

Die Flugsteuerungssysteme
der Boeing B 737,
des Airbus A 320
und
der McDonnell Douglas MD 11
im Vergleich.

**Eine Beschreibung und Beurteilung aus der
Sicht eines Linienpiloten.**

ein Vortrag von



Dipl.Ing. Claus Cordes
Flugkapitän, Deutsche Lufthansa AG

gehalten am 08. November 2001
im Rahmen des Praxis Seminars Luftfahrt
in Zusammenarbeit mit der
Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Hamburg,
der DGLR und des VDI

ÜBERSICHT

FLUGEIGENSCHAFTEN / FLUGEIGENSCHAFTSBEURTEILUNG

- Definition : Flugeigenschaften
- Verfahren / Methoden der Beurteilung
- Forderungen an die Flugeigenschaften

VORGEHENSWEISE DES PILOTEN BEIM MANUELLEN FLIEGEN

- **CONTROL** und **PERFORMANCE**
- **PITCH** und **POWER**
- Beispiele
- resultierende Forderungen an die Flugsteuerung und die Instrumentierung

KONSTRUKTIVER AUFBAU DER LÄNGSSTEUERUNGSSYSTEME

- Boeing B 737
- Airbus A 320
- McDonnell Douglas MD 11

AUSWIRKUNGEN DES KONSTRUKTIVEN AUFBAUS AUF DIE FLUGEIGENSCHAFTEN

PERSÖNLICHE BEWERTUNG

FLUGEIGENSCHAFTEN / FLUGEIGENSCHAFTSBEURTEILUNG

- Definition : Flugeigenschaften

FLUGEIGENSCHAFTEN sind definiert als die Kriterien der Stabilität und Steuerbarkeit, die die Leichtigkeit des sicheren Fliegens eines Flugzeuges durch einen Piloten bei der Erfüllung einzelner Aufgaben innerhalb einer Mission beschreiben. Sie bestimmen die physische und mentale Anstrengung, die er dabei leisten muß (workload), um den gestellten Anforderungen zu genügen, zu einem erheblichen Teil.

Flugeigenschaften werden maßgeblich durch die Mischung der Maße der Stabilität und der Steuerbarkeit beeinflusst. Das Erreichen eines Optimums aus beiden Forderungen muß das Ziel der Auslegung sein, um eine bestmögliche Leistung des Gesamtsystems zu erzielen.

Wird hier eine gelungene Mischung erreicht, wird ein Pilot ein Flugzeug gut und gerne fliegen und somit die Effizienz des Mensch – Maschine – Systems steigern.

- Verfahren / Methoden der Beurteilung

FLUGEIGENSCHAFTSBEURTEILUNG hat die Aufgabe festzustellen, wie gut eine Mensch – Maschine – Kombination (hier: Flugsteuerungsanlage) einzelne Flugaufgaben erfüllt. Sie kann auch unter mehreren gebotenen Alternativen die zur Erfüllung einer gestellten Aufgabe geeignetste identifizieren.

Die Beurteilung von Flugeigenschaften ist wegen unterschiedlicher physischer und mentaler Belastbarkeit abhängig von den spezifischen Fertigkeiten des jeweiligen Piloten. Es sollten daher immer mehrere Piloten an einer Kampagne teilnehmen, um für die Zielgruppe repräsentative Ergebnisse zu erzielen.

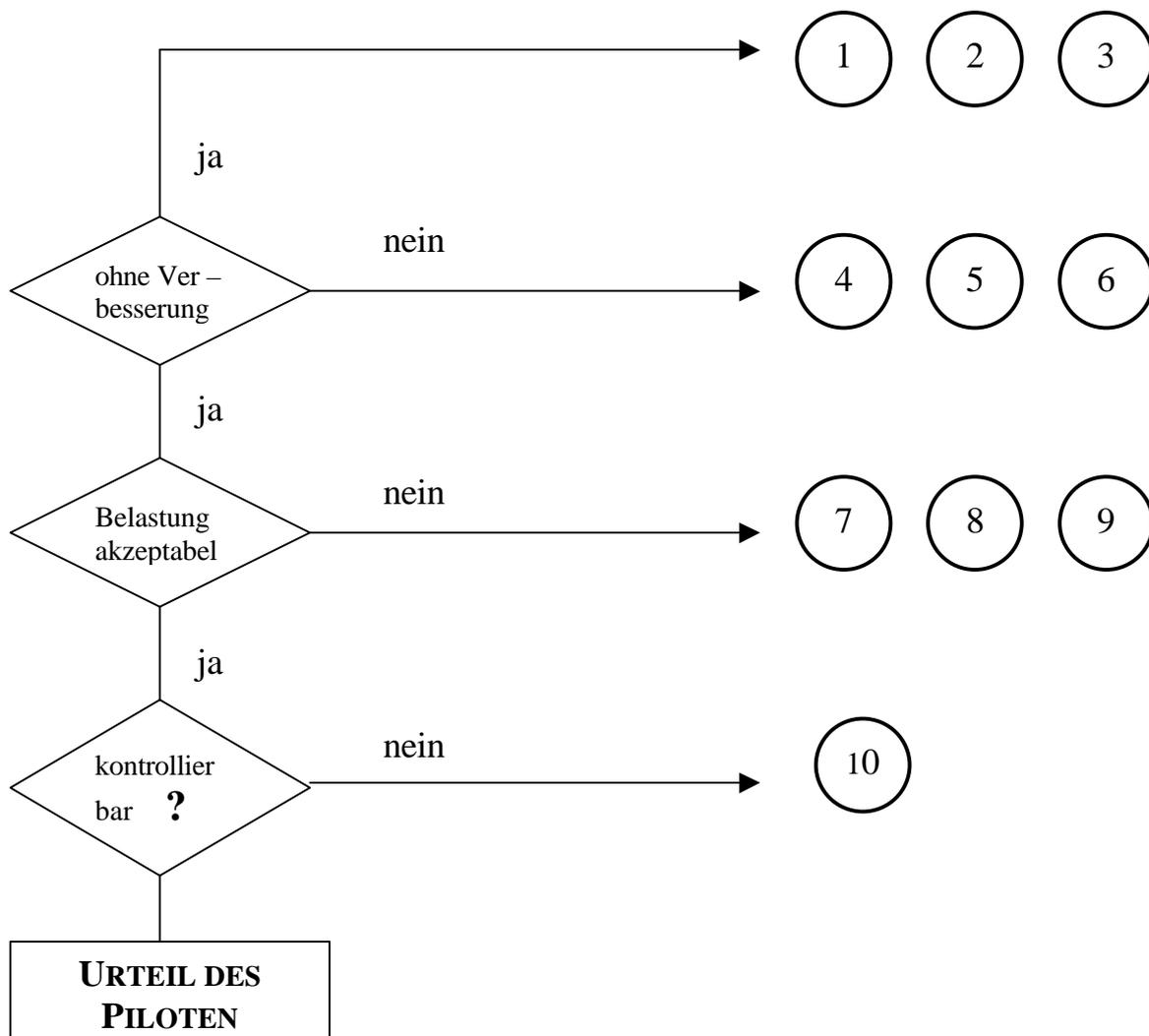
Flugeigenschaftsbeurteilungen werden seit geraumer Zeit mit Hilfe der Cooper – Harper – Skala vorgenommen, bei der durch Beantwortung einfacher Fragen zunächst eine grobe qualitative Unterscheidung vorgenommen wird, die anschließend durch Vergabe von Noten innerhalb einer Kategorie quantifiziert wird.

Cooper – Harper – Rating – Scale

aufgestellt durch Cooper (NASA) und Harper (Cornell) und gebräuchlich seit 1966.

Die Skala ist nicht linear, d.h. die Qualitätsunterschiede sind von Note zu Note nicht gleich.

Prinzip :



- Forderungen an die Flugeigenschaften

Def.:

operational flight envelope	alle Flugleistungen und Manöver während des Normalbetriebes des Flugzeuges
service envelope	alle Flugleistungen und Manöver innerhalb der Zulassungsgrenzen des Flugzeuges
permissible envelope	alle Flugleistungen und Manöver innerhalb der Möglichkeiten des Flugzeuges

- alle Manöver innerhalb des operational flight envelope sollen class – 1 Qualität aufweisen (Note 1 – 3)
- beim Auftreten relativ wahrscheinlicher Fehler sollen die Flugeigenschaften weiterhin class – 1 Qualität behalten
- beim Auftreten weniger wahrscheinlicher Fehler dürfen die Flugeigenschaften schlechter werden
- + bei Fehlern mit einer Wahrscheinlichkeit von 10^{-2} sollen die Flugeigenschaften mindestens class – 2 Qualität aufweisen
- + bei Fehlern mit einer Wahrscheinlichkeit von 10^{-5} sollen die Flugeigenschaften mindestens class – 3 Qualität aufweisen

Darüberhinaus wird beispielsweise toleriert, daß die Flugeigenschaften bei mittlerer Turbulenz nur noch class – 2 Qualität und bei schwerer Turbulenz nur noch class – 3 Qualität aufweisen. Analog ist bei anderen äußeren Einflüssen zu verfahren.

Wechselwirkungen zwischen den Flugeigenschaften um verschiedene Achsen sind zu erwarten und zu berücksichtigen (Mitchell – Formel).

VORGEHENSWEISE DES PILOTEN BEIM MANUELLEN FLIEGEN

Die Anforderungen eines Piloten an eine Flugsteuerungsanlage bzw. sein Urteil über eine vorhandene Anlage werden davon abhängen, ob und in welchem Maß sie auf sein Verhalten als Steuer- und Regelement ausgelegt und abgestimmt ist.

Um eine solche Auslegung oder Abstimmung vornehmen oder beurteilen zu können, ist es zunächst also notwendig, die Vorgehensweise des Piloten beim manuellen Fliegen zu kennen.

Zu diesem Zweck sollen zwei zunächst banal erscheinende Pilotenaufgaben eingehend betrachtet werden :

- Änderung der Fluggeschwindigkeit unter Beibehaltung von Kurs und Höhe
- Übergang vom Steig- in den Horizontalflug unter Beibehaltung von Kurs und Geschwindigkeit

Diese Aufgaben sind allerdings Element vieler anderer Flugaufgaben und die hier zu beobachtenden Eigenschaften der Flugsteuerungsanlage beeinflussen das Urteil eines Piloten nachhaltig.

Zu beachten ist, daß Transportflugzeuge zeitlich überwiegend in quasistationären Flugzuständen betrieben werden, und Manöver ein Bindeglied zwischen je zwei stabilisierten Flugzuständen darstellen. Piloten werden also Wert darauf legen, daß diese Zustände zügig und präzise einzunehmen (zu steuern) und dann leicht aufrecht zu erhalten (zu regeln) sind.

Piloten wenden beim manuellen Fliegen das Konzept

CONTROL UND PERFORMANCE

an.

CONTROLS : Bedienelemente für Primärruder und Schubregelung
(Steuerknüppel, Ruderpedale, Schubhebel)

Steuerung nach den control instruments :

- + künstlichem Horizont
- + N 1 / EPR-
Drehmoment- / Ladedruckanzeiger
- Drehzahlmesser

PERFORMANCE : aktuelle Flugleistungen angezeigt durch
Performance instruments :

- + Fahrtmesser
- + Höhenmesser
- + Variometer
- + Kurskreisel
- + Nav.- Anzeigen

Prinzip :

Mit Hilfe der **CONTROLS** wird das Flugzeug auf eine Lage im Raum, def. durch

θ (Theta) → Nicklage (pitch)

ϕ (Phi) → Hängewinkel (bank)

β (Beta) → Schiebewinkel (= 0 !)

nach Anzeige des künstl. Horizontes gesteuert und durch gehaltene Ruderausschläge (Querruder zum Stützen im Kurvenflug) oder Betätigung der Längstrimmung stabilisiert.

Gleichzeitig wird ein bestimmter Schub eingestellt (N1 / EPR).

Es handelt sich hierbei um Erfahrungswerte des Piloten !

Die sich aus dieser Steuerung des Piloten ergebenden Flugleistungen (Istwert) werden mit beabsichtigten (Sollwert) verglichen. Bei einer festgestellten Abweichung werden θ oder ϕ und N 1 so verändert, daß der Sollzustand zunächst wieder erreicht und dann nach einer weiteren Anpassung eingehalten wird.

Dieser Prozeß wiederholt sich ständig, da θ , ϕ und N 1 nur in Ausnahmefällen sofort auf die exakt erforderlichen Werte eingestellt werden und außerdem fast immer äußere Störungen auftreten.

Das tolerierte Maß an Abweichungen von den Sollwerten findet beispielsweise in der LuftPersV Ausdruck, in der der Gesetzgeber u.a. die Toleranzen bei fliegerischen Prüfungen wie folgt festlegt :

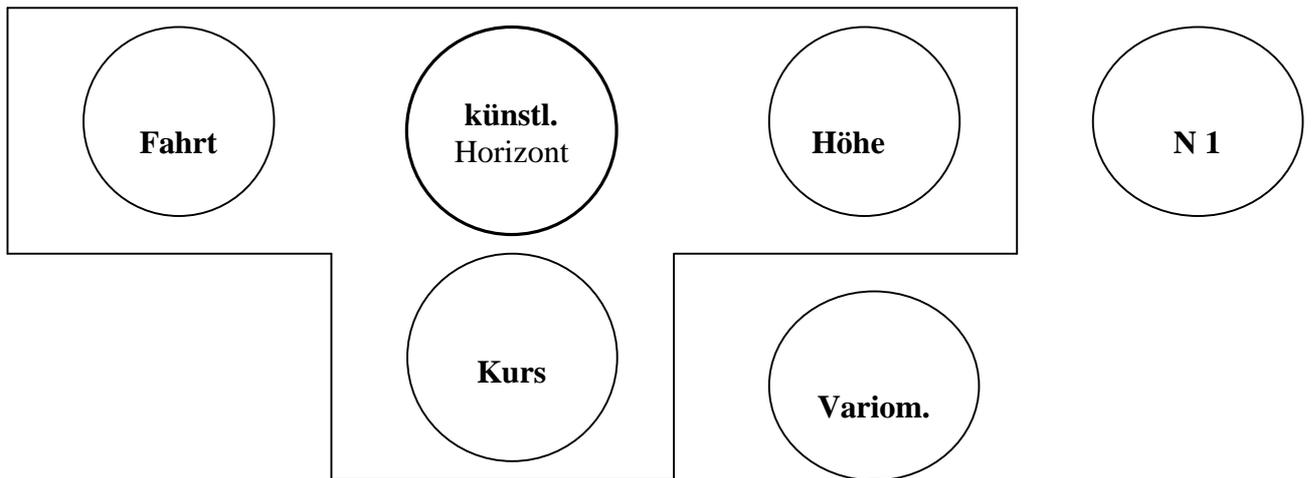
Flughöhe ± 100 ft

Fahrt + 10 / - 5 kts

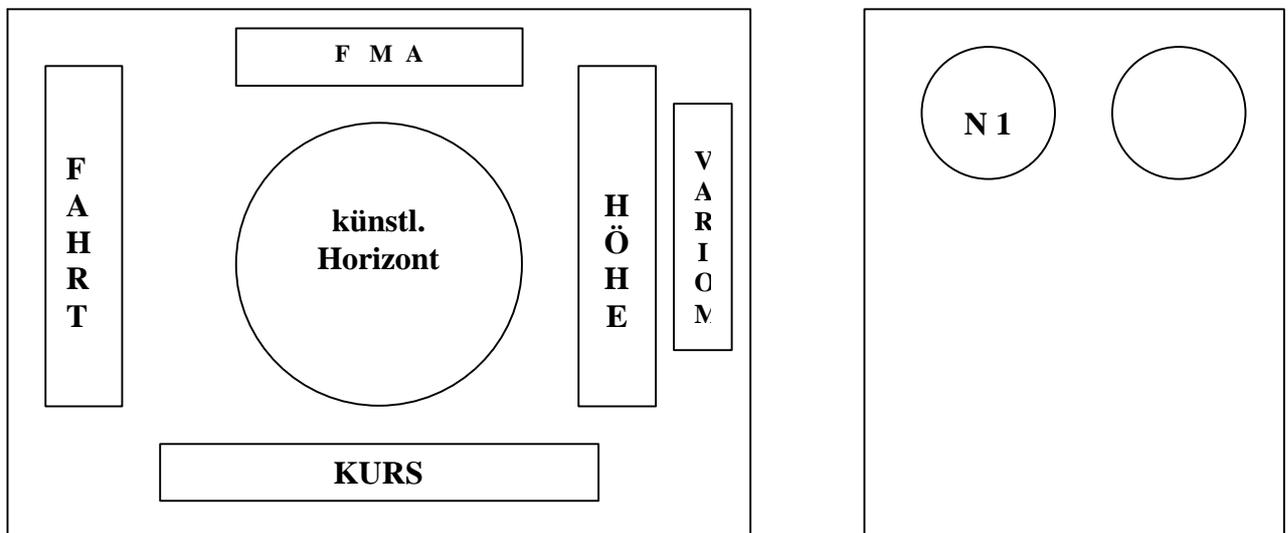
Kurs ± 5 °

Das Prinzip **CONTROL UND PERFORMANCE** hat in der Anordnung der Instrumente am Instrumentenbrett seinen Niederschlag gefunden :

T - Anordnung



bzw. Primary Flight Display :



CONTROL UND PERFORMANCE

heißt auf die Längssteuerung bezogen

PITCH UND POWER

Pitch → θ

Power → N 1

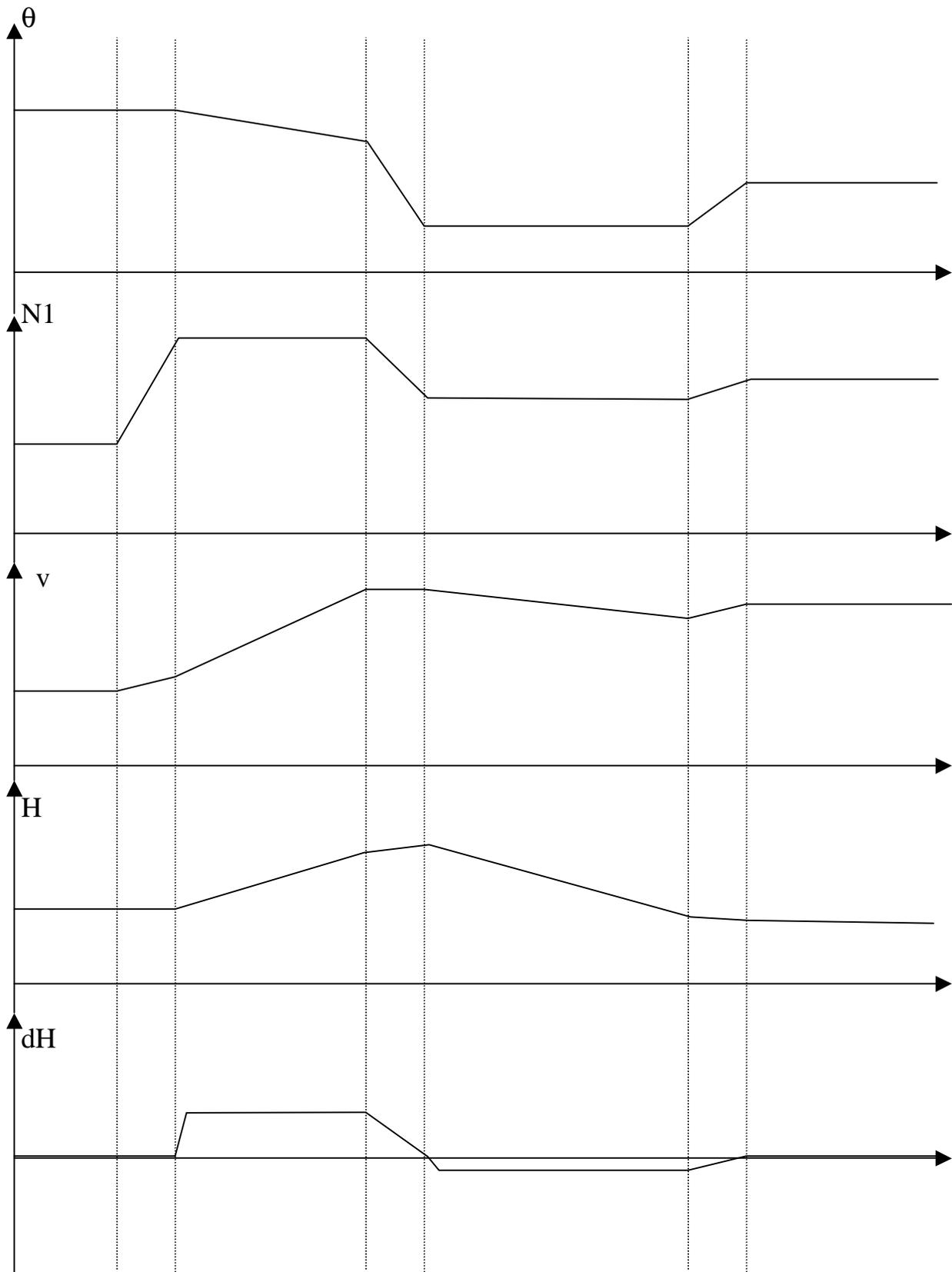
PITCH UND POWER findet auch bei den Abnormalen Verfahren Anwendung, wenn die Pitot-Statik-Anlage fehlerhaft oder ausgefallen ist. Auch das Erkennen von Fehlern in der Anlage ist mit PuP möglich ! (BirgenAir – Unfall !)

Zu diesem Zweck sind in den FCOMs Tabellen veröffentlicht.

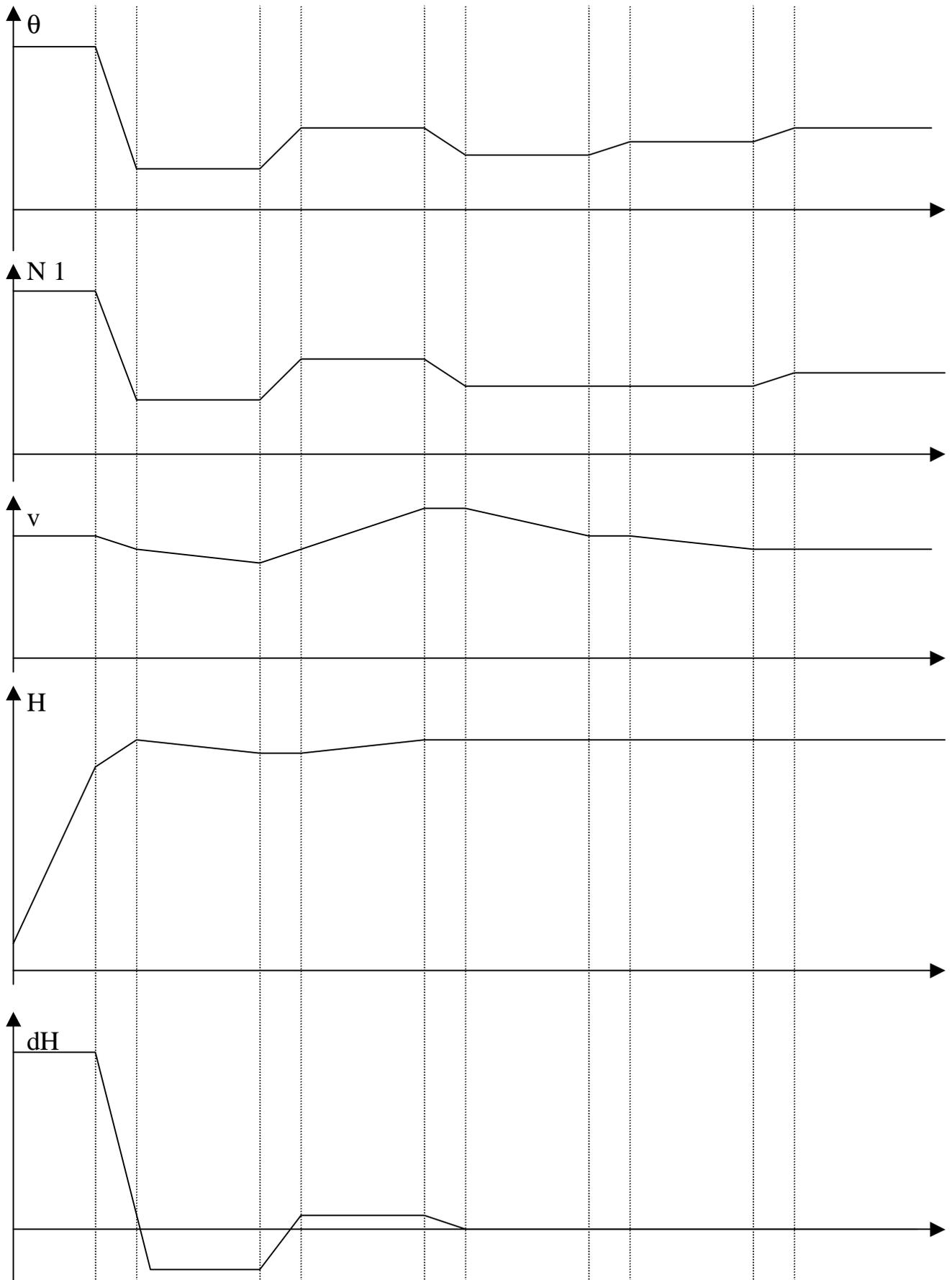
Für alle Verkehrsflugzeuge gelten folgende Werte als Anhalt :

Phase	θ [°]	N 1 [%]
2.Segment	18 – 22	95 – 105
Beschl. /Steigflug	10	90 - 100
Reiseflug	2 – 3	85 - 95
hor. 250 KIAS	3	70
hor. 210 KIAS	5	65
Gleitpfad	0	Leerlauf
Endanflug	3	65
Durchstarten	15	90 - 95

Flugaufgabe : Änderung der Fluggeschwindigkeit unter Beibehaltung der Höhe



Flugaufgabe : Übergang vom Steig- in den Horizontalflug bei konstanter Fluggeschwindigkeit



Aus einem ausgetrimmten Zustand heraus geraten die Längsmomente bei jeder Veränderung von θ , N_1 oder v aus dem Gleichgewicht und müssen erneut ausgetrimmt werden, wenn das neue θ konstant gehalten werden soll.

Handelt es sich jedoch nur um eine kurzfristige Korrektur, kann es allerdings sinnvoll sein, die Trimmung nicht zu betätigen und das Momentengleichgewicht durch einen Ausschlag des Höhenruders η_H wiederherzustellen. In diesem Fall werden, sobald die Flugleistungsparameter ihre Sollwerte wieder erreicht haben, die Momente um die Querachse nach Loslassen des Höhenruders wieder im Gleichgewicht sein.

Um mithin ein Flugzeug nach der Methode **PITCH UND POWER** gut fliegen zu können, sind flugzeugseitig folgende Kriterien zu erfüllen :

- die Höhensteuerung muß sehr kleine Ausschläge des Höhenruders erzeugen können, um kleine Änderungen der Nicklage und kleine Änderungsgeschwindigkeiten der Nicklage bewirken zu können
- der Verlauf der Knüppelkräfte muß derart sein, daß einerseits eine Betätigung des Höhenruders kein „Losbrechen“ aus der Nulllage erfordert, andererseits kleine Höhenruderausschläge zum Halten des Momentengleichgewichtes vom Piloten wahrgenommen und als Trimm-Erfordernis erkannt werden.
- die Höhenruder- (Flossen-) Trimmung muß sehr fein einstellbar sein oder die Trimmung muß automatisch erfolgen
- der künstliche Horizont muß eine sehr weit gespreizte θ - Skala aufweisen
- N_1 - / EPR – Werte müssen schnell und deutlich ablesbar sein

KONSTRUKTIVER AUFBAU DER LÄNGSSTEUERUNGSSYSTEME

- der Boeing B 737

Die B 737 verfügt über eine konventionelle, mechanisch hydraulische Längssteuerung. Die Steuersäulen der Piloten sind über im Kabinenfußboden verlaufende Steuerseile mit den beiden hydraulischen Rudermaschinen verbunden.

Werden die mechanisch miteinander verbundenen Steuersäulen vor- oder zurückbewegt, öffnet an den Rudermaschinen jeweils ein Ventil, das Hydraulikdruck auf einen Arbeitszylinder wirken läßt. Dadurch wird das Rudermaschinengehäuse solange bewegt, bis das Ventil wieder geschlossen ist. Das Höhenruder führt die Bewegung des Gehäuses mit aus.

Durch einen Daumenschalter am Steuerhorn wird die Flossentrimmung betätigt. Dabei dreht ein Elektromotor eine Spindel. Diese Drehung wird über ein Gewinde, das an der Höhenleitwerksflosse montiert ist, in eine Längsbewegung umgewandelt. Eine Nachführung der <feel and centering unit> bewirkt, daß das Höhenruder analog der Flossenstellung in die neue Neutrallage nachgeführt wird.

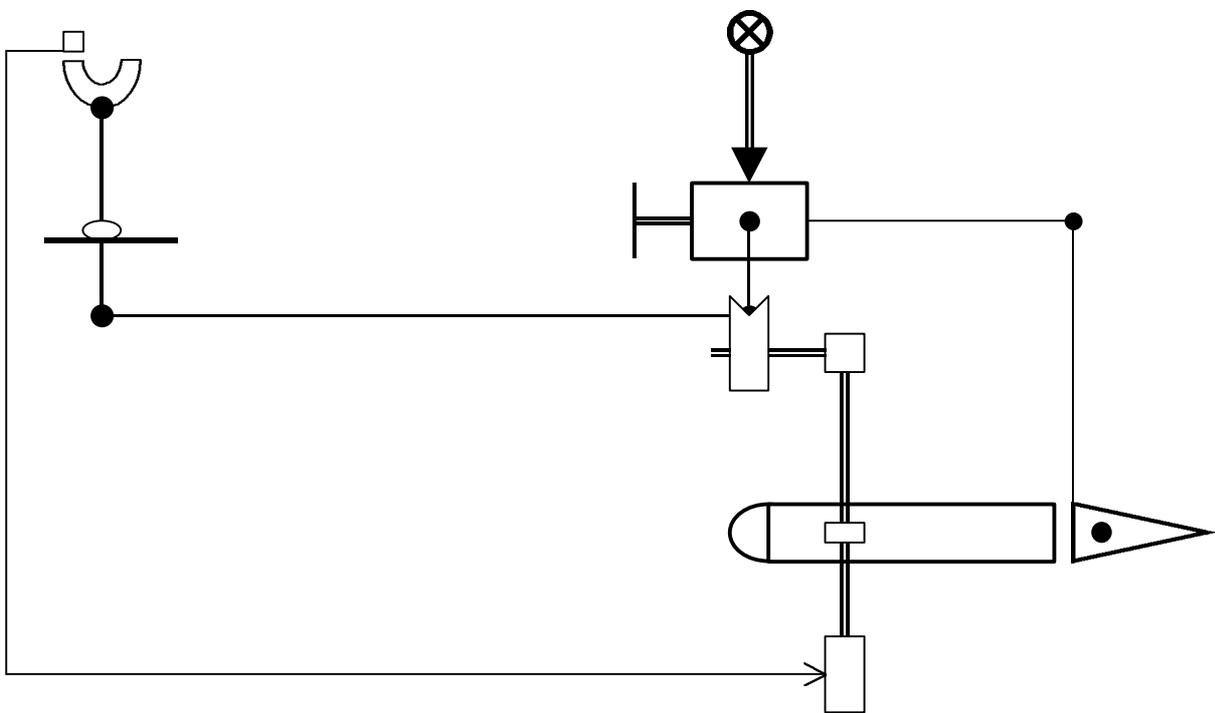
Bei Ausfall der beiden Hydrauliksysteme, die mit A und B bezeichnet werden, verblocken die Rudermaschinen, so daß über die Steuerseile und die nun nicht mehr funktionstüchtigen Rudermaschinen die Höhenruder – unter erheblichem Kraftaufwand – direkt angesteuert werden können.

Bei Ausfall der elektrischen Höhenflossentrimmung kann die Flosse über Handräder, die beiderseits der Mittelkonsole angebracht sind, verstellt werden.

Bei blockierter Trimmanlage muß das Momentengleichgewicht durch permanenten Höhenruderausschlag erhalten werden.

Die Längssteuerungsanlage der B 737 verfügt über keine Schutzfunktionen gegen gefährliche Flugzustände.

Längssteuerung und Längstrimmung der B 737



- des Airbus A 320

Der Airbus A 320 verfügt über eine fly – by – wire – Steuerung.

Steuersignale des Piloten werden über einen Side – Stick – Controller in das System eingegeben. Im NORMAL LAW entspricht ein Knüppelausschlag aber nicht einem Ausschlag des Höhenruders, sondern einer Anforderung eines Lastvielfachen in Richtung der Hochachse des Flugzeuges. Dabei werden die strukturellen Grenzen des Flugzeuges beachtet. Voll durchgezogener Knüppel bedeutet also eine Forderung nach + 2,5 g, voll gedrückter Knüppel nach – 1 g bei eingefahrenen und 0 g bei ausgefahrenen Landeklappen. Außerdem ist es nicht möglich, den der Konfiguration entsprechenden maximal möglichen Anstellwinkel oder die zulässige Höchstfluggeschwindigkeit zu überschreiten. Analog dem max. zul. Lastvielfachen in z – Richtung ist der größtmögliche Hängewinkel 67° im Horizontalflug, da hierbei ebenfalls + 2,5 g erreicht werden.

Bei Ausfall von bestimmten Systemkomponenten (z.B. IRS) fällt die Steuerung über das ALTERNATE LAW ins DIRECT LAW zurück. Dabei entspricht dann der Knüppelausschlag dann wieder (in etwa) einem Ruderausschlag.

Im Normal Law braucht der Flugzeugführer nicht zu trimmen. Ein über eine bestimmte Zeit hinaus erforderlicher Höhenruderausschlag zum Halten des geforderten Lastvielfachen auch bei neutral gehaltenem Side – Stick wird vom System erkannt und ausgetrimmt.

Dadurch, daß der Cosinus sehr kleiner Winkel nahezu den Wert 1 hat, wirkt sich die Steuerung im Bereich normaler Neigungswinkel wie ein Attitude – Hold – System aus. Ist vom Piloten also eine bestimmte Längsneigung eingenommen worden, kann der Steuerknüppel losgelassen (neutral gehalten) werden, wobei θ zumindest kurz- bis mittelfristig stabil bleibt.

Konventionelle Eigenschaften der Längsstabilität bleiben aber erhalten, wie ein Absenken der Flugzeugnase bei deutlicher Schubreduzierung, ein Aufbäumen bei Schuberhöhung oder Änderungen des resultierenden Längsmomentes beim Ein- oder Ausfahren der Landeklappen. Dadurch verhält sich der A 320 bezüglich der Längssteuerung so, wie ein Pilot es von Flugzeugen mit konventioneller Steuerung gewohnt ist.

Bei Ausfall der Trimmanlage werden die Höhenruder zum Ausgleich der auftretenden Längsmomente ohne Betätigung des Side – Stick soweit wie erforderlich ausgeschlagen, um einen Ausgleich des resultierenden Momentes zu erreichen. Im DIRECT LAW kann / muß der Pilot durch Drehen der in die Mittelkonsole integrierten Trimmräder die Höhenleitwerksflosse verstellen.

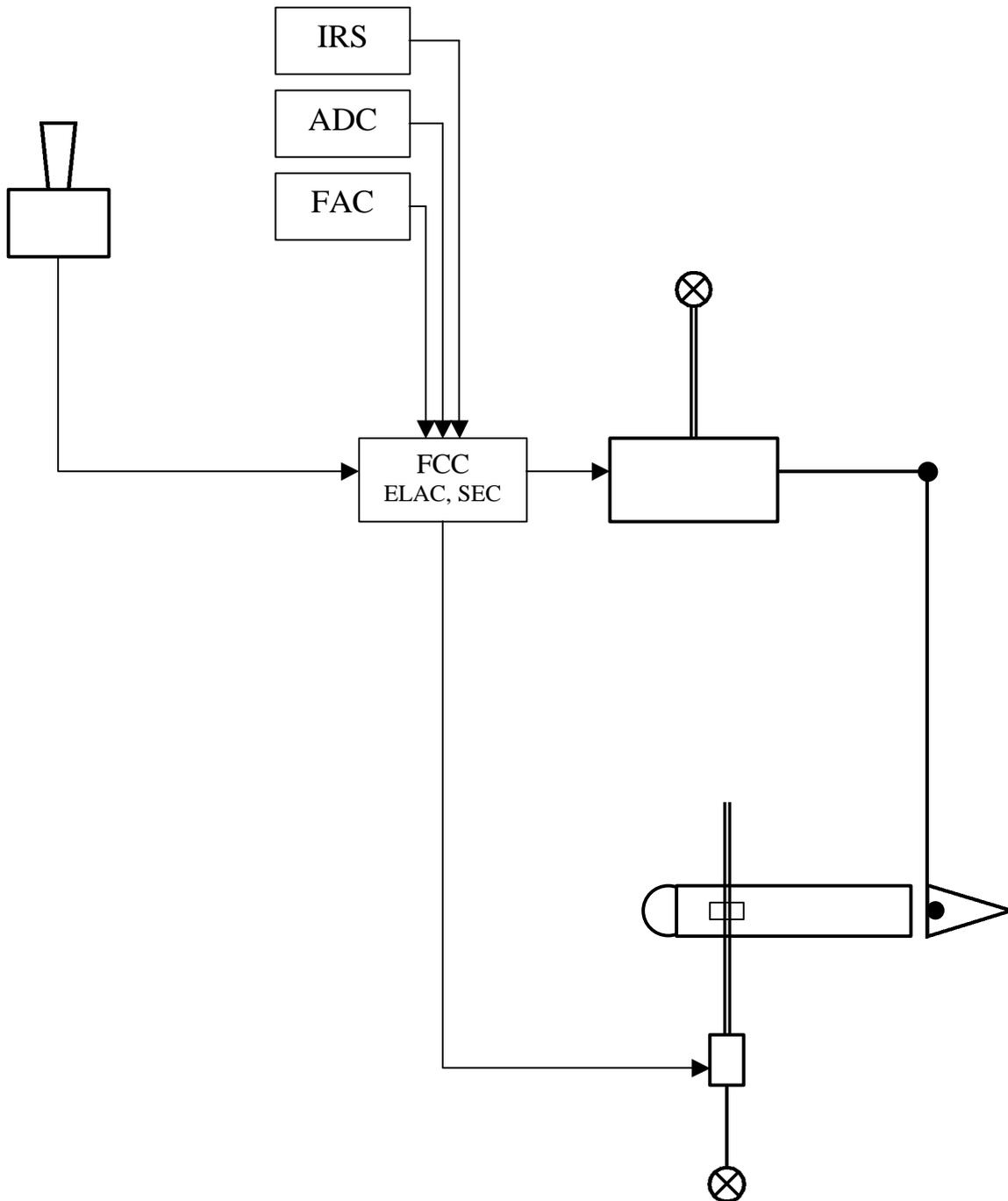
Die beiden Side – Stick – Controller sind nicht miteinander gekoppelt. Ihre Ausschläge addieren sich, so daß bei voll gegensätzlich ausgeschlagenen Side – Sticks das Ausgangssignal an die Flugsteuerung Null ist.

Durch Betätigung des Auto-Pilot-Disconnect-Buttons kann einer der beiden Piloten die Priorität seiner Eingaben erreichen.

Die Höhenleitwerk wird von allen drei Hydraulikanlagen versorgt. Bei Ausfall zweier Anlagen sind entweder beide Höhenruder oder je ein Höhenruder und die Flosse ansteuerbar. Bei einem Ausfall der Flossenversorgung sind die Hinterkantenklappen ebenfalls nicht mehr ansteuerbar, wodurch starke Lastigkeitsänderungen durch deren Fahren vermieden werden.

Im NORMAL LAW verfügt die Steuerung des A 320 über weitreichende Schutzfunktionen gegen gefährliche Flugzustände.

Längssteuerung und Längstrimmung des A 320



- der McDonnell Douglas MD 11

Die MD 11 verfügt über eine konventionelle, mechanisch hydraulische Längssteuerung, deren Funktionsbereich durch fly-by-wire – Komponenten erweitert ist.

Die Steuersäulen der Piloten sind über im Kabinenfußboden verlaufende Steuerseile mit vier hydraulischen Rudermaschinen (je zwei Außen- und zwei Innenruder) verbunden. Dabei wird jede Rudermaschine von zwei der drei Hydrauliksysteme versorgt.

Werden die mechanisch miteinander verbundenen Steuersäulen vor- oder zurückbewegt, öffnet an den Rudermaschinen jeweils ein Ventil, das Hydraulikdruck auf einen Arbeitszylinder wirken läßt. Dadurch wird das Rudermaschinengehäuse solange bewegt, bis das Ventil wieder geschlossen ist. Das Höhenruder führt die Bewegung des Gehäuses mit aus.

Durch einen Daumenschalter am Steuerhorn wird die Flossentrimmung betätigt. Dabei öffnen Ventile eines Hydraulikmotors. Dieser betätigt eine Spindel, deren Drehung über ein Gewinde, das an der Höhenleitwerksflosse montiert ist, in eine Längsbewegung umgewandelt wird. Eine Nachführung der <feel and centering unit> bewirkt, daß das Höhenruder analog der Flossenstellung in die neue Neutrallage nachgeführt wird.

Die vorhandene Redundanz bewirkt, daß bei Ausfall zweier Hydrauliksysteme entweder alle vier Höhenruder oder drei Höhenruder und die Flossentrimmung hydraulisch versorgt sind.

Bei Ausfall der elektrischen Höhenflossentrimmung kann die Flosse über Griffe an der Mittelkonsole verstellt werden. Dazu ist allerdings Hydraulikdruck erforderlich, denn es werden lediglich die Ventile am Spindelantrieb mechanisch geöffnet.

Darüber hinaus verfügt die Steuerungsanlage über das System LSAS :

LONGITUDINAL STABILISATION AUGMENTATION SYSTEM.

Gegenüber dem Vorgängermodell DC 10 wurde die Höhenleitwerksfläche um ca. 30 % verringert, was z.T. durch einen längeren Hebelarm ausgeglichen wird. Da die MD 11 über ein Trimm tanksystem verfügt, daß bis zu 6 500 kg Treibstoff in den HLW-Tank pumpt, kann im Reiseflug mit einer sehr rückwärtigen Schwerpunktage geflogen werden, um den Widerstand zu vermindern. Der Anstellwinkel der HLW-Flosse wird so auf ca. - 1,2° reduziert.

Um die statische Stabilität in ausreichendem Maße zu erhalten, hat LSAS, eine Funktion innerhalb der FCCs, eine Höhenruderautorität von $\pm 5^\circ$ und bewirkt beim manuellen Flug ein Halten des aktuellen Nickwinkels, solange am Steuerhorn Kräfte ≤ 2 lbs ausgeübt werden. Werden größere Steuerkräfte ausgeübt, folgen die Höhenruder den Steuerkommandos des Piloten. Werden die

Steuerkräfte wieder unter den Schwellwert verringert, wird der dann anliegende Neigungswinkel wiederum gehalten.

LSAS registriert einen länger erforderlichen Höhenruderausschlag zum Halten des Neigungswinkels und verstellt die Leitwerksflosse solange, bis die Höhenruder wieder neutral stehen, wodurch LSAS-Autorität erhalten bleibt.

Bei einem Ausfall von LSAS kann entweder mit Autopilot geflogen werden, der dann die stabilisierende Funktion übernimmt, oder es muß durch Umpumpen von Kraftstoff der Schwerpunkt vorverschoben und damit das Maß der statischen Stabilität erhöht werden.

LSAS übernimmt darüberhinaus Schutzfunktionen gegen gefährliche Flugzustände durch Höhenruderausschläge im Rahmen seiner Autorität oder Verstellen der Leitwerksflosse.

AUSWIRKUNGEN DES KONSTRUKTIVEN AUFBAUS AUF DIE FLUGEIGENSCHAFTEN

Wie im Abschnitt „Vorgehensweise des Piloten beim manuellen Fliegen“ erläutert, möchte der Pilot einerseits eine Stabilität der Nicklage nutzen, um seine Aufmerksamkeit nach Einstellen eines θ - Winkels auch auf andere Aufgaben der Flugdurchführung richten zu können, andererseits aber auch leicht und vor allem in sehr kleinen Schritten die Längsneigung ändern können.

Diese Arbeit wird ihm dadurch erschwert, daß das Flugzeug nach allen Änderungen des Neigungswinkels, der Fluggeschwindigkeit oder des Schubes um seine Querachse neu ausgetrimmt werden muß, wenn das Höhenruder neutral / kraftfrei gehalten werden soll.

Bei der **BOEING B 737** ist es aufgrund der Auslegung der Steuerungsanlage möglich, sehr kleine Höhenruderausschläge vorzunehmen, um geringen Mißtrimm kurzfristig auszugleichen oder kleine Änderungen des Neigungswinkels herbeizuführen.

Die Längstrimmung kann, je nach Konfiguration (Landeklappen ein- oder ausgefahren) mit zwei verschiedenen Geschwindigkeiten verstellt werden: langsam bei eingefahrenen Klappen, und mit etwa doppelter Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen, da das Fahren der Auftriebshilfen schnelle Momentenänderung verursacht. Darüber hinaus ist es möglich und geübte Praxis, minimale Verstellungen der Flosse durch manuelles Drehen an den Trimmrädern an der Mittelkonsole vorzunehmen.

Insgesamt ist der Verlauf der Steuerkräfte nach Richtung und Betrag natürlich und dem Empfinden angemessen. Die gestellten Aufgaben können vom Piloten, wenn auch mit relativ hohem mentalen Aufwand, gut erfüllt werden.

Cooper-Harper-rating : class 1

Beim **AIRBUS A 320** ist es aufgrund der Auslegung der Anlage relativ einfach möglich, das Ausgangssignal einer Side – Stick Betätigung nach den Erfordernissen zu manipulieren. So bewirkt ein kleiner Ausschlag zunächst ein sehr kleines Ausgangssignal. Dies kommt der menschlichen Motorik entgegen, da sehr kleine Bewegungen schwierig auszuführen sind. Mit dem A 320 ist es möglich, sehr kleine Änderungen des Neigungswinkels mit sehr kleinen Änderungsgeschwindigkeiten durchzuführen.

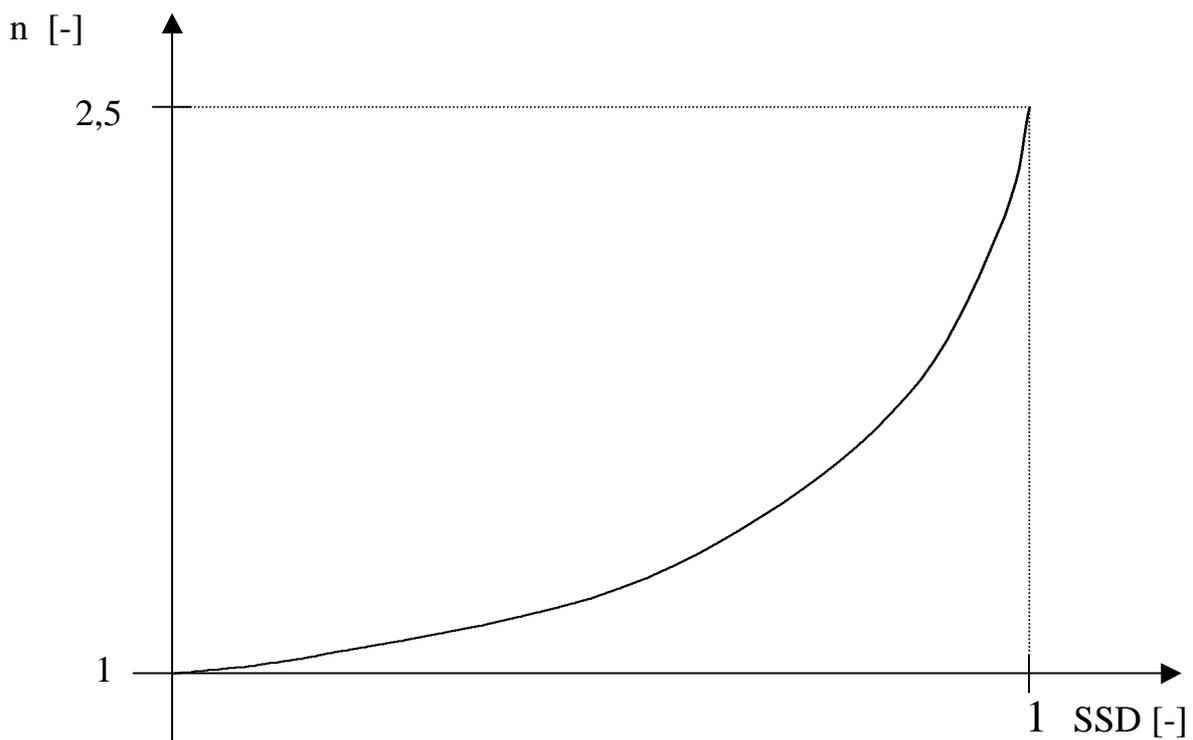
Werden größere Lastvielfache vom Piloten gefordert, kann der Side – Stick zügig gegen eine progressiv ansteigende Federkraft ausgeschlagen werden. Das Ausgangssignal steigt dann exponentiell an.

Dadurch, daß der θ - Winkel beim Loslassen des Side – Sticks nahezu stabil ist, kann der Pilot seine Aufmerksamkeit eher als bei einer konventionellen Steuerung anderen Aufgaben widmen, dies umso mehr, als er das Flugzeug nicht selbst neu austrimmen muß.

Die Tendenz des Flugzeuges auf schnelle und große Änderungen des resultierenden Längsmomentes prinzipiell wie ein Flugzeug mit konventioneller Steuerung zu reagieren, erzeugt ein natürliches Fluggefühl.

Die gestellten Aufgaben lassen sich mit dem A 320 mit geringerer mentaler Anstrengung als mit der B 737 ausführen, oder bei gleicher Anstrengung mit höherer Präzision.

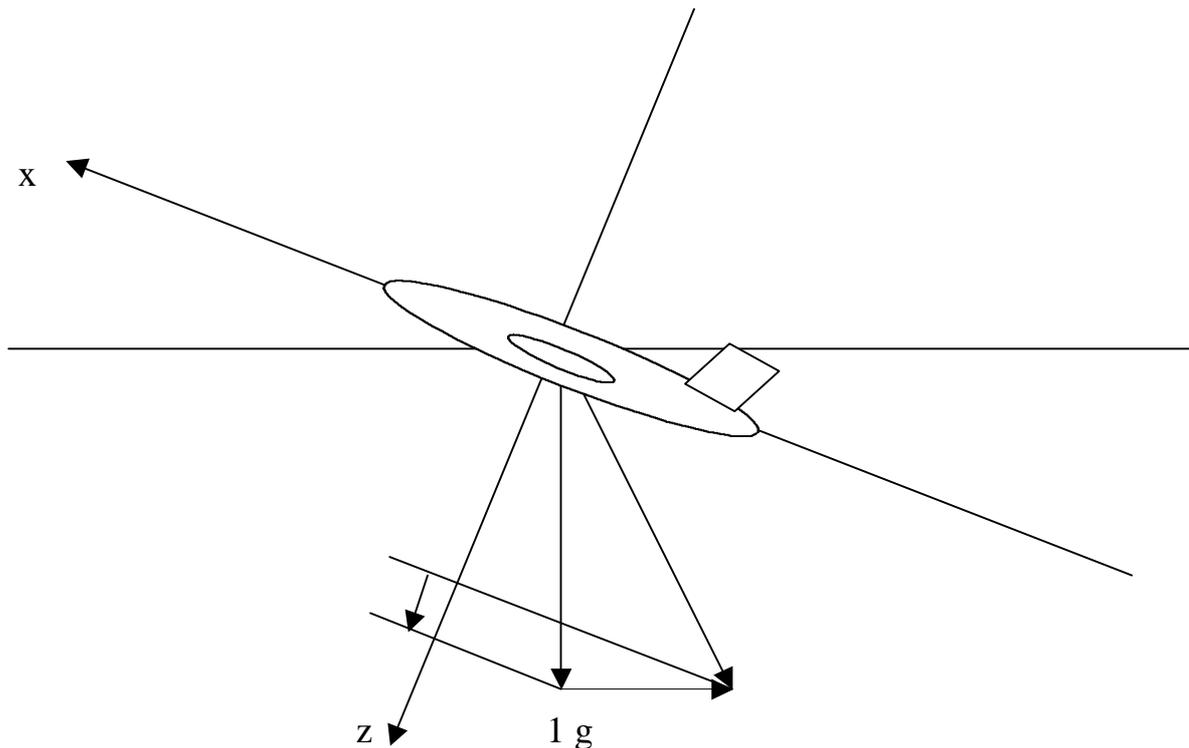
Cooper-Harper-rating : class 1



Soll ein konventionelles Flugzeug in konstanter Flughöhe beschleunigt werden, muß der Schub erhöht werden. Durch die Aufhängung der Triebwerke unter dem Flugzeugschwerpunkt entsteht ein schwanzlastiges Moment, das durch Drücken am Höhenruder kompensiert werden muß.

Dem entspricht das Verhalten des A 320

„konventionelle Reaktion“ des A 320 beim Beschleunigen / Verzögern im Horizontalflug



Im unbeschleunigten Horizontalflug zeigt das Lot zum Erdmittelpunkt. Die Projektion auf die z – Achse ergibt einen Wert von fast eins, da der cosinus kleiner Winkel nahezu eins beträgt.

Wird das Flugzeug beschleunigt, zeigt das Scheinlot in Richtung der neg. x – Achse, die Projektion auf die Hochachse verkürzt sich. Das Flugzeug fliegt also bei losgelassenem Side – Stick – Controller einen Abfangbogen, um $n_z = 1$ zu erreichen.

Bei einer Verzögerung gelten analog umgekehrte Verhältnisse.

Daraus resultiert ein natürliches Flugverhalten.

Bei der **MD 11** führt die Auslegung der Steuerungsanlage zu folgendem Flugzeugverhalten :

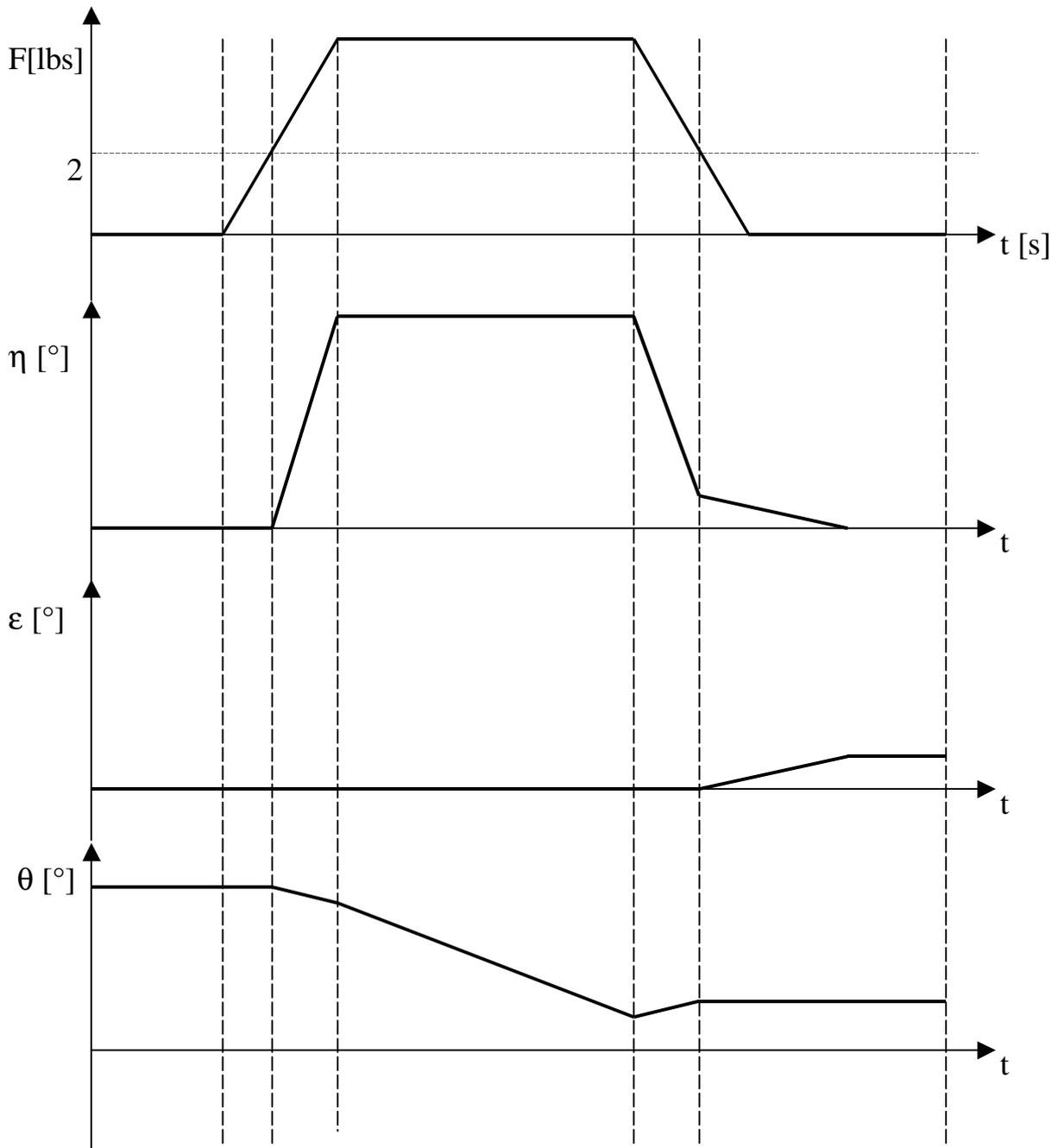
- 1.) die Längsneigung ist wegen der attitude-hold-mode des LSAS auch bei leichten bis mittleren äußeren Störungen sehr stabil
- 2.) Lageveränderungen durch Höhenruderausschlag erfordern generell sehr hohe Steuerkräfte
- 3.) das Einnehmen eines bestimmten θ - Winkels ist auf Grund der Logik des LSAS nur vergleichsweise ungenau möglich

zu 1.)

Die Funktion attitude-hold ist, wenn sie benötigt wird, sehr angenehm. Das Flugzeug kann z.B. bei einer Beschleunigung „allein gelassen“ werden.

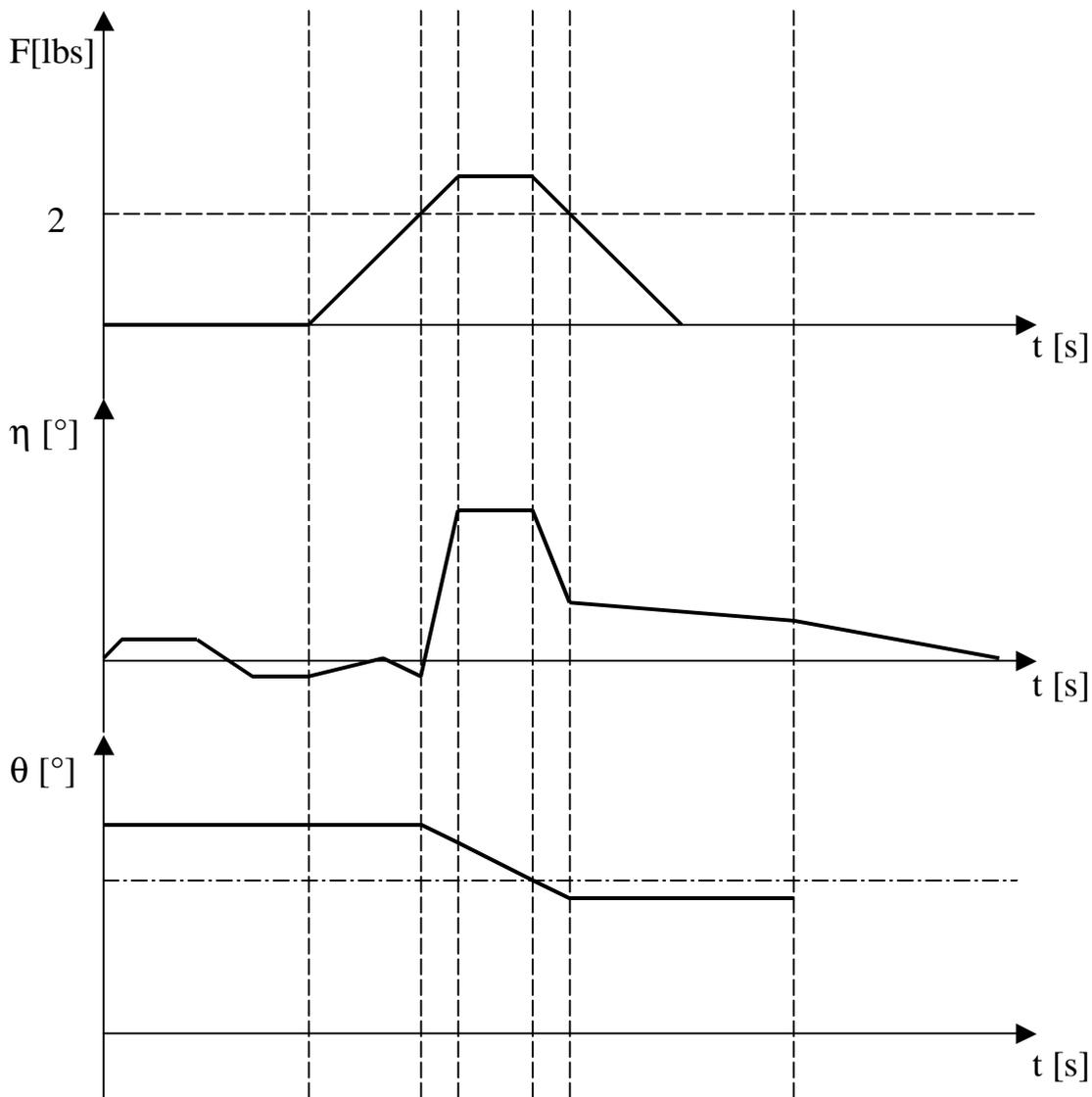
zu 2.)

Die Steuerkräfte sind nach Meinung des Verfassers sehr hoch. Das verleitet dazu, das Flugzeug mit der Trimmung zu fliegen (sehr unpräzise durch over- / undercontrol) oder das Trimmen durch plötzliches Loslassen des Steuerhornes ($F \leq 2$ lbs) an LSAS zu delegieren. Dabei ist allerdings ein „Rückfedern“ von θ zu beobachten, da das Flugzeug bis zum Unterschreiten des Schwell-Steuerdruckes dem Mißtrimm nachgibt.



zu 3.)

Solange der Betrag des Steuerdruck kleiner gleich 2 lbs ist, kompensiert das LSAS Steuereingaben, um den Nickwinkel konstant zu halten. Das führt dazu, daß das Höhenruder beim Überschreiten dieses Schwellenwertes eine Sprungantwort ausführt. Außerdem verleitet die verzögert einsetzende Reaktion des Flugzeuges dazu, den Steuerausschlag weiter zu vergrößern. Sind jedoch nur kleine Korrekturen des θ - Winkels erforderlich und beabsichtigt, kommt es häufig zu einem Überschießen des θ - Zielwertes, was erneute Korrekturen erforderlich macht und u.U. im Zusammenwirken mit äußeren Störungen zu einer Oszillation um diesen Zielwert führt.



Nach Meinung des Autors ist die Mischung der Maße der Stabilität und Steuerbarkeit bei der MD 11 spürbar schlechter als bei den anderen beiden angesprochenen Flugzeugmustern.

Während die Stabilität durchaus class 1 – Qualität aufweist, erreicht die Steuerbarkeit bezüglich kleiner Änderungen des Nickwinkels mit kleinen Änderungsgeschwindigkeiten und der Treffsicherheit anvisierter Neigungswinkel nur class 2 – Qualität und erfordert von den Piloten ein zu hohes Maß an Aufmerksamkeit. Bei großen Längsmomentenänderungen weist die Steuerbarkeit jedoch wiederum class 1- Qualität auf.

Persönliche Bewertung des Autors :

Die Steuerungsanlagen der Boeing B 737 und des Airbus A 320 sind jeweils ihrer Konstruktionsphilosophie entsprechend konsequent ausgelegt. Sie erfordern unterschiedliche Vorgehensweisen bei der Bedienung , ermöglichen es aber, die an das Gesamtsystem Mensch und Maschine gestellten Flugaufgaben zu erfüllen, ohne daß Verbesserungen notwendig sind.

Die Längssteuerungsanlagen dieser beiden Flugzeuge erreichen class 1 – Qualität.

Die Steuerungsanlage der MD 11 vereint Merkmale beider Philosophien. Dabei ist es jedoch nicht gelungen, Stabilität und Steuerbarkeit so aufeinander abzustimmen, daß die im Liniendienst anfallenden Aufgaben mit Leichtigkeit erfüllt werden können.

Da Verbesserungen der Längssteuerung wünschenswert und erforderlich sind, werden die Flugeigenschaften nur mit class 2 – Qualität bewertet.

Die Beurteilung der Rollsteuerungen der drei genannten Flugzeuge, die allerdings nicht Gegenstand dieser Betrachtung ist, führt zu einem sehr ähnlichen Ergebnis, was nach eingehender Betrachtung der konstruktiven Merkmale auch so erwartet werden kann.

Insgesamt fordert der A 320 dem Piloten die geringste mentale und physische Anstrengung bei der Erfüllung der Aufgaben eines Linienfluges ab, bzw. lassen sich diese Aufgaben im A 320 bei vergleichbarer Anstrengung mit höherer Genauigkeit erfüllen.

Vor dem Hintergrund zu erwartender Entwicklungen auf den Gebieten der Flugmechanik und Flugführung bietet einzig die fly-by-wire-Philosophie nutzbares Entwicklungspotenzial.

Dennoch kann auch die Flugsteuerungsanlage der B 737 im Rahmen der Möglichkeiten des angewandten Konzepts als gut bis sehr gut bezeichnet werden.

Die Steuerung der MD 11 hingegen ermöglicht es auch bei höchster mentaler Anstrengung nicht, daß Ergebnisse erzielt werden, die denen der anderen Muster entsprechen.

Besonders da es sich bei der MD 11 um ein Langstreckenmuster handelt, auf dem die Piloten zwangsläufig weniger Routine beim manuellen Fliegen erlangen, und da die MD 11 wegen ihrer hohen Flächenbelastung bei Start und Landung sehr schnell geflogen werden muß, sind die angesprochenen Mängel durchaus spürbar.

Der Autor sieht einen Zusammenhang zwischen den Flugeigenschaften und der vergleichsweise hohen Rate an operationellem Totalverlusten dieses Musters.