

HUBSCHRAUBER AUSSENLASTTRANSPORT: KONTROLLIERTER FLUG

H. Brenner
DLR, Institut für Flugsystemtechnik
Lilienthalplatz 7, D-38102, Braunschweig

NOTATION

Indices:

aero	aerodynamisch
g	geodätisch
H	Hubschrauber
L	Last
lat	lateral
long	longitudinal
α	Anstellwinkel [grad]
β	Schiebewinkel [grad]
δu	Steuervektor
δu_{AFCS}	AFCS-Steuervektor
δu_{DAMP}	DAMP-Steuervektor
δx	Zustandsvektor
(φ, θ, ψ)	Last-Pendelwinkel [rad]
c	Federsteifigkeit [N/m]
c_N, c_D, c_T	Koeffizienten Normal-, Widerstand-, und Tangential-Kraft [-]
d	Dämpfungskonstante [Nsek/m]
F_{Kabel}	Kabelkraft [N]
F_N	aerodynamische Normalkraft [N]
F_S	aerodynamische Seitenkraft [N]
\bar{I}	Trägheitstensor [-]
(L, M, N)	aerodynamische Momente [Nm]
\bar{L}	mittlere Seillänge [m]
l_0	ungedehnte Kabellänge [m]
$l_i(t)$	gedehnte Kabellänge [m]
M_{Kabel}	Moment aufgrund Kabelkraft [Nm]
m	Masse [kg]
(p, q, r)	Winkelraten [rad/sek]
(Φ, Θ, Ψ)	Winkel [rad]
q	Staudruck [Pa]
v_{CH}	geodätische Geschwindigkeit des Lasthakens [m/s]
v_i	Längungsrate des i-ten Kabels [m/s]
$v_{i,AP}$	geodätische Geschwindigkeit des i-ten Kabels [m/sek]
(X, Y, Z)	aerodynamische Kräfte [N]
x_{CH}	geodätische Position des Lasthakens [m]
$x_{i,AP}$	geodätische Position des i-ten Kabel-Angriffpunktes an der Last [m]

1. ÜBERSICHT

Die Möglichkeit, Lasten mit dem Hubschrauber zu befördern, ist von großer Bedeutung u.a. bei SAR-Einsätzen, bei der Bekämpfung und Vermeidung von Katastrophen und bei militärischen Einsätzen. Hubschrauber zeichnen sich insbesondere durch die Fähigkeit aus, schwere und unhandliche Lasten an diverse Orte zu transportieren, die mit konventionellen Mitteln nicht befördert werden können. Eine Art des Transports stellt dabei der Außenlasttransport dar, bei dem die Last mittels eines Seilgeschirrs oder Netzes an einem oder mehreren Lastenhaken am Hubschrauber befestigt ist.

Der externe Lastentransport am Hubschrauber birgt jedoch verschiedene Gefahren, sodass die Kontrollierbarkeit und folglich die Beherrschbarkeit des Gesamtsystems Hubschrauber und Last als Voraussetzung jeden Außenlasttransportvorhabens gegeben sein muss.

Bedingt durch immer neue Anforderungen an das Einsatzspektrum bei Außenlasttransporten für bestehende Muster wie auch Neuentwicklungen von Hubschraubern, gilt es Verfahren zu entwickeln, den sicheren, kontrollierbaren und präzisen Außenlasttransport zu gewährleisten.

Der vorliegende Bericht gibt Einblick in die derzeitigen Aktivitäten des Instituts für Flugsystemtechnik des DLR im Bereich Hubschrauber-Außenlasttransporte. Mit Hilfe einer neu aufgebauten Simulation können bestimmte Szenarien des Außenlasttransports analysiert werden. Im Folgenden wird ein kurzer Überblick über potentielle Gefahren des Außenlasttransports gegeben. Die Simulation als Plattform für Analysen wird in ihrem Aufbau erläutert. Ein weiterer Punkt nimmt Stellung zu den Möglichkeiten der Kontrollierbarkeit des Gesamtsystems Hubschrauber-Last. Abschließend wird ein Ausblick über mögliche praktische Realisierungen und die funktionelle Erweiterung der Simulation gegeben.

2. EINLEITUNG

Abhängig von der aerodynamischen Aktivität des Lastenkörpers und z.B. von der Anzahl der Lastgurte, der Gurtlänge oder auch vom Material der Gurte oder der Kabel, bestehen Herausforderungen beim Transport von Außenlasten.

Als erstes besteht die Gefahr, dass die Außenlast in eine Pendelbewegung verfällt. Dies geschieht beispielsweise infolge aerodynamischer Störungen oder Steuereingaben im Manöverflug. Das Pendeln kann zu einer Bewegung instabiler Schwingungen führen, die durch Piloteneingaben sogar noch angefangt werden kann. Dies kann letztlich zu piloteninduzierten Schwingungen (PIO – pilot induced oscillations) führen. In der Praxis hat sich gezeigt, dass Piloten den dynamischen Einfluss einer schwingenden Außenlast auf den Hubschrauber wahrnehmen, sie jedoch nicht sehen können.



Bild 1: Modellierung CH53G mit Außenlast

Dadurch kann es vorkommen, dass in bestimmten Fällen die vom Piloten als korrigierend gedachten Steuereingaben zur Dämpfung des Gesamtsystems die Pendelbewegung der Außenlast weiter anfachen. Starke Pendelbewegungen der Außenlast gefährden das Gesamtsystem und dessen Crew, da deren Einfluss auf den Hubschrauber dazu führen kann, dass dieser nicht mehr kontrollierbar und stabilisierbar ist. Andererseits besteht im Extremfall die Gefahr, dass Seilgeschirr und Last den Haupt- oder Heckrotor streifen und beschädigen.

Zum zweiten ist das Auftreten einer höherfrequenten Strukturschwingung (vertikale Schwingung) im Gesamtsystem möglich. Werden Lastengeschirr und Last an den Lasthaken am Hubschrauber angehängt, so werden die Eigenfrequenzen des Gesamtsystems Hubschrauber und Last im Vergleich zu denen des Hubschraubers ohne Last verändert. Dabei ist es möglich, dass diese Gesamteigenfrequenzen in der Nähe der Hauptrotorfrequenzen liegen oder gar mit ihnen korrespondieren (Resonanz infolge Rotoranregung). Zum anderen ist es möglich, dass Piloteneingaben sowie externe Störungen - z.B. aerodynamische Anregungen - in den Bereichen der Systemeigenfrequenzen liegen (Resonanz infolge externer Anregung). In diesem Fall reichen kleine Störungen aus, das Gesamtsystem zu instabilen Schwingungen anzuregen, welche sich bis zu einer Resonanzkatastrophe entwickeln können. Es hat in der Vergangenheit Vorfälle gegeben, bei denen Außenlasten aufgrund der Unkontrollierbarkeit hochfrequenter Vertikalschwingungen abgeworfen werden mussten.

Der bedeutende Unterschied beider Schwingungsformen liegt darin, dass Pendelschwingungen, abhängig von der Pendellänge, in relativ geringen Frequenzbereichen auftreten ($\ll 1\text{Hz}$) und somit vom Piloten aktiv kontrollierbar sind. Die vertikalen Schwingungen treten jedoch meist in Frequenzen weit über 1Hz auf und sind somit über das primäre Steuersystem nicht mehr vom Piloten beherrschbar.

In Vergangenheit hat es viele Ansätze gegeben, den Einfluss verschiedener Außenlasten auf die Dynamik des gekoppelten Systems Hubschrauber plus Last mittels Simulationen zu beschreiben, z.B. [1], [2], [3]. Die hier angestellten Untersuchungen basieren auf einem quasi-linearen Hubschraubermodell, welches mit Flugversuchsdaten für die Geschwindigkeitsfälle Schwebeflug (Hover) und 100kts Vorwärtsflug abgeglichen wurde [4].

Zur Beschreibung der dynamischen Schwingungsverhältnisse infolge Manöverflugs und/oder externer Störungen wurde das Gesamtsystem Hubschrauber, Außenlast und Seilgeschirr modelliert. In einer Simulationsumgebung werden verschiedene Szenarien des Außenlasttransports getestet. Der Nutzen der Simulation ist Vorrangig in der Unterstützung zur Auslegung und Analyse von neuen Steuerstrategien und Reglerkonzepten zu sehen, welche den sicheren, schnellen und kontrollierbaren Außenlasttransport unterstützen.

Derzeit finden Untersuchungen am Hubschrauber CH-53G, einem mittleren Transporthubschrauber (MTOW $\sim 19\text{t}$), mit verschiedenen Lasten statt (Bild 1). Die Lasten unterscheiden sich einerseits in Gewicht und Größe, andererseits in ihrer Charakteristik, im Fall einer Anströmung aerodynamisch aktiv zu wirken. Das Automatic Flight Control System (AFCS) des CH-53G wurde in die Simulation implementiert, um eine künstliche Form der Stabilität des Hubschraubers für spätere Untersuchungen zu realisieren. Die simulierte Dynamik des CH-53G wurde bereits getestet und erfolgreich mit Flugversuchen verglichen.

3. SIMULATION

Für Untersuchungen und Analysen des Einflusses einer Außenlast auf die Dynamik des Hubschraubers wurde mit Hilfe des Programms MATLAB-Simulink[®] eine Simulation erstellt.

$$\begin{aligned} m\ddot{u} + m(q\dot{w} - r\dot{v}) &= X - mg \sin \Theta & + F_{x,\text{Kabel}} \\ m\dot{v} + m(r\dot{u} - p\dot{w}) &= Y + mg \cos \Theta \sin \Phi & + F_{y,\text{Kabel}} \\ m\dot{w} + m(p\dot{v} - q\dot{u}) &= Z + mg \cos \Theta \cos \Phi & + F_{z,\text{Kabel}} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} I_x \ddot{p} - I_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y) q \dot{r} - I_{zx} p \dot{q} &= L + M_{x,\text{Kabel}} \\ I_y \ddot{q} + (I_x - I_z) r \dot{p} + I_{zx} (p^2 - r^2) &= M + M_{y,\text{Kabel}} \\ I_z \ddot{r} - I_{zx} \dot{p} + (I_y - I_x) p \dot{q} + I_{xz} q \dot{r} &= N + M_{z,\text{Kabel}} \end{aligned} \quad (2)$$

Sowohl die Dynamik des Hubschraubers als auch die der Last sind in Form von nichtlinearen 6-Freiheitsgrad-Körpergleichungen beschrieben (Gl. 1 und 2). Die beiden Körper, Hubschrauber und Last, wurden unabhängig voneinander modelliert. Über Zwangsbedingungen werden beide Körper in Relation zueinander gehalten. Die Zwangsbedingungen sind durch Kabelkräfte dargestellt (Gl. 3), die sich durch die unabhängige Bewegung beider Körper und schließlich dem Abstand zwischen Hubschrauber und Last ergeben. Die nichtlinearen 6-Freiheitsgrad-Körpergleichungen werden durch die jeweiligen Kabelkräfte und resultierenden Momente bezogen auf das körperfeste System und den jeweiligen Schwerpunkt ergänzt.

$$\begin{aligned} F_{\text{Kabel},i} &= c \cdot \max(0, (l_i(t) - l_0)) + d \cdot v_i \quad [\text{N}] \\ v_i &= \frac{(\bar{v}_{i,\text{AP}} - \bar{v}_{\text{CH}})' \cdot (\bar{x}_{i,\text{AP}} - \bar{x}_{\text{CH}})}{l_i(t)}, \text{ für } l_i(t) > 0 \\ v_i &= 0, \text{ für } l_i(t) \leq 0 \end{aligned} \quad (3)$$

Das Hubschraubermodell verfügt darüber hinaus über Anteile linearer Aerodynamik. Diese liegt aufgrund einer Identifizierung eines vollständig nichtlinearen Simulationsmodells über einen Geschwindigkeitsbereich von Hover bis 140kts Vorwärtsflug in Schritten von 20kts vor [5]. Das Simulationsmodell kann somit als quasi-linear angesehen werden.

Ein Modell des AFCS des Hubschraubers CH-53G zur Realisierung der künstlichen Stabilität wurde in die Simulation integriert [5]. Das AFCS setzt die Kopplungseffekte z.B. des Kollektiv-Steuers auf die zyklisch longitudinalen und lateralen Steuer um. Nick- und Rollraten sowie deren Lagen werden proportional auf die jeweiligen Steuer zurückgeführt. Die Gierratendämpfung und eine Kurshaltefunktion wurden ebenfalls realisiert.

Aufgrund des modularen Aufbaus der Simulation können sowohl die Modelle des Hubschraubers als auch Lastenmodelle ausgetauscht und erweitert werden. Somit ist es möglich, verschiedene Hubschrauber-Last Kombinationen zu untersuchen.

Das gekoppelte Gesamtsystem Hubschrauber-Seilgeschirr-Last wird mit Hilfe einer Trimmroutine ausgetrimmt. Dadurch wird ein Arbeitspunkt des Gesamtsystems festgelegt. Dazu wird in iterativen Schritten zunächst das System Seilgeschirr-Last getrimmt. Dies ist vor allem dann wichtig, wenn das Seilgeschirr aus mehreren Seilen besteht, da sich je nach Grad der Seildehnung Kräfte und Geometrie ändern. Der Arbeitspunkt des Hubschraubers ist über die Timmdaten der linearen Aerodynamik [5] direkt gegeben. Das in sich ausgetrimmte

System Seilgeschirr-Last wird in einem nächsten Schritt an den Lasthaken des Hubschraubers gehängt. Je nach Trimmzustand des Hubschraubers wird dem System Seilgeschirr-Last eine geodätische Geschwindigkeit zugewiesen. Somit sind die Anfangsbedingungen für eine Trimmroutine definiert. Mit Hilfe der MATLAB®-Routine trim(model') über das Simulationsmodell und den Anfangsbedingungen wird der Zustandsvektor des getrimmten Gesamtsystems bestimmt.

Die Simulationsumgebung des Hubschraubers basiert auf einem quasi-linearen System. Um die Simulationsergebnisse und somit die Daten des identifizierten Modells qualitativ bewerten zu können, wurde die Simulation mit bestimmten Flugversuchsdaten verglichen. Diese Daten wurden während einer Kampagne auf Basis eines CH-53G Hubschraubers unter der Leitung des DLR in Zusammenarbeit mit der WTD61 im Jahre 2005 in Manching erhoben [6].

Für die folgenden Testfälle wurde die Konfiguration des simulierten Hubschraubers CH-53G diesen Flugversuchstests angepasst. Die Masse wurde auf 15,8 Tonnen festgelegt mit dem dazu nach [5] abgeschätzten Trägheitstensor:

$$\bar{I}_H = \begin{bmatrix} 48967 & 0 & -20050 \\ 0 & 259611 & 0 \\ -20050 & 0 & 242965 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{kg} \\ \text{m}^2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

Hubschrauberlagen und -raten sowie Steuerausschläge und Aktuatorpositionen nach definierten Steuereingaben (steps) im Schwebeflug und 100kts Vorwärtsflug wurden gemessen. Die Manöver wurden mit eingeschaltetem AFCS durchgeführt. Durch die Analyse der Flugversuchsdaten wurden die Totzeiten von Steuereingabe zu Aktuatorenausschlag (Steuer) und Aktuatorenausschlag zu dynamischer Reaktion des Hubschraubers (Rotor) ermittelt (vgl. Tabelle 1). In den hier betrachteten Testfällen wurden die Totzeiten für Pedal- und Kollektiveingaben nicht ermittelt.

Tabelle 1: Totzeiten

CH53G	Steuer	Rotor
Rollaxe	70 msek	81 msek
Nickaxe	50 msek	81 msek

In diesen Testreihen wurde die simulierte Kurzzeit-Antwortdynamik der gemessenen Kurzzeit-Antwortdynamik des realen Hubschraubers für die beiden Geschwindigkeitsbereiche Hover und 100kts Vorwärtsflug angenähert. Für definierte Steuereingaben (steps) im Flugversuch wurde die dynamische Antwortreaktion des Hubschraubers gemessen. Die Derivativa der linearen Aerodynamik wurden durch empirische Änderungen nach dem Vergleich der simulierten und gemessenen Antwortdynamik entsprechend angepasst (Bild 2) [4]. Dabei wurden die gemessenen Aktuatorpositionen als Steuereingaben in die Simulation geführt. Die gemessenen Aktuatorpositionen beinhalten die gemessenen Pilotensteuereingaben in AFCS-geregelter Form. Somit stellt die simulierte Antwortdynamik die direkte Antwortreaktion des offenen Regelkreises dar. Die gemessenen Ergebnisse zeigten, dass bestimmte dynamische Anteile höherer Ordnung in Messwerten von der Simulation nicht reproduziert werden. Als Erklärung dafür wird darauf hingewiesen, dass es sich nicht um eine generische Simulation handelt. Somit werden z.B. die Rotordynamik, aerodynamische Kopplungseffekte und andere

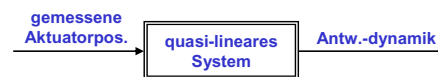


Bild 2: Test der linearen Aerodynamik

nichtlineare Effekte nicht explizit berücksichtigt. Beispielfhaft in Bild 3 und 4 ist der Vergleich der gemessenen Kurzzeit-Antwortdynamik mit der simulierten für einen sprungförmigen Eingang im Seiten- und Längssteuer bei 100kts Vorwärtsflug und Hover abgebildet.

In Bild 3 ist exemplarisch die dynamische Reaktion des Hubschraubers infolge einer sprunghaften Steuereingabe des zyklischen Seitensteuers nach Anpassung der Rolldämpfungsparameter abgebildet. In einem ersten Vergleich beider Ergebnisse vor der Anpassung zeigte sich, dass die Rolldämpfung in der Simulation zu stark war. Das führte dazu, dass der Hängewinkel zu schwach ausgebildet war. Speziell das Übergangsverhalten wie aber auch das Endwertverhalten der Simulation stimmen nach der Anpassung gut mit denen der Flugversuche überein. Im hier gezeigten Zeitverlauf der Flugversuche zeigte sich eine ~1Hz Schwingung bei 100kts in der Rollachse. Diese Schwingung höherer Ordnung wird aus oben genannten Gründen nicht von der Simulation reproduziert.

Für den zweiten getesteten Geschwindigkeitsfall, den Schwebeflug, wurden ebenfalls die Rolldämpfungsparameter und Nickdämpfungsparameter so angepasst, dass die simulierte Kurzzeit-Antwortdynamik mit der im Flugversuch gemessenen übereinstimmt. Der Vergleich der dynamischen Reaktionen des Hubschraubers auf eine sprunghafte Steuereingabe im zyklischen Längssteuer nach Anpassung der Derivativa ist in Bild 4 gezeigt. Besonders das simulierte Übergangsverhalten in der Nickrate und im Nickwinkel stimmt gut mit den Flugversuchen überein.

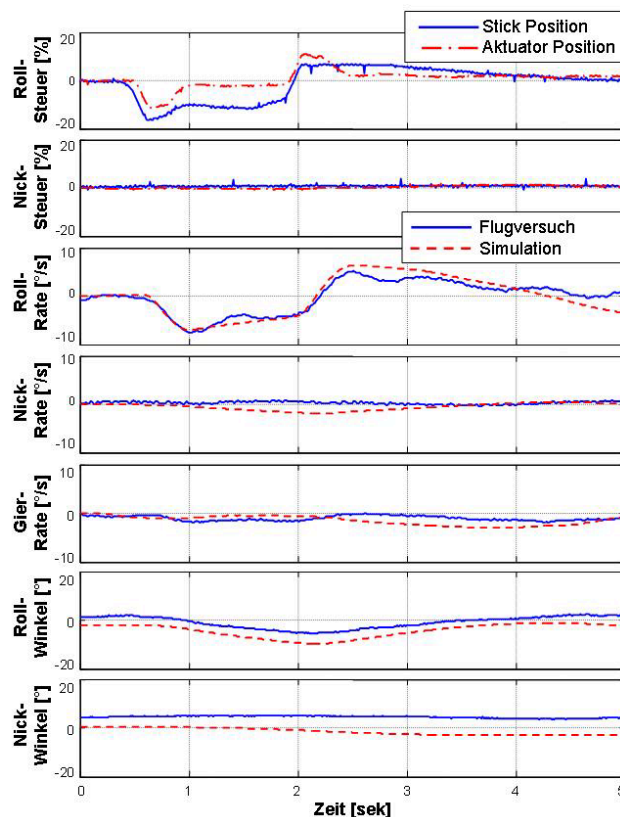


Bild 3: Antwortdynamik: 100kts Seitensteuer-Sprung

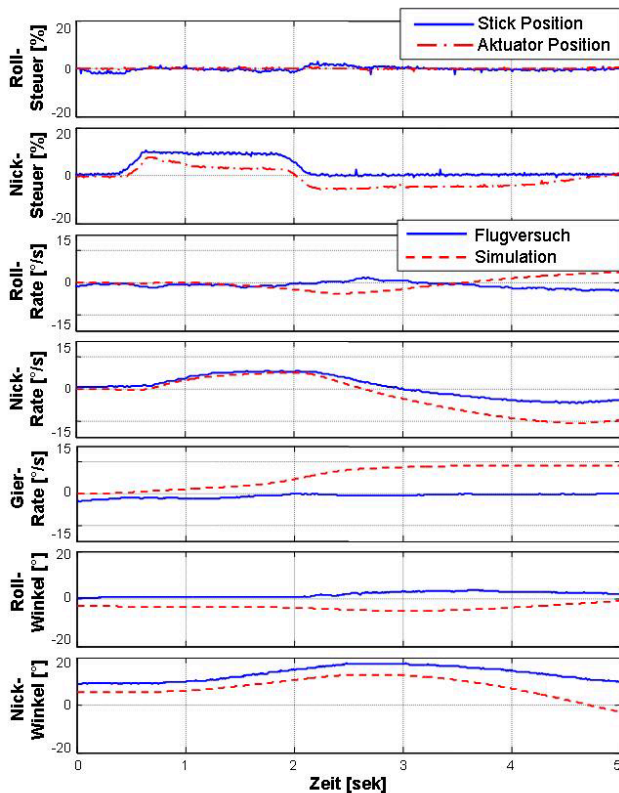


Bild 4: Antwortdynamik: Hover Längssteuer-Sprung

Um die Funktionalität des simulierten AFCS-Modells zu testen und dessen Parameter anzupassen, wurden die gemessenen Pilotensteureingaben in ungeregelter Form in die Simulation geführt (s.h. Bild 5).

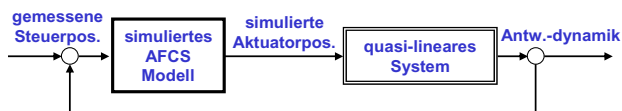


Bild 5: Test des simulierten AFCS-Modells

Das simulierte AFCS erzeugt daraufhin simulierte Aktuatorstellungen die mit den gemessenen verglichen werden können. Darüber hinaus wird ebenfalls die simulierte Antwortdynamik mit der gemessenen verglichen.

Der Vergleich der simulierten Antwortdynamik mit der gemessenen der Flugversuche zeigte, dass die simulierte Roll-Rückführung für die beiden Geschwindigkeitsfälle 100kts Vorwärtsflug und Schwebeflug zu groß war. Durch eine empirische Verkleinerung der Parameter der Roll-Rückführung des simulierten AFCS' wurden zunächst das Aktuator-Roll-Steuer und folglich auch die simulierte Roll-Rate und der Roll-Winkel an die Flugversuchsergebnisse angepasst. In Bild 6 ist beispielhaft das simulierte Antwortverhalten der Roll-Rate auf einen sprungförmigen Eingang im lateralen Steuer dargestellt. Das reale Antwortverhalten des Hubschraubers wird durch die Simulation widerspiegelt.

Das direkte simulierte Antwortverhalten auf einen Längssteuer-sprung im Schwebeflug (Bild 7) zeigt im Bereich bis 1.5 Sekunden eine gute Übereinstimmung mit den Flugversuchsdaten. Aufgrund verschiedener Umgebungsbedingungen, z.B. Wettereinflüsse, kann das simulierte Antwortverhalten im weiteren Zeitverlauf vom gemessenen abweichen, da solche Einflüsse nicht simuliert werden können.

Gerade im Schwebeflug treten solche Abweichungen auf, da hier die aerodynamische Dämpfung geringer ist als z.B. im Vorwärtsflug, und folglich aerodynamische Störungen größere Reaktionen nach sich ziehen.

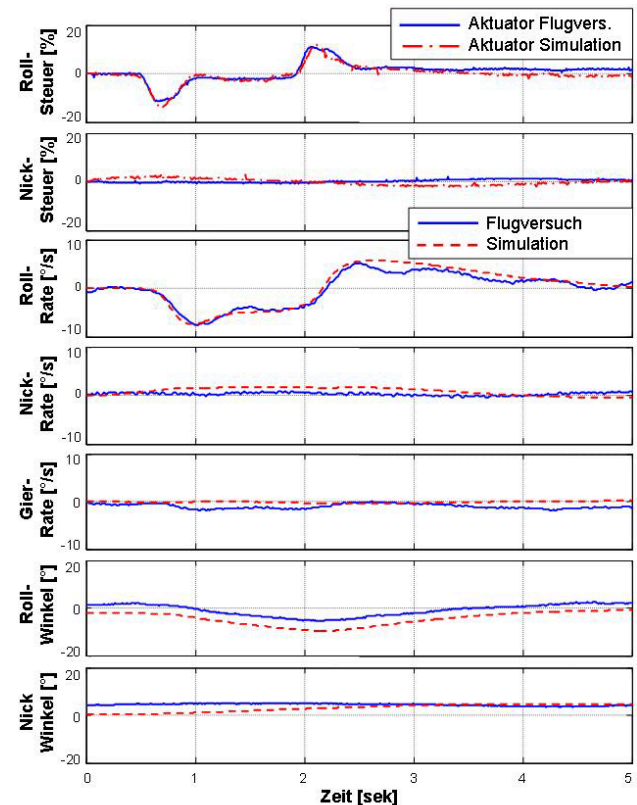


Bild 6: Antwortdynamik: 100kts Seitensteuer-Sprung

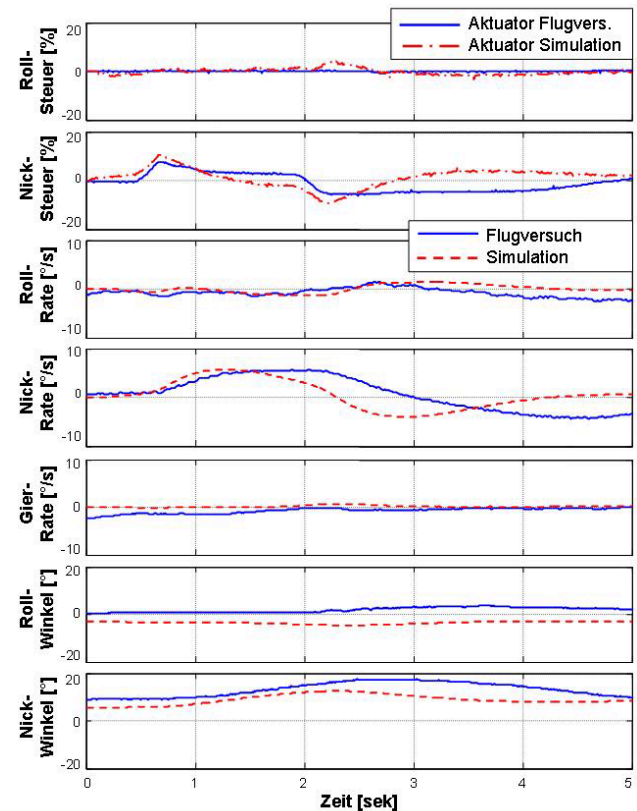


Bild 7: Antwortdynamik: Hover Längssteuer-Sprung

Die Anpassung der Roll-Rückführung des AFCS' stellt den Mittelwert aus der empirischen Anpassung für die Fälle 100kts Vorwärtsflug und Schwebeflug dar. Für die Nickachse wurde keine Anpassung des AFCS' vorgenommen. Die Antwortdynamik des Simulationsmodells stimmt im Wesentlichen mit der gemessenen überein.

Durch den Prozess des hier beschriebenen Vergleichs in zwei Schritten kann die generelle Funktionstüchtigkeit und damit Aussagekraft der Hubschraubersimulation demonstriert werden.

4. KONTROLLIERBARKEIT

Wie anfangs beschrieben birgt der Hubschrauber-Außenlasttransport bestimmte Gefahren hinsichtlich der Ausbildung von Pendelbewegungen der Last und höherfrequenter Strukturschwingungen im Gesamtsystem. Auf Basis der Simulation wurden zunächst Steuerstrategien entwickelt, die es ermöglichen, Pendelschwingungen aerodynamisch stabiler sowie instabiler Lasten über das Steuersystem des simulierten CH-53G Hubschraubers schnell und dauerhaft zu dämpfen, um die Sicherheit und die Kontrollierbarkeit des Gesamtsystems zu gewährleisten.

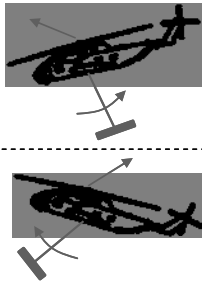


Bild 8: anfachendes Steuer
longitudinale Richtung

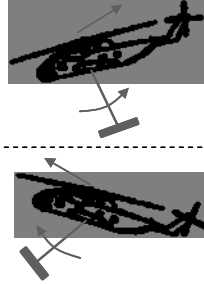


Bild 9: dämpfendes Steuer
longitudinale Richtung

Strategien wurden ermittelt, um Pendelbewegungen in gekoppelter lateraler und longitudinaler Richtung in verschiedenen Flugzuständen zu unterdrücken. Die Eingaben wurden durch das Prinzip der gleichwertigen Bewegungen generiert: die Richtung der korrigierenden Steuereingaben müssen den Winkelraten des schwingenden Lastenpendels folgen (Bild 8 und 9). Dabei werden die globalen Pendelbewegungen der Außenlast erfasst, mit Hilfe derer globale Dämpfungseingaben erzeugt werden. Diese werden dann abhängig von der Hubschrauberlage eingesteuert.

Dazu werden die Zustände der Last und des Hubschraubers rückführend einem Dämpfungsmodul übergeben (Bild 10). Diese Zustände sind in Realität über Sensorik verfügbar. Die dort generierten, die Pendelbewegung dämpfenden Steuersignale werden den AFCS-Steuersignalen und den Piloteneingaben zur Gesamtsteuereingabe überlagert.

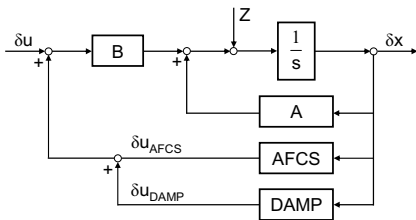


Bild 10: Design der Simulation mit Dämpfungseinfluss

Für die folgenden Testfälle wurde der Hubschrauber CH-53G, wie zuvor beschrieben, mit den Vergleichstests zugrunde liegenden Parametern eingesetzt. Die Masse wurde auf 15,8 Tonnen festgelegt mit dem dazu nach [5] abgeschätzten Trägheitstensor (s.o.).

Durch die variable Modellierung der Außenlast mit Masse, Trägheitstensor und aerodynamischen Einflüssen kann diese für verschiedene Testfälle modifiziert werden. Für die folgenden Untersuchungen wurde die Last in ihren Parametern einer aerodynamisch instabilen Brückenstruktur angepasst. Diese ist an einem Seilgeshirr bestehend aus 4 Kabeln angehängt (Bild 11). Erste vereinfachende Abschätzungen bezüglich der aerodynamischen Zusatzlasten auf die Laststruktur wurden mit Hilfe linearer Formelzusammenhänge durchgeführt. Dazu wurde eine auftriebserzeugende Aerodynamik einer idealisierten Platte realisiert. Aufgrund fehlender nicht-linearer und instationärer Aerodynamik stellt diese Art der Darstellung ein vereinfachtes Modell dar. Die Gesamtnormalkraft setzt sich aus den beiden Anteilen infolge frontaler und seitlicher Anströmung wie folgt zusammen:

$$\text{für } (-5^\circ \leq (\theta_{\text{eff}}, \varphi_{\text{eff}}) \leq 5^\circ)$$

$$F_{N(\theta, \varphi)} = q_{(x, y)} \cdot S \cdot c_{n(\theta, \varphi)} \cdot (\theta_{\text{eff}}, \varphi_{\text{eff}}) \text{ [N]}$$

$$\text{mit } c_{n(\theta, \varphi)} = 2\pi \quad (5)$$

$$\text{für } (-5^\circ > (\theta_{\text{eff}}, \varphi_{\text{eff}}) > 5^\circ)$$

$$F_{N(\theta, \varphi)} = q_{(x, y)} \cdot S \cdot \sin \theta \cdot \sin \varphi \cdot c_{wp} \text{ [N]}$$

$$\text{mit } c_{wp} = 1,23 \quad (6)$$

Zusätzlich wurde eine Seitenkraft infolge seitlicher Anströmung modelliert:

$$F_S = \rho / 2 \cdot (V_{y, \text{aero}})^2 \cdot S_{\text{Seite}} \cdot c_D \text{ [N]}$$

$$\text{mit } c_D = 1.23 \quad (7)$$

Der Dämpfungsregler wurde in empirischen Ermittlungen für ein möglichst breites Einsatzspektrum ausgelegt. So wurden aerodynamisch inaktive wie auch aktive Lasten verschiedener Gewichte an Seilgeschirren unterschiedlicher Länge getestet.

Um die Funktionalität des Dämpfungsreglers unter verschiedenen Einsatzbedingungen nachzuweisen, wurden zum einen die Seillängen des Lastengeschirrs sowie das Gewicht der

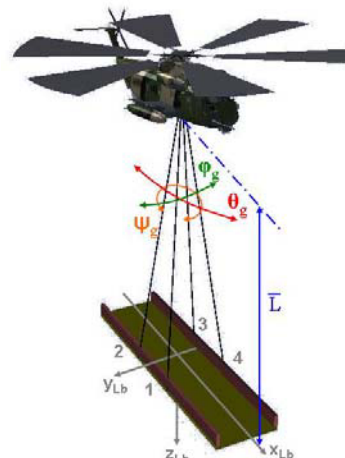


Bild 11: CH-53G mit Außenlast

Tabelle 2: Testfälle

Länge (\bar{L}) und Gewicht	0 kts	60 kts
10m / 0.5t	Bild 12	Bild 16
10m / 4.0t	Bild 13	Bild 17
20m / 0.5t	Bild 14	Bild 18
20m / 4.0t	Bild 15	Bild 19

Last variiert und zum anderen die Fluggeschwindigkeit (s.h. Tabelle 2). Der Fokus bei der Auslegung des Pendeldämpfungsreglers liegt auf der Stabilisierung schwerer Lasten. Die Last wurde als aerodynamisch indifferent bis instabil modelliert. Diese Dynamik stellt die höchsten Anforderungen an eine Pendeldämpfungsfunktion.

In den folgenden Bildern wird das Gesamtsystem Hubschrauber-Außenlast zunächst über Piloteneingaben zu Pendelschwingungen angeregt – ab der jeweils ersten (roten) Markierung. Hier sind zum einen die zyklischen Gesamtsteuereingaben hinter AFCS abgebildet sowie die Winkellagen des Hubschraubers und der Außenlast. Aufgrund der indifferenten bis instabilen Dynamik der Last bleiben die jeweiligen Pendelamplituden bestehen oder vergrößern sich zunehmend. Eine Form der natürlichen Stabilität der Last ist nicht gegeben. Das AFCS versucht die gestörte Lage des Hubschraubers kontinuierlich zu stabilisieren. In den folgenden Bildern ist dieses Verhalten im zyklischen Steuer – Roll- und Nicksteuer – bis zur Aktivierung des Pendeldämpfungsreglers zu beobachten. Im Zeitbereich von der Anregung (erste rote Markierung) bis zur Aktivierung der Dämpfung bei 50 sek (zweite rote Markierung) ist in allen Testfällen ersichtlich, dass die Steuereingaben durch das AFCS alleine keinen dämpfenden oder allgemein kontrollierenden Einfluss auf das Gesamtsystem Hubschrauber und Last haben.

Ab der zweiten roten Markierung nach 50 Sekunden wird die Pendeldämpfung nach Bild 10 als ein das Gesamtsteuer überlagerndes Signal aktiviert. Hier wird über Sensorik die Position und die Dynamik der Last und des Lasthakens ermittelt. Das dämpfende Steuersignal wird unter Berücksichtigung der globalen Lagen der Last und des Hubschraubers generiert, um durch eine zyklische Steuereingabe die globale Pendeldämpfung zu realisieren. Somit können gekoppelte Längs- und Seitenpendelbewegungen erfolgreich gedämpft werden. Die Reglerparameter wurden aus verschiedenen Testbedingungen mit Fokus auf schwere Lasten empirisch ermittelt und festgesetzt. Somit ist ein breites Einsatzspektrum gewährleistet.

Im ersten Testfall wurde das dynamische Verhalten des Gesamtsystems Hubschrauber und Last auf einen Sprungeingang im zyklischen Seitensteuer getestet (Bild 12). Die mittlere Seilgeschirrlänge beträgt 10m mit einem Gesamtgewicht der Außenlast von 0,5t. Die dynamische Reaktion des Hubschraubers auf den Steuereingang ist im Verlauf des Rollwinkels zu erkennen. Zeitlich versetzt bildet sich daraufhin der geodätische Pendelwinkel φ der Seitenbewegung aus. Aufgrund der Instabilität der Außenlast vergrößert sich die Pendelamplitude stetig. Der dynamische Einfluss der pendelnden Last ist als Störung im Verlauf des Rollwinkels des Hubschraubers zu finden. Das AFCS generiert folglich die Hubschrauberlage korrigierende Rollsteuereingaben. Im weiteren Verlauf wird ab dem Zeitpunkt $t=50$ sek die Pendeldämpfungsfunktion in lateraler und longitudinaler Richtung aktiviert. Wie bereits beschrieben wird die geodätische Pendelbewegung erfasst und mit der Hubschrauberlage zu einem die Pendelbewegung dämpfenden zyklischen Steuersignal verrechnet. Das vom Dämpfungsregler erzeugte Steuer ist im abgebildeten Gesamtroll- und Nicksteuer verrechnet.

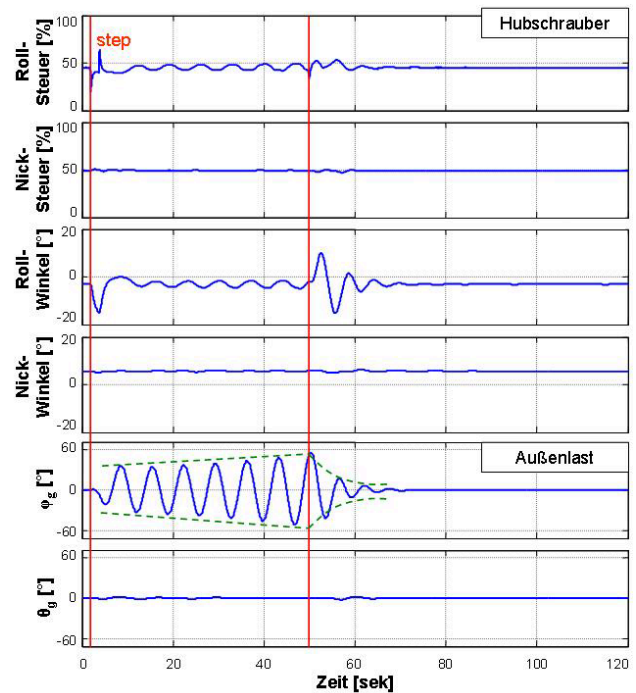


Bild 12: Hover Seitensteuersprung ($\bar{L}=10\text{m}$, $m_L=0,5\text{t}$)

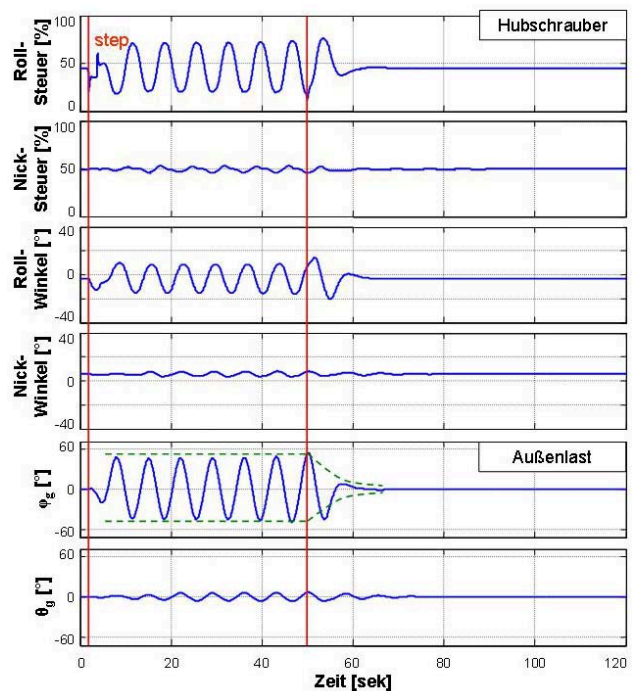


Bild 13: Hover Seitensteuersprung ($\bar{L}=10\text{m}$, $m_L=4,0\text{t}$)

Dieses Steuer führt zu der im dritten Fenster abgebildeten Reaktion des Hubschraubers im Rollwinkel. Zusammen mit der Lastpendelbewegung führt diese Bewegung schließlich zur Dämpfung des Gesamtsystems. Es zeigt sich, dass die angefachte, instabile Pendelbewegung einer Außenlast bei vorliegender Konfiguration über den Reglereingriff in das Steuer des simulierten Hubschraubers CH-53G innerhalb weniger Schwingungsperioden schnell und andauernd gedämpft wird.

Als nächster Testfall wurde das Gewicht der Last der obigen Konfiguration auf 4t erhöht (Bild 13). Es findet die gleiche Anregung des Gesamtsystems statt, ein Sprungeingang im

zyklischen Steuer. Aufgrund des stark erhöhten Gewichts der Außenlast verstärkt sich die dynamische Reaktion des Hubschraubers, speziell des Rollwinkels, auf die Last-Pendelbewegung. Folglich sind die vom AFCS generierten Steuereingaben ebenfalls erhöht. Nach wiederum $t=50\text{sek}$ wird der Pendeldämpfungsregler zugeschaltet. Dessen Einfluss ermöglicht es, dass sich der Hubschrauber aus dem bisherigen dynamischen Verlauf löst und der Gesamtbewegung entgegensteuert. Die Pendelbewegung der Außenlast wird schnell und andauernd gedämpft. Im Vergleich zum ersten Testfall kann das Gesamtsystem schneller stabilisiert werden.

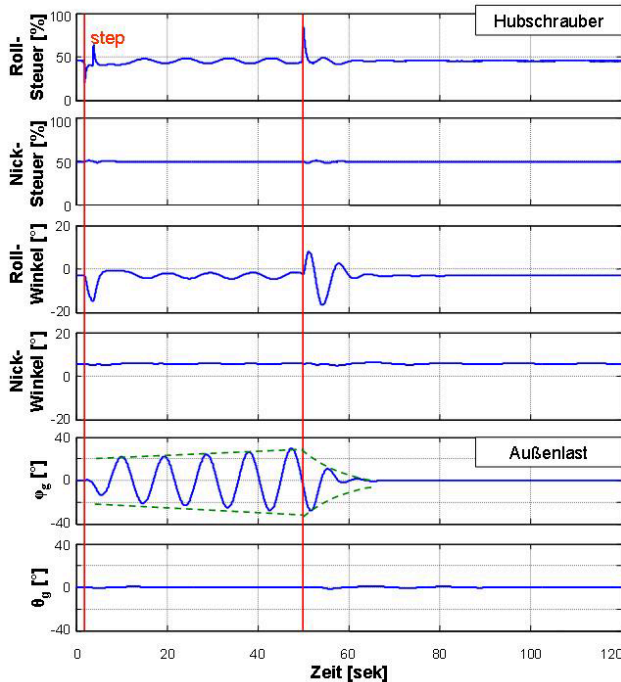


Bild 14: Hover Seitensteuersprung ($\bar{L}=20\text{m}$, $m_L=0,5t$)

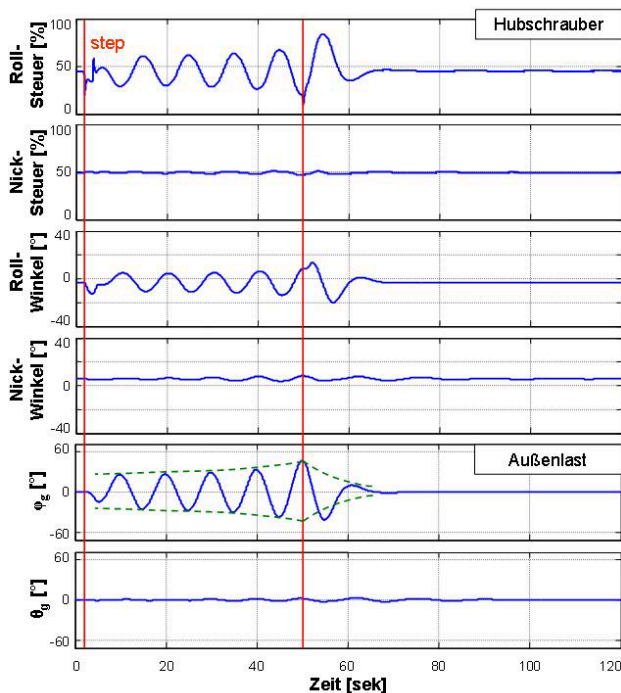


Bild 15: Hover Seitensteuersprung ($\bar{L}=20\text{m}$, $m_L=4,0t$)

In der Reihe der Testfälle im Schwebeflug wird als nächstes bei einem Lastengewicht von $0,5t$ die mittlere Seilgeschirrlänge auf 20m erhöht (Bild 14).

Nach gleicher Anregung wie zuvor sind die dynamischen Reaktionen der Last, instabile Pendelschwingung, und des Hubschraubers zu beobachten. Die Pendelfrequenz nimmt bei steigender Pendellänge ab. Wiederum nach $t=50\text{sek}$ wird der Pendeldämpfungsregler aktiviert. Es ist ersichtlich, dass, wie zuvor, die Schwingungsmplituden der pendelnden Last sowie des Hubschraubers schnell und dauerhaft stabilisiert und gedämpft werden.

Im anschließenden Testfall mit Erhöhung des Lastengewichts auf $4t$ und einer mittleren Seilgeschirrlänge von 20m sind ähnliche Zusammenhänge wie zwischen Bild 12 und 13 zu erkennen (Bild 15). Die dynamischen Reaktionen des Hubschraubers und folglich des AFCS sind aufgrund des erhöhten Lastengewichts verstärkt. Die Pendeldämpfung ab $t=50\text{sek}$ ist wie in den Fällen zuvor gewährleistet.

In der zweiten Testreihe wurde als Vorwärtsgeschwindigkeit der Fall 60kts gewählt. Diese Geschwindigkeit stellt einen durchschnittlichen Wert in der Außenlastfliegerei dar.

In Bild 16 sind die dynamischen Reaktionen der Last und des Hubschraubers auf einen Seitensteuersprung bei einer mittleren Seilgeschirrlänge von 10m und einem Lastgewicht von $0,5t$ abgebildet. Das Pendelverhalten der Last ist wiederum instabil. Nach $t=50\text{sek}$ wird erneut die Pendeldämpfungsregelung aktiviert. Die Stabilisierung des Gesamtsystems ist gegeben, letztlich auch dauerhaft. Die Zeit bis zur völligen Dämpfung der Pendelbewegung ist jedoch größer als im Fall des Schwebeflugs.

Im anschließenden Testfall wird das Lastgewicht auf $4t$ erhöht bei gleich bleibender Pendellänge und Geschwindigkeit (Bild 17). Wie erwartet sind die dynamischen Reaktionen des Hubschraubers und folglich des AFCS-Steuers auf die Pendelbewegung der Außenlast größer als im Fall der leichteren Last. Nach dem Reglereingriff bei $t=50\text{sek}$ wird die pendelnde Last in kürzester Zeit und wesentlich schneller als im Fall der leichteren Last stabilisiert.

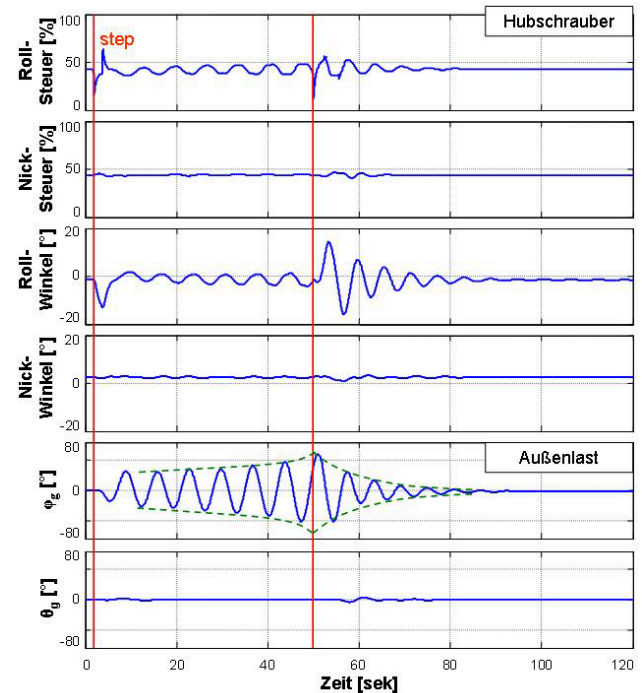


Bild 16: 60kts Seitensteuersprung ($\bar{L}=10\text{m}$, $m_L=0,5t$)

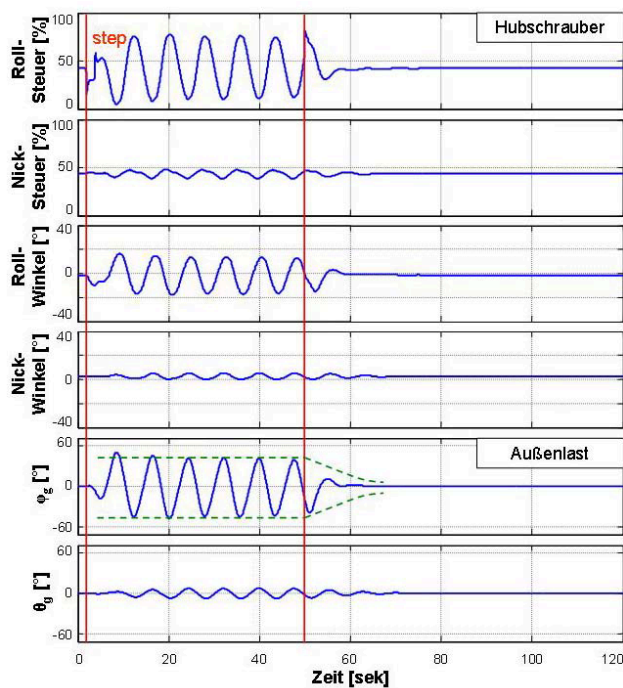


Bild 17: 60kts Seitensteuersprung ($\bar{L}=10\text{m}$, $m_L=4,0\text{t}$)

Bei der Verlängerung der mittleren Seilgeschirrlänge auf 20m in den folgenden Bildern 18 und 19 zeigt sich die erwartete Verringerung der Pendelfrequenz. Die Charakteristika der dynamischen Reaktionen auf einen sprungförmigen Seitensteuereingang ähneln denen der vorigen Fälle. Wiederum auffällig ist das wesentlich schnellere Abklingen der Pendelschwingung im Fall der schwereren Last (Bild 19).

In der nächsten Testreihe werden die dynamische Reaktion des Gesamtsystems und die Möglichkeit der Pendeldämpfung auf eine Kombination zweier sprungförmiger Steuereingaben im lateralen und longitudinalen Steuer untersucht. Dies geschieht beispielhaft für den Geschwindigkeitsfall 60kts Vorwärtsflug und eine mittlere Seilgeschirrlänge von 20m. Das Lastgewicht wird von 0,5t auf 4t variiert.

In Bild 20 sind die Steuereingänge und die dynamischen Reaktionen des Gesamtsystems abgebildet. Der Gierwinkel der Last wird an dieser Stelle angezeigt, da sich bei dessen Änderung zur geodätischen Nulllage der Verlauf des lateralen und longitudinalen Pendelwinkels ändert. Die Last ist zu Pendelschwingungen in lateraler und longitudinaler Richtung gleichermaßen angeregt. Sie zeigt instabiles Verhalten bis zum Zeitpunkt $t=50\text{sek}$. Die Dynamik des Hubschraubers sowie das AFCS-Steuer reagieren auf diesen Einfluss. Nachdem jetzt der Pendeldämpfungsregler aktiviert wurde, wird die Gesamtpendelbewegung schnell und dauerhaft gedämpft.

Die Last-Pendelbewegung durch die gekoppelte Anregung infolge Seiten- und Längssteuersprung ist in Bild 21 dargestellt. Im Vergleich zum vorigen Testfall beträgt das Lastgewicht 4t. Wie zu erwarten fällt die dynamische Reaktion des Hubschraubers auf die Pendelbewegung der Last aufgrund des erhöhten Lastgewichts stärker aus. Folglich ist das korrigierende AFCS-Steuer verstärkt. In diesem Fall werden sehr große Steuereingaben generiert, die in der Überlagerung mit dem Pilotensteuer sogar dazu führen, dass die Steuerwege voll ausgenutzt werden müssen. In der Simulation wurde eine Sicherheitsmarge von 5% Steuerautorität zum Minimum- und Maximumsteuer berücksichtigt. Die volle Stabilisierung durch die Pendeldämpfungsregelung wird im Fall des größeren Last-

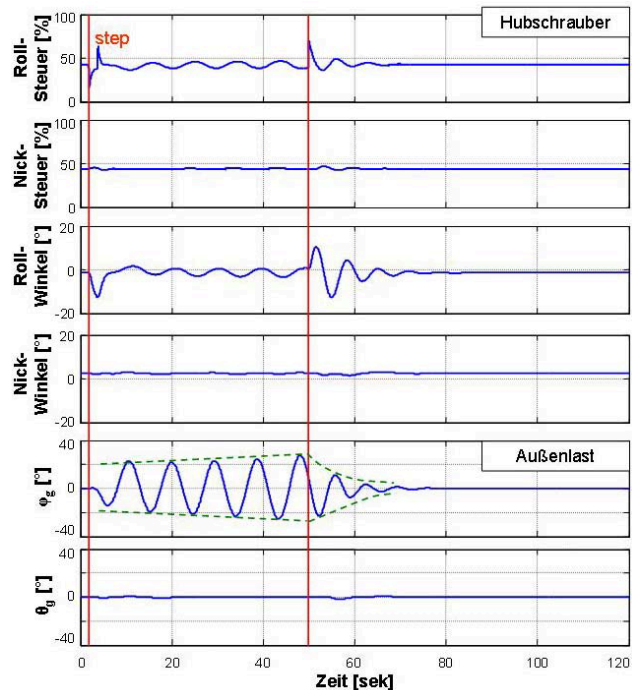


Bild 18: 60kts Seitensteuersprung ($\bar{L}=20\text{m}$, $m_L=0,5\text{t}$)

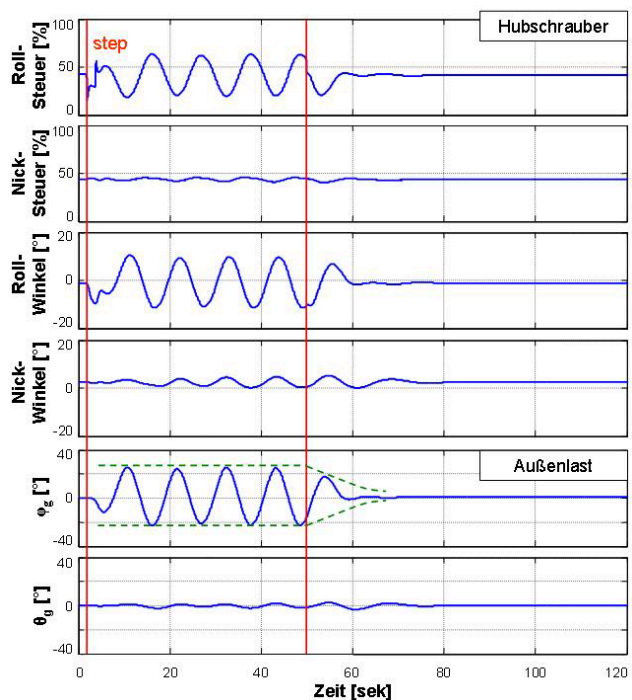


Bild 19: 60kts Seitensteuersprung ($\bar{L}=20\text{m}$, $m_L=4,0\text{t}$)

gewichts marginal schneller erreicht.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass die Funktionalität des Pendeldämpfungsreglers für die hier getesteten Fälle unterschiedlicher Lastgewichte, Seilgeschirrlängen und Geschwindigkeiten gezeigt wurde. Auf Basis der erstellten Hubschrauber-Außenlast-Simulation wurde die Steuerstrategie zur Dämpfung von Last-Pendelschwingungen regelungstechnisch implementiert. Dabei wurden die Reglerparameter empirisch ermittelt, mit dem Fokus auf der Stabilisierung schwerer instabiler Lasten. Mittels sprungförmiger Steuereingaben im zyklischen Steuer wurde die Pendelbewegung der Last angeregt.

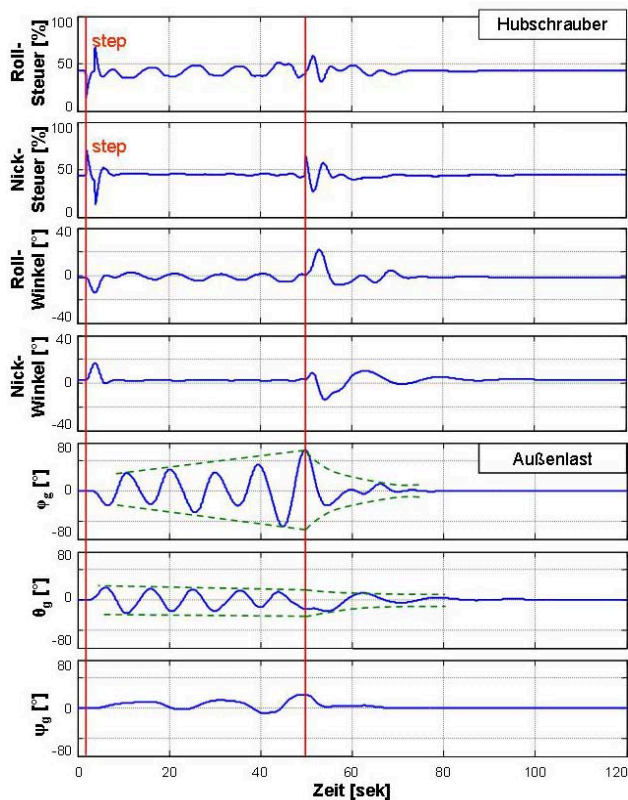


Bild 20: 60kts Seiten- und Längssteuersprung
($\bar{L}=20\text{m}$, $m_L=0,5t$)

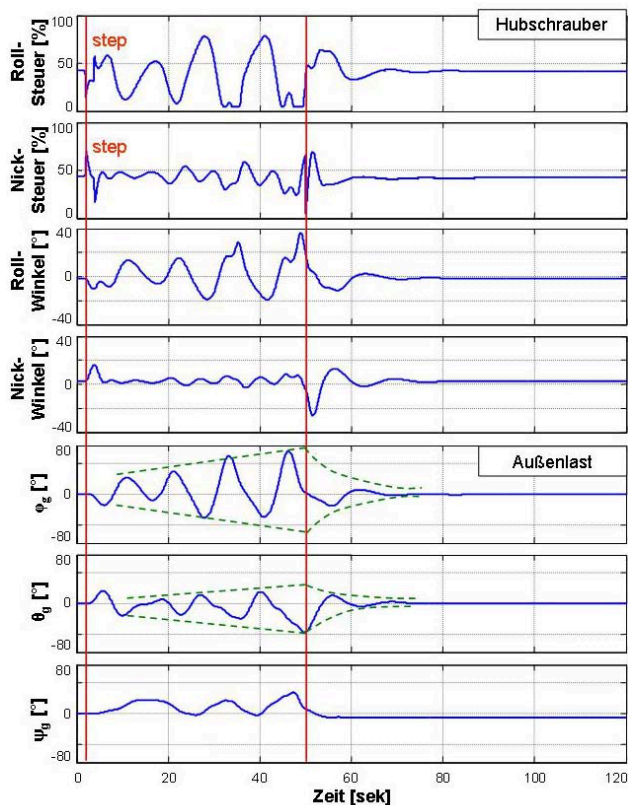


Bild 21: 60kts Seiten- und Längssteuersprung
($\bar{L}=20\text{m}$, $m_L=4,0t$)

Zur Verdeutlichung des dynamischen Einflusses der indifferenten bis instabilen Last-Pendelbewegung auf die Dynamik des Hubschraubers wurde nach der einmaligen Anregung des Gesamtsystems bis zum Zeitpunkt $t=50\text{sek}$ lediglich durch das AFCS gesteuert. Diesem Verlauf folgend wurde der Pendeldämpfungsregler ab diesem Zeitpunkt aktiviert.

Der markante Unterschied, der sich in allen Testfällen wieder findet, besteht darin, dass die schwerere Last von 4t schneller gedämpft wird als die leichtere 0,5t Last.

Der Einfluss der Geschwindigkeit auf die Dämpfung der Pendelbewegung ist nach diesen Untersuchungen zu vernachlässigen.

Der Einfluss der mittleren Seilgeschrirrlänge als Pendellänge ist für die Dämpfung der Last-Pendelbewegung gering. Die Pendelfrequenz ist umso höher, je kürzer die Pendellänge ist. Daher muss die Pendeldämpfung schneller eingesteuert werden als bei längerem Seilgeschrirr. Daher ist jedoch mit einer verzögerten Gesamtdämpfung zu rechnen. Dies zeigt sich insbesondere beim Test der geringen Lastgewichte, im Vergleich der Bilder 12 und 14 und der Bilder 16 und 17.

Die Steueraktivität infolge Pendeldämpfungsregler und somit die dynamische Reaktion des Hubschraubers ist abhängig vom Lastgewicht.

Darüber hinaus wurde exemplarisch gezeigt, dass gekoppelte Pendelschwingungen infolge gekoppelter Anregung ebenfalls zuverlässig gedämpft und stabilisiert werden können.

5. ZUSAMMENFASSUNG

Die Forderung an Hubschrauber, vielfältige Arten von Lasten in einem weiten Einsatzspektrum schnell und sicher extern transportieren zu können, besteht nicht nur für aktuelle Muster, sondern kann als ein Designkriterium für Neuentwicklungen gesehen werden.

Die grundsätzlichen Probleme beim Hubschrauber-Außenlasttransport sind dadurch gegeben, daß die Außenlast in unkontrollierbare Pendelschwingungen übergehen kann, sowie das Gesamtsystem zu nicht kontrollierbaren, hochfrequenten Strukturschwingungen tendieren kann.

Piloten sehen im Allgemeinen das Pendeln der Last nicht, nehmen jedoch den dynamischen Einfluß auf den Hubschrauber wahr. Beim Versuch, diesem Einfluß durch Steuereingaben korrigierend entgegenzuwirken, besteht die Gefahr, die Last-Pendelschwingungen weiter anzufachen.

Aus der Forderung, stets ein kontrollierbares Gesamtsystem für die Missionserfüllung zu gewährleisten, leitet sich die Zielsetzung ab, die Stabilisierung des Gesamtsystems im Fall instabil pendelnder Außenlasten durch Reglerunterstützung zu gewährleisten.

Mit Hilfe einer neu aufgebauten Simulation auf Basis des mittleren Transporthubschraubers CH-53G und der Modellierung von Außenlasten wurden Steuerstrategien zur Dämpfung von Lastpendelbewegungen umgesetzt. Verschiedene Testfälle zur Pendeldämpfung aerodynamisch instabiler Lasten mit Variation der Seilgeschrirrlänge, dem Lastgewicht und der Fluggeschwindigkeit wurden erfolgreich simuliert.

6. AUSBLICK

Das bereits angelaufene Projekt zum Thema Leichtbaubrücken als Hubschrauber-Außenlast in Zusammenarbeit mit der WTD51 und WTD61 wird durch die aufgebaute Simulation Unterstützung finden. Inhalt des Projektes ist, Verfahren zum sicheren und schnellen externen Transport von Pionierbrücken am Hubschrauber CH-53G zu entwickeln.

Die Bearbeitung an der Detektierung und der Beherrschung hochfrequenter struktureller Schwingungen (Vertikal-schwingungen s.o.) wird vorangetrieben. Ziel ist es, die Systeme Hubschrauber und Außenlast plus Seilgeschirr in der Weise voneinander zu entkoppeln, dass Bereiche kritischer Eigenfrequenzen des Gesamtsystems vermieden werden.

Als Weiterführung des vollständig kontrollierbaren Außenlasttransports wird die Anwendung der reglergestützten präzisen Positionierung von Außenlasten mit Hilfe der Simulation verfolgt.

Die Potentiale der hier vorgestellten Technologie sind vor allem in der Minderung der Arbeitsbelastung der Piloten, einer Erweiterung des Flugbereichs hinsichtlich höherer Geschwindigkeit und größerer Dynamik und letztlich einer generellen Verbesserung der Flugeigenschaften zu sehen.

7. LITERATUR

- [1] Etkin B., „Stability of a Towed Body,” Journal of Aircraft, Vol. 35, (2), March-April 1998
- [2] Cicolani L.S., Kanning G., Synnestvedt R., „Simulation of the Dynamics of Helicopter Slung Load Systems,” Journal of the American Helicopter Society, Vol. 40, (4), October 1995
- [3] van der Kamp R., Pavel M.D., Schattorie T., le Fevre R., „Investigations on the Chinook Operations with an External Slung Load after Cable Failure,” 31st European Rotorcraft Forum, September 2005
- [4] Brenner H., und Hamers M., „Preparatory Activities for CH-53 Flight Tests with a Slung Load,” American Helicopter Society 62nd Annual Forum, AZ, May 2006
- [5] Heffley R.K., Jewell W.F., u.a., „A Compilation and Analysis of Helicopter Handling Qualities Data”, NASA Contractor Report 3144
- [6] Höfinger M.T., Blanken C.L., Strecker G., „Evaluation of ADS-33E Cargo Helicopter Requirements Using a CH-53G,” American Helicopter Society 62nd Annual Forum, Phoenix, AZ, May 2006