

# UNTERSUCHUNG DER AUSWIRKUNGEN VON AKTUATOR-FEHLVERHALTEN IN TAUMELSCHIEBENLOSEN HUBSCHRAUBERSTEUERUNGSSYSTEMEN

B. Jehnert, P. Vörsmann

Technische Universität Braunschweig, Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme  
Hermann-Blenk-Str. 23, 38108 Braunschweig

## 1. ÜBERSICHT

Bei der Realisierung einer taumelschiebenlosen Steuerung übernehmen die Aktuatoren der Einzelblattsteuerung die Funktionen der Primärsteuerung. Durch den Wegfall der Taumelscheibe wird die mechanische Zwangskopplung zwischen den Blatteinstellwinkelverläufen der einzelnen Rotorblätter aufgehoben, was zu einer Erhöhung der Freiheitsgrade im Rotorssystem führt. Jeder Blatteinstellwinkelverlauf, der über einen Aktuator der Einzelblattsteuerung festgelegt wird, stellt einen eigenen Freiheitsgrad dar. Eine Erhöhung der Freiheitsgrade gibt eine Möglichkeit an die Hand, bei Systemausfällen einen gewissen Ausgleich zu schaffen. Dieses Paper betrachtet, wie sich der Rotor und der Hubschrauber bei Teilausfällen im Steuersystem verhalten und was es für Möglichkeiten gibt, die negativen Reaktionen auszugleichen. Diese Untersuchung wird mit Hilfe eines Hubschraubersimulationsprogramms durchgeführt, das um die Fähigkeit mit Einzelblattsteuerung zu rechnen erweitert worden ist.

## 2. EINLEITUNG

### 2.1. Taumelschiebensteuerung

Konventionelle Hubschrauberkonfigurationen verwenden eine Taumelscheibe zur Übertragung der Steuersignale vom nichtdrehenden Hubschrauber-System ins drehende Rotor-System.

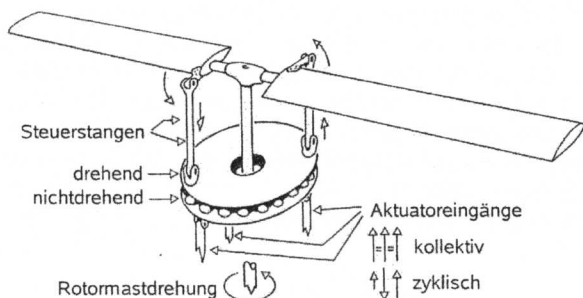


BILD 1: Funktionsweise einer Taumelscheibe

Hierzu ist eine Taumelscheibe (vgl. BILD 1) aus zwei Scheiben aufgebaut, von denen eine fest mit den Steueraktuatoren und die andere über die Steuerstangen mit den Rotorblättern verbunden ist. Lager zwischen den Scheiben ermöglichen, dass sich die mit den Rotorblättern verbundene Scheibe gegenüber der zellenfesten drehen kann.

Die Steuerbefehle des Piloten gehen an die Aktuatoren, die die untere Hälfte der Taumelscheibe kippen oder entlang des Rotormastes verschieben. Diese Bewegung wird über die Lager auf die obere Hälfte der Taumelscheibe und über die Steuerstangen auf

die Rotorblätter übertragen. Wenn die untere Scheibe entlang des Rotormastes verschoben wird, verändert sich der Blatteinstellwinkel aller Blätter kollektiv – bei allen gleich; wird sie dagegen gekippt, entsteht ein zyklischer Verlauf der Einstellwinkel. Die Einstellwinkel aller Blätter sind über die Taumelscheibe miteinander gekoppelt und werden über die Position der Taumelscheibe am Rotormast und deren Neigung festgelegt.

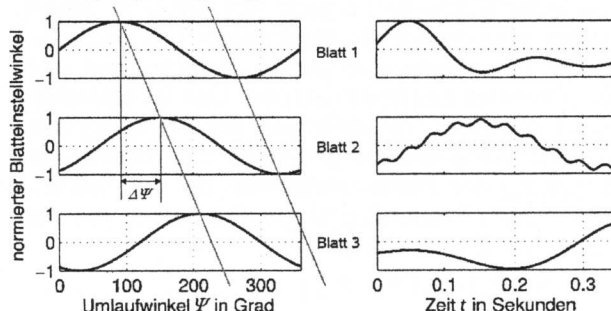


BILD 2: Gekoppelte und ungekoppelte Hubschraubersteuerung

Die Übertragung der Steuerbefehle mittels Taumelscheibe ist kein redundant, sondern ein einfach ausgelegtes System. Da die Steuerung des Hubschraubers ohne funktionierende Taumelscheibe nicht möglich ist, haben Systemausfälle im Bereich der Taumelscheibe katastrophale Folgen und führen zum Totalverlust des Hubschraubers.

Die Zwangskopplung der Blatteinstellwinkel lässt sich anhand der formelmäßigen Betrachtung verdeutlichen:

$$(1) \quad \vartheta_n = \vartheta_0 + \vartheta_c \cdot \cos(\Psi_n) + \vartheta_s \cdot \sin(\Psi_n)$$

Der Blatteinstellwinkel des n-ten Blattes  $\vartheta_n$  einer Taumelscheibensteuerung setzt sich, wie schon erwähnt, aus dem kollektiven Anteil  $\vartheta_0$  und den zyklischen Anteilen  $\vartheta_c$  und  $\vartheta_s$  zusammen, die beide vom Umlaufwinkel  $\Psi_n$  des n-ten Blattes abhängen.

$$(2) \quad \Psi_n = \Psi + (n-1) \cdot \Delta\Psi$$

Hierbei ist  $\Delta\Psi$  der Winkelabstand zwischen zwei benachbarten Blättern. Sind die Größen  $\vartheta_0$ ,  $\vartheta_c$ ,  $\vartheta_s$  und  $\Delta\Psi$  festgelegt, bestimmen sie eindeutig den Einstellwinkelverlauf aller Blätter. Damit gilt sowohl die periodische Kopplung:

$$(3) \quad \vartheta_n(\Psi_n) = \vartheta_n(\Psi_n + 2 \cdot \pi)$$

als auch die Phasenkopplung aller Blätter:

$$(4) \quad \vartheta_n(\Psi_n) = \vartheta_{n+1}(\Psi_{n+1})$$

In normierter Darstellung können Blatteinstellwinkelverläufe über einen Umlauf in BILD 2 - linke Spalte -

läufe der Blätter 1 bis 3 eines Sechsstrotors dargestellt. Hierbei wird der Abstand zwischen zwei benachbarten Blättern  $\Delta\psi$  als Phasenverschiebung der zyklisch gekoppelten Blatteinstellwinkelverläufe deutlich.

## 2.2. Taumelscheibenlose Steuerung

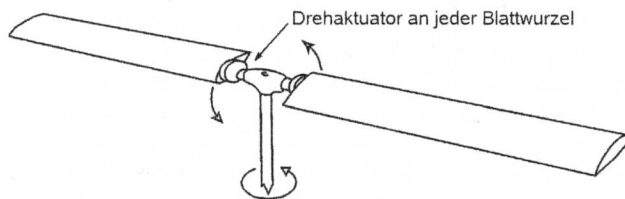


BILD 3: Prinzip einer taumelscheibenlosen Steuerung

Wird die Taumelscheibe durch jeweils einen Aktuator an jeder Blattwurzel ersetzt (vgl. BILD 3), ergibt sich eine systembedingte Redundanz. Die Ansteuerung der Rotorblatteinstellwinkel ist entkoppelt und kann individuell bestimmt werden. Das ist gleichbedeutend mit einer Vergrößerung der Freiheitsgrade im Hubschraubersteuerungssystem. Die vollständige Entkopplung der Blatteinstellwinkel bei der taumelscheibenlosen Steuerung ist gleichzusetzen mit der periodischen Entkopplung:

$$(5) \quad \vartheta_n(\Psi_n) \neq \vartheta_n(\Psi_n + 2 \cdot \pi)$$

und mit der Aufhebung der Phasenkopplung:

$$(6) \quad \vartheta_n(\Psi_n) \neq \vartheta_{n+1}(\Psi_{n+1})$$

Der Blatteinstellwinkelverlauf kann damit beliebigen Funktionen folgen. Dies ist prinzipiell in BILD 2 in der rechten Spalte dargestellt.

Bei der Taumelscheibensteuerung wird ein Blatteinstellwinkelverlauf vorgegeben, dem alle Blätter phasenverschoben folgen. Dagegen kann bei der taumelscheibenlosen Steuerung für jedes Blatt ein eigener Einstellwinkelverlauf vorgegeben werden. Diese Freiheitsgradvergrößerung ist als positiv einzuschätzen, da der Ausfall eines Aktuators die Steuerung des Blatteinstellwinkelverlaufs eines Rotorblattes blockiert. Die restlichen Blatteinstellwinkelverläufe sind durch die beschriebene Entkopplung weiterhin steuerbar.

Weitere Vorteile eines taumelscheibenlosen Hubschraubersteuerungssystems sind die Verringerung der mechanischen Komplexität, die Integrierbarkeit der gesamten Primärsteuerung in den Rotorkopf, die Fly-by-Wire-Fähigkeit des Systems, wodurch auch in der Hubschrauberei das Thema „More Electric Aircraft“ mehr Gestalt annimmt, und die einfache Erweiterbarkeit der Primärsteuerung durch „IBC“-Funktionen (Individual Blade Control) (vgl. [1]). Der größte Vorteil ist aber, dass ein Systemausfall eines Aktuators nicht gleichbedeutend mit dem Totalverlust der Steuerbarkeit ist.

## 3. VORGEHEN

Um die Möglichkeiten und Auswirkung der Entkopplung der Rotorblätter und damit der Vergrößerung der Rotorfreiheitsgrade bewerten zu können, sind die taumelscheibenlose Rotorblattsteuerung und mögliche Systemausfälle modelliert worden. Mit Hilfe die-

ser Modellierung können Hubschrauberflüge mit Systemausfällen getrimmt und simuliert werden und im Vergleich mit dem fehlerfreien Flug bewertet werden. Durch Ausnutzung der systembedingten Redundanz kann die Steuerung der fehlerfrei funktionierenden Aktuatoren so manipuliert werden, dass die Auswirkungen der Systemausfälle abgeschwächt oder sogar beseitigt werden können. Hierbei sind drei Strategien zur Abschwächung der negativen Auswirkungen der simulierten Ausfälle – Gegenmaßnahmen – definiert und simuliert worden.

### 3.1. Simulationstechnik

Die Basis bildet das Hubschraubersimulationsprogramm ArnHel, mit dem Hubschrauber sowohl getrimmt als auch simuliert werden können. Es basiert auf einem Gleichungssystem, das Rotor und Zelle gekoppelt behandelt. Die Modellierung des Rotors ist durch die getrennte Modellierung aller Rotorblätter gekennzeichnet, was die Simulation der konventionellen, gekoppelten Taumelscheibensteuerung als auch der individuellen, entkoppelten taumelscheibenlosen Steuerung zulässt. Es werden die Rotorblattbewegungsformen Schlagen, Schwenken und Torsion berücksichtigt, und ein Abwindmodell nach Pitt-Peters verwendet.

Für die Berechnungen liegt ein Datensatz vor, der die Eigenschaften eines Hubschraubers der 20to-Klasse in klassischer Konfiguration mit einem Hauptrotor und einem Heckrotor zum Drehmomentenausgleich modelliert. Der Hauptrotor hat einen Durchmesser von 22 m und sechs Rotorblätter und ist vollgelenkig ausgelegt. Der Hauptrotor dreht mit einer Frequenz  $1/T$  von ungefähr 3,125 s.

### 3.2. Einschränkung

Die taumelscheibenlose Rotorsteuerung sieht die vollständige Entkopplung der Blatteinstellwinkel vor, d.h. es kann sowohl auf die periodische Kopplung als auch auf die Phasenkopplung verzichtet werden. Mit den bisher in ArnHel implementierten Änderungen kann zwar für jedes Blatt ein beliebiger Blatteinstellwinkelverlauf vorgegeben werden; aber bei den folgenden Untersuchungen werden periodische Blatteinstellwinkelverläufe vorgegeben (vgl. BILDER 4 und 5):

$$(7) \quad \vartheta_n(\Psi_n) = \vartheta_n(\Psi_n + 2 \cdot \pi)$$

Um die Vorteile der Entkopplung bei taumelscheibenlosen Steuerung untersuchen zu können, wird auf die Phasenkopplung zwischen den einzelnen Blättern verzichtet (vgl. BILDER 7, 8 und 9):

$$(8) \quad \vartheta_n(\Psi_n) \neq \vartheta_{n+1}(\Psi_{n+1})$$

### 3.3. Systemausfälle

Die in ArnHel modellierten Systemausfälle sind:

- Mittelpositionsverschiebung
- Amplitudenreduktion
- Kombinationen aus der Mittelpositionsverschiebung und der Amplitudenreduktion.

Die **Mittelpositionsverschiebung** stellt sich als Offset (OS) dar. In BILD 4 ist über dem Umlaufwinkel  $\Psi$

in Grad der Blatteinstellwinkel  $\vartheta$  in Grad aufgetragen. Die durchgezogene Kurve stellt den Blatteinstellwinkelverlauf dar, der nötig ist, um mit 160 kt zu fliegen. Die beiden anderen Kurven entsprechen einem Offset von  $-5$  bzw.  $-10^\circ$ , der mit einer Reduktion des kollektiven Blatteinstellwinkels gleichzusetzen ist.

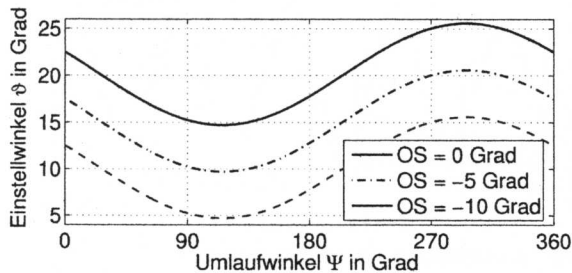


BILD 4: Beispiel einer Mittelpositionsverschiebung bei 160 kt

Die **Amplitudenreduktion** ist in BILD 5 dargestellt. Als Maß wird die Restamplitude  $A_R$  in Prozent des ausgetrimmten, fehlerfreien Rechenfalls angegeben. Das bedeutet, dass die Restamplitude  $A_R = 100\%$  den fehlerfreien Blatteinstellwinkelverlauf, die Restamplitude  $A_R = 50\%$  die Reduktion auf die Hälfte und die Restamplitude  $A_R = 0\%$  den vollständigen Ausfall des zyklischen Steuers darstellt.

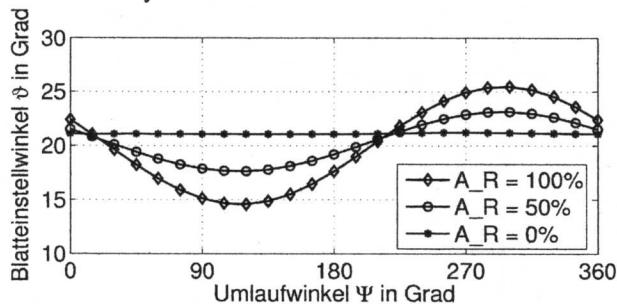


BILD 5: Beispiel einer Amplitudenreduktion bei 160 kt

Im Folgenden werden nicht Ergebnisse aller drei Ausfallmöglichkeiten vorgestellt, sondern ausschließlich die Amplitudenreduktion betrachtet. Des Weiteren erfährt das erste Rotorblatt den Systemausfall und ist damit das betroffene Rotorblatt. Alle anderen Rotorblätter bleiben voll funktionsfähig und sind damit „gesund“.

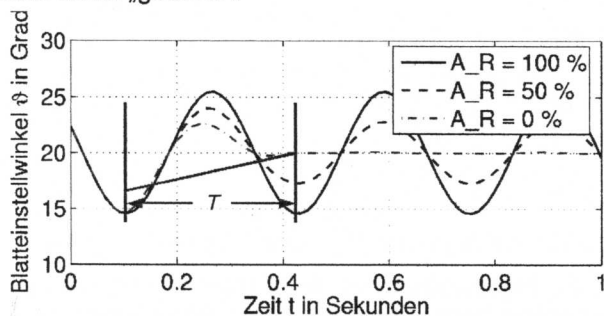


BILD 6: Beschreibung des Ausfallverhalten bei 160 kt

In der Simulation tritt der Ausfall nach 0,1 s Simulationszeit auf und wird rampenförmig während eines Umlaufs eingeleitet. Dies ist in BILD 6 dargestellt, in dem der Einstellwinkelverlauf des ersten Rotorblatt-

tes über der Zeit aufgetragen ist.

### 3.4. Gegenmaßnahmen

Die Betrachtung der Gegenmaßnahmen ist gleichbedeutend mit der Entwicklung von Strategien zur Abschwächung der negativen Auswirkungen der betrachteten Systemausfälle durch Ausnutzung vorhandener konstruktiver und flugmechanischer Redundanz.

In der Flächenfliegerei werden die Gegenmaßnahmen im allgemeinen unter dem Begriff der Rekonfigurierung zusammengefasst. Hierbei wird die flugmechanische oder konstruktive Redundanz ausgenutzt, um auftretende Systemausfälle auszugleichen. Dieses Konzept ist z.B. mit Erfolg in den 90er Jahren beim PCA (**Propulsion Controlled Aircraft**) eingesetzt worden. Hierbei ist trotz Totalausfall aller Steuerflächen eine F-15 nur mit Hilfe von Schubvektorsteuerung erfolgreich gelandet worden (vgl. [3]). Dies ist ein extremes Beispiel für flugmechanische Redundanz. Die Ausnutzung konstruktiver Redundanzen ist z.B. ein fester Bestandteil der Auslegung von sicherheitstechnisch relevanten Baugruppen in Fluggeräten, wie z.B. das doppelte hydraulische System zur Übertragung der Steuersignale vom Piloten auf die Taumelscheibe der Bo 105 (vgl. [2]).

Bei Hubschraubern stehen für flugmechanische Rekonfigurierungskonzepte die Leitwerke, der Heckrotor und der Hauptrotor zur Verfügung. In der hier dargestellten Untersuchung wird ausschließlich der Hauptrotor betrachtet. Durch die Entkopplung der Rotorsteuerung stehen die „gesunden“ Rotorblätter zur Rekonfigurierung zur Verfügung. Damit können sie zur Erhaltung der Steuerbarkeit des Hubschraubers eingesetzt werden.

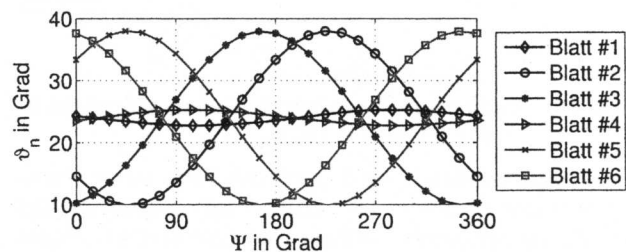


BILD 7: Blatteinstellwinkelverlauf - Gegenmaßnahme 1 ( $A_R = 21\%$ ,  $V = 160$  kt)

Im Einzelnen werden folgende drei Gegenmaßnahmen betrachtet:

- Gegenmaßnahme 1:  
Reduzierung der zyklischen Amplitude des gegenüberliegenden Blattes auf die Amplitude des betroffenen Rotorblattes
- Gegenmaßnahme 2:  
Nachbarblätter gleichen je die Hälfte der Amplitudenreduktion des betroffenen Rotorblattes aus
- Gegenmaßnahme 3:  
Parameterstudie zur Ermittlung des optimalen, kollektiven Blatteinstellwinkels des betroffenen Blattes

Die Anpassung des gegenüberliegenden Blattes an den Systemausfall (**Gegenmaßnahme 1**) soll die



Symmetrie des Rotors wiederherstellen. In BILD 7 ist die zyklische Amplitude des betroffenen ersten Rotorblattes auf 21 % reduziert. Entsprechend der Gegenmaßnahme verhält sich das Rotorblatt 4 phasenverschoben identisch.

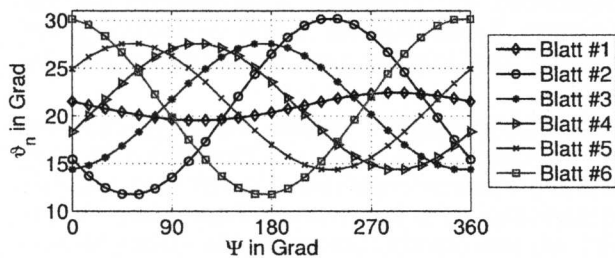


BILD 8: Blatteinstellwinkelverlauf - Gegenmaßnahme 2 ( $A_R = 21 \%$ ,  $V = 160 \text{ kt}$ )

Bei der **Gegenmaßnahme 2** werden die Amplitudenverläufe der benachbarten Blätter 2 und 6 soweit vergrößert, dass sie jeweils die Hälfte des Systemausfalls ausgleichen. Dies soll den Schubverlust an dem betroffenen ersten Rotorblatt ausgleichen. Die benachbarten Blätter sind gewählt worden, damit die Schubverteilung über die Rotorkreisscheibe gesehen möglichst gleichmäßig wird. In dem Beispiel aus BILD 8 besteht eine zyklische Restamplitude an Rotorblatt 1 von 21 %. Damit werden jeweils die benachbarten Rotorblätter 2 und 6 mit knapp 140 % der zyklischen Amplitude beaufschlagt.

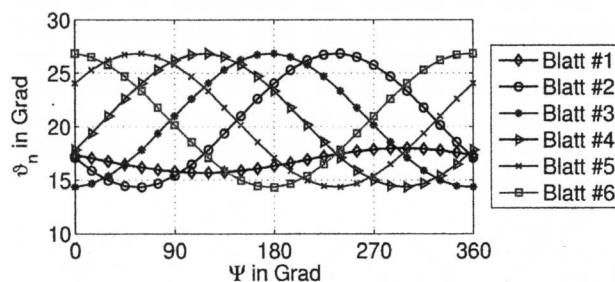


BILD 9: Blatteinstellwinkelverlauf - Gegenmaßnahme 3 ( $A_R = 21 \%$ ,  $V = 160 \text{ kt}$ )

Die **Gegenmaßnahme 3** wird mit Hilfe einer Parameterstudie ermittelt. Der betrachtete Systemausfall betrifft die zyklischen Anteile des Blatteinstellwinkels des ersten Rotorblattes; der kollektive Anteil ist nicht betroffen. Dadurch steht er zur Entwicklung von Strategien zur Abschwächung der negativen Auswirkungen des Systemausfalls zur Verfügung. Bei diversen Rechnungen ist festgestellt worden, dass es für jeden Rechenfall einen optimalen kollektiven Blatteinstellwinkel des betroffenen ersten Rotorblattes gibt. Die Parameterstudie liefert zu den betrachteten Systemausfällen in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit den optimalen kollektiven Blatteinstellwinkelverläufe der anderen fünf Rotorblätter bleiben unverändert.

Damit ergibt sich zum Beispiel bei einer Restamplitude von 21 % und einer Fluggeschwindigkeit von 160 kt ein optimaler kollektiver Blatteinstellwinkelverlauf mit einem Offset von  $-3,8^\circ$  (vgl. BILD 9).

Die Gegenmaßnahmen werden ähnlich den Ausfä-

len eingeleitet. Nach einer Zeitspanne  $\Delta t_{\text{Rek}}$  nach dem Eintreten des Ausfalls wird die Änderung der Blatteinstellwinkel entsprechend der Gegenmaßnahmen rampenförmig über einen Umlauf  $T$  eingeleitet (vgl. BILD 10).

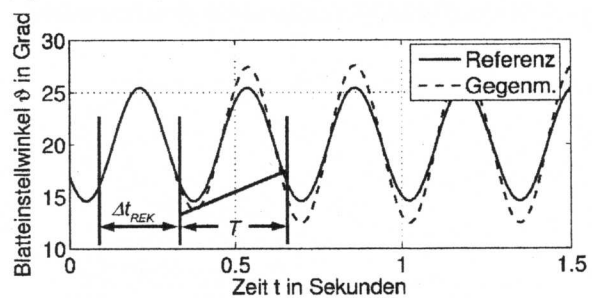


BILD 10: Beschreibung der Einleitung der Gegenmaßnahmen ( $A_R = 21 \%$ ,  $V = 160 \text{ kt}$ , Gegenmaßnahme 2, Blatt 2)

### 3.5. Auswertung

Für den Ausfall und die drei Gegenmaßnahmen sind jeweils Trimm- und Simulationsrechnungen für Fluggeschwindigkeiten von 0 bis 160 kt durchgeführt worden. Für jede Fluggeschwindigkeit ist das Hub-schrauber- und Rotorverhalten für die Restamplituden des betroffenen ersten Rotorblattes 100 bis 0 % betrachtet worden.

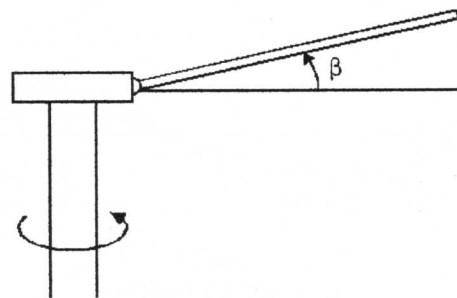


BILD 11: Darstellung der Schlagbewegung am Rotorkopf

Interessant für die Auswertung sind die Hubschrauberbeschleunigungen  $\dot{u}$ ,  $\dot{v}$ ,  $\dot{w}$ ,  $\dot{p}$ ,  $\dot{q}$  und  $\dot{r}$  und die Schlagbewegung der Rotorblätter  $\beta(n)$  (für  $n = 1 \dots 6$ ).

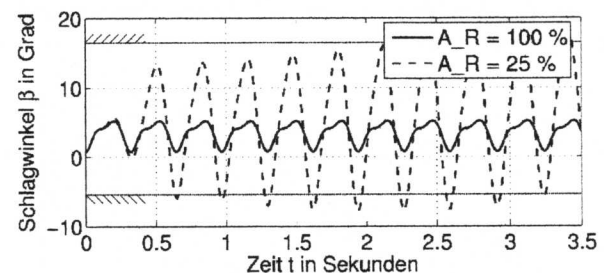


BILD 12: Schlagwinkel-Zeit-Darstellung bei  $V = 160 \text{ kt}$

Die Schlagbewegung ist die Blattbewegung aus der Drehebene heraus (vgl. BILD 11). Beispielfhaft ist in BILD 12 der Schlagwinkel des Rotorblattes 1 sowohl für die Simulation mit 100 % als auch mit 25 % Restamplitude über der Simulationszeit dargestellt. Deutlich zu erkennen ist, dass mit geringerer Restamplitude die Schlagamplitude stark ansteigt.

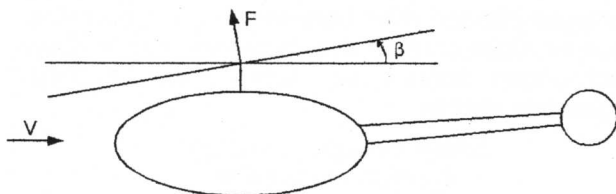


BILD 13: schematische Hubschrauberdarstellung mit gesteuerten Rotorblättern

Bei einem gesteuerten Rotor wird den Rotorblättern mit Hilfe des Einstellwinkelverlaufes – definiert durch  $\vartheta_{OTrim}$ ,  $\vartheta_{CTrim}$  und  $\vartheta_{STrim}$  – ein Schlagverhalten derart aufgezwungen, dass der Schubvektor in die Richtung weist und den Betrag hat, die notwendig sind, um den gewünschten Flugzustand aufrecht zu erhalten.

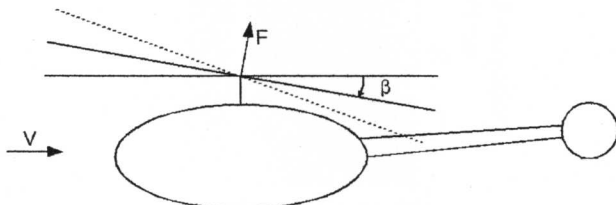


BILD 14: schematische Hubschrauberdarstellung mit ungesteuerten Rotorblättern

Wäre der Rotor ungesteuert ( $\vartheta_C = \vartheta_S = 0$ ), würde sich ein Schlagverhalten ergeben, dass dies nicht leisten kann. Der Schubvektor  $F$  würde entgegen der Flugrichtung weisen und demnach bremsen und nicht antreiben (BILD 14). Damit ist die zyklische Steuerung notwendig, um die Schlagbewegung „wegzusteuern“.

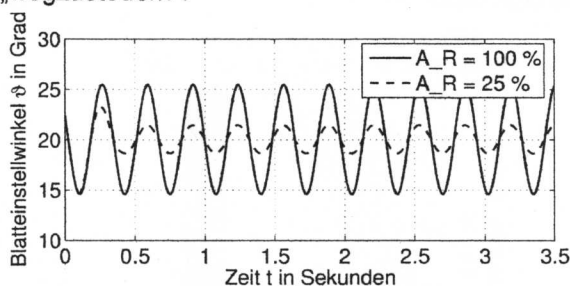


BILD 15: Blatteinstellwinkelverlauf bei V = 160 kt

Das Hubschrauberverhalten ist stark mit dem Rotor gekoppelt. Eine Störung in den Rotorblattbewegungen spiegelt sich in den Hubschrauberbeschleunigungen wider. Für die Betrachtung der Pilotenbelastung und Materialbeanspruchung ist die Auswertung der Beschleunigungen von Bedeutung. Anhand der Hubschrauberbeschleunigungen kann aber nicht überprüft werden, ob konstruktive Grenzen, wie z.B. die Hardstops der Schlagbewegung, überschritten werden. Die Hardstops begrenzen die Schlagbewegung künstlich, um z.B. Einschläge der Rotorblätter in den Heckausleger und die Kanzel zu verhindern (vgl. gestrichelte Linie in BILD 14). Dieses Bewertungskriterium soll berücksichtigt werden, weswegen die Auswertung der Schlagbewegung als Grundlage für die Bewertung der Gegenmaßnahmen gewählt worden ist.

BILD 15 zeigt die Blatteinstellwinkel des betroffenen

Rotorblattes 1 während eines Vorwärtsfluges mit 160 kt sowohl mit einer Restamplitude von 25 % als auch den fehlerfreien Bezugsfall. Die Auswirkungen der dargestellten Blatteinstellwinkel auf den Verlauf der Schlagwinkel werden in BILD 16 gezeigt.

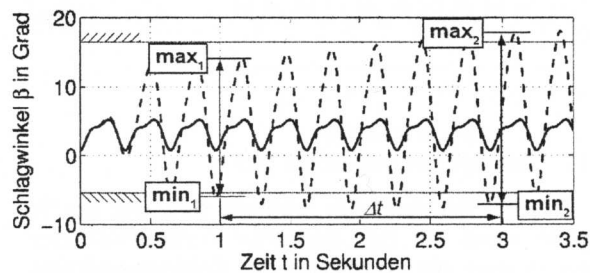


BILD 16: Schlagwinkelverlauf bei V = 160 kt

Als Auswertungskriterien werden die Amplitudenaufweitung

$$(9) \quad AmpAuf = \frac{(max_2 - min_2) - (max_1 - min_1)}{\Delta t}$$

und die Mittelwertverschiebung

$$(10) \quad MWVer = \frac{(max_2 + min_2) - (max_1 + min_1)}{2 \cdot \Delta t}$$

betrachtet. Die Zeitspanne  $\Delta t$  beträgt in allen Auswertungen 2 s.

Beide Kriterien spiegeln den Grad der Änderungen der Rotorbewegung mit der Zeit wider. Je stärker sich das Schlagen mit der Zeit ohne eine Steuereingabe verändert, umso größer sind die Änderungen in der Hubschrauberbewegung und umso weniger Zeit hat der Pilot, auf den Systemausfall zu reagieren.

## 4. ERGEBNISSE

### 4.1. Ausfallergebnisse

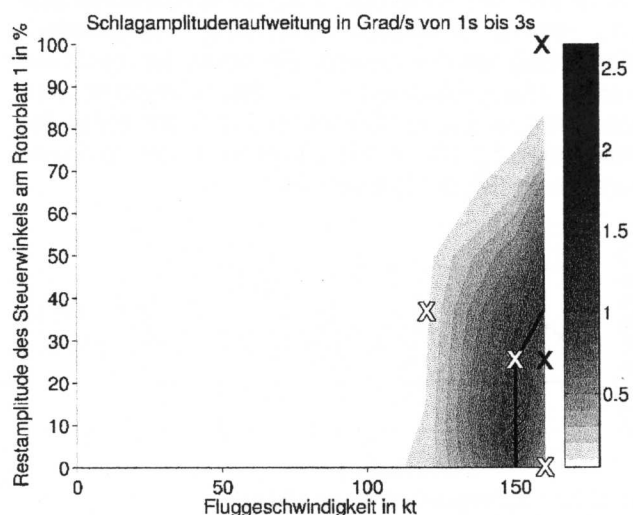


BILD 17: Ausfall-Schlagamplitudenaufweitung

Für die Ergebnisdarstellung ist eine Isoliniendarstellung gewählt worden. Die Abszisse der Darstellung bildet die Fluggeschwindigkeit in kt und die Ordinate die Restamplitude in %. In dritter Dimension ist in dieses Parameterfeld entweder die Amplitudenaufweitung in Grad/s oder die Mittelwertverschiebung in Grad/s mit Hilfe einer Farbskala eingetragen, die

sich am rechten Rand der Darstellung befindet.

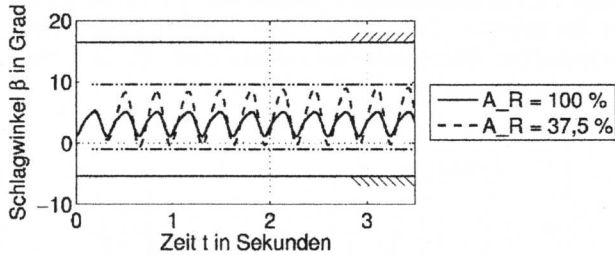


BILD 18: Schlagwinkelverlauf bei 120 kt

BILD 17 stellt die Ausfallergebnisse dar. Die durchgezogene Linie mit der Schraffur verdeutlicht den Bereich, in dem die Hardstops der Schlagbewegung überschritten worden sind.

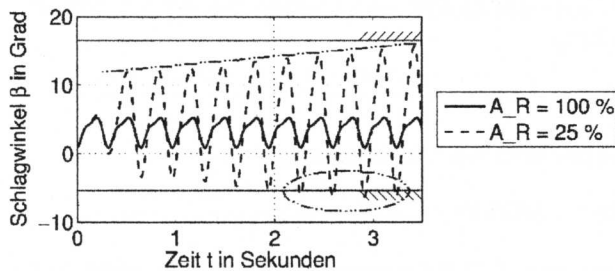


BILD 19: Schlagverhalten bei 150 kt

Die Zeitverläufe des Schlagwinkels der Ausfallrechnungen, die mit den schwarzen Kreuzen markiert sind –  $V = 160$  kt mit  $A_R = 100\%$  und  $A_R = 25\%$  – sind in BILD 16 dargestellt. Wie deutlich zu erkennen ist, erfährt die Schlagbewegung bei einem störungsfreien, schnellen Vorwärtsflug kaum Veränderungen. Sowohl eine Amplitudenaufweitung als auch eine Mittelwertverschiebung sind nicht vorhanden. Dagegen ist bei einer Einschränkung des Blatteinstellwinkels von Rotorblatt 1 auf 25 % Restamplitude eine starke Amplitudenaufweitung festzustellen. Gleichzeitig werden sowohl die obere als auch die untere Hardstop-Grenze im Bewertungszeitraum überschritten. Diese Überschreitung ist sowohl in der Zeitdarstellung (BILD 16) als auch in der Isoliniendarstellung (BILD 17) erkennbar.

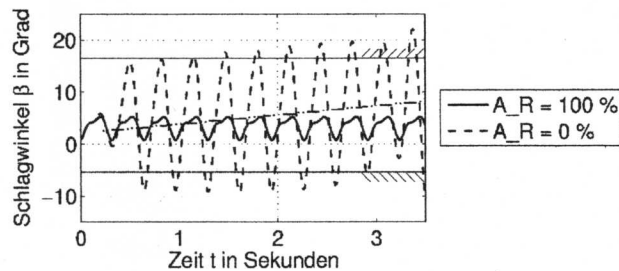


BILD 20: Schlagverhalten bei 150 kt

Bei den sehr vielen Rechnungen ergeben sich maximale Schlagamplitudenaufweitungen, die kleiner als  $0,1\%$  sind. Dieser Wert wird zum Beispiel in der Rechnung mit 120 kt und 37,5 % Restamplitude erreicht (vgl. BILD 17 - weißes Kreuz). Die Darstellung des Schlagwinkels für diesen Fall über der Simulationszeit (vgl. BILD 18) zeigt deutlich, dass im Simulationszeitraum weder eine starke Änderung der

Schlagamplituden oder Mittelwerte vorhanden sind, noch ein Überschreiten der Hardstops auftritt. Diese Rechnungen können als vollkommen unkritisch angesehen werden.

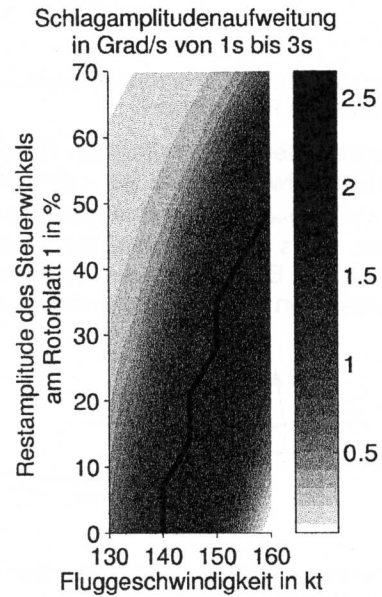


BILD 21: Ausfall-Schlagamplitudenaufweitung (Ausschnitt)

Bei der Rechnung mit 150 kt und 25% Restamplitude ergibt sich eine der größten Amplitudenaufweitungen von  $0,8\%$  (vgl. BILD 17 - weißes Kreuz). Diese Aufweitung und die Überschreitung des unteren Hardstops ist deutlich anhand des Zeitverlaufs zu erkennen (vgl. BILD 19).

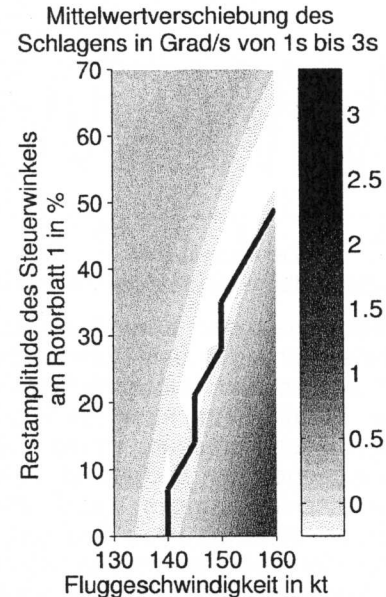


BILD 22: Ausfall-Mittelwertverschiebung

Bemerkenswert an der Gesamtdarstellung ist, dass die Amplitudenaufweitung für den Extremfall mit einer Fluggeschwindigkeit von 160 kt und einer Restamplitude von 0% geringer als die Amplitudenaufweitung für Rechenfälle mit geringerer Geschwindigkeit und größerer Restamplitude ist (vgl. BILD 17 - weißes Kreuz). Aber der Zeitverlauf des Schlagwin-

kels (vgl. BILD 20) lässt deutlich erkennen, dass in diesem Extremfall die Mittelwertverschiebung einen großen, positiven Wert annimmt.

Ursache für die Reduktion der Amplitudenaufweitung im Extremfall ist die Tatsache, dass die Schlagamplituden zu einem festen Zeitpunkt bestimmt werden. Ist die Schlagbewegung nach der Störung noch nicht wieder in einem eingeschwungenen Zustand, treten Schwebungseffekte auf. Die eigentliche Schwingung der Schlagbewegung wird durch eine weitere Schwingung überlagert. Dieser Schwebungseffekt wird meistens durch eine größere Mittelwertverschiebung begleitet. Wenn also eine relativ geringe Schlagamplitudenaufweitung mit einer größeren Mittelwertverschiebung begleitet wird, befinden wir uns in einem nicht eingeschwungenen Zustand, der für den Piloten schwer beherrschbar ist. Diese Rechenfälle werden als kritisch angesehen.

Für die weiteren Betrachtungen sind die Rechnungen mit großen Schlagamplitudenaufweitung, großen Mittelwertverschiebungen und Hardstop-Überschreitungen von Interesse, da für diese Fälle eine Abschwächung der negativen Folgen des Systemausfalls nötig ist. Die Beschränkung auf eine Ausschnittsvergrößerung, die die kritischen Fälle widerspiegelt, ermöglicht eine detailliertere Darstellung der kritischen Fälle.

Die Ausschnittsvergrößerung umfasst die Restamplituden von 70 bis 0 % und die Fluggeschwindigkeiten von 130 bis 160 kt. Der Vergleich der BILDER 17 und 21 zeigt, dass auch weiterhin der Bereich der größten Amplitudenaufweitung dargestellt wird. Die Mittelwertverschiebung wird wie die Schlagamplitudenaufweitung in Grad/s angegeben und ist als Isoliniengrafik in BILD 22 dargestellt. Es ist zu beachten, dass beide Isoliniendarstellungen den gleichen Farbverlauf verwenden, der aber unterschiedliche Wertebereiche abdeckt. Die größte Mittelwertverschiebung ist für den Extremfall bei 160 kt und 0 % Restamplitude zu finden.

#### 4.2. Ergebnisse der Gegenmaßnahmen

Für die Bewertung der Gegenmaßnahmen wird auf die gleiche Weise wie bei der Bewertung der Ausfallrechnungen vorgegangen. Es werden ebenfalls die Amplitudenaufweitung und die Mittelwertverschiebung bestimmt und in Isoliniendiagrammen dargestellt. Zur Verbesserung der Detaildarstellung werden die Ausschnittsvergrößerungen gezeigt. Die Farbskalen, die in den Isoliniendarstellungen der Ausfallrechnungen gewählt worden sind, werden in allen Isoliniendarstellungen beibehalten. Dadurch wird die Vergleichbarkeit der Ergebnisse verbessert.

Bei der **Gegenmaßnahme 1** hat sich eine Verschlechterung ergeben. Der Vergleich der Schlagamplitudenaufweitung des Ausfalls (BILD 21) mit der der Gegenmaßnahme 1 (BILD 23) zeigt, dass sich die größte Schlagamplitudenaufweitung von 1,5 auf 2,5 °/s erhöht hat.

Die gemeinsame Betrachtung der Amplitudenaufweitung in BILD 23 und der Mittelwertverschiebung in BILD 24 bestätigt, dass die beiden Auswertungskri-

terien nur gemeinsam eine eindeutige Bewertung zulassen. Durch die in allen Rechnungen gezeigte Verschlechterung beider Auswertungskriterien gegenüber des Ausfalls erweist sich die Gegenmaßnahme 1 als ungeeignet.

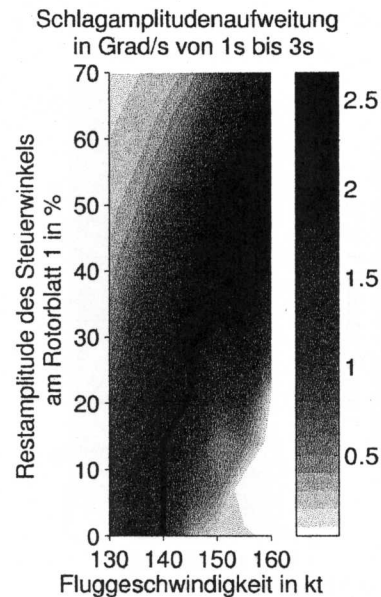


BILD 23: Gegenmaßnahme 1 -Amplitudenaufweitung

Dieses Ergebnis lässt sich aber nicht auf alle Strategien zur Abschwächung der negativen Auswirkungen des Systemausfalls beziehen, die die Rotorsymmetrie wiederherstellen. Andere mögliche Gegenmaßnahmen, wie z.B. die Symmetrie zweier Drei-Blatt-Rotoren – Anpassung der Blätter 3 und 5 an das Rotorblatt 1, erscheinen weiterhin als vielversprechend und sollten aufgrund dieses negativen Ergebnisses nicht ausgeschlossen werden.

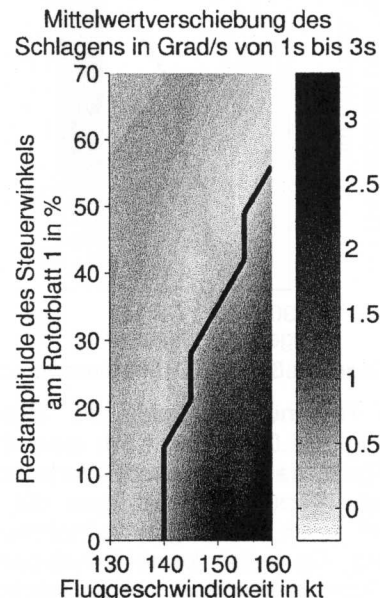


BILD 24: Gegenmaßnahme 1 -Mittelwertverschiebung

Bei der **Gegenmaßnahme 2** ergibt sich ein vollkommen anderes Bild. Der Vergleich der Amplitudenaufweitung des Ausfalls in BILD 21 und der Gegenmaßnahme 2 in BILD 25 zeigt, dass sich eine Ver-



kleinerung der Schlagamplitudenaufweitungen ergibt. Die Maximalwerte reduzieren sich um ca. 0,5 %/s. Des Weiteren ist eine geringfügige Verkleinerung des Bereichs zu erkennen, in dem die Hardstops überschritten werden.

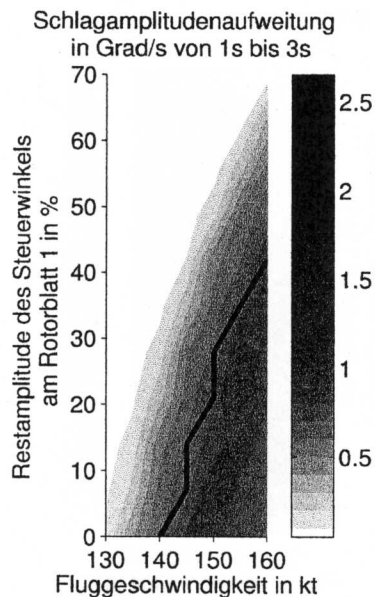


BILD 25: Gegenmaßnahme 2 - Amplitudenaufweitung

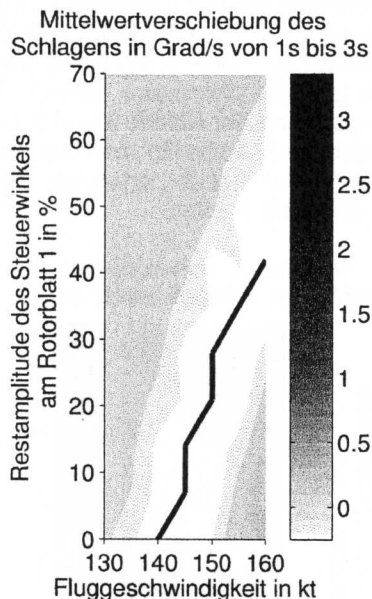


BILD 26: Gegenmaßnahme 2 - Mittelwertverschiebung

Bei diesen Rechnungen spielt die Mittelwertverschiebung (vgl. BILD 26) nur noch eine eher untergeordnete Rolle, da sie maximal Werte von 0,2 %/s annimmt, was darauf hindeutet, dass der kollektive Schlagwinkel durch die Gegenmaßnahme konstant gehalten wird. Es treten keine Schwebungseffekte auf und es wird sehr schnell ein eingeschwungener Zustand erreicht. Damit stellt diese Gegenmaßnahme eine eindeutige Abschwächung der negativen Auswirkungen des Systemausfalls dar.

Die stärksten Verbesserungen im Bereich der Amplitudenaufweitung erreicht die **Gegenmaßnahme 3**.

Das Potential dieser Gegenmaßnahme, die negativen Auswirkungen des Systemausfalls abzuschwächen, ist sehr groß, wie die Auswertung deutlich erkennen lässt. Die erreichten Amplitudenaufweitungen sind alle kleiner als 0,5 %/s und der Schlagverlauf überschreitet in keiner Rechnung die Hardstops (vgl. BILD 27). Die Mittelwertverschiebung ist ebenfalls sehr gering – allerdings mit maximal 0,5 %/s etwas größer als bei der Gegenmaßnahme 2 (Vergleich von BILD 26 und BILD 28), bei der es primär gelungen ist, das Niveau des kollektiven Schlagwinkels konstant zu halten. Die Gegenmaßnahme 3 hatte die Optimierung des Schlagens aller Blätter zum Ziel. Diese Optimierung lässt eine Veränderung des kollektiven Schlagens zu, wodurch die leicht schlechteren Werte im Vergleich mit der Gegenmaßnahme 2 erklären lassen.

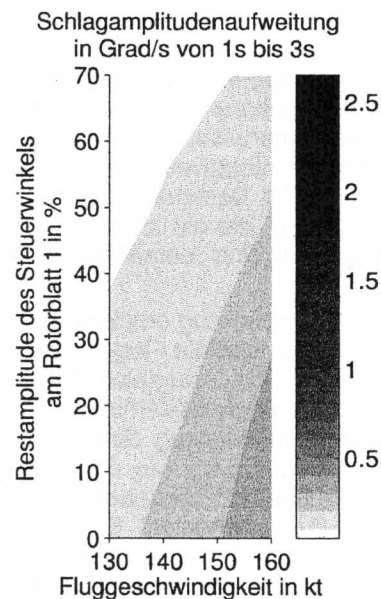


BILD 27: Gegenmaßnahme 3 - Amplitudenaufweitung

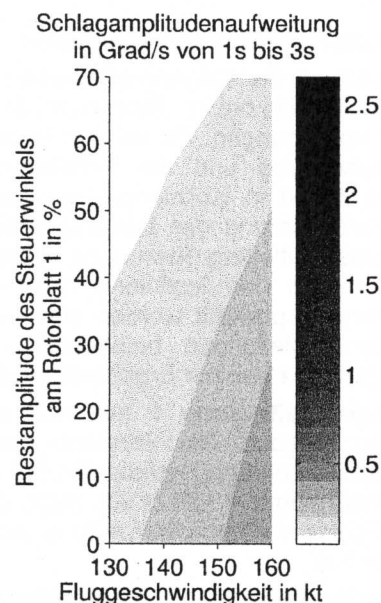


BILD 28: Gegenmaßnahme 3 - Mittelwertverschiebung



### 4.3. Vertikale Hubschrauberbeschleunigung

Die Betrachtung der einzelnen Gegenmaßnahmen wird mit der Betrachtung der Zeitverläufe des Schlagwinkels und der Vertikalbeschleunigung beispielhaft anhand des Rechenfalls 145 kt und 7 % Restamplitude abgeschlossen.

Für alle im folgenden dargestellten Diagramme gilt diese Legende:

- Referenz
- - - Ausfall
- · - · - Gegenmaßnahme

Bei der Betrachtung der drei Schlagwinkelverläufe von Rotorblatt 1 (BILDER 29, 30 und 31) sind die anhand der Isoliniendarstellungen vorgestellten Ergebnisse nochmals deutlich erkennbar.

Bei der Gegenmaßnahme 1 verringert sich zwar für diesen Rechenfall die Schlagamplitudenaufweitung, aber die Mittelwertverschiebung nimmt sehr stark zu. Anhand der Darstellung des Schlagwinkelverlaufs in BILD 29 kann der Schwebungseffekt in der strichpunktierten Kurve deutlich erkannt werden. Bei 3 s Simulationszeit ist die Schlagamplitude der Gegenmaßnahme 1 deutlich kleiner als die bei 2 s Simulationszeit. Dieses Verhalten kann auch in BILD 32, dem zu dieser Gegenmaßnahme und diesem Rechenfall gehörenden Verlauf der vertikalen Hubschrauberbeschleunigung, erkannt werden. Die strichpunktierte Kurve der Gegenmaßnahme wandelt sich sofort nach Einleiten des Ausfalls von einer Schwingung um den Ursprung in eine Schwingung um einen Mittelwert von  $9 \text{ m/s}^2$  um, deren Amplitude kleiner als die des Ausfalls ist. Über die betrachtete Simulationszeit bleibt der Mittelwert nicht konstant, sondern steigt bei 3 s Simulationszeit auf über  $20 \text{ m/s}^2$  an und fällt danach wiederum auf den alten Wert zurück. Hieran können die Pilotenbelastung und die Materialbeanspruchung klar erkannt werden. Diese Gegenmaßnahme ist keine Verbesserung und sollte nicht angewendet werden.

Bei der Gegenmaßnahme 2 verringert sich die Schlagamplitudenaufweitung und die Mittelwertverschiebung minimal im Vergleich zu dem Wert der Ausfallrechnung (vgl. BILD 30). Die eigentlichen Verbesserungen für den betrachteten Rechenfall sind im Verlauf der vertikalen Beschleunigung zu erkennen. In BILD 33 kann anhand des Vergleichs zwischen gestrichelter und strichpunktierter Kurve erkannt werden, dass sich die Amplitude der vertikalen Beschleunigung auf ein Drittel reduziert. Dies ist eine enorme Verbesserung im Hinblick auf Pilotenbelastung und Materialbeanspruchung.

Die Gegenmaßnahme 3 liefert für den betrachteten Rechenfall klar erkennbare Verbesserungen sowohl im Schlagwinkelverlauf als auch im Verlauf der vertikalen Beschleunigung. Die Schlagamplitude verringert sich auf ein Drittel, die Schlagamplitudenaufweitung und die Mittelwertverschiebung sind sehr gering und die Hardstops werden nicht mehr überschritten (vgl. BILD 31). Im Bereich der vertikalen Beschleunigung tritt eine Verringerung um ein Viertel der Amplitude ein und der Mittelwert bleibt konstant (vgl. BILD

34). Die Verringerung der Pilotenbelastung und Materialbeanspruchung ist klar ersichtlich.

Damit sind sowohl die Gegenmaßnahme 2 als auch die Gegenmaßnahme 3 vielversprechende Ansätze, auf deren Basis weitere Untersuchungen durchgeführt werden sollen.

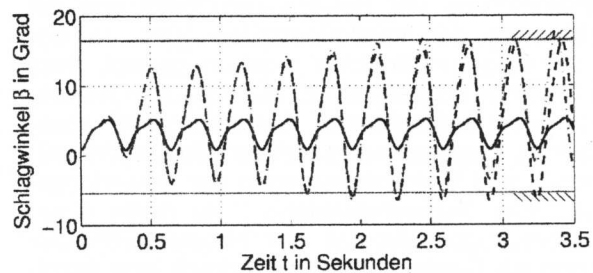


BILD 29: Gegenmaßnahme 1 - Schlagwinkelverlauf für 145 kt und 7 % Restamplitude

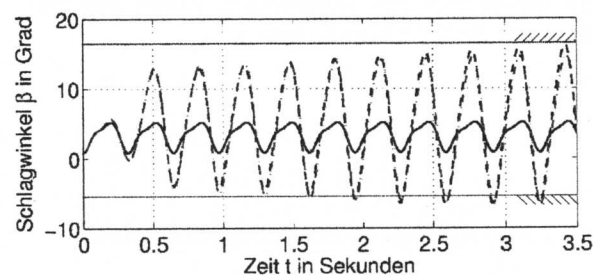


BILD 30: Gegenmaßnahme 2 - Schlagwinkelverlauf für 145 kt und 7 % Restamplitude

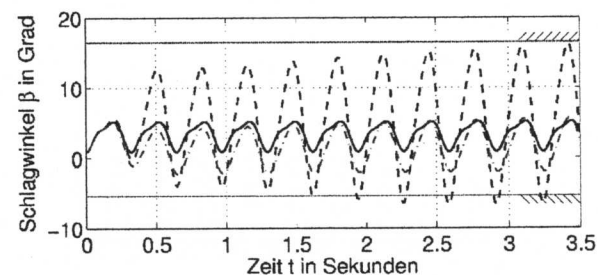


BILD 31: Gegenmaßnahme 3 - Schlagwinkelverlauf für 145 kt und 7 % Restamplitude

## 5. ZUSAMMENFASSUNG

Das Simulationsprogramm ArnHel ist so erweitert worden, dass die Simulation einer taumelscheibenlosen Rotorblattsteuerung, eventuell auftretender Systemausfälle an den Aktuatoren der Rotorblattsteuerung und die Einleitung zusätzlicher Steuerbefehle zur Abschwächung der negativen Auswirkungen der Systemausfälle möglich ist.

Es sind für den Systemausfall des Aktuators von Rotorblatt 1, bei dem die zyklische Amplitude reduziert wird, systematisch für Fluggeschwindigkeiten von 0 bis 160 kt und Restamplituden von 100 bis 0 % die Amplitudenaufweitung und die Mittelwertverschiebung des Schlagwinkelverlaufs bestimmt und mit Hilfe einer Isoliniendarstellung anschaulich dargestellt worden.

Unter Ausnutzung des Rekonfigurierungsprinzips

sind drei Strategien zur Abschwächung der negativen Auswirkungen des Systemausfalls definiert, modelliert, simuliert und ebenfalls anhand der Bewertungskriterien Schlagamplitudenaufweitung und Schlagmittelwertverschiebung ausgewertet und in Isolinendarstellungen zusammengefasst worden. Die Verschlechterung der Bewertungskriterien und die Vergrößerung der Vertikalbeschleunigung im Bereich der Gegenmaßnahme 1 haben gezeigt, dass diese Methode ungeeignet ist, die negativen Auswirkungen des betrachteten Systemausfalls abzu- schwächen. Dagegen verzeichneten die Gegenmaß- nahmen 2 und 3 Verbesserungen der Bewertungs- kriterien. Die Gegenmaßnahme 2 ist durch einen fast vollständigen Wegfall der Mittelwertverschie- bung und die Gegenmaßnahme 3 durch eine drasti- sche Reduktion der Schlagamplitudenaufweitung und der Mittelwertverschiebung ausgezeichnet. Die Betrachtung der vertikalen Hubschrauberbeschleunigungen bestätigen die Auswertung durch die Be- trachtung der zwei Schlag-Kriterien.

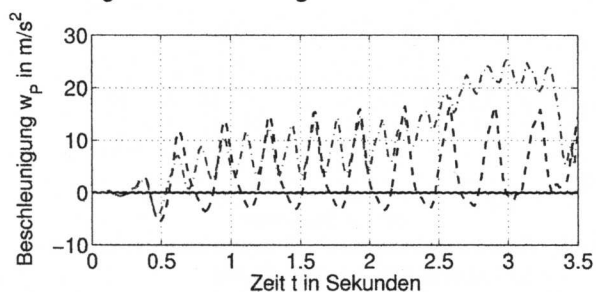


BILD 32: Gegenmaßnahme 1 - Vertikalbeschleunigung für 145 kt und 7 % Restamplitude

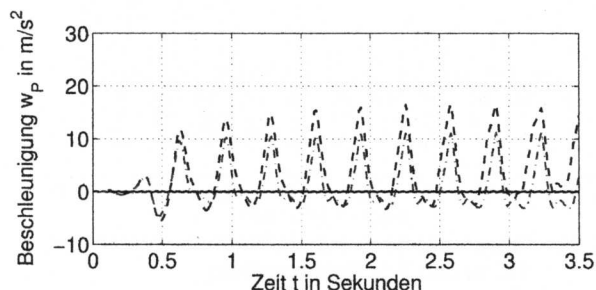


BILD 33: Gegenmaßnahme 2 - Vertikalbeschleunigung für 145 kt und 7 % Restamplitude

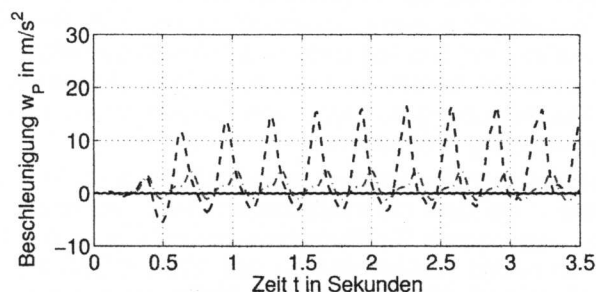


BILD 34: Gegenmaßnahme 3 - Vertikalbeschleunigung für 145 kt und 7 % Restamplitude

Das Prinzip der taumelscheibenlosen Rotorblatt- steuerung bewirkt eine Entkopplung der Rotorblatt- einstellwinkel und somit eine Erhöhung der Rotorfrei- heitsgrade. Die positiven Ergebnisse der Gegen- maßnahmen 2 und 3 haben gezeigt, dass es durch die Freiheitsgraderhöhung möglich ist, die negativen Auswirkung des betrachteten Systemausfalls abzu- schwächen. Dies kann als eine Erhöhung der Flug- gerätesicherheit gewertet werden, da die Pilotenbe- lastung und die Materialbeanspruchung gesenkt wer- den.

Um diese positiven Ergebnisse weiter verwenden zu können, müssen die bisher getroffenen Einschränk- ungen in der Entkopplung aufgehoben werden und der Untersuchungsbereich vergrößert werden. Es müssen weitere Systemausfälle in Kombination mit weiteren Gegenmaßnahmen betrachtet werden. Da die Vielzahl der Kombinationen eine weitere manue- le Bearbeitung ausschließen, bietet sich die Entwick- lung einer Optimierer-Software zur Bestimmung ge- eigneter Gegenmaßnahmen für unterschiedlichste Systemausfälle an.

## 6. DANKSAGUNG

Die Arbeiten zu dieser Veröffentlichung sind im Rah- men des Luftfahrtforschungsprogramms (LuFo) 3 entstanden. Sie werden vom BMWA gefördert. Aus- drücklich möchte ich mich bei den Verbundpartnern bedanken, die die Arbeit zu diesem Paper richtungs- weisend beeinflusst haben.

## 7. LITERATURHINWEISE

- [1] C. Keßler, D. Fürst, U.T.P. Arnold: *Open Loop Flight Test Results and Closed Loop Status of the IBC System on the CH-53G Helicopter*, American Helicopter Society International 59<sup>th</sup> Annual Fo- rum, Phoenix, Arizona, May 6-8, 2003.
- [2] N.N.: *BO 105, Flight Manual*, Eurocopter Deutschland, München, 1993
- [3] N.N.: *PCA Emergency Landing System May Make Air Travel Safer*, NASA Facts, FS-2001-06- 041 DFRC, Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 2001