten Probleme insgesamt zu verbessern. Trotzdem hat gerade die Blattwurzelsteuerung deutliche Nachteile. Sie greift auf hydraulische Aktuatoren zurück, so dass neben elektrischen auch hydraulische Drehübertrager benötigt werden. Die benötigte Stelleistung ist vergleichsweise hoch, da das ganze Rotorblatt bewegt wird und Rückwirkungen auf den gesamten Steuerungsstrang müssen bei der Konstruktion berücksichtigt werden. Vorteilhaft ist, dass Änderungen am Blatt nicht erforderlich sind, nachteilig der Aufwand und die zusätzlichen Massen. Deswegen hat sich ein Trend hin zu blattintegrierten Aktuatoren entwickelt. Dies können diskrete Klappen oder verteilte Aktuatoren sein, siehe BILD 4 Mitte und rechts. Erstere wurden durch Eurocopter mit gutem Erfolg auf einer BK117 im Flug erprobt [20] und von Boeing auf einem MD900 Rotor im Ames Windkanal [21]. Die Ergebnisse sind denen mit Blattwurzelsteuerung vergleichbar. Noch einen Schritt weiter gehen die verteilten blattintegrierten Aktuatoren, die zu einer kontinuierlichen Verwindung des

Rotorblattes führen, sich aber noch im Forschungsstadium befinden. Ein Vergleich zweier Konzepte findet sich in [22], ausreichende Windkanalergebnisse liegen jedoch noch nicht vor. Vorteilhaft ist hier, dass dieses Konzept gegenüber den Klappen auf jegliche Mechanik verzichtet, unklar ist jedoch die Wartbarkeit. Beide Konzepte, aktive Klappe und aktive Verwindung, verkomplizieren den Rotorblattentwurf erheblich. Dies liegt an der ohnehin komplexen Aufgabe, die Eigenfrequenzen des Blattes sorgfältig abzustimmen, den hohen Zentrifugalkräften, ständigen elastischen Blattdeformationen, den Witterungseinflüssen und vielen anderen Gründen mehr. Außerdem müssen beide Systeme, die auf piezoelektrischen Aktuatoren basieren, noch beweisen, dass sie wartungsfrei sind. Rotorblätter sind heute dauerhaft ausgelegt. Ausfallzeiten und Wartungskosten infolge Aktuatorwartung sind den Betreibern nur sehr begrenzt zuzumuten.

3. KONZEPT EINER EINZELBLATTSTEUERUNG MITTELS MEHRFACHTAUMELSCHIEBE

Die besonderen Nachteile der in Kapitel 2 vorgestellten Konzepte einer aktiven Rotorsteuerung sind evident und gravierend. Dem konstruktiv einfachen und grundsätzlich leicht zur Serienreife zu bringenden HHC steht der bisher mangelnde Nutzen gegenüber, insbesondere was die gleichzeitige Adressierung mehrerer Ziele anbelangt. IBC bringt zwar einen höheren Nutzen, weil beliebige Signale und damit für Lärm, Vibrationen, Leistungsbedarf etc. optimierte Signale gleichzeitig eingesteuert werden können, dagegen bergen die Aktuatoren im Rotorssystem prinzipbedingt ein deutlich höheres technisches Risiko in sich. Auch für smarte Piezoaktuatoren, wie bei aktiver Klappe oder aktivem Twist, müssen noch viele Fragen beantwortet werden (z.B. Kosten, Wartung, Haltbarkeit etc.).

Im Jahr 2008 wurde dem DLR ein Patent für eine Mehrfachtaumelscheiben-Steuerung (META) erteilt. Aufbauend auf dem Prinzip der HHC-Steuerung erreicht META eine voll IBC-fähige Rotorsteuerung für Hubschrauber mit mehr als 3 Rotorblättern, ohne dazu Aktuatorik im drehenden System zu verwenden [23]. Da volle IBC-Fähigkeit mit Hilfe von HHC und bei Verwendung einer konventionellen Taumelscheibe nur dann möglich ist, wenn die Anzahl der Blätter maximal gleich der Anzahl der Freiheitsgrade der Taumelscheibe ist, ist die Blattzahl auf maximal 3 pro Taumelscheibe begrenzt. Erhöht man die Anzahl der Blätter, sind weitere Steuerfreiheitsgrade erforderlich. Dies wird bei der META-Steuerung durch die Einführung weiterer konzentrisch umeinander angeordneter Taumelscheiben realisiert. Für Hubschrauber mit 4 bis 6 Blättern verwendet man daher eine zweite Taumelscheibe, womit die meisten Hubschraubermuster abgedeckt wären, und ab dem 7. Blatt eine dritte. BILD 5 verdeutlicht das Prinzip der Rotorsteuerung mit Hilfe einer META-Steuerung.

Wie beim HHC wird das Signal des Piloten (Primärsteuer) bereits im nicht drehenden System mit dem Signal der HHC-Steller überlagert und geht dann direkt auf eine der Taumelscheiben (TS). Im Rahmen der Stellautorität der HHC-Aktuatoren kann dadurch eine individuelle Lage für jede Taumelscheibe vorgegeben werden, wodurch vollständiges IBC für jede Taumelscheibe und damit für den gesamten Rotor möglich ist. Das META-Konzept nutzt

¹ Ein HHC-System kann diese Frequenz bei 1 bis 3, nicht aber bei 4 oder mehrblättrigen Rotoren einsteuern.

dabei alle aus der HHC-Steuerung bekannten Vorteile. Der Rotor kann wie bisher konventionell ausgelegt werden und die Kosten für die Wartung verschlechtern sich bei den Rotorkomponenten nicht gegenüber konventionellen Rotoren ohne IBC. Die Taumelscheibe ist ein bewährtes und ausgereiftes System.

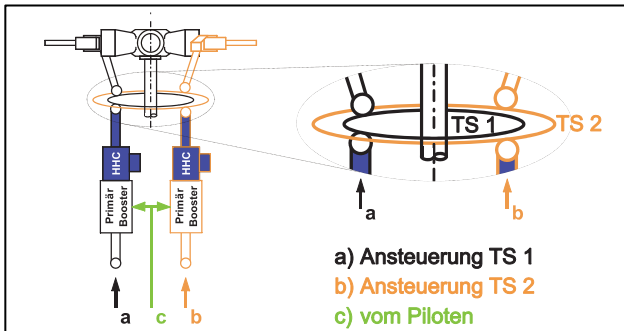


BILD 5. Prinzipbild der META-Rotorsteuerung

BILD 6 zeigt das Prinzip beispielhaft für einen 6-Blattrotor. Der Einfachheit halber wird in der Darstellung jede der beiden dargestellten Taumelscheiben durch drei separate Booster angesteuert. Die grünen Blätter (und das weiße) sind mit der inneren, die roten mit der äußeren Taumelscheibe verbunden. Die Grafiken darunter zeigen der besseren Anschauung halber den Verlauf der Blatteinstellwinkel der 6 Blätter und den Stellweg der 6 Booster für ein „echtes“ IBC Beispiel über einen Rotorumfang.

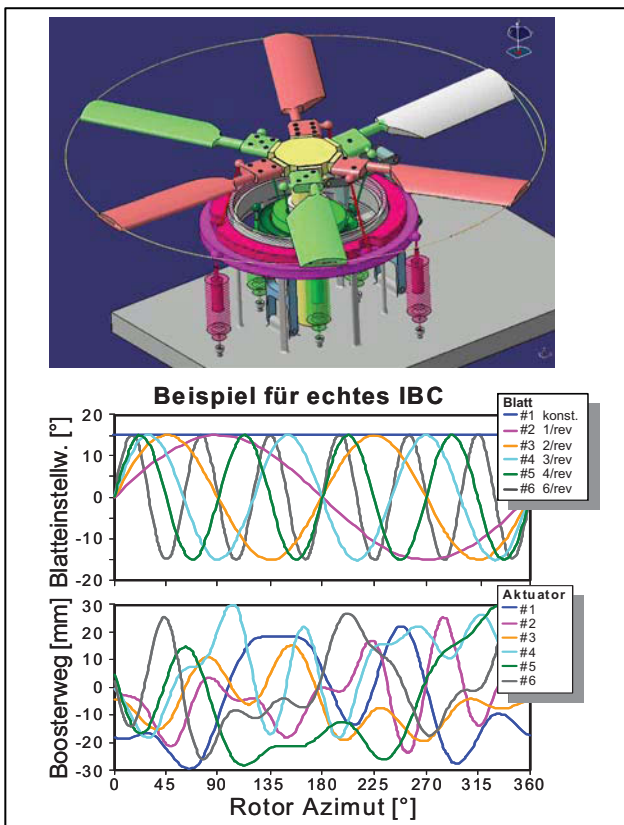


BILD 6. 6-Blattrotor mit Mehrfachtaumelscheibe; Beispiel für „echtes IBC“

Blatt 1 weist dabei einen konstanten Blatteinstellwinkel auf, Blatt 2 hingegen steuert eine 1/rev Variation, usw.. Die Boosterwege darunter zeigen einen stetigen und unprob-

lematischen Verlauf.

Das DLR Institut für Flugsystemtechnik (FT) betreibt seit Mitte der 1970er Jahre einen eigenen Rotorversuchsstand (RVS) für Modellrotoren und ganze Hubschrauberwindkanalmodelle, der bei zahlreichen Windkanalversuchen erfolgreich eingesetzt wurde. Das META-Konzept wird im Rahmen des aktuellen Luftfahrtforschungsprogramms „Vollaktive Rotorsteuerung“ durch das BMWi gefördert und der RVS um die beschriebene META-Steuerung erweitert. Basis ist dabei ein vorhandener BO105-Modellrotor. Die Ansteuerung der Mehrfachtaumelscheibe erfolgt dabei mit Hilfe von kombinierten elektro-hydraulischen Aktuatoren im nicht drehenden System. Nachfolgend wird der Stand der Arbeiten beschrieben. Besonderes Augenmerk gilt dabei der Primär- (Piloten, elektrisch) und Sekundärsteuerung (HHC/IBC) mit Hilfe von Aktuatorik im nicht drehenden System, was sich grundlegend von anderen IBC-Systemen unterscheidet und daher neue Steuergesetze erfordert.

4. STEUERGESetze

4.1. Steuergesetze im drehenden System

Die zusätzlich zur Primärsteuerung notwendigen Steuerungseingaben im drehenden System, beispielsweise zur Vibrations- und Lärmreduktion, Leistungsverbesserung oder Stall-Abminderung, sind, wie oben beschrieben, in diversen HHC/IBC-Versuchskampagnen untersucht und verifiziert worden. Dabei konnte gezeigt werden, dass mit Hilfe von bestimmten harmonischen Signalen mit ganzzahligen Vielfachen n der Rotordrehfrequenz Ω gezielt eine positive Beeinflussung der bekannten Phänomene erzielt werden kann. Aber auch andere periodische, echte blattindividuelle Steuersignale, die z.B. den Blatteinstellwinkel ϑ gezielt nur an bestimmten azimuthalen Stützstellen ψ beeinflussen, können dazu verwendet werden (vgl. [15]).

Beschreibt man den zeitlich veränderlichen Einstellwinkelverlauf $\vartheta(t)$ eines Blattes m im drehenden System als harmonische Fourierreihe mit Abbruch nach der ersten Harmonischen, erhält man den Steuerverlauf einer konventionellen Rotorsteuerung mit Taumelscheibe. Addiert man ein weiteres Element für einen individuellen Blattsteuerwinkel $\Delta\vartheta_{IBC}(t)$, so erhält man:

$$(1) \quad \vartheta_m(t) = \vartheta_0 + \vartheta_C \cdot \cos\psi_m(t) + \vartheta_S \cdot \sin\psi_m(t) + \Delta\vartheta_{m,IBC}(t)$$

Die Fourierkoeffizienten ϑ_0 , ϑ_C und ϑ_S entsprechen dem kollektiven und den zyklischen Primärsteuern einer herkömmlichen Rotorsteuerung mit Taumelscheibe. Der blattindividuelle Steueranteil selber kann ein völlig beliebiges für jedes Blatt unterschiedliches, zeitabhängiges Steuersignal sein. Bei einer IBC-Steuerung wird dieses Signal relativ einfach direkt am Blatt (aktive Blattwurzelsteuerung, Blattklappe, aktiver Twist etc.) dem Primärsteuersignal überlagert. Da bei der Steuerung über eine Mehrfachtaumelscheibe dieses blattindividuelle Steuersignal im nicht drehenden System erzeugt und dann über die Taumelscheibe ins drehende System übertragen werden muss, ist die Bestimmung der Steuersignale, die mit Hilfe der elektro-hydraulischen Steller eingesteuert werden, die eigentliche Herausforderung.

4.2. Steuergesetze im nicht drehenden System

Das allgemeine Steuergesetz für eine Steuerung mittels Taumelscheibe lautet [24],[25]:

$$(2) \quad \theta = \theta_0 + \theta_C \cdot \cos \psi + \theta_S \cdot \sin \psi + \theta_2$$

Will man im drehenden System nur harmonische Steuereingaben realisieren, bestimmen sich die Fourierkoeffizienten des Steuergesetzes im nicht drehenden System dafür allgemein zu:

$$(3) \quad \theta_0 = \frac{1}{N} \sum_{m=1}^N g_m(t) = 0 \quad \text{außer } p = nN,$$

$$(4) \quad \theta_C = \frac{2}{N} \sum_{m=1}^N g_m(t) \cdot \cos \psi_m(t) = 0 \quad \text{außer } p = nN \pm 1,$$

$$(5) \quad \theta_S = \frac{2}{N} \sum_{m=1}^N g_m(t) \cdot \sin \psi_m(t) = 0 \quad \text{außer } p = nN \pm 1,$$

$$(6) \quad \theta_2 = 0 \quad \text{außer } p = nN \pm N/2$$

mit N der Blattzahl, n als beliebiger ganzer Zahl und p als Rotorharmonischer. θ_2 ist der sogenannte „differentielle“ Steuermodus, der erst bei Rotoren mit mehr als 3 Blättern auftritt. Dieser ist für $p = nN \pm N/2$ ungleich Null und mit Hilfe einer konventionellen Taumelscheibe nicht einsteuerbar. Dies kann an einem einfachen Beispiel verdeutlicht werden. Wendet man die Gleichungen (3) bis (6) beispielsweise auf einen 4-Blattrotor an, so führt ein reines 2/rev-Signal im drehenden System dazu, dass nur der differentielle Steuermodus θ_2 ungleich Null wird. BILD 7 zeigt links beispielhaft einen entsprechenden Blattsteuerwinkelverlauf über einen Rotorumfang. Zusätzlich sind für den Zeitpunkt $t=0$ (Blatt 1 auf Rotorazimut 0°) die aktuellen Steuerwerte der Blätter 1 bis 4 eingetragen. Da die Blätter 1 und 3 im vorliegenden Beispiel einen negativen und die Blätter 2 und 4 einen positiven Anstellwinkel erhalten sollen, müsste eine Taumelscheibe einen weiteren Freiheitsgrad (z.B. Verbiegen) aufweisen, damit ein solcher Steuerzustand realisierbar wäre (vgl. rechte Darstellung).

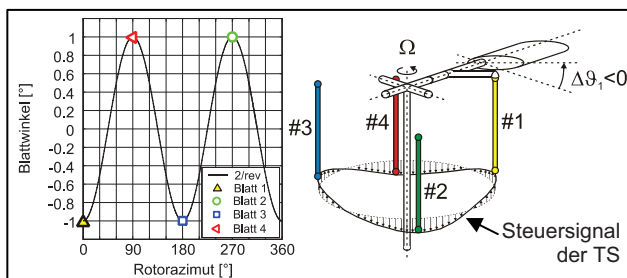


BILD 7. 2/rev-Signal am 4-Blattrotor

Da für einen Rotor mit 3 Blättern der differentielle Steuermodus entfällt, sind bei der Mehrfachtaumelscheibensteuerung alle Rotorharmonischen steuerbar. Darüber hinaus ist eine solche Konfiguration „full-IBC“ fähig, da hier 3 vorgegebenen Größen (Blatteinstellwinkel) genau 3 Freiheitsgrade der Taumelscheibe gegenüberstehen [26]. In dem Fall werden die Steuerkoeffizienten (Gleichungen (3) bis (5)) ebenfalls zeitabhängige Größen.

4.3. Entwicklung der Steuergesetze für die Mehrfachtaumelscheibe

Für die Ansteuerung der Mehrfachtaumelscheibe mit Hilfe der Aktuatoren im nicht drehenden System reicht die simple Kenntnis der im vorherigen Abschnitt beschriebenen Steuergesetze nicht aus, da hier nicht die Steuerkoeffizienten θ_0 , θ_C und θ_S , sondern die zu jedem Zeitpunkt korrespondierenden Positionen der Aktuatoranschlusspunkte (Stellerwege) zur Verfügung stehen müssen. Zur Bestimmung dieser erforderlichen Positionen wurde zunächst der gesamte kinematische Pfad für eine der beiden Taumelscheiben – zwischen Blatteinstellwinkeln der Blätter und den Stellerwegen – aufgestellt. Da für beide Taumelscheiben prinzipiell ähnliche Verhältnisse gelten und sie sich nur bzgl. der Anordnung der Steller unterhalb der Taumelscheibe sowie der Azimutwinkel der zugeordneten Blätter unterscheiden, wird auf die Darstellung der Herleitung für die zweite Taumelscheibe verzichtet, da sie in diesem Fall analog funktioniert. Eine schematische Darstellung der prinzipiellen kinematischen Zusammenhänge einer der Taumelscheiben zeigt BILD 8.

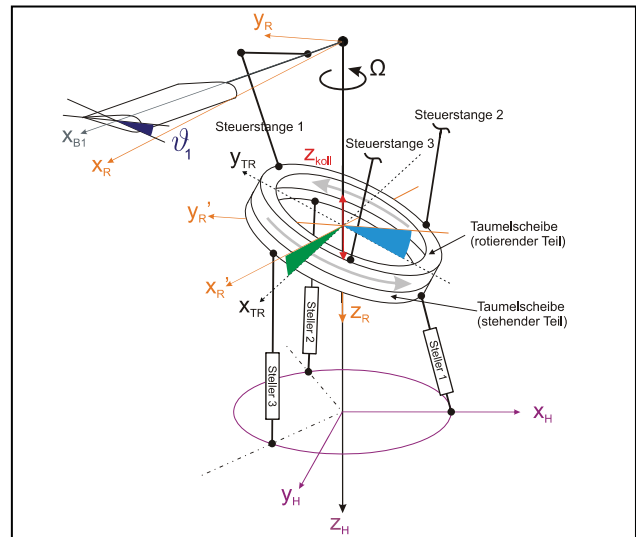


BILD 8. Darstellung der Taumelscheibenkinematik

Jede Änderung eines Blatteinstellwinkels ϑ bedarf einer entsprechenden Verschiebung der an der jeweiligen Blattwurzel angebrachten Steuerstange. Die Taumelscheibe muss dafür entlang der Hochachse kollektiv verschoben und – durch die zyklische Steuerung – ggf. um ihre zwei Querachsen gekippt werden. Dabei muss die Lage der Taumelscheibe den Steuerwinkeln aller 3 an ihr angeschlossenen Blätter genügen. Die korrespondierenden Stellerwege unterhalb der Taumelscheibe ergeben sich dann aus den Abständen ihrer Anlenkpunkte an der Taumelscheibe zu den fixen Fußpunkten auf der Bodenplatte. Bei 3 Blättern und 3 Aktuatoren pro Taumelscheibe existiert nur eine eindeutige Position der Taumelscheibe als Lösung. Da die Mehrfachtaumelscheibe auf dem Rotorversuchsstand in einer 4-Blatt-Konfiguration betrieben werden soll (2 Blätter pro Taumelscheibe), muss für die Berechnungen entweder ein virtuelles drittes Blatt pro Taumelscheibe hinzugefügt (Zwangsbedingung) oder ein Freiheitsgrad festgelegt werden².

² z.B. Kippage um die Achse, die durch die Befestigungspunkte der beiden angeschlossenen Steuerstangen geht, zu Null setzen.

Die bei Vorgabe von beliebigen – im Rahmen der Steuerung möglichen – blattindividuellen Einstellwinkelverläufen zugehörige zeitabhängige Taumelscheibenlage ergibt sich aus der Lösung des für den kinematischen Pfad aufgestellten Gleichungssystems. Da dieses Gleichungssystem aufgrund der enthaltenen transzendenten Funktionen analytisch nicht lösbar ist, wird die Taumelscheibenlage mit Hilfe von numerischen Gleichungslösern für jeden Zeitpunkt berechnet.

Da es sich bei der zweiten Taumelscheibe um ein gegenüber der ersten Taumelscheibe verdrehtes, aber ansonsten praktisch identisches System handelt, sind die Algorithmen übertragbar. Mit der so entstandenen Kinematiksimulation ist es möglich, für jeden beliebigen Blatteinstellwinkelverlauf die entsprechenden Verläufe der Stellerwege zu berechnen. Eine Prinzipskizze der Kinematiksimulation zeigt BILD 9.

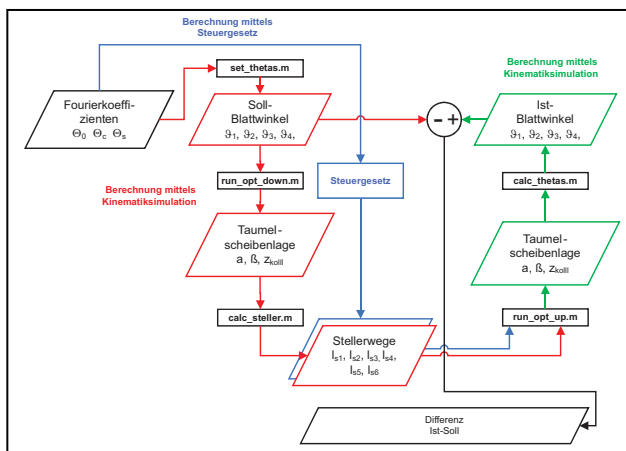


BILD 9. Prinzipskizze der Kinematiksimulation

Der rote Pfad (links) repräsentiert hier den Berechnungsverlauf „von oben nach unten“, also die vorweg beschriebene Berechnung der Stellerlängen aus den zeitlich variablen Steuerkoeffizienten. Dieser mathematisch exakte Pfad wird, wie später in Kapitel 5 gezeigt wird, aus Gründen der Anwendbarkeit des Steuergesetzes durch ein approximiertes nichtlineares Steuergesetz ersetzt (blauer Pfad, Mitte). Der grüne Pfad (rechts) stellt die exakte Rückrechnung der Blatteinstellwinkel aus den zuvor berechneten Stellerlängen dar. Durch den Vergleich zwischen Soll- und Ist-Blatteinstellwinkel ist es dann möglich, die Übereinstimmung zwischen den beiden „Berechnungsrichtungen“ (von Blatteinstellwinkel zu Aktuatorlänge und vice versa) beziehungsweise zwischen exakter Kinematik und approximiertem Steuergesetz zu überprüfen.

5. ENTWICKLUNG DER ECHTZEITSTEUERUNG FÜR DEN ROTORVERSUCHSSTAND

5.1. Basissteuerung

5.1.1. Herkömmliche Steuerung

Da die Kinematiksimulation für die Mehrfachtaumelscheibe im Rahmen der numerischen Genauigkeit zwar exakt, jedoch auf Grund der Verwendung iterativer und somit zeitaufwändiger Algorithmen zur Lösung der Taumelscheibenlage nicht echtzeitfähig ist, ist es notwendig, die Be-

rechnungen des Vektors der Stellerwege $\vec{l}_S$ aus den Steuervorgaben entsprechend zu vereinfachen, ohne jedoch zu sehr an Steuergenauigkeit einzubüßen. Üblicherweise kommt hierzu (pro Taumelscheibe) eine Steuermatrix $\underline{M}_S$ in folgender Form zum Einsatz:

$$(7) \quad \vec{l}_S = \underline{M}_{St} \cdot \vec{\theta} + \vec{C}$$

Durch Multiplikation der 3X3 Steuermatrix mit dem Steuervektor bestehend aus den drei Koeffizienten θ_0 , θ_C und θ_S ergeben sich die entsprechenden Stellerwege. Addiert man die Nominallängen (z.B. Mittelstellung) der Steller (Vektor $\vec{C}$), erhält man die absoluten Stellerlängen l_{S1} , l_{S2} und l_{S3} .

Zur Bestimmung dieser Steuermatrix werden unterschiedliche Trimmzustände am Rotor vermessen (oder wie im vorherigen Abschnitt beschrieben exakt berechnet), anschließend wird das System linearisiert und kann dann durch obige Matrizen Gleichung abgebildet werden. Beim Einsatz einer solchen relativ einfachen Steuermatrix treten jedoch Linearisierungsfehler auf, die umso größer werden, je weiter man sich vom Referenzzustand der Linearisierung entfernt. Ursache hierfür ist z.B. die mit der Schrägstellung der Taumelscheibe zunehmende Neigung der Steuerstangen und der Aktuatoren sowie der sich daraus ergebenden Änderung in den Winkelverhältnissen.

Die übliche Praxis sieht daher eine nachträgliche Korrektur dieser Fehler vor. Hierzu werden z.B. am RVS während des Betriebes die aktuellen Blatteinstellwinkel am Rotor gemessen und mittels FFT die korrespondierenden Ist-Steuerkoeffizienten berechnet, welche dann im Steuerstand angezeigt werden. Bei Bedarf wird dann manuell nachgesteuert. Eine weitere Möglichkeit zur Vermeidung bzw. Minimierung der Linearisierungsfehler ist die laufende Neubestimmung bzw. Anpassung der Steuermatrix (beispielsweise Linearisierung um neuen Trimmzustand [27]), dieses Verfahren ist jedoch für den Versuchsbetrieb relativ aufwändig und daher wenig praktikabel.

5.1.2. Nichtlinearer Ansatz

Der beim Einsatz einer linearisierten Steuermatrix resultierende Fehler zeigte bei Simulationen in Einzelfällen eine Größenordnung von teilweise mehr als 1° zum Soll-Blatteinstellwinkel. Da sich die Amplituden der höherharmonischen Steuerung in Ausnahmen darüber, in der Regel aber darunter befinden, sind linearisierte Steuermatrizen für den HHC-Betrieb nicht geeignet. Nur für kleine HHC-Amplituden ist bei gleichzeitiger Linearisierung um den Betriebspunkt ein linearer Ansatz ausreichend. Aus diesem Grund wurde der Ansatz einer nichtlinearen Steuermatrix gewählt. Umfangreiche Untersuchungen haben gezeigt, dass eine Steuermatrix, die sowohl die Steuerkoeffizienten als Polynome 5. Ordnung approximiert, als auch eine Linearkombination aller Koeffizienten dieser Polynome enthält, die beste Übereinstimmung zur exakten Lösung über einen weiten Steuerbereich ergibt. Die Steuergleichung ergibt sich demnach wie folgt:

$$(8) \quad \begin{pmatrix} l_{S1} \\ l_{S2} \\ l_{S3} \end{pmatrix} = \underline{M}_{HO} \cdot \left(\theta_0 \quad \theta_C \quad \theta_S \cdots \theta_0^5 \cdot \theta_C^5 \cdot \theta_S^5 \right)^T + \begin{pmatrix} l_{S1,0} \\ l_{S2,0} \\ l_{S3,0} \end{pmatrix}$$

Wieder erhält man die Stellerwege der Aktuatoren durch Multiplikation der Steuermatrix $\underline{M}_{HO}$ mit einem Koeffizientenvektor und Addition der Nominallängen der Steller. Der 215 Elemente umfassende Koeffizientenvektor besteht aus den linear kombinierten Termen der Steuerkoeffizienten θ_0 , θ_C und θ_S . Die konstante Steuermatrix für diese Gleichung höherer Ordnung besitzt demnach 3 Zeilen und 215 Spalten. Zu ihrer Errechnung wurde zunächst mit Hilfe der exakten Kinematiksimulation für jede Taumelscheibe ein Datensatz erzeugt, in dem für jede kinematisch mögliche Wertekombination an Steuerkoeffizienten die korrespondierenden Stellerwege abgelegt sind. Aus diesem Datensatz wurden anschließend durch multiple Regression die Koeffizienten der Steuermatrix sowie die Nominallänge der Steller berechnet, wobei der hierzu nötige Berechnungsaufwand sowohl mit der Anzahl der Datenpunkte als auch mit der Spaltenanzahl der Matrix exponentiell ansteigt.

Mit Hilfe von Simulationsrechnungen bei variierenden Rotortrimmbedingungen konnte gezeigt werden, dass das nichtlineare Steuergesetz nach Gleichung (8) die exakte nichtlineare Kinematik entscheidend besser abbildet als ein einfaches mit linear approximierter Steuermatrix. Für einen Vergleich wurde aus den über einen Umlauf (aufgelöst auf k Stützstellen) auftretenden Soll-Ist-Abweichungen der einzelnen Blatteinstellwinkel Δg_m^{Basis} eine über alle N Blätter gemittelte Standardabweichung σ des Einstellwinkels berechnet:

$$(9) \quad \sigma_g(\theta_0, \theta_C, \theta_S) = \sqrt{\sum_{m=1}^N \sum_{k=1}^{2 \cdot \pi - t} \frac{\Delta g_m^{Basis}(\psi_k)^2}{N \cdot (2 \cdot \pi - t)}}$$

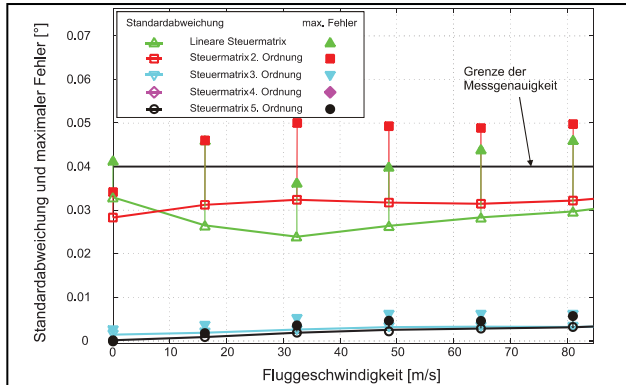


BILD 10. Standardabweichung der Blatteinstellwinkel über simulierter Fluggeschwindigkeit

BILD 10 zeigt den Vergleich der ermittelten Standardabweichungen und der maximalen Fehler der eingesteuerten Blattwinkel zur Basissteuerung, aufgetragen über der simulierten Fluggeschwindigkeit bei Verwendung unterschiedlicher Ordnungen der Approximationspolynome. Wie zu erkennen ist, bilden Steuermatrizen mit Approximationen ab der 3. Ordnung die Taumelscheibenkinematik in allen simulierten Flugzuständen relativ gut ab (Fehler kleiner als die Messgenauigkeit von 0,04°). Dennoch zeigte sich bei der Verwendung von Polynomen 3. und 4. Ordnung, dass bei gleichzeitiger Einsteuerung von Basissteuer- und HHC-Signalen die maximalen Fehler zum Teil stark anwachsen. Aus diesem Grund wurden Polynome 5. Ordnung gewählt. Nur dadurch werden manuelle Korrekturen oder die Neubestimmung der Steuermatrix überflüssig

und es kann in allen Flugzuständen sogar eine ausreichend exakte HHC-Steuerung gewährleistet werden. Eine geplante Sensitivitätsanalyse soll zeigen, welche der 3x215 Elemente umfassenden Matrix, die nahe Null sind, überflüssig sind, wodurch ggf. eine Vereinfachung der Matrixstruktur ermöglicht wird.

5.2. HHC-Steuerung

Um die HHC-Steuerung mit Hilfe der Steuermatrix zu realisieren, werden die Angaben zu Frequenzen (n/rev), Amplituden und Phasen mittels der Gleichungen (3), (4) und (5) in zeitabhängige Steuerkoeffizienten (HHC) umgewandelt, welche mit denen der Basissteuerung (Basis) superponiert werden können:

$$(10) \quad \vec{\theta} = \vec{\theta}^{Basis} + \vec{\theta}^{HHC}$$

Da die Aktuatoren zur Ansteuerung der Taumelscheiben am RVS sowohl einen elektrischen Teil (für die Basissteuerung) als auch einen hydraulischen Teil (für HHC) besitzen, können in der Praxis die jeweiligen Koeffizienten (Basis und HHC) getrennt verwendet werden. Um die Steuerkoeffizienten zusammen mit dem in Gleichung (8) beschriebenen Steuergesetz verwenden zu können, muss aus ihnen ebenfalls zunächst der zur Steuermatrix passende Koeffizientenvektor mit 215 Elementen berechnet werden. Da sich die Hardware für die Mehrfachtaumelscheibe zur Zeit in der Fertigung befindet (vgl. Kapitel 7) und noch nicht für Versuche zur Verfügung steht, musste zur Überprüfung der Steuergenauigkeit auf Simulationsrechnungen zurückgegriffen werden. Dabei konnte gezeigt werden, dass die HHC-Steuerung mit der Steuermatrix 5. Ordnung deutliche Vorteile gegenüber den Matrizen geringerer Ordnungen hat. In allen simulierten Fällen war die Standardabweichung mindestens um den Faktor 5 geringer als bei einer üblich verwendeten linearen Steuermatrix.

5.3. Echtzeitsteuerfähigkeit

Für die Steuerung des Modellrotors in Echtzeit am RVS wurde die zuvor beschriebene Matrixsteuerung in ein Matlab-Simulink-Modell umgesetzt und mittels der „RealtimeToolbox“ von MathWorks in echtzeitfähigen C-Code umgewandelt. Als Steuerrechner kommt ein dSPACE-RTP-Rechner zum Einsatz, der seinen Input über einen separaten PC erhält, siehe BILD 11.



BILD 11. Versuchsaufbau mit dSPACE-Plattform

Links werden mit 2 Oszilloskopen die Steuersignale für die 6 Aktuatoren überwacht. Direkt darunter befindet sich der dSPACE-Rechner inklusive D/A-A/D-Wandlern und eine zugehörige Input/Output-Schnittstelle. Alle Messwerte des zunächst simuliert drehenden Rotors werden mit 256 azimutalen Stützstellen pro Umlauf abgetastet. Folglich werden die Stellerwege 256-mal pro Umlauf neu berechnet. Am Rotorversuchsstand beträgt die nominale Rotordrehfrequenz für den zum Einsatz kommenden Modellrotor ca. 17,5Hz. Die Echtzeitsteuerung muss also das Modell mit einer Abtastrate von $256 \cdot 17,5\text{Hz} = 4,48\text{kHz}$ permanent neu berechnen und das Ergebnis an die Hardware weiterleiten können.

Zur Verifikation des Matlab-Simulink-Modells zur Echtzeitsteuerung wurden die damit erzeugten Stellerwege mit den Ergebnissen der exakten Kinematiksimulation verglichen. Hierbei zeigten sich Abweichungen bezüglich der errechneten Aktuatorlängen von maximal 0,05mm. Da diese Abweichungen unterhalb der maximalen Positioniergenauigkeit der zukünftigen Aktuatoren liegen, können die dadurch entstehenden Steuerfehler vernachlässigt werden.

6. INTEGRATION DER STEUERUNG IN DEN ROTORVERSUCHSSTAND

Ein in den RVS integrierter und mit dem Rotor verbundener Winkencodier liefert ein $1/\text{rev}$ und ein $256/\text{rev}$ Rechtecksignal. Diese Signale dienen über Hardware-Interrupts zur Triggerung der Steuersoftware. Über das $1/\text{rev}$ -Signal wird bei jedem Umlauf der Nullazimut zwischen Modellrotor und Steuersoftware abgeglichen. Das $256/\text{rev}$ -Signal legt die Zeitpunkte der oben beschriebenen Berechnung der aktuellen Stellerwege eines Umlaufs und die azimutale Position des Rotors fest.

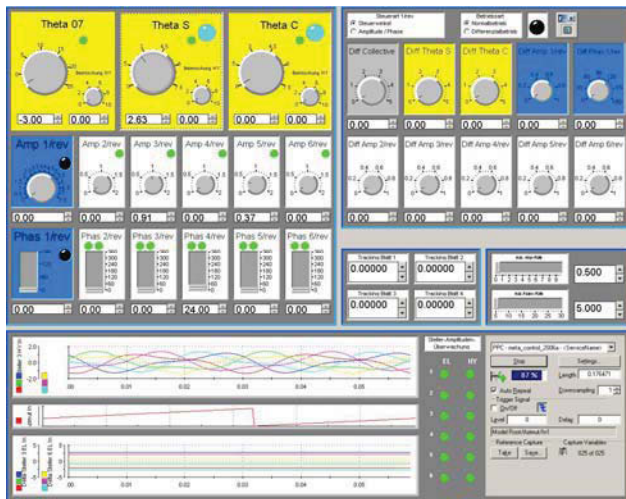


BILD 12. META-Steuerung über ControlDesk

Für die Bedienung der Steuersoftware und damit der META-Steuerung am RVS wurde mit Hilfe der ControlDesk-Software von dSPACE eine Benutzeroberfläche erstellt, die auch die Online-Überwachung der erzeugten Steuersignale ermöglicht (siehe BILD 12). Links oben befinden sich die Kontrollelemente für die Basissteuerung des Rotors, darunter können die Amplituden und Phasen für einen möglichen HHC-Betrieb vorgegeben werden. Auf der rechten Seite befinden sich Einstellmöglichkeiten für

weitere Funktionen wie das Einzelblatt-Tracking (Spurlauf) und das TPP-Splitting (Trennung der Blattspitzenebene, siehe folgende Abschnitte 6.1 und 6.2). Im unteren Teil der Benutzeroberfläche befinden sich Anzeigen für die elektrischen sowie die hydraulischen Längenänderungen der Aktuatoren sowie Warnanzeigen z.B. für die Überschreitung maximaler Stelleramplituden.

6.1. TPP-Splitting

Innerhalb des LuFo-Programms VAR soll unter anderem die Möglichkeit untersucht werden, mit Hilfe der IBC-Funktionalität die Blattspitzenebene aufzusplitten. Diese Eigenschaft soll in einem möglichen Folgeprogramm bei Windkanalversuchen dazu genutzt werden, in der Höhe versetzte Flugbahnen der vom Rotorblatt abgehenden Blattspitzenwirbel zu erzeugen, um dadurch gezielten Einfluss auf die BVI-Lärmabstrahlung zu nehmen, in der Hoffnung, insbesondere im Landeanflug signifikante Lärmreduktionen zu erzielen. Dazu werden beim 4-Blattrotor je zwei gegenüberliegende Blätter mit vorzugsweise $1/\text{rev}$ und ggf. auch $2/\text{rev}$ Steuersignalen beaufschlagt, so dass effektiv zwei 2-Blattrotoren entstehen, die verschiedene Blattspitzenebenen aufweisen.

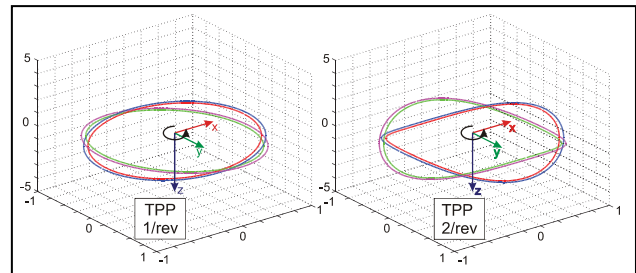


BILD 13. Unterschiedliche Formen des TPP-Splittings

Die Mehrfachtaumelscheibe bietet hier den Vorteil, dass aufeinanderfolgende Rotorblätter immer von unterschiedlichen Taumelscheiben angelenkt werden, somit ist TPP-Splitting verhältnismäßig einfach realisierbar. Für die reine Basissteuerung erreicht man eine $1/\text{rev}$ Aufteilung der Blattspitzenebenen durch differentielles Verschränken der beiden Taumelscheiben. Die dadurch resultierenden Blattspitzenebenen sind in BILD 13 (links) veranschaulicht. Um den selben Effekt mit $2/\text{rev}$ -HHC zu erzielen ist es erforderlich, eine zusätzliche Phasendrehung von 180° zwischen den HHC-Steuersignalen für die einzelnen Taumelscheiben einzuführen, so dass sich die Blatteinstellwinkeländerungen aufeinander folgender Blätter in Gegenphase befinden, siehe hierzu BILD 13 (rechts). Die für TPP-Splitting erforderlichen Manipulationen der Steuersignale wurden genau wie die Basis- und HHC-Steuerung in die ControlDesk-Benutzeroberfläche integriert (vgl. BILD 12, rechts oben).

6.2. Einzelblatt-Tracking

Um die Möglichkeit zu haben, den zeitaufwändigen konventionellen Spurlauf vor dem Betrieb eines Modellrotors zu umgehen, wurde in der Steuersoftware eine Funktionalität implementiert, die ein Nachstellen des statischen Einstellwinkels einzelner Blätter – also eine Spurlaufeinstellung im laufenden Betrieb bzw. „Inflight-Tracking“ – ermöglicht. Im Vergleich zu den bisher in die Steuerung integrierten Funktionen, wo alle Blätter die gleiche Amplitude und Frequenz steuern (HHC) oder im Höchstfall

unterschiedliche Steuerphasen aufweisen (TPP-Splitting), ist dies eine echte IBC-Anwendung. Da die Steuersoftware bislang noch kein „full-IBC“ ermöglicht, wird die Verstellung eines einzelnen Blattwinkels in diesem Fall über ein Näherungsverfahren erreicht. Die Veränderung des Übertragungsverhältnisses zwischen Aktuatorweg und Blatteinstellwinkeländerung ist über den Betriebsbereich des Rotors i.A. nichtlinear und hängt von allen drei Steuerkoeffizienten θ_0 , θ_C und θ_S , also der Lage der Taumelscheibe ab (vgl. Kapitel 5). Da die Abhängigkeit von θ_0 am stärksten ist, wurde diese in die Näherung mit einbezogen, während die Abhängigkeiten von den zyklischen Koeffizienten vernachlässigt wurden. Das Verhältnis zwischen Stellerweg und dem Einstellwinkel eines Blattes (Steuerstangenanschluss steht genau über Aktuatoranschluss)

$$(11) m_{Tr} = \Delta l_S / \Delta \vartheta_{Tr}$$

ist in BILD 14 über das Kollektivsteuer dargestellt und lässt sich durch ein Polynom dritter Ordnung annähern.

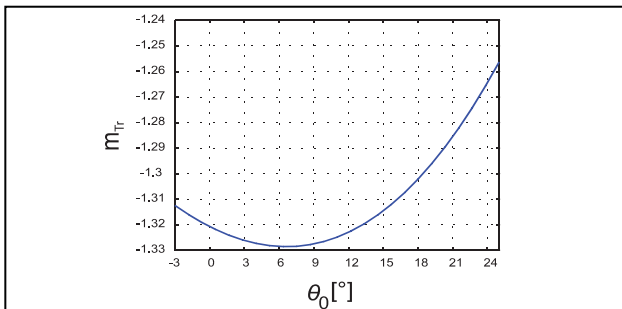


BILD 14. Übertragungsverhältnis der zwischen Aktuatorweg und Blattwinkel über Kollektivsteuer

Das eigentliche Tracking beim verwendeten 4-Blatt-Rotor erfolgt durch kollektives Verschieben und gleichzeitiges Kippen der Taumelscheibe. So wird (näherungsweise) ermöglicht, beispielsweise den Einstellwinkel von Blatt 1 zu ändern, ohne den Einstellwinkel des gegenüberliegenden Blattes 3 zu beeinflussen. Eine schematische Darstellung dieses Vorgangs zeigt BILD 15. Während hier der linke Steuerstangenanlenkpunkt seine Position entlang der Rotorachse um einen kollektiven ($\Delta z_{Kollektiv}$) und zyklischen Teil (Δz_{Kippen}) ändert, bleibt der Steuerstangenpunkt auf der gegenüberliegenden Seite auf gleicher Höhe.

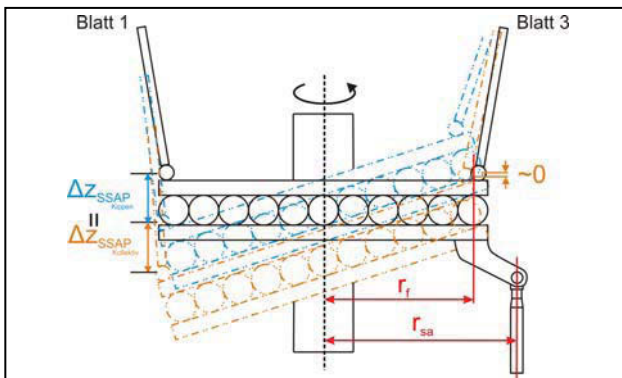


BILD 15. Näherungsverfahren zum Inflight-Tracking

Um dieses genäherte Trackingverfahren mit den jeweiligen Taumelscheiben durchführen zu können, wird zu jeder zuvor berechneten Länge der einzelnen Steller k ein sogenannter „Tracking-Term“ l_{STr}^k addiert:

$$(12) l_{STr}^k = a_{Tr} \cdot \left(r_f / r_{sa} + \cos(\psi - \psi_{1k} - (k-1) \cdot \varphi_s) \right) \quad k = 1, 2, 3$$

In dieser Gleichung repräsentiert ψ_{1k} den Winkel, um den der Rotor gedreht werden muss, damit die Steuerstange des Blattes 1 über dem Steller k zum Stehen kommt. Für Taumelscheibe 1 mit Aktuatoren auf den Umfangspositionen 0° , 120° und 240° sind diese Winkel nochmals in BILD 16 veranschaulicht:

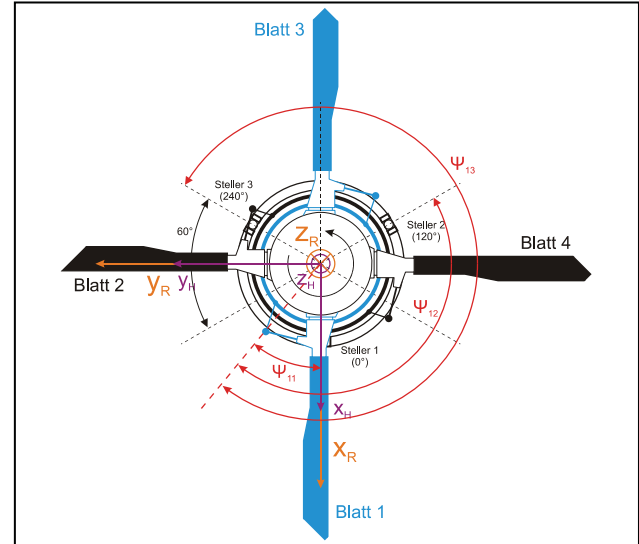


BILD 16. Darstellung von ψ_{1k}

φ_s in Gleichung (12) ist der Winkelabstand zwischen den einzelnen Stellern im zellenfesten System (hier 120°). Der erste Summand innerhalb der großen Klammer repräsentiert die kollektive Verschiebung, der zweite Summand das Kippen der Taumelscheibe. Der Term a_{Tr} ist die „Tracking-Amplitude“ des jeweiligen Stellern und berechnet sich wie folgt:

$$(13) a_{Tr} = m_{Tr} \cdot \Delta \vartheta_{Tr} / 2$$

Wird mit dem oben beschriebenen Verfahren ein Spurlauf durchgeführt, resultiert dies in einer zusätzlichen oszillierenden $1/rev$ -Bewegung der jeweiligen Taumelscheibe in Rotordrehrichtung um die Primärsteuerlage der Taumelscheibe herum. Will man mehr als ein Blatt gleichzeitig, jedoch mit unterschiedlichen Einstellwinkeländerungen „tracken“, lassen sich die „Tracking-Terme“ für die einzelnen Blätter pro Steller superponieren.

7. HARDWAREENTWICKLUNG UND AUFBAU

Die Basis für den Aufbau des Mehrfachtaumelscheibensystems ist der Rotorteststand (ROTEST) des DLR-FT. Dieser besteht aus einer voll instrumentierten 6-Komponenten-Waage zur Erfassung der Kräfte und Momente des Gesamtsystems, einer leistungsstarken Hydraulikeinheit (derzeit 130kW, zukünftig bis 190kW) für den Antrieb des Rotors, einer Getriebeeinheit, einem Schleifringssystem zur Übertragung von Messdaten vom drehenden in das nicht drehende System und dem eigentlichen dynamischen System, das auf der Waagenoberplatte montiert wird (vgl. BILD 17). Das dynamische System besteht aus Rotorwelle, Taumelscheibe, Aktuatoren, Steuerstangen, Rotorkopf und Rotorblättern.

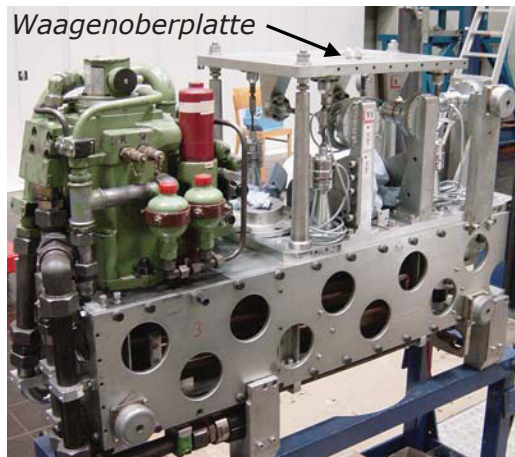


BILD 17. ROTEST-Rotorversuchstand

ROTEST wird an einen Haltestiel angeschlossen, der in seinen Anschlussmaßen identisch zu dem des DNW-LLF-Windkanal in Nordoostpolder ist, auf den das gesamte System bei Bedarf für Windkanaluntersuchungen geschraubt werden kann. Das bestehende Rotor-system inkl. Bo105-Rotorkopf hat eine Höhe von ca. 525 mm gemessen von der Oberkante Waagenoberplatte.

Bei der Umkonstruktion des RVS sollten so viele Baugruppen wie möglich Weiterverwendung finden. Der Rotorkopf inkl. der Blätter gehört dazu. Geometrische Beschränkungen in der Bauhöhe gibt es zwar nicht, allerdings führt eine Verlängerung des Rotormastes zu einer Reduktion der Standeigenfrequenzen, was Resonanzprobleme bergen kann.

Für den Festigkeitsnachweis der dynamischen Bauteile wurden verschiedene gemessene Lastfälle aus vergangenen Messkampagnen mit und ohne HHC herangezogen. Dazu wurden die kritischen Querschnitte der entsprechenden Bauteile mit den Lastangaben nachgerechnet und unter Berücksichtigung ausreichender Sicherheiten gegen Versagen dimensioniert. Das biegekritischste Bauteil im Rotor-Waage-System ist hierbei die Rotorwelle.

Der Aufbau des Mehrfach-Taumelscheibensystems (inkl. Taumelscheiben, Rotormastsystem, elektro-hydraulische Steller und Lagerböcken) auf die Waagenoberplatte hat insgesamt eine wesentlich größere Masse als das bestehende einfache Taumelscheibensystem, was Einfluss auf die Eigenfrequenzen des Gesamtsystems hat. Die Ermittlung der Eigenfrequenzen kann aufgrund der Komplexität des Gesamtsystems allerdings erst nach dessen Fertigstellung experimentell ermittelt werden, was natürlich ein gewisses Risiko birgt.

7.1. Mehrfachtaumelscheibe

Die für die individuelle Blattsteuerung des RVS entworfene Mehrfachtaumelscheibe für den 4-Blattrotor besteht aus zwei konzentrisch umeinander angeordneten, unabhängig voneinander aufgehängten Taumelscheiben (vgl. BILD 18). Dabei ist die innere der beiden Taumelscheiben nach innen kardanisch über eine Schiebemuffe/Schiebehülse um den Rotormast gelagert, während die Aufhängung der äußeren Taumelscheibe über einen äußeren Kardanring erfolgt. Die Steuerstangenanschlüsse der inneren Tau-

melscheibe, also der drehende Teil, befinden sich an dessen Außenseite, bei der äußeren Taumelscheibe ist es genau umgekehrt. Dadurch ist es gelungen, sowohl die Anschlüsse der Steuerstangen beider Taumelscheiben, als auch den Anschluss der Aktuatoraufnahmen unterhalb der Taumelscheiben auf einen jeweils gemeinsamen Radius zu bringen, um somit gleiche Steuerwege für die Ansteuerung beider Taumelscheiben zu realisieren. Dies ist für das Steuerprinzip zwar nicht zwingend erforderlich, dafür benötigt man aber nur einen Typen von Aktuator für beide Taumelscheiben.

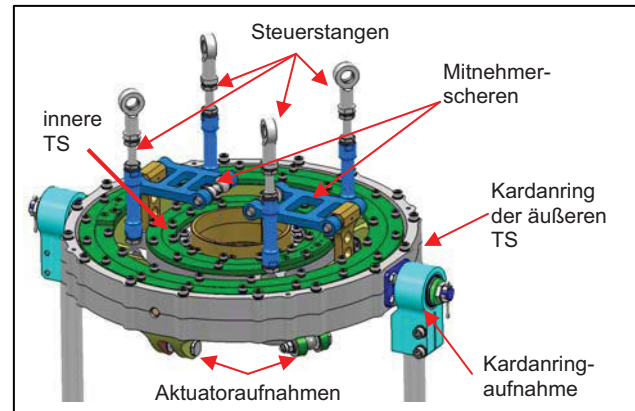


BILD 18. Kardanisch aufgehängte Mehrfachtaumelscheibe

Da die Aktuatoraufnahmen nicht in der gleichen Ebene wie die Steuerstangenanschlüsse liegen, die Drehpunkte der Taumelscheiben über die kardanische Anlenkung aber schon, bewegen sich die Aktuatoraufnahmen bei Längenänderung der Aktuatoren sowohl in vertikaler als auch in horizontaler Richtung relativ zum Rotormast.

Um den Bauraum zu begrenzen, wurde die Mehrfachtaumelscheibe so ausgelegt, dass eine Kollision beider Taumelscheiben erst bei einer Extremlage von mehr als 6° Verschränkung zueinander möglich wird. Eine solche Extremlage kann im praktischen Betrieb nicht auftreten, wenn um einen stationären Betriebszustand herum die höherharmonische Steuerung des hydraulischen Teils der Aktuatoren die Taumelscheiben mit maximaler Amplitude (ca. 4°) gegensinnige Ansteuerungen fahren lässt. Erst wenn gleichzeitig der elektrische Teil der Aktuatoren eine zusätzliche Differenz der Taumelscheibenlagen von mehr als 2° einsteuert, sind Kollisionen möglich. Aus diesem Grund werden an bestimmten Punkten auf den Taumelscheiben Annäherungssensoren installiert, die bei Kollisionsgefahr eine Notabschaltung einleiten und die Taumelscheiben auf Gleichstellung bringen sollen.

Insgesamt ist die Steuerung so ausgelegt worden, dass eine kollektive Verstellung von bis zu 19° bei einer gleichzeitigen zyklischen Verstellung von 12° (1/rev-Amplitude) und einer zusätzlichen höherharmonischen Verstellung mit einer Maximalamplitude von bis zu 4° möglich ist, ohne dass irgendwo im dynamischen System Klemmungen oder Kollisionen auftreten können.

7.2. Elektro-hydraulische Aktuatoren

Zur Ansteuerung der Mehrfachtaumelscheibe werden elektro-hydraulische Aktuatoren eingesetzt. Die Konstruk-

tion orientierte sich an vorhandenen Aktuatoren von MBB (jetzt ECD) aus den 1980er Jahren, die bereits bei diversen HHC-Kampagnen eingesetzt wurden [10]. Für die Erfüllung der geforderten Stellwege der Mehrfachtaumelscheibe weist der elektrische Anteil der Aktuatoren einen Verfahrweg von $\pm 20\text{mm}$ (quasi-stationär) auf, während der hydraulische Teil in einer Frequenz von $1-6/\text{rev}$ (ca. 17,5-105Hz) einen Verfahrweg von bis zu $\pm 4\text{mm}$ realisieren kann. Die erforderliche Halte- und Verstellkraft liegt bei 2000N, was in etwa dem halben Wert der mit der Hydraulik erzeugbaren Kraft entspricht.

Der generelle Aufbau der kombinierten elektro-hydraulischen Aktuatoren ist in BILD 19 (liegend) dargestellt.

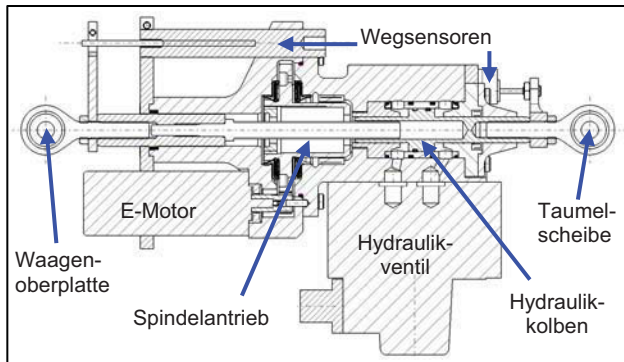


BILD 19. Elektro-hydraulischer META-Aktuator im Schnitt

Man erkennt hier den elektrischen Teil auf der linken Seite und den hydraulischen Teil auf der rechten. Ein Schrittmotor mit Positionierelektronik der Firma Maxon, der über ein CANopen-Bussystem angesteuert werden kann, treibt über eine Ritzel/Zahnradpaarung mit der Untersetzung von 1:7,5 eine Spindel der Steigung $P = 1\text{mm/Umdrehung}$ an. Der Weg der Spindel wird dabei über einen LVDT-Wegsensor erfasst.

Der hydraulische Teil des Aktuators wird über ein Hydraulikventil der Firma Bosch Rexroth mit integrierter Steuerelektronik gesteuert, das mit einem Speisedruck von max. 210bar versorgt wird. Der maximal mögliche Volumenstrom des Ventils liegt bei ca. 26 l/min, der des Aktuators bei max. 7 l/min. Der Kolbenweg wird über einen separaten LVDT-Wegsensor erfasst und mit Hilfe eines eigens dafür entwickelten Hardware-Wegreglers geregelt.

7.3. Gesamtsystem

BILD 20 zeigt den kompakten Aufbau des Mehrfachtaumelscheiben-Gesamtsystems für den Rotorversuchsstand. Unterhalb der Mehrfachtaumelscheibe sind die 6 elektro-hydraulischen Aktuatoren aufrecht stehend gleichmäßig im Umfang um den Rotormast verteilt angebracht. Die Aktuatoren sind im Wechsel von unten mit der inneren und äußeren Taumelscheibe verbunden und stehen jeweils auf einem eigenen Lagerbock, der zur Erfassung der Lasten im Steuersystem mit Dehnungsmessstreifen (DMS) bestückt ist. Zwischen Rotorkopf und den Taumelscheiben befindet sich die Rotorkopfelektronik, die der Aufbereitung (z.B. Vorverstärkung) und Weiterleitung von Messgrößen (z.B. Blattwurzelmomente, Steuerwinkel etc.) aus dem drehenden in das nicht drehende System dient.

Der Kabelring dient der Sicherung und zentrifugalen Entlastung der nicht dargestellten elektrischen Verkabelung im drehenden System (z.B. Blattkabel). Ebenfalls nicht dargestellt ist die hydraulische Verrohrung (Zu- und Rückleitungen) der Aktuatoren. Diese muss ebenfalls auf die Waagenoberplatte montiert werden, ohne dabei zusätzliche Kräfte oder Momente (mit Ausnahme der Gewichtskräfte) auf die Waage auszuüben.

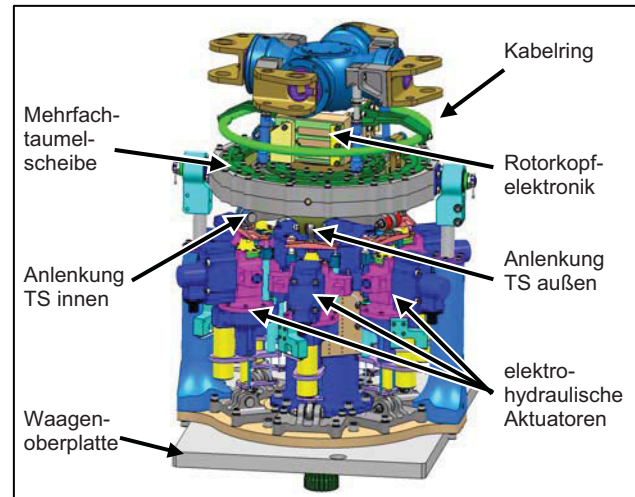


BILD 20. META-Gesamtsteuersystem für den RVS

8. GEPLANTE TESTS

Nach Fertigstellung der Konstruktion und der Integration auf den RVS sind Funktionstests am drehenden und nicht drehenden System geplant. Dabei sollen zunächst die neu entwickelten Steuergesetze (vgl. Abschnitt 4.3) mit Hilfe der in Kapitel 5 vorgestellten Echtzeitsteuerung erst ohne und dann mit montierten Blättern erprobt werden. Dabei werden ebenfalls alle Sicherheitssysteme (Abschaltung bei Kollisionsgefahr oder Überschreitung von sicheren Stellwegen etc.) auf ihre Funktion getestet. Nach Abschluss dieser Funktionstests folgen Vorversuche zu HHC/IBC zwecks Demonstration der vollen Steuerfähigkeit des Systems. Dabei soll die Erprobung sowohl einfachen Steuersignale (konventionell, $1/\text{rev}$) über HHC-Einsteuerungen ($2-n/\text{rev}$, inkl. Mixed-Mode) bis hin zur Demonstration von IBC-Einsteuerungen, bei denen jedes Blatt eine andere Steuerbewegung ausführt umfassen. Bei dieser Demonstration soll auch die in Abschnitt 6.1 vorgestellte und in die Steuerung implementierte Funktion zur Aufspaltung der Blattspitzenebene erprobt werden.

Da die Tests in der Rotorhalle des DLR-FT stattfinden und nicht in einem Windkanal, findet hiermit allerdings noch kein Nachweis über die Wirksamkeit des Aufsplittens der Blattspitzenebene im Hinblick auf die positive Beeinflussung der BVI-Lärmabstrahlung statt. Insgesamt sollen diese Tests die Leistungsfähigkeit des Steuersystems demonstrieren und dienen außerdem der Ermittlung der dynamischen Grenzen. Nachdem mit Hilfe der in Abschnitt 6.2 vorgestellten Steuerfunktionen ein Einstellen des Spurlaufs im Betrieb möglich ist, soll des Weiteren zum Einen die reine Funktion erprobt und zum Anderen ein Regler zur automatischen Blattspurlaufeinstellung im Schwebeflugzustand erprobt werden.

9. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Es wurde ein neues am DLR entwickeltes innovatives Konzept zur Realisierung einer individuellen Rotorblattsteuerung für Hubschrauber ohne Aktuatorik im drehenden System – die sogenannte Mehrfachtaumelscheibensteuerung – erstmalig vorgestellt. Dieses auf dem Prinzip der HHC-Steuerung entwickelte IBC-Konzept erfordert eine zu allen anderen bisher bekannten IBC-Steuerungen verschiedene Ansteuerung der mehrfach vorhandenen Taumelscheiben aus dem nicht drehenden System. Das Prinzip der Steuerung wurde präsentiert und die hergeleiteten Steuergesetze erläutert. Die Einzelkomponenten der Mehrfachtaumelscheibensteuerung werden derzeit – im Rahmen des durch das BMWi geförderte LuFo IV Verbundvorhaben „Voll-aktive Rotorsteuerung“ – gefertigt und noch im Jahr 2010 in den DLR-Rotorversuchsstand (RVS) integriert.

Dieses Vorhaben dient dem DLR als erster Schritt zum Nachweis der Machbarkeit eines solchen IBC-Steuerungsansatzes und ist sowohl in seiner entwickelten Form als auch in seiner mechanischen Komplexität für den RVS akzeptabel. Bei einer möglichen Integration in einen realen Hubschrauber treten jedoch weitere wichtige Aspekte in den Vordergrund. Trotz seiner technischen Vorteile im Vergleich zu den bisherigen IBC-Steuerungen (keine Änderung an den Blättern oder dem Rotorsystem oberhalb der Taumelscheibe, keine Energieübertragung in das drehende System, keine aktiven Bauteile im Zentrifugalfeld) wird sich ein solches IBC-Konzept nur dann erfolgreich etablieren oder als Alternative anbieten lassen, wenn es deutliche Vorteile in Bezug auf Komplexität, Gewicht und Sicherheit aufweist und gleichzeitig einen signifikanten Benefit z.B. in Form von reduzierten Kosten (Anschaffung, Wartung, Betrieb) für den Betreiber bietet. Einen solchen Nachweis kann das DLR nicht alleine erbringen.

Aus diesem Grund ist in einer Folgekampagne geplant zum einen das System im Windkanal zu erproben, als auch gemeinsam mit einem Hubschrauberhersteller oder qualifizierten Zulieferer eine Integrationsstudie zur Klärung der oben aufgeworfenen Fragen mit besonderem Augenmerk auf eine reduzierte Komplexität durchzuführen. Davor steht allerdings der erfolgreiche Test des Gesamtsystems und der entwickelten Steuergesetze und Regler in der Rotorhalle des DLR-FT, was für das Jahr 2011 geplant ist.

SCHRIFTTUM

AHS = American Helicopter Society
ARC = Aeronautical Research Council
ERF = European Rotorcraft Forum

- [1] Reichert, G.: *Helicopter Vibration Control – A Survey*, Vertica, Bd. 5, Nr. 1, S. 1 - 20, 1981.
- [2] N.N.: *Richtlinie 2002/44/EG des Europäischen Parlaments und Rates über Mindestvorschriften zum Schutz von Sicherheit und Gesundheit der Arbeitnehmer vor der Gefährdung durch physikalische Einwirkungen (Vibrationen)*, 25. Juni 2002.
- [3] Veca, A.C.: *Vibration Effects on Helicopter reliability and Maintainability*, UAAMRDL TR 73-11, 1973.
- [4] N.N.: Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation — *Environmental Protection*, Volume I — *Aircraft Noise*, 2008.
- [5] Steward, W.: *Second Harmonic Control on the Helicopter Rotor*, ARC Reports and Memoranda, Nr. 2997, 1952.
- [6] Payne, P.R.: *Higher Harmonic Rotor Control: The Possibilities of Third and Higher Harmonic Feathering for Delaying the Stall Limit in Helicopters*, Aircraft Engineering, Bd. 30, Nr. 8, S. 222 – 226, 1958.
- [7] Arcidiacono, P.J.: *Theoretical Performance of Helicopters Having Second and Higher Harmonic Feathering Control*, Journal of the AHS, Bd. 6, Nr. 8, S. 8 - 19, 1961.
- [8] Wernicke, R.K., Drees, J.M.: *Second Harmonic Control*, 19th Annual Forum of the AHS, S. 1 - 7, Washington D.C., 1963.
- [9] Wood, E.R., Powers, R.W., Cline, J.H., Hammond, C.E.: *On Developing and Flight Testing a Higher Harmonic Control System*, Journal of the AHS, Bd. 30, Nr. 1, S. 3 - 20, 1985.
- [10] Splettstößer, W.R., Schultz, K.-J., Kube, R., Brooks, T.F., Booth, E.R., Niesl, G., Streby, O.: *A Higher Harmonic Control Test in the DNW to Reduce Impulsive BVI Noise*, Journal of the AHS, Bd. 39, Nr. 4, S. 3 - 13, 1994.
- [11] Ham, N.D.: *A Simple System for Helicopter Individual-Blade-Control and its Application to Gust Alleviation*, 6th ERF, S. 70-1 – 70-12, Bristol, England, 1980.
- [12] Ham, N.D., Behal, B.L., McKillip R.M.: *Helicopter Rotor Lag Damping Augmentation Through Individual-Blade-Control*, Vertica, Bd. 7, Nr. 4, S. 361 - 371, 1983.
- [13] Quackenbush, T.R.: *Testing and Evaluation of a Stall-Flutter-Suppression System for Helicopter Rotors using Individual-Blade-Control*, Journal of the AHS, Bd. 29, Nr. 2, S. 38 - 44, 1994.
- [14] Richter, P., Blaas, A.: *Full Scale Wind Tunnel Investigation of an Individual Blade Control (IBC) System for the Bo105 Hingeless Rotor*, 19th ERF, Cernobbio, Italy, 1993.
- [15] Jacklin, S.A., Swanson, S., Blaas, A., Richter, P., Teves, D., Niesl, G., Kube, R., Gmelin, B., Key, D.L.: *Investigation of a Helicopter Individual Blade Control (IBC) System in Two Full-Scale Wind Tunnel Tests*, Volume I+II, NASA TP-2003-212276+7, 2003.
- [16] Norman, T.R., Theodore C., Shinoda, P., Fürst, D., Arnold, U.T.P., Makinen, S., Lorber, P., O'Neill, J.: *Full-Scale Wind Tunnel Tests of a UH-60 Individual Blade Control System for Performance Improvement and Vibration, Loads, and Noise Control*, 65th Annual Forum of the AHS, S. 1 - 20, Grapevine, TX, 2009.
- [17] Teves, D., Klöppel, V., Richter, P.: *Development of Active Control Technology in the Rotating System, Flight Testing and Theoretical Investigations*, 18th ERF, Avignon, France, 1992.
- [18] Keßler, C., Fürst, D., Arnold, U.T.P.: *Open Loop Flight Test Results and Closed Loop Status of the IBC Sys-*

- tem on the CH-53G Helicopter*, 59th Annual Forum of the AHS, Phoenix, AZ, 2003.
- [19] Fürst, D., Keßler, C., Auspitzer, T., Müller, M., Hausberg, A., Witte, H.: *Closed Loop IBC System and Flight Test Results on the CH-53G Helicopter*, 60th Annual Forum of the AHS, S. 1 - 18, Baltimore, MD, 2004.
 - [20] Roth, D.: *Advanced Vibration Reduction by IBC Technology*, 30th ERF, S. 20-1 – 20-17, Marseilles, France, 2004.
 - [21] Straub, F.K., Anand, V.R., Birchette, T.S., Lau, B.H.: *Wind Tunnel Test of the SMART Active Flap Rotor*, 65th Annual Forum of the AHS, S. 1 - 22, Grapevine, TX, 2009.
 - [22] Riemenschneider, J., Opitz, S., Wierach, P., des Rochettes, H.M., Buchaniek, L.: *Structural Design and Testing of Active Twist Blades – A Comparison*, 35th ERF, S. 1 – 9, Hamburg, Germany, 2009.
 - [23] van der Wall, B.G., Bartels, R.: *Hubschrauber-Rotorsteuereinrichtung*, Pat.-Nr.: DE 10 2006 030 089, 2008.
 - [24] Johnson, W.: *Helicopter Theory*, Princeton University Press, New Jersey, 1090 S., 1980.
 - [25] Ham, N.D.: *Helicopter Gust Alleviation, Attitude Stabilization, and Vibration Alleviation using Individual-Blade-Control*, 41st Annual Forum of the AHS, S. 33 – 46, Fort Worth, Texas, 1985.
 - [26] Ham, N.D.: *Helicopter Individual-Blade-Control Research at MIT 1977-1985*, Vertica, Bd. 11, Nr. 1/2, S. 109 - 122, 1987.
 - [27] Yen, J.G.: *Higher Harmonic Control for Helicopters with Two-Bladed and Four-Bladed Rotors*, Journal of Aircraft, Bd. 18, Nr. 12, S. 1064 – 1069, 1981.