

BERECHNUNG MAXIMAL ERFORDERLICHER STELLGESCHWINDIGKEITEN VON STEUERFLÄCHEN

D. Scholz

Applied Science

Ingenieurbüro Dieter Scholz

Seevering 53

D-21629 Neu Wulmstorf

ÜBERSICHT

Die maximal von einer Steuerfläche geforderte Stellgeschwindigkeit (Stellrate) ist ein wichtiger Parameter bei der Auslegung des Stellsystems (der Aktuatoren) der Steuerfläche; weiterhin wird die Auslegung der Energiesysteme des Flugzeugs durch die maximal erforderlichen Stellgeschwindigkeiten der Steuerflächen beeinflusst. Aus Forderungen an die Manövrierfähigkeit des Flugzeugs werden erforderliche Stellgeschwindigkeiten berechnet. Diskutiert wird, mit welchen Vorschriften und Rechenverfahren eine erste Absicherung gegen Pilot in the Loop Oscillations (PIO) - hervorgerufen durch Begrenzungen der Stellrate - erreicht werden kann.

1. EINLEITUNG

Die Manövrierfähigkeit eines Flugzeugs wird bestimmt durch die Größe der Steuerflächen, ihre Lage auf dem Flügel (oder dem Leitwerk) und durch die Geschwindigkeit mit der die Steuerflächen ausschlagen können. Jedes Flugmanöver erfordert andere Stellgeschwindigkeiten. Die maximal erforderliche Stellgeschwindigkeit einer Steuerfläche ist die Stellgeschwindigkeit, mit der alle verlangten Manöver geflogen und das Flugzeug sicher beherrscht werden kann.

Bei Flugzeugen, die direkt durch die Handkräfte des Piloten gesteuert werden (das sind Flugzeuge mit "reversiblen Flugsteuerungssystemen ohne Kraftverstärkung"), ist die maximal erreichbare Stellgeschwindigkeit der Steuerflächen lediglich abhängig von der Kraft des Piloten vermindert um die Steuerkräfte. Bei Flugzeugen, deren Steuerflächen durch Stellsysteme betätigt werden (das sind Flugzeuge mit "irreversiblen Flugsteuerungssystemen" oder mit "reversiblen Flugsteuerungssystemen mit Kraftverstärkung"), hängt die maximal erreichbare Stellgeschwindigkeit von der Leistung des Stellsystems ab. Die Leistung wird den einzelnen Stellsystemen bereitgestellt durch die Energiesysteme des Flugzeugs. In der Regel wird das Hydrauliksystem zur Versorgung der Ruderstellsysteme herangezogen. Folglich beeinflussen die für jedes Ruder maximal erforderlichen Stellgeschwindigkeiten die Auslegung der Stellsysteme sowie die Auslegung des Hydrauliksystems.

Aufgrund der genannten Abhängigkeiten muß die Information über maximal erforderliche Stellgeschwindigkeiten bereits im frühen Projektstadium vorliegen. Die maximal erforderlichen Stellgeschwindigkeiten müssen daher mit Methoden berechnet werden, die mit den Grunddaten des Flugzeugentwurfs als Eingangsparameter auskommen.

In der Praxis wurden die maximal zu erreichenden Stellgeschwindigkeiten der Steuerflächen festgelegt basierend auf den Daten bereits gebauter Flugzeuge. **TAB. 1** gibt einen Überblick über die maximalen **Stellgeschwindigkeiten an Steuerflächen von Passagierflugzeugen**. Als Beispiel wurden Werte der Airbus Flugzeugfamilie aufgelistet. Die angegebenen Stellgeschwindigkeiten beziehen sich auf die Geschwindigkeit der Steuerfläche ohne äußere Luftlasten. Die Stellgeschwindigkeit des Aktuators im ausgebauten Zustand kann höher sein als im eingebauten Zustand an der Steuerfläche. Dies ist der Fall, wenn der eingebaute Aktuator ein oder mehrere Aktuatoren an der Steuerfläche mitbewegen muß, die nicht aktiv geschaltet sind. Die Ausschlagwinkel der Spoiler beziehen sich auf das Ausfahren nach der Landung (lift dumper) - Ausschläge zur Rollunterstützung (roll spoiler) sind dagegen deutlich geringer.

TAB. 1: Maximale Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}_{max}$ und Steuerflächenausschläge δ_{max} am Beispiel der Steuerflächen von Flugzeugen der Airbus-Familie

Flugzeug		Höhenruder	Querruder	Seitenruder	Spoiler
A300 - 600	$\dot{\delta}_{max}$ [°/s]	38	43	60	55
	δ_{max} [°]	-30/+15	+/-23	+/- 30	50
A310	$\dot{\delta}_{max}$ [°/s]	38	49	60	50
	δ_{max} [°]	-30/+15	+/-23	+/-30	50
A320	$\dot{\delta}_{max}$ [°/s]	40	63	60	56 *
	δ_{max} [°]	-30/+15	+/-25	+/-30	50
A330/ A340	$\dot{\delta}_{max}$ [°/s]	40	innen *: 59 außen *: 61	56	51
	δ_{max} [°]	-30/+15	+/-25	+/-30	50

* ohne Böenlastminderung (load alleviation)
+ Stellgeschwindigkeiten durch Flugsteuerungsrechner auf 40°/s begrenzt

Eine **Faustformel** nach [RAYMOND 93] besagt: Eine Steuerfläche erreicht typischerweise ausgehend von der Neutralstellung den Vollausschlag innerhalb von einer Sekunde:

$$(1) \quad \dot{\delta}_{max} = \frac{|\delta_{max}|}{\Delta t} \quad \text{mit } \Delta t = 1 \text{ s} .$$

Die Stellgeschwindigkeiten aus TAB. 1 sind zum Teil deutlich größer als sich nach Gleichung (1) ergeben würde.

2. EINFLUßGRÖßEN DER STELLGESCHWINDIGKEIT EINER STEUERFLÄCHE

Die konstruktiv vorgesehene Maximalgeschwindigkeit zum Ausschlag einer Steuerfläche wird beeinflusst durch Forderungen bezüglich:

- 1.) der Manövrierfähigkeit des Flugzeugs,
- 2.) der Vermeidung von Pilot-in-the-Loop Oscillations (PIO),
- 3.) der Dynamik der Flugsteuerungsaktuatoren,
- 4.) des Einsatzes der Steuerflächen zur aktiven Flatterunterdrückung,
- 5.) des Einsatzes der Steuerflächen während der Flugerprobung zur Anregung des Flugzeugs,
- 6.) der Stabilisierung eines instabilen Flugzeugs.

Zu

- 1.) Die Manövrierfähigkeit wird primär beeinflusst durch die jeweilige **Steuerflächenwirksamkeiten** bezüglich der

- Rollachse ($L_{\delta} = 1/I_x \cdot \partial M / \partial \delta$),
- Nickachse ($M_{\delta} = 1/I_y \cdot \partial M / \partial \delta$) oder
- Gierachse ($N_{\delta} = 1/I_z \cdot \partial N / \partial \delta$)^{*}.

Daneben wird die Manövrierfähigkeit jedoch auch durch die Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}$ der jeweiligen Steuerfläche beeinflusst. Aus diesem Grund können erforderliche **Stellgeschwindigkeiten aus Forderungen zur Manövrierfähigkeit berechnet** und werden - unter der Voraussetzung, daß die Steuerflächenwirksamkeiten bekannt sind. Die Steuerflächenwirksamkeiten können bereits während des Vorentwurfs näherungsweise bestimmt werden. Die Abschätzung der Steuerflächenwirksamkeiten erfolgt mit [HOAK 78] aus den Daten des Flugzeugentwurfs.

- 2.) Nach [MCRUER 95] (Seite 68) wurden praktisch alle schweren **PIO-Vorfälle** in irgend einer Weise **von einer Begrenzung der Stellrate begleitet**. Da eine Stellratenbegrenzung (actuator rate limiting, actuator rate saturation) maßgeblich an PIO beteiligt ist, müssen "zu geringe" maximale Stellgeschwindigkeiten vermieden werden. In der Mehrzahl der Fälle lag die Begrenzung der Stellrate nicht in den Flugregelgesetzen, sondern in der Aktuatorik der Steuerfläche. Bei Flugzeugen mit elektronischer Flugsteuerung wird teilweise bereits das Eingangssignal zu den Aktuatoren in der Rate begrenzt. Dadurch wird ein Ansprechen der mechanischen Li-

mitierung vermieden.

- 3.) Dynamische Anforderungen an die Flugsteuerungsaktuatoren haben nur bei größeren Amplituden eine Auswirkung auf die erforderliche Stellgeschwindigkeit (siehe Punkt 4 und 5). Die Forderung einer Bandbreite ω_B des Aktuators kann unter Beachtung der geforderten Stabilitätsreserve durch die Reglerverstärkung eingestellt werden.
- 4.) Der Einsatz von Steuerflächen zur Flatterunterdrückung führt auf die Forderung nach einer Amplitude des Ausschlags der Steuerfläche $\bar{\delta}$ bei einer Frequenz ω . Dies ergibt eine Stellgeschwindigkeiten $\dot{\delta}_{max} = \bar{\delta} \cdot \omega$ abhängig von geforderten Amplituden und Frequenzen des Steuerflächenausschlags.
- 5.) Eine Forderungen für die Flugerprobung führt - wie unter Punkt 4 - auf eine maximale Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}_{max} = \bar{\delta} \cdot \omega$. Eine aus Punkt 5.) berechnete Stellgeschwindigkeit sollte möglichst nicht dimensionierend sein für die konstruktive Auslegung des Aktuators.
- 6.) Instabile oder schwach gedämpfte Eigenformen eines Flugzeugs werden immer dann *keinen* entscheidenden Einfluß auf erforderliche maximale Stellgeschwindigkeiten haben, wenn das betreffende Flugzeug mit diesen Eigenformen von einem Piloten so geflogen werden kann, daß die Forderungen der [MIL-F-8785C] erfüllt werden. Passagierflugzeuge wurden bisher mit natürlicher *Längsstabilität* entworfen. Die Stabilisierung eines Flugzeugs, das keine natürliche Längsstabilität besitzt, könnte sich jedoch dimensionierend auf die maximal erforderliche Stellgeschwindigkeit des Höhenruders auswirken.

Nur die Punkte 1.) und 2.) sollen im folgenden Text näher betrachtet werden.

2. AUSSAGEN ZIVILER ZULASSUNGSVORSCHRIFTEN ZU ERFORDERLICHEN STELLGESCHWINDIGKEITEN

Die Zulassungsvorschriften [JAR 25], [FAR 25] fordern mit §25.671: "*Each control and control system must operate with the ease, smoothness, and positiveness appropriate to its function*". Die *Acceptable Means of Compliance and Interpretations* Abschnitt (a) (Advisory Circular, Joint; ACJ) zu JAR25.671 konkretisieren dies durch:

Control systems for essential services should be so designed that ... the time taken by the system to allow the required sequence of selection should not be such as to adversely affect the airworthiness of the aeroplane.

Direkte quantitative Aussagen enthalten die zivilen Zulassungsvorschriften zu Stellgeschwindigkeiten von Steuerflächen *nicht*. Die Zulassungsvorschriften enthalten jedoch Vorschriften, aus denen erforderliche Stellgeschwindigkeiten berechnet werden können.

Auf eine erforderliche Stellgeschwindigkeit von **Steuerflächen für die Rollbewegung** kann aus §25.147(c) "*Lateral control: one engine inoperative*" und (e) "*Lateral control: all engines o-*

* Beiwerte der Flugdynamik werden hier *dimensions-behaftet* nach [MCRUER 73] angegeben. Nach [DIN 9300] (Teil 3) handelt es sich um "Spezifische Derivative" gebildet aus der partiellen Ableitung einer resultierenden Kraft oder eines resultierenden Momentes nach einer Einflußgröße (hier: Steuerflächenausschlag δ) bezogen auf eine Trägheitskenngröße (hier: Massenträgheitsmoment).

perating" geschlossen werden. Genutzt werden soll hier §25.147(e) der quantifiziert wird durch ACJ 25.147(e) [JAR 25]:
An acceptable method of demonstrating that ... roll rates are adequate for compliance with JAR 25.147(e) is as follows. It should be possible in the conditions specified ... to roll the aeroplane from a steady 30° banked turn through an angle of 60° so as to reverse the direction of the turn in not more than 7 seconds ...

[FAA 86] kommentiert §25.147(e):

Roll response should be investigated throughout the flight envelope ... to ensure adequate peak roll rates for safety ... Approach and landing configurations should be carefully evaluated to compensate for gusts and wake turbulence while in close proximity to the ground.

Auf eine erforderliche Stellgeschwindigkeit des **Seitenruders** kann aus §25.149(e) "Minimum control speed" bei gegebener Geschwindigkeit V_{MCG} geschlossen werden:

V_{MCG} , the minimum control speed on the ground is the calibrated airspeed during the take-off run at which when the critical engine is suddenly made inoperative, it is possible to recover control of the aeroplane with the use of primary aerodynamic controls alone (without the use of nose-wheel steering) ... In the determination of V_{MCG} , assuming that the path of the aeroplane accelerating with all engines operating is along the centreline of the runway, its path from the point at which the critical engine is made inoperative to the point at which recovery to a direction parallel to the centreline is completed may not deviate more than 30ft laterally from the centreline at any point...

Dabei muß die Reaktionszeit des Piloten berücksichtigt werden. Dies geht aus ACJ 25.149(e) [JAR 25] hervor:

... The pilot conducting the tests should not be aware of which engine is to be made inoperative, nor of the precise speed at which this is to occur.

Nach Auskunft des Luftfahrtbundesamtes werden Reaktionszeiten $t_r \geq 0,6$ s von den Zulassungsbehörden anerkannt. [FAA 86] kommentiert §25.147(e):

... Control of the airplane should be accomplished by use of the rudder only ...

Aus den zivilen Zulassungsvorschriften lassen sich unmittelbar keine quantitativen Aussagen ableiten zu den erforderlichen Stellgeschwindigkeiten des **Höhenruders**.

3. AUSSAGEN MILITÄRISCHER VORSCHRIFTEN ZU ERFORDERLICHEN STELLGESCHWINDIGKEITEN

Da die zivilen Zulassungsvorschriften nur begrenzt quantitative Aussagen enthalten sollen hier auch die militärischen Vorschriften [MIL-F-8785C], [MIL-STD-1797] mit ihren Angaben zu Transportflugzeugen herangezogen werden. Der zunächst evtl. naheliegenden Vermutung, daß militärische Vorschriften keinerlei **Aussagekraft für zivile Flugzeuge** hätten, steht zumindest eine Aussage der [MIL-STD-1797] (Seite VI) selbst gegenüber:

Flying qualities requirements for civil aircraft, e.g. Parts 23, 25 ... are intended to regulate only the flight safety of the aircraft certificated. Suitability for the intended use is determined by the buyer. In practice,

*however, manufacturers of transport aircraft consult extensively with potential customers in designing new aircraft. The military services are customers, rather than regulators... The **Military Specifications / Standards have ... served** as criteria by which to judge ... aircraft for intended ... military or civil uses, even in the absence of any contractually binding flying qualities requirement.*

Die [MIL-STD-1797] fordert mit § 4.1.11.5 "Control Margins" allgemein:

Control authority, rate and hinge moment capability shall be sufficient ... to assure adequate control for safety in any situation ... to permit recovery from unusual situations in, and even beyond, the Permissible Flight Envelope -- on the grounds that if a flight condition is attainable, someday it will be attained.

[MIL-STD-1797] § 4.1.12.4 "Rate of control displacement" besagt:

The ability of the aircraft to perform the operational maneuvers required of it shall not be limited by control surface deflection rates in the atmospheric disturbances specified...

Diese Aussagen sind ähnlich allgemein wie die ACJ zu JAR25.671. Sie sprechen übergeordnete Anforderung aus, mit denen in allen Flugsituationen ein adäquates Verhalten sichergestellt werden soll. Dieser Nachweis kann letztlich jedoch nur durch die Zulassungsflüge erbracht werden. Insbesondere im frühen Projektstadium wird es aus Zeitgründen nicht möglich sein, die Rechnungen so umfangreich auszuführen, daß den *allgemeinen* Vorschriften entsprochen werden kann. Dadurch, daß die allgemeinen Vorschriften **durch spezifische Vorschriften** (solche Vorschriften, die sich auf einzelne Flugsituationen beziehen) ergänzt werden, **wird es möglich, erforderliche Stellgeschwindigkeiten zu berechnen.**

Die militärischen Vorschriften unterscheiden verschiedene Gütegrade (levels of flying qualities), *Fehlerzustände* (levels of failure states), *Flugzeugklassen* (classes) und *Flugphasen* (flight phases). **TAB. 2a-d** definiert diese Begriffe soweit dies für die folgenden Angaben von Bedeutung ist.

Auf die Stellgeschwindigkeit von **Steuerflächen für die Rollbewegung** kann nach [MIL-F-8785C] und [MIL-STD-1797] § 4.5.8.1 aus den Daten von **TAB. 3** geschlossen werden. Dabei werden drei Geschwindigkeitsbereiche unterschieden:

- L $V_{min} < V < 1,8 \cdot V_{min}$
- M $1,8 \cdot V_{min} < V < 0,7 \cdot V_{max}$
- H $0,7 \cdot V_{max} < V < V_{max}$

Auf eine erforderliche Stellgeschwindigkeit des **Seitenruders** kann nach § 4.6.5.1 der [MIL-STD-1797] geschlossen werden. Der Abschnitt "Takeoff run" entspricht in den wichtigen Punkten §25.149(e) der zivilen Vorschriften.

[MIL-STD-1797] § 4.2.1.2 C spezifiziert die Sprungantwort des Flugzeugs auf eine **Höhenrudereingabe** durch drei Größen. Zwei dieser Größen, auf die hier nicht weiter eingegangen werden soll, bewerten die Eigenform der Anstellwinkelschwingung des Flugzeugs. Die dritte Größe wird als *effektive Totzeit* (effective

time delay) t_1 bezeichnet (TAB. 4):

The pitch rate response to a step input of pitch controller ... deflection, calculated from two-degree-of-freedom equations of motion ... shall exhibit the characteristics defined in the following manner ... Time t_1 measured

from the instant of the step controller input to the time at the intersection of the maximum-slope line with the time axis.

Die Berechnungsvorschrift der effektiven Totzeit wird in Bild 4.12 verdeutlicht.

TAB. 2 a-d: Grundbegriffe nach [MIL-F-8785C] und [MIL-STD-1797]

a) Gütegrad	Level 1	Level 2	Level 3
	Satisfactory	Acceptable	Controllable
b) Fehlerzustände	Normal-betrieb	Wahrscheinlichkeit des Fehlerzustandes < 10 ⁻² pro Flug	Wahrscheinlichkeit des Fehlerzustandes < 10 ⁻⁴ pro Flug
geforderter Gütegrad im Normalbetrieb / Fehlerfall	Level 1	Level 2	Level 3
c) Flugzeugklasse	Class I	Class II	Class III
Maximum Design Gross Weight	kleiner als 2950 kg	zwischen 2950 kg und 29500 kg	mehr als 29500 kg
d) Flugphase	A	B	C
	Formationsflug	Steigflug, Reiseflug, Sinkflug	Start, Anflug, Landung

TAB. 3 Rollagilität spezifiziert in [MIL-F-8785C] und [MIL-STD-1797] §4.5.8.1 für Class III Flugzeuge. Zeit t_{spec} in Sekunden zum Erreichen eines Rollwinkels von 30° bei abrupter Eingangsgröße am Steuerorgan.

Gütegrad	Geschwindigkeitsbereich	A	B	C
1	L	1,8	2,3	2,5
	M	1,5	2,0	2,5
	H	2,0	2,3	2,5
2	L	2,4	3,9	4,0
	M	2,0	3,3	4,0
	H	2,5	3,9	4,0
3	alle	3,0	5,0	6,0

TAB. 4 Effektive Totzeit t_1 nach [MIL-STD-1797] § 4.2.1.2 C

Gütegrad	effektive Totzeit
1	$t_1 \leq 0,12$ s
2	$t_1 \leq 0,17$ s
3	$t_1 \leq 0,21$ s

Zu § 4.2.1.2 C führt die [MIL-STD-1797] weiter aus:

- *The limits stated in the design criteria should be adequate to permit performance of flare and touchdown during landing, which is probably the most critical maneuver in a transport mission, ...*
- *... the presently recommended equivalent time delay limits apply across the board to all Classes, ...*

Auf **alle Steuerflächen** kann [MIL-STD-1797] § 4.1.12.5: "Dynamic characteristics" angewandt werden:

... The response of the control surfaces ... shall not lag ... by more than the angles specified ...

dazu werden Werte empfohlen, die bereits in der [MIL-F-8785C] enthalten waren (siehe hier TAB. 5).

TAB. 5 Maximal zulässige Phasenverschiebung verursacht durch die Aktuatoren an den Steuerflächen

Gütegrad	A & C	B
1	15 °	30°
2	30°	45°
3	60°	60°

Zu TAB. 5 wird gefordert, daß die Werte in der Nickachse bis zu einer Frequenz des Maximums aus ω_{sp} (Kennkreisfrequenz der Anstellwinkelschwingung) und 2,0 rad/s gelten sollen. Für Rollen und Gieren gilt entsprechend das Maximum aus ω_D (Kennkreisfrequenz der Eigenform "Dutch Roll"), $1/T_R = -L_p$ (T_R : Zeitkonstante der Rolldämpfung) und 2,0 rad/s.

4. ABSCHÄTZUNG VON ERFORDERLICHEN STEUERFLÄCHENSTELLGESCHWINDIGKEITEN AUS FORDERUNGEN ZUR MANÖVRIERFÄHIGKEIT

Wird die laterale Dynamik des Flugzeugs approximiert durch die **Rollbewegung** mit nur einem Freiheitsgrad (single degree of freedom roll approximation), so gilt nach [MCLEAN 90] (bei Massenträgheitsmomenten $I_{xz} \ll I_x$)

$$(2) \quad \Phi(s) = \frac{L_\delta}{s \cdot (s - L_p)} \cdot \delta(s) \quad .$$

Unter der Annahme einer konstanten Stellgeschwindigkeit $\delta(s) = \dot{\delta} / s^2$ kann dann aus den Angaben der ACJ 25.147(e) (siehe oben) sowie [MIL-STD-1797] § 4.5.8.1 (TAB. 3) eine

$$(3) \quad \dot{\delta} = \frac{\Phi_{spec}}{L_\delta} \left(\frac{e^{t_{spec} L_p} - 1}{L_p^3} - \frac{t_{spec}}{L_p^2} - \frac{t_{spec}^2}{2L_p} \right)^{-1} \quad \text{für } t_{sat} \geq t_{spec}$$

$$\dot{\delta} = \frac{\Phi_{spec}}{L_\delta} \left(\left(\frac{e^{t_{spec} L_p} - 1}{L_p^3} - \frac{t_{spec}}{L_p^2} - \frac{t_{spec}^2}{2L_p} \right) - \left(\frac{e^{(t_{spec} - t_{sat}) L_p} - 1}{L_p^3} - \frac{t_{spec} - t_{sat}}{L_p^2} - \frac{(t_{spec} - t_{sat})^2}{2L_p} \right) \right)^{-1} \quad \text{für } t_{sat} < t_{spec}$$

mit $t_{sat} = \delta_{max} / \dot{\delta}$

Wenn keine Rollspoiler zur Verfügung stehen, muß die geforderte Manövrierfähigkeit nur mit den Querrudern erreicht werden. Gleichung (3) liefert dann die erforderliche Stellgeschwindigkeit der **Querruder**. Sind mehrere Rollsteuerflächen vorhanden, wie etwa Innen- und Außenquerruder sowie **Rollspoiler**, so wird mit Gleichung (3) *eine** Stellgeschwindigkeit abgeschätzt, die dann sowohl für Innen- und Außenquerruder sowie die Rollspoiler gleichermaßen gilt. Für die Steuerflächenwirksamkeit L_δ in Gleichung (3) ist dann die Summe der Wirksamkeiten der betrachteten Steuerflächen anzugeben.

Die stationäre Rollrate ist in guter Näherung proportional zur Fluggeschwindigkeit. Wird diese Tatsache angewandt auf die Angaben aus TAB. 3, so folgt, daß **niedrige Fluggeschwindigkeiten dimensionierend** sind für die **Stellgeschwindigkeit der Rollsteuerflächen**.

Beispielrechnung: Für den Airbus A300 (Class III) ergeben sich mit Beiwerten aus [BROCKHAUS 94] für den Landeanflug und Forderungen gemäß TAB. 3 die in **BILD 1** angegebenen erforderlichen Stellgeschwindigkeit der Querruder (ohne Unterstützung durch Rollspoiler). Im Vergleich dazu wird nach ACJ 25.147(e) eine erforderliche Stellgeschwindigkeit von nur 2.9 °/s berechnet.

Die Beispielrechnung zeigt bereits, daß die Forderungen der [MIL-STD-1797] im Vergleich zu ACJ 25.147(e) strenger sind. Dies soll näher untersucht werden: Sind aus dem Flugzeugentwurf Steuerflächen mit vergleichsweise höherer Wirksamkeit vorgegeben, so werden die Forderungen zur Rollagilität bereits mit geringen Stellgeschwindigkeiten und einer Zeit $t_{sat} \geq t_{spec}$ zu erreichen sein. In diesem Fall vereinfacht sich Gleichung (3) entsprechend, und es wird ein **Vergleich von zivilen und militärischen Forderungen** möglich. **BILD 2** macht deutlich, daß es sich bei den Forderungen der ACJ 25.147(e) nur um eine Forderung zur Sicherheit des Flugzeugs handelt. Die ACJ-Aussage entspricht etwa einer militärischen Forderung des Gütegrades 'Level 3'. Um die Erwartungen der Kunden an die Manövrierfähigkeit des Flugzeugs zu erfüllen, müssen die Stellgeschwindigkeiten bei oben genannten Voraussetzungen etwa um den Faktor 5 schneller aus-

erforderliche Stellgeschwindigkeit der Rollsteuerflächen iterativ aus Gleichung (4.21) abgeschätzt werden. Eine Iteration ist notwendig, da für eine Zeit bis zum Erreichen des Vollausschlages der Steuerfläche $t_{sat} < t_{spec}$ die Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}$ nach Gleichung (3) nur implizit gegeben ist.

schlagen können.

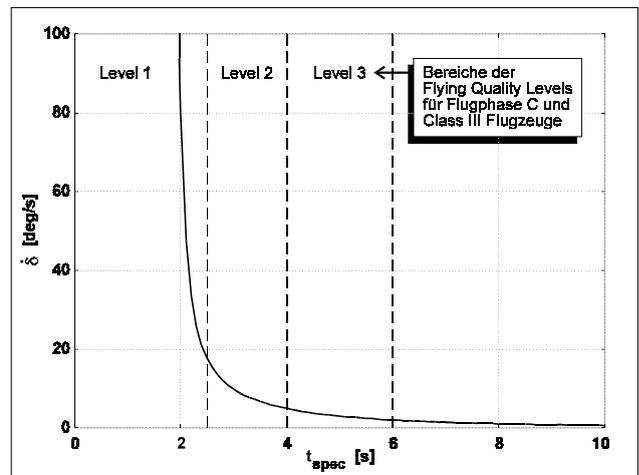


BILD 1: Erforderliche Stellgeschwindigkeit der Querruder des Airbus A300 (ohne den Einsatz der Rollspoiler) zum Erreichen eines Rollwinkels von 30° in einer Zeit t_{spec}

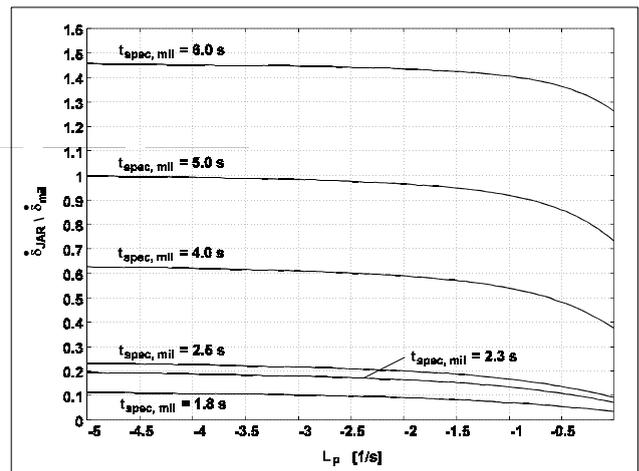


BILD 2: Vergleich erforderlicher Stellgeschwindigkeiten von Flächen zur Rollsteuerung nach ACJ25.147(e) [JAR25] (60° in 7s) und [MIL-STD-1797] § 4.5.8.1 (30° in $t_{spec, mil}$ Sekunden) nach Gleichung (3) mit $t_{sat} \geq t_{spec}$

* Wenn für die verschiedenen Steuerflächen verschiedene in einem bestimmten Verhältnis zueinander stehende Stellgeschwindigkeiten vorgesehen sind, so liefert eine Simulationsrechnung in Verbindung mit TAB. 3 die erforderlichen Stellgeschwindigkeiten.

Auch wenn bereits gezeigt wurde, daß eine bestimmte Stellgeschwindigkeit erforderlich ist, um Forderungen bezüglich der

Manövrierfähigkeit zu erfüllen, so ist noch zu klären, wie groß der **Einfluß der Stellgeschwindigkeit im Vergleich zur Steuerflächenwirksamkeit** überhaupt ist: Die Wirkung einer Steuerfläche an einem Flugzeug zur Rollunterstützung kann gekennzeichnet werden durch den Betrag der erzielbaren stationären Rollrate bezogen auf den Winkel mit dem die Steuerfläche ausgeschlagen wurde:

$$(4) \quad \frac{L_{\delta}}{-L_p} = \frac{p_{ss}}{\delta} \quad .$$

Für den Airbus A320 beträgt die maximale stationäre Rollrate p_{ss} beispielsweise $15^\circ/s$, der maximale Querruderausschlag beträgt 25° , damit ist $p_{ss}/\delta = 15/25 \text{ s} = 0,6 \text{ 1/s}$.

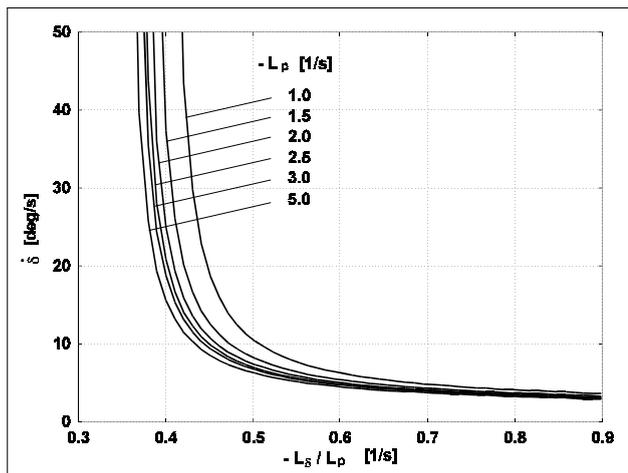


BILD 3: Erforderliche Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}$ einer Rollsteuerfläche zur Erfüllung der Forderung nach ACJ 25.147(e) (60° Rollwinkel in 7 s) bei einem maximalen Steuerflächenausschlag $\delta_{max} = 25^\circ$ nach Gleichung (3) mit $t_{sat} \geq t_{spec}$

Vorausgesetzt, daß eine Steuerfläche eine genügend große Wirkung $-L_{\delta}/L_p$ am Flugzeug zeigt, so ist einer Rollforderung (einen Hängewinkel in einer bestimmten Zeit zu erreichen) auch eine bestimmte Stellgeschwindigkeit zugeordnet. Eine **geringere Wirksamkeit L_{δ} der Steuerfläche kann nur bis zu einem ge-**

wissen Grad mit einer höheren Stellgeschwindigkeit ausgeglichen werden. Bei zu geringer Wirksamkeit der Steuerfläche, kann die gestellte Forderung auch bei stark erhöhter Stellgeschwindigkeit nicht mehr erfüllt werden. Diesen Zusammenhang zeigt **BILD 3**. Die Rolldämpfung hat bei dieser Betrachtung nur eine untergeordnete Bedeutung. Das Ergebnis wird nur bei sehr kleinen Werten der Rolldämpfung von dieser beeinflusst.

Aus BILD 1 kann entnommen werden, daß die Stellgeschwindigkeit ebenfalls nur einen begrenzten Einfluß hat, um sehr kurze Rollzeiten t_{spec} zu erreichen. Die **Wahl der Stellgeschwindigkeit** sollte sich in der Praxis also danach richten, **mit vorhandener Steuerflächengeometrie und damit Steuerflächenwirksamkeit beste Ergebnisse bei wirtschaftlich vertretbaren Stellgeschwindigkeiten zu erreichen.**

Die **erforderliche Stellgeschwindigkeit** von Steuerflächen **unter der Annahme von Fehlerfällen** kann in Anlehnung an die militärischen Vorschriften mit verringertem geforderten Gütegrad (TAB. 3 in Verbindung mit TAB. 2) abgeschätzt werden. Dazu muß die Wahrscheinlichkeit dafür bekannt sein, daß der angenommene Fehler während eines Fluges auftritt. Falls die Wahrscheinlichkeit des Fehlers nicht bekannt ist, so muß sie abgeschätzt werden aus entsprechenden Fehlerraten unter Beachtung der Systemstruktur sowie der Dauer des Fluges.

Die **Stellgeschwindigkeit des Seitenruders** kann aus [JAR 25] §25.149(e) (siehe oben) abgeschätzt werden. Zu unterscheiden sind drei Zeiträume:

- 1.) der Zeitraum vom Triebwerksausfall bei $t = 0$ bis zur Reaktionszeit t_R des Piloten,
- 2.) der Zeitraum von t_R bis t_{sat} (t_{sat} ist die Zeit, bei der das Seitenruder seinen Vollausschlag erreicht),
- 3.) Zeitraum ab Erreichen des Vollausschlages.

Wird die Summe der Momente um den Flugzeugschwerpunkt gebildet (ohne Berücksichtigung der Führungskräfte des Bugrades), so ergibt dies für die drei Zeiträume jeweils eine Differentialgleichung:

$$(5) \quad \begin{aligned} 0 < t \leq t_R &: \ddot{\Psi}(t) = N_r \cdot \dot{\Psi}(t) + \frac{y_i \cdot (F_{max} + F_d)}{I_z} \quad , \\ t_R < t \leq t_{sat} &: \ddot{\Psi}(t) = N_r \cdot \dot{\Psi}(t) + \frac{y_i \cdot (F_{max} + F_d)}{I_z} + N_{\delta_r} \cdot \dot{\delta}_r \cdot (t - t_R) \quad , \\ t_{sat} < t &: \ddot{\Psi}(t) = N_r \cdot \dot{\Psi}(t) + \frac{y_i \cdot (F_{max} + F_d)}{I_z} + N_{\delta_r} \cdot \delta_{r,max} \quad , \\ \text{mit } t_{sat} &= \delta_{r,max} / \dot{\delta}_r \quad . \end{aligned}$$

F_d	Widerstand verursacht durch das ausgefallene Triebwerk,
F_{max}	maximaler Schub eines Triebwerks,
I_z	Trägheitsmoment um die Hochachse,
N_r	Derivativ: Giermoment durch Giergeschwindigkeit (Dämpfung): $N_r = 1/I_z \cdot \partial N / \partial r$,
N_{δ_r}	Derivativ: Giermoment durch Seitenruderausschlag: $N_{\delta_r} = 1/I_z \cdot \partial N / \partial \delta_r$,
y_i	Abstand des kritischen Triebwerks senkrecht zur Flugzeuglängsachse,
δ_r	Seitenruderausschlag,
Ψ	Gierwinkel.

Falls das untersuchte Flugzeug mehr als zwei Triebwerke besitzt, erhöht sich die Geschwindigkeit des Flugzeugs mit der Masse m durch den verbleibenden symmetrischen Schub F_s auch nach dem Triebwerksausfall noch weiter

$$(6) \quad U(t) = V_{MCG} + \frac{F_s}{m} \cdot t$$

Die Abweichung des Flugzeugs von der Mittellinie der Startbahn beträgt

$$(7) \quad y(t) = \int_0^t U(\tau) \cdot \sin\Psi(\tau) d\tau$$

Die Seitenruderstellgeschwindigkeit wird iterativ so gewählt, daß die maximale Entfernung des Flugzeugs von der Mittellinie der Startbahn y gerade mit 30 ft eingehalten wird. Für jeden Iterationsschritt müssen dazu die Gleichung (5) und (6) mit (7) numerisch integriert werden.

Wenn das Seitenleitwerk bereits definiert ist, so werden mit §25.149(e) die drei Parameter V_{MCG} , t_R und $\dot{\delta}$ abgeglichen. §25.149(c) fordert $V_{MC} \leq 1,2 \cdot V_S$. Damit ist auch V_{MCG} nach oben beschränkt und wird aus Forderungen der Flugleistung vorgegeben. Der Zusammenhang der verbleiben zwei Parameter t_R und $\dot{\delta}$ zeigt **BILD 4** am Beispiel des Airbus A300. Die Beispielrechnung wurde mit Beiwerten nach [BROCKHAUS 94] durchgeführt. $V_{MCG} = 113$ kt. **BILD 4** zeigt, daß bei der mindestens geforderten Reaktionszeit von 0,6 s bereits geringe Seitenruderstellgeschwindigkeiten ausreichen. **Die erforderliche Seitenruderstellgeschwindigkeit steigt schnell mit der Reaktionszeit des Piloten an.** Die beim Airbus A300 gewählte Seitenruderstellgeschwindigkeit von $60^\circ/s$ erlaubt eine Reaktionszeit des Piloten von etwa 2,8 s.

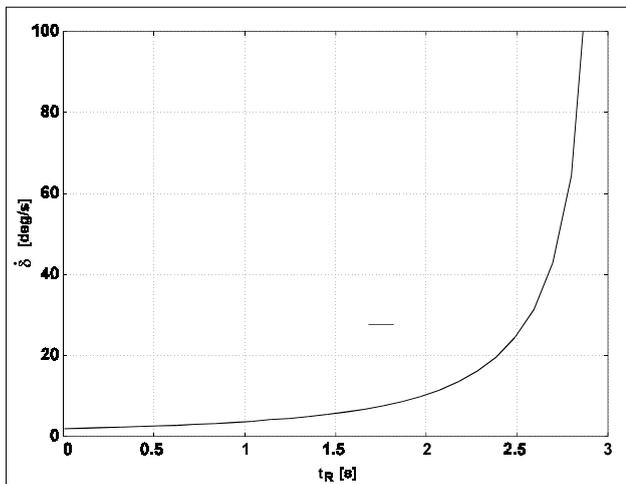


BILD 4: Erforderliche Seitenruderstellgeschwindigkeit als Funktion der Reaktionszeit des Piloten t_R (Zeit vom Eintritt des Triebwerkausfalls bis zur Betätigung des Seitenruders). Beispiel: Airbus A300

§ 4.2.1.2 C aus [MIL-STD-1797] (siehe oben) stellt eine der wenigen spezifischen Angaben dar, um eine erforderliche **Höhenruderstellgeschwindigkeit** abzuleiten. Durch Simulationsrechnungen kann gezeigt werden, daß die "effektive Totzeit" t_1 genannte Größe von der Flugzeugdynamik unabhängig ist und bei beliebig schnellen Höhenruderaktuatoren den Wert Null annimmt. Die Berechnung von t_1 wird in **BILD 5** wieder am Beispiel des

Airbus A300 gezeigt. Die effektive Totzeit t_1 beträgt im Landeanflug etwa 0,33 s. Dieser Wert liegt deutlich über der maximal zulässigen effektiven Totzeit t_1 von 0,12 s für Level 1.

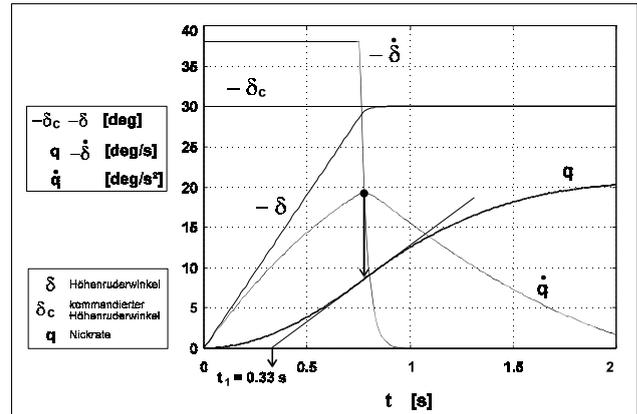


BILD 5: Berechnung der effektiven Totzeit t_1 nach [MIL-STD-1797] § 4.2.1.2 C am Beispiel des Airbus A300 im Landeanflug

Die Anforderungen des § 4.2.1.2 C werden vom Airbus A300 somit rein formal *nicht* erfüllt. Es sind jedoch folgende Tatsachen zu beachten: Die Festlegung einer Grenze zwischen Level 1 und Level 2 für die Dynamik der Nickachse mit Hilfe der effektiven Totzeit wird in der Hintergrundinformation* zur MIL-STD-1797 besonders kontrovers diskutiert: Die Werte des § 4.2.1.2 C gelten danach nur für den Fall, daß sich der Pilot als Regler im Regelkreis befindet. Es ist jedoch bekannt, daß bei großen Flugzeugen (genannt werden stellvertretend die B747 und DC10) das *Ausschwebemanöver* vom Piloten *gesteuert* statt *geregelt* wird. Dadurch, daß der Pilot sich nicht selbst in den Regelkreis begibt, wird ein stabiles Verhalten auch noch bei vergleichsweise großen effektiven Totzeiten ermöglicht. Nach einer Lockheed-Studie haben effektive Totzeiten bis zu 0,4 s keinen Einfluß auf eine Pilotenbeurteilung des Flugzeugs, wenn das Ausschwebemanöver vom Piloten gesteuert (statt geregelt) wird. Eine effektive Totzeit von 0,25 s wird in den Hintergrundinformationen als Grenze zwischen Level 1 und 2 für Anflug und Landung von Transportflugzeugen diskutiert, wenn das Manöver durch den Piloten im *geschlossenen* Regelkreis geflogen wird.

Große effektive Totzeiten haben nicht nur eine schlechte Manövrierfähigkeit zur Folge, sondern können auch der Grund für PIO sein. Folglich könnte § 4.2.1.2 C auch zur Abschätzung von erforderlichen Höhenruderstellgeschwindigkeiten zur Vermeidung von PIO herangezogen werden. Konkrete Grenzen der effektiven Totzeit im Zusammenhang mit PIO werden zwar diskutiert, sind jedoch in den Vorschriften noch nicht festgelegt worden.

6. ABSCHÄTZUNG ERFORDERLICHER STEUERFLÄCHENSTELLGESCHWINDIGKEITEN ZUR VERMEIDUNG VON PILOT IN THE LOOP OSCILLATIONS (PIO)

In [MCRUER 95] werden drei **PIO-Kategorien** definiert:

* Die Hintergrundinformation (background information) zur [MIL-STD-1797] ist im Dokument selbst enthalten.

- Category I: Lineare Schwingungen des Systems Pilot-Flugzeug.
- Category II: Quasi-lineare Schwingungen des Systems Pilot-Flugzeug bei einer Begrenzung der Steuerflächenstellrate oder des Steuerflächenausschlags.
- Category III: Nichtlineare Schwingungen des Systems Pilot-Flugzeug basierend auf plötzlichen Änderungen der Flugzeugdynamik oder der Dynamik des Verhaltensmusters des Piloten. Category III PIO werden durch Schaltvorgänge (trigger) ausgelöst.

Category I PIO sollten vermieden werden können wenn die Vorschriften der MIL-STD-1797 beachtet werden. Bisher gibt es jedoch keine spezifischen Vorschriften zur Vermeidung von Category II oder Category III PIO [McRuer 95] (Seite 87).

Aktuatoren mit ungenügender Stellgeschwindigkeit können der Grund sein für **Category II PIO**. Eine **Stellratenbegrenzung** des Aktuators führt zu einer Vergrößerung der Phasenverschiebung zwischen Pilotenkommando und Flugzeugreaktion und zu einer Vergrößerung der effektiven Totzeit. Nehmen Phasenverschiebung und effektive Totzeit "übermäßig große Werte" an, so kann davon ausgegangen werden, daß PIO irgendwann in einer Flugsituation auftreten werden. Im Zusammenhang dieser Arbeit wird davon ausgegangen, daß die Steuerflächenwirksamkeit und die möglichen Steuerflächenausschläge im Flugzeugentwurf ausreichend groß gewählt wurden, so daß es nicht zu PIO durch die **Ausschlagbegrenzung** der Steuerflächen kommen kann.

Bevor PIO Kriterien getestet werden können, muß zunächst der Aktuator analysiert werden. Die Analyse erfolgt hier in der Tiefe, wie es für die folgenden Betrachtungen erforderlich ist.

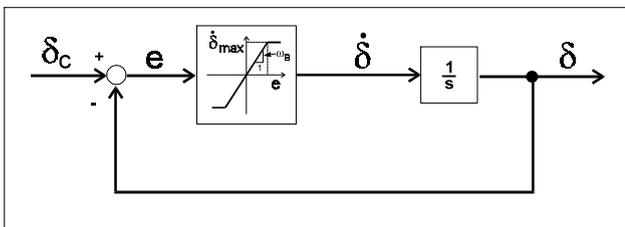


BILD 6: Das dargestellte einfache Aktuatoremodell dient zur Festlegung der für die Flugzeugdynamik wesentlichen Aktuatorparameter. Dies sind die maximale Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}_{max}$ und die Bandbreite ω_B .

BILD 6 zeigt das **einfache Aktuatoremodell**, welches der **PIO-Analyse** zugrunde gelegt wird. Der Aktuator wird pauschal durch die Parameter beschrieben, die die Auswirkungen auf die Flugzeugdynamik kennzeichnen. Dies sind die maximale Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}_{max}$ und die Bandbreite ω_B . Das Aktuatoremodell basiert auf der Annahme einer proportionalen Rückführung im Aktuatorregelkreis.

Mit Hilfe der *Harmonischen Balance* kann für das einfache Aktuatoremodell nach BILD 6 der **Phasengang** iterativ berechnet werden (vergl. [KLYDE 95] und [SCHOLZ 95]). Den Phasengang $\Phi_c = \angle \delta(j\omega) / \delta_c(j\omega)$ zeigt **BILD 7**.

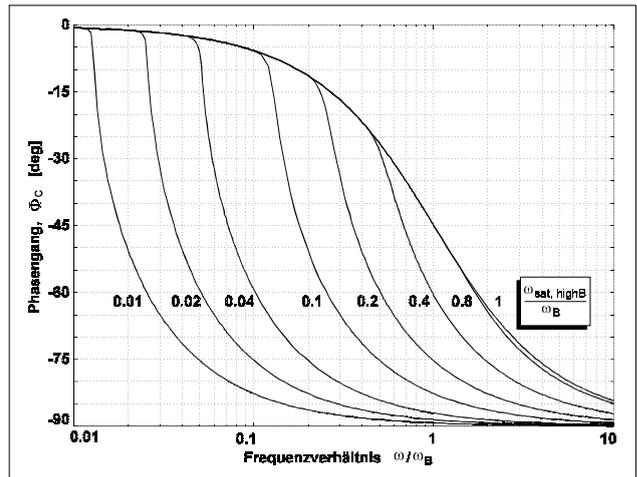


BILD 7: Phasengang (geschlossener Kreis) berechnet für das einfache Aktuatoremodell nach BILD 6 als Funktion vom Frequenzverhältnis ω / ω_B . Parameter: $\omega_{sat,highB} / \omega_B$, der Kehrwert des Sättigungsgrades

Die Phasenverschiebung ist in BILD 7 aufgetragen über der mit der Bandbreite ω_B normierten Kreisfrequenz ω der Anregung. Die Frequenzantwort ist in Abhängigkeit vom Grad der Sättigung $1 / (\omega_{sat,highB} / \omega_B)$ gegeben. Dabei ist $\omega_{sat,highB}$ die Kreisfrequenz, bei der ein Aktuator mit **hoher** der Bandbreite $\omega_B \rightarrow \infty$ in die **Sättigung** geht. $\omega_{sat,highB}$ wird berechnet aus

$$(8) \quad \omega_{sat,highB} = \omega_{sat} (\omega_B \rightarrow \infty) = \frac{\dot{\delta}_{max}}{\delta_c}$$

Gearbeitet wird mit dem Kehrwert der Sättigung $\omega_{sat,highB} / \omega_B$. Bei $\omega_{sat,highB} / \omega_B \geq 1$ geht der Aktuator auch für $\omega \rightarrow \infty$ nicht mehr in die Sättigung. Der Phasengang des einfachen Aktuatoremodells nach BILD 6 (gegeben in BILD 7) kann nur iterativ berechnet werden. Geschlossen lösbare Gleichungen können für die **Näherung** $\omega_B \rightarrow \infty$ bzw. $\omega_{sat,highB} / \omega_B < 0,2$ angegeben werden (siehe [HANKE 93] und [KLYDE 95]). Die Näherung macht aus dem Begrenzungsglied in BILD 6 ein Zweipunktglied. Das Aktuatoremodell mit Zweipunktglied besitzt gegenüber dem mit Begrenzungsglied eine bessere Dynamik. Abschätzungen erforderlicher Stellgeschwindigkeiten sind daher mit dem Näherungsmodell zwar leichter möglich, jedoch **keine** konservativen Abschätzungen und daher nur mit **Vorsicht** zu gebrauchen.

Auch wenn es bisher keine spezifischen Vorschriften gibt um Category II PIO zu vermeiden, so sollen hier dennoch **zwei Kriterien** herangezogen werden **für eine Berechnung erforderlicher Stellgeschwindigkeiten zur Vermeidung von PIO**:

Das **Kriterium nach § 4.1.12.5 "Dynamic characteristics"** der **[MIL-STD-1797]** kann auf alle Steuerflächen angewandt werden: Da bekannt ist, daß eine Stellratenbegrenzung zusammen mit der daraus folgenden Phasenverschiebung zu PIO führen kann, sollten die **maximal zulässigen Phasenverschiebungen** (siehe TAB. 5) eingehalten werden. Bei dieser Betrachtung handelt es sich noch nicht um die Analyse des Systems Pilot-Flugzeug, sondern einfach um die Berechnung einer erforderlichen Stellgeschwindigkeit aus Erfahrungswerten zur maximal zulässigen Phasenverschiebung bei der Betätigung von Steuerflächen und Flugsteuerungsaktuatoren.

Beispielrechnung: Der Airbus A300 im Landeanflug zeigt nach [BROCKHAUS 94] für ω_{sp} , ω_D sowie $1/T_R$ Werte, die alle kleiner als 2,0 rad/s sind. Die Phasenverschiebung muß daher mit $\omega = 2,0$ rad/s berechnet werden. Unter der *Annahme* einer Bandbreite der Aktuatoren von $\omega_B = 30$ rad/s ist $\omega/\omega_B = 0,0667$. Eine Auswertung von BILD 7 und Gleichung (8) ergibt die Ergebnisse aus **TAB. 6**.

TAB. 6: Ergebnisse der Beispielrechnung zu erforderlichen Stellgeschwindigkeiten berechnet nach [MIL-STD-1797] § 4.1.12.5 "Dynamic characteristics"

Flugphase	Phasenverschiebung, Φ_c	$\frac{\omega_{sat,highB}}{\omega_B}$	$\frac{\dot{\delta}_{max}}{\delta_c} = \omega_{sat,highB}$
A & C	15°	0,051	1,53 1/s
B	30°	0,046	1,38 1/s

Die Anwendung des § 4.1.12.5 "Dynamic characteristics" liefert höhere Stellgeschwindigkeiten als die Faustformel Gleichung (1) für die gilt: $\dot{\delta}_{max}/\delta_c = 1,0$ 1/s. Der Airbus A300 weist nach TAB. 1 Werte für $\dot{\delta}_{max}/\delta_c$ zwischen 1,1 und 2,0 auf. Im Mittel entsprechen die A300 Stellgeschwindigkeiten der Forderung für eine Phasenverschiebung von 15°. Die Forderung einer Phasenverschiebung von maximal 15° bei $\omega = 2,0$ rad/s entspricht einer Totzeit $\tau = \Phi/\omega$ von maximal 0,13 s.

Für eine wirkliche **PIO-Bewertung** muß das System Pilot-Flugzeug betrachten werden. Für **stellratenbegrenzte Steuerflächen der Nickachse** wurde dies erstmals möglich **durch ein von [DUDA 95] vorgeschlagenes Kriterium**. **BILD 8** zeigt das Blockdiagramm, das der PIO-Analyse zugrunde gelegt wird. Das Blockdiagramm muß lediglich das lineare (nicht stellratenbegrenzte) System beschreiben, weil sich die Untersuchung nur auf das Verhalten von Pilot und Flugzeug bis zum Eintritt der Sättigung der Stellratenbegrenzung bezieht. Untersucht wird eine Trackingaufgabe in der Längsbewegung, durch die auf eine erforderliche **Stellgeschwindigkeit der Höhenruder** geschlossen werden kann.

Prinzip des Verfahrens nach [DUDA 95]: Änderungen in Amplitude und Phase führen bei Frequenzen, die größer als die Sättigungsfrequenz ω_{sat} sind, im Nichols-Diagramm zu einer Verschiebung des Frequenzgangs nach "links-unten". Um dennoch einen genügenden Abstand vom kritischen Punkt (-180°; 0dB) beizubehalten, schlägt [DUDA 95] eine **PIO-Grenze im Nichols-Diagramm** vor (siehe **BILD 9**), die die Sättigungsfrequenz ω_{sat} nicht überschreiten darf. Die vorgeschlagene Grenze wurde verifiziert durch die Analyse der Daten zur Längsbewegung von drei militärisch genutzten Flugzeugen.

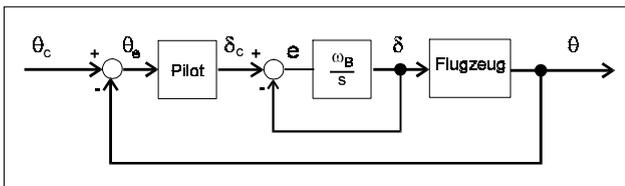


BILD 8: Modellierung der Nicklageregelung durch den Piloten für $\omega \leq \omega_{sat}$

Wenn **Category II PIO** entstehen, so liegt etwa folgender **Ablauf**

vor: Der Pilot hat sich an die Strecke angepaßt. Durch äußere Einwirkung kommt es dazu, daß der Pilot seine Verstärkung und damit auch seine Arbeitsfrequenz (crossover frequency) ω_c erhöht. Die Arbeitsfrequenz ist dabei definiert als die Frequenz, bei der das Gesamtsystem Pilot-Flugzeug ein Amplitudenverhältnis von 0 dB aufweist. Durch die Erhöhung der Arbeitsfrequenz gerät der Aktuator in die Sättigung. Insbesondere durch die plötzlich zunehmende Phasenverschiebung wird das System instabil.

Eine **Modellierung** zur Ermittlung des Eintritts von PIO kann vom **Pilotenverhalten** vor dem Beginn der PIO ausgehen. Vor PIO-Eintritt kann ein kompensatorisches Verhalten des Piloten (compensatory behavior) angenommen werden, welches durch das *Crossover Model* beschrieben wird [MCRUER 95]. Das *Crossover Model* [MCRUER 62] führt in der Grundform auf eine Pilotenübertragungsfunktion

$$(9) \quad F_p = k_p \cdot e^{-\tau s} \cdot \frac{T_L s + 1}{T_I s + 1}$$

Die **Anpassung** des *Crossover Model* an verschiedene Strecken wird in [BLAKELOCK 91] zusammenfassend dargestellt. Zur Bestimmung der Parameter des *Crossover Model* wird eine Neal-Smith Rechnung ([MIL-STD-1797] § 4.2.1.2 E) für die untersuchte Trackingaufgabe basierend auf der Grundform des *Crossover Model* nach Gleichung (9) durchgeführt. Nach § 4.2.1.2 E ist:

$$\bullet \quad \tau = 0,25 \text{ s fest vorgegeben.}$$

Weiterhin wird gefordert:

- Während der Landung darf bei einer Phasenverschiebung von 90° im offenen Kreis verursacht durch das Systems Pilot-Flugzeug die Kreisfrequenz nicht kleiner als 2,5 rad/s sein.
- Das Amplitudenverhältnis darf für Kreisfrequenzen kleiner als 2,5 rad/s nicht kleiner als -3dB sein.
- Für Flugphasen B und Flugphasen C - mit Ausnahme der Landung - wird die Forderung von 2,5 rad/s auf 1,5 rad/s reduziert.

Die aufgelisteten Forderungen sind am Beispiel in BILD 9 dargestellt. Die Sinnfälligkeit der so erhaltenen Parameter der Übertragungsfunktion des Piloten kann mit den Angaben in [MCRUER 62] überprüft werden.

Beispielrechnung: Für die Modellierung des Airbus A300 im Landeanflug mit der Übertragungsfunktion $\theta(s)/\delta_c(s)$ nach [MCRUER 73] wurden Daten aus [BROCKHAUS 94] entnommen. Die Anpassung des Pilotenmodells - Gleichung (9) - nach Neal-Smith ergab mit $\tau = 0,25$ s : $T_L = 1,35$ s und $T_I = 0$ s und führte auf BILD 9. Aus BILD 9 kann die minimal zulässige Sättigungsfrequenz $\omega_{sat} = 0,36$ 1/s abgelesen werden. Mit

$$(10) \quad \frac{\dot{\delta}_{max}}{\delta_c} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\omega_{sat}^2} + \frac{1}{\omega_B^2}}} = \omega_{sat,high} \approx \omega_{sat}$$

erhalten wir $\dot{\delta}_{max} = 10,8^\circ$ /s bei einer Amplitude des Ausschlagwinkels des Höhenruders von 30°. Wollte man eine Sättigung des Aktuators bis zur Arbeitsfrequenz des Piloten (crossover frequency) $\omega_c = 1,56$ 1/s vermeiden, so wäre entsprechend eine Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}_{max} = 46,8^\circ$ /s erforderlich.

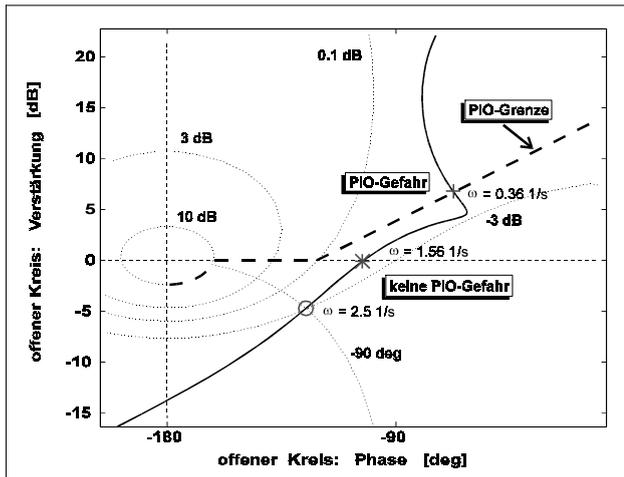


BILD 9: Anwendung des PIO-Kriteriums für stellratenbegrenzte Flugsteuerungssysteme nach [DUDA 95] auf die Nicklageregelung des Airbus A300

Prinzipiell könnte die in BILD 9 gezeigte PIO-Grenze auch auf **laterale PIO** angewandt werden. Eine Überprüfung dieser Grenze auf eine Anwendung bei lateralen PIO steht jedoch noch aus. Die Schwierigkeit liegt nicht zuletzt an unzureichenden Daten lateraler Category II PIO.

Die Beispielrechnung zeigte das Vorgehen bei einem Flugzeug mit konventioneller Flugsteuerung. Bei Fly By Wire (FBW) - Flugzeugen muß der Block "Flugzeug" in BILD 8 die Kombination aus Regelgesetzen und originärer Flugzeugdynamik umfassen. Durch das FBW-System wird das Problem in noch weitergehendem Maße nichtlinear: In einem Versuch - durchgeführt im Fixed Base Simulator der Daimler-Benz Aerospace Airbus in Hamburg [SCHOLZ 96] - wurde der Einfluß der Rollratenbegrenzung auf die erforderliche *Stellrate* der Querruder untersucht. Als erstes Ergebnis zeigte sich, daß die maximale Stellgeschwindigkeit (Stellrate) der Rollsteuerflächen PIO-frei reduziert werden kann, wenn entsprechend die maximale mögliche Rollrate begrenzt wird. Eine Begrenzung der Rollrate geht dabei natürlich auf Kosten der Manövrierfähigkeit. Folglich kann die maximal mögliche Rollrate nicht beliebig weit reduziert werden.

7. ZUSAMMENFASSUNG

Vorge stellt wurden **sechs Einflußfaktoren auf die erforderliche Stellgeschwindigkeiten** von Steuerflächen. Die maximal erforderliche Stellgeschwindigkeit erfüllt alle Forderungen der sechs vorgestellten Einflußfaktoren. Von den Einflußfaktoren wurden im Detail nur PIO- und Manövrierfähigkeitsforderungen weiter untersucht. Eine erforderliche **Stellgeschwindigkeit berechnet aus Manövrierfähigkeitsforderungen** für Rollsteuerflächen ist insbesondere abhängig von der Rollwirksamkeit L_δ der Steuerfläche. Eine maximal erforderliche Stellgeschwindigkeit des Seitenruders kann aus Manövrierfähigkeitsforderungen berechnet werden, wenn die Reaktionszeit des Piloten und die "Minimum Control Speed on Ground" - V_{MCG} - bereits festgelegt wurden. Höhenruderstellgeschwindigkeiten können aus einer "effektiven Totzeit" berechnet werden. Für die effektive Totzeit müssen dabei für große Passagierflugzeuge übliche Werte im Bereich von 0,3s bis 0,4s angesetzt werden. Diese Werte sind Anhaltswerte, die zur Zeit durch Forschungsergebnisse erst wenig abgesichert wurden.

Erforderliche Stellgeschwindigkeiten berechnet aus maximal zulässigen Werten der **Phasenverschiebung** ergeben eine **erste Absicherung gegen PIO**. Für Höhenruder gibt es darüber hinaus ein detaillierteres **PIO-Kriterium** mit dessen Hilfe auf die erforderliche Stellgeschwindigkeit geschlossen werden kann.

8. LITERATUR

- [BLAKELOCK 91] BLAKELOCK, J.H.: *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, New York : Wiley, 1991
- [BROCKHAUS 94] BROCKHAUS, R.: *Flugregelung*, Berlin : Springer, 1994
- [DIN 9300] DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: *DIN 9300 / ISO 1151: Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik*, Teil 1-7, Berlin : Beuth, 1992
- [DUDA 95] DUDA, H.: *Effects of Rate Limiting Elements in Flight Control Systems - A New PIO-Criterion*, (Guidance, Navigation and Control Conference, Baltimore, August 1995), American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995 (AIAA-95-3304)
- [FAA 86] U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Advisory Circular 25-7: Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes*, Washington, D.C., 1986
- [FAR 25] U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations, Part 25, Airworthiness Standards, Transport Airplanes*, Washington, D.C.
- [HANKE 93] HANKE, D.: *The Influence of Rate Limiting Elements in Flight Control Systems on Handling Qualities*, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Flugmechanik, Braunschweig, 1993 (Institusbericht 111-93/61)
- [HOAK 78] HOAK, D.E.: *USAF Stability and Control Datcom*, Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division, Ohio, 1978. - Vertrieb: NTIS
- [JAR 25] JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Airworthiness Requirements, Part 25, Large Aeroplanes*. - Vertrieb: Civil Aviation Authority, Cheltenham
- [KLYDE 95] KLYDE, D.H.; MCRUER, D.T.; MYERS, T.T.: *Unified Pilot-induced Oscillation Theory*. Bd 1: *PIO Analysis with Linear and Nonlinear Effective Vehicle Characteristics, Including Rate Limiting*, Flight Dynamics Directorate, Wright Laboratory, Air Force Materiel Command, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1995 (WL-TR-96-3028)
- [MCLEAN 90] MCLEAN, D.: *Automatic Flight Control Systems*, New York : Prentice Hall, 1990
- [MCRUER 62] MCRUER, D.T.; ASHKENAS, I.L.: Design Implications of the Human Transfer Function. In: *Aerospace Engineering*, Warrendale : Society of Automotive Engineers, Bd. 21, 1962, S. 76,77 und 144-147
- [MCRUER 73] MCRUER, D.T.; ASHKENAS, I.; GRAHAM, D.: *Aircraft Dynamics and Automatic Control*, Princeton : Princeton University Press, 1973
- [MCRUER 95] MCRUER, D.T.: *Pilot-Induced Oscillations and Human Dynamic Behavior*, NASA-CR-4683, 1995
- [MIL-F-8785C] DoD: MIL-F-8785C: *Military Specification: Flying Qualities of Piloted Airplanes*, 1980
- [MIL-STD-1797] DoD: MIL-STD-1797: *Military Standard: Flying Qualities of Piloted Vehicles - Draft*
- [RAYMOND 93] RAYMOND, E.T.; CHENOWETH, C.C.: *Aircraft Flight Control Actuation System Design*, Warrendale : Society of Automotive Engineers, 1993
- [SCHOLZ 95] SCHOLZ, D.: Development of a CAE-Tool for the Design of Flight Control and Hydraulic Systems. In: *Institution of Mechanical Engineers (Hrsg.): Avionic Systems, Design and Software*, London : Mechanical Engineering Publications, 1996, S. 1 - 22
- [SCHOLZ 96] SCHOLZ, D.: *Flugversuchsbeurteilung zur Reduzierung maximaler Querruderstellgeschwindigkeiten*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Hamburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Versuchsbericht, 1996