

## 12 Steuerbarkeit

Den dynamischen *Stabilitätseigenschaften* des Hubschraubersystems stehen dessen *Steuerungscharakteristika* gegenüber. Beider Zusammenspiel bestimmt die *Flugeigenschaften*. Die Stabilitätsuntersuchungen basieren auf der als Parameter Identifikation bezeichneten Analyse der hubschrauberspezifischen Dynamikmatrix, ohne Berücksichtigung von *Steueraktivitäten*. Steuereingaben des Piloten sind jedoch unabdingbar, zur Beherrschung der Maschine und zur Missionserfüllung. Die durch Steuereingaben erzeugten Reaktionen des Hubschraubers müssen für den Piloten *sinnfällig, ausreichend*, für ihn und die Passagiere *akzeptabel* und *verträglich* sein. Piloten bevorzugen gut steuerbare Systeme, selbst reduzierte Stabilitätseigenschaften sind damit gut zu beherrschen; die Unfallrate sinkt, s. Bild 2.3. Die zur Einleitung der Steuerbewegungen benötigten Momente entstehen:

- durch den Versatz des Schubvektors aus dem Hubschrauberschwerpunkt heraus, durch ansteuern des Rotors (traditionelle Art zu steuern), oder auch durch verlagern des Schwerpunktes (Schwerkraftsteuerung).
- aus den Querkraftanteilen der Blattanschlusskräfte multipliziert mit dem Schlaggelenksabstand (i.d.R. größter Beitrag).
- über die Biegesteifigkeit der Blattwurzeln bei Verwendung gelenkloser Rotoren (schnelle Reaktion)
- *Gieren* erzeugt der Heckrotor, zusätzlich zum Drehmomentausgleich.

Als *Steuereingaben* an Stick, Kollektivhebel und Pedalen sind zu betrachten:

- *Einzelne Impulsförmige* (idealerweise rechteckige) Steuerausschläge; zur Feststellung der Reaktionen, vor allem der Bewegungsamplituden; danach Rückkehr in den Ausgangszustand.
- *Stufenförmige* Ausschläge; zur Untersuchung ausreichend schneller Übergänge in neue, gewünschte Flugsituationen.
- *Mittelschnelle Impulsfolgen*; es interessieren die Reaktionen des Systems bei rückkoppelnden Steuerbewegungen des Piloten. In diese Klasse fallen auch die Aktionen zur Aussteuerung der periodischen Eigenbewegungen.
- *Impulskollektive* schneller Ansteuerbewegungen, durch den Piloten, aber vor allem durch das FCS; festzustellen ist bis zu welchen Ansteuerungsfrequenzen das System noch ausreichend und sinnfällig reagiert.

Zu untersuchen sind dem entsprechend *langsame/große, mittelschnelle/-große* und *hochfrequente/kleine* Steuereingaben bzw. -reaktionen. Wobei die erste Klasse die traditionelle Art zu steuern darstellt, diese bleibt auch weiterhin die Primärsteuerung. Die sehr schnellen und vor allem rückkoppelnden Steuereingaben sind zu erfassen seit der Einführung von (gelenklosen) Rotoren, die solche Signale verarbeiten können, und dem Einzug der elektronischen Regeltechnik in die Steuerungssysteme.

## 12.1

### Steuerbarkeitsforderungen an Zivilhubschrauber

Für Zivilhubschrauber gelten in Deutschland bezüglich der Flugeigenschaften die JAR Parts 27 und 29 der JAA und zusätzlich für IFR die Vorschrift FAA-EU-100. Die FAA definiert *Flugsicherheit* und *Fliegbarkeit* folgendermaßen:

Der Hubschrauber muss in der Lage sein, ohne außergewöhnlicher Geschicklichkeit, Aufmerksamkeit oder Kraftanstrengung des Piloten und ohne Gefahr des Überschreitens des sicheren Lastvielfachen unter allen für das Muster wahrscheinlichen Betriebsbedingungen, jeden erforderlichen Flugzustand aufrechtzuerhalten und einen weichen Übergang von einem Flugzustand in irgendeinen anderen auszuführen.

Eine Bewertung der Fliegbarkeit, also dem Zusammenwirken von Fluggerät und Pilot mit der Belastung des Piloten als Maßstab, kann nur durch Reihen von Testflügen erfolgen, sie ergibt sich nicht aus berechenbaren Größen. Zur Pilotenbelastung tragen auch Missionsforderungen bei. Diese können widersprüchlich sein, z.B. enthalten alle Missionen Schwebefluganteile; Untersuchungen haben ergeben, dass für die Aufgabe Schweben als Beobachtungsplattform im Vergleich zum Start- oder Landeschweben doppelte Dämpfung und um 50 % gesteigerte Steuerwirksamkeit zu fordern sind. Ähnliche Unterschiede ergeben sich aus Größe, Gewicht, geforderter Manövrierbarkeit und für die anderen Missionsabschnitte. Die wichtigsten Steuerbarkeitsforderungen der FAR sind:

- sicheres steuern und manövrieren in allen zuzulassenden Flugzuständen,
- ausreichender zyklischer Steuerbereich bis  $v_{ne}$  mit kritischer Konfiguration,
- volle Steuerbarkeit bis 17 kt Wind aus jeder Richtung mit kritischer Konfiguration,
- sichere Beherrschung nach Triebwerksausfall,
- in der Steuerung keine zu große Ausbrechkraft, Reibung und Vorspannung,
- die Steuerkräfte und das Spiel dürfen sanfte Reaktionen auf Steuereingaben nicht verhindern.

## 12.2

### Zeitkonstante, Steuerempfindlichkeit, -wirksamkeit

*Zeitkonstanten* charakterisieren die *Reaktionen* des Hubschraubers in Rollen, Nicken und Gieren auf stufenförmige Steuereingaben. Zum schnellen Erreichen etwa großer Rollwinkel sind zunächst starke *Rollbeschleunigungen* und schließlich hohe *Rollgeschwindigkeiten* erforderlich.

Die als Zweck der Steuereingaben erzielten *Winkelgeschwindigkeiten* sind im wesentlichen abhängig von der Lockzahl  $\gamma$ , von den Freigängigkeiten der Taumelscheibe und des Steuergestänges sowie von den Steuerübersetzungen. Sie sind weitgehend unabhängig vom Rotortyp. Als angenehm werden ca. 10°/sec pro 1 cm Knüppelweg empfunden, für Hochleistungshubschrauber geringere Werte.

Die erzielbaren Nick- und *Rollbeschleunigungen* sind stark vom Rotortyp abhängig.

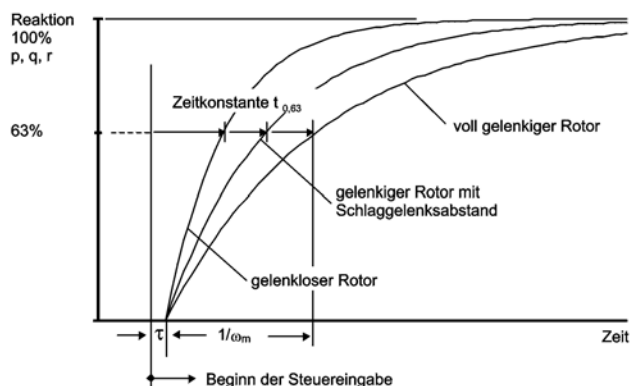


Bild 12.1 Steuerbarkeit

Gelenklose Rotoren erreichen die dem Steuerausschlag entsprechende Nick- bzw. Rollgeschwindigkeit ca. doppelt so schnell im Vergleich zu gelenkigen Rotoren, auch auf Grund der Federsteifigkeiten ihrer Blätter, aber vor allem deshalb, weil gelenklose Rotoren in der Regel große (fiktive) Schlaggelenksabstände aufweisen, in Verbindung mit schweren Blättern. Hier liegt der Ursprung für die überlegene Steuerbarkeit und damit Agilität von Hubschraubern mit gelenklosen Rotoren, von MBB erstmalig verwirklicht und mittlerweile Weltstandard.

Die Winkelgeschwindigkeiten  $p$ ,  $q$ ,  $r$  einzusteuern (Rate Command, RC) ist die primäre und wichtigste der Steuerungsaufgaben. Zur Quantifizierung wurde die Zeitkonstante  $t_{0,63}$  definiert, Bild 12.1: Sie ist die Zeit, nach der 63 % der endgültigen Nick-, Roll- oder Giergeschwindigkeiten  $p$ ,  $q$  und  $r$  erreicht sind. Sie charakterisiert den ansteigenden Verlauf der Reaktionen auf die Ansteuerungen; im *ein-dimensionalen* Ansatz!

Real kann der Übergang in der Form einer höherfrequenten Schwingung erfolgen, die in Bild 12.1 dargestellten Kurven sind dann deren Mittelwert. Der Anstieg der Reaktionskurve (Beschleunigung), auf den Knüppelausschlag bezogen, wird als *Steuerempfindlichkeit* (control sensitivity) bezeichnet.

Die Verhältnisse der endgültigen Nick-, Roll-, Giergeschwindigkeiten pro entsprechendem Knüppelweg sind die *Steuerwirksamkeiten* (rate sensitivity).

*Ableitung der Zeitkonstanten  $t_{0,63}$  (für  $\tau = 0$ ):*

Die kleine Verzögerung  $\tau$  wird zunächst als, in der Schwingung der Reaktionskurven enthalten, angenommen; auf die Reaktionen als Folgen *stufenförmiger* Steuereingaben ist sie auch tatsächlich ohne wesentlichem Einfluss.

Die Definition der Zeitkonstanten über 63 % von  $p$ ,  $q$  oder  $r$  hat einen praktischen Grund: Unsere Steuerbewegung ist eine Störung des stationären Fluges, wie sie in Kapitel 10 behandelt wurde. Als Reaktion darauf wird ein im Mittel asymptotischer Übergang in den neuen Flugzustand angenommen. Die Übergangskurven, wie in Bild 12.1 dargestellt, entsprechen in ihrer Form e-Funktionen, die asymptotisch auf einen neuen Wert einschwingen.

Abgeleitet werden kann dieser Übergang von Gl. (10.17), an den vorliegenden Fall angepasst. Es kann angesetzt werden:

$$x(t) = x_\infty \cdot \left(1 - e^{-\left(\frac{d/2}{m}\right)t}\right) \text{ mit } x(t) = 0.63 \cdot x_\infty \quad \text{wird:}$$

$$e^{-\left(\frac{d/2}{m}\right)t_{0,63}} = 0.37 \text{ logarithmiert } \frac{d/2}{m} \cdot t_{0,63} = 1 \text{ oder } t_{0,63} = \frac{m}{d/2}$$

Mit der vereinbarten Definition ist die Zeitkonstante also unmittelbar aus den Faktoren der Schwingungsgl. (10.6b) und aus Messschrieben abzulesen, nämlich als *Kehrwert des Dämpfungskoeffizienten*  $\sigma$ , der unseren *Dämpfungsderivativa*  $L_p$ ,  $M_q$ ,  $N_r$  entspricht.

Mit Gl. (10.20) ergibt sich, dass sich  $t_{0,63}$  und  $t_{D/H}$  nur durch den Faktor  $\ln 2$  unterscheiden.

Die Kehrwerte der Zeitkonstanten (also die Dämpfungen) und die Steuerempfindlichkeiten werden zur Beurteilung der primären Steuerbarkeit von Hubschraubern später als *Steuerbarkeitsdiagramme* dargestellt.

Die Reaktionen auf Steuereingaben werden bei kleineren als der kritischen Dämpfung nicht asymptotisch auf den neuen Endwert zulaufen, sondern, um die angenommene Kurve als Mittelwert schwingend. Den gleichen Effekt haben höhere als die angenommenen eindimensionalen Charakteristiken unseres Systems. Die oben noch vernachlässigte Zeitverzögerung  $\tau$  regt diese Schwingung an. Dieser Zeitabschnitt kann dabei als erste Halbschwingung nach unten aufgefasst werden.

Die Verzögerung  $\tau$  entsteht, weil das System nicht unmittelbar mit dem Beginn der Steuereingabe reagiert. Aus folgenden Gründen:

- *Luftmassenträgheiten* verzögern den Aufbau der aerodynamischen Kräfte,
- *Phasenverschiebung* zwischen Einsteuerung und Rotorblattreaktion,
- das Steuerkommando ist nicht ideal rechteckig, es zeigt *Trapezform*,
- die mechanische Ansteuerung hat Spiel und ist *elastisch*.
- *Nichtlineare* aerodynamische Effekte und
- Dynamiken *höherer* Ordnung treten auf.

Moderne Hubschrauber mit gelenklosen Rotoren (wie der Beispiel-HS von Kapitel 10) weisen bei 75 kt 80 bzw. 125 ms in Roll- bzw. Nick-Richtung auf.

Im Vorgriff auf die später zu behandelnden *hochfrequenten Steuereingaben kleiner Amplituden* ist die Zeitkonstante genauer darzustellen, nämlich mit Berücksichtigung von  $\tau$ .

Die Zeitkonstante setzt sich zusammen aus der Verzögerung  $\tau$  und einem Zeitabschnitt  $1/\omega_m$ , in dem das System wie beabsichtigt reagiert.

$$t_{0,63\%} = \tau + 1/\omega_m \quad (12.1)$$

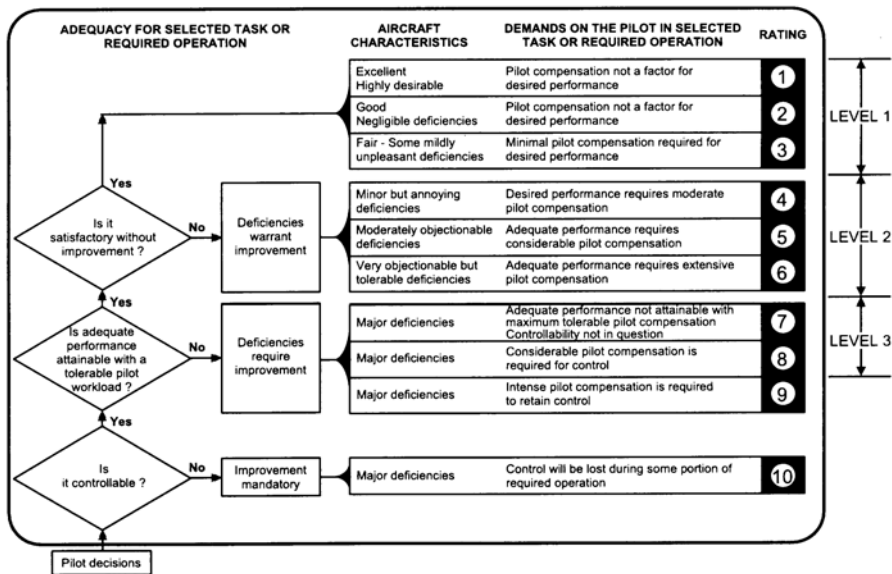
Der zweite Zeitabschnitt kann als Kehrwert eines Dämpfungsparameters  $\omega_m$  aufgefasst werden. Für  $\tau = 0$  ist  $\omega_m$  gleich dem Dämpfungsderivativum.

In der Regel ist  $\tau \ll 1/\omega_m$ , weshalb für langsame Steuerausschläge und-reaktionen (auf die sich das Steuerbarkeitsdiagramm bezieht)  $\tau$  vernachlässigt werden konnte, in die Behandlung schneller und hochfrequenter Steuerbewegungen werden  $\tau$  und  $\omega_m$  implizit einbezogen.

## 12.3 Rating Scales

Piloten beurteilen auf der Grundlage persönlicher Erfahrungen und Fertigkeiten unter Berücksichtigung ihrer Aufgabe. Wenn der Hubschrauber einer Steuereingabe zu langsam folgt (typisch für Hubschrauber mit gelenkigen Rotoren), dann empfinden sie ihn als träge, sie lernen aber damit umzugehen (es drohen jedoch PIO, das sind Pilot Induced Oscillations). Ist die Steuerfolgsamkeit hoch (typisch für gelenklose Rotoren), dann wird ein Pilot, der an gelenkige Rotoren gewöhnt ist, den Hubschrauber zunächst als übersensitiv empfinden. Dieses Urteil ändert sich nach einiger Übung in: „Lässt sich so angenehm steuern wie ein Starrflüger“.

**Tabelle 12.1** Modified Cooper-Harper Rating Scale [ 7 ]



Passagiere bezeichnen relativ steuerweiche Hubschrauber oft als angenehmer, sind andererseits aber an der hohen Manöversicherheit straffer reagierender Rotoren interessiert, besonders bei Flügen in Bodennähe und zwischen Hindernissen.

Zur zuverlässigen Beurteilung der Flugeigenschaften eines Hubschraubers im Einsatz (*HQR*, Handling Qualities Rating) sind aufgrund der breiten Varianz des Erfahrungs- und Ausbildungsstandes der Piloten und der zu erfüllenden Missionen eine große Anzahl von Testflügen erforderlich. Die Beurteilungen erfolgen mit Hilfe von Rating-Schemata.

Am häufigsten wird das von Cooper und Harper [7] verwendet, in einer zur praktischen Anwendung etwas modifizierten Form, Tabelle 12.1.

Die damit erhaltenen HQR werden zu drei Güteklassen zusammengefasst:

- Level 1 umfasst HQR 1 bis 3,5
- Level 2 umfasst HQR 3,5 bis 5,5
- Level 3 umfasst HQR 5,5 bis 8,5

Bewertet wird das Zusammenspiel von Pilotengeschick, Missionsanforderungen, Sichtverhältnissen und den flugdynamischen Eigenschaften des HS.

Die Ratings gehen von einem voll funktionsfähigen Hubschrauber aus. Nach Ausfall eines Teilsystems, z.B. einer Stabilisierungseinrichtung, muss der Pilot, evtl. unter Vernachlässigung seiner Mission, den Hubschrauber noch sicher beherrschen können.

## 12.4 Normpilotenmodell

Schon vor dem Erstflug eines in Entwicklung befindlichen Flugzeuges sind Aussagen über dessen Flugeigenschaften erforderlich, bzw. zu fordernde Flugeigenschaften ergeben Entwurfskriterien. In diesem Zusammenhang ist auch über das Flugreglerkonzept zu entscheiden.

Diese Reglerkonzepte, in denen das noch nicht operable Flugzeug die Regelstrecke ist, von dem aber aus dem Entwurf schon erste Derivativa zu ermitteln sind, könnten noch nicht in der o.g. Art und Weise erprobt und verschiedene Alternativen verglichen werden.

Um diesem Mangel durch Simulationen abzuhelpen wurde die charakteristische Pilotendynamik mathematisch nachgebildet und zu einem *Normpilotenmodell* zusammengefasst:

$$Y_{P\Theta} = k_{P\Theta} \cdot e^{-\tau \cdot s} \cdot \frac{T_{L\Theta} \cdot s + 1}{T_N \cdot s + 1} \quad (12.2)$$

mit:

- $Y_{P\Theta}$  Steuerweg des Piloten zur Nickwinkelsteuerung  
 $k_{P\Theta}$  Verstärkungsfaktor  
 (typisch: 440 mm/rad für gelenkige, 260 mm/rad für gelenklose Rotoren)  
 $T_{L\Theta}$  Vorhaltezeit des Piloten bei der Nicksteuerung (0,6 bzw. 0,3 sec)  
 $\tau$  „Totzeit“ des Piloten, Informationsübertragungszeit von der Anregung des Auges bis zu der des Muskels (0,1 bis 0,3 sec)  
 $T_N$  neuromuskuläre Verzögerung (häufige Annahme 0,1 sec)

Mit Hilfe solcher Normpiloten sind geschlossene Regelkreise möglich. Damit können schon frühzeitig Aussagen zu den Steuereigenschaften eines Neuentwurfes getroffen werden.

Eine weitere wichtigen Anwendung solcher Normpiloten ist ihr Einsatz bei Vergleichen verschiedener Systeme konkurrierender Anbieter. Nur mit eindeutigen und reproduzierbaren Simulationsergebnissen ist eine *nachprüfbare* Bewertung möglich. Weil selbst aufwändigste und umfangreichste Beurteilungskampagnen angreifbar bleiben.

## 12.5 Das Steuerbarkeitsdiagramm

Klassisch beschränkten sich die Steuerbarkeitsanalysen auf *stufenförmige*, also mehr oder weniger abrupte, einzelne, relativ große Steuereingaben auf die der Pilot ausreichend prompte Reaktionen erwartet. Geleistet werden damit folgende Aufgaben: grobes Stabilhalten des Schwebefluges in Richtung und Lage, einsteuern von Translationen. Diese Art der Steuerung ist auch weiterhin die Basis aller Steuerungsaktivitäten. Grundlage sind die Definitionen der Zeitkonstanten, der Steuerempfindlichkeiten und -wirksamkeiten entsprechend Bild 12.1.

### 12.5.1 Langsame Steuereingaben

Den einschlägigen Zulassungsforderungen liegen einfache mathematische Modelle zu Grunde (Systeme 1. Ordnung). Bei der Behandlung der *Längsbewegung*, z.B., liefert das Momentengleichgewicht um die y-Achse:

$$I_y \cdot \dot{q} - M_q \cdot q = M_\eta \cdot \eta \quad (12.3)$$

Mit einem sprunghaften Steuerausschlag von  $\eta = 0$  auf  $\eta_1$  erhält man:

$$\dot{q}(t) = -\eta_1 \cdot \frac{M_\eta}{I_y} \cdot e^{-\left(\frac{M_q}{I_y}\right)t} \quad (12.4)$$

und 
$$q(t) = -\eta_1 \cdot \frac{M_\eta}{M_q} \left( 1 - e^{-\left(\frac{M_q}{I_y}\right)t} \right) \quad (12.5) \equiv (10.34)$$

$$\Theta(t) = -\eta_1 \cdot \frac{M_\eta}{M_q} \cdot \left[ t - \frac{I_y}{M_q} \left( 1 - e^{-\left(\frac{M_q}{I_y}\right)t} \right) \right] \quad (12.6)$$

den in einem bestimmten Zeitabschnitt erzielbaren Nickwinkel.

Durch Ziehen bzw. Drücken am Steuerknüppel muss es dem Piloten möglich sein ausreichend schnell im Sinne Nicken zu beschleunigen, um Schwingungen und Störungen auszugleichen und ausreichend manövrierfähig zu sein. Die *Steu-erwirksamkeit*  $M_\eta$  (oder auch Steuerempfindlichkeit) muss deshalb auf die Dämpfung in Nickrichtung abgestimmt sein.

Andererseits darf die Nickgeschwindigkeit nicht zu schnell zu groß werden (typisch für HS-Modelle) sonst nimmt der Hubschrauber zu schnell große Nicklagen ein. Um dies zu verhindern darf die *Nickdämpfung* nicht zu klein werden.

### 12.5.2 Ursprüngliche Forderungen

Die MIL-H-8501 A forderte folgende Minimalwerte für die *Nickdämpfung*:

$$|M_q|_{\min} = 4,4 \cdot I_y^{0,7} \text{ für Sichtflug und } |M_q|_{\min} = 8,3 \cdot I_y^{0,7} \text{ für IFR.} \quad (12.7+8)$$

Entsprechend werden für die *Querbewegung* gefordert:

$$|M_p|_{\min} = 9,9 \cdot I_x^{0,7} \text{ für Sichtflug und } |M_p|_{\min} = 13,8 \cdot I_x^{0,7} \text{ für IFR.} \quad (12.9+10)$$

und für die *Gierbewegung*:

$$|M_r|_{\min} = 14,9 \cdot I_z^{0,7} \text{ für Sichtflug und Flug unter IFR-Bedingungen,} \quad (12.11+12)$$

wovon 12.11 nur eine Empfehlung ist.

AGARD Empfehlungen nennen Mindestwerte für *Nickwinkel*, die mit einem Knüppelausschlag von:

$$1 \text{ cm nach 1 sec} \quad (12.13)$$

erreicht werden müssen.

Jeweils für Sicht bzw. Instrumentenflug werden empfohlen:

Für die *Längsbewegung*:

$$\Delta\Theta_{1cm,1sec} = \frac{1,36}{\sqrt[3]{G_t + 0,454}} \text{ }^\circ/\text{sec und } \Delta\Theta_{1cm,1sec} = \frac{2,2}{\sqrt[3]{G_t + 0,454}} \text{ }^\circ/\text{sec} \quad (12.14+15)$$

Und entsprechend für die *Querbewegung*:

$$\Delta\Phi_{1cm,0,5sec} = \frac{0,82}{\sqrt[3]{G_t + 0,454}} \text{ }^\circ/\text{sec u. } \Delta\Phi_{1cm,0,5sec} = \frac{0,97}{\sqrt[3]{G_t + 0,454}} \text{ }^\circ/\text{sec} \quad (12.16+17)$$

zu beachten ist hier die halbe Reaktionszeit! Es dürfen maximal 20°/sec Rollrate erreicht werden.

Und die *Gierbewegung*:

$$\Delta\Psi_{1cm,1sec} = \frac{3,33}{\sqrt[3]{G_t + 0,454}} \text{ }^\circ/\text{sec und } \Delta\Psi_{1cm,1sec} = \frac{3,33}{\sqrt[3]{G_t + 0,454}} \text{ }^\circ/\text{sec} \quad (12.18+19)$$

In alle sechs Gleichungen ist  $G_t$  in Tonnen einzusetzen.

Für die Nickrichtung kann folgende empirische Formel für das Massenträgheitsmoment herangezogen werden:

$$I_y = 160 G_t^{1,724} \quad (12.20)$$

um  $G_t$  durch  $I_y$  zu ersetzen (für die Massenträgheitsmomente um die beiden anderen Achsen stehen entsprechende Regressionen zur Verfügung, deren Basisdaten streuen aber stärker).

Neben den Grenzen nach MIL-H-8501A sind auf Bild 12.2, im Steuerbarkeitsdiagramm in seiner älteren Form, Grenzwertempfehlungen zu Parameterkombinationen dargestellt. Sie stammen von Edenborough und Wernicke [8] und geben an: zu erreichende Drehgeschwindigkeiten pro Steuerausschlag.

Alle modernen und vor allem auf hohe Agilität ausgelegten Hubschrauber orientieren sich an den Empfehlungen von Edenborough und Wernicke.



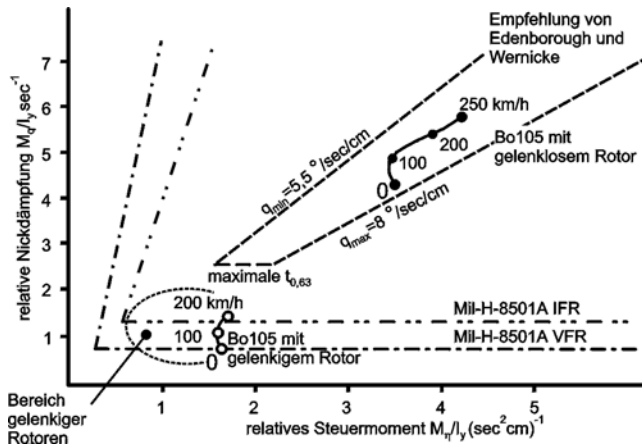


Bild 12.2 Steuerbarkeitsdiagramm in seiner älteren Form

In der Darstellung abgesetzt in die Richtung zum Ursprung hin liegt der Bereich gelenkiger Rotoren, außerhalb der E.+W.-Empfehlung, vor allem aber bei nicht mehr zeitgemäß hohen Zeitkonstanten. Unterhalb des E.+W.-Bereiches werden Auslegungen als zu träge reagierend empfunden, oberhalb als übersensitiv.

Die eingezeichneten Werte für den praktischen Fluggeschwindigkeitsbereich verdeutlichen warum der Hubschrauber Bo105 in Bezug auf Steuerbarkeit Maßstäbe gesetzt hat, in einer Zeit in der ausschließlich gelenkige Rotoren verwendet wurden.

Die beiden für den Hubschrauber Bo105 angegebenen Bereiche (Prototypen!) charakterisieren den Übergang von gelenkigen Rotoren auf gelenklose (der erste Prototyp des Bo105 sollte mit einem gelenkigen Rotor des Hubschraubers Scout der Firma Westland ersterprobt werden). Sie zeigen, dass bei der Auslegung von Hubschraubern mit gelenkigen Rotoren die Dämpfung kritisch werden kann, vor allem wenn eine IFR-Zulassung angestrebt wird.

Die Darstellung in Bild 12.2 ist hubschrauberspezifisch. Das bezieht sich vor allem auf die Lage der E.+W.-Grenzlinien, aber auf auch die horizontalen Grenzlinien entsprechend MIL-H-8501A! Aus diesen Gründen konnten in diese Form des Steuerbarkeitsdiagrammes die Werte verschiedener Hubschrauber nicht eingetragen, d.h. nicht in Relation zueinander gesetzt werden.

Für Rollen und Gieren werden entsprechende Darstellungen verwendet. Allerdings streuen die Statistiken für die zu verwendenden Massenträgheitsmomente in diesen Richtungen stark, so dass diese Steuerbarkeitsdiagramme für Vergleiche verschiedener Hubschrauber miteinander noch begrenzter verwendbar sind.

### 12.5.3

#### Neufassung der Steuerbarkeitsforderungen

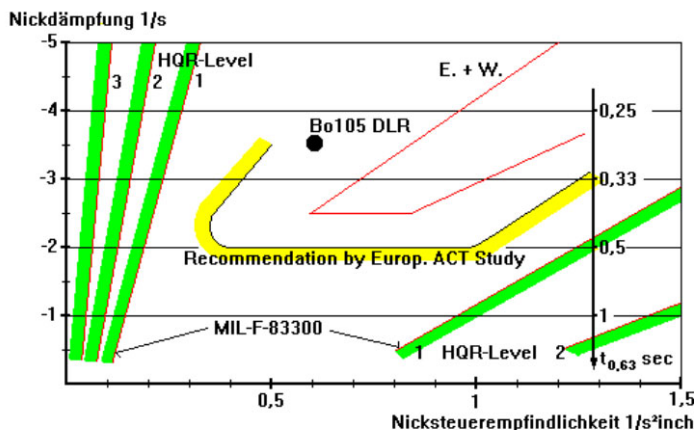
Um das Steuerbarkeitsdiagramm praktikabler zu machen, die aktuellen Entwicklungstrends zu berücksichtigen und um inzwischen auf allen Ebenen weiterentwickelte Forderungen zu integrieren, wurde die MIL-H-8501A zur MIL-F-83300 weiterentwickelt.

Grundlage bleiben die eindimensionalen Übertragungsgleichungen. Gefordert werden:

**Tabelle 12.2** Antworten auf Steuereingaben nach einer Sekunde oder weniger. (Dimension: Grad pro inch)

| HQR Level | Nickrichtung |      | Rollrichtung |      | Gierrichtung |      |
|-----------|--------------|------|--------------|------|--------------|------|
|           | min.         | max. | min.         | max. | min.         | max. |
| 1         | 3,0          | 20,0 | 4,0          | 20,0 | 6,0          | 23,0 |
| 2         | 2,0          | 30,0 | 2,5          | 30,0 | 3,0          | 45,0 |
| 3         | 1,0          | 40,0 | 1,0          | 40,0 | 1,0          | 50,0 |

Daraus können mit Hilfe entsprechender Gleichungen, wie Gl. (12.5) für Nicken, die Steuerbarkeitsdiagramme in der neuen Form errechnet werden:



**Bild 12.3** Steuerbarkeitsdiagramm Nicken

Wie das Bild 12.3 zeigt setzt die MIL-F-83300 in Bezug auf die Steuerbarkeit keine besonders engen Grenzen, gar keine in Richtung zu hoher Zeitkonstanten. Beides ist akzeptabel wenn an die Präzision des Fluges keine besonderen Ansprüche gestellt werden (wie in den Anfängen des Hubschraubereinsatzes), der Pilot steuert ein und wartet bis die Reaktion erfolgt ist (dies entspricht einem open-loop-Prinzip).

Heutige Einsatzmissionen verlangen Präzision. Die dafür erforderlichen, oft rückkoppelnden, hochfrequenten Steuereingaben werden im Steuerbarkeitsdiagramm nicht erfasst, dies liegt am (traditionellen) Ansatz dem lediglich ein niederfrequentes eindimensionales System zu Grunde liegt, was zur Erfassung und Beurteilung der *primären Steuerbarkeit* ausreicht.

Im europäischen Rahmen hat man sich als Ergebnis der Studie „Active Control Technology“ [9] von 1995 auf engere Grenzen als nach MIL-F-83300 geeinigt

und vor allem die Zeitkonstante auf maximal 0,5 Sekunden für Nicken und Gieren und 0,33 Sekunden für Rollen begrenzt.

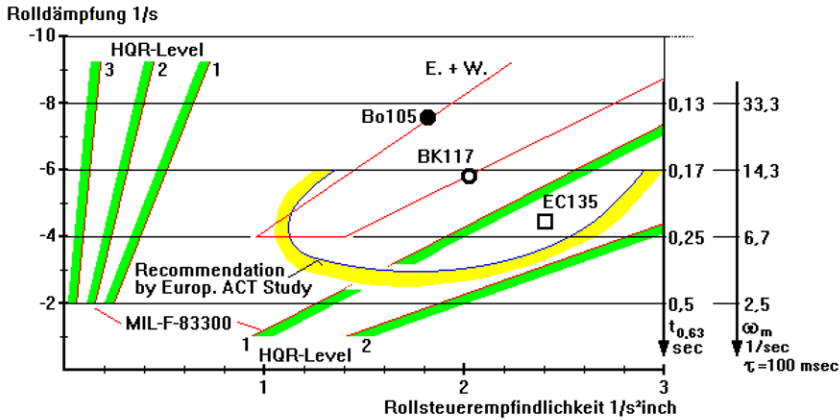


Bild 12.4 Steuerbarkeit Rollen

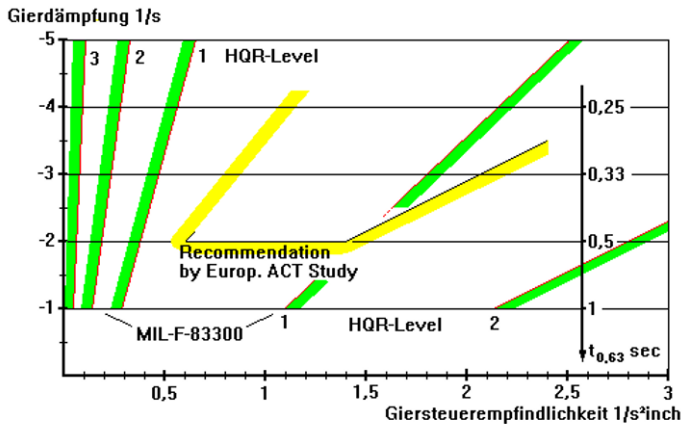


Bild 12.5 Steuerbarkeit Gieren

Die Steuerbarkeitsdiagramme der Bilder 12.3 bis 12.5 bieten:

- Quantitative Aussagen zu den wichtigsten Parametern der Steuerbarkeit.
- Gute Vergleichbarkeit zu Grenzepfehlungen, Konkurrenzvergleich.

Sie bieten nicht:

- Aussagen über Eigenschaften bei hochfrequenter Ansteuerung.
- Gelten nur für Einsteuern von Bewegungen, nicht von Kräften.
- Sagen nichts aus zu: Ausbrechkräften, Totzeiten, Kraftgradienten, evtl. veränderlichen Steuerempfindlichkeiten.

## 12.6

### Höherfrequente Ansteuerungen/Reaktionen

Die Steuerbarkeitsdiagramme der Bilder 12.3 bis 12.5 basieren in ihrem Ansatz auf großen, einmaligen, in ihrem Verlauf rechteckigen Steuereingaben oder -impulsen durch den Piloten; sowie auf Reaktionen des Hubschraubers entsprechend eines linearen eindimensionalen Systems, auf der Grundlage der Gl. (12.3). Als Steuerwirkungen werden geänderte, bis zur nächsten Einsteuerung bleibende, Flugbahnparameter (meist Drehgeschwindigkeiten um die Hauptachsen) erzielt.

Die kleine, aber doch zu beobachtende Zeitverzögerung  $\tau$ , wie sie dem Bild 12.1 dargestellt ist, wird hierbei vernachlässigt. Die durch den Piloten so eingesteuerten Manöver bleiben niederfrequent, sie werden bei dieser Art der Steuerung *nicht* feinkorrigierend rückgekoppelt. In der Sprache der Verstärkertechnik ausgedrückt, handelt es sich um ein *open loop*-System. Gesteigerte Anforderungen an die Präzision der zu fliegenden Manöver können dabei nur sehr sekundär berücksichtigt werden. Diese Art der Ansteuerung führte bei den ersten Hubschraubern zu deren bekannter eher trägen Flugweise.

Solche Flugeigenschaften reichen heute, vor allem im militärischen Sektor bei weitem nicht mehr aus. Moderne Rotortechnologien und elektronische Steuerungssysteme ermöglichen hochreaktive Flugführung. Dies ist die Entwicklung die mit dem Hubschrauber Bo105 eingeleitet worden ist.

Gestiegene Anforderungen an die Präzision von Flugmanövern (Hindernis- und Bodennähe) bedingen laufend *mittel- bis hochfrequente* korrigierende Steuereingriffe *kleiner Amplitude* durch den Piloten bzw. das SCAS (Stability and Control Augmentation System), zur exakten Einhaltung der mit den normalen niederfrequenten Steuerbewegungen primär eingeleiteten Manöver.

Teile der Steuerung arbeitet dadurch rückkoppelnd und damit als *closed loop*-Systeme. Die Eigenschaften und Grenzen solcher Systeme werden dementsprechend für die Steuerbarkeit moderner Hubschrauber hoch relevant. Die deshalb neu zu berücksichtigenden Kriterien und Anforderungen sind unter Angabe von zu erreichender Güteklassen in der Vorschrift ADS-33 (Aeronautical Design Standard [10]) zusammengefasst. Dieser Standard ist in deutsch/US-amerikanischer Zusammenarbeit erarbeitet worden, im Rahmen eines MoU zur Hubschrauber-Flugmechanik.

#### 12.6.1

#### Dynamische Stabilitätskriterien mittelschneller Reaktionsbewegungen

Die Steuerbarkeitsdiagramme gelten für Bewegungen, die auf einen neuen Endwert zulaufen, im Sinne des Bildes 12.1. Die beiden im Rahmen der Parameter Identifikation festgestellten Eigenbewegungen Bahn- und Taumelschwingung zeigen diese Eigenschaft nicht, das hat sich schon in der Tabelle 10.3 durch fehlen der Zeitkonstanten manifestiert, die erste ist instabil und erreicht deshalb keinen Endwert, die zweite pendelt in die Ausgangslage zurück.

Beurteilt werden diese beiden mittelschnellen Bewegungen seit langem über deren Schwingungsdauern  $T$ , Doppel- bzw. Halbwertszeiten  $t_D$  und  $t_H$ .

Ein Bewertungsschema unter Verwendung von HQR-Levels, das auch Vergleiche verschiedener Systeme ermöglicht, enthält der ADS-33 (zum Teil als Neufassungen älterer MIL-STD). Dabei wird in der Gaußschen Ebene gearbeitet. Die Darstellung, etwa wie in Bild 10.2, wird dafür in der Praxis etwas abgeändert. Unter Verwendung der in Kapitel 10.2.3 eingeführten schwingungsmechanischen Begriffe und unter Einbeziehung des kritischen Dämpfungsverhältnisses entsprechend der Gl. (10.19) entstehen neue Achsenbezeichnungen.

Aus den Gln. (10.7), (10.8) und (10.19) wird für die

$$\text{Re-Achse:} \quad \sigma = \zeta \cdot \omega_0 \quad (12.20)$$

Eingesetzt in Gl. (10.10) entsteht für die

$$\text{Im-Achse:} \quad \omega = \omega_0 (1 - \zeta^2)^{1/2}, \quad (12.21)$$

mit  $\omega_0$  als der natural frequency  $\omega_n$ .

Die Zeitfunktionen entsprechend Gl. (10.16) sind damit auf die beiden Größen Dämpfungsverhältnis und Eigenfrequenz zurückgeführt. Beide können mit Hilfe der Parameter Identifikation (Kapitel 10) und andererseits, wie hier gezeigt, durch Flugerprobung ermittelt werden.

In den entsprechenden Darstellungen, Bilder 12.6 und 12.7, sind Grenzen festgelegt, innerhalb derer günstigere HQR-Levels erreicht werden. Die Grenzlinien sind durch Forderungen bestimmter Mindestdämpfungen definiert, in Relation zum kritischen Dämpfungsverhältnis. In Nickrichtung sind die Bereiche für HQR-Level 1 und 2 in der Nähe der Im-Achse durch  $\omega_n = 0,5$  bzw.  $1,0$  rad/sec nach oben begrenzt, im Rollen für HQR-Level 1 mit 2 und 3 durch  $\omega_n = 1$  bzw.  $0,4$  rad/sec. Damit sind zu schnelles Nicken und zu langsames Rollen ausgeschlossen.

Die Begründung für die mit  $\zeta = 0,35$  bezeichneten Linie wurde im Zuge von Bild 11.2 gegeben. In Nickrichtung kann im Bereich moderater Eigenfrequenzen und höherer  $t_D$  bzw.  $t_H$  von dieser Grenzlinie abgewichen werden, wie dargestellt. Der bekannt guten Steuerbarkeit der HS in diesem Bereich, trotz teilweiser Instabilität, wird damit Rechnung getragen.

### 12.6.1.1

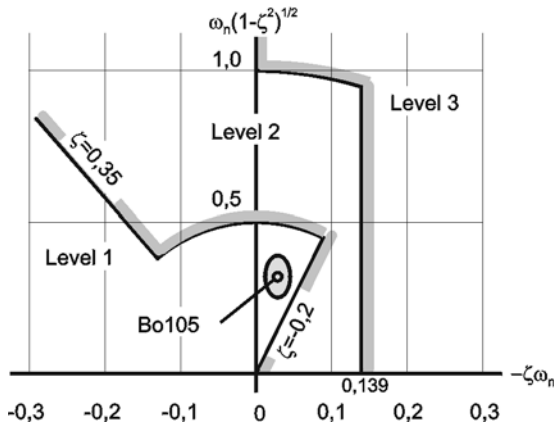
#### Die Nickbewegung

Im Kapitel 10 über die Flugeigenschaften wurde die Bahnschwingung als die für die dynamische Längsstabilität unseres Hubschraubers wesentliche Schwingung identifiziert. Dafür typische Lösungspole, hier solche für den Hubschrauber Bo105, sind im Bild 12.6 relativ zu den HQR-Levels dargestellt.

Die eingezeichneten Ergebnisse von Flugmessungen mit dem Hubschrauber Bo105 bestätigen die praktische Flugerfahrung, dass dieser Hubschrauber trotz instabiler Phygoidschwingung sehr gut zu fliegen ist, er erreicht HQR-Level 1. Besonders wichtig ist diese Feststellung für Flüge nach IFR und die Zulassbarkeit. In Bild 12.6 sind abzulesen:

$$\begin{array}{ll} \omega_n = 0,32 \text{ rad/sec} & \zeta = -0,06 \\ T = 19,5 \text{ sec} & t_D = 37 \text{ sec} \end{array}$$

Diese Zahlenwerte bestätigen die erreichte vorbildlich gute HQR-Bewertung der Bo105.



**Bild 12.6** Bewertung Nicken (Achsdimensionen rad/sec)

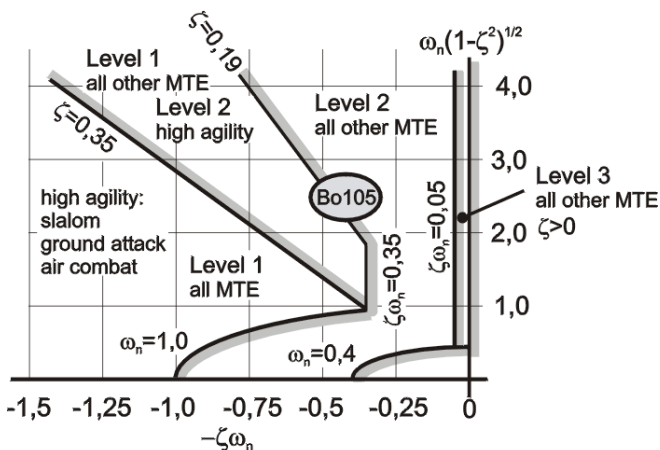
Mit dem Sektor zwischen  $\zeta = -0,2$  bis  $0,0$  und unter  $\omega_n(1-\zeta^2)^{1/2} = 0,5$  ist für Hubschrauber weit mehr dynamische Instabilität zugelassen als für Starrflügler mit deren Grenzlinie  $-\zeta\omega_n = 0,01$  zum Level2-Bereich hin.

Bild 12.6 gilt bei voller Aufmerksamkeit des Piloten für die Flugführung. Für geteilte Aufmerksamkeit fällt der Sektor zwischen  $\zeta = -0,2$  und  $0,35$  auf Level2 ab. Auch deshalb werden in moderne HS Flugregler eingebaut, um nicht gerade bei anspruchsvollen Missionen oder schwierigen Flugbedingungen diese Einbuße zu erleiden.

### 12.6.1.2

#### Die Rollbewegung

Die Rollschwingung entsteht aus der Taumelschwingung. Einzelne Bereiche erhalten hier für verschiedene Missionsabschnitte (MTE Mission Task Elements, s.u.) unterschiedliche HQR-Levels.



**Bild 12.7** Bewertung Rollen (Achsdimensionen rad/sec)

Die Bo105 erreicht in Rollrichtung im normalen Einsatz beste HQR, im Präzisionsflug mittlere. Die Flugmesswerte streuen stark. Im Mittel sind hier:

$$\omega_n = 2,5 \text{ rad/sec} \quad \zeta = -0,16$$

Der Seitwärtsflug in Schwebeflugnähe ist im Vergleich zum schnelleren Flug ähnlich anspruchsvoller wie in x-Richtung. Folgendes sei noch besonders betont: in Rollrichtung sind Instabilitäten nicht zugelassen.

## 12.6.2

### Sekundärreaktionen

Wiederholt wurden Bewegungen angesprochen, die zwar auch dynamische Eigenschaften unseres Systems sind, die sich aber überwiegend der zwangsläufig niedrigdimensionalen Parameter Identifikation entziehen, also allein durch Flugproben, primär mit den Prototypen neuer Hubschrauber, zu identifizieren sind.

Die Übergänge in neue Flugzustände als Wirkungen von primären Einsteuerungen wurden bei der Analyse der Steuerwirksamkeit in Kapitel 12.2 als e- Funktionen idealisiert. Bereits erwähnt wurde, dass diese Übergänge in der Regel als Schwingungen erfolgen. Mit solchen Einschwingvorgängen befassen sich die ersten zwei Kriterien, sie dienen vor allem der Beurteilung der Agilität.

1. Das Kriterium *moderater Amplituden* oder *Anstellungen* (attitude quickness). Bei ihm werden die auf die maximal auftretenden Lagewinkeländerungen bezogenen maximal erreichten Winkelgeschwindigkeiten über dem Minimum der Lagewinkelschwingung aufgetragen. Der Quotient charakterisiert wie schnell eine neue Fluglage erreicht wird, nach Einsteuerung. Wichtig wird dabei die Aggressivität des Piloten und wie weit er die Kapazitäten des Rotors ausnutzt. In diesem Diagramm sind Grenzwerte angegeben um Level 1, 2 oder 3 zu erreichen. Es gilt für langsamen Flug und  $UCE = 1$ . Das Kriterium kommt in Nick-Roll- und Gierrichtung zur Anwendung.
2. Beim Kriterium für *große Amplitudenausschläge* (large amplitude) im Schwebeflug sind zu erreichende Winkelgeschwindigkeiten bzw. Lagewinkel festgelegt. Für RC-Systeme müssen, um Level 1 zu erreichen, für aggressive MTE, in Nickrichtung, mindestens  $30^\circ/\text{sec}$  erreicht werden, für AC-Systeme  $30^\circ$ , in Rollen RC:  $50^\circ/\text{sec}$  bzw. AC:  $60^\circ$  und Gieren allein RC:  $60^\circ/\text{sec}$ . Im Vorwärtsflug wirkt das Seitenleitwerk dämpfend, die Forderung für Gieren ist deshalb auf  $16^\circ/\text{sec}$  reduziert.
3. Unter dem Kriterium *control power* sind im Vorwärtsflug stationär fliegbare Lastvielfache nachzuweisen, vor allem an den Grenzen der OFE. (Hierzu siehe Bild 9.5, Rotorauslegung, Bestimmung der Blattbelastung).
4. Das Kriterium *Manöverstabilität* fordert die Überprüfung der in Kapitel 11 dargestellten Stabilitäten. Speziell die Forderungen bezüglich der Kräfte am Stick.
5. Für die bei der Parameter Identifikation festgestellten *Spiralbewegung* ist leichte Instabilität zugelassen. Begrenzt durch  $t_D > 20 \text{ sec}$  bis zur Verdoppelung des Querswinkels, nach lateraler Störung, für Level 1.
6. Zur Bedienung der Giersteuerung sollte die Pedalkraft bei Geschwindigkeitsänderungen um  $\pm 20\%$  oder  $\pm 30\%$  der Trimmgeschwindigkeit  $167 \text{ N}$  nicht überschreiten um Level 1 zu erreichen.

7. Im Vorwärtsflug sollten die Drehgeschwindigkeiten abhängig von den *Pedaleingaben* nicht inakzeptabel von der Linearität abweichen, Pedaleingaben und Gierbewegung müssen gleichsinnig sein.
8. Nachzuweisen sind Charakteristika für den *Seitwärtsflug*. Sie beziehen sich auf die Trimmbedingungen und stationären Stabilitäten. Für die Giersteuerung werden Trimmstellungen und Pedalkräfte definiert. Der Querwinkel muss der Seitengeschwindigkeit proportional sein. Seitliche Steuerausschläge müssen zu Bewegungen in gleicher Richtung führen.
9. Kriterien zu den Vertikalbewegungen beziehen sich auf:  
Das *Ansprechen der Bewegung auf die Kollektiveinstuerung*, die Dämpfung und die Zeitverzögerung werden gemessen, die Reaktion sollte der eines Systems erster Ordnung entsprechen.  
Die *vertikale Fahraufnahme*, sie soll 1,5 sec nach der Kollektiveingabe größer als 0,81 m/sec sein um Level 1 zu erreichen.  
Gegenüberstellung des *Drehmomentes* am Triebwerk zur *Drehgeschwindigkeit* des Rotors. Die Zeit bis zum Punkt des Überschießens und das Überschwingverhältnis sind die Charakteristika.  
Die *Rotordrehzahl* muss die Grenzen einhalten, die zur Erfüllung aller MTE innerhalb der OFE nötig sind. Das ist stark vom Rotorträgheitsmoment abhängig, vor allem aber von der Reaktionsgeschwindigkeit des Triebwerksreglers.

Zusätzlich sind *Steuerungscharakteristiken* gefordert bezüglich Zentrierungen, Ausbrechkräften, Kraftgradienten, Kraftgrenzen, Freigängigkeiten und Abstimmungen der verschiedenen Steuerungsorgane untereinander.

Schließlich werden die in der Erprobung zu fliegenden *Manöver* genau festgelegt.

Bereiche der neuen Vorschriften sind noch in Diskussion. Eine umfangreiche Auflistung von noch zu klärenden Punkten bringt [6].

Der überwiegende Teil der genannten zusätzlichen Forderungen ist mit theoretischen Berechnungen nicht vorherzubestimmen, und damit auch nicht mit Hilfe von Simulationen darstellbar. Für beides sind unsere Werkzeuge zu stark vereinfacht. Zur Feststellung bleibt allein der Flugversuch, weshalb der Bau von Prototypen unabdingbar bleibt; dies sind Maschinen, deren flugmechanisches System mit Hilfe aufwändiger Messkampagnen und feinkorrigierender Eingriffe in die Systeme optimiert wird, bis schließlich die endgültige Konfiguration gefunden ist.

### 12.6.3

#### **Hochfrequente rückkoppelnde Steuerbewegungen kleiner Amplituden**

Piloten steuern nicht so abrupt, wie es bei impuls- oder stufenförmigen Eingaben angenommen ist, sondern mit stetigeren Bewegungen. Vor allem aber korrigiert der Pilot im Hochleistungsflug laufend nach, meist schon bevor sich die Reaktion auf die ursprüngliche Steuerbewegung voll entwickeln konnte, die grob eingesteuerte Flugbahn wird dadurch laufend fein korrigiert, oft die Flugbewegungen antizipierend. Die Steuerbewegungen und -reaktionen bekommen durch diese Praktiken höherfrequentere Anteile im Sinne der Fourier-Reihenentwicklung. Daneben steuern Systeme wie das SCAS systembedingt hochfrequent. Vergleiche von



(zwangsläufig niedrigdimensionalen) Simulationen mit Flugversuchen führten für moderne Hubschrauber in anspruchsvoller Mission zu völlig unterschiedlichen Aussagen bezüglich Fliegarkeit. Die Steuerungscharakteristika in der Zeitebene, speziell die Dämpfungen, verloren offensichtlich an Bedeutung. Bei Schiffslan- dungen stellte sich die schnelle Feinsteuerung als entscheidend heraus. Aus sol- chen Erfahrungen wurde klar, dass die hochfrequenten Anteile der Steuereingaben und die höhere Ordnung unseres Systems hierfür die Ursachen sind.

Durch die Rückkopplung der Flugbahnparameter auf die Steuereingaben, zur Einhaltung vorgegebener Flugbahntoleranzen, entstehen *closed loop*-Systeme. Zur Analyse dieses Problemkreises und vor allem um später Auslegungsgrenzen zu definieren, wird auf die Systematik und die Arbeitsmethoden der elektronischen Verstärker- oder auch der Regeltechnik zurückgegriffen.

Bei deren Analyse im *hochfrequenten* Bereich (0,5 bis 25 rad/sec) wird in der *Frequenzebene* gearbeitet, mit *Bandbreiten* (Band Width) und *Phasenverschie- bungen* (Phase Delay). Die Reaktionen des Systems auf immer höherfrequente Steuereingaben werden in der Form des *Bode- (Amplituden)-* und des zugehörigen *Phasendiagrammes* dargestellt. Die Arbeitsweisen sind im Aeronautical Design Standard ADS-33 [10] zusammengefasst. Damit können im stark missionsbezoge- nen Hochleistungsflug auftretende flugmechanischen Probleme und Grenzen iden- tifiziert und später quantifiziert werden, über die die klassische Flugmechanik in der Zeit- und Komplexebene keine Aufschlüsse geben kann. Die klassischen Flugeigenschaftenforderungen für die niederfrequente Primärsteuerung und die mittelschnellen Bewegungen bleiben aber bestehen.

### 12.6.3.1 Grundlagen

Das *Bode-Diagramm* zeigt die Amplitudenverstärkung aufgetragen in Abhängig- keit von der Erregerfrequenz. Es entspricht dem der Schwingungslehre, jedoch in der in der elektronischen Verstärkertechnik üblichen Form.

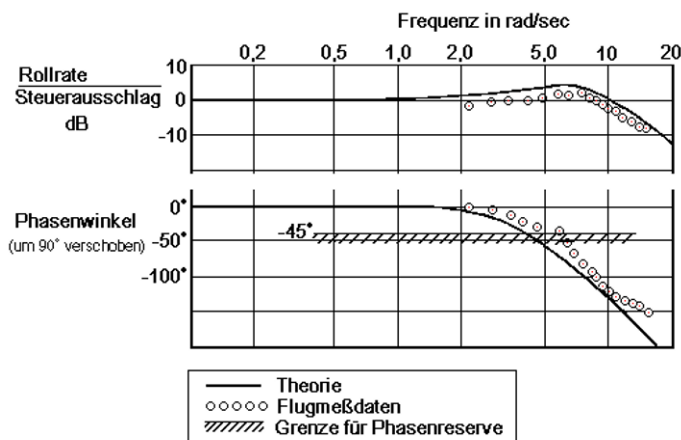


Bild 12.8 Bode-Diagramm [3]

Und zwar:

- in doppel-log-Auftragung,
- mit der Ordinateneinheit dB ( Dezibel = 20 mal die 10er Potenz ),
- mit der Abszisseneinheit Hertz oder rad/sec,
- oft mit dem Anfangswert normalisiert.

Das Bild 12.8 zeigt ein Bode-Diagramm für den Hubschrauber UH-60A Black Hawk der Firma Sikorsky, gültig für die Rollbewegung, im oberen Teil die Amplitudenverstärkung und im unteren den zugehörigen Phasenwinkel zwischen Einsteuerung und Reaktion. Es ist [3] entnommen.

Die angegebenen Flugmessdaten wurden mit Hilfe der „schnellen Fourier-Analyse“ aus Messschrieben ermittelt, die Vergleichskurven entstanden mit Hilfe von Übertragungsfunktionen.

Bei niedrigen Frequenzen folgt der Hubschrauber unmittelbar den Steuereingaben, die gewünschten Bewegungen sind proportional den Steuerausschlägen, es existiert keine Phasenverschiebung. Dieser Arbeitspunkt entspricht weitgehend den Arbeitsbedingungen des in Kapitel 12.5 behandelten Steuerbarkeitsdiagrammes.

Mit zunehmender Ansteuerungsfrequenz steigt die Kurve der Amplitudenverstärkung zunächst an, bis zur Resonanzfrequenz, um anschließend stark abzufallen. Die Amplitudenüberhöhung ist dabei von der Dämpfung abhängig, sie tritt auf bis zu Dämpfungsbeiwerten unter  $2^{-1/2}$ , darüber nicht. Bei zu hohen Eingabefrequenzen kann das System nicht mehr ausreichend folgen, die Ausgangsamplituden und damit die Steuerwirksamkeiten schwinden drastisch.

Schon unterhalb der Resonanzfrequenz beginnend, verschiebt sich die Phase zwischen Einsteuerung und Reaktion immer stärker von  $-90^\circ$  ausgehend zu höheren Beträgen.

Bis zu den Frequenzen, bei denen das System noch ausreichend folgt („die Kurve flach ist“), reicht dessen *Bandbreite* (BW, Band With), im Bode-Diagramm also etwa bis zur cross-over-Frequenz und im Phasengang etwa bis zur Phasenverschiebung von  $-135^\circ$ .

Der Abstand der Phase zu  $-180^\circ$ , damit würde Steuerumkehr auftreten, muss ausreichend groß bleiben, zur Vermeidung der Steuerumkehr und als Sicherheit zur Kompensation von Totzeiten des Steuerungssystems, der Piloten- und Rotorreaktionszeiten und der begrenzten Stellgeschwindigkeiten der Hydraulik. Innerhalb der Bandbreiten sind ausreichende *Wirksamkeit* (Amplitude) und *Sinnfälligkeit* (Phase) der Reaktionen auf Steuereingaben sichergestellt.

Noch höhere Eingangsfrequenzen führen (wenn diese für die verwendete Rortechologie überhaupt verträglich sind) zum Verlust der Steuerwirksamkeit und vor allem zu Steuerumkehr und damit sehr schnell zu PIO (Pilot Induced Oscillations). Um dies zu vermeiden, muss sich der Pilot zu weniger Aggressivität, also niederfrequenterem Steuern, zwingen (wenn dies möglich ist und was ihn stärker belasten kann), bzw. diese Frequenzen müssen für das FCS ausgeschlossen sein.

Die Bandbreiten geben demnach an, bis zu welchen Frequenzen  $\omega_{BW}$  closed loop- Systeme noch sinnvoll anzusteuern sind, ohne die erforderlichen Steuerwirksamkeiten zu gefährden.

Hubschrauber überlegener Bandbreiten können andere zuverlässiger verfolgen oder andererseits Hindernissen und Bedrohungen gezielter ausweichen.

Die neuen Flugeigenschaftskriterien nach ADS-33-PRF, für hochfrequente Steuerungseingaben, fordern *Mindestbandbreiten*, zu bestimmen aus dem Bodediagramm entsprechend dem in Bild 12.9 dargestellten Verfahren:

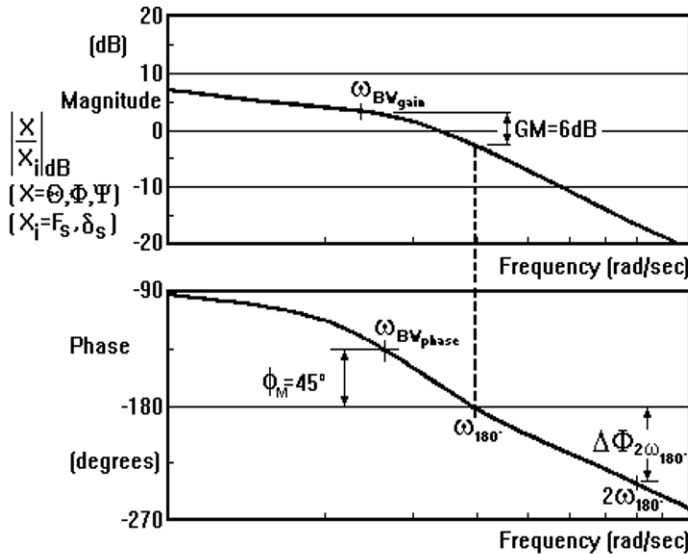


Bild 12.9 Bandwidth und Phase Delay

Phase Delay:

$$\tau_P = \frac{\Delta\Phi_{2\omega_{180^\circ}}}{57,3 \cdot 2 \cdot \omega_{180^\circ}}$$

Rate Response - Types:  $\omega_{BW}$  is lesser of  $\omega_{BW_{gain}}$  and  $\omega_{BW_{phase}}$

Attitude Command/Attitude Hold Response-Types:  $\omega_{BW} \equiv \omega_{BW_{phase}}$

*Bestimmung der Bandbreiten:*

Ausgangspunkt für die Bestimmung der BW ist der Schnittpunkt des Phasenganges mit der -180 °-Linie (Steuerumkehr !) bei  $\omega_{180^\circ}$ . Von diesem Punkt ist ausreichend Abstand zu halten um eine gewisse Steuerbarkeitsreserve beizubehalten. Der Funktionswert im Bodediagramm bei dieser Frequenz erhält deshalb einen Zuschlag (GM, Gain Margin) von 6 dB. Der neue Funktionswert markiert  $\omega_{BW_{gain}}$ , bis hierher reicht die Bandbreite  $BW_{gain}$ , aus der Verstärkungskurve bestimmt. Die Bandbreite aus dem Phasengang  $BW_{phase}$  ergibt sich aus dem Schnittpunkt der Phasenkurve mit der -135 °-Linie.

Hohe  $BW_{gain}$  sichert dem Piloten exaktes Steuern bis zu höchster geforderter Agilität, trotz eventuell schon etwas reduzierter Steuerwirksamkeit.

Die  $BW_{phase}$ -Begrenzung schützt vor Steuerumkehr.

Die im Bestimmungsdiagramm angegebenen Steuerungscharakteristika (responses) beziehen sich auf die Art der Reaktion auf die Steuereingabe.

- *Rate Response* (oder Rate Command RC):

Die Steuereingabe (pitch und roll) erzeugt eine stetige Änderung des zu steuernden Freiheitsgrades (Mindestforderung, gut fliegbar).

- *Attitude Command / Attitude Hold Response (ACAH)*:

Die Steuereingabe erzeugt eine Änderung bis zu einem Endwert (verbessert fliegbar).

Für RC ist die zu verwendende Bandbreite die kleinere der beiden aus dem Verstärkungs- bzw. Phasendiagramm. Für ACAH ist die Bandbreite aus dem Phasendiagramm zu verwenden. Diese Einschränkung wurde eingeführt, weil die Verstärkungskurven für ACAH gerade im wichtigen Bereich in der Nähe der cross-over Frequenz in der Regel sehr flach verlaufen, d.h. Steuereingaben wenig Wirkung zeigen. Aggressiv steuernde Piloten laufen dadurch Gefahr, zu übersteuern und dadurch in den Bereich der Steuerumkehr zu geraten. Solche Systeme, besonders wenn  $\omega_{BWphase} < \omega_{BWgain}$  ist, sind stark PIO-gefährdet.

In der Praxis ist die Situation etwas entspannter, da die typische ACAH-Aufgabe, die Höhenhaltung, in der Regel vom SAS gesteuert wird.

#### *Das Phase Delay:*

Das Kriterium *Phase Delay*  $\tau_p$  ist ein Maß für das Anwachsen der Frequenzverschiebung jenseits der Frequenz neutraler Stabilität  $\omega_{180^\circ}$ . Charakteristiken mit sehr stark abfallendem Phasengang in der Nähe der Bandbreitenobergrenze erschweren dem Piloten die Steueraufgabe entscheidend. Das *Voraussteuern* misslingt. Obendrein ergeben sich in solchen Fällen kleine Bandbreiten.

Für vereinfachte Systeme ist die Bandbreite  $\omega_{BWphase}$  gleich dem Kehrwert der Zeitkonstanten in rad/sec. Bei einer Bandbreite von 3 rad/sec wird also  $t_{0,63}$  in einer Drittel Sekunde erreicht. Hier wird sichtbar, dass die neuen Betrachtungsweisen eine Weiterentwicklung der bisherigen sind, dass die hochfrequente Steuerung die Primärsteuerung als Basis hat.

In der Nähe der cross-over-Frequenz führt der Pilot bereits sehr schnelle Bewegungen aus, bei BW = 10 z.B. 1,6 Steuerzyklen pro Sekunde, d.h. sie liegen schon mehr in den Arbeitsbereichen von Steuerungssystemen.

Hohe Bandbreiten können durchaus in Resonanzbereiche anderer Hubschrauberbauteile reichen und diese anregen, z.B. in die der Rotorschwingungen, oder aber auch die Stabilität der Simulationssoftware im SCAS überfordern.

### **12.6.3.2**

#### **Geforderte Systemeigenschaften**

Aus der Flugpraxis und aus Simulationen mit Piloten und Normpiloten in closed-loop-Systemen ist seit langem bekannt, je aggressiver in Frequenz und Steuerweg versucht wird, kritische Flugsituationen exakt einzuhalten, desto instabiler *kann* das System werden, bis hin zur Wirkungslosigkeit, zur Steuerumkehr und absoluter Instabilität. Die für noch ausreichend wirksame Reaktionen auf Steuereingaben möglichen Bandbreiten der Ansteuerungsfrequenzen sind systemspezifisch und deshalb aussagekräftige Bewertungskriterien.

*Hohe Bandbreiten ermöglichen exakteres Steuern im agilen Hochleistungsflug.*

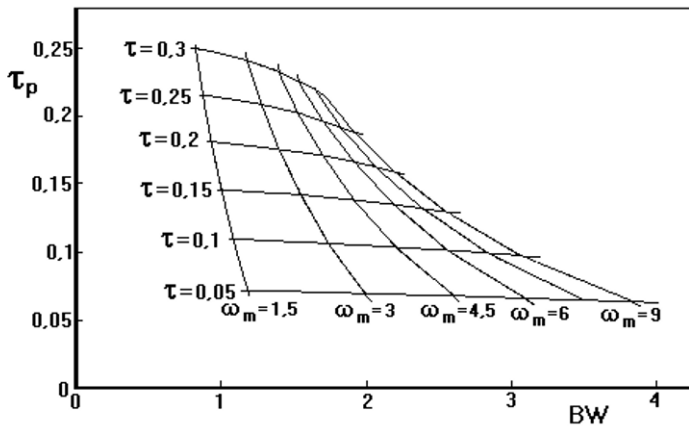
Allerdings können sehr schnelle Steuerbewegungen die workload für den Piloten übersteigern. Hier kommen dann die Vorteile der hochfrequent arbeitenden automatischen Steuerungssysteme zum Tragen.

Piloten *antizipieren* die Bewegungen des Systems, um den beobachteten Phasenverschiebungen zuvorzukommen. Dies funktioniert aber nur bis in Bereiche ausreichend kleineren Frequenzen als etwa der cross-over-Frequenz. Darüber ändert sich die Phasenverschiebung so schnell, dass die Voraussteuerung nicht mehr gelingt. Aus diesem Grund wird die Steigung des Phasenverlaufes im Bereich hoher Frequenzen, als zweites Steuerbarkeitskriterium genutzt, sie wird als Phasedelay  $\tau_p$  bezeichnet.

Die BW und  $\tau_p$  enthalten implizit die in Kapitel 12.2 im Vorlauf zu den Steuerbarkeitsdiagrammen definierten Charakteristika  $\tau$  und  $\omega_m$ . Um dies zu zeigen, können Amplituden- und Phasenverlauf für ein closed-loop-System qualitativ durch die Ansätze (12.22 und 12.23) dargestellt werden. Daraus lassen sich mit Hilfe der vorgegebenen Verfahren zu den bekannten Größen  $\tau$  und  $\omega_m$  die BW und das  $\tau_p$  ermitteln [9].

$$\text{Amplitude}(\omega) = \frac{1}{\omega \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\omega}{\omega_m}\right)^2}} \quad (12.22)$$

$$\text{Phase}(\omega) = -\tan^{-1}\left(\frac{\omega}{\omega_m}\right) - \tau \cdot \omega - \pi/2 \quad (12.23)$$



**Bild 12.10** Zusammenhang der Steuerempfindlichkeit zu hochfrequenter Steuerung

Für  $\tau = 0$  werden die  $\omega_m$  gleich den Bandbreiten BW. Die den Dämpfungen entsprechen und in den Steuerbarkeitsdiagrammen der Bilder 12.3 bis 12.5 über den Steuerempfindlichkeiten aufgetragen sind.

Hier wird der Zusammenhang sichtbar, dass die Berücksichtigung der Verzögerungszeiten  $\tau$  in der neuen Methodik zur Untersuchung der Flugeigenschaften eine Weiterentwicklung der grundlegenden und weiterhin gültigen, bisher ausschließlich benutzten Systematik ist. Ausgehend vom Steuerbarkeitsdiagramm wird mit  $\tau_p$  und BW eine neue Betrachtungsebene eingeführt um solche, wie die seit der

Einführung des Hubschraubers Bo105 technisch möglichen Flugeigenschaften (s. Bild 10.1), auch flugmechanisch erfassen zu können.

Duellsituationen und NoE-Flüge, die *hohe Agilität* erfordern, mit *Steilkurven* und *bob-ups* sind nur möglich durch prompte Reaktionen des Hubschraubers auf schnelle Steuereingaben.

Als Grundlage zur Quantifizierung dieser Forderungen werden die Missionen vom Auftraggeber in *Abschnitte typischer Anforderungen* (Mission Task Elements, MTE) unterteilt z. B. in:

- Präzisionsschweben, einschließlich schnellem Drehen im Schwebeflug,
- Präzisionslanden, auch auf Schiffen,
- schneller Slalom,
- Landung auf geneigten Flächen,
- Pull-up/push-over Manöver,
- schnelles bob-up/bob-down,
- schnelle Transitionen aus dem und in den Schwebeflug,
- hohe Beschleunigung/Verzögerung.

Zusätzlich werden zu berücksichtigende Neben- und Randbedingungen festgelegt:

- *IMC* (Instrument Meteorological Conditions, Flug nur nach Instrumentenanzeige),
- volle oder geteilte Aufmerksamkeit, innerhalb *OFE* (Operational Flight Envelope) oder *SFE* (Service Flight Envelope),
- *DVE* (Degraded Visual Environment),
- *UCE* (Usable Cue Environment: zu bewertende, dem Piloten zur Verfügung stehende Sichthilfen/-anzeigen),
- *Wetter/atmosphärische Bedingungen*,
- *Reaktionsarten* (Bewegungs- oder Lageeinststeuerung) u.a.

Auch hierzu gibt es weitere Detaillierungen: In der OFE ist HQR Level 1 zu erreichen, in der SFE mindestens Level 2. Zu den einzelnen MTE sind Reaktionsarten definiert. Bei einem Komponentenausfall darf der Level höchstens mit definierten Wahrscheinlichkeiten abfallen, z.B. in der OFE auf Level 2 nur mit einer Wahrscheinlichkeit von höchstens  $2,5 \cdot 10^{-3}$  pro Flugstunde.

Bei einem Komponentenausfall muss der Übergang in einen neuen Flugzustand problemlos möglich sein. Es dürfen keine PIO (Pilot Induced Oscillations) auftreten.

Für die Beurteilungskriterien BW und  $\tau_p$  sind Grenzkurven gegeben über denen bestimmte HQR-Levels zu erreichen sind, diese sind in den Bildern 12.11 bis 12.13 dargestellt.

Die Diagramme gelten von Schwebeflughöhe bis in Bereiche mittlerer Geschwindigkeiten, getrennt für Nicken, Rollen und Gieren.

Die mit a) bezeichneten Diagramme enthalten die schärfsten Forderungen, sie sind auf AH anzuwenden. Weniger anspruchsvolle, etwa solche für UH oder CH, sind in den Diagrammteilen b) und c) mit All Other MTE angegeben. In Nicken und Rollen wird zusätzlich unterschieden nach VMC, UCE = 1, FAO bzw. IMC, UCE > 1 und/oder DAO.

Die senkrechten Äste der Grenzkurven entsprechen Mindestforderungen bezüglich zu erreichender BW. Die sich anschließenden oberen Teile in den Bildern 12.11 bis 12.13 berücksichtigen, dass die Nachteile größerer Zeitkonstanten in Grenzen durch höhere Bandbreiten kompensiert werden können. Allerdings wird es baulich nur schwer möglich sein, bei hohen Zeitkonstanten auch höhere Bandbreiten zu erreichen.

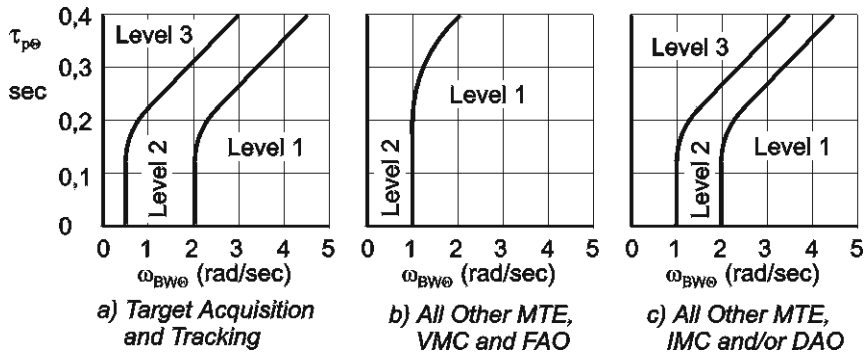


Bild 12.11 Bandbreiten in Nickrichtung

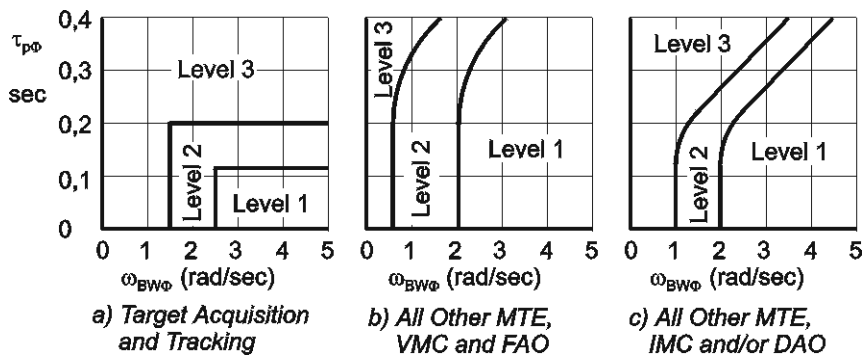


Bild 12.12 Bandbreiten Rollen

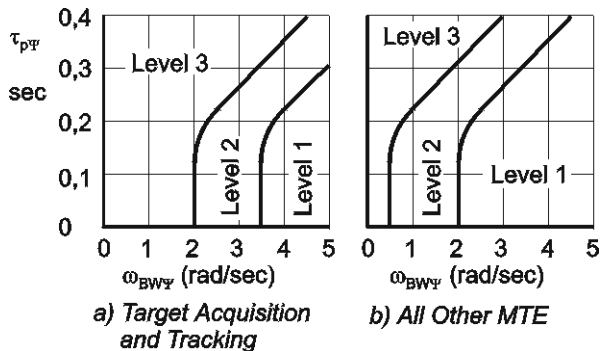


Bild 12.13 Bandbreiten Gieren

### 12.6.3.3

#### Ergebnisse aus der Flugerprobung

Zur Analyse des hochfrequenten Steuerverhaltens werden die Antworten des Systems auf steigend höherfrequente Steuereingaben des Piloten erfasst. Das folgende Bild 12.14 zeigt entsprechende Messschriebe der Reaktionen über der Ansteuerungsfrequenz für den Hubschrauber Bo105 in Nickrichtung bei 80 kt:

Pitch Attitude frequency response [ two experiments ]

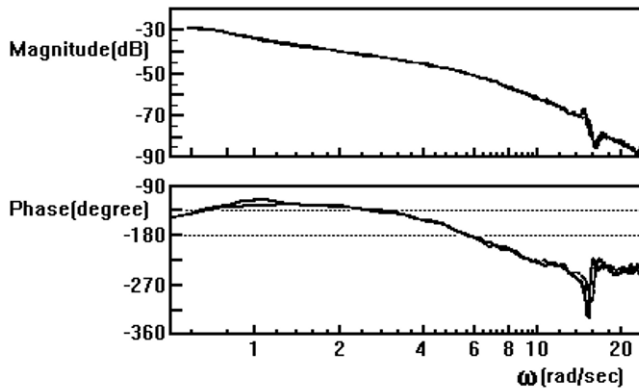


Bild 12.14 Reaktionen über der Ansteuerungsfrequenz [6]

In Bild 12.14 sind zwei Messreihen dargestellt. Die sehr gute Übereinstimmung zeigt gute Reproduzierbarkeit an. Die Unstetigkeit bei 16 rad/sec ist durch Luftresonanz verursacht.

Eine Auswertung ergibt, für den Hubschrauber Bo105:

- In Nickrichtung:  $BW = 2,5$  bzw.  $2,8$  rad/sec und  $\tau_p = 79$  bzw.  $75$  msec.

Aus entsprechenden Schrieben ergeben sich:

- In Rollrichtung:  $BW = 5,5$  bzw.  $6,1$  rad/sec und  $\tau_p = 49$  bzw.  $46$  msec,
- In Gierrichtung:  $BW = 3,3$  bzw.  $3,6$  rad/sec und  $\tau_p = 28$  bzw.  $5$  msec.

Diese Maßzahlen charakterisieren den Hubschrauber Bo105 als den hoch agilen Hubschrauber, als der er bekannt ist. Dies ist erreicht durch höchst effektive Steuerwirksamkeiten und -folgsamkeiten bis in die Bereiche hochfrequenter Steuereingaben, wie sie für moderne, präzise Steuerungen zur exakten Einhaltung vorgegebener Flugbahnen unabdingbar sind. Diese Charakteristika haben die Bo105 zum Vorbild aller neuen Hubschrauberentwicklungen gemacht. Um die neuen Flugeigenschaften erfassen, quantifizieren und qualifizieren zu können, war die beschriebene Erweiterung der flugmechanischen Methoden erforderlich.

Die relativ starke Streuung bei der Phasenverschiebung in Gierrichtung resultiert aus nichtlinearen Effekten des Rotorabwindes auf den Heckrotor. Sie stört



nicht, da der lineare Bereich der BW-Grenze bis  $\tau_p = 150$  msec reicht und der festgestellte Bereich weit darunter liegt.

Durch die *quantitative* Gegenüberstellung ihrer BW und  $\tau_p$  können Hubschrauber *qualifizierend* verglichen werden.

Bei der Entwicklung des bereits in Kapitel 10 verwendeten Beispielhubschraubers, einem zivilen Mehrzweckhubschrauber, wurde bewusst auf maximale Agilität verzichtet, sie waren im Aufgabenspektrum nicht gefordert und hätten die Kosten gesteigert. Für ihn ergeben sich:

- In Nick-Richtung: BW = 1,84 rad/sec und  $\tau_p = 92$  msec,
- In Roll-Richtung: BW = 3,7 rad/sec und  $\tau_p = 55$  msec.

Weitere Gegenüberstellungen zeigen, dass moderne Transporthubschrauber dem Trend in Richtung weniger Agilität folgen, siehe auch Bild 13.1. Auch erreichen ältere Kampfhubschrauber keine hohen Agilitäten, aus konstruktiven Gründen, sie sind noch traditionell ausgelegt, obwohl gerade dies für ihre Klasse dringend erwünscht wäre. Der PAH2 Tiger erreicht nach [13] HQR Level 1:

|                           |                   |                     |
|---------------------------|-------------------|---------------------|
| • Bell OH-58D Rollen      | BW = 3,4 rad/sec  | $\tau_p = 120$ msec |
| • Bell 214ST Rollen       | BW = 2,4 rad/sec  | $\tau_p = 85$ msec  |
| • Sikorsky UH-60A Rollen  | BW = 2,3 rad/sec  | $\tau_p = 181$ msec |
| • NH90(Simulation) Rollen | BW = 2,6 rad/sec  | $\tau_p = 130$ msec |
| • PAH2 Tiger Rollen       | BW = 3,0 rad/sec  | $\tau_p = 70$ msec  |
| • PAH2 Tiger Nicken       | BW = 1,9 rad/sec  | $\tau_p = 180$ msec |
| • MDD AH64 Rollen         | BW = 1,9 rad/sec  | $\tau_p = 80$ msec  |
| • MDD AH64 Nicken         | BW = 2,15 rad/sec | $\tau_p = 270$ msec |

#### 12.6.3.4

##### Vergleichende Darstellung von Messergebnissen

Zivil- und Transporthubschrauber benötigen keine so extreme Agilität wie sie für Kampfhubschrauber entscheidend wichtig ist. Durch die heute üblichen Einsatzbedingungen und Flugregler treten aber auch bei ihnen höherfrequente Anteuerungen auf, die Analysen der Bandbreiten und der Time Delays erfordern. Die dann innerhalb von Konkurrenzanalysen auch verglichen werden.

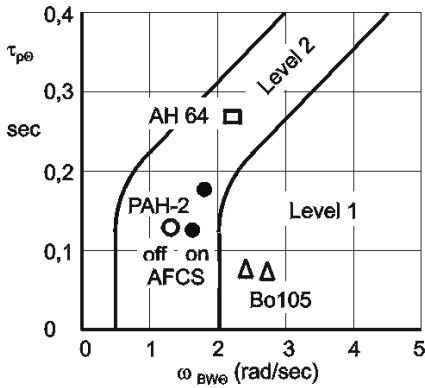
In den folgenden beiden Diagrammen Bilder 12.15 und Bild 12.16, aus [13] sind für vergleichbare Flugsituationen zwei Kampfhubschrauber gegenübergestellt, ergänzt um die Werte der Bo105.

- EC PAH2 Tiger PT 2, mit 5748 kg Flugmasse, einer Schwerpunktslage von  $x_{CG} = 7,07$  m, bei einer Fluggeschwindigkeit von 100 kt, mit step input angesteuert.
- MD AH64 Apache, bei einer Fluggeschwindigkeit von 120 kts.
- Bo105, mit 2100 kg Flugmasse, bei einer Fluggeschwindigkeit von 80 kts.

Unter anderem wird hier deutlich, dass der Hubschrauber Bo105 in der, vor allem zum Erreichen hoher Agilitäten, wichtigen Roll-Richtung Level 1 übererfüllt. Er erreicht nahezu BW, wie sie von Starrflüglern erwartet werden.

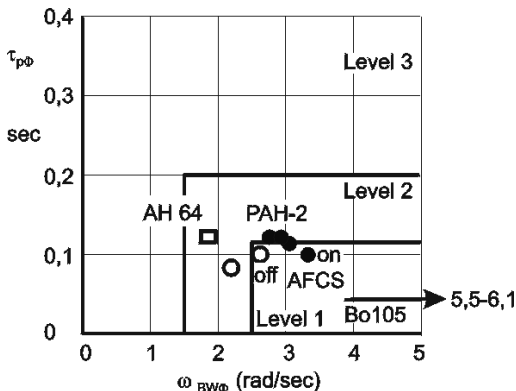
Auch wenn moderne Entwicklungen dieses hohe Niveau verlassen, hat die Bo105 (Erstflug 1967, Musterzulassung 1970) damit die Maßstäbe für alle Neuentwicklungen gesetzt. Das erste Entwicklungsprogramm, auf das die neuen For-

derungen voll angewendet werden, ist die, inzwischen allerdings eingestellte, RAH-66 Comanche. Allerdings erreichte dieser Hubschrauber die Vorgaben nur durch umfangreichen Einsatz von Steuerungselektronik.



a) Target Acquisition and Tracking  
Air Combat

Bild 12.15 BW Vergleich Nicken



a) Target Acquisition and Tracking  
Air Combat

Bild 12.16 BW Vergleich Rollen

Im Laufe der Arbeiten zur Erstellung der neuen Systematik haben sich die in den Bildern 12.11 bis 12.13 dargestellten Grenzkurven wiederholt verschoben. Dies, die geringeren Ansprüche an Vielzweckhubschrauber und Transporthubschrauber einerseits und andererseits die weitaus extremeren Manöverleistungen der Bo105 legen nahe, diese Grenzkurven für verschiedene Einsatzklassen möglicherweise nach Typ und Größenklasse spezifischer festzulegen. Die Bo105-Technologie ermöglichte dann etwa eine Klasse von Jagdhubschraubern, die es heute noch gar nicht gibt.

## 12.7

### Flugerprobung unter Berücksichtigung der neuen Kriterien

Die neuen Ansätze zur Definition flugmechanischer Eigenschaften von Hubschraubern weiten den Umfang der Flugerprobung zur Nachweisführung sehr stark aus (dadurch stark anwachsende Kosten!). Daneben bergen die Flüge zum Nachweis der nach ADS-33 definierten neuen Flugeigenschaften erhebliche *Gefahren* für den Hubschrauber, wenn er nicht oder noch nicht entsprechend ausgelegt ist. Um diese zu vermeiden ist zusätzlicher Versuchsaufwand erforderlich.

In der zu überdeckenden Bandbreite treten in der Regel *Resonanzen* auf, welche die Struktur stark, möglicherweise zu stark, beanspruchen. Angeregt werden können alle Rotorblattschwingungen mit ihren Höherharmonischen, Rumpfbiege- und Torsionsschwingungen, Relativschwingungen von Anbauten, Schwingungen des Antriebsstranges, aber auch flugmechanische Schwingungen. Das typische Beispiel in diesem Bereich ist die Luftresonanz, eine Schwingung des Massen-Feder-Dämpfungs-systems: Rotorblätter/Rumpf. Diese Schwingung zeichnet sich in gemessenen Bode-Diagrammen in der Regel deutlich ab, siehe auch Bild 12.14.

Im Gegensatz zur klassischen, erfordert eine zeitgemäße Flugerprobung zusätzlich volle Beachtung aller *Struktureigenschaften* der Gesamtmaschine wie Massenverteilungen, Elastizitäten und Dauerfestigkeiten. Die Erprobungshubschrauber müssen entsprechend *instrumentiert* sein. Die gewonnenen Daten müssen während des Versuchsfluges online übertragen, ausgewertet, angezeigt und von Vertretern der einzelnen Fachdisziplinen überwacht werden. *Nichtlinearitäten* in der Kette: Anregung-Übertragung-Resonanz erfordern ein Herantasten an kritische Frequenzen und Lasten. Der Flugversuchingenieur am Boden muss den Piloten jederzeit warnen können, wenn dieser Gefahr läuft, eine Festigkeitsgrenze zu überschreiten. Der Pilot kann dann z.B. bei gleicher Eingangsfrequenz zu kleineren Steueramplituden übergehen. Die *strukturelle Auslegung* von neuen Hubschrauberentwürfen gewinnt damit stark an Bedeutung.

Durch Festigkeitsgrenzen kann die SFE (Service Flight Envelope, Bild 13.1) Eingrenzungen erfahren.

Sehr eingehende und praxisbezogene Hinweise zur Durchführung der erforderlichen Flugversuche werden in [6] gegeben; vor allem aber auch Informationen zur Datenreduzierung, d.h. zur Auswertung der Messschriebe.

Die klassische Art, die strukturelle Festigkeit von Hubschraubern nachzuweisen, ist mit Einführung der modernen Steuerungssysteme in weiten Bereichen nicht mehr ausreichend. Ihre Anpassung ist dringend erforderlich.

Weitere Ausweitungen der Flugerprobung ergeben sich aus den in den beiden Abschn. 13.1.2 und 13.1.3 beschriebenen zu berücksichtigenden Sichtverhältnissen und Wahrnehmungshilfen, sowie der Pilotenbelastung, Abschn. 13.1.5.

Flugmechanik der Hubschrauber  
Technologie, das flugdynamische System  
Hubschrauber, Flugstabilitäten, Steuerbarkeit  
Bittner, W.  
2014, XXII, 237 S. 125 Abb., Hardcover  
ISBN: 978-3-642-54285-5