

# MODELLIERUNG UND STABILISIERUNG EINES KOAXIAL-HUBSCHRAUBER-UAVS

S. Löchelt, W. Alles

Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen,  
Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen, Deutschland

## Zusammenfassung

Flugdynamische Simulationen sind wichtige Hilfsmittel während der Entwicklung von Fluggeräten und zugehöriger Regelungssysteme. Der Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen ist Kooperationspartner in dem Projekt SHARC der EADS Deutschland GmbH, Abteilung Innovation Works (IW), mit den Arbeitsanteilen Modellierung, Simulation, Flugregelung und Flugführung. SHARC ist ein unbemannter Koaxial-Hubschrauber mit einer maximalen Abflugmasse von 200 kg und einem Rotordurchmesser von 3,2 Metern. Das Fluggerät soll als fliegender Testträger für fortschrittliche Sensoren von EADS-IW dienen. Wie jeder Hubschrauber ist auch SHARC instabil und benötigt somit eine Basisstabilisierung, auf der aufbauend die übergeordneten Reglerfunktionen implementiert werden können. Der nachfolgende Beitrag gibt einen Überblick über die entwickelte 6-Freiheitsgrad Simulation, ihre Erweiterungen und die auf ihr aufbauend ausgelegten Strukturen zur Flugregelung und Flugführung.

Grundlage für die vom Lehrstuhl für Flugdynamik durchgeführten Arbeiten bildet eine klassische, nichtlineare 6-Freiheitsgrad Simulation zur Berechnung der Starrkörperdynamik erweitert um die Berechnung der Schlagdynamik jedes einzelnen Blattes. Die Rotoräerodynamik wird über die Blattelemententheorie berechnet, wobei die Abwindgeschwindigkeiten nicht nur, wie sonst im Zusammenhang mit der Blattelemententheorie üblich, aus der Strahltheorie ermittelt werden, sondern auch aus empirischen Untersuchungen vorliegen. Die Simulation kann durch ihren modularen Aufbau nach Bedarf um weitere Modelle ergänzt bzw. erweitert werden wie z.B. mit einem Modell für den Antriebstrang und das Landegestell. Die Implementierung erfolgt dabei ausschließlich in der MATLAB/Simulink-Umgebung, um über eine einheitliche Arbeitsumgebung zu verfügen. Für genauere Betrachtungen der Rotoräerodynamik steht ein Wirbelverfahren nach der „Free Wake Time Marching“ Methode zur Verfügung.

## 1. EINLEITUNG

Für zukünftige Sensoren mit Anwendung in der Flugführung benötigt EADS-IW einen fliegenden Testträger, der die Untersuchung des Betriebsverhaltens dieser Sensoren unter realen, operationellen Bedingungen erlaubt [1]. Die Wahl fiel hierbei auf einen Koaxial-Hubschrauber, da dieser die Vorteile des Hubschrauber bezüglich variabler Fluggeschwindigkeit, Entkopplung von Fluglage und Flugweg für den niedrigen Geschwindigkeitsbereich mit der geringeren Kopplung zwischen den einzelnen Bewegungsformen durch die koaxiale Konfiguration kombiniert.



BILD 1. Koaxial-Hubschrauber-UAV SHARC [EADS]

Das Fluggerät mit dem Namen SHARC verfügt bei einer maximalen Abflugmasse von 200 kg über eine Nutzlast von ca. 60 kg. Die maximale Geschwindigkeit liegt bei über 100 km/h. Es besitzt 2 Rotoren mit jeweils 3 Blättern

des Profils NACA 0012 mit 4 Grad Verwindung von Blattwurzel zu -spitze in gegenläufiger Koaxial-Anordnung mit einem Blattradius von  $R = 1,6$  Metern und einer Blatttiefe  $l$  von 0,1 Metern. Die Rotor-Drehzahl beträgt 844 Umdrehungen pro Minute. Als Sensoren zur Flugführung stehen eine INS/GPS-Plattform zur Verfügung, sowie eine barometrischer und Laser-Höhenmesser. Die Ansteuerung erfolgt über elektrische Servoaktuatoren, sodass das gesamte Fluggerät ohne Hydraulik auskommt. Als Antrieb steht ein 2-Zylinder, 2-Takt Motor mit einer maximalen Leistung von 37 kW zur Verfügung.

Der Lehrstuhl für Flugdynamik übernimmt in diesem Projekt die flugmechanische Modellierung, die Flugführungs- und Reglerauslegung sowie die Flugmechanische Simulation und Evaluierung des Systems. Hierzu ist eine umfassende Simulationsumgebung unter MATLAB/Simulink aufgebaut worden, die durch ihren modularen Aufbau eine leichte Erweiterung erlaubt.

Da der Koaxial-Hubschrauber wie jeder Hubschrauber inhärent instabil ist, ist eine Flugregelung/-führung notwendig, die sowohl für die Basis-Stabilisierung als auch für die Erfüllung der Missionsanforderungen zuständig ist. Die bisherigen Arbeiten haben sich hierbei insbesondere auf die Modellierung und Reglerauslegung sowie die Flug-Betriebsarten für den schwebenahen Flug konzentriert, wobei die Erweiterung des Flugbereichs momentan den Schwerpunkt in den laufenden Arbeiten darstellt.

## 2. MODELLIERUNG

Die gesamte Modellierung erfolgt in *MATLAB/Simulink* [2] um ein einheitliches Modell mit modularem Aufbau zu haben, auf dem sich eine Vielzahl von Hilfsroutinen dieses Programmpaketes anwenden lässt. Neben dem Flugmechanischen Modell existieren momentan ein Modell des Antriebsstrangs sowie ein Modell für das Landegestell im Bodenkontakt.

### 2.1. Flugmechanische Modellierung

Grundlage der flugmechanischen Modellierung ist eine klassische nichtlineare 6-Freiheitsgrad Simulation, bei der die Bewegungsgleichungen durch Integration der Beschleunigungen aus Kräften und Momenten gelöst werden [3]. Für die einzelnen körperfesten translatorischen (Gl. (1) bis (3)) und rotatorischen (Gl. (4) bis (6)) Bewegungen gelten dabei nach Impuls- bzw. Drallsatz im körperfesten System, siehe auch [3]:

$$(1) \quad \dot{u} = \frac{1}{m} (X - G \sin \Theta) - w \cdot q + v \cdot r$$

$$(2) \quad \dot{v} = \frac{1}{m} (Y + G \cos \Theta \sin \Phi) - u \cdot r + w \cdot p$$

$$(3) \quad \dot{w} = \frac{1}{m} (Z + G \cos \Theta \cos \Phi) - v \cdot p + u \cdot q$$

$$(4) \quad \dot{p} = \frac{L + I_{xz} \dot{r} + (I_y - I_z) qr + I_{xz} pq}{I_x}$$

$$(5) \quad \dot{q} = \frac{M + (I_z - I_x) rp - I_{xz} (p^2 - r^2)}{I_y}$$

$$(6) \quad \dot{r} = \frac{N + I_{xz} \dot{p} + (I_x - I_y) pq - I_{xz} rq}{I_z}$$

Bei den Gleichungen für die Drehfreiheitsgrade (4) bis (6) sind hierbei die übrigen Deviationsmomente ( $I_{xy}$ ,  $I_{yz}$ ) durch die Symmetrie des Hubschraubers bereits zu Null gesetzt worden. Die Kräfte (X, Y, Z) und Momente (L, M, N) in den Bewegungsgleichungen sind die Summe aller entsprechenden Einflüsse durch Rotor und Rumpfaerodynamik. Die Rumpfaerodynamik ist vereinfacht über Widerstandsflächen inklusive Hebelarme bezüglich des Schwerpunkts für die Momentenberechnung angenähert, was für den betrachteten Flugbereich eine gültige Vereinfachung ist.

Der Rotor wird als Kraft- und Momentenerzeugendes System betrachtet, das zusätzliche Freiheitsgrade durch die Schlagbewegung der Blätter einbringt, die jedoch bezogen auf die Dynamik des Rumpfes deutlich schneller ablaufen. Die Aerodynamik des Rotors wird über die Blattelemententheorie ermittelt, wobei zur Ermittlung der Abwindgeschwindigkeiten zusätzlich zur Strahltheorie auf experimentelle Ergebnisse von Koaxialrotoren zurückgegriffen werden konnte. Der Schlagfreiheitsgrad für jedes als starr angenommne Blatt wird durch das Momentengleichgewicht in Gleichung (7) um das jeweilige Schlaggelenk mittels der Momenten-Komponenten aus Zentrifugalbeschleunigung  $M_Z$ , Trägheit  $M_T$ , Gewicht  $M_G$  und Aerodynamik  $M_A$  des Blattes, Gl. (8) bis (11), berechnet, siehe auch [4]. Für kleine Schlag- ( $\beta$ ) und Lagewinkel  $\Theta$  und  $\Phi$  gilt hier vereinfacht für den Schwebeflug darge-

stellt:

$$(7) \quad \sum M = 0 = M_Z + M_T + M_G + M_A$$

mit

$$(8) \quad M_Z = -\beta \Omega^2 \int_a^R (r - a) r dm$$

$$(9) \quad M_T = -I_s \ddot{\beta}$$

$$(10) \quad M_G = -g \int_a^R (r - a) dm$$

$$(11) \quad M_A = \int_a^R (r - a) dS$$

$$(12) \quad dS = \frac{\rho}{2} V_t^2 C_a' (\vartheta - \varphi) l dr$$

Die Kräfte und Momente durch den Schub des Rotors werden anschließend anhand der jeweiligen Blattposition  $\psi_{\text{Blatt}}$  und des Schlagwinkels  $\beta$  vom Rotor-Koordinatensystem in das hubschrauberfeste Koordinatensystem transformiert. Das Aufstellen der Bewegungsgleichungen erfolgt in diesem, da es den Vorteil eines konstanten Trägheitstensors hat. Die Schlagbewegung hat wesentlichen Anteil an der Dynamik des Rotors und ist somit für eine flugmechanische Betrachtung des Hubschraubers unerlässlich, da sie sich z.B. in der Zeitkonstante des Rotors zeigt, mit der Steuereingaben wirksam werden. Die Schwenkbewegung wird vernachlässigt, genau wie alle höherharmonischen Bewegungsformen der Rotorblätter, da sie sich über den Rotorlauf herausmitteln und ihr flugmechanischer Einfluss im betrachteten Flugbereich gering ist. Die Aerodynamik des Blatt-Profils, die sich u.A. in dem Wert für den lokalen Auftriebsbeiwert  $C_a'$  ausdrückt, kann über Kennfelder berücksichtigt werden.

Das Eigenverhalten von Aktuatoren und Sensoren wird über vereinfachte Übertragungsfunktionen mit Tiefpassverhalten wiedergegeben, für welche die benötigten Parameter zum Teil auf den Prüfständen des Lehrstuhls ermittelt worden sind. Totzeitglieder werden zur Abbildung der Verzögerung bei der Signalverarbeitung durch den Bordrechner benutzt.

### 2.2. Modell des Antriebstrangs

Für den Motor wurde ein dynamisches Modell anhand Beispielen aus dem Kfz-Bereich ([5], [6]) erstellt, welches das Drehzahlverhalten unter Gasstellung und Lastmoment berechnet sowie die Elastizitäten im Antriebsstrang, bestehend aus Motorwelle, Getriebe, Kupplung und Rotorwellen, berücksichtigt. Für den Drehfreiheitsgrad des Motors kann unter Berücksichtigung der Übersetzungsverhältnisse das Momentengleichgewicht aufgestellt werden:

$$(13) \quad T_{\text{Motor}} + T_{\text{Trägheit}} + T_{\text{Reibung}} + T_{\text{Last}} = 0$$

In dem Moment zu den Trägheiten sind sowohl Einfluss von rotierenden als auch von translatorisch beschleunig-

ten Massen berücksichtigt. Die Elastizität der Wellen wird über Feder-Masse-Dämpfer Glieder für jedes Wellenelement berücksichtigt, wodurch die Verzögerung zwischen Krafteinleitung aus dem Rotor bis Wirkung am Motor modelliert wird. Für das Motor-Moment aufgrund der Verbrennung wird eine Druckverteilung, die auf den Kolben wirkt, in Abhängigkeit von der Kurbelwellenstellung angenommen. Die Gasstellung wird als skalierend für diese Druckverteilung betrachtet.

Das Modell der Fliehkräftekupplung beinhaltet den Übergang von Gleitreibung mit Schlupf zu Haftreibung ohne Schlupf und umgekehrt während des Betätigungsvergangs. Zum Einhalten der Rotor-Drehzahl wurde ein Regler ausgelegt, der über eine Aufschaltung aus der Kollektivänderung verfügt, um die Auswirkung von Laständerungen auf die Drehzahl aufgrund von Steuereingaben unmittelbar zu kompensieren.

### 2.3. Landegestellmodell

Das Bodenkontaktmodell basiert auf einer Zustandsraumdarstellung der Landebeine, die als Mehrkörpersystem hintereinandergeschalteter Masse-Feder-Dämpfer-Systeme aufgefasst werden. Das Modell wird für Untersuchungen des Start- und Landevorgangs benötigt, bei denen der Hubschrauber durch den Bodenkontakt in seinen Freiheitsgraden beschränkt ist und dies für die Konfiguration der Regler berücksichtigt werden muss, um z.B. ein Volllaufen der Integratoren im Regler zu vermeiden. In der Zustandsraumdarstellung werden die Federsteifigkeiten und Dämpfungseigenschaften des Landegestells berücksichtigt. Für den Kontaktspunkt jedes Landebeins wird außerdem anhand von Normalkraftkomponente, Tangentialkraftkomponente, Reibungskoeffizient zum Boden sowie der Relativgeschwindigkeit zwischen Landegestell und Boden unterschieden, ob Gleit- oder Haftreibung vorliegt.

## 3. LINEARISIERUNG

Für die analytische Reglerauslegung ist die Kenntnis der Flugmechanischen Derivative notwendig, die sich aus der Linearisierung der oben beschriebenen, nichtlinearen Simulation ermitteln lassen. Hierzu wurden 2 Ansätze verfolgt, bei denen zum einen die Linearisierung anhand partieller Ableitungen der Bewegungsgleichungen und zum anderen automatisch aus MATLAB durchgeführt wurde. In beiden Fällen ist das Ergebnis eine Zustandsraumdarstellung als Linearisierung um den betrachteten Betriebspunkt (getrimmter Schwebeflug). Der Hubschrauber kann über seinen Zustandsvektor  $x$  bestehend aus 25 Elementen betrachtet werden, für den 4 Steuergrößen des Eingangsvektors  $u$  zur Verfügung stehen, siehe auch Gl. (14), (15).

$$(14) \dot{x} = Ax + Bu$$

$$(15) y = Cx + Du$$

mit

$$x = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \Phi \ \Theta \ \Psi \ x \ y \ H \ \Omega \ \beta_1 \ \dot{\beta}_1 \cdots \beta_6 \dot{\beta}_6]^T$$

$$u = [\vartheta_0 \ \vartheta_s \ \vartheta_c \ \delta_T]^T$$

In der Systemmatrix  $A$  stehen die entsprechenden dynamischen Derivate, in der Eingangsmatrix  $B$  die Steuerderivative, die Ausgangsmatrix  $C$  ist eine entsprechend dimensionierte Einheitsmatrix während die Durchgangsmatrix  $D$  als nicht sprungfähiges System die Nullmatrix ist. Für die Flugreglerauslegung sind nur die ersten 12 Elemente des Zustandsvektors  $x$  von Bedeutung, da die restlichen Zustände die Rotordynamik wiedergeben. Hierbei wird angenommen, dass die Drehzahl des Rotors über einen Regler annähernd konstant gehalten werden kann, und die höherfrequente Schlagbewegung der Blätter für die Regelung der Starrkörperdynamik ohne Bedeutung ist. Die Ergebnisse der beiden Verfahren wurden miteinander verglichen und lagen mit Abweichungen von unter 5 % so dicht beieinander, so dass im weiteren Verlauf bevorzugt die numerische Linearisierung benutzt wurde, da sie deutlich einfacher anzuwenden war.

### 3.1. Analytische Linearisierung

Für die analytische Linearisierung wurde eine symbolische Differenzierung aus den Bewegungsgleichungen über partielle Ableitungen vorgenommen. Hierzu wurde ein Programm zur symbolischen Ableitung benutzt und die allgemeinen Bewegungsgleichungen für den Schwebeflug vereinfacht. Die Linearisierungen wurden für ein Modell mit als auch ohne Schlagbewegung durchgeführt, wobei sich z.B. der Einfluss der Schlagbewegung beim Aufbau der Steuerwirksamkeit klar abzeichnete.

### 3.2. Numerische Linearisierung

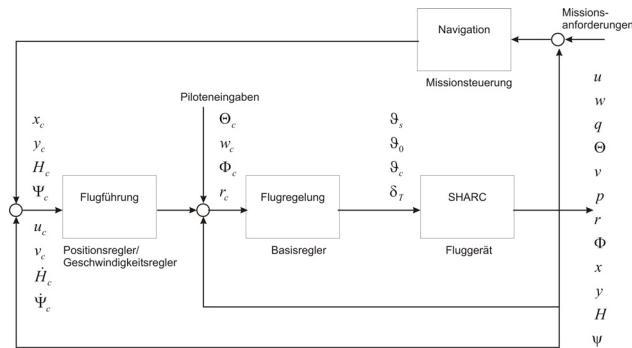
Bei der numerischen Linearisierung wurde das *Simulink* Modell mit Hilfe des *MATLAB*-Befehls *linmod* numerisch linearisiert, siehe [2]. Neben der Einfachheit in der Anwendung und der Vollständigkeit, da jedes Modell mit all seinen Zustandsgrößen erfasst wird, liegt der Vorteil hierbei in der Konsistenz der benutzten Modelle und der Möglichkeit, neue Trimmpunkte mit Hilfe des Reglers zu erfliegen. Hierzu wurde insbesondere bei der Ausweitung des Flugbereichs hin zu höheren Vorwärtsgeschwindigkeiten Gebrauch gemacht, wobei die Ergebnisse mit intern vorhandenen Daten von Referenzhubschraubern verglichen und sowohl betragsmäßig als auch von der Tendenz her gut bestätigt wurden.

## 4. AUSLEGUNG DES FLUGREGLERS

### 4.1. Struktur des Regelungssystems

Für die Auslegung des Flugregelungs- Führungssystems wurde eine klassische Kaskadenstruktur mit analytisch berechneten Reglerparametern gewählt, bestehend aus einem Basisregler zur Stabilisierung mit vorsteuernden, proportionalen, differentiellen und integrativen Regleranteilen, siehe auch BILD 5, sowie aufbauend auf diesem ein Positions- bzw. Geschwindigkeitsregler, der aus der Missionssteuerung kommandiert wird, siehe auch [7], [8]. Die prinzipielle Struktur des Regelungssystems ist nachfolgend in BILD 2 mit den betrachteten Zustandsgrößen und den jeweiligen kommandierten Vorgabegrößen der Regleranteile zu erkennen. Die Anteile Flugführung und – Regelung gehören zu den Arbeitsanteilen des Lehrstuhls für Flugdynamik, wobei die Missionssteuerung zu Testzwecken ebenfalls durch den Lehrstuhl als Zustandsau-

tomat aufgebaut wurde.



## BILD 2. Struktur des Regelungssystems

## 4.2. Berechnung der Reglerparameter

Da der Koaxial-Hubschrauber aufgrund seiner symmetrischen Konfiguration geringere Kopplungen zwischen den Bewegungsformen aufweist als ein Hubschrauber mit Haupt- und Heckrotor, ist eine Vereinfachung zur Reglerauslegung im Schwebeflug möglich. Der Hubschrauber wird in Längs- ( $u$  w  $q$   $\Theta$ ) und Seitenbewegung ( $v$   $p$   $r$   $\Phi$ ) aufgeteilt und für die zu regelnden Zustandsgrößen ( $w$  und  $\Theta$  bzw.  $r$  und  $\Phi$ ) SISO- (Single Input Single Output) Regler angesetzt werden, für welche sich die Übertragungsfunktionen aufstellen lassen. Mittels eines Pol-/Nullstellen-Vergleichs lassen sich aus der vorhandenen Übertragungsfunktion und dem gewünschten Übertragungsverhalten die Reglerparameter bestimmen [3].

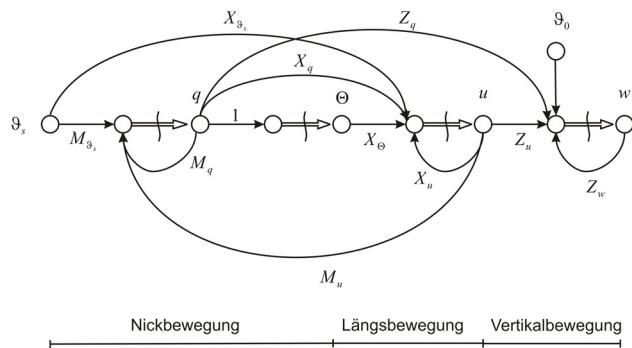


BILD 3. Vereinfachtes Signalflussdiagramm für die Längsbewegung

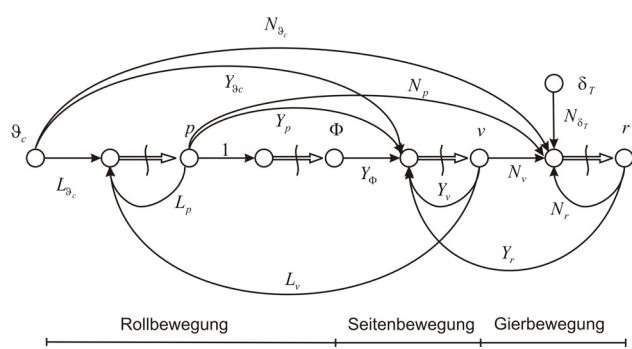


BILD 4. Vereinfachtes Signalflussdiagramm für die Seitenbewegung

Anhand der oben dargestellten Signalflussdiagramme lässt sich beispielhaft die Berechnung der Reglerparameter für die Vertikalgeschwindigkeit  $w$  innerhalb der vereinfachten Längsbewegung, wie sie im Signalflussdiagramm in BILD 3 zu sehen ist, berechnen. Es ist:

$$(16) \quad \dot{w} = Z_w w + Z_{\vartheta_0} \vartheta_0$$

Hierbei ist  $Z_u$  in erster Näherung um den Schwebezustand zu Null angenommen. Mit der oben beschriebenen Reglerstruktur folgt für den Kollektivsteurausschlag aufgrund des Reglers:

$$(17) \quad \vartheta_0 = F_w w_c + R_w w + \frac{K_w}{s} (w_c - w)$$

Gleichung (17) in Gleichung (16) eingesetzt und diese Laplace-transformiert sowie umgestellt, ergibt die Übertragungsfunktion zwischen Vertikalgeschwindigkeit  $w$  und kommandierter Vertikalgeschwindigkeit  $w_c$ .

$$(18) \frac{W}{W_c} = \frac{Z_{\vartheta_0} K_w \left( 1 + \frac{F_w}{K_w} s \right)}{Z_{\vartheta_0} K_w - \left( Z_w + Z_{\vartheta_0} R_w \right) s + s^2}$$

Mittels eines Pol-/Nullstellenvergleichs mit dem gewünschten Übertragungsverhalten mit den Auslegungsparametern  $\omega_0$ , D und  $T_w$  für die Vertikalgeschwindigkeit von

$$(19) \left( \frac{w}{w_c} \right)_{\text{gewünscht}} = \frac{\omega_0^2 (1 + T_w s)}{s^2 + 2D\omega_0 s + \omega_0^2}$$

lassen sich die Reglerparameter wie folgt bestimmen:

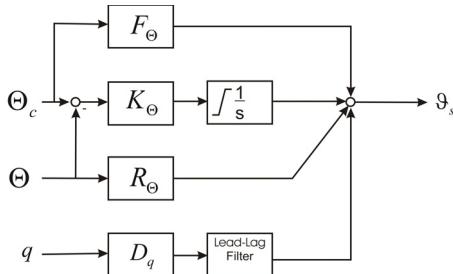
$$(20) \quad R_w = -\frac{1}{Z_{\vartheta_0}} \{2D\omega_0 + Z_w\}$$

$$(21) \quad K_w = \frac{1}{Z_{\vartheta_0}} \omega_0^2$$

$$(22) \quad F_w = T_w K_w$$

Die Berechnung der Parameter für den Gierregler erfolgt analog, wobei die zur Auslegung benutzten Derivative entsprechend auszutauschen sind, da, wie aus BILD 4 ersichtlich, die Gierbewegung ebenfalls 1. Ordnung ist.

Im Unterschied hierzu weist die Regelstrecke für die Übertragungsfunktion von Steuereingaben zu Nick- bzw. Rolllage ein Verhalten 2. Ordnung auf. Die Berechnung der Reglerparameter erfolgt im Prinzip wie oben anhand des Vertikalgeschwindigkeitsreglers vorgestellt, allerdings ist der Regler um einen differentiellen Anteil D erweitert. Der Rolllageregler entspricht in seiner Struktur hierbei dem Nicklageregler. Um Phasenverluste zwischen Ansteuerung und Aufbau der Lagewinkel, die sich z.B. aus der verzögerten Reaktion des Rotors durch die Schlagbewegung und auch aus dem Übertragungsverhalten der Servoaktuatoren ergeben, zu kompensieren, sind in diesen Reglern allerdings im differenzierenden Reglerzweig Lead-Lag Filter vorgesehen, was bei der Berechnung der Reglerparameter berücksichtigt werden muss.

BILD 5. Reglerstruktur für den Nicklagewinkel  $\Theta$ 

Die auf den Reglern der Basisstabilisierung aufbauenden Regler für Position und Geschwindigkeit können entsprechend ausgelegt werden, wobei die Abhängigkeit vom Steuerwinkel  $\psi$  für den Positionsregler berücksichtigt werden muss. Durch den untergeordneten Basisregler in der Kaskadenstruktur sind für die übergeordneten Regler alle dynamischen Eigenschaften des Hubschraubers durch die Auslegungsparameter und das somit geforderte dynamische Verhalten des Hubschraubers mit Basisregler bereits überdeckt.

Die einzelnen Regelkreisglieder sind mit Begrenzungsfunktionen ausgestattet, die z.B. Stellaußschläge der Servoaktuatoren limitieren können und dabei gleichzeitig den Integrator anhalten, um ein Volllaufen zu verhindern. Über diese Funktionen können z.B. auch die Lagewinkel, die der Positionsregler an den Basisregler zum Einnehmen einer neuen Position kommandiert, begrenzt werden.

Zur Untersuchung der Robustheit des Regelungssystems wurde eine Empfindlichkeitsanalyse mittels Variation der Einflussparameter durchgeführt. Hierbei zeigte sich erwartungsgemäß, dass Trägheiten und Steuerderivative den größten Einfluss haben, da sie in die Berechnung aller Reglerparameter direkt mit eingehen. Eine genaue Kenntnis dieser Werte ist daher entscheidend für die optimale Funktion des Regelungssystems.

### 4.3. Konfiguration und Ansteuerung der Regler

Da SHARC für den autonomen Betrieb vorgesehen ist, erfolgt die Ansteuerung der Regler, abgesehen von der Möglichkeit zur manuellen Steuerung durch den Piloten, die direkt auf den Basisregler wirkt, über die Missionssteuerung, die von EADS-IW entwickelt wird. Um das Regelungssystem in seiner Funktion zu überprüfen, wurde vom Lehrstuhl für Flugdynamik ein Testsystem entwickelt, das wie die Missionssteuerung Kommandos an die Regler schickt und diese je nach Betriebsart konfiguriert.

Hierzu wurde ein Zustandsautomat unter Stateflow [2] aufgebaut, bei dem jeder einzelne Zustand alle Steuer- und Konfigurationskommandos, inklusive der aktuellen Reglerparameter, für den sicheren Betrieb innerhalb des kommandierten Flugzustands enthält. Flugzustände können ineinander durch Transitionen überführt werden, die durch die Erfüllung vordefinierter Bedingungen ausgeführt werden. Diese Transitionen können äußere Ansteuerungen, zeitliche Bedingungen oder auch Bedingungen an den Flugzustand sowie beliebige Kombinationen dieser enthalten. Durch den modularen Aufbau des Regelungssystems lässt sich hiermit der Regler schnell und zentral konfigurieren und z.B. Betriebsarten aus Basis- und Posi-

tionsregelung miteinander kombinieren.

Durch diesen Ansatz ist es auch möglich, Flugmanöver vorzudefinieren, die dann vom Fluggerät automatisch ausgeführt werden. Dies wurde z.B. bei der Anwendung der ADS-33 zum Testen des Flugreglers durchgeführt [9].

### 4.4. Beispielmanöver

Nachfolgend soll an einem kurzen Beispiel die Funktion des Regelungssystems mit aktivem Positions- und Basisregler gezeigt werden. Der Hubschrauber nimmt zu Beginn eine Höhe von 10 Metern ein und ist entlang der x-Position-Achse in Nordrichtung mit  $\psi = 0$  Grad ausgerichtet. Nach 10 Sekunden erhält er eine kommandierte Positionsänderung in x und y Richtung von jeweils 10 Metern, ein Höhenkommando auf 15 Meter und gleichzeitig eine Änderung des Steuerwinkels  $\psi$  auf -45 Grad. Dieses Manöver lässt sich durch 2 Zustände unter Stateflow definieren, welche die entsprechenden Kommandos enthalten und zwischen denen nach 10 Sekunden umgeschaltet wird.

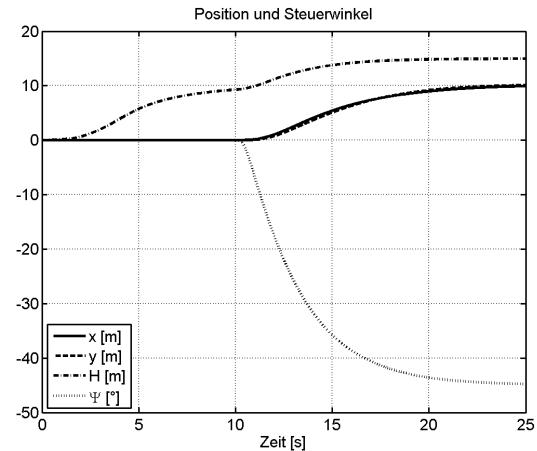


BILD 6. Position, Höhe und Steuerwinkel über der Zeit für Beispielmanöver

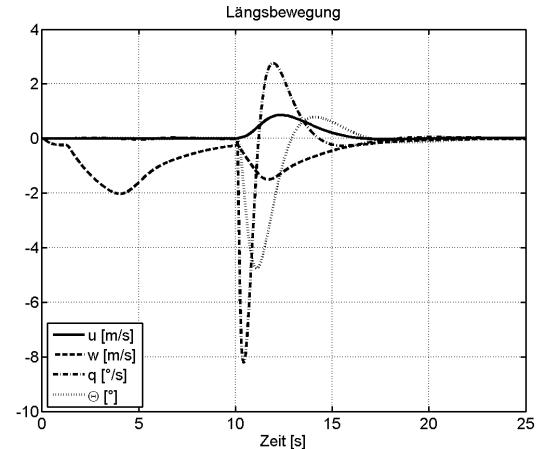


BILD 7. Längsbewegung über der Zeit für Beispielmanöver

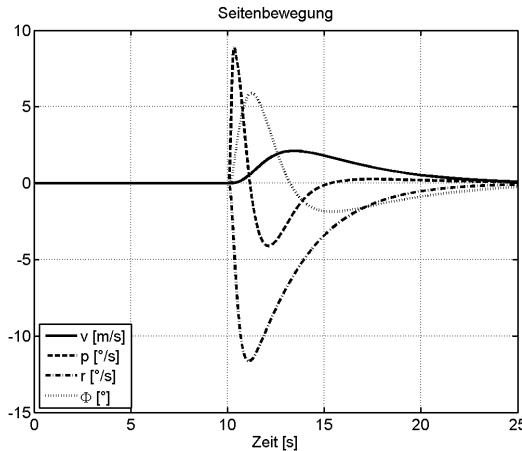


BILD 8. Seitenbewegung über der Zeit für Beispielmanöver

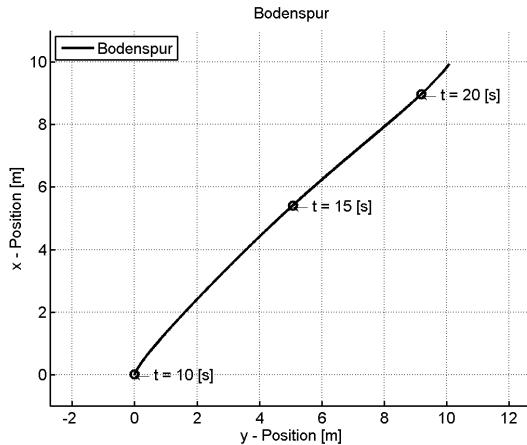


BILD 9. Bodenspur für Beispielmanöver

Man erkennt an den Diagrammen in BILD 6 bis 9, dass das Wegdrehen des Steuerwinkels  $\Psi$  während des Einnehmens der neuen Position als Störung wirkt und somit die Bodenspur von der Diagonalen, die im Idealfall erreicht werden würde, leicht in nordwestliche Richtung abweicht. Ansonsten treten nur geringe Kopplungen zwischen den Bewegungen auf und die kommandierten Werte werden ohne erkennbares Überschwingen eingenommen.

## 5. EVALUIERUNG DES SYSTEMS

Um eine Basis zur Beurteilung der Simulation und der Regler zu besitzen und in der Lage zu sein, Änderungen hierbei direkt miteinander vergleichen zu können, wurde in der Simulation ein Testprogramm erstellt, das auch im Flugversuch Anwendung finden kann. Es basiert auf der ADS-33-E-PRF (Aeronautical Design Standard, [9]) und umfasst die hierin definierten Standardmanöver, wie sie von der US Army zur Beurteilung von Hubschraubermustern angewandt werden. Es ist eine Vielzahl von Manövern definiert, die als Zustandsabfolge unter Stateflow auf der Ebene der Missionssteuerung implementiert wurden. Durch die unterschiedlichen Manöver ist es möglich, den Regler umfassend auf seine allgemeine Eignung für den gesamten Flugbereich zu beurteilen.

Hierbei ist festzustellen, dass, obwohl für den Schwebeflug ausgelegt, der Regler auch einige Manöver im höheren Geschwindigkeitsbereich mit geringen Anpassungen, wie z.B. dem Nachführen der Reglerparameter an den neuen Betriebspunkt (gain scheduling), erfolgreich bewerkstelligen kann. Allerdings zeigte sich auch, dass bei agilen Manövern, an denen mehrere Bewegungsformen gleichzeitig beteiligt und somit auch entsprechende Kopplungen vorhanden sind, der Regler nicht mehr zufriedenstellend betrieben werden kann, sondern ein MIMO- (Multiple Input Multiple Output) Mehrgrößenregelungssystem notwendig wird.

## 6. ERWEITERUNG DES FLUGBEREICHES

Der Flugbereich, für den der Regler verwendet werden kann, wurde mit Hilfe der Simulation für den Vorwärts- und Seitwärtsflug erweitert. Hierzu wurde mit dem Flugregler ein neuer, getrimmter Betriebspunkt erfüllt und die Daten des Eingangs- und Zustandsvektors zur Initialisierung eines Linearisierungsmodells benutzt, das nur die Hubschrauberdynamik ohne Regelungsanteile umfasste und die entsprechenden Derivative für den Flugbetriebspunkt mittels *linmod* lieferte. Ausgehend hiervon konnte schrittweise die Vorwärtsgeschwindigkeit erhöht werden und die Reglerparameter für den jeweiligen neuen Flugbetriebspunkt berechnet werden. In der Simulation wird je nach Flugzustand zwischen diesen so erhaltenen Reglerparametern der betrachteten Ausgangspunkte in Form von Kennfeldern interpoliert (gain scheduling). Das Vorgehen für die Seitwärtsgeschwindigkeit war entsprechend.

Es zeigte sich, dass für den betrachteten Geschwindigkeitsbereich mit  $u$  bis 30 Metern pro Sekunde die Derivative weitgehend ihre Größenordnung beibehalten, gleichzeitig aber die Kopplung zwischen den Derivativen zunimmt. Dies ist zum einen z.B. ein Ergebnis aus der ungleichmäßigen Anströmung in der Rotorebene aus der Überlagerung von Translation des Hubschraubers und Rotation der Blätter und zum anderen aus der Kinematik, da nun z.B. Nickraten  $q$  durch die Vorwärtsgeschwindigkeit  $u$  zu einer Zentrifugalbeschleunigung in körperfester  $z$ -Richtung führen.

## 7. WIRBELMETHODE

Für detailliertere Untersuchungen der Rotoraerodynamik wurde eine Wirbelmethode als Ergänzung zur Blattelemententheorie implementiert, die den Nachlauf sich zeitlich und räumlich frei verformen lässt (Free Wake Time Marching Verfahren) und den Rotor über ein Panelverfahren abbildet. Dieses Modell des Rotors erlaubt auch die Untersuchung von Flugzuständen, die über das Blattelementenmodell nicht zugänglich sind, wie z.B. das Wirbelringstadium. Das Modell wurde anhand von Ergebnissen aus der Literatur verifiziert.

Zum Abgleich mit dem verwendeten Blattelementenmodell wurde die Reaktion des Rotors auf Steuereingaben untersucht, und der zeitliche Verlauf der sich daraus aufbauenden Kräfte und Momente betrachtet.

Durch die hohe benötigte Rechenleistung wurde das Programm für den Betrieb auf einem Rechnercluster parallelisiert. Hierzu wurde zuerst aus Simulink mittels des

Real Time Workshops [2] C-Code erzeugt, der unter Microsoft Visual für die Verwendung von MPI (Message Passing Interface – ein Standard für die Parallelisierung von Programmen, [10]) editiert und kompiliert wurde. Die daraus entstandene Anwendung konnte parallel auf einem Rechnercluster durchgeführt werden.

Eine detailliertere Beschreibung der Simulation kann dem gesonderten Beitrag „ERSTELLUNG EINER „FREE WAKE“-WIRBELNACHLAUFsimulation ZUR BESTIMMUNG DER FLUGMECHANISCHEN EIGENSCHAFTEN EINES KOAXIAL-HUBSCHRAUBERS“ entnommen werden [11].

## 8. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Mit der vorgestellten Simulation und den darauf aufbauenden Reglern lässt sich der Schwebeflugbereich bereits sinnvoll untersuchen. Zur Stützung der Ergebnisse steht eine Wirbelmethode zur Verfügung, die als Ergänzung zur Blattelemententheorie gesehen werden kann. Aufgrund der hohen Rechenanforderungen ist es allerdings nicht möglich, diese komplett im Austausch zur Blattelemententheorie zu betreiben. Stattdessen soll sie dazu dienen, die Ergebnisse aus der Blattelemententheorie zu verifizieren und dort zu modifizieren, wo diese aufgrund der einschränkenden Annahmen und der vereinfachten Berechnung an ihre Grenzen stößt. Für Antriebsstrang und Landegestell stehen weitere Simulationsmodule zur Verfügung.

Die Parameter des Regelungssystems in klassischer Kaskadenstruktur konnten für den Schwebeflug analytisch bestimmt werden, wozu die Derivative aus der Linearisierung benutzt wurden. Über die Implementierung eines Zustandsautomaten zur Ansteuerung der Regler lassen sich Flugmanöver vordefinieren. Mit dem Regler wurden zur Erweiterung des Flugbereichs in der Simulation schrittweise neue Betriebspunkte erfüllt, für die durch Linearisierung die Derivative ermittelt und die Reglerparameter angepasst werden konnten.

Die Ergebnisse aus dem Testprogramm nach ADS-33 haben deutlich die Einschränkungen des für den Schwebeflug ausgelegten Regelungssystems bei agilen, gekoppelten Manövern aufgezeigt und die starken Nichtlinearitäten, die sich hieraus ergeben können. Hier soll in Zukunft ein robuster Mehrgrößenregler eingesetzt sowie die Anwendung weiterer Regelungsstrategien untersucht werden, die das präzise Fliegen agiler Manöver erlauben. Simulation und Flugregelung sind anhand von Messdaten aus dem Flugversuch ständig zu verifizieren und anzupassen.

## 9. BEZEICHNUNGEN

GPS	Global Positioning System
INS	Inertialnavigationssystem
MPI	Message Passing Interface
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
a	Schlaggelenksabstand zur Rotordrehachse
A	Systemmatrix
B	Steuermatrix
C	Ausgangsmatrix
c	Index, kommandierte Eingangsgröße des jeweiligen Reglers
$C_a$	Lokaler Auftriebsbeiwert am Blattelement
D	Dämpfungskonstante für Reglerauslegung
D	Differentieller Reglerparameter
D	Durchgangsmatrix
dS	Rotorschubinkrement
F	Vorsteuerungs-Reglerparameter
g	Erdbeschleunigung
G	Gewichtskraft
H	Höhe
I	Trägheitstensor, Komponenten mit Index
$I_s$	Blattträgheitsmoment um Schlagachse
K	Integral-Reglerparameter
km/h	Kilometer pro Stunde
I	Blatttiefe
L	Rollmoment um die körperfeste x-Achse bzw. mit Index entspr. Derivativ
M	Moment um das Schlaggelenk bzw. indiziert entsprechender Anteil
M	Nickmoment um die körperfeste y-Achse bzw. mit Index entspr. Derivativ
N	Giermoment um die körperfeste z-Achse bzw. mit Index entspr. Derivativ
p	Drehrate um körperfeste x-Achse
q	Drehrate um körperfeste y-Achse
r	Abstand eines Blattelements zur Rotordrehachse
R	Blattspitzenradius
r	Drehrate um körperfeste z-Achse
R	Proportional-Reglerparameter
s	Sekunde bzw. Laplace-Variabel
T	Moment am Motor
T	Zeitkonstante für die Reglerauslegung
u	Eingangsvektor
u	Geschwindigkeit in körperfeste x-Achsenrichtung
v	Geschwindigkeit in körperfeste y-Achsenrichtung
$V_t$	Tangentialanströmgeschwindigkeit am Blattelement
w	Geschwindigkeit in körperfeste z-Achsenrichtung
X	Längskraft in körperfeste x-Richtung bzw. mit Index entspr. Derivativ
x	Längsposition in Nordrichtung relativ zum Ausgangspunkt
x	Zustandsvektor
y	Ausgangsvektor
Y	Querkraft in körperfeste y-Richtung bzw. mit Index entspr. Derivativ
y	Seitwärtsposition in Ostrichtung relativ zum Ausgangspunkt
Z	Vertikalkraft in körperfeste z-Richtung bzw. mit Index entspr. Derivativ

$\beta$	Schlagwinkel, mit Index i für das indizierte i-te Blatt
$\delta_T$	Differentieller Kollektivsteuerausschlag zum Gieren
$\vartheta$	Einstellwinkel des Blattes in der Blattelementtentheorie
$\vartheta_s$	Zyklischer Längssteuerausschlag
$\vartheta_c$	Zyklischer Seitensteuerausschlag
$\vartheta_0$	Kollektiver Steuerausschlag
$\Theta$	Nicklagewinkel
$\phi$	Abwindwinkel am Blattelement
$\Phi$	Rollagewinkel
$\psi$	Azimut
$\Psi_{\text{Blatt}}$	Blatt-Azimut
$\Omega$	Drehfrequenz der beiden Rotoren
$\omega_0$	Auslegungskreisfrequenz für Regler

## 10. LITERATUR

- [1] HEINZINGER, O., ARNING, R., »UAV VTOL-Research Testbed – SHARC«, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2007 embedded Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Conference 2007, 10-13 September 2007 Berlin
- [2] The Mathworks, *MATLAB/Simulink/Stateflow/Real Time Workshop®*, Produktdokumentation 2007, <http://www.mathworks.com>
- [3] BROCKHAUS, R., »Flugregelung«, Springer Verlag, Berlin, 1994
- [4] BITTNER, W., »Flugmechanik der Hubschrauber«, Springer Verlag, Berlin 2001
- [5] KIENCKE, U., NIELSEN, L., »Automotive Control System«, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2000
- [6] VAN BASSHUYSEN, R., SCHÄFER, F., »Internal Combustion Engine Handbook«, SAE International, 2004
- [7] ALLES, W., »Auslegung und Erprobung eines Flugregelungssystems für einen unbemannten Drehflügler«, Luftfahrt und Raumfahrt – Herausforderung und Chance, Jahrbuch 1990 der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, DGLR-1990-129
- [8] ALLES, W., WEIDEL, M., »Automatic Flight Control System for an Unmanned Helicopter – System Design and Flight Test Results«, Active Control Technologies: Applications and Lessons learned, AGARD Conference Proceedings No. 560, January 1995
- [9] NASA Ames Research Center, US Army, »Aeronautical Design Standard Performance Specification: Handling Requirements for Military Rotorcraft (ADS-33-E-PRF) «, 2000
- [10] PACHECO, P. S., »A User's Guide to MPI«, Department of Mathematics, University of San Francisco, 1998
- [11] LINKE, F., LÖCHELT, S., »Erstellung einer „Free Wake“-Wirbelnachlaufsimulation zur Bestimmung der flugmechanischen Eigenschaften eines Koaxial-Hubschraubers«, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008, Darmstadt, 23. bis 25. September 2008