FORTSCHRITT-BERICHTE VDI

Dipl.-Ing. Dieter Scholz M.S.M.E.,
Neu Wulmstorf

Entwicklung eines CAE-Werkzeuges zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen

Reihe **20**: Rechnerunterstützte Verfahren

Nr. **262**

Entwicklung eines CAE-Werkzeuges zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen

Vom Promotionsausschuß der
Technischen Universität Hamburg-Harburg
zur Erlangung des akademischen Grades
Doktor-Ingenieur
genehmigte Dissertation

von

Dipl.-Ing. Dieter Scholz, M.S.M.E.

aus Hamburg

Dieter Scholz:

Entwicklung eines CAE-Werkzeuges zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen

Kurzreferat

Die praxisgerechte Unterstützung des Ingenieurs beim Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen - unter Einbeziehung des Computers - steht im Mittelpunkt dieser Arbeit. Ausgegangen wird von den Daten, die während des Flugzeugentwurfs für ein neues Flugzeugprojekt festgelegt wurden. Daraus werden die Anforderungen an das Flugsteuerungssystem abgeleitet: Welches Moment ist notwendig, um die Steuerflächen des Flugzeugs in allen Flugsituationen zu bewegen? Mit welcher Geschwindigkeit müssen die Steuerflächen ausgeschlagen werden können. Welchen Einfluß hat die geforderte Zuverlässigkeit auf den Entwurf? Mit Hilfe dieser Vorüberlegungen können dann die hydraulischen, linearen Aktuatoren der Flugsteuerung dimensioniert und in den Flügel bzw. die Leitwerke integriert werden. Weiterhin wird die Anbindung der Aktuatoren an die Energiesysteme und Computer des Flugzeugs untersucht. Mit Hilfe einer stationären Berechnung wird das Hydrauliksystem entworfen. Abschließend wird gezeigt, wie der Entwurf der Flugzeugsysteme basierend auf den "Direct Operating Costs" wirtschaftlich bewertet werden kann.

Stichwörter für die Dokumentation

Computer-Aided Engineering
Flugsteuerung
Hydraulik
hydraulisches Netz
Scharniermoment
Stellgeschwindigkeit
PIO
Zuverlässigkeit
Aktuator
DOC

Kurztitel

Dieter Scholz: CAE für Flugsteuerung und Hydraulik

Quellenangabe

SCHOLZ, Dieter: *Entwicklung eines CAE- Werkzeuges zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen*. Fortschritt-Berichte VDI, Reihe 20, Nr. 262, Düsseldorf : VDI, 1997. – Dissertation, ISBN: 3-18-326220-7

Bezug

Der Bericht ist vergriffen, kann jedoch über den Autor bezogen werden. Der Preis beträgt 60 € (bei Vorkasse) und beinhaltet Porto und Verpackung. Bitte richten Sie Ihre Anfragen an den Autor z.B. per E-Mail (info@ProfScholz.de).

1. Gutachter: Prof. Dr.-Ing. U. Carl

2. Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Ch. Haberland

Tag der mündlichen Prüfung: 04.11.1997

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik der Technischen Universität Hamburg-Harburg.

Herrn Professor Dr.-Ing. U. Carl, dem Leiter des Arbeitsbereichs, danke ich für seine kritischen Hinweise und die Übernahme des Hauptberichtes.

Mein Dank gilt auch Herrn Professor Dr.-Ing. Ch. Haberland für seinen Rat und die Übernahme des Korreferats.

Nicht zuletzt danke ich Frau Professor Dr.-Ing. M. Ivantysynova. Sie hat meine Arbeit - besonders in der Anfangsphase - durch ihren Einsatz entscheidend geprägt.

Zahlreiche engagierte Studenten, die mit Studien- und Diplomarbeiten befaßt waren, bereicherten diese Arbeit mit wertvollen Beiträgen.

Hamburg, im Dezember 1996

Dieter Scholz

IV

Jona und Hannah

Inhaltsverzeichnis

Seite

1 Einleitung

1.1 Motivation 1
1.2 Ziel der Arbeit 2
1.3 Aufbau der Arbeit 4
1.4 Begriffsdefinitionen 5
1.5 Praxis des Entwurfs von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen 11

2 Stand der Technik zu untersuchten Teilaspekten des Entwurfs von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen

2.1 Berechnung der Scharniermomente und Stellgeschwindigkeiten von Steuerflächen 18
2.2 Entwurf von Flugsteuerungssystemen 26
2.3 Entwurf von Flugzeughydrauliksystemen 28
2.4 Bewertung von Flugzeugsystemen 39

3 Flugsteuerungs- und Hydrauliksystementwurf mit CAE

3.1 Die Lösungsstrategie 43
3.2 Das Programmkonzept 47

4 Berechnung der Scharniermomente und Stellgeschwindigkeiten von Steuerflächen

4.1 Berechnung maximaler Scharniermomente 54
4.2 Berechnung erforderlicher maximaler Stellgeschwindigkeiten 73

5 Entwurf von Flugsteuerungssystemen

5.1 Anbindung der Aktuatoren an Energie- und Signalversorgung ... 102
5.2 Integration der Flugsteuerungsaktuatoren 108
5.3 Dynamische Auslegung der Flugsteuerungsaktuatoren 119

Seite

6 Entwurf von Flugzeughydrauliksystemen

6.1 Vorauslegung der Rohrdurchmesser 129

6.2 Stationäre Berechnung hydraulischer Netze 133

7 Bewertung von Flugzeugsystementwürfen

7.1 Berechnung von direkten Betriebskosten für Flugzeugsysteme ... 153

7.2 Direkte Betriebskosten von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen 172

8 Zusammenfassung und Ausblick 177

9 Literaturverzeichnis 180

1 Einleitung

In all its detail such [advanced] flight control system is probably incomprehensible to a single mind.

Duane McRuer
[McRuer 93]

1.1 Motivation

Die Luftfahrtbranche war und ist von der Notwendigkeit geprägt, neues Wissen und neue Technologien schnell in die Produktion einzuführen. Zu Beginn der Fliegerei war dies notwendig, um überhaupt den Gleit- und Motorflug zu ermöglichen. Dann wurden neue Erkenntnisse benötigt, um weiter, höher und schneller zu fliegen. Heute werden Verbesserungen vor allem eingesetzt, um die Wirtschaftlichkeit des Flugzeugs zu erhöhen.

Zunehmend tritt dabei das Problem in den Vordergrund, die zunehmende Komplexität der Systeme zu handhaben. Dies ist nur durch viele einzelne Spezialisten zu bewältigen und erfordert bei Systementwicklung und -integration

1.) Zugriff auf Erkenntnisse und Methoden aus der Vergangenheit,

2.) einen großen Kommunikationsbedarf zwischen den Spezialisten, und zwar

- **a)** von Theoretikern zu Praktikern und umgekehrt,
- **b)** zwischen den Beteiligten an den Schnittstellen ihrer Systeme.

Die Forderung muß demnach heute lauten: Wissen, welches auf viele Spezialisten verteilt ist, muß so aufbereitet und konserviert werden, daß es nicht nur anderen Spezialisten heute, sondern auch zukünftigen Generationen leicht zugänglich gemacht wird.

Nur wenn das Wissen leicht handhabbar gemacht wird, ist heute bei einer weiter zunehmenden Menge des Wissens und einer abnehmenden Lebensarbeitszeit technischer Fortschritt überhaupt noch möglich. Falls Anstrengungen zur Aufarbeitung von

vorhandenem Wissen unterbleiben sollten, wird für die Erarbeitung neuer Erkenntnisse keine Zeit mehr bleiben. Die Zeit würde dann allein damit verbraucht werden, fremde Gedanken nachzuvollziehen.

Generell kann festgestellt werden, daß die Flugzeugindustrie heute noch weit davon entfernt ist, ihre Entwicklungsmethoden gut aufbereitet konserviert zu haben. Grund dafür ist das primäre Ziel, ein Produkt auf den Markt zu bringen. Die Dokumentation der Entwicklungsmethode tritt daher gegenüber der Produktbeschreibung in den Hintergrund. Weiterhin ist das Konkurrenzdenken zwischen den Beteiligten ein Grund für den heutigen Zustand der relativ schlechten Dokumentation der Methoden.

Dies gilt nicht zuletzt auch für die Flugzeugsystementwicklung[1]. Obwohl komplexe Flugzeugsysteme erfolgreich auf modernen Flugzeugen fliegen, sind die Methoden für ihre systematische Entwicklung noch wenig ausgearbeitet. Der Flugzeugentwurf als "klassische Flugzeugdisziplin" hat in dieser Beziehung mehr aufzuweisen. *Roskam* [Roskam 90], [DARCorp] und *Raymer* [Raymer 89], [Raymer 92] bieten Lehrbücher an und auf diese aufbauende Computerprogramme. Stellvertretend für weitere Programmsysteme zum Flugzeugentwurf seien an dieser Stelle erwähnt PIANO [Simos 96] und CAPDA [Haberland 94]. Diese Programme können als Vorbild dienen für einen entsprechenden computergestützten Ansatz in der Flugzeugsystementwicklung.

1.2 Ziel der Arbeit

Ziel der Arbeit kann natürlich *nicht* sein, alle im Abschnitt "Motivation" aufgezeigten Probleme der Luftfahrtbranche zu lösen bzw. sich der Breite der Herausforderungen zu stellen. Die vorliegende Arbeit kann lediglich versuchen, am Beispiel von zwei Flugzeugsystemen - dem Flugsteuerungs- und dem Hydrauliksystem - folgende Punkte zu bearbeiten:

---

[1] Airbus Industrie verfügt z.B. über "Technical Design Directives" (TDD). Diese Schriften beinhalten zwar wichtige Hinweise zu Flugzeugsystemen, haben aber nicht den Anspruch, Entwurfsmethoden von Flugzeugsystemen zu dokumentieren.

1.) **Konzeptentwicklung** für ein *Computer Aided Engineering* (CAE)-Werkzeug - d.h. Aufzeigen eines Vorgehens für eine Computerunterstützung im Entwurfsprozeß von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen.

2.) Entwicklung von konkreten **Berechnungsverfahren**. Dabei sollen insbesondere solche **Teilaspekte des Systementwurfs** behandelt werden, die bisher nur unbefriedigend gelöst sind. Die Berechnungsverfahren sollen soweit ausgebaut werden, daß ein Mindestmaß an Durchgängigkeit zwischen den Modulen des CAE-Werkzeuges gewährleistet ist. Bei den ausgewählten Berechnungsverfahren handelt es sich um die

- Berechnung von maximalen Scharniermomenten für Höhenruder, Querruder und Seitenruder,
- Berechnung maximaler Spoilerscharniermomente,
- Berechnung erforderlicher maximaler Stellgeschwindigkeiten,
- Bewertung der Anbindung der Aktuatoren an Energie- und Signalquellen,
- Integration der Aktuatoren in den verfügbaren Einbauraum,
- Berechnung des Verstärkungsfaktors des Proportionalreglers im Aktuatorregelkreis, Überprüfung der Aktuatordynamik unter Berücksichtigung wesentlicher Nichtlinearitäten,
- Erstellung eines Verfahrens zur gewichtsoptimierten Vorauslegung der Rohrdurchmesser des Flugzeughydrauliksystems,
- Entwicklung von Algorithmen zur computergestützten stationären Berechnung hydraulischer Netze zum Zweck der ersten Überprüfung des Hydrauliksystems bei verschiedenen geforderten Leistungen und Fehlerfällen,
- Berechnung der direkten Betriebskosten von Flugzeugsystemen.

3.) **Programmierung** der Berechnungsverfahren aus Punkt 2. Demonstration des in Punkt 1 entwickelten Konzeptes.

Das CAE-Werkzeug mit den vorgestellten Berechnungsverfahren versucht somit, Theorie und Praxis zu verbinden. Betrachtet werden sowohl die Anforderungen durch die Behandlung flugmechanischer Randbedingungen als auch abschließend die Systembewertung des Entwurfs.

1.3 Aufbau der Arbeit

Die Abschnitte 1.4 und 1.5 dienen dazu, Begriffe aus dem Bereich der Flugzeugsysteme - insbesondere dem Flugsteuerungs- und dem Hydrauliksystem - zu definieren. Weiterhin wird ein erster Einblick in die Praxis des Entwurfs dieser Systeme gegeben, soweit es dem gewählten Aufgabenumfang dieser Arbeit entspricht.

Abschnitt 2 gibt einen Überblick über die Grundlagen und den Stand der Berechnungsverfahren für Flugsteuerungs- und Hydrauliksyteme. Dies geschieht jeweils bezogen auf die in Abschnitt 1.2 aufgelisteten Berechnungsverfahren. Es werden zunächst die Anforderungen an das Flugsteuerungssystem behandelt, dann wird auf die Auslegung der Systeme eingegangen und abschließend die Systembewertung angesprochen.

Abschnitt 3 diskutiert den Lösungsansatz. Zunächst werden mögliche Strategien vorgestellt. Abschließend wird beschrieben, mit welchem Softwarekonzept diese Arbeit versucht, das Ziel der Entwurfsunterstützung zu erreichen.

Die Abschnitte 4, 5 und 6 stellen den Hauptteil der Arbeit dar und widmen sich den aufgelisteten, ausgewählten Berechnungsverfahren zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen. Es handelt sich dabei um die Berechnung von Anforderungen, die *Bewertung* einer Flugsteuerungskonfiguration als einer Unterstützung zur *Generierung* einer optimalen Flugsteuerungskonfiguration, die Aktuatorintegration einschließlich der Auslegung der Positionsregelung des Aktuators (P-Regler). Weiterhin wird auf die *Vorauslegung* von Parametern zentraler Hydrauliksysteme eingegangen, sowie auf die *Analyse* (bzw. die Überprüfung) des Hydraulikentwurfs mit Hilfe einer stationären Berechnung des Hydrauliksystems.

Abschnitt 7 stellt eine allgemeine Methode zur Bewertung von Flugzeugsystemen vor, die auf den Grundlagen der Direct Operating Costs (DOC) beruht. Diese Methode wird dann speziell auf Flugsteuerungs- und Hydrauliksysteme angewandt.

Abschnitt 8 faßt die Ergebnisse zusammen und gibt einen Ausblick, wie das vorliegende CAE-Werkzeug an Programmsysteme zur Flugzeugauslegung gekoppelt werden könnte.

1.4 Begriffsdefinitionen

Für Passagierflugzeuge hat sich in der Praxis eine standardisierte Strukturierung (Standard Breakdown) der *Air Transport Association of America* (ATA) bewährt [ATA 94]. Ein Flugzeug kann danach grob unterteilt werden in Zelle (structure), Triebwerke (powerplant), Systeme (airframe systems) und - soweit vorhanden - Propeller (propeller). Bei den Systemen werden Grundsysteme (utility systems) und Avionic-Systeme (avionic systems) unterschieden (vergleiche [MOIR 92]). Die Grundsysteme sind in der Konvention nach [ATA 94] in **Tabelle 1.1** aufgelistet. Jedes System (auch "Chapter" genannt) erhält dabei eine zweistellige Identifikationsnummer. Weitere zweistellige Identifikationsnummern werden eingeführt bei weiterer Untergliederung in Subsysteme und Komponenten. [ATA 94] gibt detaillierte Hinweise, wo die Grenzen zwischen den so definierten Systemen zu ziehen sind.

Tabelle 1.1: Grundsysteme gemäß [MOIR 92] nach ATA-Definition [ATA 94]

Chapter	Beschreibung	Chapter	Beschreibung
21	Air Conditioning	30	Ice and Rain Protection
24	Electrical Power	32	Landing Gear
25	Equipment / Furnishings	33	Lights
26	Fire Protection	35	Oxygen
27	Flight Controls	36	Pneumatic
28	Fuel	38	Water / Waste
29	Hydraulic Power	49	Airborne Auxiliary Power

In [ATA 94] wird der Begriff **System** definiert basierend auf [WATOG 92]:

> *A system is a combination of inter-related components arranged to perform a specific function...*

Das **Flugsteuerungssystem** (ATA 27 - Flight Controls) ist definiert gemäß [ATA 94]:

> *Those units and components which furnish a means of manually controlling the flight attitude characteristics of the aircraft ... Also includes the ... flaps, spoilers and other control surfaces but does not include the structure ...*

Dabei ist für jede Steuerfläche bzw. Achse die gesamte Signalkette Bestandteil des Flugsteuerungssystems; dazu gehören die Steuerorgane, die Flugsteuerungsrechner

mit den Flugregelgesetzen (control laws), die Übertragungselemente, Kraftverstärker und die Positionsgeber an den Steuerflächen.

Flugsteuerungssysteme werden traditionell unterteilt in die Bereiche der primären und sekundären Flugsteuerung (vergleiche z.B. [RAYMOND 93]) . Definition:

> *Die **primäre Flugsteuerung** dient der Regelung der Fluglage.*
>
> *Die **sekundäre Flugsteuerung** ändert die Flugzeugkonfiguration. Dabei soll die Fluglage möglichst unbeeinflußt bleiben.*

Beispiele für Aufgaben der sekundären Flugsteuerung sind die Änderung des Auftriebs, des Widerstands, der Trimmung und der Flügelpfeilung. Nach ihrer Funktion werden *primäre* und *sekundäre Steuerflächen* unterschieden. Durch die Einführung der elektronischen Flugsteuerung können heute primäre und sekundäre Flugsteuerung kaum noch auseinandergehalten werden, weil durch den Fortfall der festen Verbindung zwischen Steuerorgan und Steuerfläche prinzipiell alle Steuerflächen - erheblich leichter als bei mechanischen Flugsteuerungssystemen - für alle erforderlichen Aufgaben genutzt werden können. Beispiele: Querruder werden eingesetzt zur Rollsteuerung *und* Auftriebserhöhung (aileron droop); Spoiler werden eingesetzt zur Rollsteuerung (roll spoiler), zur Gleitzahlreduzierung (speed brakes) *und* zum Abbau des Auftriebs nach dem Aufsetzen (lift dumper).

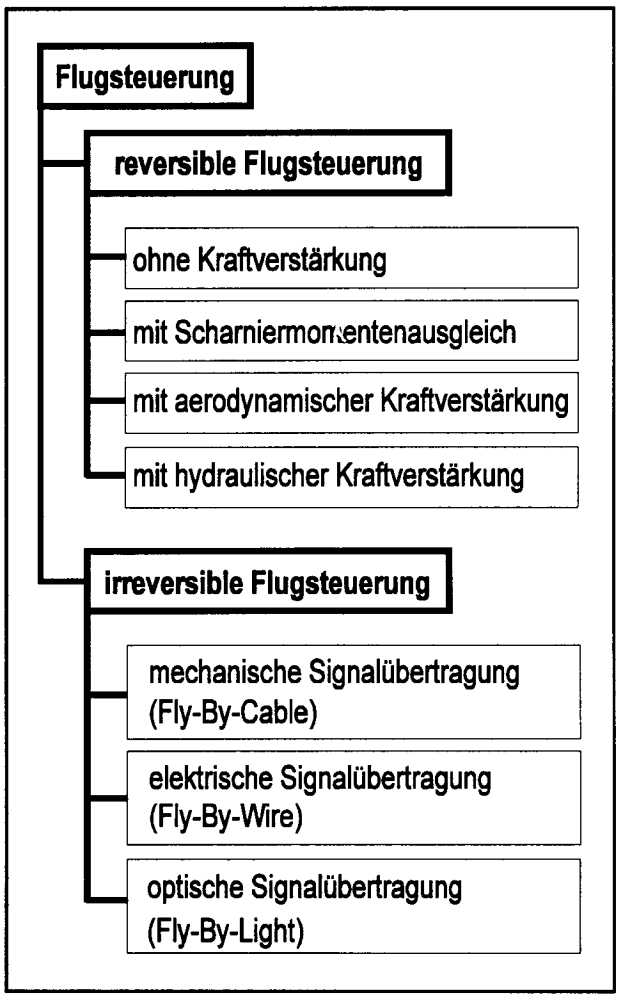


Bild 1.1: Einteilung von Flugsteuerungssystemen nach technischen Merkmalen

Bild 1.1 gliedert Flugsteuerungssysteme hinsichtlich ihres Prinzips und technischer Realisierung. Zunächst unterscheidet man reversible und irreversible Flugsteuerungssysteme (vergleiche z.B. [ROSKAM 90]). *Formal* können die beiden grundsätzlich verschiedenen Flugsteuerungsprinzipien so *definiert* werden:

Reversible Flugsteuerungssysteme *besitzen eine Verbindung, die Kräfte mit einem bestimmten Übersetzungsverhältnis von Steuerorganen zur Steuerfläche und umgekehrt überträgt.*

Als ***irreversible Flugsteuerungssysteme*** *werden solche bezeichnet, bei denen eine Kraft an den Steuerorganen eine Kraft an den Steuerflächen verursacht, jedoch eine Kraft an den Steuerflächen keine Kraft an den Steuerorganen.*

Reversible Flugsteuerungssysteme können nach der Art der Kraftverstärkung weiter unterteilt werden. Aufgelistet sind in Bild 1.1 die Methoden nach zunehmendem Kraftverstärkungspotential, dies geht einher mit zunehmender Komplexität: ein Scharniermomentenausgleich kann z.B. durch einen großen Überhang der Profilvorderkante vor der Scharnierlinie der Stellfläche erreicht werden. Eine aerodynamische Kraftverstärkung wird durch Hilfsruder ermöglicht, die die Profilhinterkante ausbilden [TORENBEEK 82]. Bei einer hydraulischen Kraftverstärkung wird die Luftkraft in einem definierten Verhältnis zwischen dem Piloten und einem hydraulischen Aktuator aufgeteilt [RAYMOND 93]. Die maximal zulässigen Pilotenhand- und -fußkräfte sind in den Zulassungsvorschriften [JAR25], [FAR25], [JAR23], [FAR23] in § 143 festgelegt. Die Kräfte an den Steuerflächen werden ursächlich bestimmt durch die Flugzeugmasse, die geforderten Fluggeschwindigkeiten und Flugmanöver. Das Verhältnis aus Ruderkraft und Pilotenkraft legt das erforderliche Kraftverstärkungspotential fest und führt damit gleichzeitig zum Ausschluß bestimmter Prinzipien der Kraftverstärkung reversibler Flugsteuerungen.

Irreversible Flugsteuerungssysteme sind mit Stellgliedern (Aktuatoren) ausgestattet, die die Ruderkräfte unabhängig von der Pilotenkraft aufbringen. Es können daher nahezu beliebig große Ruderkräfte beherrscht werden. Aus diesem Grund werden heute große Passagierflugzeuge mit irreversiblen Flugsteuerungen ausgestattet. Weil bei irreversiblen Flugsteuerungssystemen von den Steuerflächen keine Kräfte auf die Steuerorgane zurückwirken, muß ein als "Künstliches Gefühl" bezeichnetes Gerät die

fehlenden Kräfte nachbilden, die der Pilot zum sicheren Führen des Flugzeugs benötigt [MOIR 92]. Irreversible Flugsteuerungen können nach der Art der Übertragung der Steuersignale gemäß Bild 1.1 weiter unterteilt werden: Die mechanische Signalübertragung wird heute im Rahmen der Einführung von Flugsteuerungsrechnern durch elektrische Signalübertragung (Fly-By-Wire, FBW) verdrängt. Die optische Signalübertragung (Fly-By-Light, FBL) hat vor allem Vorteile im militärischen Bereich durch ihre Unempfindlichkeit gegenüber elektromagnetischen Störungen (Electro Magnetic Interference, EMI) [NORRIS 94]. Bei den Aktuatoren (Stellsystemen) der irreversiblen Flugsteuerungen können weiterhin **Linearantriebe** und **Rotationsantriebe** unterschieden werden.

Die Stellsysteme (Aktuatoren) können durch die an Bord vorhandenen **Energiesysteme mit hydraulischer, elektrischer oder pneumatischer Energie** versorgt werden [WILD 90]. Heute kommt bei Passagierflugzeugen fast ausschließlich die hydraulische Energieversorgung von Stellsystemen zur Anwendung. Beim Einsatz einer elektrischen Energieversorgung der Stellsysteme (Power-By-Wire, PBW) ist eine Umschaltung der Versorgung der Stellsystemen auf Energie von unterschiedlichen redundanten Systemen besonders einfach. Daher ist die Power-By-Wire Technologie Gegenstand intensiver Forschung im militärischen Bereich [JAMES 96]. Bei zivilen Flugzeugen könnte in Zukunft durch den Einsatz von elektrischen Stellsystemen [FRISCHEMEIER 97] die Wirtschaftlichkeit erhöht werden[2]. Pneumatische Stellsysteme spielen in der Luftfahrt nur eine untergeordnete Rolle. Der Antrieb der Vorflügel der Boeing 747 durch pneumatische Motore ist ein solches seltenes Beispiel [RAYMOND 93].

Diese Arbeit beschränkt sich im Rahmen der Flugsteuerungsauslegung auf irreversible, hydraulische, lineare Stellsysteme der primären Flugsteuerung und den Entwurf der Flugsteuerungskonfiguration. Aus der Signalkette der Flugsteuerung werden in dieser Arbeit daher im Detail *nicht* betrachtet: der Entwurf von Steuerorganen und

---

[2] Durch die Einführung von Power-By-Wire zusammen mit Fly-By-Light soll es gemäß [SENG 96] - bezogen auf die betroffenen Systeme - zu folgenden Vorteilen kommen:

- 5 ... 10 % reduzierte Anschaffungskosten,
- 3 ... 5 % reduzierte direkte Betriebskosten (DOC),
- 3 ... 7 % reduziertes Gewicht.

Flugsteuerungsrechnern, die Auslegung der Flugregelgesetze sowie die Definition und Auswahl der Standards der Signalübertragung zu den Stellsystemen.

Das **Hydrauliksystem** (ATA 29 - Hydraulic Power) ist definiert gemäß [ATA 94]:

> *Those units and components which furnish hydraulic fluid under pressure (includes pumps, regulators, lines, valves) ...*

Das Hydrauliksystem enthält die Komponenten, die notwendig sind zur Bereitstellung hydraulischer Leistung einschließlich der Verteilung bis hin zu den Verbrauchern, jedoch nicht die Versorgungsventile an den Hydraulikverbrauchern selbst.

Hydrauliksysteme können unterteilt werden in zentrale und lokale Hydrauliksysteme (Bild 1.2). **Zentrale Hydrauliksysteme** können prinzipiell das ganze Flugzeug mit hydraulischer Energie versorgen. Der Hydraulikdruck wird zentral aufgebaut. Die Hauptversorgung wird in der Regel durch Pumpen sichergestellt, die am Triebwerk angebracht sind. **Lokale Hydrauliksysteme** versorgen nur einen begrenzten Bereich des Flugzeugs mit hydraulischer Energie und werden vor Ort von Pumpen versorgt, die durch Elektromotore angetrieben werden. Lokale Hydrauliksysteme gehören daher (genauso wie elektrische Stellsysteme) zur Power-By-Wire Technologie, bei der die Energie durch das elektrische Bordnetz lokal bereitgestellt wird. Bei lokalen Hydrauliksystemen kann unterschieden werden:

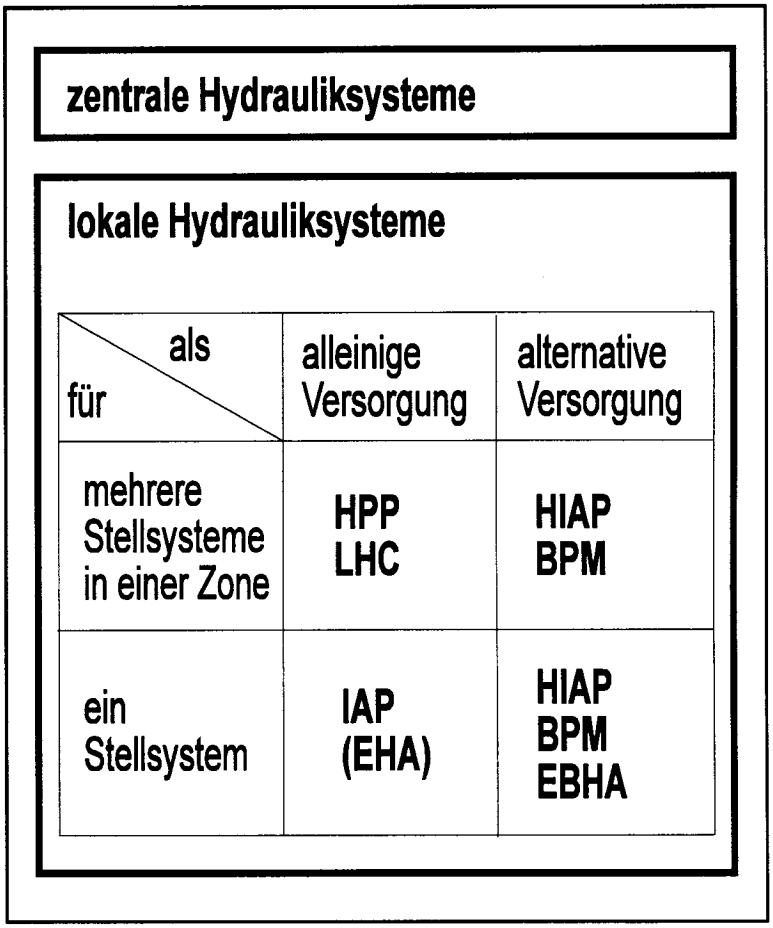


Bild 1.2: Einteilung von Hydrauliksystemen nach technischen Merkmalen.

- der Einsatz als alternative oder alleinige Energiequelle
- die Anzahl von Verbrauchern, die an eine Pumpe angeschlossen sind:
  - o die Versorgung von nur einem Stellsystem durch eine Pumpe
  - o die Versorgung von mehreren Stellsystemen, die in einer Zone zusammengefaßt sind und durch eine Pumpe versorgt werden.

Hydraulic Power Packages (**HPP**) oder Local Hydraulic Center (**LHC**) [SUNDSTRAND 96] versorgen mehrere Stellsysteme. Demgegenüber wird durch Integrated Actuator Packages (**IAP**) lediglich ein Aktuator durch eine elektromotorgetriebene Pumpe versorgt. Nach dem Regelungsprinzip werden verschiedene IAP-Typen unterschieden [RAYMOND 93][3]:

- Servovalve IAP,
- Servopump IAP, [KANDEBO 96]
- Load-Sensing Pump IAP,
- Servomotor IAP, bekannt als Electro Hydrostatic Actuator (EHA) [AVIATION 96].

Ein Hybrid IAP (**HIAP**) versorgt einen Teil eines Tandemaktuators, der andere Teil des Tandemaktuators wird durch die Zentralhydraulik versorgt [RAYMOND 93]. Beim Backup Power Modul (**BPM**) wird der Aktuator alternativ zur Zentralhydraulik durch eine Pumpe mit Load-Sensing-Pumpenregelung versorgt [KUNZE 95]. Beim Electric Back-up Hydraulic Actuator (**EBHA**) wird eine Konstantpumpe, die von einem geregelten Motor angetrieben wird, alternativ zur Zentralhydraulik eingesetzt [SCHUTZRECHT 91]. Durch den Einsatz von lokalen Hydrauliksystemen - und damit der Einsparung von zentralen Hydrauliksystemen - wird versucht, in Zukunft die Wirtschaftlichkeit von Passagierflugzeugen weiter zu erhöhen.

Die Zentralhydraulik entspricht jedoch der heutigen industriellen Praxis bei zivilen Transportflugzeugen und wird auch in Zukunft den Hauptanteil der hydraulischen Leistung für zivile Flugzeuge bereitstellen [CARL 93]. Aus diesem Grund *beschäftigt sich diese Arbeit ausschließlich mit der Auslegung von zentralen Flugzeughydraulik-systemen.*

---

[3] Die Vor- und Nachteile der einzelnen IAP-Prinzipien sind in [IVANTYSYNOVA 91] dargelegt.

1.5 Praxis des Entwurfs von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen

Während des **Flugzeugentwurfs** (preliminary aircraft design) werden die Grundabmessungen des Flugzeugs, die Flugleistungen und die zulässigen Flugbereiche erarbeitet. Weiterhin werden die Anzahl, die Lage und die Größe der Steuerflächen für die primäre und sekundäre Flugsteuerung festgelegt. Da der Flugzeugentwurf Aussagen zur Flugzeugmasse, den Fluggeschwindigkeiten und möglichen Flugmanövern enthält, liegen damit auch die Ruderkräfte im Grundsatz schon fest. Um die Frage nach der zu wählenden Art der Kraftverstärkung des Piloten bzw. der Notwendigkeit einer irreversiblen Flugsteuerung (Bild 1.1) abschließend zu beantworten, müssen die Ruderkräfte noch möglichst genau berechnet werden. Damit liegt dann auch das anzuwendende **Prinzip des Flugsteuerungssystems** fest. Eine Änderung dieses Prinzips wäre ohne Auswirkungen auf den Flugzeugentwurf kaum noch möglich. Die Ergebnisse des Flugzeugentwurfs einschließlich des vorgesehenen Flugsteuerungsprinzips werden in einem Abschlußbericht festgehalten. **In der frühen Projektphase der Systemauslegung** werden verschiedene **Systemkonzepte** (Ausführungsvarianten) zum gewählten Flugsteuerungsprinzip untersucht, bewertet und verglichen. Das ausgewählte Systemkonzept wird dann in der Entwicklungsphase weiter detailliert.

Entwurf von Flugsteuerungssystemen

Flugsteuerungssysteme für zivile Flugzeuge müssen so entworfen werden, daß § 671 bis § 703 der Zulassungsvorschriften [JAR25] und [FAR25] erfüllt werden. Die genannten Paragraphen der Zulassungsvorschriften machen jedoch nur recht allgemeine Angaben. Es wird daher oft auf § 1309 der [JAR25] und [FAR25] zurückgegriffen, sowie auf die *Acceptable Means of Compliance and Interpretations* (Advisory Circular Joint; ACJ) Nummer 1 zu JAR25.1309 [JAR25]. Darin ist die Kritikalität eines Fehlers seiner Auftretenswahrscheinlichkeit gegenübergestellt.

Tabelle 1.2 gibt einen Eindruck von den Anforderungen und Randbedingungen, die beim Entwurf des Flugsteuerungssystems zu berücksichtigen sind. Es wurde in Tabelle 1.2 lediglich der Ausschnitt des Entwurfs von Flugsteuerungssystemen behandelt, der nach Abschnitt 1.2 zum Thema dieser Arbeit gehört.

Tabelle 1.2: Anforderungen und Randbedingungen zu den untersuchten Teilaspekten des Flugsteuerungsentwurfs

FLUGSTEUERUNGSSYSTEM	
ENTWURFSGEGENSTAND	**ANFORDERUNGEN / RANDBEDINGUNGEN**
Flugsteuerungsarchitektur	
• Anbindung der Flugsteuerungscomputer und Hydrauliksysteme an die Aktuatoren	• Flugsteuerungskonfiguration • Anzahl der Flugsteuerungscomputer • Anzahl der Hydrauliksysteme • konstruktive Randbedingungen • flugmechanische Anforderungen • flugdynamische Anforderungen: Manövrierfähigkeiten • geforderte Zuverlässigkeit abhängig von der Manövrierfähigkeit in Normal- und Ausfallzuständen
Aktuator-Integration	
• Lage des Aktuators im Einbauraum • Länge des Hebelarms zwischen Aktuator und Ruder • erforderliche Kolbenfläche des Aktuators	• Größe des verfügbaren Einbauraums • **maximales Scharniermoment** und Reststellgeschwindigkeit bei diesem Scharniermoment • mindest verfügbare Druckdifferenz zur Versorgung des Aktuator • geforderte Steifigkeit des Aktuators
• Servoventil: Nennvolumenstrom	• **maximal erforderliche Stellgeschwindigkeit** und Scharniermoment in diesem Betriebszustand • evtl. weitere Wertepaare: (Stellgeschwindigkeit; Scharniermoment) • mindest verfügbare Druckdifferenz zur Versorgung des Aktuators
Aktuatorregelung	
• Reglerauslegung: Reglerverstärkung (P-Regler)	• Steifigkeit der Anbindung des Aktuators an die Flugzeugstruktur und an das Ruder • Zeitkonstante T der Eingangsstufe des Servoventils • Dämpfungsgrad ϑ von Hauptstufe des Servoventils und Aktuatorzylinder • Stabilitätsreserve

Im ersten Schritt wird für jede Steuerfläche festgelegt, durch wieviele Stellsysteme sie aus Gründen der Redundanz angesteuert werden muß. Danach wird die Flugsteuerungsarchitektur weiter im Detail festgelegt. Die **Flugsteuerungsarchitektur** beschreibt, welche Aktuatoren mit welchen Energiesystemen (Hydraulik(teil)systemen)

und Signalquellen (Flugsteuerungsrechnern) verbunden werden. Die **Aktuatoren** können ausgelegt werden aus den Anforderungen an die Flugsteuerung. Dies sind im wesentlichen der vorhandene Einbauraum, die erforderliche maximale Stellgeschwindigkeit und das maximale Scharniermoment. Die Positionsregelung des Aktuators wird heute in fast allen Fällen mit einem P-Regler realisiert. Durch die Wahl der Reglerverstärkung wird die geforderte Stabilitätsreserve eingestellt.

Das maximale **Scharniermoment** der Steuerflächen **und** die maximal erforderliche **Stellgeschwindigkeit** (gekennzeichnet durch Fettdruck in Tabelle 1.2 und 1.3) sind **zentrale Anforderungen** an das Flugsteuerungssystem und beeinflussen auch den Entwurf des Hydrauliksystems maßgeblich. Diese beiden Größen sind *nicht* gegeben. Auch ist die Berechnung dieser Größen nicht ohne Probleme. Aus diesem Grund wurde die Berechnung maximaler Scharniermomente und maximal erforderlicher Stellgeschwindigkeiten in den Hauptteil der vorliegenden Arbeit aufgenommen.

Sowohl für den Entwurf des Flugsteuerungssystems als auch für den Entwurf des Hydrauliksystems gilt, daß es sich um ein **multivariables Optimierungsproblem** handelt. Die Grundvoraussetzung für einen gültigen Entwurf ist natürlich, daß das System seine **Funktionen** einwandfrei erfüllt. Das entworfene System muß weiterhin die erforderliche **Zuverlässigkeit** aufweisen, um zugelassen werden zu können. Ein Systementwurf wird dann im Einsatz bei der Flugverkehrsgesellschaft erfolgreich sein, wenn **Gewicht, Wartbarkeit, Preis, Energieverbrauch und Abflugzuverlässigkeit optimiert** werden konnten. Diese Größen können *zusammenfassend* durch die **Betriebskosten** (Direct Operating Costs, DOC) bewertet werden, die einer Flugverkehrsgesellschaft beim Betrieb des Systems entstehen. Bei der Berechnung der Betriebskosten (hier speziell für Flugzeugsysteme) werden die Parameter Gewicht, Wartbarkeit, Preis, Energieverbrauch und Abflugzuverlässigkeit jedoch nicht isoliert betrachtet, sondern im Zusammenhang mit den Flugzeugparametern (z.B. der Gleitzahl), Flugmissionsdaten oder ökonomischen Randbedingungen (z.B. dem Kraftstoffpreis).

Entwurf von Flugzeughydrauliksystemen

Als übergeordneter Grundsatz gilt, daß Hydrauliksysteme für zivile Flugzeuge so entworfen werden müssen, daß § 25.1435 der Zulassungsvorschrift [JAR25] und [FAR25] erfüllt wird.

Tabelle 1.3: Anforderungen und Randbedingungen zu den untersuchten Teilaspekten des Entwurfs von Flugzeughydrauliksystemen

HYDRAULIKSYSTEM	
ENTWURFSGEGENSTAND	**ANFORDERUNGEN / RANDBEDINGUNGEN**
Architektur des Hydrauliksystems	
• Anzahl der Hydraulikkreise	• von Verbrauchern geforderte Zuverlässigkeit der Versorgung
• Systemnenndruck p_0	• Verfügbarkeit von Komponenten auf dem Markt, Gewichtsforderungen
• Definition der hydraulischen Hauptversorgung	• geforderte Redundanz • Anzahl der Triebwerke
• Zuordnung der Verbraucher zu den Hydraulikkreisen, Lastverteilung	• Nennvolumenströme der Verbraucher (abhängig von **maximal erforderlichen Stellgeschwindigkeiten**)
• Routing	• Hydraulikkreise trennen • Gefährdete Bereiche meiden (engine burst area, Flügelspitze)
• Definition der Notversorgung • Definition von Sicherheitskomponenten (Vorrangventile, Druckhalteventile, ...)	• geforderte Zuverlässigkeit eines Hydraulikkreises
Parameter der Komponenten	
• erforderlicher Nennvolumenstrom der Pumpen	• Nennvolumenströme der Verbraucher (abhängig von **maximal erforderlichen Stellgeschwindigkeiten**) • Fehlerfälle und Flugphasen • bei Pumpen am Triebwerk: Triebwerksdrehzahlen in unterschiedlichen Flugphasen
• Rohrdurchmesser	• zulässige Druckverluste • Nennvolumenströme der Verbraucher
Analyse / Überprüfung des Entwurfs	

Tabelle 1.3 zeigt die wichtigsten Schritte beim Entwurf der **Architektur** eines zentralen Flugzeughydrauliksystems einschließlich zu beachtender Anforderungen und Randbedingungen. Wichtige festzulegende **Parameter** sind die erforderlichen Nennvolumenströme der Pumpen sowie die Rohrleitungsdurchmesser. Da der Entwurf

der Architektur des Hydrauliksystems und die Ermittlung der Parameter der Komponenten geschlossen nicht möglich ist, muß mit Erfahrungen und "Faustformeln" zunächst erst einmal eine erste **Lösung** erarbeitet werden, die dann **durch** eine **nachfolgende Analyse überprüft** werden kann.

Das gesamte Flugzeughydrauliksystem besteht aus einer festzulegenden **Anzahl unabhängiger Hydraulikkreise**. Der bei zivilen Flugzeugen übliche **Systemnenndruck** beträgt 206 bar [AIR 1899]. *Höhere Nenndrücke* können Gewichtsvorteile bringen [MOIR 92]. Ein *variabler Nenndruck* kann gewählt werden, um die Lebensdauer der Komponenten zu verlängern (DC9) [WILD 90] oder um Energieverbrauch und Abwärme zu reduzieren [LAWHEAD 91].

Die hydraulische **Hauptversorgung** (main power) wird für jeden Hydraulikkreis definiert durch die Anzahl und Art der Pumpen (z.B. triebwerksgetriebene Pumpen oder durch Elektromotor angetriebene Pumpen). Eine Hilfs- oder **Notversorgung** (auxiliary power) wird zusätzlich zur Hauptversorgung in jedem unabhängigen Hydraulikkreis vorgesehen. Die Notversorgung wird aktiviert bei einem Fehler der Hauptversorgung des Systems. Durch die Notversorgung wird die Ausfallsicherheit des Systems erhöht. Die Hilfs- oder Notversorgung übernimmt in der Regel auch den Betrieb der Hydrauliksysteme am Boden (unabhängig von den Flugzeugtriebwerken). [AIR 744A] gibt einen generellen Überblick über Hilfsenergiequellen im Flugzeug. Eingesetzt werden können elektrisch angetriebene Pumpen, Power Transfer Units [ARP 1280], Staulufttturbinen, hydraulische Akkumulatoren, durch Druckluft angetriebene Pumpen, durch ein Hecktriebwerk (auxiliary power unit, APU) angetriebene Pumpen oder durch eine Notenergiequelle (Gasgenerator nach [AIR 744A]) angetriebene Pumpen.

Weitere Systemkomponenten sind erforderlich zur Gewährleistung der Systemfunktion und aus Sicherheitsgründen. Hier sind zu nennen: Rückschlagventile, Druckbegrenzungsventile, Schaltventile, hydraulische Sicherungen (hydraulic fuse [MIL-F-5508], hydraulic circuit breaker [MARONEY 91]). Die primäre Flugsteuerung (Steuerung des Flugzeugs um die drei Achsen) wird vorrangig versorgt gegenüber anderen Verbrauchern durch Vorrangventile und/oder Druckhalteventile.

Weitere Punkte der Architekturfindung betreffen eine geeignete **Zuordnung der Verbraucher zu den Hydrauliksystemen**. Dabei ist die Ausfallsicherheit der Verbraucher zu optimieren und gleichzeitig eine geeignete Lastverteilung zwischen den Hydraulikkreisen sicherzustellen. Die prinzipielle Rohrleitungsverlegung - das Routing - muß so erfolgen, daß das Risiko, daß ein einziger Fehler mehrere Hydraulikkreise beeinträchtigt, minimiert wird.

Nach dem Entwurf der Architektur des Hydrauliksystems werden die **Parameter** bestimmt, die die einzelnen Komponenten des Hydrauliksystems charakterisieren. Der Nennvolumenstrom der Pumpen wird hier *exemplarisch für eine große Zahl zu bestimmender Parameter* betrachtet. Eine Näherungsbetrachtung zur Bestimmung der Rohrleitungsdurchmesser wird in Abschnitt 6 vorgestellt.

Die **erforderliche Größe der Pumpen**, beschrieben durch ihren Nennvolumenstrom, ergibt sich aus der Bedarfsanalyse für den Normalbetrieb und aus der Betrachtung von Fehlerszenarien. Im Vorentwurf sollten daher auch Einfach- und Doppelfehler, gebildet aus folgenden Ereignissen, überprüft werden: Verlust eines Hydrauliksystems (z.B. durch Leitungsbruch), Fehler einer Triebwerkspumpe, Fehler der hydraulischen Hilfsenergieerzeugung in einem System, Triebwerksfehler. Die Fehler müssen dabei in allen Flugphasen betrachtet werden. Für jedes Fehlerszenario muß der verfügbare Volumenstrom durch die Pumpen größer sein als der erforderliche Volumenstrom für die Verbraucher. Dies wird für bestimmte Fehlerszenarien evtl. nur erreichbar sein unter der Annahme, daß große Verbraucher wie Hochauftriebssysteme und Fahrwerke nicht gleichzeitig betätigt werden. Die Stellgeschwindigkeit der Steuerflächen (und damit auch der erforderliche Volumenstrom) kann nach [MIL-H-5440] bei Doppelfehlern geringer angesetzt werden als im Normalbetrieb:

> *Fixed wing aircraft shall maintain level one (1) flying qualities of MIL-F-8785 with one fluid system failure (including the power source) and level three (3) flying qualities ... with two fluid system failures.*[4]

In Tabelle 1.2 und 1.3 wurde bereits eine sinnvolle **Reihenfolge für eine Bearbeitung des Entwurfs** angegeben. Ohne Iterationsschleifen ist es jedoch in der Regel nicht möglich, zu einem konsistenten Systementwurf zu gelangen. Ebenso ist es nicht möglich, das Flugsteuerungs- und Hydrauliksystem (wie zunächst durch die Trennung der Tabellen 1.2 und 1.3 unterstellt) *streng* getrennt voneinander zu entwerfen:

---

[4] "flying qualitiy levels" werden in Abschnitt 4.2 (Tabelle 4.3) definiert.

- Der Entwurf der Flugsteuerungsarchitektur setzt bereits die Kenntnis über die Anzahl der Hydraulikkreise voraus.
- Falls keine befriedigende Lastverteilung erreicht werden kann, muß die Flugsteuerungsarchitektur überprüft werden.
- Falls kein befriedigendes Routing möglich ist, muß die Lastverteilung überprüft werden.
- Entwurfsmängel, die bei der Analyse des Hydrauliksystems entdeckt werden, können
  - o eine Änderung von Pumpenparametern (z.B. des Nennvolumenstroms) erfordern,
  - o eine Änderung von Rohrleitungsdurchmessern erfordern,
  - o eine Änderung des Öffnungsdrucks von Vorrangventilen oder eine veränderte Kennlinie der Druckhalteventile erfordern.

Ausgehend von diesem Überblick zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen, werden in den folgenden Abschnitten ausgewählte Algorithmen und Detailüberlegungen zum Entwurf vorgestellt.

2 Stand der Technik zu untersuchten Teilaspekten des Entwurfs von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen

2.1 Berechnung der Scharniermomente und Stellgeschwindigkeiten von Steuerflächen

Scharniermomente

Steuerflächen sind im einfachsten Fall Klappen an der Hinterkante eines Flügels oder Leitwerks eines Flugzeugs. Im Flug wirken aerodynamische Kräfte auf diese Steuerflächen. Um die Drehachse der Steuerfläche entsteht so ein Moment: das Scharniermoment. Das Scharniermoment wird durch viele Faktoren beeinflußt. Zu nennen sind:

- die Eigenschaften des Profils,
- der Überhang der Steuerfläche über die Scharnierlinie nach vorn,
- die Form der Vorder- und Hinterkante der Steuerfläche,
- die Form des Flügels bzw. Leitwerks, an dem die Steuerfläche angelenkt ist,
- die Form der Steuerfläche selbst und ihre Lage auf dem Flügel oder Leitwerk,
- die Form und Größe des Spalts zwischen Steuerfläche und Flügel bzw. Leitwerk.

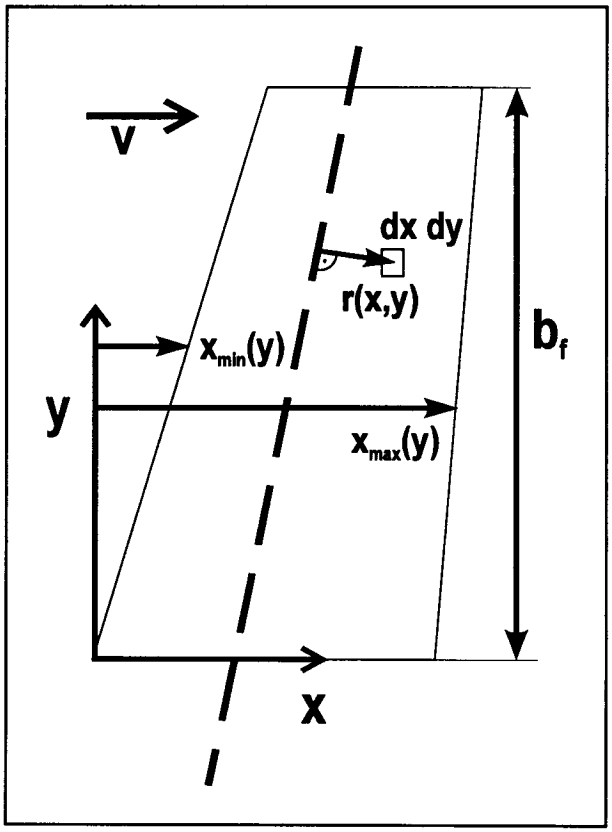


Bild 2.1: Geometrische Größen zur Integration der Druckverteilung über einer Steuerfläche

Scharniermomente verhalten sich nichtlinear mit dem Anstellwinkel α und dem Ausschlagwinkel der Steuerfläche δ. Die Nichtlinearität tritt besonders bei mittleren bis großen Winkeln α und δ auf. Scharniermomente zeigen eine Abhängigkeit insbesondere von der Machzahl *M* sowie der Reynoldszahl *Re*. Eine genaue Berechnung von Scharniermomenten wird daher als schwierig angesehen [HOAK 78]. Folglich sind Sicherheitsfaktoren von 1,3 [BONOW 91] bis 1,5 [SEUFERT 91] bei der Berechnung von Scharniermomenten nicht unüblich.

Grundsätzlich kann das **Scharniermoment M_c aus der Druckverteilung** berechnet werden. Die Druckverteilung um die Klappe wird durch den Verlauf der Druckkoeffizienten oberhalb des Profils C_{p_u} und unterhalb des Profils C_{p_l} beschrieben. In guter Näherung steht bei den gebräuchlichen dünnen Profilen der Normalenvektor des Flächenelementes *dxdy* senkrecht auf dem Hebelarm zur Scharnierlinie. So gilt[1]:

$$M_c = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot \int_0^{b_f} \int_{x_{min}(y)}^{x_{max}(y)} \left[C_{p_u}(x,y) - C_{p_l}(x,y) \right] \cdot r(x,y)\, dx\, dy \quad . \qquad \textbf{(2.1)}$$

Dabei ist ρ die Luftdichte, *V* die Fluggeschwindigkeit und b_f die Länge der Klappe in Spannweitenrichtung. Weitere geometrische Größen können **Bild 2.1** entnommen werden. Die Druckverteilung kann das Ergebnis einer Windkanalmessung sein oder das Ergebnis einer computergestützten Strömungsrechnung.

Wenn die Druckverteilungen an einer Steuerfläche noch nicht bekannt sind, so muß auf Näherungsmethoden ausgewichen werden. Dies ist im frühen Projektstadium in der Regel der Fall. Die Näherungsmethoden liefern zunächst einen **Scharniermomentenbeiwert** C_h. Mit gegebener Klappenfläche S_f und Klappentiefe (gemessen von Scharnierlinie bis Hinterkante) c_f kann das Scharniermoment dann aus

$$M_c = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_h \cdot S_f \cdot c_f \qquad \textbf{(2.2)}$$

berechnet werden.

---

[1] Formelzeichen der Flugmechanik werden in dieser Arbeit nach [DIN 9300] gewählt.

Der Scharniermomentenbeiwert C_h einer Steuerfläche wird bei allen Näherungsmethoden aus Scharniermomentenbeiwertderivativa C_{h_α} und C_{h_δ} berechnet und hängt ab vom Anstellwinkel α und vom Ausschlagwinkel der Klappe δ. Die Beiwerte gelten nur für den linearen Bereich nicht abgelöster Strömung. Zu beachten ist, daß unsymmetrische Profile bei $\alpha = \delta = 0$ bereits einen Scharniermomentenbeiwert C_{h_0} aufweisen.

$$C_h = C_{h_0} + C_{h_\alpha} \cdot \alpha + C_{h_\delta} \cdot \delta \qquad \textbf{(2.3)}$$

Die Gleichungen (2.2) und (2.3) werden angewandt für Querruder, Höhenruder und Seitenruder. Einzusetzen sind dann für α und δ jeweils die Werte aus **Tabelle 2.1.** [HANCOCK 95] schätzt die *Größenordnung* der Scharniermomentenbeiwertderivativa üblicher Höhenruder ab. Bei geringer Machzahl ist danach $C_{h_\alpha} \approx -0{,}18$ 1/rad und $C_{h_\delta} \approx -0{,}45$ 1/rad.

Tabelle 2.1: Anstellwinkel von Flügel und Leitwerken sowie Winkel des Steuerflächenausschlags

Querruder	Anstellwinkel am Flügel	$\alpha \leftarrow \alpha_w$	Ausschlag des Querruders	$\delta \leftarrow \delta_a$
Höhenruder	Anstellwinkel an der Höhenflosse	$\alpha \leftarrow \alpha_h$	Ausschlag des Höhenruders	$\delta \leftarrow \delta_e$
Seitenruder	Anstellwinkel des Seitenleitwerks (verursacht durch Schiebewinkel β)	$\alpha \leftarrow \alpha_v$	Ausschlag des Seitenruders	$\delta \leftarrow \delta_r$

Scharniermomentenbeiwertderivativa nach Näherungsverfahren werden zunächst für inkompressible zweidimensionale Strömung abgeschätzt (also für Profilschnitte) und dann korrigiert - unter Berücksichtigung der Effekte dreidimensionaler und kompressibler Strömung. Die Beiwerte zweidimensionaler Strömung werden mit kleinen Buchstaben gekennzeichnet und beziehen sich auf das Quadrat der Klappentiefe:

$$M_c = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c_h \cdot c_f^2 \quad . \tag{2.4}$$

Scharniermomentenbeiwertderivativa wurden für Klappen unendlicher Spannweite und unendlich dünnem Profil bei inkompressibler Strömung nach der **Skelett-Theorie** (Thin Airfoil Theory) [ANDERSON 84] berechnet. Die Skelett-Theorie betrachtet den Klappenflügel als geknickte Platte, die lediglich durch das Klappentiefenverhältnis $\lambda_f = \frac{c_f}{c}$ charakterisiert ist. Die Skelett-Theorie liefert nach [SCHLICHTING 69] für die Scharniermomentenbeiwertderivativa:

$$\left(c_{h_\alpha}\right)_{Schlichting} = -\frac{1}{\lambda_f^2} \cdot \left[(3 - 2\lambda_f)\sqrt{\lambda_f (1 - \lambda_f)} - (3 - 4\lambda_f) \arcsin\sqrt{\lambda_f}\right] \tag{2.5}$$

$$\left(c_{h_\delta}\right)_{Schlichting} = -\frac{4}{\pi}\sqrt{\left(\frac{1 - \lambda_f}{\lambda_f}\right)^3} \cdot \left[\arcsin\sqrt{\lambda_f} - \sqrt{\lambda_f (1 - \lambda_f)}\right] \tag{2.6}$$

In der Praxis werden Scharniermomentenbeiwertderivativa C_{h_α} und C_{h_δ} im frühen Projektstadium nach Handbuchmethoden abgeschätzt. Für den Scharniermomentenbeiwert C_{h_0} existiert keine Handbuchmethode. Zwei Quellen sind von Bedeutung:

- die **Datcom[2] Handbuchmethode** [HOAK 78],
- die **ESDU[3] Handbuchmethode** (bestehend aus einzelnen "Data Items").

ESDU [ESDU C.04.01.01], [ESDU C.04.01.02] und Datcom ([HOAK 78], Abschnitt 6.1.3.1 und 6.1.3.2) verwenden die gleiche Methode zur Berechnung der Scharnier-

---

2 "USAF Stability and Control Datcom" wurde erstellt durch die Douglas Aircraft Division der McDonnell Douglas Corporation im Auftrag der Control Criteria Branch, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Dayton, Ohio. "Datcom" steht als Abkürzung für "Data Compendium".

3 In den 30er Jahren wurde eine technische Abteilung "Engineering Science Data Unit" (ESDU) innerhalb der Royal Aeronautical Society gegründet. Aufgabe dieser Abteilung war, Forschungsergebnisse für den Ingenieur in der Praxis aufzuarbeiten. Aus der Abteilung entwickelte sich die Firma ESDU International PLC mit Sitz in London.

momentenbeiwertderivativa für **zweidimensionale Strömung**. Die von beiden genutzte Methode für Profile endlicher Dicke in inkompressibler Strömung basiert auf den Arbeiten von [WOODS 52] und [GARNER 57]. Der erste Schritt dieser Berechnung von c_{h_α} nach Handbuchmethoden stimmt mit Gleichung (2.5) aus [SCHLICHTING 69] überein. Erweitert um den Einfluß der relativen Profildicke t/c kann das von [GARNER 57] aufgestellte Diagramm durch die Gleichung

$$\left(c_{h_\alpha}\right)_{theory} = -\frac{1}{\lambda_f^2} \cdot \left[(3 - 2\lambda_f)\sqrt{\lambda_f(1-\lambda_f)} - (3 - 4\lambda_f)\arcsin\sqrt{\lambda_f}\right] + 0{,}83 \cdot \frac{t}{c} \qquad \textbf{(2.7)}$$

beschrieben werden. Der Betrag von c_{h_δ} berechnet nach Handbuchmethoden steigt mit zunehmender Klappentiefe an. Einschließlich des Einflusses der relativen Profildicke t/c kann das von [GARNER 57] aufgestellte Diagramm durch die Gleichung

$$\left(c_{h_\delta}\right)_{theory} = -3{,}3 \cdot \lambda_f \cdot \frac{t}{c} - 0{,}424 \cdot \lambda_f + 1{,}947 \cdot \frac{t}{c} - 0{,}85 \qquad \textbf{(2.8)}$$

beschrieben werden. Gleichung (2.8) ist gültig für $0 \le t/c \le 0{,}15$ und $0{,}1 \le \lambda_f \le 0{,}4$. Weitere Korrekturen in ESDU und Datcom berücksichtigen den Endkantenwinkel der Klappe, die Reynoldszahl und Effekte durch den Klappenüberhang vor der Scharnierlinie [ESDU C.04.01.03]. Diese Korrekturen führen von den theoretischen Derivativa $\left(c_{h_\alpha}\right)_{theory}$ und $\left(c_{h_\delta}\right)_{theory}$ schließlich auf die Beiwerte der zweidimensionalen Strömung c_{h_α} und c_{h_δ}.

Die Geometrie von Flügel bzw. Leitwerk (Pfeilung, Streckung) und die Form und Lage der Klappe auf dem Flügel oder Leitwerk - also die **Effekte der dreidimensionalen Strömung** - als weitere Einflüsse auf die Scharniermomentenbeiwertderivativa werden bei ESDU [ESDU 89009] und Datcom ([HOAK 78], Abschnitt 6.1.6) etwas unterschiedlich behandelt. Beide Quellen basieren jedoch auf NACA-Nachkriegsergebnissen. Von diesen Quellen ist [TOLL 48] hervorzuheben. [TOLL 48] bildet die Berechnungsgrundlage bei Datcom und wird auch bei ESDU als eine Hauptquelle herangezogen. Die Berechnung von Scharniermomenten dreidimensionaler Strömung geht von den Beiwerten zweidimensionaler Strömung aus. ESDU und Datcom enthalten Korrekturen basierend auf der Trag*flächen*theorie (Lifting-Surface Theory) [ANDERSON 84]. Mit der Trag*linien*theorie (Lifting-Line Theory) [ANDERSON 84] kann *keine* ausreichende Genauigkeit der Ergebnisse erreicht werden [GILLIS 43].

Alle vorgestellten Methoden verwenden die **Prandtl-Glauert-Regel** [ANDERSON 84], um Scharniermomentenbeiwertderivativa für zweidimensionale Strömung, die zunächst für inkompressible Strömung berechnet wurden, auf Verhältnisse bei kompressibler Unterschallströmung umzurechnen. Dazu werden die Derivativa mit dem Faktor $\frac{1}{\beta} = \frac{1}{\sqrt{1 - M^2}}$ multipliziert. M ist darin die Flugmachzahl. Handbuchmethoden für transsonische Strömung existieren nicht.

Spoiler bilden einen Teil der Flügeloberseite. Sie werden durch Drehung um ihre Vorderkante aufgestellt und verursachen eine kontrollierte Ablösung der Strömung über dem Flügel. Durch die Strömungsablösung wird der Auftrieb des Flügels verringert und der Widerstand erhöht. Diese Wirkung wird bei unsymmetrischem Spoilerausschlag zum Rollen genutzt (roll spoiler) und beim symmetrischen Spoilerausschlag zur Verringerung der Gleitzahl (speed brake) und zum Abbau des Auftriebs nach der Landung (lift dumper). Es existieren keine Handbuchmethoden für die **Berechnung von Spoilerscharniermomenten**. Die Spoilerauslegung wurde überwiegend im Windkanal durchgeführt [MACK 79]. Strömungssimulationen konzentrieren sich auf die Berechnung der Spoilerwirkung und betrachten Spoilerscharniermomente gegebenfalls am Rande [TOU 87].

Der eingefahrene Spoiler wird durch den Unterdruck auf der Profiloberseite angehoben. Ohne eine Gegenkraft stellt sich ein bestimmter Winkel ein, der Auswehwinkel (spoiler float angle), der abhängig ist von der Stellung der Landeklappe. Mit steigendem Spoilerausschlag nimmt der Druck hinter dem Spoiler immer geringere Werte an. Bei der Umströmung der Spoilerhinterkante treten hohe Strömungsgeschwindigkeiten auf, so daß sich der geringe Druck auch an der Spoileroberseite in der Nähe der Hinterkante bemerkbar macht. Am Spoilerscharnier steigt der Druck mit zunehmendem Spoilerausschlag bis zum Staudruck an [MACK 79].

Weder die "ESDU Software" noch das "Digital Datcom" [WILLIAMS 79] bieten **Computerprogramme** zur Berechnung von Scharniermomentenbeiwerten.

Für die Auslegung des Flugsteuerungssystem müssen **maximale Scharniermomente** bekannt sein. Hierzu muß ermittelt werden, welches Flugmanöver maximale Schar-

niermomente hervorruft. Auf Literaturquellen zu diesem Thema kann nicht zurückgegriffen werden.

In Abschnitt 4.1 wird eine Methode zur Abschätzung von Spoilerscharniermomenten erarbeitet. Scharniermomentenbeiwerte werden mit Handbuchmethoden verglichen. Ausgehend von den Zulassungsvorschriften werden für die einzelnen Steuerflächen Methoden zur Abschätzung von maximalen Scharniermomenten erarbeitet.

Stellgeschwindigkeiten

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. Die erforderlichen Stellgeschwindigkeiten der Steuerflächen beeinflussen die Auslegung des Flugsteuerungs- und des Hydrauliksystems, denn die durch die Steuerfläche aufgenommene Leistung ist proportional zur Stellgeschwindigkeit. In der Praxis werden die maximalen Stellgeschwindigkeiten der Steuerflächen festgelegt, basierend auf den Daten bereits gebauter Flugzeuge. Die Böenlastminderung erfordert Stellgeschwindigkeiten, die höher sind als die Stellgeschwindigkeiten, die aus Forderungen an die Manövrierfähigkeit resultieren. Derartige Zusatzanforderungen an die Steuerflächen werden in dieser Arbeit nicht betrachtet.

Tabelle 2.2 gib 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. Wenn für das Ein- und Ausfahren in der Quelle unterschiedliche Stellgeschwindigkeiten angegeben waren, so ist in Tabelle 2.2 lediglich der Mittelwert genannt. Die Ausschlagwinkel der Spoiler beziehen sich auf das Ausfahren nach der Landung (lift dumper). Ausschläge zur Rollunterstützung (roll spoiler) sind deutlich geringer.

Tabelle 2.2 Maximale Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}_{max}$ und Steuerflächenausschläge δ_{max} am Beispiel der Steuerflächen von Flugzeugen der Airbus-Familie

Flugzeug		Höhen-ruder	Quer-ruder	Seiten-ruder	Spoiler	Quelle
A300 - 600	$\dot{\delta}_{max}$ [°/s]	38	43	60	55	[AMM A300-600]
	δ_{max} [°]	-30/+15	+/-23	+/- 30	50	
A310	$\dot{\delta}_{max}$ [°/s]	38	49	60	50	[AMM A310]
	δ_{max} [°]	-30/+15	+/-23	+/-30	50	
A320	$\dot{\delta}_{max}$ [°/s]	40	63	60	56 (ohne load alleviation)	[SDN A320, 27]
	δ_{max} [°]	-30/+15	+/-25	+/-30	50	
A330/A340	$\dot{\delta}_{max}$ [°/s]	40	innen[4]: 59 außen[4]: 61	56	51	berechnet nach: [DBD A340]
	δ_{max} [°]	-30/+15	+/-25	+/-30	50	

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

---

[4] Diese Stellgeschwindigkeiten werden durch die Flugsteuerungsrechner auf 40 °/s begrenzt [MEWING 94].

$$\dot{\delta}_{max} = \frac{|\delta_{max}|}{\Delta t} \qquad \text{mit} \quad \Delta t = 1\ s \quad . \tag{2.9}$$

Die Stellgeschwindigkeiten aus Tabelle 2.2 sind zum Teil deutlich größer, als sich nach Gleichung (2.9) ergeben würde. In Abschnitt 4.2 werden erforderliche Stellgeschwindigkeiten berechnet, basierend auf zivilen Zulassungsforderungen und militärischen Spezifikationen.

2.2 Entwurf von Flugsteuerungssystemen

Die Auslegung von irreversiblen primären Flugsteuerungsystemen beinhaltet je nach Komplexität des Systems die Auslegung der Steuerorgane, der Flugsteuerungsrechner mit den Flugregelgesetzen (Control Laws), die Übertragungselemente, Kraftverstärker und die Positionsgeber an den Steuerflächen.

Von diesen Teilaufgaben der Flugsteuerungsauslegung nimmt die Auslegung der Flugregelgesetze wohl den größten Anteil der Aktivitäten ein, demzufolge gibt es sehr viel Literatur zu dem Thema. Die Flugregelung behandeln im Überblick u.a. [McRUER 73], [McLEAN 90] und [BROCKHAUS 94]. Eine Übersicht über die Flugsteuerungsaktuatorik gibt [RAYMOND 93]. Für die Auslegung hydraulischer Stellsysteme im Flugzeugbau ist [GUILLON 68] auch heute noch als Standardwerk anzusehen. Die Architektur und das Redundanzkonzept der Flugsteuerungsrechner werden größtenteils innerhalb der Entwicklungsabteilungen der Luftfahrtindustrie behandelt (siehe z.B. [RICE 79] und [REICHEL 90]). Die weiteren Ausführungen beschränken sich auf die ausgewählten Teilaspekte des Entwurfs von Flugsteuerungssystemen.

Die Flugsteuerungsarchitektur beschreibt die **Anbindung der Aktuatoren an** die **Energie- und Signalversorgung** - also die Anbindung der Aktuatoren an die Hydrauliksysteme und Flugsteuerungsrechner. Dieses Thema wird in der Literatur kaum behandelt. Lediglich einen Ansatz zur Bewertung der Flugsteuerungsarchitektur gibt [TRAVERSE 91] am Beispiel der Rollsteuerung:

$$\sum (\textit{roll rate of control surface } S) \quad \textit{with} \quad S \in \{\textit{available surface}\} \qquad \textbf{(2.10)}$$

Die Verfügbarkeit einer Rollsteuerfläche hängt von der Verfügbarkeit ihrer Ressourcen ab. Gleichung (2.10) wird für jede Kombination von Fehlern dieser Ressourcen ausgewertet. Eine Gegenüberstellung der Wahrscheinlichkeit des untersuchten Fehlerfalls mit der erzielten Rollrate des Flugzeugs führt zu einer Beurteilung des Fehlerfalls und liefert eine Aussage im Rahmen der Zulassung des Flugzeugs. Mit dem Computerprogramm VERIFCDVE werden so mehrere tausend Fehlerfälle überprüft [TRAVERSE 91]. Der Nachteil des vorgeschlagenen Verfahrens besteht darin, daß jeder Fehlerfall einzeln bewertet wird und so eine zusammenfassende Aussage über die Flugsteuerungsarchitektur nur schwer möglich ist.

In Abschnitt 5.1 wird auf dem Ansatz von Traverse aufgebaut. Das Verfahren wird dabei weiterhin von der Rollsteuerung auf die Nicksteuerung ausgedehnt. Es wird ein Auswerteverfahren vorgeschlagen, welches unmittelbar den Vergleich von Flugsteuerungsarchitekturen ermöglicht.

Die **Integration der Flugsteuerungsaktuatoren** in den zur Verfügung stehenden Einbauraum geschieht heute durch einfaches Austesten verschiedener Aktuatoranordnungen mit Hilfe eines CAD-Programms. Abschnitt 5.2 liefert Gleichungen und Anweisungen für ein systematisches Vorgehen bei der Aktuatorintegration.

Regelungstechnisch zeigen Flugsteuerungsaktuatoren ein integrierendes Verhalten. Für die Ruderansteuerung wird jedoch eine proportionale Wirkung des Aktuatorregelkreises bevorzugt. Um dies zu erreichen, wird der Aktuatorregelkreis bei heutigen Flugzeugen in fast allen Fällen mit einer proportionalen Rückführung versehen (Aussage nach [BROCKHAUS 94], Beispiel in [BOSSCHE 88]). Für die **dynamische Auslegung der Flugsteuerungsaktuatoren** bleibt - unter der Bedingung einer proportionalen Rückführung - die Reglerverstärkung der einzige freie Parameter unter angenommenen festen technischen Parametern des Aktuators selbst (vergleiche Abschnitt 5.3). Ausgehend von [GUILLON 68] wird in Abschnitt 5.3 ein Verfahren vorgestellt, mit dem die Reglerverstärkung berechnet werden kann, basierend auf der in der Literatur geforderten Stabilitätsreserve. Weiterhin wird gezeigt, wie der Frequenzgang des geschlossenen Aktuatorregelkreises unter Berücksichtigung wesentlicher Nichtlinearitäten berechnet werden kann.

2.3 Entwurf von Flugzeughydrauliksystemen

Beim Entwurf von Flugzeughydrauliksystemen muß unterschieden werden:

a) der **Entwurf** der Architektur des Hydrauliksystems einschließlich der Berechnung von Parametern der Komponenten aus den Anforderungen,

b) die **Analyse** bzw. die Überprüfung des Entwurfs.

Punkt a) umfaßt das flugzeugspezifische Vorgehen beim Entwurf von Hydrauliksystemen - die **Entwurfsmethodik**. In der Literatur werden einzelne Aspekte der Flugzeughydraulik angesprochen, zusammenfassend wird über die Entwurfsmethodik wenig ausgesagt. Die Analyse des Flugzeughydrauliksystems - Punkt b) - unterscheidet sich nur wenig vom Vorgehen bei anderen hydraulischen Leistungssystemen. Aus diesem Grund kann bei der Analyse - Punkt b) - allgemein auf die umfangreiche Hydraulikliteratur zugegriffen werden. Flugzeugspezifisch bleibt bei der Analyse und Überprüfung des Entwurfs des Flugzeughydrauliksystems jedoch die Auswahl der zu überprüfenden Last- und Fehlerfälle.

Entwurfsmethodik

Die Entwurfsmethodik von Flugzeughydrauliksystemen ist in der Literatur kaum behandelt worden. [MOIR 92] gibt Hinweise zur **Auslegung des Rohrleitungsnetzes** von Flugzeughydrauliksystemen:

> *When the nominal system pressure is chosen ... the designer must allocate some realistic pressure drop which can be achieved in full flow conditions from pump outlet to reservoir. This is usually about 20% to 25% of nominal pressure ... The aerodynamic loads and flight control laws will determine the piston area and rate of movement. The designer must then decide which actuators will be required to act simultaneously and at what speed they will move. The sum of these will give the maximum flow rate demanded of the system ... If an allowable pressure drop of 25% has been selected throughout the system, this may now be further divided between pressure pipes, return pipes and components ... Once pipe length, flow rates and permissible pressure drops are known, pipe diameters can be calculated using the expressions governing friction flow in pipes ... Theoretical sizes will be modified by the need to use standard pipe ranges.*

In Abschnitt 6.1 wird gezeigt, wie eine gemeinsame Betrachtung der Druckverluste an Aktuatoren *und* im Leitungssystem zu einem gewichtsminimierten Entwurf führen kann. Weitere Details zur Entwurfsmethodik enthält [SCHOLZ 96a].

Stationäre Berechnung hydraulischer Netze

Die Analyse und Überprüfung des Entwurfs eines Flugzeughydrauliksystems können mittels einer stationären Berechnung des Netzes durchgeführt werden. Die stationäre Berechnung hydraulischer Netze als erste **Überprüfung des Entwurfs** hat verschiedene Vorteile gegenüber einer dynamischen Simulation (siehe unten). Daher wird in dieser Arbeit eine Analyse mit einer stationären Berechnung vorgenommen. Zunächst müssen einige Begriffe definiert werden. Dann kann der Stand der Technik der stationären Berechnung hydraulischer Netze beschrieben werden.

Definition von Begriffen im Zusammenhang mit der stationären Berechnung hydraulischer Netze

Hydrauliksysteme lassen sich entsprechend ihrer Struktur in folgende Klassen einteilen:

- Ketten,
- Bäume,
- parallele Ketten,
- Netze.

Eine **Kette** ist eine Serienschaltung von Elementen. **Bäume** sind solche Strukturen, bei denen an Knotenpunkten einer Kette andere Ketten abzweigen können, wobei jedoch keine Maschen ausgebildet werden dürfen. **Parallele Ketten** sind parallele Serienschaltungen. Ein **Netz** stellt die allgemeinste Struktur dar. Es darf eine beliebige Anordnung von Elementen enthalten. Insbesondere sind auch Querverbindungen erlaubt, wie sie z.B. in Brückenschaltungen auftreten. Ketten, Bäume und parallele Ketten lassen sich - abhängig von der jeweiligen Fragestellung - bekanntlich vergleichsweise einfach berechnen [STREETER 85]. Die Berechnung von Netzen in ihrer allgemeinen Form erfordert jedoch spezielle Methoden.

Flugzeughydrauliksysteme können zu einem großen Teil bereits berechnet werden unter der Annahme einer Struktur aus Bäumen und parallelen Ketten. Ein allgemein-

gültiges und flexibles Berechnungsverfahren sollte jedoch auf der Beschreibung von Netzen aufbauen. Durch die **Annahme einer Netzstruktur** kann ein Berechnungsverfahren zudem schematisiert und übersichtlich gestaltet werden.

Ein hydraulisches Netz besteht aus J **Knoten** und enthält X **Elemente** (z. B. Widerstände, Pumpen, Motore, Zylinder). X **Stränge** verbinden Knoten über Elemente. In den Strängen fließen (interne) Volumenströme Q bei einem Druckverlust Δp. Knoten, in denen der Druck bekannt ist, werden als **Quellen** bezeichnet (Anzahl: M). Knoten, in denen der Druck unbekannt ist, werden als **Senken** bezeichnet (Anzahl: N). An Knoten kann ein Druck p gemessen werden. An Knoten kann weiterhin ein **externer Volumenstrom** q ein- bzw. austreten. Eine **Masche** stellt einen geschlossenen Umlauf auf einem Pfad dar. C **Basismaschen** enthalten keine weiteren Maschen in sich und können ergänzt werden durch maximal M-1 Pseudomaschen, die jeweils durch die Verbindung von zwei Quellen entstehen. Die Anzahl der Knoten $J = M + N$ und die der C Basismaschen steht in Beziehung zur Anzahl der Stränge X über

$$X = J + C - 1 \quad . \tag{2.11}$$

Die Zusammenhänge werden in **Bild 2.2** an einem Beispiel verdeutlicht.

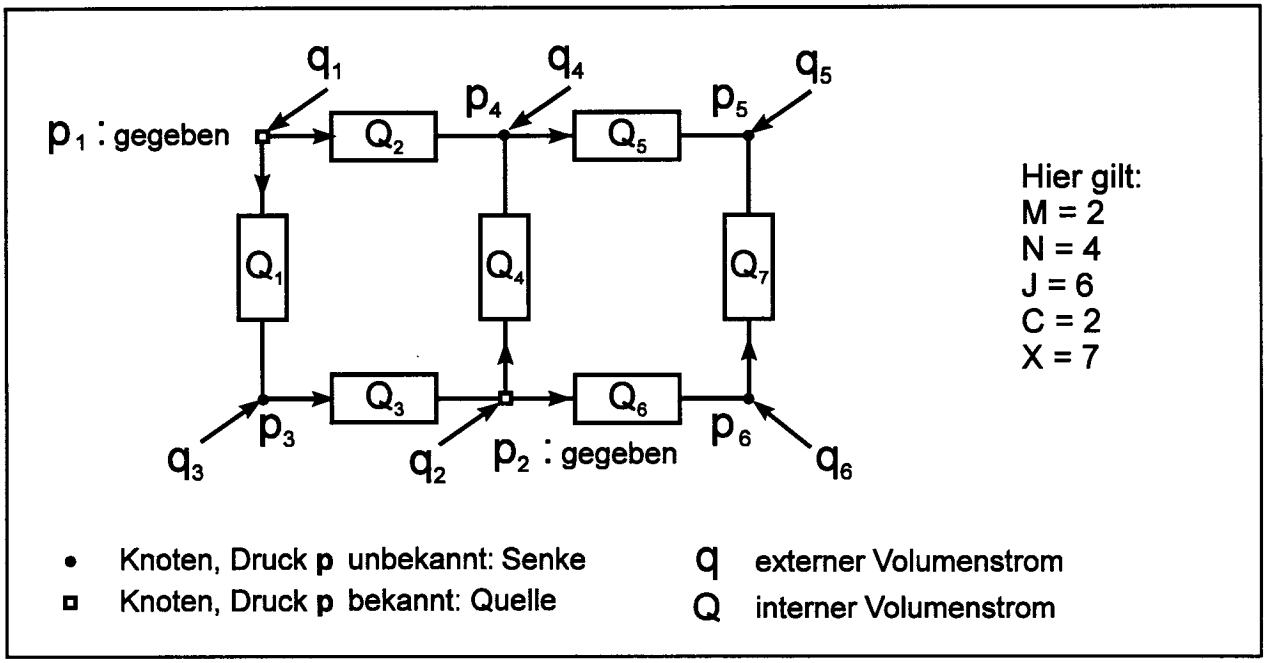


Bild 2.2: Größen der stationären Berechnung hydraulischer Netze dargestellt an einem Beispielnetzwerk

Gleichungssysteme für die stationäre Berechnung hydraulischer Netze

Die stationäre Berechnung hydraulischer Netze beruht auf Knotengleichungen (1. Kirchhoffsches Gesetz) und Maschengleichungen (2. Kirchhoffsches Gesetz) [HORLACHER 92]:

$$\begin{aligned} \text{Knotengleichung:} \quad & \sum_x Q_x = 0 \quad , \\ \text{Maschengleichung:} \quad & \sum_x \Delta p_x = 0 \quad . \end{aligned} \tag{2.12}$$

Hinzu kommt das Widerstandsgesetz

$$\Delta p = R \cdot Q^n \quad . \tag{2.13}$$

R ist der Strömungswiderstand; $n = 2$ (Ausnahme z.B. Druckverlustberechnung in Rohrleitungen nach Hazen-Williams [BHAVE 91] mit $n = 1{,}852$). Es gibt verschiedene Möglichkeiten, aus den grundlegenden Gleichungen (2.12) und (2.13) Gleichungen zur stationären Berechnung hydraulischer Netze aufzustellen.

***Q*-Gleichungen** zur Beschreibung hydraulischer Netze enthalten die internen Volumenströme Q in den Strängen als primäre Unbekannte. Weitere unbekannte Größen können durch nachfolgende Rechnungen aus den dann bekannten, internen Volumenströmen Q bestimmt werden. Um ein komplettes Gleichungssystem zu erhalten, werden

- die Knotengleichungen an jeder Senke ausgewertet (die q_j sind bekannt)

$$\sum_x Q_x + q_j = 0, \quad \text{für alle Senken } j = 1, \ldots, N \tag{2.14}$$

- die Maschengleichungen für alle Basis- und Pseudomaschen ausgewertet[5]

$$\sum R_x \, Q_x^n = 0, \quad \begin{array}{l} \text{für alle Maschen} \\ c = 1, \ldots, C, C+1, \ldots, C+M-1 \; . \end{array} \tag{2.15}$$

Der Index x bezeichnet dabei den jeweiligen Strang. Die Gleichungen (2.14) und (2.15) ergeben zusammen $N + C + M - 1 = X$ unabhängige Gleichungen zur Bestimmung der X internen Volumenströme Q. Gleichung (2.15) kann auch linearisiert werden:

---

[5] Der Laufindex der Summen wird nur in der Gleichung angegeben, in der er das erst Mal auftritt.

$$\sum R_x' Q_x = 0, \qquad \text{für alle Maschen } c = 1, \ldots, C, C+1, \ldots, C+M-1 \qquad \textbf{(2.16)}$$

mit

$$R_x' = R_x |Q_x|^{n-1} \quad . \qquad \textbf{(2.17)}$$

***p*-Gleichungen** enthalten die Drücke p in den Senken j als primäre Unbekannte. Wie bei den Q-Gleichungen wird für jede Senke die Knotengleichung (2.12) ausgewertet. Mit Q aus

$$Q_x = \left(\frac{p_i - p_j}{R_x} \right)^{\frac{1}{n}} \qquad \textbf{(2.18)}$$

(x ist das Element, welches i mit j verbindet) bzw. linearisiert aus

$$Q_x = C_x' (p_i - p_j) \qquad \textbf{(2.19)}$$

(C'_x ist der linearisierte Leitwert) erhält man N unabhängige Gleichungen zur Bestimmung der N unbekannten Drücke p in den Senken j:

$$\sum_{i \text{ verbunden mit } j \text{ durch } x} \left(\frac{p_i - p_j}{R_x} \right)^{\frac{1}{n}} + q_j = 0, \quad \text{für alle Senken } j = 1, \ldots, N \qquad \textbf{(2.20)}$$

bzw. linearisiert

$$\sum C_x'(p_i - p_j) + q_j = 0, \qquad \text{für alle Senken } j = 1, \ldots, N. \qquad \textbf{(2.21)}$$

Die externen Volumenströme q_j in den Senken müssen dabei bekannt sein. Der linearisierte Leitwert C'_x ist

$$C_x' = \frac{|p_i - p_j|^{\frac{1}{n} - 1}}{R_x^{\frac{1}{n}}} \quad . \qquad \textbf{(2.22)}$$

ΔQ-Gleichungen zielen primär auf die Bestimmung der internen Volumenströme Q ab. Hierzu werden Korrekturvolumenströme ΔQ eingeführt, die in den Basismaschen zirkulieren und somit den angenommenen internen Volumenströmen überlagert sind. Die Korrekturvolumenströme ΔQ_c sind so definiert, daß gilt: Wenn alle $\Delta Q_c = 0$, dann erfüllen die internen Volumenströme Q_x sowohl die Knoten- als auch die Maschen-

gleichungen. Zum Aufstellen des Gleichungssystems werden sowohl die Basis- als auch die Pseudo-Maschen benötigt:

$$\sum R_x \left(Q_x + \Sigma\Delta Q_c\right)^n = 0, \quad \text{für alle Maschen } c = 1, \ldots, C, C+1, \ldots, C+M-1. \tag{2.23}$$

Man erhält $C + M - 1$ Gleichungen zur Berechnung der $C + M - 1$ unbekannten Korrekturvolumenströme ΔQ_c. Linearisierung: Unter Beachtung nur der ersten zwei Terme des Binomischen Satzes [BRONSTEIN 79] gilt

$$\sum R_x \left[Q_x^n + n\, Q_x^{n-1}\, \Sigma\Delta Q_c\right] = 0, \quad \text{für alle Maschen } c = 1,\ldots,C,C+1,\ldots C+M-1 \tag{2.24}$$

und mit Gleichung (2.17)

$$\sum R_x' \left[Q_x + n\, \Sigma\Delta Q_c\right] = 0, \quad \text{für alle Maschen } c = 1,\ldots,C,C+1,\ldots,C+M-1. \tag{2.25}$$

Δp-Gleichungen zielen primär auf die Bestimmung der Drücke p in den Knoten ab. Hierzu werden Korrekturdrücke Δp eingeführt, die zu den Drücken p in den Knoten addiert werden. Die Korrekturdrücke Δp sind so definiert, daß gilt: Wenn alle $\Delta p = 0$, dann erfüllen die Drücke p sowohl die Knoten- als auch die Maschengleichungen. Zum Aufstellen des Gleichungssystems werden die Knotengleichungen analog zu Gleichung (2.20) herangezogen:

$$\sum_{i \text{ verbunden mit } j \text{ durch } x} \left[\frac{(p_i + \Delta p_i) - (p_j + \Delta p_j)}{R_x}\right]^{\frac{1}{n}} + q_j = 0, \quad \text{für alle Senken } j = 1, \ldots, N. \tag{2.26}$$

Man erhält N Gleichungen zur Berechnung der N unbekannten Korrekturdrücke Δp. Gleichung (2.26) kann analog zu Gleichung (2.21) linearisiert werden.

Für alle Gleichungssysteme gilt, daß sie nichtlinear sind und nur iterativ gelöst werden können. Zur Lösung der nichtlinearen Gleichungssysteme wurden verschiedene Verfahren vorgeschlagen.

Verfahren für die stationäre Berechnung hydraulischer Netze

Die Methode nach [CROSS 36] ist die älteste und am weitesten verbreitete Methode [WOOD 81]. Cross stellt zwei Varianten vor. Die eine Variante basiert auf Δp-Gleichungen und die andere auf ΔQ-Gleichungen. Es wird kein Gleichungssystem aufgestellt, denn die Gleichungen werden einzeln und iterativ gelöst. Aufgrund der weiten Verbreitung der Variante basierend auf ΔQ-Gleichungen wird diese oft mit **Hardy-Cross-Method** bezeichnet. Es handelt sich um ein

- Sequentielles Verfahren (jede Masche wird während eines Iterationsschrittes einzeln betrachtet) und
- Gesamtschrittverfahren (jede Masche wird während eines Iterationsschrittes unabhängig von bereits berechneten ΔQ anderer Maschen betrachtet).

Um die Konvergenz der Methode zu beschleunigen, wurden Varianten entwickelt:

- Einzelschrittverfahren statt Gesamtschrittverfahren: Die ΔQ werden sofort in die weitere Berechnung aufgenommen, sobald sie bekannt sind, und nicht erst, nachdem ein Iterationsschritt für alle Maschen und Pseudo-Maschen durchgeführt wurde [DUBIN 47].
- Simultanes Verfahren statt sequentiellem Verfahren: Es wird ein lineares Gleichungssystem aufgestellt und gelöst [ENDRES 68].

Diese Varianten können jedoch die generellen Nachteile der Hardy-Cross-Method nicht beseitigen: die Konvergenzprobleme und die große Anzahl erforderlicher Iterationsschritte.

Die **Newton-Raphson-Method** zur Berechnung hydraulischer Netze basiert auf der Newton-Methode zur Lösung nichtlinearer Gleichungssysteme [BRONSTEIN 79]. Das Gleichungssystem wird aus p-Gleichungen [MARTIN 63], [SHAMIR 68] oder ΔQ-Gleichungen [EPP 70], [NIER 81] gebildet.

Die **Linear-Theory-Method** löst das System nichtlinearer Gleichungen durch iterative Lösung eines Systems linearisierter Gleichungen, wie z.B. Gleichung (2.16), (2.21) oder (2.25). Während die Hardy-Cross-Method und die Newton-Raphson-Method weite Verbreitung gefunden haben, wurde die Linear-Theory-Method bisher, zumindest in Deutschland, wenig beachtet. Die Linear-Theory-Method wurde zum ersten Mal [BHAVE 91] durch [MCILROY 49] vorgeschlagen. McIlroy verwendet linearisierte ΔQ-Gleichungen. Da die Linear-Theory-Method bei den damaligen Handrechnungen in der Praxis nur auf Netze mit wenigen Maschen angewandt werden

konnte [McIlroy 49], wurde die Methode zunächst nicht genutzt. Später wurden - vor allem in den USA - Computerprogramme erstellt, die auf der Linear-Theory-Method aufbauen [Wood 72] (linearisierte Q-Gleichungen), [Collins 75], [Issacs 80] (linearisierte p-Gleichungen).

In Abschnitt 6.2 wird die Linear-Theory-Method basierend auf p-q-Gleichungen vorgestellt. Abschnitt 6.2 enthält mit Tabelle 6.1 darüber hinaus einen **Vergleich der verschiedenen Verfahren** zur stationären Berechnung hydraulischer Netze.

Eine **stationäre Lösung** hydraulischer Netze ist prinzipiell auch **mit einem dynamischen Ansatz** möglich. Zwei Varianten sind dabei zu unterscheiden:

- Eine dynamische Simulation kann von der Integration der **Druckaufbaugleichung**

$$\dot{p} = \frac{K}{V} \cdot \left(\Sigma Q_{in} - \Sigma Q_{out} \right) \tag{2.27}$$

  ausgehen [Kett 93]. Darin ist K der Kompressionsmodul und V das Ölvolumen in der Komponente. Wird nun eine stationäre Lösung angestrebt, dann muß eine Erregung langsam aufgeschaltet werden, um Schwingungen zu vermeiden. Die Erregung kann als flache Rampe oder als Serie kleiner Sprünge aufgebracht werden. Es sind jedoch längere Rechenzeiten erforderlich als bei einer direkten Berechnung des stationären Endwertes [Li 93]. Bei schwach gedämpften Systemen ist das Vorgehen unbrauchbar, da diese auch schon bei einer Erregung mit einer Rampenfunktion kleiner Steigung zum Schwingen neigen [Hoffmann 81].

- Eine dynamische Simulation kann von der Impuls- und Kontinuitätsgleichung der Rohrströmung ausgehen. Diese Gleichungen führen auf **ein Paar hyperbolischer partieller Differentialgleichungen** in den zwei abhängigen Variablen Druck p und Durchfluß Q und zwei unabhängigen Variablen, dem Weg entlang des Rohres x und der Zeit t.

$$\frac{p_x}{\rho} + \frac{Q_t}{A} + \frac{\lambda_R}{2 \cdot d \cdot A^2} \cdot Q \cdot |Q| = 0 \qquad \textbf{(2.28)}$$

$$\frac{p_t}{\rho} + \frac{a^2 \cdot Q_x}{A} = 0 \qquad \textbf{(2.29)}$$

Der Druckverlust im Rohr wird durch die Rohrreibungszahl λ_R berücksichtigt. (ρ : Dichte des Hydrauliköls im Rohr; d : Rohrdurchmesser; $A = d^2\,\pi / 4$). Die Gleichungen werden umgeformt in vier gewöhnliche Differentialgleichungen und mittels **Charakteristikenverfahren** gelöst [WYLIE 93]. Die Schallgeschwindigkeit a beschreibt die Ausbreitung der Druckwellen im Rohr. Eine stationäre Lösung des Hydrauliksystem kann sich evt. erst nach sehr langer Zeit und somit vielen Rechenschritten einstellen. Um den stationären Endwert mit weniger Iterationsschritten zu erreichen, kann die Schallgeschwindigkeit a reduziert werden. Dabei sollte jedoch

$$a > \frac{\lambda_R \cdot l \cdot Q}{d \cdot A} \qquad \textbf{(2.30)}$$

gewählt werden [WYLIE 93] (l : Rohrlänge), um Instabilitäten in der Rechnung zu vermeiden. [BHAVE 91] kommt zusammenfassend zu folgender Beurteilung der stationären Rechnung mittels Charakteristikenverfahren:

> ... it is inefficient to employ the unsteady flow approach for steady state problems because the unsteady approach takes considerably more computational effort and time and has convergence problems.

Computerprogramme zur Analyse von Flugzeughydrauliksystemen

Einen **Überblick** über Computerprogramme zur Analyse von Hydrauliksystemen geben z.B. [PALMBERG 91] und [MURRENHOFF 96]. [MARJAMÄKI 96] listet auf: 29 allgemeine Simulationsprogramme oder solche Simulationsprogramme, die speziell für die Hydraulikanwendung geschrieben wurden. Im folgenden wird nur auf solche **Programme** eingegangen, die speziell **für die Flugzeughydraulik** entwickelt wurden oder in den Flugzeugbau Eingang gefunden haben.

Das Programm "Advanced Aircraft Hydraulic Systems" (AAHS) [SCOVILLE 90] ist das primäre Analysewerkzeug von General Dynamics. AAHS ist eine Kombination aus der Hydrauliksimulation HYTRAN (siehe unten) und der "Aircraft Dynamic Simulator Software" (ADSS). AAHS kann mit ADSS die Anforderungen an die Flugzeughydraulik ermitteln und mit der Analyse eines gegebenen Hydraulikschemas koppeln (HYTRAN). AAHS ist jedoch noch kein Programm zum *Entwurf* von Flugzeughydrauliksystemen, weil eine gezielte Unterstützung bei der Generierung der Architektur des Hydrauliksystems sowie bei der Bestimmung von Parametern von Hydraulikkomponenten fehlt.

1970 vergab das U.S. Air Force Aero Propulsion Laboratory, Wright-Patterson AFB einen Auftrag an die McDonnell Aircraft Company, St. Louis, vier Computerprogramme zu erstellen. Ziel war die Analyse von Hydrauliksystemen [LEVEK 80a]. Die vier Programme sind:

- "Steady State Flow Analysis" (**SSFAN**), [LEVEK 80b].
  Stationäre Berechnung von Durchflüssen und Drücken im Hydrauliksystem verursacht durch gleichzeitigen Betrieb von Aktuatoren bei bestimmten Lasten und Stellgeschwindigkeiten.
- "Hydraulic Transient Analysis" (**HYTRAN**), [AMIES 77].
  Dynamische Systemantwort auf plötzliche Änderungen von Lasten oder Stellgeschwindigkeiten. Prinzip: Charakteristikenverfahren.
- "Hydraulic System Frequency Response" (HSFR).
  Simuliert die Pulsationsinteraktion von Pumpe und System.
- "Hydraulic Transient Thermal Analysis" (HYTTHA).
  Berechnet den Wärmehaushalt des Hydrauliksystems.

Die Programme wurden in FORTRAN IV erstellt. SSFAN wurde in mehreren Flugzeugprojekten eingesetzt zur Dimensionierung von Rohrleitungen und Ventilen sowie zur Berechnung von Druckverlusten unter Verwendung verschiedener Hydraulikflüssigkeiten bei tiefen Temperaturen. HYTRAN kam ebenfalls in mehreren Flugzeugprojekten und beim Entwurf des Space Shuttles zur Anwendung. HYTRAN simuliert das gesamte Hydrauliksystem, dabei werden jedoch nur die Systemkomponenten betrachtet, die einen Einfluß auf die Systemantwort haben. Der Detaillierungsgrad der Modelle muß an die jeweilige Problemstellung angepaßt werden. Sehr detaillierte Daten sind zur Modellbeschreibung erforderlich [LEVEK 80a].

Das U.S. Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson AFB beauftragte die Firma Boeing, ein Computerprogramm "EASY" zur Simulation von Flugzeugklimaanlagen zu entwickeln. 1977 wurde das Programm fertiggestellt [AIR 1823]. Anschließend wurde das Programm von Boeing neu überarbeitet und **EASY5** genannt. Aufgrund seines universellen Charakters wird das Simulationstool in verschiedenen Bereichen der Flugzeugentwicklung benutzt, so auch zur *Simulation der Flugzeughydraulik* (Prinzip: Integration der Druckdifferentialgleichung). Boeing entwickelte eine Bibliothek für Hydraulikkomponenten, die bei verschiedenen Projekten eingesetzt wurde. Seit 1980 wird EASY5 durch Boeing Computer Services vertrieben [TOLLEFSON 96]. Aus rechtlichen Gründen mußte die verkäufliche Hydraulikbibliothek ohne Bezug auf die interne Boeing-Hydraulikbibliothek neu programmiert werden und unterscheidet sich daher von dieser grundlegend. EASY5 enthält ein *Modul zur stationären Berechnung* (Steady State Toolkit), welches insbesondere zur Berechnung hydraulischer Systeme eingesetzt wird und auf der Newton-Raphson-Method beruht [TOLLEFSON 96]. Gemäß [AIR 1823] können jedoch solche Programme effizienter sein, die speziell für die stationäre Berechnung geschrieben wurden.

Das Programm **FLOWMASTER** wurde zunächst durch die British Hydromechanics Research Association entwickelt. Es handelt sich um ein universelles Hydraulikprogramm mit verschiedenen Modulen, welches sowohl eine *stationäre Berechnung* von hydraulischen Leistungssytemen (Fluid Power Systems) ermöglicht wie auch eine *dynamische Simulation* (Prinzip: Charakteristikenverfahren). Spezielle Komponenten der Flugzeughydraulik, wie z.B. gekoppelte Pumpen-/Motoreinheiten für einen Leistungstransfer zwischen getrennten hydraulischen Systemen (Power Transfer Units), stehen jedoch nicht zur Verfügung und können nur sehr aufwendig durch den Benutzer modelliert werden. FLOWMASTER wird in verschiedenen Firmen der Luftfahrtindustrie eingesetzt [FLOWMASTER 94]. Im Rahmen der Entwicklung von Airbus-Flugzeugen wurde FLOWMASTER insbesondere zur Berechnung von Kraftstoffsystemen [PLASTOW 92] sowie bei Wasser- und Abwassersystemen angewandt.

Zusammenfassend: Die Beispiele haben gezeigt, daß Hydraulikprogramme in der Analyse der Flugzeughydraulik genutzt werden. Es gibt Hydraulikprogramme, mit denen entweder eine **stationäre Berechnung** des Netzes durchgeführt werden kann **oder** eine **dynamische Simulation**. Beide Ansätze haben ihre Berechtigung. Die

stationäre Berechnung wird in der frühen Projektphase zur Überprüfung des Systemkonzeptes unter allen Lastfällen eingesetzt sowie zur Dimensionierung der Systemkomponenten. Die dynamische Simulation liefert die Systemantwort auf eine Änderung von Sollwerten oder Störgrößen und ermöglicht somit eine Überprüfung von Transienten.

Wenn eine **stationäre Berechnung** die Fragen des Anwenders beantwortet, so sind die **Hauptvorteile** für den Nutzer in der Praxis:

- weniger Daten müssen zur Beschreibung des Systems eingegeben werden (dies ist besonders bei großen Systemen von entscheidender Bedeutung),
- die Rechenzeiten sind geringer,
- die stationären Endwerte liegen als direktes Ergebnis vor.

2.4 Bewertung von Flugzeugsystemen

Ein Entwurf im Flugzeugbau kann sich heute nicht mehr allein an dem technisch Machbaren orientieren. Diese Aussage ist für den Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen genauso richtig wie für den Entwurf anderer Flugzeugsysteme oder gar den Entwurf des Gesamtflugzeugs. Nach [BUTZ 94] sollte der **Flugzeughersteller** seine Technologieentwicklung so ausrichten, daß für den Betreiber der Flugzeuge "signifikante Vorteile bei kleinem Risiko und vertretbaren Kosten" entstehen. Die **Luftfahrtgesellschaften** machen den Technologienutzen in der Regel an den direkten Betriebskosten (Direct Operating Costs, DOC) fest (siehe unten). Die Grundstimmung einer Luftverkehrsgesellschaft drückt [MUDDLE 95] (British Airways) so aus: "... it is likely that efforts to reduce price will yield greater reduction in DOCs than attempts to improve the technology."

Bevor vor dem Hintergrund dieser Diskussionen ein Verfahren zur Bewertung von Flugzeugsystemen ausgewählt werden kann - das dann letztlich auch einen Einfluß auf die Richtung der Technologieentwicklung nimmt - muß zunächst einmal sorgfältig recherchiert werden, welche Verfahren bereits zur Bewertung technischer Systeme im Flugzeugbau eingesetzt wurden.

Modelle zur Bewertung technischer Systeme im Flugzeugbau

Modelle, die technische Systeme bewerten oder analysieren, haben oft gleichzeitig auch den Anspruch, das *Vorgehen* beim Entwurf der Systeme zu optimieren. Aus diesem Grunde lassen sich Vorgehens- und Analysemodelle kaum trennen. Im frühen Projektstadium, in dem noch kaum technische Parameter verfügbar sind, oder dort, wo nach subjektiven Kriterien verglichen wird, kommt die **Nutzwertanalyse** zum Einsatz [ZANGEMEISTER 76]. Die **Wertanalyse** nach [DIN 69910], ebenso wie das **Design to Cost** [MBB 89], haben bereits einen festen Platz im Flugzeugbau. Der Entwurf nach **Life Cycle Costs** (LCC) ist im militärischen Bereich etabliert, wurde aber auch für zivile Unterschallflugzeuge [JOHNSON 90] und einzelne Flugzeugsysteme [AIR 1812] eingesetzt. Die LCC geben die Kosten des gesamten Flugzeugprojektes an [ROSKAM 90] oder aber die Lebenszykluskosten eines einzelnen Flugzeuges [JOHNSON 90], [RAYMER 89]. [ARP 4294] nennt die Elemente der LCC. **Cost of Ownership** (COO) stellen eine Betrachtungsweise aus Betreibersicht dar. Einige Autoren bezeichnen mit COO diejenigen Kosten, die allein aus dem Besitz eines Produktes resultieren (Beschaffung und fixe Betriebskosten) [ODELL 93] S.14, während andere auch die variablen Betriebskosten dazurechnen [RAYMER 89], [CARUBBA 92]. COO-Modelle werden oft als Marketing- und Verkaufsinstrumente eingesetzt [CARUBBA 92]. Ein Beispiel eines COO-Modells für Flugzeugkomponenten ist das COO-Modell der Firma Honeywell [HONEYWELL 91], welches erweitert auch bei der Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH eingesetzt wird [DECHOW 94]. **Direct Operating Costs** (DOC) sind die gesamten *Betriebskosten des Flugzeugs*. Im Flugzeugbau haben die DOC-Methoden - vor allen anderen Methoden - die größte Verbreitung gefunden. Es existieren DOC-Methoden von Flugzeugherstellern (z.B. [ODELL 93], [AIRBUS 88a], [RHEE 93]), Flugzeugbetreibern (z.B. [LUFTHANSA 82]) und Vereinigungen (z.B. [ATA 67], [AEA 89a], [AEA 89b], [NASA 77]). Mit Ausnahme von [NASA 77] berücksichtigen die DOC-Methoden Flugzeugsysteme nur sehr wenig. DOC-Methoden sollten nur die flugzeugabhängigen Kosten enthalten [BODERGRAVEN 90]. DOC-Methoden dienen daher einerseits Luftverkehrsgesellschaften zur optimalen Auswahl ihres Fluggerätes und andererseits Flugzeug- oder Triebwerksherstellern zur Bewertung neuer Entwürfe [BODERGRAVEN 90]. Sie stellen damit die beste Ausgangsbasis für ein Modell zur Optimierung von Flugzeugsystemen dar. Eine Anpassung der Flugzeug-DOC-Methoden an Flugzeugsysteme ist jedoch erforderlich (vergleiche Abschnitt 7.1). DOC müssen von **Indirect Operating Costs** (IOC) abgegrenzt werden: Während DOC flugzeugabhängige Kosten sind, handelt es

sich bei IOC um *passagierabhängige Kosten.* Ein technischer Vergleich kann sich auf DOC beschränken, weil IOC per Definition nicht vom Flugzeug abhängen [BODERGRAVEN 90]. **Total Operating Costs** (TOC) schließlich sind die Summe aus DOC und IOC. Ein ausführlicher Vergleich von Modellen zur Bewertung technischer Systeme im Flugzeugbau ist in [ZIMMERMANN 94] enthalten.

Auswahl eines geeigneten Verfahrens zur Bewertung von Flugzeugsystemen

Allgemein ist die Bewertung und Optimierung technischer Systeme abhängig von definierten Zielen. Die Definition der Ziele eines Unternehmens ist subjektiv. Generell gilt jedoch, daß unternehmerische Ziele am "ökonomischen Prinzip" ausgerichtet sind, welches besagt, daß vorgegebene Ziele mit den geringsten Mitteln zu erreichen sind. Die Unternehmung kann nun der Flugzeugbau oder der Flugzeugbetrieb sein. Eine Berechnungsmethode, die die Sicht des Flugzeugherstellers einnimmt, würde die Kosten der Flugzeugentwicklung, der Produktion und des Vertriebs erfordern. Solche Daten kann der Flugzeughersteller selbst - wenn überhaupt - nur mit größtem Zeitaufwand generieren. Eine derartige Sichtweise ist demnach für das frühe Projektstadium ungeeignet.

Eine **praktikable Methode** zur Bewertung von Flugzeugsystemen im frühen Projektstadium muß daher aus der **Sicht des Betreibers** erfolgen, der sich für die leichter zu ermittelnden **Betriebskosten** eines Flugzeugsystems interessiert. Die Betriebskosten eines Flugzeugsystems sind jedoch **auch für den Flugzeughersteller von** zentraler **Bedeutung**, denn bekanntlich kann ein Flugzeughersteller nur bei kundengerechter Entwicklung der Produkte langfristig erfolgreich sein. Das frühe Projektstadium des Flugzeugsystementwurfs muß daher darauf ausgerichtet sein, eine für den Betreiber betriebskosten-optimale Lösung zu finden.

DOC werden seit langem zur Optimierung des Flugzeuggesamtentwurfs eingesetzt. Flugzeugsysteme hingegen wurden untersucht nach isolierten Bewertungsparametern, wie Gewicht, Wartbarkeit, Zuverlässigkeit und Systempreis.

In Abschnitt 7 wird daher eine Methode DOC_{SYS} vorgestellt, die diese und andere isolierte Bewertungsparameter zu einer Größe - den Betriebskosten - zusammenfaßt.

Die Methode stellt damit eine auf Flugzeugsysteme zugeschnittene DOC-Methode dar. Durch DOC_{SYS} wird das für den Gesamtflugzeugentwurf erfolgreiche Vorgehen der DOC Methoden auch auf Flugzeugsysteme wie Flugsteuerungs- und Hydraulik-systeme angewandt.

3 Flugsteuerungs- und Hydrauliksystem-entwurf mit CAE

Computer Aided Engineering (CAE) umfaßt die Computerunterstützung ingenieurwissenschaftlicher Tätigkeiten. Diese Arbeit versucht, mit den Techniken des Computer Aided Engineering den Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen zu unterstützen. In Abschnitt 3.1 werden zunächst mögliche Ansätze einer Computerunterstützung für den Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen untersucht und kritisch gewürdigt. Aus einer Diskussion dieser Ansätze folgt dann die Auswahl einer Lösungsstrategie. In Abschnitt 3.2 wird gezeigt, wie die gewählte Lösungsstrategie konkret in ein Computerwerkzeug für die Unterstützung des Entwurfs von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen umgesetzt werden kann.

3.1 Die Lösungsstrategie

Ansätze des Computer-Aided Engineering

[SCHNUPP 87] unterscheidet verschiedene *Wissensarten*. In diesem Zusammenhang sind von Bedeutung: Prozedurales Wissen, Tabellenwissen, Regelwissen und natürlichsprachliches Wissen (auf die Begriffe wird unten weiter eingegangen). Verschiedene Ansätze des Computer-Aided Engineering (CAE) zur *Verarbeitung von Wissen* sind beim Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystem denkbar:

- Algorithmen zur Lösung von Teilaufgaben im Entwurf können konventionell mit Hilfe einer **Programmiersprache** codiert werden. Dieser Lösungsansatz konzentriert sich auf die mathematische Beschreibung des Entwurfs und damit auf *prozedurales Wissen*.

- Projektdaten können in einer kommerziellen **Datenbank** abgelegt werden. Die Datenbank ermöglicht neben der Datenhaltung auch eine mathematische Verknüpfung und algorithmische Verarbeitung der Daten in Verbindung mit einer übersichtlichen Darstellung am Bildschirm. Dieser Lösungsansatz geht

aus von den Daten und stellt damit das sogenannte *Tabellenwissen* in den Vordergrund.

- Ein **Expertensystem** (wissensbasiertes System) kann für den Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen genutzt werden. Im allgemeinen basieren Expertensysteme auf Regeln, die in der Form von Prämissen und Konklusionen (wenn-dann-Regeln) vorliegen (rule-based reasoning expert systems). Eine *Inferenzmaschine* leitet neues Wissen aus den vorhandenen Fakten und Regeln ab und führt damit auf eine gesuchte Antwort.

  [SCHNUPP 87] klassifiziert Expertensysteme. Danach sind **Konfigurationssysteme** derjenige Expertensystemtyp, der genutzt wird, um Teilkomponenten zu kompletten Produkten zu konfigurieren. Ein Konfigurationssystem ist damit der prädestinierte Expertensystemtyp für den Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen. Die von Konfigurationssystemen gelieferten Ergebnisse müssen vorgegebene und in einer Wissensbasis als Regeln dokumentierte Bedingungen (constraints) erfüllen. Im Expertensystem enthaltene Optimierungsverfahren dienen zur Auswahl der günstigsten Kombination der Teilkomponenten.

  Die einfachste Art der Konfigurationssysteme sind die **Auswahlsysteme** (case-based reasoning expert systems). Auswahlsysteme wählen aus einer Anzahl bereits entworfener Produkte jenes aus, welches den Anforderungen am besten entspricht. Allein mit der Nutzung von Auswahlsystemen ist jedoch kein technischer Fortschritt möglich.

  Der generelle Vorteil von Expertensystemen besteht darin, daß Probleme gelöst werden können, für die keine eindeutigen Lösungsstrategien bekannt sind. Expertensysteme verwenden dazu Heuristiken ("Daumenregeln"), die auf subjektiven Erfahrungen beruhen. Durch den Einsatz von Heuristiken können Lösungen für relativ unstrukturierte und schwer überschaubare Probleme gefunden werden.

  Zwei **Beispiele** für die Anwendung von Expertensystemen im Flugzeugbau seien an dieser Stelle genannt:

- o ADROIT (Aircraft Design by Regulation of Independent Tasks) [ALSINA 87] ist ein Expertensystem für den **Entwurf des Flügels** eines Flugzeugs und verarbeitet eine Mischung aus prozeduralem Wissen und Regelwissen.
- o XKL ist ein Expertensystem zur Konfiguration des **Layout der Passagierkabine** des Airbus A340 [KOPISCH 93]. XKL basiert auf dem Konfigurationssystem PLAKON [CUNIS 91].

Im Gegensatz zu den anderen bisher beschriebenen Lösungsansätzen konzentrieren sich Expertensysteme auf *Regelwissen* und Heuristiken.

- Ein **Hypertextsystem** (auch Hypermediasystem) besteht aus Informationseinheiten (Knoten), die netzartig über Hyperlinks (Kanten) miteinander verbunden sind. Die Informationseinheiten des Hypertextsystems bestehen aus kurzen Textabschnitten ähnlich etwa den Unterabschnitten eines Buches. Darüber hinaus können die Informationseinheiten - je nach technischen Möglichkeiten - auch Bilder oder Videos enthalten. Durch die Aktivierung eines Hyperlinks gelangt der Anwender von einer Informationseinheit zur nächsten. Dabei können die Hyperlinks durch den Autor des Hypertextes so gestaltet werden, daß sowohl hierarchische, sequentielle als auch assoziative Verbindungen zwischen den Informationseinheiten hergestellt werden. Die Anwendung eines Hypertextsystems erfordert vom Benutzer nahezu keine Einarbeitungszeit. Es besteht jedoch die Gefahr, daß der Nutzer eines Hypertextsystems im Netz der Informationseinheiten die Orientierung verliert.

  Ein Lösungsansatz mit einem Hypertextsystem konzentriert sich auf eine konventionelle Darstellung von Informationen bzw. Wissen vorrangig in der Form von *natürlichsprachlichem Formulierungswissen*. Eine Anwendung und Verbindung des angebotenen Wissens bezogen auf die vorliegende Aufgabenstellung bleibt dem Benutzer des Hypertextsystems überlassen.

Werkzeuge zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen

In Abschnitt 2.3 wurden verschiedene Computerprogramme zur *Analyse* von Flugzeughydrauliksystemen aufgeführt. Computerprogramme für den *Entwurf* von Flug-

zeughydrauliksystemen, Flugsteuerungssystemen oder - allgemeiner noch - von Flugzeugsystemen sind kaum erstellt worden. Einige der wenigen Beispiele werden nachfolgend aufgelistet:

- *FlightCAD* [STENGEL 91] ist ein in C programmiertes Computer-Aided Control System Design Programm (CACSD) für einen Teilbereich der Flugsteuerung: *FlightCAD* dient zum **Entwurf von Flugregelgesetzen**. Die Verarbeitung von *prozeduralem Wissen* steht bei *FlightCAD* im Vordergrund.

- [BUSH 93] beschreibt die Erstellung von CAE-Werkzeugen bei *Rockwell International* zum Entwurf von Flugzeugsystemen. Der Einsatz von Expertensystemen wurde als notwendig angesehen. Zunächst wurden zwei Ansätze getestet
  - o Ein *rule-based reasoning expert system* wurde genutzt zum **Entwurf von Aktuatoren.**
  - o Ein *case-based reasoning expert system* stellt dem Experten eine Reihe von Fragen zum **Entwurf eines Flugzeughydrauliksystems**. Daraufhin sucht das System aus einer Datenbank mit bereits ausgeführten Hydrauliksystemen dasjenige heraus, welches den gestellten Anforderungen am besten entspricht und zeigt ein vorläufiges Hydraulikschema an. Ein Text mit "lessons learned" zu dem gewählten System weist den Anwender auf wichtige Punkte hin, die bei der weiteren Bearbeitung zu beachten sind.

  Die Verarbeitung von *Regelwissen* ist der Schwerpunkt bei diesen zwei Ansätzen.

- ADVICE™ [HESS 95] ist eine Entwicklungsumgebung für Flugzeugsysteme und ihrer Komponenten. Erstellt wurde ADVICE™ bei *BFGoodrich Aerospace - Aircraft Integrated Systems*. ADVICE™ bietet eine Unterstützung vom Vorentwurf bis zur Hardware-Integration. Der Anwender beschreibt sein System durch
  1.) die Angabe der Komponentendaten zu jeder Komponente im System,
  2.) die Beschreibung der System-Topologie,
  3.) die Realisierung der Komponenten in der Form

- o eines Simulationsmodells (erstellt durch das ADVICE™-eigene Simulationsprogramm oder ein kommerzielles Simulationsprogramm mit Programmierschnittstelle),
- o eines "time history playback",
- o der Hardware.

Der wichtigste Aspekt von ADVICE ist die **einheitliche Datenhaltung durch die "ADVICE™ Runtime Database" in allen Phasen des Entwurfs** bis hin zur Hardwareintegration. ADVICE™ legt damit den Schwerpunkt auf *Tabellenwissen.*

Schlußfolgerungen für ein eigenes Vorgehen

Der Einsatz von Expertensystemen ist verlockend, weil durch ein CAE-Werkzeug ja gerade die Fachleute im Entwurfsprozeß unterstützt werden sollen. Was die Möglichkeiten von Expertensystemen betrifft, ist seit den 80er Jahren jedoch eine gewisse Ernüchterung eingetreten. Die Ergebnisse der Ansätze von [BUSH 93] mit Expertensystemen hätten vermutlich auch mit einem Programm erzielt werden können, welches mit einer herkömmlichen Programmiersprache codiert worden wäre. Bei Problemen, die komplexe Algorithmen zur Lösung erfordern (wie z.B. *FlightCAD*), ist ohnehin kaum vom Gebrauch einer Programmiersprache abgewichen worden. Diese Erfahrungen führten - unter Beachtung der Ziele der Arbeit (Abschnitt 1.2) - zur Entscheidung, ein prozedurales Vorgehen und eine herkömmliche **Codierung von Algorithmen mit einer Programmiersprache** in den Mittelpunkt der Arbeiten zu stellen. Dieser Ansatz in Verbindung mit weiteren Softwaretechniken (siehe Abschnitt 3.2) sollte zu einer der Aufgabenstellung angemessenen, praxisgerechten und ergebnisorientierten Anwenderunterstützung führen können.

3.2 Das Programmkonzept

Generelles Vorgehen

Das Programmkonzept des CAE-Werkzeugs folgt den durch [MÜLLER 83] aufgestellten Forderungen für ein "**Entscheidungsunterstützendes Endbenutzersystem**". Ziel

sollte danach sein, den Anwender in einer Art "Symbiose" mit dem Computer zusammen arbeiten zu lassen. Die Zusammenarbeit zwischen Anwender und Computer kann sich dabei beziehen auf

- die Informationbeschaffung,
- die Berechnung von Systemparametern,
- das Entwerfen von Systemen und Systemalternativen,
- das Auswählen einer geeigneten Systemalternative.

Die Entscheidungsprozesse werden bei dieser Art des Computereinsatzes **nicht vollständig programmiert.** Ziel ist lediglich, einzelne Phasen der Entscheidungsfindung durch die Anwendung des Computers zu unterstützen. Eine Unterstützung ist dort angebracht, wo

- komplexe Systemstrukturen bearbeitet werden müssen,
- umfangreiche Berechnungen durchgeführt werden müssen,
- große Datenmengen bearbeitet werden müssen.

Ein Computereinsatz soll NICHT

- die Kreativität des Anwenders ersetzen,
- dem Anwender die Verantwortung für die Art des Entwurfs abnehmen.

[MÜLLER 83] fordert für "Entscheidungsunterstützende Endbenutzersysteme":

- Die Benutzerschnittstelle muß die jeweiligen Informationen so präsentieren, wie es dem Kontext entspricht, in dem der Anwender denkt.
- Eine Darstellung der Informationen am Bildschirm muß dem Benutzer als "Gedankenstütze" dienen. Die Bildschirmdarstellung muß die Informationen logisch gliedern und die Ergebnisse aufbereiten.
- Die Benutzerführung darf nur die jeweils möglichen und korrekten Operatoren anbieten.

Die von [MÜLLER 83] aufgestellten Forderungen können mit den Möglichkeiten der graphischen Benutzerschnittstellen (**Graphical User Interface**, GUI) erfüllt werden. Zur Ergebnisdarstellung kann ein **Plotprogramm** eingesetzt werden. Anwenderdaten in Verbindung mit Daten aus einer **Datenbank** (*Tabellenwissen*) werden durch das GUI übersichtlich dargestellt und stellen die Eingabedaten für die programmierten Algorithmen (*prozedurales Wissen*) dar. *Regelwissen* (in natürlicher Sprache) und (weiteres) *natürlichsprachliches Wissen* kann in einem Hypertextsystems (siehe oben)

abgelegt werden. Durch die **kontextsensitive Einbindung eines Hypertextsystems** in die graphische Benutzerschnittstelle kann eine Verknüpfung der algorithmischen mit der heuristischen Vorgehensweise erreicht werden. Die Anwendung der Regeln bleibt dabei - gegenüber einem Expertensystem - dem Anwender überlassen. Dies muß bei einem geringen Umfang des Regelwerkes kein Nachteil sein: Denn der Anwender wird so unmittelbarer in den Entscheidungsprozeß eingebunden und wird eindeutiger daran erinnert, daß er die Verantwortung für die Entwurfsentscheidungen behält. Der Computer dient lediglich zur Entscheidungsunterstützung.

Diese Überlegungen führten auf eine **Programmierung mit folgenden Komponenten**:

- konventionelle Programmierung der **Algorithmen in ANSI C**
  (ANSI C ermöglicht eine gute Portierbarkeit (vergleiche [SCHNUPP 90]) und ist eine sinnvolle Wahl der Programmierung in Verbindung mit einem UIMS),
- **Benutzerschnittstelle** (GUI) **erstellt durch** portierbares objektorientiertes User Interface Management System (**UIMS**) "OpenUI" der Firma "Open Software Associates",
- Ergebnisdarstellung unterstützt mit dem betriebssystemunabhängigen "public domain" **Plotprogramm** "gnuplot",
- Daten abgelegt in universeller **ASCII-Datenbank**,
- technische Information enthalten in **Hypertextsystem.**

Details zur Programmierumgebung wurden in [SCHOLZ 95d] vorgestellt.

Graphical User Interface (GUI)

Ein strukturiertes Vorgehen bei der Programmierung des GUI ist mit einem objektorientierten **User Interface Management Systems** (UIMS) möglich. Im Unterschied zu einer Programmierung mit Hilfe eines User Interface Definition System (UIDS), einer Klassenbibliothek oder eines Software Development Kits (SDK) ermöglicht nur ein UIMS eine klare Trennung der drei Schichten nach dem Seeheim-Modell [PFAFF 85]. Die drei Schichten des Seeheim-Modells sind gekennzeichnet durch die

- Präsentation (Definition der Darstellung am Bildschirm),
- Dialogsteuerung (Interaktion mit dem Anwender, Verhalten (Dynamik) der Benutzerschnittstelle),
- Anwendungsschnittstelle (Application Programming Interface, API).

Die Gestaltung der Oberfläche sollte sich an den entsprechenden **Normen zur Software-Ergonomie** [DIN 66234] und [ISO 9241] ausrichten. Nur so kann der Anwender seine Aufmerksamkeit auf die eigentliche Aufgabenstellung konzentrieren. Die Normen sind jedoch recht abstrakt. Erheblich konkreter sind Firmen **Style Guides** (z.B. [SIEMENS 93]). Sie fassen die Aussagen der plattformabhängigen Style Guides (z.B. [MICROSOFT 92]) so zusammen, daß bei einer Portierung des GUI auf ein anderes Betriebssystem Widersprüche mit dem dort geltenden Style Guide vermieden werden.

Datenbank

Für den Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen **in der Industrie** wäre zu fordern, daß die Entwurfsdaten in einer **Projekt- oder Unternehmensdatenbank** verwaltet werden. Die Projekt- bzw. Unternehmensdatenbank müßte

- sicherstellen, daß eine Dateneingabe jeweils nur einmal dort erfolgt, wo die Daten entstehen,
- zugänglich sein für alle Programme, die Daten benötigen oder generieren,
- die Verwaltung verschiedener Projektversionen und -konfigurationen ermöglichen,
- den Zugriff mehrerer Nutzer verwalten können, die gleichzeitig Daten lesen und/oder schreiben wollen.

Bei der Realisierung des hier zu bearbeitenden Projektes ist eine Verknüpfung mit einer Firmendatenbank, die die oben aufgestellten Forderungen erfüllt, aus verschiedenen Gründen nicht möglich. Daher wird hier ein sehr einfacher, aber universeller **Ansatz zur Programmierung einer Datenbank** (Database Management System, DBMS) gewählt:

- Die Daten werden in einer **Datei** im **ASCII-Code** (American Standard Code for Information Interchange) abgespeichert. Diese Datei wird im folgenden Text "Datenbasis" genannt.
- Die Datenbasis enthält "Token". Token stellen eine Sequenz von Zeichen dar, die in diesem Fall durch das Tabulatorzeichen (dezimal: 009) getrennt sind, wobei die Zeichensequenz selbst weiter keine Tabulatorzeichen enthalten darf. **Informationen** sind Token und werden in der Datei eindeutig **identifiziert**

durch hierarchisch gebildete **Schlüsselworte** (key). Die Schlüsselworte sind ebenfalls Token.

- **Zugang zur Datenbank** ist möglich **durch** ein **API** (Application Programming Interface). Das API ermöglicht jeder anderen Anwendung, mit einem C-Interface (und somit auch den Modulen des CAE-Werkzeugs) auf die Informationen der Datenbasis zuzugreifen. Das API besteht aus einfachen Aufrufen der Form:

```
info        =   GetValue (data, key);
dataItem    =   PutValue (data, key, info);
```

- Das API stellt Prozeduraufrufe dar. Die Prozeduren bestehen aus Programmteilen, die 1.) Token finden und isolieren (scanner) und 2.) Token bearbeiten (parser).
- Die **Datenbasis kann von anderen Datenbankprogrammen gelesen werden**, da es sich um ASCII-Text handelt. Die Tabulatoren können dabei auch den Datenbankprogrammen als Trenner zwischen Informationseinheiten dienen.

Eine **Programmierrichtlinie** zum Projekt [SCHOLZ 93] erleichterte die Generierung von lesbarem und wartbarem C-Code und wurde angewandt bei der Programmierung der Datenbankprozeduren sowie auch bei der Erstellung aller anderen Module des CAE-Werkzeugs.

Module des CAE-Werkzeuges

Die Module des CAE-Werkzeuges können mit Hilfe eines User Interface Management Systems (UIMS) und einer Datenbank (Database Management System, DBMS) übersichtlich programmiert werden. **Bild 3.1** zeigt die **Programmstruktur** unter Einbeziehung eines UIMS und eines DBMS. Das DBMS übernimmt die Verwaltung der Daten in Dateien, die Applikation enthält die problemspezifischen Algorithmen und kommuniziert mit DBMS und UIMS über das jeweilige API. Das UIMS übernimmt die Präsentation der Daten und sorgt für die Dialogsteuerung. Das API des UIMS ermöglicht der Applikation den Zugang zur Benutzerschnittstelle. Der Zugang erfolgt in der Regel über "Messages" der Dialogsteuerung. In Sonderfällen ist auch ein direkter Zugriff der Applikation auf die Benutzerschnittstelle möglich.

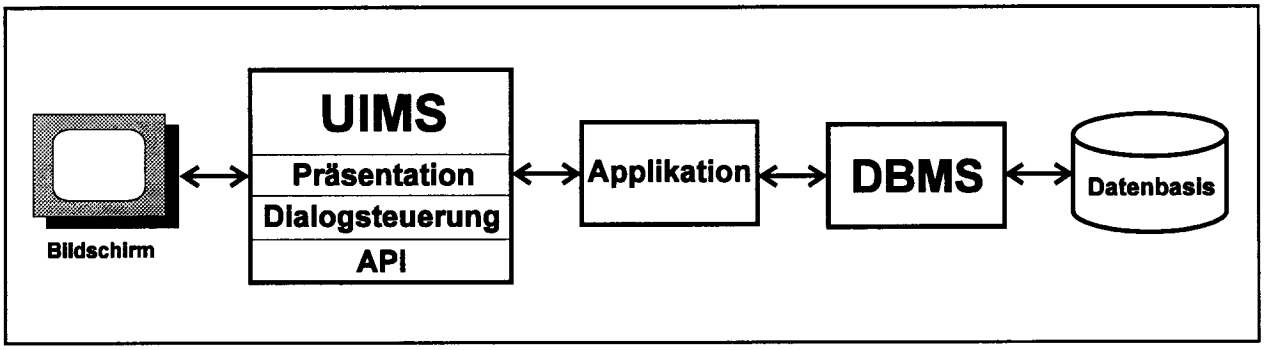


Bild 3.1: Strukturierte Programmierung unter Einbeziehung eines User Interface Management Systems (UIMS) und einer Datenbank (Database Management System, DBMS)

Die **Module** des CAE-Werkzeuges enthalten die Algorithmen zu den jeweiligen Berechnungsverfahren. **Bild 3.2** zeigt die Modulgruppen des CAE-Werkzeugs, die aus einem oder mehreren Modulen bestehen, die jeweils in Form einer ausführbaren Datei **eigenständig lauffähig** sind. Jedes Modul erzeugt aus Eingabedaten durch die Generierung weiterer Daten eine genauere Kenntnis über die Anforderungen an den Entwurf oder den Entwurf selbst. **Prinzipiell** können die Module **in beliebiger Reihenfolge** aufgerufen werden. Eine **Beachtung der Datenflüsse** nach Bild 3.2 führt aber in der Praxis erst dazu, daß die für das jeweilige Modul erforderlichen Eingabedaten auch zur Verfügung gestellt werden können. Die Module, die zunächst einmal die Anforderungen an das Flugsteuerungssystem berechnen, werden mit Eingabedaten versorgt, die aus dem Flugzeugentwurf stammen. Das Modul zur Systembewertung stellt in der Kette der Module das letzte auszuführende Modul dar. Führen die Ergebnisse der Systembewertung zu der Erkenntnis, daß der Entwurf modifiziert werden sollte, so können die einzelnen **Module des CAE-Werkzeuges nach Bedarf in** der Art einer oder mehrerer **Iterationsschleifen wiederholt** eingesetzt werden.

Beispiele zur Benutzerschnittstelle einzelner Module werden in folgenden Abschnitten bei der Behandlung der Berechnungsverfahren gezeigt.

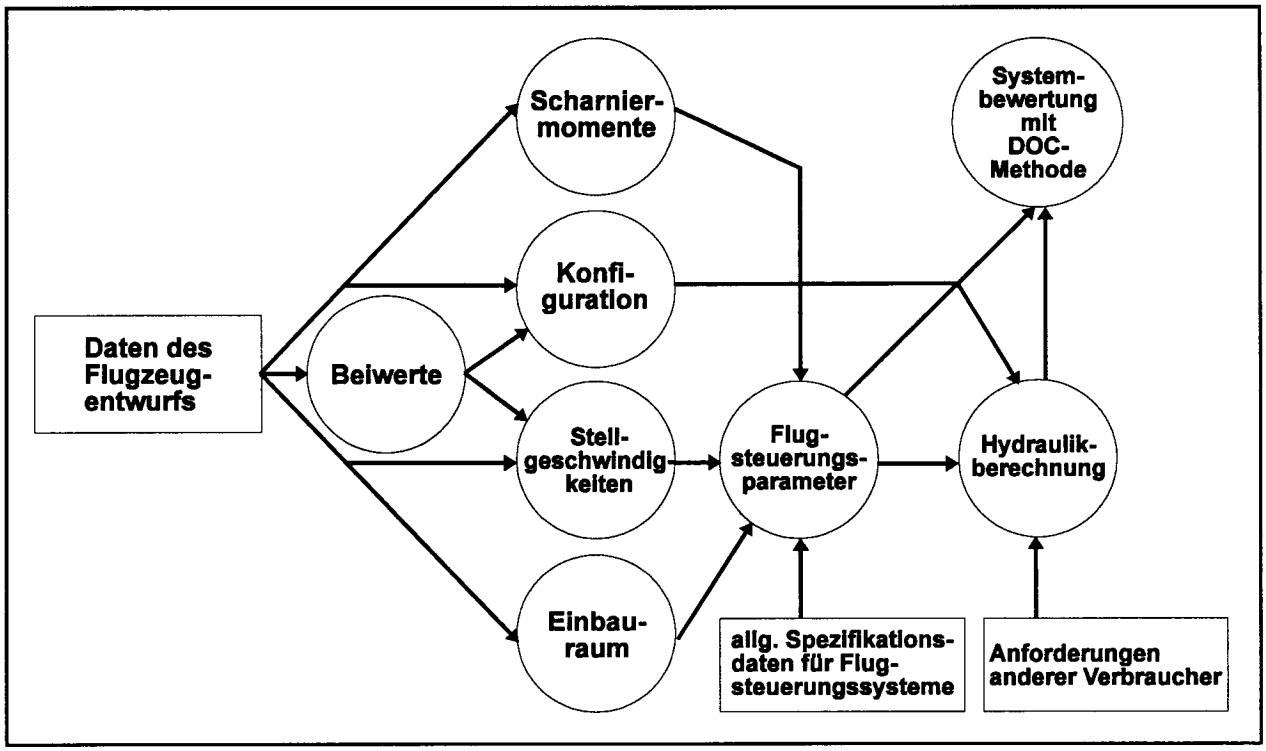


Bild 3.2: Modulgruppen des CAE-Werkzeugs

4 Berechnung der Scharniermomente und Stellgeschwindigkeiten von Steuerflächen

4.1 Berechnung maximaler Scharniermomente

Für die Aktuatorauslegung müssen die maximal auftretenden Scharniermomente für jede Steuerfläche ermittelt werden. Zu unterscheiden sind Wölbklappen, die die Hinterkante des Profils ausbilden bei Seitenruder, Höhenruder oder Querruder von Spoilern, die *auf* dem Flügel angeordnet sind. **Im CAE-Werkzeug** werden maximale Scharniermomente für Wölbklappen aus dimensionierenden **Flugmanövern gemäß Zulassungsvorschriften** [JAR 25], [FAR 25] und dem Scharniermomentenbeiwert nach Gleichung (2.3) ermittelt. Der **Scharniermomentenbeiwert** wird für die Strömungsverhältnisse der dimensionierenden Flugmanöver mit Hilfe der Handbuchmethode **nach Datcom** [HOAK 78] berechnet. Die Grenzen der Anwendbarkeit der Handbuchmethode werden im folgenden Text behandelt. Für die **Abschätzung von Spoilerscharniermomenten** existieren keine Handbuchmethoden, so daß ein eigenes Vorgehen zur Abschätzung entwickelt werden mußte.

Berechnung von Scharniermomentenbeiwerten für Wölbklappen nach Datcom

Die Handbuchmethode zur Berechnung von Scharniermomentenbeiwerten nach Datcom [HOAK 78] ist auch in [ROSKAM 90] enthalten und dadurch weit verbreitet. Die Methode ist für eine Handrechnung konzipiert, obwohl vergleichsweise viele Schritte notwendig sind und Daten zweier Veränderlicher aus einer Reihe von Diagrammen zu entnehmen sind. Im CAE-Modul sind diese Diagramme mittels bikubischer Splinefunktionen abgelegt [NIEWELS 95]. Dadurch wurde es möglich, Scharniermomentenbeiwerte computergestützt zu berechnen. Die Algorithmen zur Berechnung und Auswertung der bikubischen Splinefunktionen wurden [ENGELN-MÜLLGES 93] entnommen.

Die **Gültigkeit** von Handbuchmethoden zur Berechnung von Scharniermomentenbeiwerten beschränkt sich auf *nicht abgelöste Unterschallströmung*. Nach [ROSKAM 90] sollte der Klappenausschlag δ innerhalb des Intervalls -12° bis +12° liegen und der Anstellwinkel α am Flügel bzw. Leitwerk innerhalb des Intervalls -20° bis +20°. Datcom enthält Werte für die relative Klappentiefe c_f/c im Bereich von 0,1 bis 0,4. Für die Flügelstreckung sind Daten im Bereich von 2 bis 10 angegeben. Da höhere Flügelstreckungen geringere Korrekturwerte erfordern, können die Daten auf diese extrapoliert werden.

Für die **Genauigkeit** von Handbuchmethoden zur Berechnung von Scharniermomentenbeiwerten wird in der Literatur ein durchschnittlicher absoluter Fehler angegeben (siehe **Tabelle 4.1**). Die Angabe eines durchschnittlichen *relativen* Fehlers ist nicht sinnvoll, weil Beiwerte mit Werten gleich oder nahe Null vorkommen und sich somit bei konstantem absolutem Fehler beliebig hohe *relative* Fehler ergeben können.

Tabelle 4.1: Genauigkeit von Scharniermomentenbeiwertderivativa C_{h_α} und C_{h_δ} berechnet nach Handbuchmethoden

Beiwert	**angegebene durchschnittliche Genauigkeit**	**Quelle**
C_{h_α}	**0,11 1/rad** bei 82 Messungen (unterschiedliche Geometrien und Machzahlen) mit -0,33 1/rad ≤ c_{h_α} ≤ 0,23 1/rad	[HOAK 78]
C_{h_α}	**0,05 1/rad**	[ESDU 89009]
C_{h_δ}	**0,17 1/rad** bei 102 Messungen (unterschiedliche Geometrien und Machzahlen) mit -1,06 1/rad ≤ c_{h_δ} ≤ 0,029 1/rad	[HOAK 78]
C_{h_δ}	**0,07 1/rad**	[ESDU 89009]

Die **Anwendung der Handbuchmethode** nach Datcom zur Berechnung von Scharniermomentenbeiwerten und -beiwertderivativa **mit Hilfe des CAE-Moduls** soll an Beispielen demonstriert werden:

- Berechnung von **Scharniermomentenbeiwertderivativa** C_{h_α} und C_{h_δ}:
  Aus Windkanalmessungen von Scharniermomentenbeiwerten [SEARS 43] bei M = 0,1 und Re = $2{,}76 \cdot 10^6$ konnten Scharniermomentenbeiwertderivativa ermittelt werden. Die Messungen an einem Höhenleitwerk mit Profil NACA 0009 [SEARS 43] (Bild 108) und einem Seitenleitwerk mit modifiziertem NACA Profil der Serie 66 (Profildicke: 9%) [SEARS 43] (Bild 131) wurden mit den Ergebnissen der Handbuchmethode nach Datcom verglichen [NIEWELS 95] (siehe **Tabelle 4.2**). Die Abweichungen zwischen Rechnung und Messung liegen im Bereich, der nach Tabelle 4.1 angegeben ist.

Tabelle 4.2: Vergleich von gemessenen und berechneten Scharniermomentenbeiwertderivativa C_{h_α} und C_{h_δ}

Beiwert	Datcom-Rechnung	Messung	Betrag der Abweichung	Quelle der Messung
C_{h_α}	-0,04 1/rad	-0,11 1/rad	**0,07 1/rad**	[SEARS 43] Bild 108
C_{h_δ}	-0,62 1/rad	-0,47 1/rad	**0,15 1/rad**	[SEARS 43] Bild 108
C_{h_α}	-0,00 1/rad	-0,01 1/rad	**0,01 1/rad**	[SEARS 43] Bild 131
C_{h_δ}	-0,54 1/rad	-0,38 1/rad	**0,16 1/rad**	[SEARS 43] Bild 131

- Verglichen wurden weiterhin Windkanalmessungen zum **Scharniermomentenbeiwert** C_h des Querruders der Dornier 328 [BUERS 95] mit den Ergebnissen der Handbuchmethode nach Datcom (siehe **Bild 4.1**). Die Rechnung wurde für die Reiseflugmachzahl M = 0,59 der Do 328 durchgeführt. Die gemessenen Werte zeigen deutlich die Nichtlinearität des Scharniermomentenbeiwertes bei hohen Anstellwinkeln, die allein mit dem Ansatz der Scharniermomentenbeiwertderivativa nicht wiedergegeben werden kann. Für die Rechnung wurde der Scharniermomentenbeiwert $C_{h_0} = C_h(\alpha = 0, \delta = 0)$ der Mes-

sung entnommen, weil der Beiwert C_{h_0} für unsymmetrische Profile *nicht* nach Handbuchmethoden ermittelt werden kann. Der Betrag des Derivativs C_{h_α} wurde nach Datcom nur für kleine Anstellwinkel zufriedenstellend berechnet. Wegen der Nichtlinearität des Scharniermomentenbeiwertes wurde der Betrag des Beiwertes C_{h_α} für andere Anstellwinkel zu klein abgeschätzt. Für kleinere Anströmgeschwindigkeiten, wie sie der Windkanalmessung entsprechen, zeigte sich dies sogar noch deutlicher. C_{h_δ} konnte recht genau abgeschätzt werden.

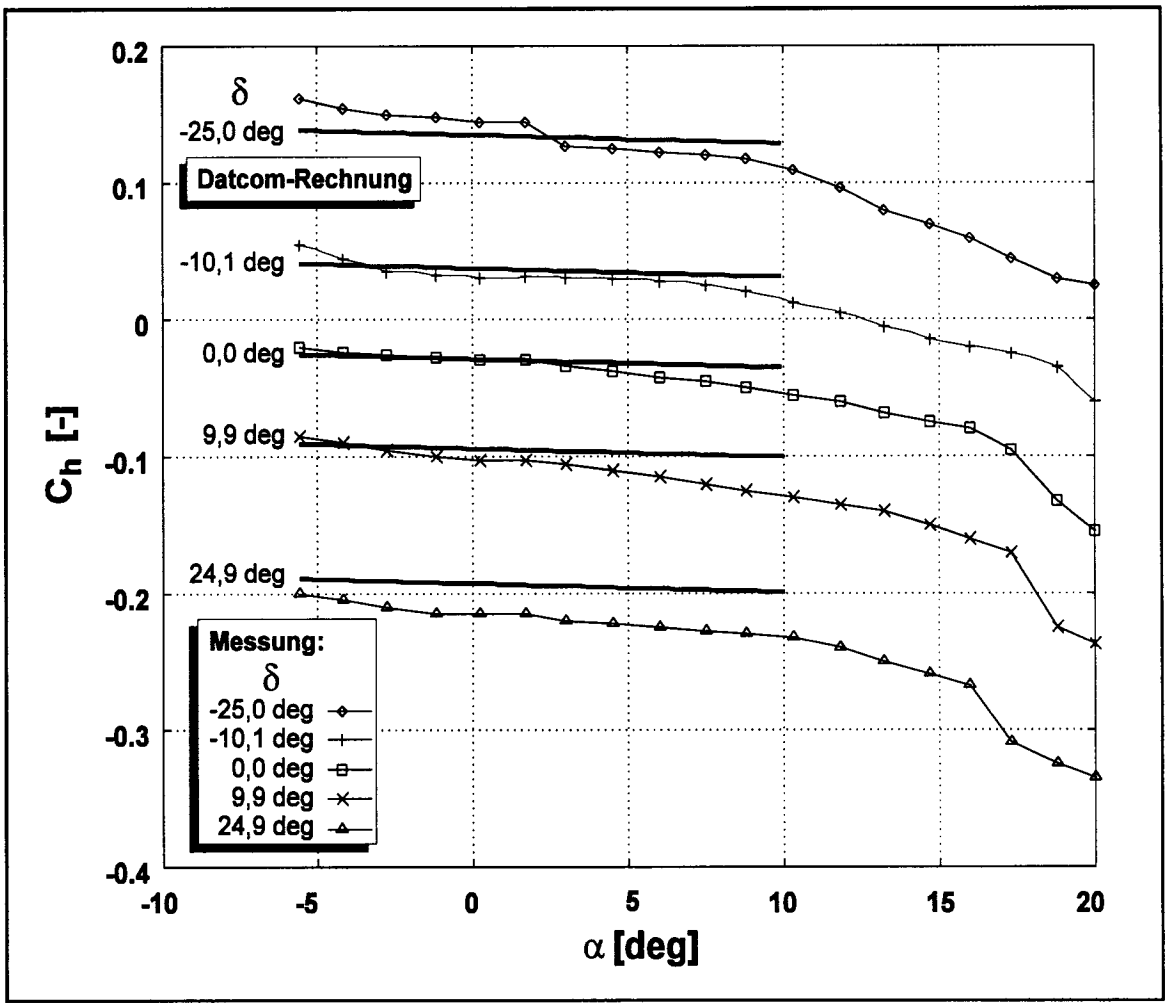


Bild 4.1: Vergleich von gemessenen [BUERS 95] und berechneten Scharniermomentenbeiwerten des Querruders der Dornier 328

Grenzen der Anwendbarkeit der Handbuchmethode

Durch Handbuchmethoden kann der **Einfluß der Spaltbreite** zwischen Flügel bzw. Leitwerk und Ruder *nicht* berücksichtigt werden. [BUERS 95] macht auf den großen Einfluß der Spaltbreite auf das Scharniermoment aufmerksam: Während bei der

Dornier 328 im Windkanal relativ kleine Spaltbreiten gewählt wurden, traten am Testflugzeug fertigungsbedingt nicht zu vernachlässigende Spaltbreiten auf. Untersuchungen ergaben, daß sich mit zunehmender Spaltbreite der Betrag des Scharniermomentes vergrößert. Insbesondere wird der Effekt der Reduzierung des Scharniermomentes mittels Ruderüberhang durch einen großen Spalt teilweise wieder aufgehoben. Eine Verdoppelung der Spaltbreite von 3 mm auf 6 mm zwischen Flügel und Querruder beispielsweise erhöhte das Scharniermoment um den Faktor 1,3.

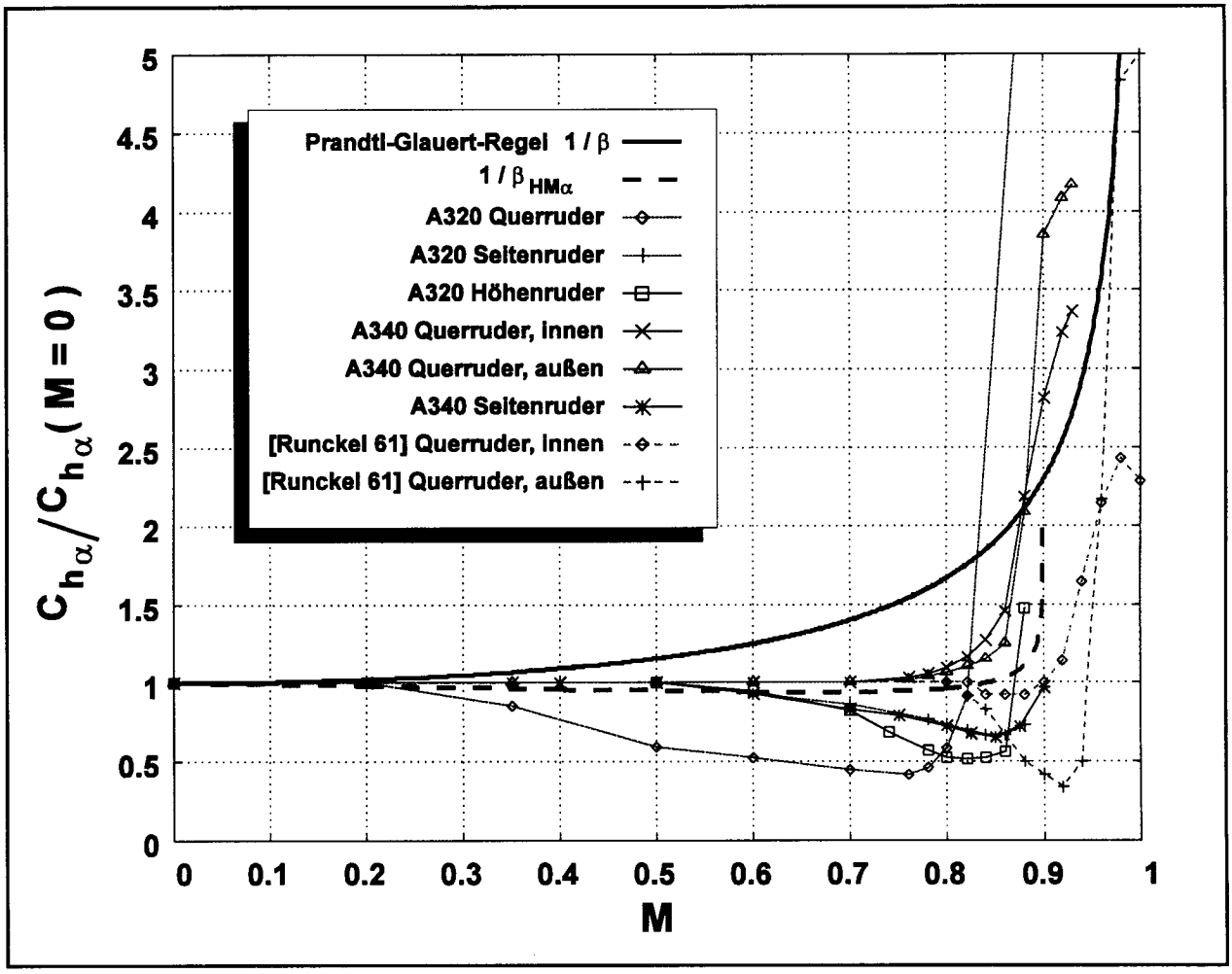


Bild 4.2: Vergleich verschiedener Machzahlkorrekturen für C_{h_α}

Wie bereits aus den von [AXELSON 48] zusammengetragenen Windkanalergebnissen hervorgeht, sind die **Scharniermomentenbeiwertderivativa C_{h_α} und C_{h_δ} von der Machzahl abhängig.** Bis zu einer Machzahl $M = 0{,}6$ ist die Abhängigkeit gering. Bei höheren Machzahlen ist selbst bei ähnlichen Rudergeometrien die Machzahlabhängigkeit so unterschiedlich, daß aus [AXELSON 48] keine zu verallgemeinernde Aussagen

gezogen werden können. Ein Vergleich berechneter Scharniermomentenbeiwerte nach [HOAK 78] mit den Scharniermomentenbeiwerten des Airbus A320 und A340 ([AEROSPATIALE 85] und [AEROSPATIALE 89]) zeigte teilweise große Abweichungen. Die Abweichungen konnten vor allem auf die in den Handbuchmethoden verwandte einfache Prandtl-Glauert-Regel zur Berücksichtigung des Machzahleinflusses mit dem Korrekturfaktor

$$\frac{1}{\beta} = \frac{1}{\sqrt{1 - M^2}} \tag{4.1}$$

zurückgeführt werden, die keine Machzahleffekte aufgrund der dreidimensionalen Strömung berücksichtigt.

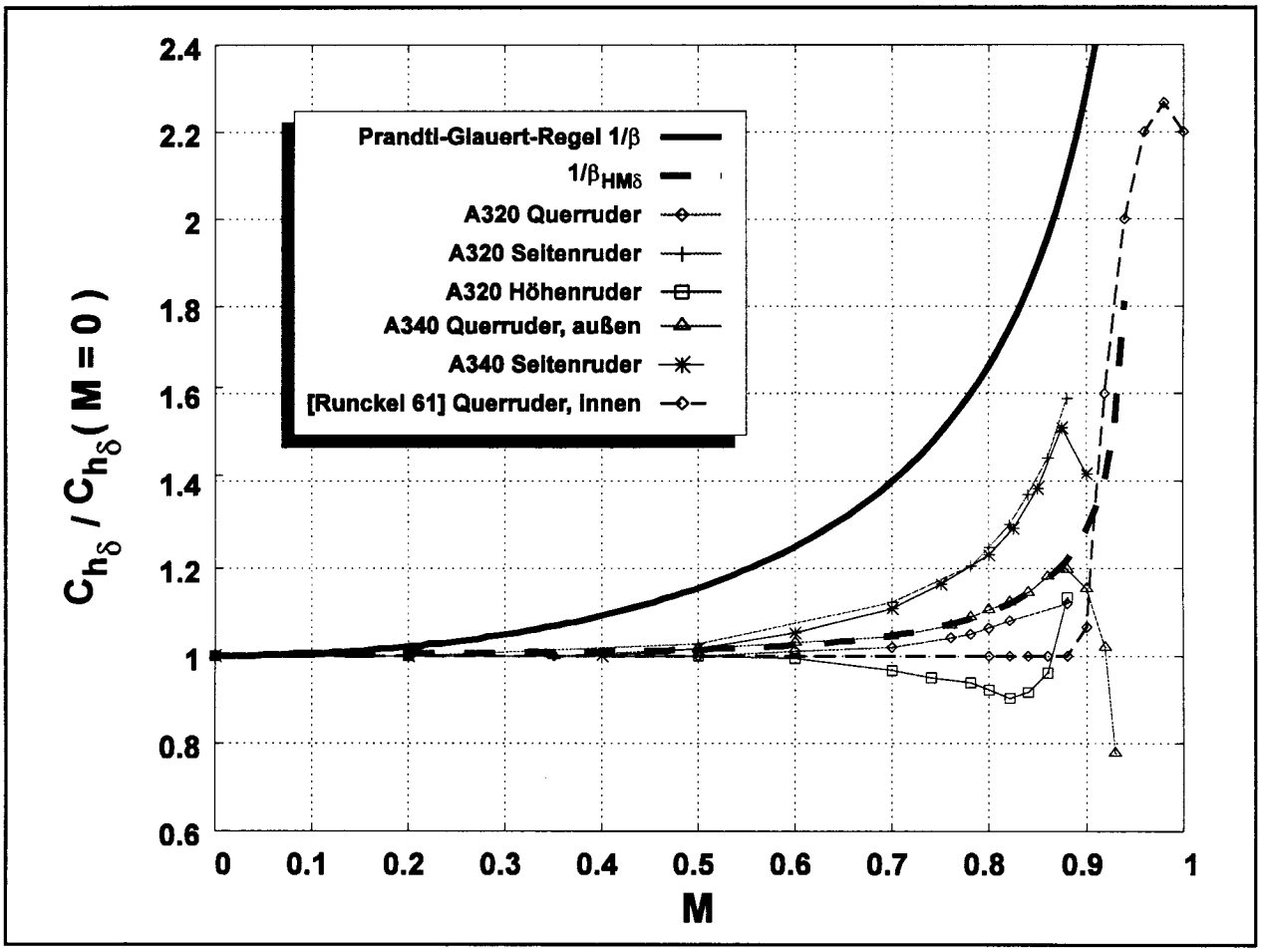


Bild 4.3: Vergleich verschiedener Machzahlkorrekturen für C_{h_δ}

Bild 4.2 und **Bild 4.3** zeigen den Korrekturfaktor 1/β aufgetragen über der Machzahl im Vergleich mit entsprechenden Korrekturfaktoren, die aus den in [AEROSPA-

TIALE 85], [AEROSPATIALE 89] gegebenen Werten berechnet wurden. Die Prandtl-Glauert-Korrektur liefert dem Betrag nach zu große Scharniermomente. Diese Beobachtung wird gestützt durch NASA Messungen [RUNCKEL 61]. Der Mittelwert der Meßwerte konnte durch einen Korrekturfaktor

$$\frac{1}{\beta_{HM}} = \frac{1}{\sqrt[p_{HM}]{M_{HM}^{\,p_{HM}} - M^{\,p_{HM}}}} + \left(1 - \frac{1}{M_{HM}}\right) + s_{HM} \cdot M \qquad \textbf{(4.2)}$$

für $0 \le M < M_{HM}$

abhängig von der Flugmachzahl M approximiert werden. s_{HM} ist die Steigung des Korrekturfaktors bei $M = 0$ und bestimmt somit das Verhalten bei niedrigen Machzahlen. Der Exponent p_{HM} bestimmt den Übergang des Korrekturfaktors von niedrigen zu hohen Machzahlen. Mit M_{HM} wird schließlich angegeben, bei welcher Machzahl der Korrekturfaktor gegen Unendlich strebt. Für $s_{HM} = 0$, $p_{HM} = 2$ und $M_{HM} = 1$ ist $1/\beta_{HM}$ identisch mit $1/\beta$. Der angenäherte Mittelwert der Messungen $1/\beta_{HM\alpha}$ in Bild 4.2 wurde mit $s_{HM} = -0{,}1$; $p_{HM} = 8$ und $M_{HM} = 0{,}9$ berechnet. Der Mittelwert der Messungen $1/\beta_{HM\delta}$ in Bild 4.3 wurde mit $s_{HM} = 0{,}02$; $p_{HM} = 6$ und $M_{HM} = 0{,}945$ berechnet.

Durch die **Scharniermomentenbeiwertderivativa** C_{h_α} und C_{h_δ} wird **per Definition** ein **linearer Zusammenhang** eingeführt: zum einen zwischen dem Anstellwinkel α und dem Scharniermomentenbeiwert C_h und zum anderen zwischen dem Ausschlagwinkel der Steuerfläche δ und dem Scharniermomentenbeiwert C_h. Diese Annahme trifft nur für kleine Winkel zu, für größere Winkel α und δ hingegen ist diese Annahme nicht mehr gerechtfertigt. Nach [ESDU C.04.01.00] und [AXELSON 48] steigt in aller Regel der Betrag des Scharniermomentenbeiwertes C_h *überproportional* mit dem Ausschlagwinkel δ. Gleiches gilt nach [SEARS 43] und Bild 4.1 (nicht jedoch nach Bild 4.4) für den Anstellwinkel α. Diese **Nichtlinearität des Scharniermomentenbeiwertes** wird in [AEROSPATIALE 85] und [AEROSPATIALE 89] für jede Steuerfläche durch einen Korrekturterm $\Delta C_h(\alpha, \delta, M)$ für die jeweilige Flugzeugkonfiguration ausgedrückt. **Bild 4.4** zeigt dazu ein Beispiel. ΔC_h muß im Windkanal ermittelt werden. Definiert wird: $\Delta C_h(\alpha=0, \delta=0, M \to 0) = 0$ und in Erweiterung von Gleichung (2.3) wird damit der Scharniermomentenbeiwert berechnet nach

$$C_h = C_{h_0}(M) + C_{h_\alpha}(M) \cdot \alpha + C_{h_\delta}(M) \cdot \delta + \Delta C_h(\alpha, \delta, M) \quad . \qquad \textbf{(4.3)}$$

Liegt im frühen Projektstadium der Korrekturterm $\Delta C_h(\alpha, \delta, M)$ wegen fehlender Windkanalmessungen noch nicht vor, so könnten zumindest allgemeine Erkenntnisse über die Nichtlinearität des Scharniermomentenbeiwertes berücksichtigt werden. Aus Gleichung (4.3) wird dann *vereinfachend*

$$C_h = C_{h_0} + \frac{1}{\beta_{HM\alpha}} \cdot \left[C_{h_\alpha} \cdot \alpha + \Delta C_h(\alpha, \delta = 0)\right] + \frac{1}{\beta_{HM\delta}} \cdot \left[C_{h_\delta} \cdot \delta + \Delta C_h(\alpha = 0, \delta)\right] . \qquad \textbf{(4.4)}$$

Gleichung (4.4) erfordert gegenüber Gleichung (4.3) eine erheblich geringere Zahl an Parametern. $\Delta C_h(\alpha, \delta = 0)$ und $\Delta C_h(\alpha = 0, \delta)$ können dann in Anlehnung an bekannte Werte gewählt werden.

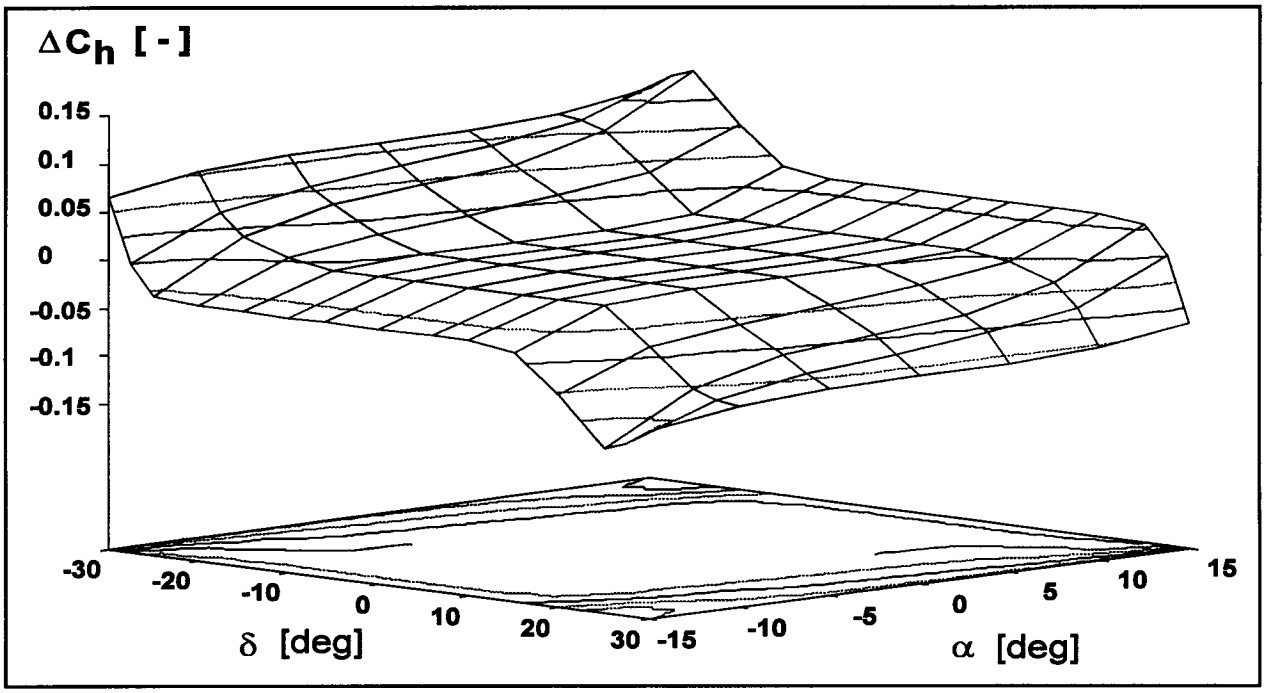


Bild 4.4: Korrekturterm $\Delta C_h(\alpha, \delta, M \to 0)$ zur Berechnung des Scharniermomentenbeiwertes C_h unter Berücksichtigung der Nichtlinearitäten durch große Anstellwinkel α und Ausschlagwinkel der Steuerfläche δ hier bei kleinen Machzahlen M. Das Bild zeigt die (identischen) Werte für das Seitenruder des Airbus A320 sowie des Airbus A340. Die dargestellten Höhenlinien dienen zur Verdeutlichung der Kontur. Die Korrekturwerte wurden [AEROSPATIALE 85] und [AEROSPATIALE 89] entnommen.

Berechnung dimensionierender Flugmanöver gemäß Zulassungsvorschriften

Bei großen zivilen Transportflugzeugen wird das **maximale Höhenruderscharniermoment** insbesondere erwartet

- bei hohen Lastvielfachen und hohen Fluggeschwindigkeiten,
- beim Abfangen nach steilen Anflügen,
- beim Rotieren,
- beim Ändern der Flugzeugkonfiguration oder des Triebwerkschubes.

An einigen zivilen Strahlflugzeugen der ersten Generation, die mit trimmbarem Höhenleitwerk ausgestattet waren, wurde im Hochgeschwindigkeitsbereich bei vertrimmtem Höhenleitwerk eine ungenügende Leistung von Höhenruder- und Höhenleitwerksaktuatoren festgestellt [FAA 86]. Aus den gewonnenen Erkennntnissen entstand § 25.255: *Out-of-Trim Characteristics* der Zulassungsvorschriften [JAR 25], [FAR 25]:

> *(a)* *From an initial condition with the aeroplane trimmed at* ***cruise speeds up to*** V_{MO}/M_{MO}, *the aeroplane must have* ***satisfactory manoeuvring****, stability and controllability with the degree of out-of-trim in both the aeroplane nose-up and nose-down direction, which results from ...*
>
> > *(1)* *A* ***three-second movement of the longitudinal trim system*** *at its normal rate for the particular flight condition with no aerodynamic load ...*
>
> *(c)* *... over the acceleration range* ***-1 g to 2.5 g*** *...*
>
> *(f)* *In the out-of-trim condition specified in ... (a) ... it must be possible from an overspeed condition at* V_{DF}/M_{DF}[1] *to produce at least* ***1.5 g*** *for recovery ...*
>
> [Hervorhebungen in diesem - wie auch in weiteren Zitaten - sind im Original jeweils nicht vorhanden.]

Führt man den Nachweis nicht nur für hohe Fluggeschwindigkeiten, sondern - wie gefordert - im gesamten Geschwindigkeitsbereich, dann dürften auch Scharniermomentforderungen durch das Abfangen und Rotieren mit abgedeckt sein. Höhenruderscharniermomente, resultierend aus einer Änderung der Flugzeugkonfiguration oder des Triebwerkschubes, wurden in dieser Arbeit nicht untersucht. In der frühen Projektphase soll zunächst angenommen werden, daß diese Ereignisse nicht dimensionierend sind für die Aktuatorauslegung.

---

[1] [JAR 1]: " 'V_{DF}/M_{DF}' means demonstrated flight diving speed."

Die *Acceptable Means of Compliance and Interpretations* (Advisory Circular, Joint; ACJ) zu JAR25.255 [JAR 25] besagen u.a.:

> *The intent of the requirements is that a reasonable amount of out-of-trim should be investigated, such as might occasionally be applied by a pilot.*

Für Flugzeuge mit trimmbarem Höhenleitwerk, aber ohne Trimmknopf am Handrad bzw. Side Stick müßte es folglich möglich sein, eine **Zulassung mit geringerem *out-of-trim* Winkel des Höhenleitwerks** zu erreichen, als sich nach einer Betätigung des Höhenleitwerkaktuators über drei Sekunden ergibt.

FOR Flughöhe = Meereshöhe **TO** Dienstgipfelhöhe

FOR V = V_S **TO** Minimum (V_{MO} , M_{MO})

FOR c.g. = c.g. in vorderster Position **TO** c.g. in hinterster Position

1.) Berechne den Ausschlag des verstellbaren Höhenleitwerks i_{h1} für den getrimmten Flugzustand.

2.) Annahme: Vertrimmung des Höhenleitwerks in beide Richtungen für 3 Sekunden (nach Absprache mit Zulassungsbehörden evt. geringerer Out-of-Trim-Winkel) oder bis die Anschläge des Höhenleitwerks erreicht sind. Dies ergibt i_{h2}, i_{h3}.

Berechne für i_{h2} und i_{h3} jeweils den benötigten Ruderwinkel δ_e und den Anstellwinkel α_h bei Manövern, die ein Lastvielfaches von n_z = **-1** und n_z = **2,5** produzieren.

V = Minimum (V_D , M_D)

FOR c.g. = c.g. in vorderster Position **TO** c.g. in hinterster Position

1.) Berechne den Ausschlag des verstellbaren Höhenleitwerks i_{h1} für den getrimmten Flugzustand.

2.) Annahme: Vertrimmung des Höhenleitwerks in beide Richtungen für 3 Sekunden (nach Absprache mit Zulassungsbehörden evt. geringerer Out-of-Trim-Winkel) oder bis die Anschläge des Höhenleitwerks erreicht sind. Dies ergibt i_{h2}, i_{h3}.

Berechne für i_{h2} und i_{h3} jeweils den benötigten Ruderwinkel δ_e und den Anstellwinkel α_h bei einem Manöver mit einem Lastvielfachen von n_z = **1,5**

i_h	Einstellwinkel des Höhenleitwerks [deg]	V_D	Wahre Fluggeschwindigkeit, dive [m/s]
M_{MO}	Flugmachzahl, maximum operation [-]	V_{MO}	Wahre Fluggeschwindigkeit, maximum operation [m/s]
M_D	Flugmachzahl, dive [-]	V_s	Wahre Fluggeschwindigkeit, stall [m/s]
V	Wahre Fluggeschwindigkeit [m/s]	α_h	Anstellwinkel des Höhenleitwerks [deg]
		δ_e	Ausschlagwinkel des Höhenruders [deg]

Bild 4.5: Ermittlung dimensionierender Anstellwinkel α_h des Höhenleitwerks und Ausschlagwinkel δ_e des Höhenruders zur Berechnung maximaler Höhenruderscharniermomente

Bild 4.5 zeigt die Anforderungen des § 25.255 an die Aktuatoren vereinfacht in der Form eines Nassi-Shneiderman-Diagramms (vergleiche z.B. [FISHER 88]). Für die geforderten Manöver ergeben sich erforderliche Anstellwinkel des Höhenleitwerks α_h und Ausschlagwinkel des Höhenruders δ_e aus den Kräfte- und Momentengleichgewichten am Flugzeug, basierend auf der Flugzeuggeometrie mit Hilfe von Datcom [HOAK 78], wie in [WILMERS 94] beschrieben. Für jede Kombination α_h und δ_e wird für den entsprechenden Flugzustand das Scharniermoment berechnet. Durch einen Vergleich der erhaltenen Scharniermomente wird ein **maximales Scharniermoment** sowohl **für** einen **Höhenruder**ausschlag nach oben wie auch für einen Ausschlag nach unten ermittelt.

Zur Dimensionierung der Aktuatoren ist weiterhin von Bedeutung, **wie viele Aktuatoren eingesetzt** werden dürfen, **um das berechnete maximale Scharniermoment aufzubringen.** Da das maximale Scharniermoment nur mit einer bestimmten (geringen) Wahrscheinlichkeit P_{max} auftritt, muß es zulässig sein, die vorhandene Redundanz zur Erreichung des maximalen Scharniermomentes zu reduzieren. Es muß somit möglich sein, z.B. aktive und stand-by Aktuatoren gemeinsam zu nutzen, um das maximale Scharniermoment aufzubringen. Eine Rechnung muß zeigen, daß die Redundanz nicht unzulässig verringert wird:

Wenn unter normalen Bedingungen (z.B. standardmäßiger Reiseflug) *ein* Aktuator mit der Ausfallwahrscheinlichkeit F (nach Gleichung (5.9)) von insgesamt n gleichen Aktuatoren an einer Steuerfläche ausreichend ist, um die erforderlichen Ausschläge zu ermöglichen, so liegt eine n-fache Redundanz vor. Die Ausfallwahrscheinlichkeit der Steuerfläche beträgt

$$F_{normal} = F^n \quad . \tag{4.5}$$

Wenn im Falle des geforderten maximalen Scharniermomentes m Aktuatoren eingesetzt werden, so liegt eine geringere m-aus-n Redundanz vor. Die Ausfallwahrscheinlichkeit beträgt nach [O'CONNOR 91]

$$F_{m/n} = \sum_{i=0}^{m-1} \frac{n!}{i!(n-i)!} (1-F)^i F^{n-i} \quad . \tag{4.6}$$

Sollen mehrere Aktuatoren gemeinsam eingesetzt werden, um das maximale Scharniermoment aufzubringen, so muß gelten:

$$F_{m/n} \cdot P_{max} < F_{normal} \quad . \tag{4.7}$$

Gemäß [AEROSPATIALE 87] basiert die Dimensionierung der *einzelnen* Höhenruderaktuatoren des Airbus A320 folglich auch auf einer Manövrierfähigkeit, die geringer ist als in § 25.255 gefordert:

Elevator servojack sizing criteria:

- *$0{,}4 \le n_z \le 1{,}6$ available with one servojack on each side,*
- *$0{,}7 \le n_z \le 1{,}3$ available with one servojack on one side (other side at zero hinge moment)*

within whole flight envelope, weight and cg range.

Erst wenn durch den Piloten eine höhere Manövrierfähigkeit gefordert wird, werden diejenigen Höhenruderaktuatoren zugeschaltet, die sich zunächst noch in stand-by befanden [AEROSPATIALE 87], [FCOM A320].

Eine **obere Grenze** kann **für** geforderte **Querruderscharniermomente** mit § 25.349 der Zulassungsvorschriften ermittelt werden:

> *The aeroplane must be designed for rolling **loads** resulting from conditions specified ... The following conditions, speeds, and aileron deflections (**except as the deflections may be limited by pilot effort**) must be considered in combination with an aeroplane load factor of zero and of two-thirds of the positive manoeuvring factor used in design.*

§ 25.349 (a) (2) bis (4) definiert indirekt zu betrachtende Querruderausschläge:

> *(2)* *At v_A, a sudden deflection of the aileron to the stop is assumed.*
>
> *(3)* *At v_C, the aileron deflection must be that required to produce a rate of roll not less than that obtained in ... (a)(2) ...*
>
> *(4)* *At v_D, the aileron deflection must be that required to produce a rate of roll not less than one-third of that in ... (a)(2) ...*

bei

> *(1)* *... zero rolling velocity ...*

Bild 4.6 zeigt die Berechnung der Anstellwinkel des Flügels α_w und die Querruderausschläge δ_a aus den Forderungen des § 25.349 vereinfacht in der Form eines Nassi-Shneiderman-Diagramms. Dabei kann in guter Näherung unterstellt werden, daß die Rollrate proportional zur Fluggeschwindigkeit und zum Querruderausschlag ist und

daß die Scharniermomente bei hoher Dichte, also niedriger Flughöhe, maximal werden. Es wird angenommen, daß die maximalen Querruderausschläge nach oben und unten aus dem Flugzeugentwurf bereits bekannt sind. Für jede Kombination α_w und δ_a wird für den entsprechenden Flugzustand das Scharniermoment berechnet. Durch einen Vergleich der erhaltenen Scharniermomente wird ein maximales Scharniermoment sowohl für einen Querruderausschlag nach oben wie auch für einen Ausschlag nach unten ermittelt.

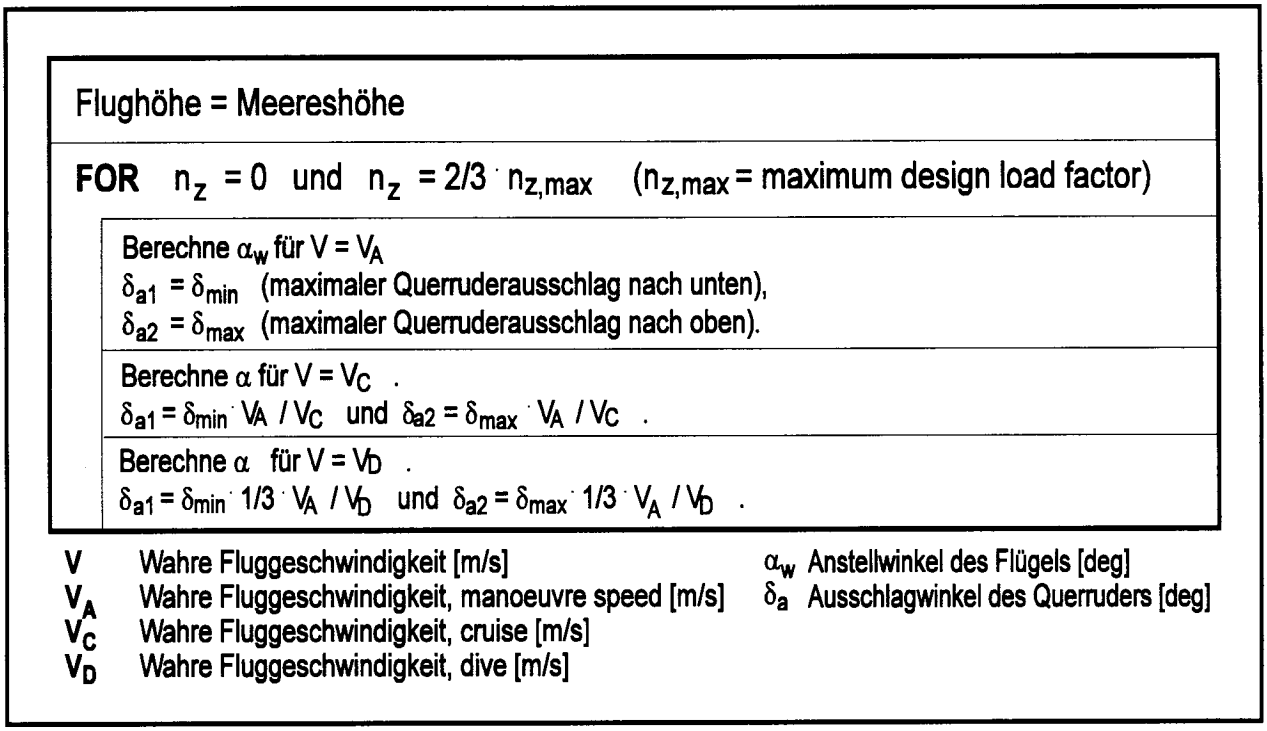


Bild 4.6: Ermittlung dimensionierender Anstellwinkel α_w des Flügels und Ausschlagwinkel δ_a der Querruder zur Berechnung maximaler Querruderscharniermomente

Höhere als die so berechneten Querruderscharniermomente dürfen nicht auftreten, weil die Struktur für Lasten, resultierend aus den dann möglichen größeren Querruderausschlägen, nicht ausgelegt ist. Die Querruderausschläge - und damit auch die Querruderscharniermomente - können jedoch kleiner sein als nach § 25.349 (a) (2) bis (4) spezifiziert, wenn die Querruderausschläge durch die Pilotenkraft (vergleiche Hervorhebung im Zitat oben) oder die Aktuatorkraft limitiert werden. Welche Querruderausschläge letztendlich erforderlich sind, ist einzig von der geforderten Manövrierfähigkeit des Flugzeugs abhängig. Dazu sind die Zulassungsvorschriften (§ 25.147) zu beachten und die Anforderungen des Flugbetriebs. Die Manövrierfähigkeit in der Rollachse ist jedoch (bei gegebener Querrudergeometrie) außer vom Querruderaus-

schlag auch noch von der Querruderausschlaggeschwindigkeit (siehe Abschnitt 4.2) und von den Spoilern abhängig. An dieser Stelle soll daher bei der Berechnung maximaler Scharniermomente für das Querruder vereinfachend von den Anforderungen des § 25.349 ausgegangen werden und von den aus dem Flugzeugentwurf gegebenen Daten: den Geschwindigkeiten v_A, v_C und v_D sowie maximalen Querruderausschlägen nach oben bzw. nach unten bei Geschwindigkeiten bis v_A .

Wieviel Aktuatoren eines Querruders gemeinsam genutzt werden können, um das berechnete maximale Querruderscharniermoment aufzubringen, muß mit den Gleichungen (4.5) bis (4.7) ermittelt werden.

Das **maximale Seitenruderscharniermoment** wird für mehrmotorige Flugzeuge bei einem Triebwerksausfall nach dem Start erwartet: Der Schub weist in diesem Fall die größte Asymmetrie auf, die mit einer entsprechend hohen Seitenkraft am Seitenleitwerk kompensiert werden muß. Die hohe Seitenkraft wird erzeugt durch einen großen Ruderausschlag δ_r in Verbindung mit einem großen Anstellwinkel am Seitenleitwerk α_v , der praktisch identisch ist mit dem Schiebewinkel β. Somit ist $\alpha_v \approx \beta$. Zur Erzielung eines optimalen Steigfluges muß die erforderliche Seitenkraft durch die widerstandsärmste Kombination aus Schiebewinkel β und Ruderausschlag δ_r erzeugt werden. Zu beachten ist dabei, daß der Hängewinkel ϕ durch § 25.149 auf 5° begrenzt ist und daß somit auch der Schiebewinkel β begrenzt ist. Da der Triebwerksausfall nach dem Start das Seitenruder dimensioniert, kann bei optimierten Flugzeugentwürfen in guter Näherung der maximale Ruderauschlag $\delta_{r_{max}}$ zur Berechnung des maximalen Seitenruderscharniermomentes angesetzt werden. Nach § 25.149 können Giermomente, verursacht durch einen Triebwerksausfall, mit einem Ruderauschlag $\delta_{r_{max}}$ ab einer Geschwindigkeit v_{MC} kompensiert werden. Falls v_{MC} nicht bekannt ist, kann für die Rechnung gesetzt werden: $v_{MC} = 1{,}2 \cdot v_s$. Mit dieser Annahme liegt man dann bei der Berechnung des maximalen Seitenruderscharniermomentes auf der sicheren Seite. Der zum Momentenausgleich erforderliche Anstellwinkel am Seitenleitwerk α_v wird aus dem Momentengleichgewicht um die Hochachse berechnet:

$$\alpha_v = \frac{1}{C_{N_\beta}} \cdot \left(\frac{N_T \left(\frac{N_D}{N_T} + 1 \right)}{\frac{\rho}{2} \cdot v_{MC}^2 \cdot S \cdot b} - C_{N_{\delta_r}} \cdot \delta_{r_{max}} \right) \quad . \tag{4.8}$$

N_T Moment um die Hochachse durch den Startschub eines äußeren Triebwerks.

N_D Moment um die Hochachse durch den Widerstand eines ausgefallenen äußeren Triebwerks.
Erfahrungswerte des Quotienten N_D / N_T sind in [ROSKAM 90] angegeben:
$N_D / N_T = 0{,}15$ für Triebwerke mit "geringem" Nebenstromverhältnis,
$N_D / N_T = 0{,}25$ für Triebwerke mit "hohem" Nebenstromverhältnis.

C_{N_β} Beiwert des Giermomentes durch den Schiebewinkel. Berechnung nach [HOAK 78].

$C_{N_{\delta_r}}$ Beiwert des Giermomentes durch den Ruderwinkel. Berechnung nach [HOAK 78].

ρ Luftdichte in Meereshöhe.

S Flügelfläche.

b Spannweite.

Das maximale Seitenruderscharniermoment wird dann aus dem nach Gleichung (4.8) berechneten Anstellwinkel α_v und dem maximalen Ruderwinkel $\delta_{r_{max}}$ berechnet.

Die Wahrscheinlichkeit P_{max} dafür, daß das maximale Seitenruderscharniermoment gefordert wird, ist gering. Dieser Fall tritt nur bei einem Triebwerksausfall ein. Wieviel Aktuatoren eines Seitenruders gemeinsam genutzt werden können, um das berechnete maximale Seitenruderscharniermoment aufzubringen, muß mit dem P_{max} entsprechend der Wahrscheinlichkeit für einen Triebwerksausfall wiederum mit den Gleichungen (4.5) bis (4.7) ermittelt werden.

Berechnung der Scharniermomente von Spoilern

Für den **Spoiler** ergeben sich zwei grundsätzliche Lastfälle:

- Der ausgefahrene Spoiler muß gegen die Luftlasten gehalten werden.
- Der eingefahrene Spoiler muß gegen den Unterdruck auf dem Flügel gehalten werden.

Scharniermomente des ausgefahrenen Spoilers M_{c_s} können aus einem Widerstandsbeiwert C_D berechnet werden. Es soll vereinbart werden, daß der Widerstandsbeiwert auf die Projektion der Spoilerfläche $S_s \cdot \sin\delta_s$ senkrecht zur Strömungsrichtung bezogen wird. Weiterhin sei angenommen, daß die Luftkraft F_s in der Mitte des Spoilers in einer Entfernung der halben Spoilertiefe $c_s / 2$ angreift. Daraus ergibt sich mit dem Winkel des Spoilerausschlags δ_s folgender Ansatz:

$$M_{c_s} = C_D \cdot \frac{1}{4} \cdot \rho \cdot v_l^2 \cdot S_s \cdot c_s \cdot \sin^2\delta_s \quad . \tag{4.9}$$

Die lokale Strömungsgeschwindig am Spoiler v_l ist höher als die Fluggeschwindigkeit v. Wenn für das gewählte Profil des Flügels (ohne Spoilerbetätigung) ein Druckkoeffizient C_p am Ort des Spoilers bekannt ist, dann kann die lokale Strömungsgeschwindigkeit mit

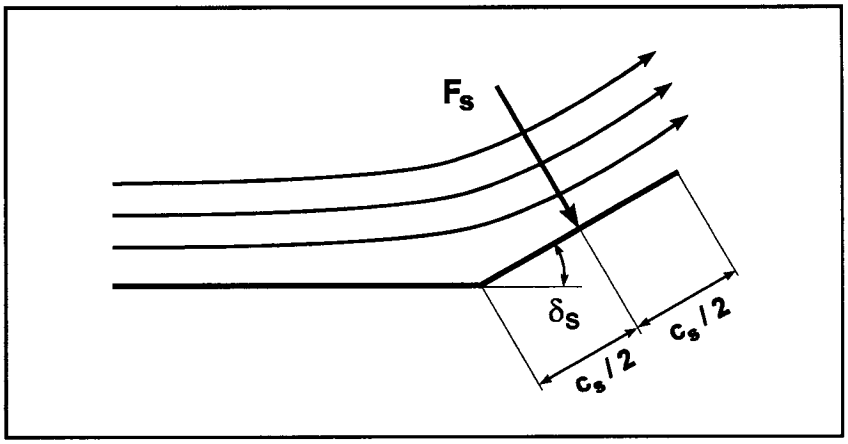


Bild 4.7: Luftkraft F_s am ausgefahrenen Spoiler

$$v_l = v \cdot \sqrt{1 - C_p} \tag{4.10}$$

berechnet werden. Diese lokale Geschwindigkeit kann für große Spoilerausschläge nur als Näherung gelten, da die ausgefahrenen Spoiler eine starke Rückwirkung auf die Strömung und den Druckkoeffizienten haben. Ist der Druckkoeffizient in der frühen Projektphase noch nicht bekannt, so kann nach einer Abschätzung aus Profilkatalogen (vergleiche [WILMERS 94]) im ersten Schritt $v_l = 1{,}14 \cdot v$ gesetzt werden. Eine Berechnung des Spoilerscharniermomentes mit Hilfe des Impulssatzes unter der Annahme eines unendlich großen Spoilers und ein anschließender Vergleich mit Gleichung (4.9) ergeben einen Widerstandsbeiwert $C_D = 2$. Eine Literaturrecherche zu Widerstandsbeiwerten spoilerähnlicher Geometrien sowie die Berechnung von Widerstandsbeiwerten C_D gemäß Gleichung (4.9) aus Spoilerdaten des Airbus A310, A320 und A340 lieferte folgendes Ergebnis [WILMERS 94]:

- Für gemessene Widerstandsbeiwerte von Spoilern oder von spoilerähnlichen Geometrien gilt $C_D \leq 2$, weil die wirkliche Umströmung des Spoilers (gegen-

über der Annahme eines unendlichen großen Spoilers) den Widerstand reduziert.

- Spoiler, die eine große Ausdehnung entlang ihrer Scharnierlinie aufweisen, oder mehrere benachbarte Spoiler, die gleichzeitig ausgefahren werden, haben einen Widerstandsbeiwert $C_D \approx 1{,}8$.
- Spoiler, die eine eher quadratische Form aufweisen, haben einen Widerstandsbeiwert $C_D \approx 1{,}5$.

Zur Berechnung des maximalen Scharniermomentes ausgefahrener Spoiler muß M_{c_s} nach Gleichung (4.9) ausgewertet werden für die jeweils maximal möglichen Spoilerwinkel δ_s und Fluggeschwindigkeiten V bei verschiedenen Spoilerfunktionen (z.B. lift dumper und speed brake).

Die **Scharniermomente des eingefahrenen Spoilers** M_{c_s} werden bestimmt durch die Differenz Δp_s, gebildet aus den Drücken unter dem Spoiler p_{s_l} und über dem Spoiler p_{s_u}. Über dem Spoiler herrscht der Druck der Profiloberseite des Flügels $p_u(x, y)$, der abhängt von der Position (x, y) auf dem Flügel. Die Position des Spoilers auf dem Flügel ist gegeben durch die Entfernung von der Symmetrieebene des Flugzeugs y und der Entfernung von der Profilvorderkante x. Damit ist

$$p_{s_u} = p_u(x, y) \quad . \tag{4.11}$$

Annahme: Durch den Spalt zwischen der Landeklappe und dem Flügel kommt es zu einem Druckausgleich zwischen dem Druck an der Flügelunterseite $p_l(x, y)$ und dem Druck an der Flügeloberseite $p_u(x, y)$. Unter dem Spoiler herrscht ein mittlerer Druck

$$p_{s_l} = \frac{p_l(x, y) + p_u(x, y)}{2} \quad . \tag{4.12}$$

Die Druckdifferenz am Spoiler $\Delta p_s(x, y)$ ist dann

$$\Delta p_s(x, y) = p_{s_l} - p_{s_u} = \frac{p_l(x, y) - p_u(x, y)}{2} \quad . \tag{4.13}$$

Das Scharniermoment am Spoiler ergibt sich aus der Integration der Druckdifferenz über der Spoilerfläche entsprechend Gleichung (2.1).

Wenn in der frühen Projektphase die genauen Druckverteilungen am Flügel noch nicht vorliegen, so muß ein Näherungsverfahren zu einer Abschätzung des maximalen Scharniermomentes des eingefahrenen Spoilers führen:

Annahme: Es soll von einer Druckverteilung ausgegangen werden, die eine elliptische Auftriebsverteilung $L'(y) = \partial L / \partial y$ ergibt:

$$L'(y) = L'(0) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{b/2}\right)^2} \quad . \tag{4.14}$$

Darin ist b die Spannweite. Da die Integration der elliptischen Auftriebsverteilung maximal dem Flugzeuggewicht W bei maximalem Lastvielfachen $n_{z_{max}}$ entsprechen muß, kann $L'(0)$ aus

$$W \cdot n_{z_{max}} = L = \frac{1}{2} \cdot L'(0) \cdot \frac{b}{2} \cdot \pi \tag{4.15}$$

berechnet werden.

Annahme: Die Auftriebsverteilung über der Flügeltiefe soll zunächst als konstant angenommen werden. Unter dieser Voraussetzung gilt

$$L''(x, y) = L''(y) = \frac{L'(y)}{c(y)} \quad . \tag{4.16}$$

$c(y)$ ist darin die Profiltiefe des Flügels. Als Referenzwert dient die Profiltiefe der Reiseflugkonfiguration. Die Gleichungen (4.14), (4.15) und (4.16) führen auf

$$L''(y) = \frac{4}{\pi} \cdot \frac{W \cdot n_{z_{max}}}{b \cdot c(y)} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{b/2}\right)^2} \quad . \tag{4.17}$$

Das Scharniermoment des eingefahrenen Spoilers ist unter Beachtung von Gleichung (4.13)

$$M_{c_s} = \frac{1}{4} \cdot L''(y) \cdot S_s \cdot c_s \quad . \tag{4.18}$$

Darin bezeichnet S_s die Fläche und $ç$ die Profiltiefe des Spoilers. Mit dem Ansatz gemäß Gleichung (4.17) und Gleichung (4.18) ist

$$M_{c_s} = k_s \cdot \frac{W \cdot n_{z_{max}} \cdot S_s \cdot c_s}{\pi \cdot b \cdot c(y)} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{b/2}\right)^2} \quad . \tag{4.19}$$

k_s dient zur Korrektur der vereinfachenden Annahmen durch Anpassung von Gleichung (4.19) an bekannte maximale Scharniermomente. Mit den in [SEUFERT 91] angegebenen gerechneten Scharniermomenten und zugehörigen Flugzeugdaten konnten für k_s Werte zwischen 1,62 und 1,83 berechnet werden.

Nach Gleichung (4.19) ist das Scharniermoment des eingefahrenen Spoilers in erster Näherung unabhängig von der Fluggeschwindigkeit: Z.B. treten gegenüber hohen Fluggeschwindigkeiten im Langsamflug (insbesondere bei ausgefahrenen Landeklappen) höhere lokale Auftriebsbeiwerte auf, die jedoch einem geringeren Staudruck gegenüberstehen. Dies führt zwar zu einem größeren Auswehwinkel (spoiler float angle); zu einem höheren Scharniermoment des eingefahrenen Spoilers kommt es jedoch erst bei veränderter Druckverteilung über dem Flügelprofil. Phänomene dieser Art können näherungsweise durch den Korrekturfaktor k_s berücksichtigt werden.

Zusammenfassung

Maximal auftretende **Scharniermomente von Wölbklappen** konnten mit Hilfe von solchen Teilen der Zulassungsvorschriften berechnet werden, die Flugmanöver definieren, die direkte Auswirkungen auf die einzelnen Steuerflächen haben. Liegen keine aerodynamischen Daten vor, so müssen aus der Geometrie des Flugzeugs mit Handbuchmethoden Beiwerte berechnet werden. Die Berechnungen im CAE-Werkzeug basieren auf Datcom [HOAK 78]. Handbuchmethoden können die wirklichen aerodynamischen Verhältnisse natürlich nur mit begrenzter Genauigkeit wiedergeben. Dies trifft insbesondere zu auf die Berechnung von Scharniermomentenbeiwertderivativa. Aus diesem Grund wurde besonders auf die Grenzen der Anwendbarkeit von Handbuchmethoden zur Berechnung der Scharniermomentenbeiwertderivativa eingegangen. Mit Hilfe der Zuverlässigkeitsrechnung wurde beantwortet, wieviele Aktuatoren an einer Steuerfläche maximal gemeinsam genutzt werden dürfen, um das errechnete maximale Scharniermoment aufzubringen. **Spoilerscharniermomente** wurden aus grundlegenden aerodynamischen und flugmechanischen Prinzipien abgeschätzt. Unter Berücksichtigung von **Sicherheitsfaktoren** im Bereich von 1,5 können mit den beschriebenen Ansätzen maximale Scharniermomente in der frühen Projektphase berechnet werden. Diese Rechnungen sollten jedoch überprüft werden, sobald bessere aerodynamische Daten zur Verfügung stehen.

4.2 Berechnung erforderlicher maximaler Stellgeschwindigkeiten

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[1] (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 den vorstehenden Punkten wird kurz ausgeführt:

1.) Die Manövrierfähigkeit wird primär beeinflußt durch die jeweiligen Steuerflächenwirksamkeiten bezüglich der Rollachse ($L_\delta = 1/I_x \cdot \partial M / \partial \delta$), Nickachse ($M_\delta = 1/I_y \cdot \partial M / \partial \delta$) und Gierachse ($N_\delta = 1/I_z \cdot \partial N / \partial \delta$) [2]. 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** werden - unter der Voraussetzung, daß die Steuerflächenwirksamkeiten bekannt sind. Die Steuerflächenwirksamkeiten können bereits während des Vorentwurfs

---

[1] PIO wurden ursprünglich als Pilot-Induced Oscillations bezeichnet. Das Phänomen "PIO" wurde in [MIL-STD-1797] § 4.1.11.6 definiert: *"Pilot - induced oscillations are sustained or uncontrollable oscillations resulting form efforts of the pilot to control the aircraft."* Zur Diskussion um die PIO-Begriffsfindung siehe [KLYDE 95](Seite 14), als Einführung zu "PIO" siehe [ASHKENAS 64].

[2] Beiwerte der Flugdynamik werden in dieser Arbeit *dimensionsbehaftet* nach [MCRUER 73] angegeben (wie hier gezeigt). 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 nach Tabelle 2.1) bezogen auf eine Trägheitskenngröße (hier: Massenträgheitsmoment).

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 irgendeiner 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 Limitierung 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 (vergleiche Abschnitt 5.3) durch die Reglerverstärkung k (Bild 5.6) eingestellt werden: $k = \omega_B / (k_1 \cdot k_2)$. k_1 ist der Verstärkungsfaktor der Eingangsstufe des Servoventils aus Gleichung (5.38), k_2 wird nach Gleichung (5.43) berechnet.

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 Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}_{max} = \bar{\delta} \cdot \omega$ abhängig von geforderten Amplituden und Frequenzen des Steuerflächenausschlags.

5.) Eine Forderung 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* entscheidenen 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 *Längs*stabilität 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.

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 zu Stellgeschwindigkeiten von Steuerflächen enthalten die zivilen Zulassungsvorschriften *nicht*. Sie beinhalten jedoch Aussagen, 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 operating*" 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 **Seitenruder**s 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 form 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 form 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 [KAISER 96] 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 zu den erforderlichen Stellgeschwindigkeiten des **Höhenruder**s ableiten .

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][3] mit ihren Angaben zu Transportflugzeugen herangezogen werden. Der zunächst naheliegenden Vermutung, daß militärische Vorschriften keinerlei **Aussagekraft für zivile Flugzeuge** hätten, steht zumindest eine Aussage der [MIL-STD-1797] (Seite VI) selbst gegenüber:

---

[3] Die MIL-STD-1797 ist die Nachfolgevorschrift zur MIL-F-8785C. MIL-STD-1797 enthält MIL-F-8785C fast vollständig, geht jedoch weit über diese hinaus.

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 form 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 Anforderungen 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). **Tabelle 4.3** definiert diese Begriffe, soweit dies für die folgenden Angaben von Bedeutung ist.

Tabelle 4.3 a-d: Grundbegriffe nach [MIL-F-8785C] und [MIL-STD-1797]

a) Gütegrad	Level 1	Level 2	Level 3
	Satisfactory	Acceptable	Controllable

b) Fehlerzustand	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
	Formations-flug	Steigflug, Reiseflug, Sinkflug	Start, Anflug, Landung

Tabelle 4.4 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	**Geschwindigkeits-bereich**	**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

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 **Tabelle 4.4** 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 **Seitenruder**s kann nach § 4.6.5.1 der [MIL-STD-1797] geschlossen werden. Der Abschnitt "take-off 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 **Höhenruder**eingabe 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:

> *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.

Tabelle 4.5 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 **Tabelle 4.6**).

Tabelle 4.6 Maximal zulässige Phasenverschiebung verursacht durch die Aktuatoren an den Steuerflächen

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

Zu Tabelle 4.6 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.

Berechnung erforderlicher 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 $I_{xz} \ll I_x$)

$$\Phi(s) = \frac{L_\delta}{s \cdot (s - L_p)} \cdot \delta(s) \quad . \tag{4.20}$$

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 (Tabelle 4.4) eine 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 (4.21) nur implizit gegeben ist.

$$\dot{\delta} = \frac{\Phi_{spec}}{L_\delta}\left(\frac{e^{t_{spec}L_p}-1}{L_p^3}-\frac{t_{spec}}{L_p^2}-\frac{t_{spec}^2}{2L_p}\right)^{-1} \qquad \textbf{(4.21)}$$

für $t_{sat} \geq t_{spec}$

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

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 (4.21) liefert dann die erforderliche Stellgeschwindigkeit der **Querruder**. Sind mehrere Rollsteuerflächen vorhanden, wie etwa Innen- und Außenquerruder sowie **Rollspoiler**, so wird mit Gleichung (4.21) *eine*[4] Stellgeschwindigkeit abgeschätzt, die dann sowohl für Innen- und Außenquerruder sowie die Rollspoiler gleichermaßen gilt. Für die Steuerflächenwirksamkeit L_δ in Gleichung (4.21) ist dann die Summe der Wirksamkeiten der betrachteten Steuerflächen anzugeben.

Die stationäre Rollrate ist in guter Näherung proportional zur Fluggeschwindigkeit. Wird diese Tatsache auf die Angaben aus Tabelle 4.4 angewandt, so folgt, daß **niedrige Fluggeschwindigkeiten dimensionierend** sind **für** die **Stellgeschwindigkeit der Rollsteuerflächen.**

Beispielrechnung: Für den Airbus A300 (Class III) ergibt sich mit Beiwerten aus [BROCKHAUS 94] für den Landeanflug und Forderungen gemäß Tabelle 4.4 die in **Bild 4.8** angegebene erforderliche Stellgeschwindigkeit der Querruder (ohne Unter-

---

[4] Wenn für die verschiedenen Steuerflächen verschiedene in einem bestimmten Verhältnis zueinander stehende Stellgeschwindigkeiten vorgesehen sind, so liefert eine Simulationsrechnung in Verbindung mit Tabelle 4.4 die erforderlichen Stellgeschwindigkeiten.

stützung durch Rollspoiler). Im Vergleich dazu wird nach ACJ 25.147(e) eine erforderliche Stellgeschwindigkeit von nur 2.9 °/s berechnet.

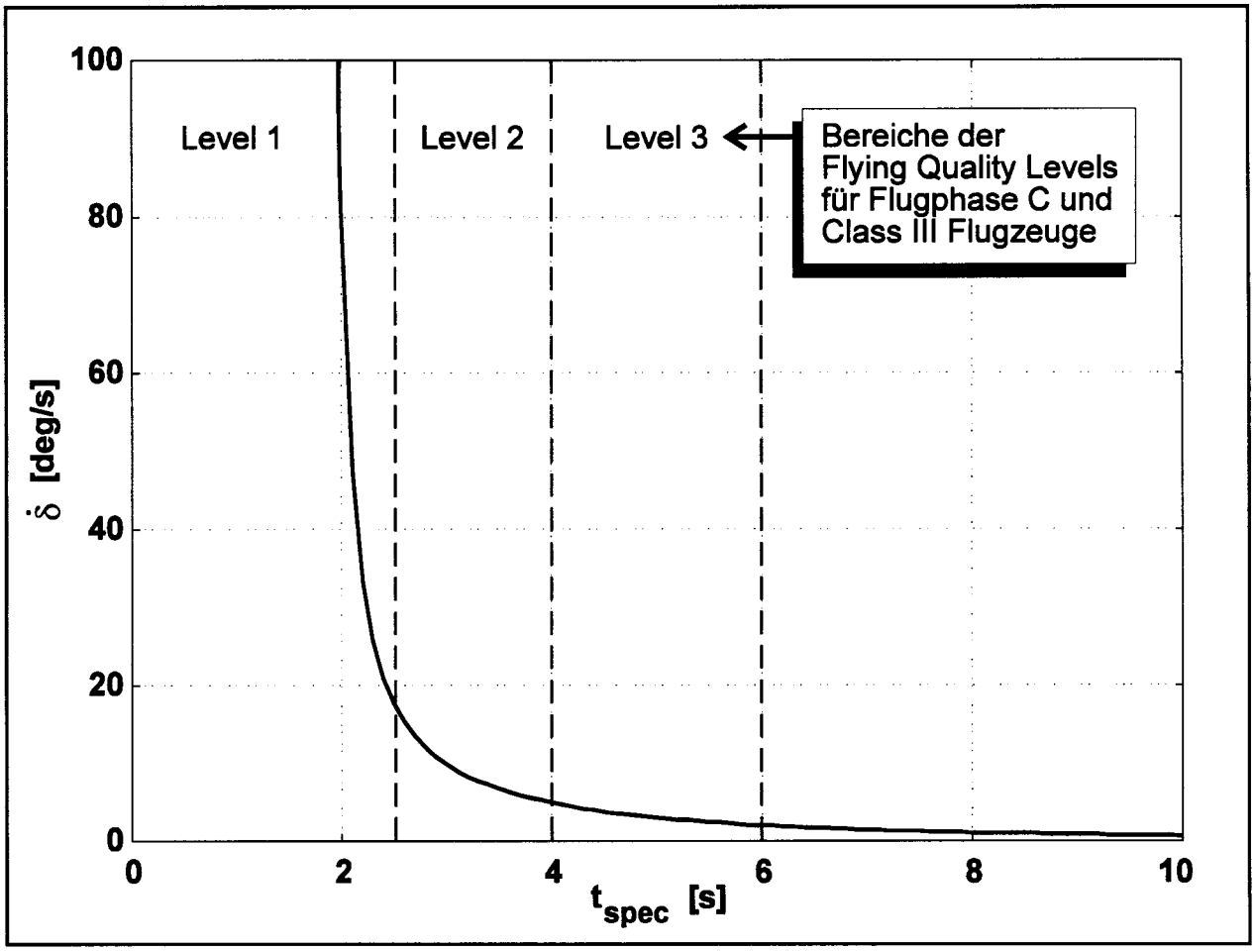


Bild 4.8: Erforderliche Stellgeschwindigkeit der Querruder des Airbus A300 (ohne den Einsatz der Rollspoiler) zum Erreichen eines Rollwinkels von 30° in einer Zeit t_{spec}

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 hoher 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 (4.21) entsprechend, und es wird ein **Vergleich von zivilen und militärischen Forderungen** möglich. **Bild 4.9** 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 Gü-

tegrades '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 ausschlagen können.

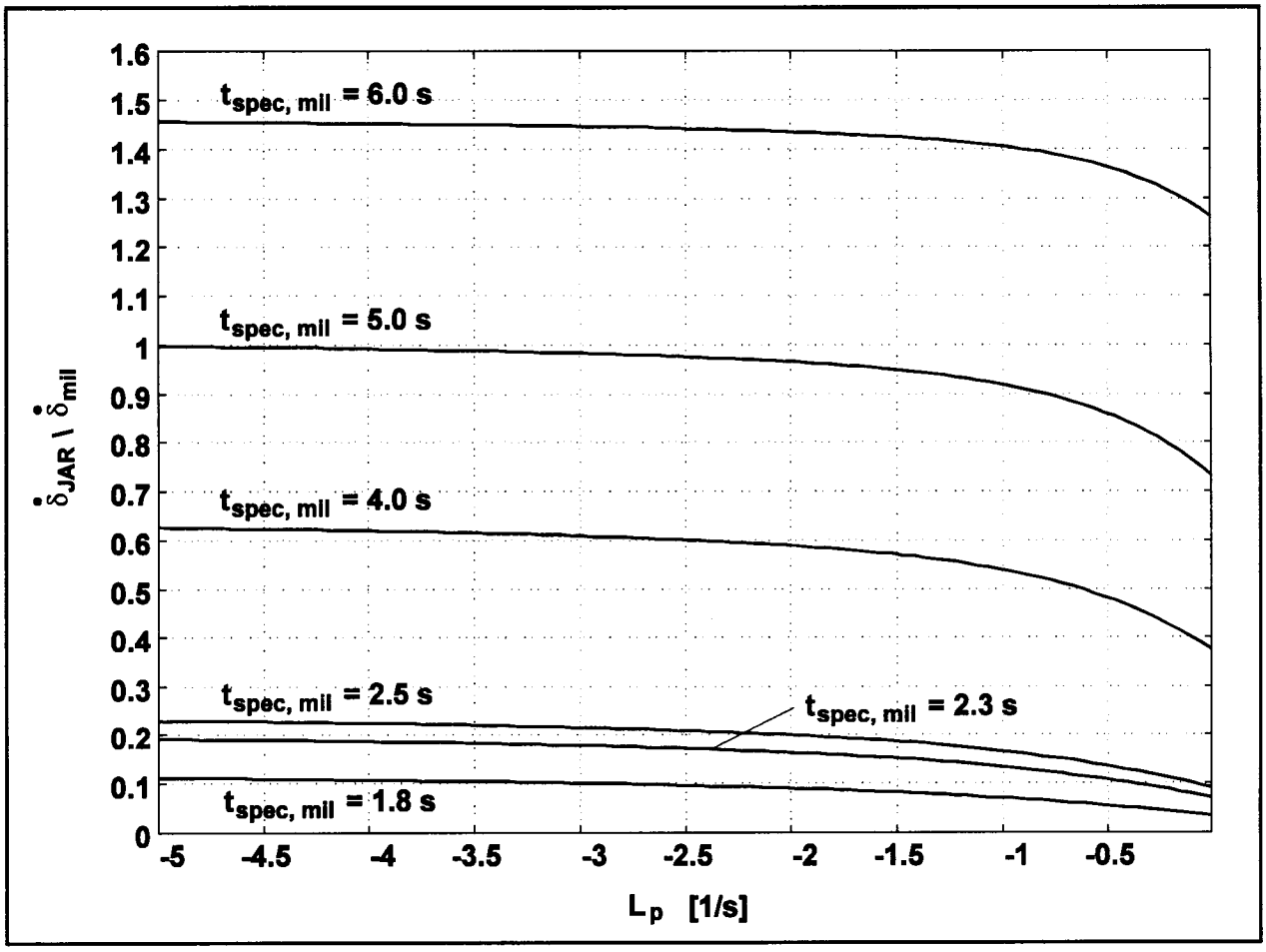


Bild 4.9: Vergleich erforderlicher Stellgeschwindigkeiten von Flächen zur Rollsteuerung nach ACJ25.147(e) [JAR25] (60° in 7s) und [MIL-STD-1797] § 4.5.8.1 (30° in $t_{spec, mil}$ Sekunden) nach Gleichung (4.21) mit $t_{sat} \geq t_{spec}$

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:

$$\frac{L_\delta}{-L_p} = \frac{p_{ss}}{\delta} \quad . \tag{4.22}$$

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

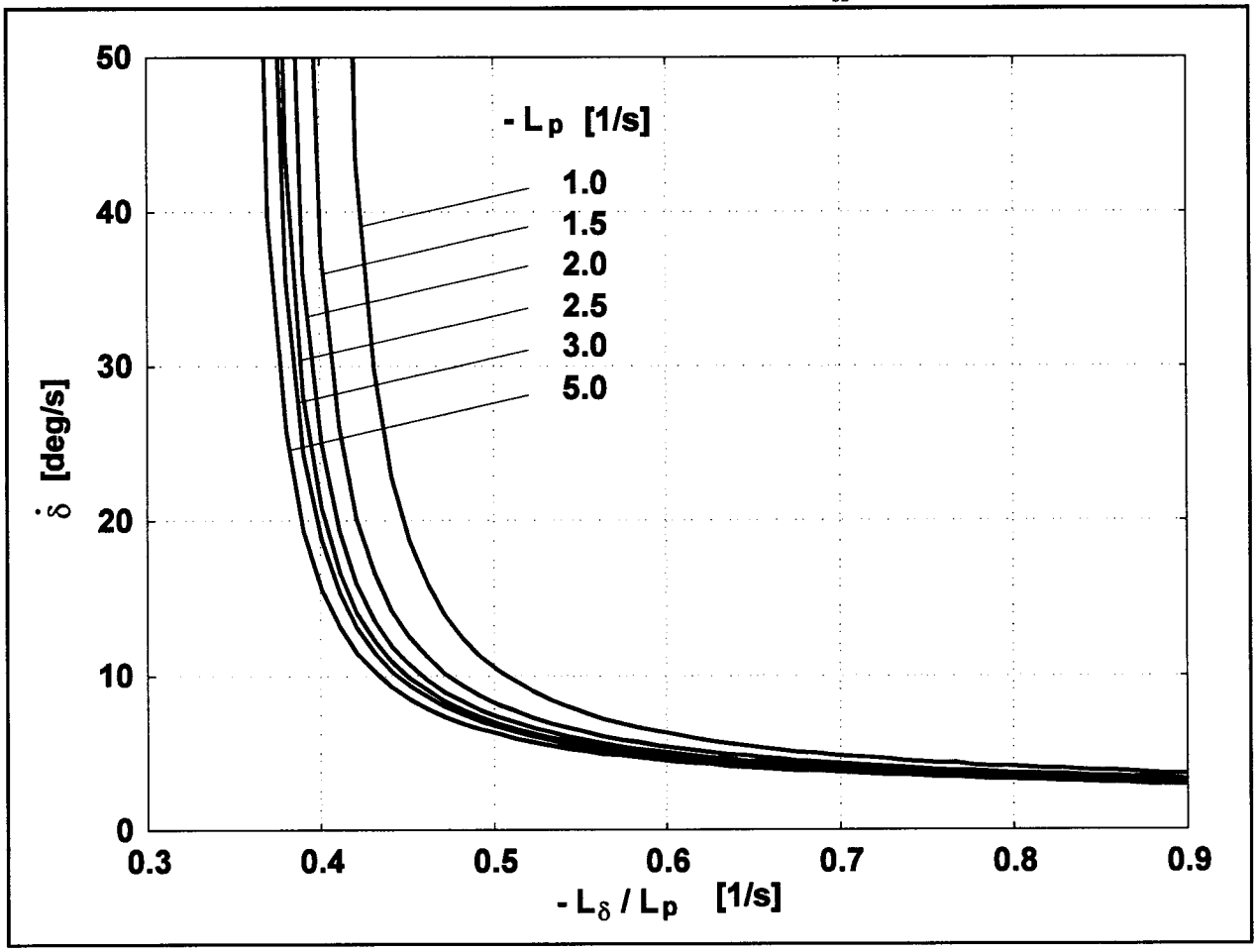


Bild 4.10: Erforderliche Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}$ einer Rollsteuerfläche zur Erfüllung der Forderung nach ACJ 25.147(e) (60° Rollwinkel in 7 s) bei einem maximalen Steuerflächenausschlag $\delta_{max} = 25°$ nach Gleichung (4.21) mit $t_{sat} \geq t_{spec}$

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 gewissen 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 4.10.** 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 4.8 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.**[MEWING 94] kommt am Beispiel des Airbus A340 ebenfalls zu dem Ergebnis, daß durch die Wahl hoher Stellgeschwindigkeiten die Manövrierfähigkeit nur noch unwesentlich gesteigert werden kann.

Die **erforderliche Stellgeschwindigkeit** von Steuerflächen **unter der Annahme von Fehlerfällen** kann in Anlehnung an die militärischen Vorschriften mit verringertem geforderten Gütegrad (Tabelle 4.4 in Verbindung mit Tabelle 4.3) 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 (vergleiche Tabelle 5.1) unter Beachtung der Systemstruktur sowie der Dauer des Fluges (Gleichung 5.9).

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.) der 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:

$$0 < t \le t_R : \ddot{\Psi}(t) = N_r \cdot \dot{\Psi}(t) + \frac{y_t \cdot (F_{max} + F_d)}{I_z} \quad , \tag{4.23}$$

$$t_R < t \le t_{sat} : \ddot{\Psi}(t) = N_r \cdot \dot{\Psi}(t) + \frac{y_t \cdot (F_{max} + F_d)}{I_z} + N_{\delta_r} \cdot \dot{\delta}_r \cdot (t - t_R) \ ,$$

$$t_{sat} < t : \ddot{\Psi}(t) = N_r \cdot \dot{\Psi}(t) + \frac{y_t \cdot (F_{max} + F_d)}{I_z} + N_{\delta_r} \cdot \delta_{r,max}$$

mit $t_{sat} = \delta_{r,max} / \dot{\delta}_r$.

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_t	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

$$U(t) = V_{MCG} + \frac{F_s}{m} \cdot t \quad . \tag{4.24}$$

Die Abweichung des Flugzeugs von der Mittellinie der Startbahn beträgt

$$y(t) = \int_0^t U(\tau) \cdot \sin\Psi(\tau) \, d\tau \quad . \tag{4.25}$$

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 Gleichungen (4.23) und (4.25) mit (4.24) 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 Flugleistungen vorgegeben. Den Zusammenhang der verbleibenden zwei Parameter t_R und $\dot{\delta}$ zeigt **Bild 4.11** am Beispiel des Airbus A300. Die Beispielrechnung wurde mit Beiwerten nach [BROCKHAUS 94] durchgeführt. V_{MCG} = 113 kt nach [LUFTHANSA 90].

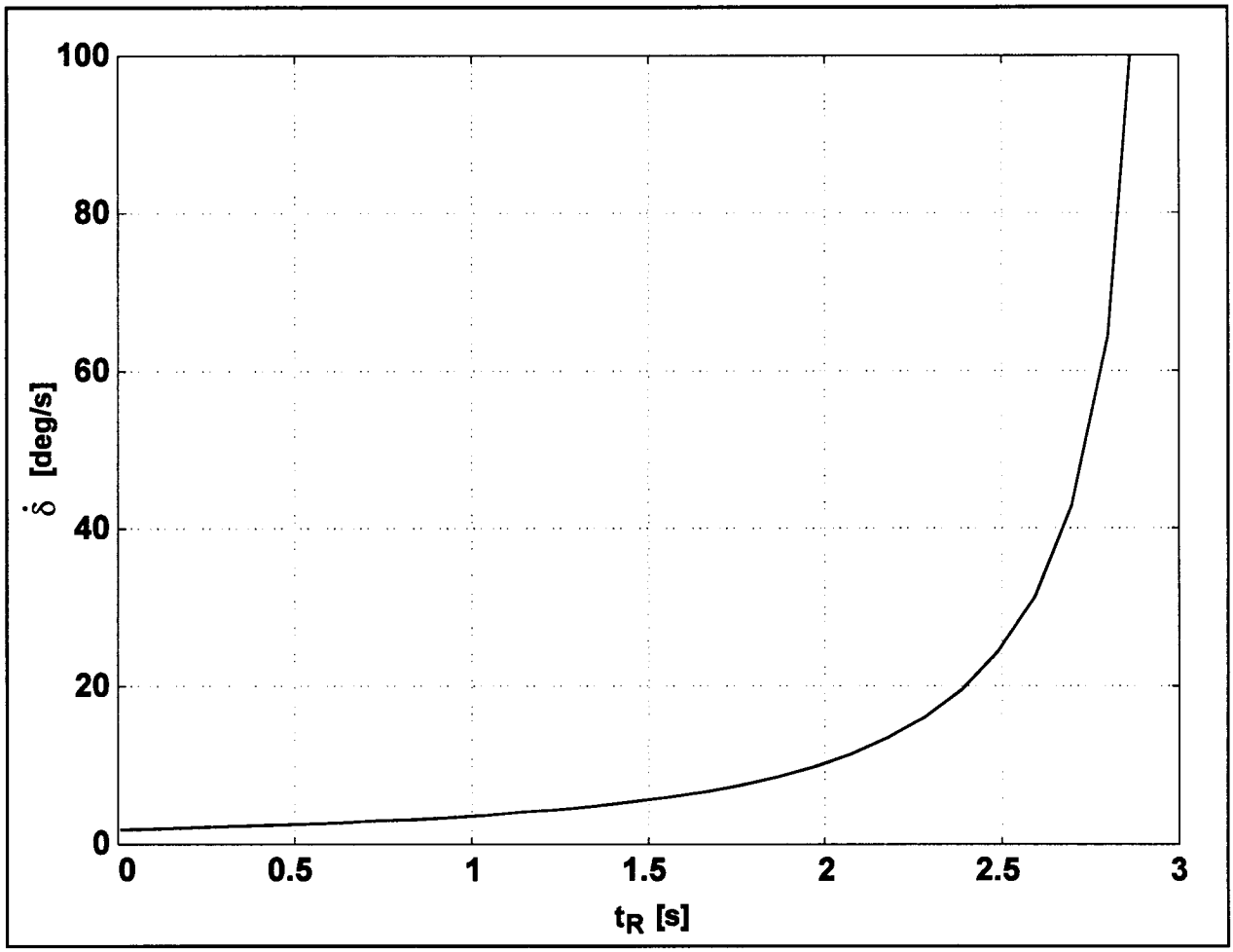


Bild 4.11: Erforderliche Seitenruderstellgeschwindigkeit als Funktion der Reaktionszeit des Piloten t_R (Zeit vom Eintritt des Triebwerkausfalls bis zur Betätigung des Seitenruders). Beispiel: Airbus A300

Bild 4.11 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°/s erlaubt eine Reaktionszeit des Piloten von etwa 2,8 s.

§ 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_l genannte Größe von der Flugzeugdynamik unabhängig ist und bei beliebig schnellen Höhenruderaktuatoren den Wert Null annimmt. Die Berechnung von t_1 wird in **Bild 4.12** 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.

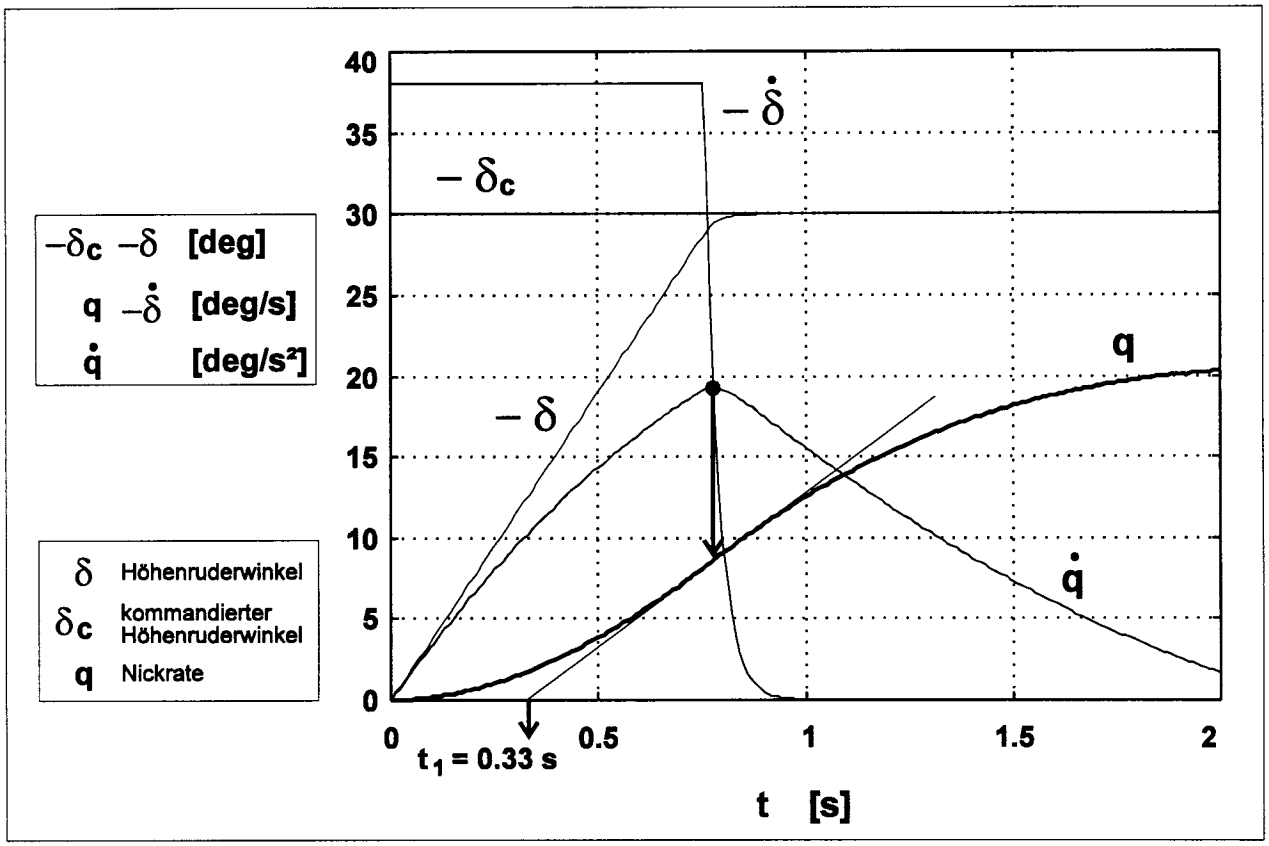


Bild 4.12: Berechnung der effektiven Totzeit t_1 nach [MIL-STD-1797] § 4.2.1.2 C am Beispiel des Airbus A300 im Landeanflug

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[5] 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.

Berechnung erforderlicher Steuerflächenstellgeschwindigkeiten zur Vermeidung von Pilot-in-the-Loop Oscillations (PIO)

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

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.

---

5 Die Hintergrundinformation (background information) zur [MIL-STD-1797] ist im Dokument selbst jeweils hinter den einzelnen Vorschriften angeordnet.

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 Rahmen 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, soll zunächst der Aktuator analysiert werden. Die Analyse erfolgt in der Tiefe, wie es für die hier in Abschnitt 4.2 folgenden Rechnungen erforderlich ist.

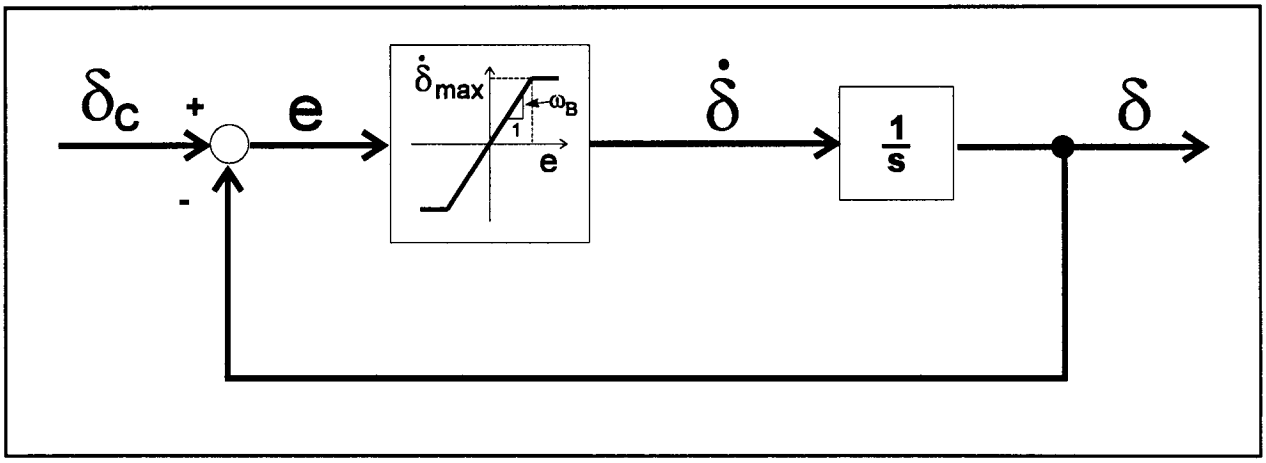


Bild 4.13: Das dargestellte einfache Aktuatormodell dient zur Festlegung der für die Flugzeugdynamik wesentlichen Aktuatorparameter. Dies sind die maximale Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}_{max}$ und die Bandbreite ω_B .

Bild 4.13 zeigt das **einfache Aktuatormodell**, 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 Aktuatormodell basiert auf der Annahme einer proportionalen Rückführung im Aktuatorregelkreis.

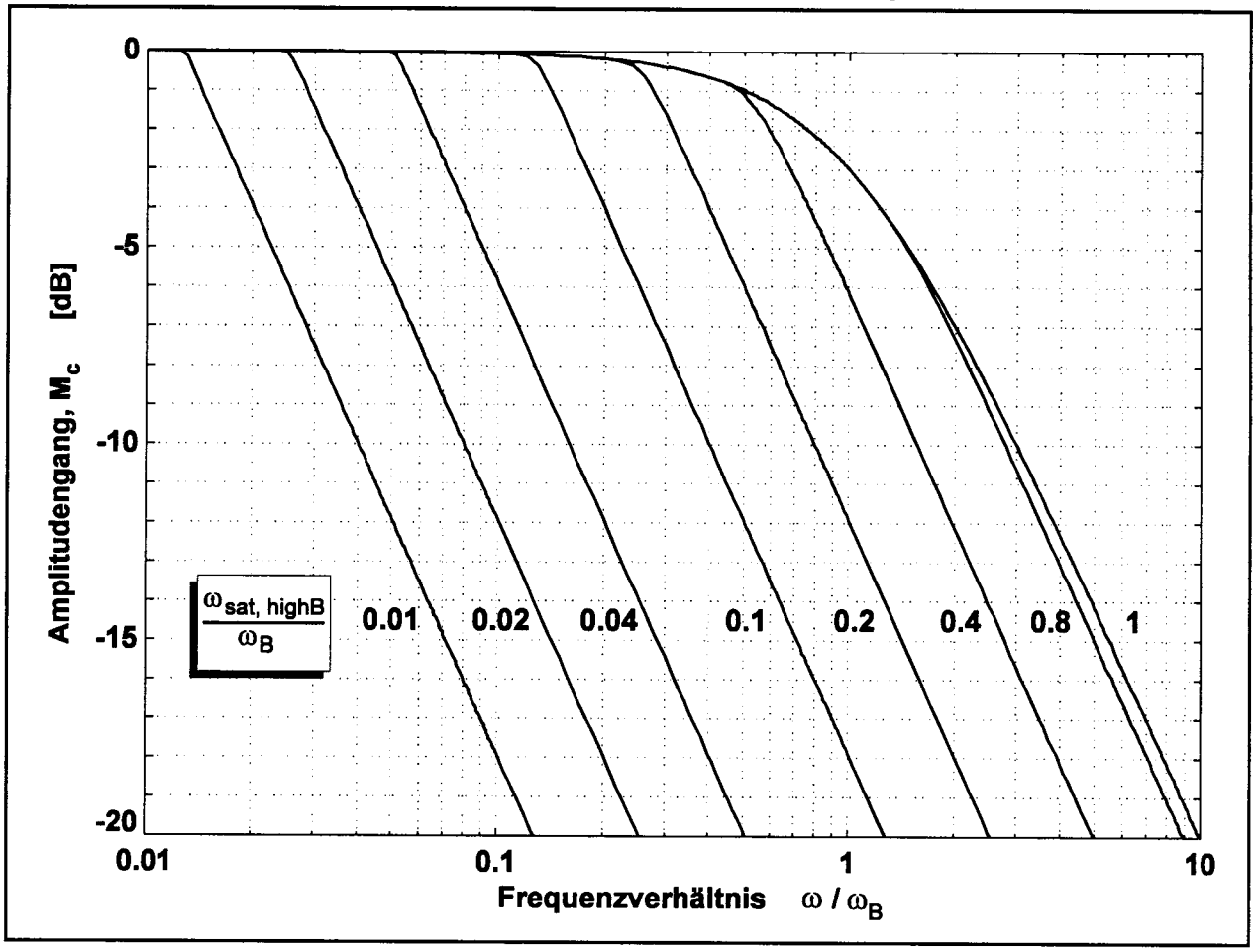


Bild 4.14: Amplitudengang (geschlossener Kreis) berechnet für das einfache Aktuatormodell nach Bild 4.13 als Funktion vom Frequenzverhältnisses ω / ω_B. Parameter: $\omega_{sat,high\,B} / \omega_B$, der Kehrwert des Sättigungsgrades

Mit Hilfe der *Harmonischen Balance* [UNBEHAUEN 93] wird für das einfache Aktuatormodell nach Bild 4.13 der **Amplituden- und Phasengang** berechnet. An dieser Stelle soll auf die Herleitung verzichtet werden. Eine Herleitung ist jedoch in Abschnitt 5.3 für das detaillierte Aktuatormodell (unter Berücksichtigung der konstruktiven Parameter des Aktuators) gegeben. Der Frequenzgang des hier betrachteten einfachen Aktuatormodells ergibt sich aus Abschnitt 5.3 mit $\omega_0 \to \infty$, $\vartheta = 0$, $\mu = 0$, $\epsilon = 0$ und $T = 0$. Die Bandbreite ω_B folgt aus der Näherungsübertragungsfunktion des Aktuators (einfaches Aktuatormodell nach Bild 4.13, jedoch ohne Stellratenbegrenzung) bzw. nach Gleichung (5.64): $\omega_B = k \cdot k_1 \cdot k_2$. Die Beschreibungs-

funktion wird analog zu Gleichung (5.41) hier als $N = N(\bar{e}, \dot{\delta}_{max} / \omega_B)$ geschrieben. [KLYDE 95] zeigt, daß bei sinusförmiger Anregung $\delta_c(t)$ auch das Fehlersignal $e(t)$ noch näherungsweise sinusförmig ist und die Harmonische Balance somit angewandt werden kann. Der Amplitudengang $M_c = |\delta(j\omega) / \delta_c(j\omega)|$ des einfachen Aktuatormodells ist in **Bild 4.14** gegeben, der Phasengang $\Phi_c = \angle \delta(j\omega) / \delta_c(j\omega)$ in **Bild 4.15.**

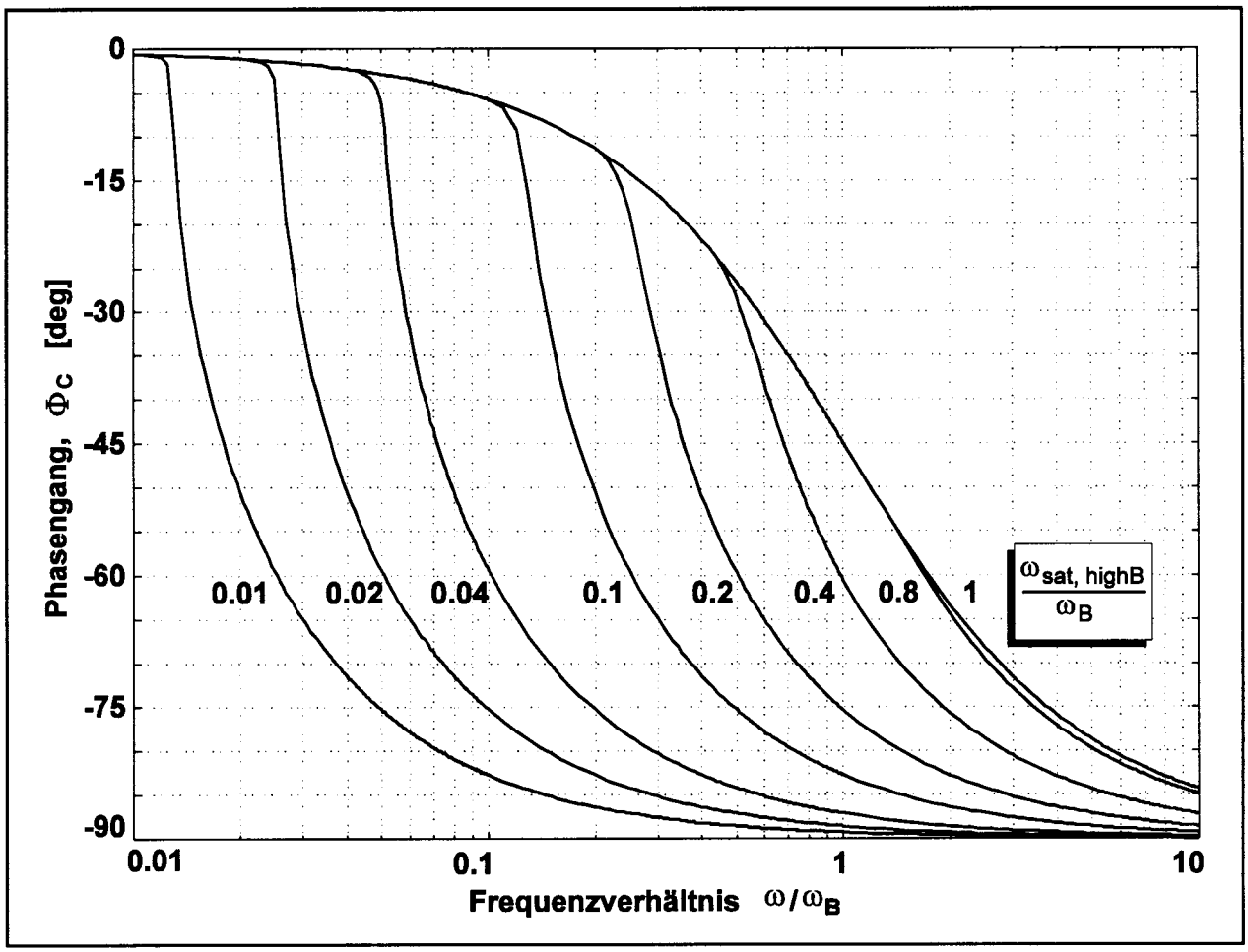


Bild 4.15: Phasengang (geschlossener Kreis) berechnet für das einfache Aktuatormodell nach Bild 4.13 als Funktion vom Frequenzverhältnis ω / ω_B. Parameter: $\omega_{sat,\,high\,B} / \omega_B$, der Kehrwert des Sättigungsgrades

Das Amplitudenverhältnis und die Phasenverschiebung sind in Bild 4.14 und 4.15 jeweils 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 Aktua-

tor mit **hoher Bandbreite** $\omega_B \rightarrow \infty$ in die **Sättigung** geht. $\omega_{sat,highB}$ wird berechnet nach Gleichung (4.28).

Die Stellratenbegrenzung des Aktuators wird aktiv, wenn die Frequenz der Anregung ω größer wird als die **Sättigungsfrequenz** ω_{sat}. Dies ist nach Bild 4.13 der Fall bei

$$\bar{e} = \dot{\delta}_{max} / \omega_B \quad . \tag{4.26}$$

Wird $\bar{e}$ in Gleichung (4.26) ersetzt durch $\bar{\delta}_c \cdot M_e \; (\omega = \omega_{sat})$ mit M_e nach Gleichung (5.62) unter Beachtung der oben genannten Vereinfachungen, so kann nach der Sättigungsfrequenz ω_{sat} aufgelöst werden:

$$\omega_{sat} = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{\bar{\delta}_c}{\dot{\delta}_{max}}\right)^2 - \frac{1}{\omega_B{}^2}}} \quad . \tag{4.27}$$

Setzt man in Gleichung (4.27) $\omega_B \rightarrow \infty$, so erhält man die Sättigungsfrequenz für Aktuatoren mit hoher Bandbreite

$$\omega_{sat,highB} = \omega_{sat}(\omega_B \rightarrow \infty) = \frac{\dot{\delta}_{max}}{\bar{\delta}_c} \quad . \tag{4.28}$$

$1 / (\omega_{sat,highB} / \omega_B)$ gibt den Grad der Sättigung an. 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. Die Näherung $\omega_{sat} = \omega_{sat,highB}$ verursacht für hohe Sättigungen nur geringe Fehler. Für $\omega_{sat,highB} / \omega_B \leq 0{,}4$ z.B. liegt der Fehler unter 4%. Gleichung (4.27) normiert mit der Bandbreite ω_B lautet

$$\frac{\omega_{sat}}{\omega_B} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\left(\frac{\omega_{sat,highB}}{\omega_B}\right)^2} - 1}} \tag{4.29}$$

und ist dargestellt in **Bild 4.16.**

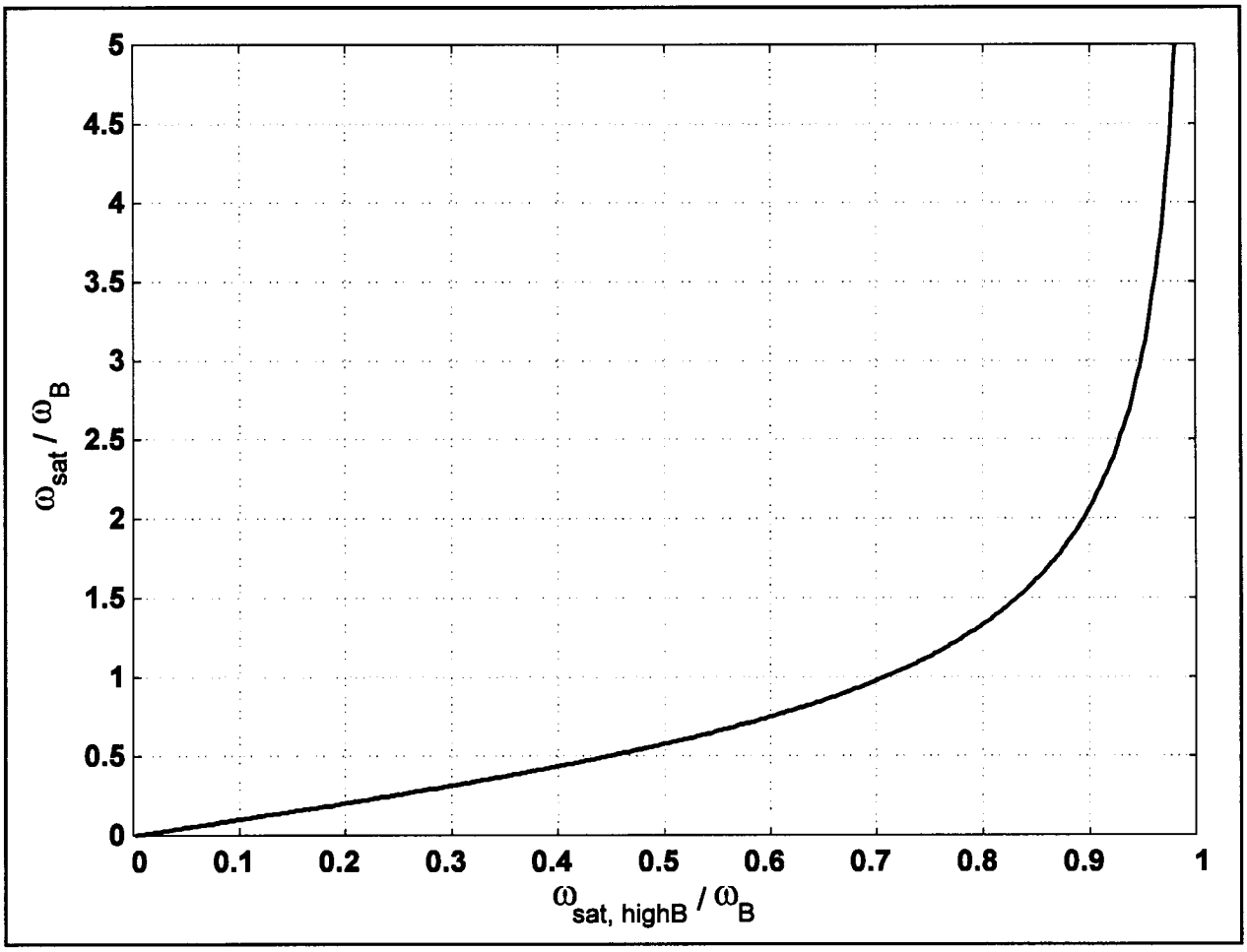


Bild 4.16: Sättigungsfrequenz ω_{sat} (normiert mit der Bandbreite ω_B) als Funktion vom Kehrwert des Sättigungsgrades: $\omega_{sat,\,high\,B} / \omega_B$

Der Frequenzgang des einfachen Aktuatormodells nach Bild 4.13 (gegeben in Bild 4.14 und 4.15) kann nur iterativ berechnet werden, wie in Abschnitt 5.3 gezeigt wird. Geschlossen lösbare Gleichungen können für den Frequenzgang nur für die **Näherung** $\omega_B \to \infty$ bzw. $\omega_{sat,\,highB} / \omega_B < 0{,}2$ angegeben werden. Die Näherung macht aus dem Begrenzungsglied in Bild 4.13 ein Zweipunktglied. Der Steuerflächenausschlag $\delta(t)$ **beschreibt** in diesem **hoch gesättigten Zustand** des Aktuators eine Dreiecksfunktion. Es gilt

$$k^* = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{\omega_{sat,\,highB}}{\omega} \tag{4.30}$$

$$M_c = \left| \frac{\delta\ (j\omega)}{\delta_c\ (j\omega)} \right| = k^* \qquad \textbf{(4.31)}$$

$$\Phi_c = \angle\ \frac{\delta\ (j\omega)}{\delta_c\ (j\omega)} = -\arccos\ (k^*) \qquad \textbf{(4.32)}$$

für $0 \le k^* \le 1$. Die Gleichungen (4.30) bis (4.32) wurden in [HANKE 93][6] und [KLYDE 95] hergeleitet.

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

Kriterium 1: Da bekannt ist, daß eine Stellratenbegrenzung zusammen mit der daraus folgenden Phasenverschiebung zu PIO führen kann, sollten die maximal zulässigen **Phasenverschiebungen nach** § 4.1.12.5 "Dynamic characteristics" der **[MIL-STD-1797]** (siehe Tabelle 4.6) 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 ω = 2,0 rad/s berechnet werden.

1.) Auswertung mit Bild 4.15: Unter der *Annahme* einer Bandbreite der Aktuatoren von ω_B = 30 rad/s ist ω / ω_B = 0,0667. Nach Bild 4.15 ist bei einer Phasenverschiebung von 15° (gefordert etwa für Level 1 und Anflug) $\omega_{sat,highB} / \omega_B$ = 0,051; bei einer Phasenverschiebung von 30° (gefordert etwa für Level 1 und Reiseflug) ist $\omega_{sat,highB} / \omega_B$ = 0,046. Es ergibt sich also:

für 15° : $\dot{\delta}_{max} / \bar{\delta}_c$ = 1,53 1/s ,

für 30° : $\dot{\delta}_{max} / \bar{\delta}_c$ = 1,38 1/s .

---

6 [Hanke 93] behandelt nur den Zustand des hoch gesättigten Aktuators. $\omega_{sat,highB}$ entspricht ω_{onset} bei Hanke.

2.) Auswertung mit Gleichung (4.33) aus (4.32), (4.30) und (4.28):

$$\frac{\dot{\delta}_{max}}{\bar{\delta}_c} = \frac{2}{\pi} \cdot \omega \cdot \cos(\Phi_c) \quad . \tag{4.33}$$

Damit gilt allgemein für den Fall $\omega = 2{,}0$ rad/s :

für 15° : $\dot{\delta}_{max} / \bar{\delta}_c = 1{,}23$ 1/s ,
für 30° : $\dot{\delta}_{max} / \bar{\delta}_c = 1{,}10$ 1/s .

Die Näherung durch den hoch gesättigten Zustand liefert *keine* konservative Abschätzung und ist daher nur mit Vorsicht anzuwenden. Ein Vergleich mit den Angaben aus Abschnitt 2 zeigt: Die Anwendung des § 4.1.12.5 "Dynamic characteristics" liefert höhere Stellgeschwindigkeiten als die Faustformel (Gleichung (2.9)) für die gilt: $\dot{\delta}_{max} / \bar{\delta}_c = 1{,}0$ 1/s . Der Airbus A300 weist nach Tabelle 2.2 Werte für $\dot{\delta}_{max} / \bar{\delta}_c$ zwischen 1,1 und 2,0 auf. Im Mittel entsprechen die A300 Stellgeschwindigkeiten der Forderung für eine Phasenverschiedung 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 .

Kriterium 2: Für eine wirkliche **PIO-Bewertung** muß das System Pilot-Flugzeug betrachten werden. **Für stellratenbegrenzte Flugsteuerungssysteme** wurde dies erstmals **durch ein von [DUDA 95] vorgeschlagenes Kriterium** möglich. **Bild 4.17** zeigt das Blockdiagramm, das der PIO-Analyse in **der Nickachse** zugrunde gelegt wird. Das Blockdiagramm enthält nur das lineare (nicht stellratenbegrenzte) System, weil sich die Untersuchung nur auf das Verhalten von Pilot und Flugzeug bis zum Eintritt der Sättigung der Stellratenbegrenzung bezieht. Untersucht wird die Nicklageregelung (Trackingaufgabe), durch die auf eine erforderliche **Stellgeschwindigkeit der Höhenruder** geschlossen werden kann.

Eine Stellratenbegrenzung kann zu PIO führen, weil bei Erreichen der Sättigungsfrequenz ω_{sat} die Phase Φ_c (Bild 4.15) des positionsgeregelten Aktuators eine erhebliche Änderung $\partial\Phi_c / \partial\omega$ mit der Frequenz ω aufweist. Beim Amplitudenverhältnis (Bild 4.14) ist eine entsprechende Änderung $\partial M_c / \partial\omega$ nicht ganz so ausgeprägt. Die Änderungen in Amplitude und Phase führen bei Frequenzen, die größer als die Sättigungsfrequenz ω_{sat} sind, im Nichols-Diagramm zu einer Ver-

schiebung des Frequenzgangs nach "links-unten". Um dennoch einen genügenden Abstand vom kritischen Punkt (-180°; 0dB) beizubehalten, schlägt [DUDA 95] eine **PIO-Grenze** (siehe Bild 4.18) **im Nichols-Diagramm** vor, 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.

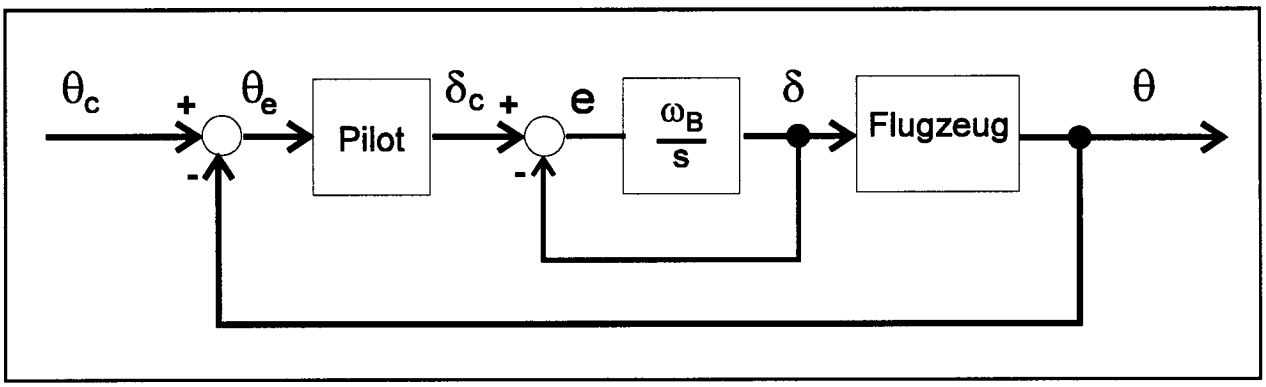


Bild 4.17: Modellierung der Nicklageregelung durch den Piloten für $\omega \leq \omega_{sat}$

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

$$F_P = k_P \cdot e^{-\tau s} \cdot \frac{T_L s + 1}{T_I s + 1} \quad . \tag{4.34}$$

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 (4.34), durchgeführt. Nach § 4.2.1.2 E ist:

- τ = 0,25 s fest vorgegeben.

Weiterhin wird gefordert:

- Während der Landung darf bei einer Phasenverschiebung von 90° im offenen Kreis, verursacht durch das System 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 4.18 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 $\theta(s) / \delta_e(s)$ nach [McRuer 73] wurden Daten aus [Brockhaus 94] entnommen. Die Anpassung des Pilotenmodells - Gleichung (4.34) - nach Neal-Smith ergab mit τ = 0,25 s : T_L = 1,35 s und T_I = 0 s und führte auf Bild 4.18. Aus Bild 4.18 kann die minimal zulässige Sättigungsfrequenz ω_{sat} = 0,36 1/s abgelesen werden. Gleichung (4.27) wird umgestellt zu

$$\frac{\dot{\delta}_{max}}{\delta_c} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\omega_{sat}^2} + \frac{1}{\omega_B^2}}} = \omega_{sat,high} \approx \omega_{sat} \qquad \textbf{(4.35)}$$

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

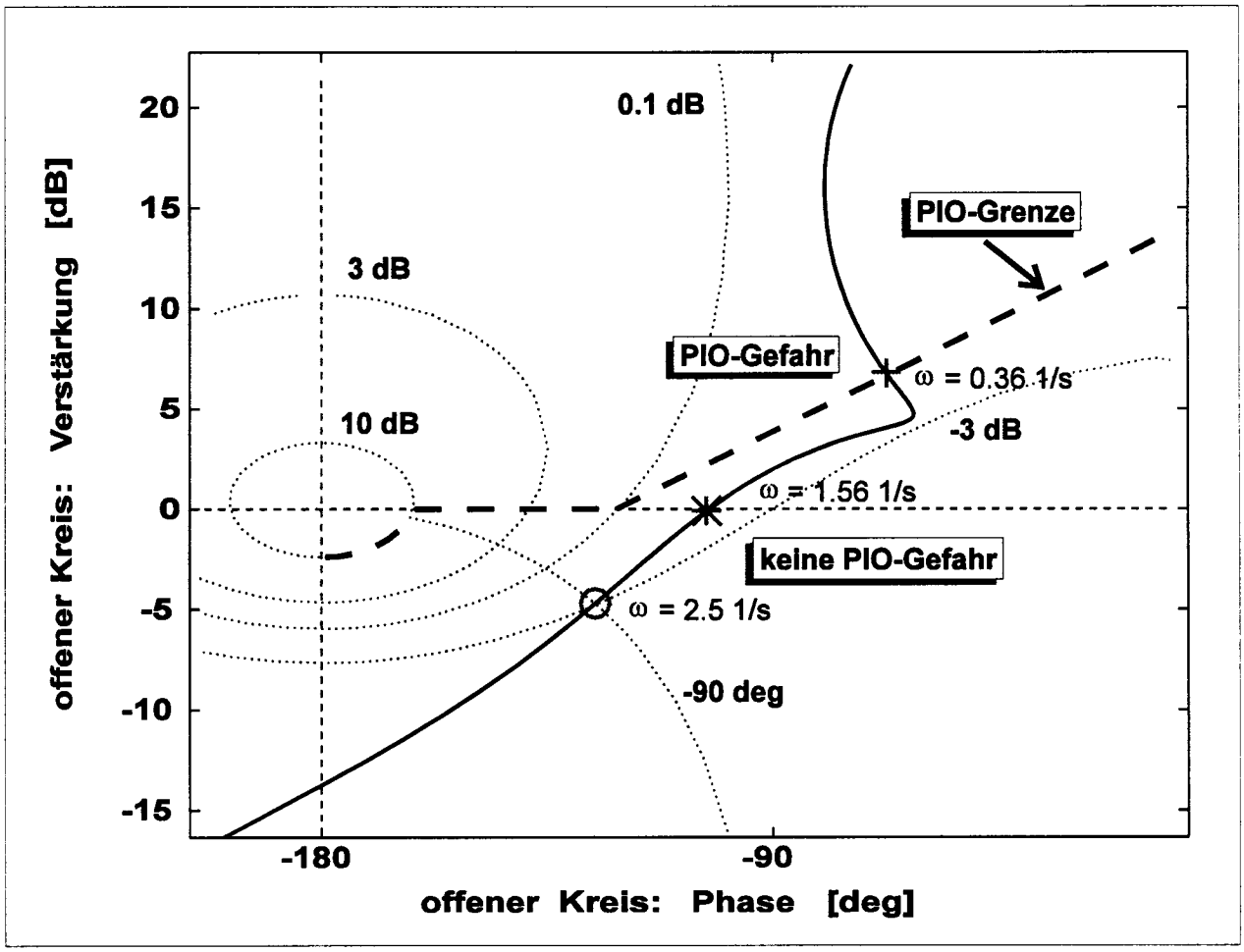


Bild 4.18: Anwendung des PIO-Kriteriums für stellratenbegrenzte Flugsteuerungssysteme nach [DUDA 95] auf die Nicklageregelung des Airbus A300

Prinzipiell könnte die in Bild 4.18 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. Zum weiteren Vorgehen müßte ein Kriterium zum Einstellen der Übertragungsfunktion des Piloten ausgewählt werden. Zudem muß das Flugzeug durch Übertragungsfunktionen der Roll- bzw. Gierbewegung modelliert werden, um erforderliche Querruder- bzw. Seitenruderstellgeschwindigkeiten ableiten zu können.

Die Beispielrechnung zeigt das Vorgehen bei einem Flugzeug mit konventioneller Flugsteuerung. Bei Fly By Wire (FBW) - Flugzeugen muß der Block "Flugzeug" in Bild 4.17 die Kombination aus Regelgesetzen und originärer Flugzeugdynamik

umfassen. Durch das FBW-System wird das Problem in noch stärkerem Maße nichtlinear. Dies wurde erneut deutlich in einem Flugversuch im Fixed Base Simulator der Daimler-Benz Aerospace Airbus [SCHOLZ 96c]: So scheint es beispielsweise bei einer FBW-Flugsteuerung möglich zu sein, die maximale Stellgeschwindigkeit der Rollsteuerflächen PIO-frei zu reduzieren, wenn entsprechend die maximal mögliche Rollgeschwindigkeit begrenzt wird. Beim Airbus A320 z.B. ist die Rollgeschwindigkeit über die Flugsteuerungsrechner auf 15°/s begrenzt. Eine Begrenzung der Rollgeschwindigkeit geht dabei natürlich auf Kosten der Manövrierfähigkeit. Die maximal mögliche Rollgeschwindigkeit kann daher nicht beliebig weit reduziert werden.

Zusammenfassung

Vorgestellt wurden **sechs Einflußfaktoren auf maximal erforderliche Stellgeschwindigkeiten** von Steuerflächen. Durch die Wahl eines bestimmten Servoventils für den Aktuator (Abschnitt 5.2) wird konstruktiv die maximale Stellgeschwindigkeit festgelegt. Diese Stellgeschwindigkeit muß größer sein als jede Stellgeschwindigkeit, die sich aus den Forderungen der sechs vorgestellten Einflußfaktoren ergibt. 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 wie beschrieben 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.

Zu untersuchen ist nicht nur der Normalbetrieb, auch kritische **Ausfallzustände** müssen betrachtet werden. Da die geforderten Manövrierfähigkeiten jedoch in (seltenen) Fehlerfällen erheblich geringer sind als im Normalbetrieb, müssen Fehlerfälle die erforderliche Stellgeschwindigkeit nicht notwendigerweise dimensionieren.

5 Entwurf von Flugsteuerungssystemen

5.1 Anbindung der Aktuatoren an Energie- und Signalversorgung

Während des Flugzeugentwurfs wird die **Flugsteuerungs*konfiguration*** bereits weitgehend festgelegt. Die Flugsteuerungskonfiguration beinhaltet

- die Anordnung der Steuerflächen auf dem Flügel und den Leitwerken,
- das Flugsteuerungsprinzip (Fly-By-Wire oder konventionelle mechanische Übertragung der Steuersignale über Seile),
- die Anzahl der Aktuatoren pro Steuerfläche.

Die **Flugsteuerungs*architektur*** beschreibt darüber hinaus die Anbindung der Energie- und Signalquellen an die Aktuatoren.

Während der **Flugzeugzulassung** muß der Nachweis geführt werden, daß bei gewählter Flugsteuerungskonfiguration und -architektur die *Acceptable Means of Compliance and Interpretations* (Advisory Circular Joint; ACJ) Nummer 1 zu JAR25.1309 [JAR25] erfüllt werden. Das bedeutet, daß kein Fehler, abhängig von seiner Wahrscheinlichkeit, spezifizierte maximale Auswirkungen überschreiten darf. Vor der Nachweisführung zur Zulassung des Luftfahrzeugs muß jedoch erst einmal eine optimierte Flugsteuerungsarchitektur gefunden werden.

Die *Generierung* einer Flugsteuerungsarchitektur bleibt bei dem hier verfolgten Ansatz dem Ingenieur überlassen, es wird jedoch eine Rechnerunterstützung für die ***Bewertung* der generierten Architektur** angeboten. Dies soll hier am Beispiel von Fly-By-Wire Flugsteuerungen dargestellt werden, weil dieses allgemeine Vorgehen ebenfalls das Vorgehen bei mechanisch angesteuerten irreversiblen Flugsteuerungen beinhaltet.

Fly-By-Wire Flugsteuerungen besitzen nicht nur mehrere **Energiequellen**, sondern auch mehrere **Signalquellen**. In der Praxis können m unabhängige, meist zentrale Hydrauliksysteme (Energiequellen) und n Flugsteuerungsrechner (Signalquellen)

unterschieden werden. Ein Aktuator kann von a (mit $a \leq m$) Hydrauliksystemen versorgt werden und an b (mit $b \leq n$) Flugsteuerungsrechner angebunden sein.

Es wird jeweils die Menge der Steuerflächen betrachtet, die vorrangig ein Moment entweder um die Roll-Nick- oder Gierachse hervorrufen. Die Menge der betrachteten Steuerflächen wird von insgesamt k **Aktuatoren** (numeriert von $l = 1$ bis $l = k$) bewegt.

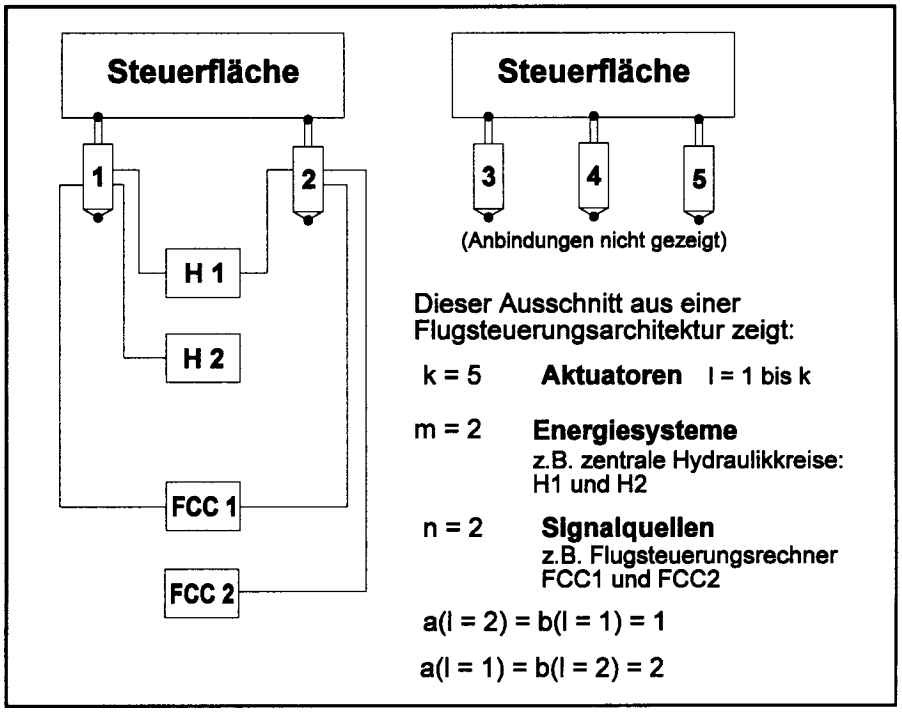


Bild 5.1: Parameter zur Beschreibung einer Flugsteuerungsarchitektur gezeigt an der Anbindung von Energie- und Signalquellen einer Steuerfläche

Die Flugsteuerungsarchitektur beschreibt dann eine *Verteilung der m Energiequellen* auf insgesamt

$$p = \sum_{l=1}^{k} a(l) \tag{5.1}$$

Anschlußmöglichkeiten an den Aktuatoren $l = 1$ bis k und eine *Verteilung der n Signalquellen* auf insgesamt

$$q = \sum_{l=1}^{k} b(l) \tag{5.2}$$

Anschlußmöglichkeiten an den Aktuatoren $l = 1$ bis k. Dies ergibt theoretisch

$$Z = p^{m} \cdot q^{n} \tag{5.3}$$

Möglichkeiten der Anbindung von Energie- und Signalquellen an die Flugsteuerungsaktuatoren. Die Gleichungen (5.1) bis (5.3) sollen mit Daten des Airbus A320

für die Rollachse verdeutlicht werden: Es ist $m = 3$, $n = 5$, $k = 12$, $a(l) = b(l) = 1$, $p = 12$, $q = 12$. Die Anzahl theoretischer Anschlußmöglichkeiten beträgt im vorliegenden Fall somit $Z = 429981696$. Eine große Anzahl dieser Flugsteuerungsarchitekturen kann sofort verworfen werden, weil sie keine sinnvolle praktische Lösung darstellen.

Praktikable Architekturen müssen **konstruktive Randbedingungen** erfüllen: Z.B. müssen die Rohrleitungen zur Versorgung der Aktuatoren mit hydraulischer Energie zwecks Gewichtsminimierung so kurz wie möglich sein. Es sollen weiterhin nicht alle Hydrauliksysteme in den kollisionsgefährdeten Flügelaußenbereich geführt werden. Praktikable Architekturen müssen grundsätzliche **flugmechanische Anforderungen** erfüllen: Z.B. muß eine genügende Wirksamkeit in der Nickachse auch in Ausfallzuständen vorhanden sein, um Momentenänderungen beim Ausfahren der Hochauftriebshilfen zu kompensieren. Für die verbleibenden praktikablen Architekturen wird ein Bewertungskriterium zur Auswahl der besten Architektur benötigt. Die **Manövrierfähigkeit** des Flugzeuges in Normal- und Ausfallzuständen soll hier als Bewertungsgröße X herangezogen werden:

- Die **Manövrierfähigkeit in der Rollachse** kann durch die stationäre Rollrate p_{ss} beschrieben werden. Die erreichbare stationäre Rollrate wird berechnet unter Berücksichtigung nur der *funktionsfähigen* Querruder ($i = 1$ bis r), der *funktionsfähigen* Spoiler ($j = 1$ bis s), der Rolldämpfung L_p, der Rollwirksamkeit der Querruder $L_{\delta, a, i}$ bzw. der Spoiler $L_{\delta, s, j}$ und der maximalen Steuerflächenausschläge von Querruder $\delta_{a, i, max}$ und Spoiler $\delta_{s, j, max}$

$$X = p_{ss} = -\frac{1}{L_p} \cdot \left(\sum_{i=1}^{r} L_{\delta, a, i} \cdot \delta_{a, i, max} + \sum_{j=1}^{s} L_{\delta, s, j} \cdot \delta_{s, j, max} \right) . \qquad \textbf{(5.4)}$$

  Die Rollachse ist von besonderem Interesse, weil hier eine große Anzahl von Anschlußmöglichkeiten vorliegt. Die Manövrierfähigkeit des Airbus A320 in der Rollachse wird daher unten als Berechnungsbeispiel gewählt.

- Für die **Manövrierfähigkeit in der Nickachse** liegt keine so anschauliche Größe vor wie für die Rollachse. Die Manövrierfähigkeit in der Nickachse soll daher einfach ausgedrückt werden durch das Verhältnis

$$X = k_M = \frac{\textit{maximal mögliches Nickmoment mit verfügbaren Steuerflächen}}{\textit{maximales Nickmoment}} . \qquad \textbf{(5.5)}$$

k_M wird berechnet aus den Wirksamkeiten der funktionsfähigen Höhenruder $M_{\delta, e}$ und der Wirksamkeit der Höhenflosse M_{ih} (soweit funktionsfähig) sowie den maximalen Ausschlägen der Steuerflächen $\delta_{e,\,max}$ und $\delta_{ih,\,max}$. Bei einer Bewertung darf die sehr unterschiedliche Stellgeschwindigkeit von Höhenruder und Höhenflosse nicht außer acht gelassen werden. [KÖPCKE 94] liefert ein Berechnungsbeispiel für das beschriebene Vorgehen.

- Die **Gierachse** (primäre Steuerfläche: Seitenruder) weist nur eine vergleichsweise geringe Anzahl von Anschlußmöglichkeiten auf. Die Belegung dieser Anschlußmöglichkeiten ergibt sich ohne vertiefte theoretische Überlegungen.

Der **Erwartungswert** $E(X)$ der Größe X, die für die Manövrierfähigkeit in der jeweiligen Achse definiert wird, liefert die Grundaussage zur Bewertung einer Flugsteuerungsarchitektur

$$E(X) = \sum_{i=1}^{A} X(\omega_i) \cdot P(\omega_i) \quad . \tag{5.6}$$

Die maximal erreichbare Manövrierfähigkeit ist nach den Gleichungen (5.4) und (5.5) von der Funktionsfähigkeit der einzelnen Steuerflächen abhängig und somit vom Systemzustand beschrieben durch das Ereignis ω_i und der Wahrscheinlichkeit $P(\omega_i)$.

Der **Systemzustand** ω_i kann dargestellt werden als eine Menge mit $m + n + k$ Elementen, die jeweils den Wert 0 (ausgefallen) oder 1 (funktionsfähig) annehmen. Jedes Element der Menge kennzeichnet dabei eindeutig den Zustand eines Energiesystems, einer Signalquelle oder den Grundzustand eines Aktuators. Der *Grundzustand eines Aktuators* beschreibt, ob der Aktuator aufgrund des Zusammenwirkens seiner Teile funktionsfähig ist oder nicht. Ein Aktuator ist insgesamt in funktionsfähigem Zustand, wenn der Grundzustand des Aktuators funktionsfähig ist, mindestens ein angeschlossenes Energiesystem funktionsfähig ist und mindestens eine angeschlossene Signalquelle den Aktuator mittels eines funktionsfähigen Energiesystems steuern kann. Darüber hinaus können die Steuerflächen schließlich jeweils den Status $S = 0$ (ausgefallen) oder $S = 1$ (funktionsfähig) annehmen. Eine Steuerfläche ist dann funktionsfähig, wenn mindestens ein Aktuator funktionsfähig ist. Die Berechnung des Status jeder Steuerfläche aus einem gegebenem Systemzustand ω_i basiert auf der Architektur des Flugsteuerungssystems. Die Berechnung kann für

beliebige Flugsteuerungsarchitekturen durchgeführt werden und folgt dabei der angegebenen Logik. Die Berechnung des Status jeder Steuerfläche ist Bestandteil des CAE-Moduls zur Bewertung von Flugsteuerungsarchitekturen.

$P(\omega_i)$ ist die **Wahrscheinlichkeit** für das Eintreffen **des Systemzustands** (des Ereignisses) ω_i. Bei der Berechnung von $P(\omega_i)$ wird vorausgesetzt, daß Ausfälle von Energiequellen, Signalquellen und Aktuatoren als stochastisch unabhängig angenommen werden können

$$P(\omega_i) = \prod_{u=1}^{m} \left| S_e - F_e(t) \right| \cdot \prod_{v=1}^{n} \left| S_s - F_s(t) \right| \cdot \prod_{w=1}^{k} \left| S_a - F_a(t) \right| \quad . \qquad \textbf{(5.7)}$$

$P(\omega_i)$ hängt ab vom Status der Energiequellen S_e, der Signalquelle S_s und der Aktuatoren S_a sowie von der Ausfallwahrscheinlichkeit der Energiequellen $F_e(t)$, der Signalquellen $F_s(t)$ und der Aktuatoren $F_a(t)$. Die Anzahl A der möglichen Systemzustände ω_i (d.h. die Mächtigkeit des Ereignisraumes) ist

$$A = 2^{(k + m + n)} \quad . \qquad \textbf{(5.8)}$$

Für die Rollbewegung des Airbus A320 gibt es bei Betrachtung von Energiequellen, Signalquellen und Aktuatoren $A = 1048576$ mögliche Systemzustände. Die Ausfallwahrscheinlichkeiten

$$F(t) = 1 - e^{-\lambda \cdot t} \qquad \textbf{(5.9)}$$

hängen ab von den Fehlerraten λ nach **Tabelle 5.1** und der Zeit t. Im zivilen Flugzeugbau wird die Ausfallwahrscheinlichkeit $F(t)$ standardmäßig auf eine Flugstunde bezogen ($t = 1$ FH).

Bei hochzuverlässigen Systemen wie dem Flugsteuerungssystem ist der Erwartungswert der Manövrierfähigkeit $E(X)$ nur geringfügig kleiner als der Maximalwert der Manövrierfähigkeit x_{max}. Die Abweichung kann dann durch den **relativen mittleren Verlust der Manövrierfähigkeit** V ausgedrückt werden

$$V = \frac{x_{max} - E(X)}{x_{max}} \quad . \qquad \textbf{(5.10)}$$

Eine Optimierung von Flugsteuerungsarchitekturen für eine gegebene Flugsteuerungskonfiguration wird eine Minimierung des relativen mittleren Verlustes der Manövrierfähigkeit V anstreben.

Tabelle 5.1: Fehlerraten λ angewandt in der frühen Projektphase

System / Komponente	Fehlerrate λ [1/FH]
Hydrauliksystem	10^{-4}
Flugsteuerungsrechner	10^{-4}
Aktuator mit elektrisch angesteuertem Servoventil	10^{-5}
Aktuator mit mechanisch angesteuertem Servoventil	10^{-6}

Eine erste Aussage über die Zulaßbarkeit der vorgeschlagenen Flugsteuerungsarchitektur liefert die Wahrscheinlichkeitsfunktion der Manövrierfähigkeit $P(X \leq x)$. Die Wahrscheinlichkeitsfunktion oder **kumulierte Wahrscheinlichkeitsverteilung** gibt an, mit welcher Wahrscheinlichkeit die Manövrierfähigkeit X kleiner ist als ein Wert x. Wenn der Fehlereffekt des Ereignisses $X \leq x$ gemäß ACJ Nr. 1 zu § 25.1309 bewertet wurde, ist ein Vergleich der zugeordneten Wahrscheinlichkeit $P(X \leq x)$ mit den Forderungen der ACJ möglich.

Beispielrechnung

Die Beispielrechnung wurde mit dem CAE-Modul zur Bewertung von Flugsteuerungsarchitekturen durchgeführt. Die Rollrate der A320 wird durch die Flugsteuerungscomputer auf 15°/s begrenzt. Ohne diese Begrenzung erhält man nach Gleichung (5.4) für eine Rolldämpfung L_p und Steuerflächenwirksamkeiten L_δ berechnet nach *Datcom* [HOAK 78] und verglichen mit [AEROSPATIALE 85] (siehe [KÖPCKE 94]) im Landeanflug bei einer Anfluggeschwindigkeit von 133 kt, maximalem Ausschlag der Querruder von 25° und maximalem Ausschlag der Rollspoiler von 35° eine Rollrate von etwa 22°/s . Die Berechnung des relativen mittleren Verlustes der Manövrierfähigkeit V nach Gleichung (5.10) unter Berücksichtigung des Status von Aktuatoren, Energie- und Signalquellen ergibt

- $V = 1{,}2 \cdot 10^{-4}$ ohne Rollratenbegrenzung durch die Flugsteuerungsrechner,
- $V = 3{,}9 \cdot 10^{-8}$ mit Rollratenbegrenzung auf 15°/s .

Die kumulierte Wahrscheinlichkeitsverteilung der Rollrate ohne Rollratenbegrenzung unter Bedingungen wie oben ist in **Bild 5.2** gegeben.

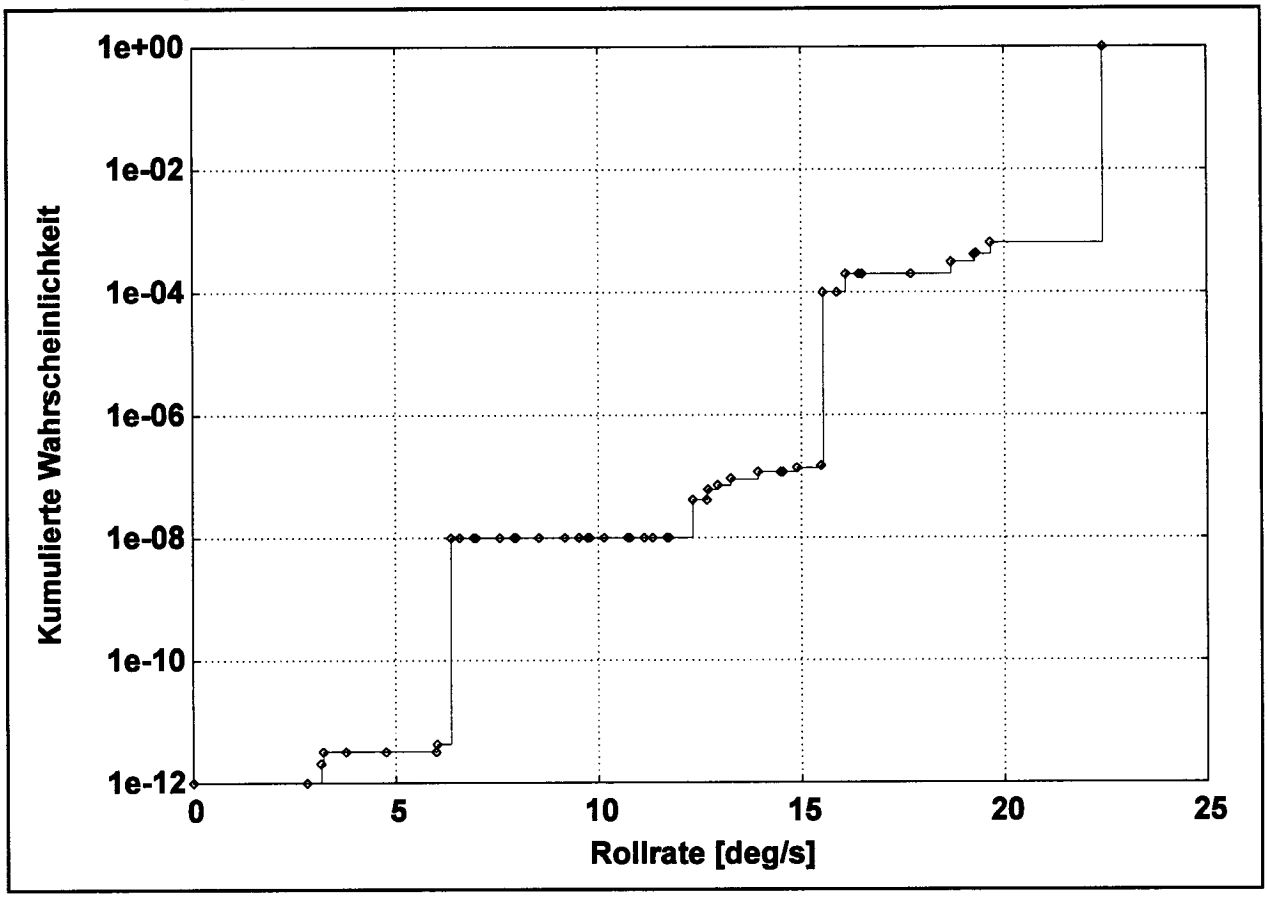


Bild 5.2: Kumulierte Wahrscheinlichkeitsverteilung der stationären Rollrate

5.2 Integration der Flugsteuerungsaktuatoren

Dieser Abschnitt beschäftigt sich mit der Integration von hydraulischen Aktuatoren der primären Flugsteuerung in Flügeln und Leitwerken. Bei den Einbauuntersuchungen wird von hydraulischen Linearantrieben ausgegangen, wie sie heute in der Regel bei großen Passagierflugzeugen für Querruder, Höhenruder und Seitenruder zur Anwendung kommen.

Die Integration der Aktuatoren der primären Flugsteuerung umfaßt den *Einbau des Aktuators* in den *verfügbaren Einbauraum.* Dabei muß das geforderte maximale Scharniermoment durch den Aktuator aufgebracht werden können. Die *Ventilgröße*

des hydraulischen Aktuators muß so gewählt werden, daß die kritische Kombination aus geforderter Last und Stellgeschwindigkeiten der Steuerfläche ermöglicht wird.

Berechnung des verfügbaren Einbauraums

Die Flugsteuerungsaktuatoren müssen im verfügbaren Einbauraum untergebracht werden. Nur unter schwierigsten Einbauverhältnissen kann toleriert werden, daß Aufgrund von Einbauteilen eine lokale Abänderung der geplanten Außenkontur von Flügel oder Leitwerken erforderlich wird. In wohl keinem Fall werden die Einbauverhältnisse eine Änderung des geplanten Flügel- oder Leitwerkentwurfs bewirken. Der verfügbare Einbauraum der Aktuatoren kann somit direkt aus den Ergebnissen des Flugzeugentwurfs berechnet werden.

Die Aktuatoren werden in einer Ebene - der Aktuatorschnittebene - eingebaut, die senkrecht auf der Scharnierlinie der zu bewegenden Fläche steht. Eine Beschränkung des Einbauraums der Aktuatoren in Spannweitenrichtung liegt in der Regel nicht vor. Die Bestimmung des Einbauraums vereinfacht sich somit formal auf die Bestimmung der Einbaufläche in der Aktuatorschnittebene.

Die Länge dieser Einbaufläche wird vorn begrenzt durch den Hintersteg des Flügelkastens. Es muß weiterhin der Platzbedarf von Kabeln, Hydraulikrohren und gegebenenfalls einem Wellentransmissionssystem berücksichtigt werden. Hinten muß sich der Einbau des Aktuators an der Lage der Scharnierlinie orientieren (**Bild 5.3**). Die Länge dieser Einbaufläche, l , kann aus der Geometrie des Flügels bestimmt werden. Zunächst wird ein Trapezflügel angenommen. Der Trapezflügel wird für diese Betrachtung charakterisiert durch die 25%-Linie, die Gerade der Hinterkante des Flügelkastens (**R**ear **S**par) und die Gerade der Scharnierlinie (**H**inge **L**ine). Die Aktuator-Schnittebene stellt in der Draufsicht (Bild 5.3) eine weitere Gerade dar. Für die folgende Berechnung wird ein u-v-Koordinatensystem gewählt. Die Geraden werden in diesem Koordinatensystem in der Form

$$v = a \cdot u + b \qquad \textbf{(5.11)}$$

dargestellt. Dazu werden die bezogenen Größen η = y/s und ξ = x/c eingeführt.

Tabelle 5.2 Geradengleichungen $v = a \cdot u + b$ für die Berechnung des verfügbaren Aktuatoreinbauraums (vergleiche Bild 5.3)

	$\mathbf{a}_{()}$	$\mathbf{b}_{()}$
Ruderachse Index: ***HL***	$\dfrac{(\xi_{HL} - 0.25)(c_o - c_i) + s \cdot \varphi_{c/4}}{s}$	$c_i \cdot \xi_{HL}$
Hintersteg Index: ***RS***	$\dfrac{(\xi_{RS} - 0.25)(c_o - c_i) + s \cdot \varphi_{c/4}}{s}$	$c_i \cdot \xi_{RS}$
Aktuator-Schnitt Index: $\perp$	$-\dfrac{1}{a_{HL}}$	$c_i \cdot \xi_{HL} + \dfrac{a_{HL}^2 + 1}{a_{HL}} \cdot y_a$

Die verfügbare Länge des Einbauraums des Aktuators, l, ergibt sich nach Bild 5.3 aus der Entfernung der Schnittpunkte Ruderachse-Aktuatorschnitt und Hintersteg-Aktuatorschnitt:

$$l = \sqrt{\left(a_{HL} \cdot y_a + b_{HL} - \frac{b_\perp \cdot a_{RS} - b_{RS} \cdot a_\perp}{a_{RS} - a_\perp} \right)^2 + \left(y_a - \frac{b_{RS} - b_\perp}{a_{RS} - a_\perp} \right)^2} \quad . \qquad \textbf{(5.12)}$$

Oben und unten wird die Aktuatoreinbaufläche begrenzt durch das Profil abzüglich der Dicke der Struktur und einem Mindestabstand der Einbauteile von der Struktur. Wenn das Profil in der frühen Projektphase noch nicht festgelegt ist, kann eine Näherung weiterführen: [HELLER 94] untersucht die Form von Profilen zwischen Hintersteg und Scharnierlinie für Flügel und Leitwerke von Transportflugzeugen. Danach unterscheiden sich die Profile im interessierenden Bereich bei normierter (also einheitlicher) Profildicke wenig. Die Profillinie der untersuchten Profile wurde am Hintersteg durch eine Tangente an das Profil ersetzt. Die Hintersteglage wurde als Mittelwert der Hintersteglagen von ausgeführten großen Passagierflugzeugen berechnet. Analog war die Vorgehensweise für die Näherung zur Profilform im Bereich der Scharnierlinie.

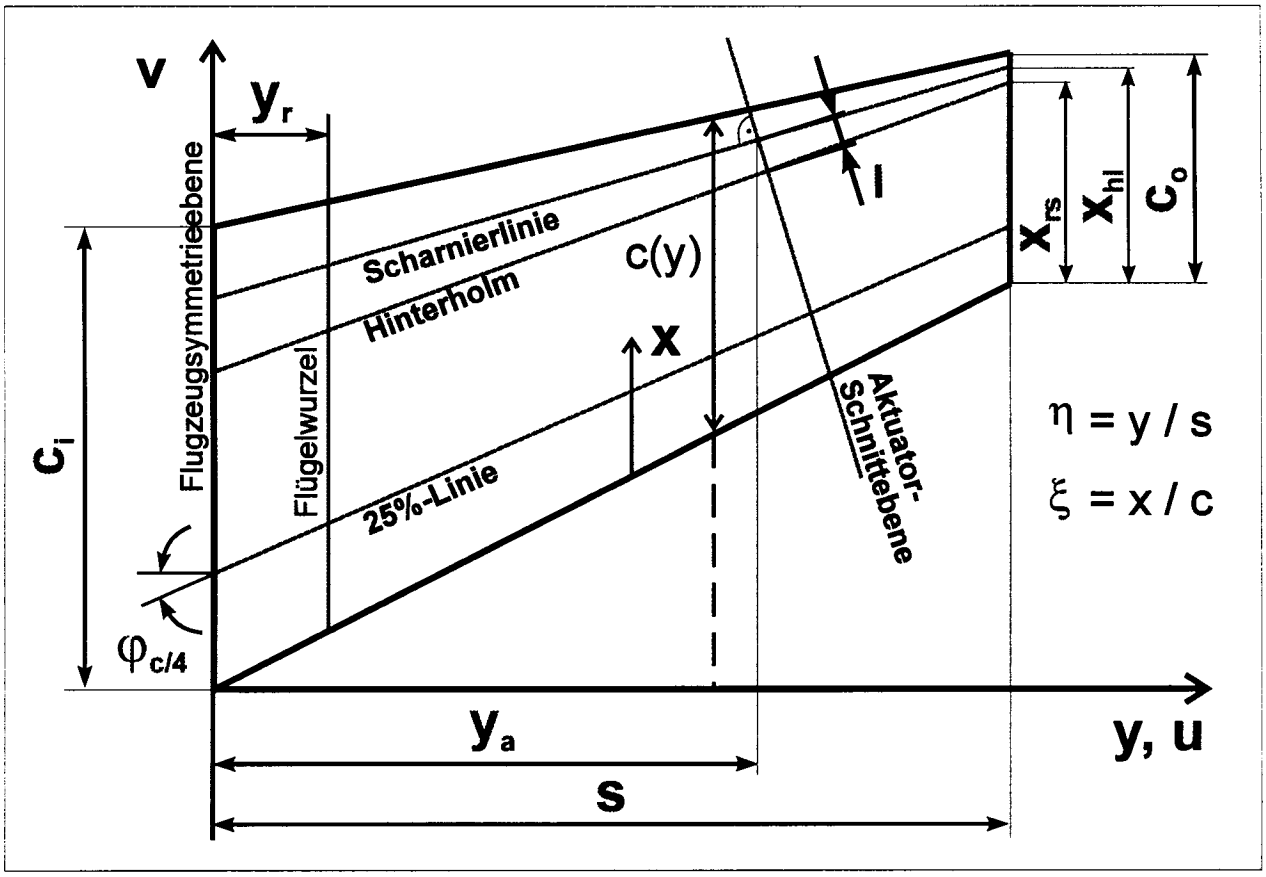


Bild 5.3: Geometrie zur Berechnung der verfügbaren Länge des Einbauraums für einen Flugsteuerungsaktuator einer Steuerfläche an einem Trapezflügel

Die statistische Untersuchung lieferte relative Profildicken oberhalb (**u**pper) und unterhalb (**l**ower) von der Profilsehne als Funktion der relativen Lage des Hinterstegs ξ_{RS} bzw. der relativen Lage der Scharnierlinie ξ_{HL} :

Seitenleitwerk:

$$\begin{aligned} \delta_{RS,u} &= \delta_{RS,l} = \delta_a\,(-0{,}67\;\xi_{RS} + 0{,}80) \quad , \\ \delta_{HL,u} &= \delta_{HL,l} = \delta_a\,(-0{,}94\;\xi_{HL} + 0{,}96) \quad . \end{aligned} \tag{5.13}$$

Höhenleitwerk:

$$\begin{aligned} \delta_{RS,u} &= \delta_a\,(-0{,}52\;\xi_{RS} + 0{,}60) \quad , \\ \delta_{RS,l} &= \delta_a\,(-0{,}72\;\xi_{RS} + 0{,}90) \quad , \\ \delta_{HL,u} &= \delta_a\,(-0{,}72\;\xi_{HL} + 0{,}72) \quad , \\ \delta_{HL,l} &= \delta_a\,(-1{,}02\;\xi_{HL} + 1{,}08) \quad . \end{aligned} \tag{5.14}$$

Konventioneller Flügel:

$$\begin{aligned} \delta_{RS,u} &= \delta_a\,(-0{,}83\;\xi_{RS} + 0{,}95) \quad , \\ \delta_{RS,l} &= \delta_a\,(-0{,}79\;\xi_{RS} + 0{,}80) \quad , \\ \delta_{HL,u} &= \delta_a\,(-1{,}15\;\xi_{HL} + 1{,}17) \quad , \\ \delta_{HL,l} &= \delta_a\,(-0{,}95\;\xi_{HL} + 0{,}92) \quad . \end{aligned} \tag{5.15}$$

Superkritischer Flügel:

$$\begin{aligned} \delta_{RS,u} &= \delta_a\,(-0{,}47\;\xi_{RS} + 0{,}76) \quad , \\ \delta_{RS,l} &= \delta_a\,(-1{,}53\;\xi_{RS} + 1{,}18) \quad , \\ \delta_{HL,u} &= \delta_a\,(-1{,}10\;\xi_{HL} + 1{,}18) \quad , \\ \delta_{HL,l} &= \delta_a\,(-1{,}22\;\xi_{HL} + 0{,}96) \quad . \end{aligned} \tag{5.16}$$

Unter der Annahme eines linearen relativen Profildickenverlaufs über der Spannweite gilt für die maximale relative Profildicke $\delta = t / c$ am Aktuatorschnitt

$$\delta_a = -\frac{\delta_r - \delta_o}{(1 - \eta_r)\,s} \cdot y_a + \frac{\delta_r - \delta_o}{1 - \eta_r} + \delta_o \quad . \tag{5.17}$$

Tabelle 5.3 Ersetzung von Variablen in Gleichung 5.12 in Verbindung mit Tabelle 5.2 bei der Berechnung des Aktuatoreinbauraums bei einem Doppeltrapezflügel

Aktuator liegt innerhalb vom Kink	**Aktuator liegt außerhalb vom Kink**
$c_o \leftarrow c_k$	$c_i \leftarrow c_k$
$\varphi_{c/4} \leftarrow \varphi_{c/4,i}$	$\varphi_{c/4} \leftarrow \varphi_{c/4,o}$
$\eta_a \leftarrow \eta_a / \eta_k$	$\eta_a \leftarrow (\eta_a - \eta_k) / (1 - \eta_k)$
$s \leftarrow \eta_k \cdot s$	$s \leftarrow (1 - \eta_k) \cdot s$
$\delta_o \leftarrow \delta_k$	$\delta_i \leftarrow \delta_k$
$\eta_r \leftarrow \eta_r$	$\eta_r \leftarrow 0$

Mit der Profiltiefe im Aktuatorschnitt

$$c_a = \frac{c_o - c_i}{s} \cdot y_a + c_i \tag{5.18}$$

erhalten wir die Abstände des Profils von der Profilsehne am Hintersteg und an der Scharnierlinie (Bild 5.4):

$$\begin{aligned} t_{RS,u} &= \delta_{RS,u} \cdot c_a \quad , \\ t_{RS,l} &= \delta_{RS,l} \cdot c_a \quad , \\ t_{HL,u} &= \delta_{HL,u} \cdot c_a \quad , \\ t_{HL,l} &= \delta_{HL,l} \cdot c_a \quad . \end{aligned} \tag{5.19}$$

Für andere Flügelformen muß Gleichung (5.12) in Verbindung mit Tabelle 5.2 sinngemäß angewandt werden. So sind beim Doppeltrapezflügel z.B. abhängig von der Lage des Aktuators auf dem Innentrapez (**inner**) bzw. Außentrapez (**outer**), Ersetzungen abhängig von den Werten am Kink (Index: **k**) nach **Tabelle 5.3** vorzunehmen.

Einbau der Flugsteuerungsaktuatoren

Der Einbau der Flugsteuerungsaktuatoren wird durch die Wahl der Punkte **A**, **B0** und **H** bestimmt und somit durch die fünf Parameter x_A, y_A, x_{B0}, y_{B0} und y_H (**Bild 5.4**). Der Aktuator ist an Punkt **A** drehbar mit der Struktur verbunden. Am Punkt **B** ist der Aktuator - ebenfalls drehbar - mit dem Ruder verbunden. Punkt **B0** zeigt die Aktuatorbefestigung an der Steuerfläche, wobei sich die Steuerfläche in Neutralstellung befindet, also bei einem Ruderausschlag $\delta = 0$. Die Scharnierlinie steht im Punkt **H** senkrecht auf der Zeichenfläche von Bild 5.4 .

Bei eingefahrener Kolbenstange wandert Punkt **B0** nach **B1**. Die Strecke $\bar{AB}_1$ sei mit $l(\delta_1)$ bezeichnet. Bei ausgefahrener Kolbenstange wandert **B** nach **B2**. Die Strecke $\bar{AB}_2$ sei mit $l(\delta_2)$ bezeichnet. Der **Aktuatorhub** h ist dann

$$h = l(\delta_2) - l(\delta_1) \tag{5.20}$$

mit

$$l(\delta) = \sqrt{(x_B(\delta) - x_A)^2 + (y_B(\delta) - y_A)^2} \quad , \tag{5.21}$$

$$\begin{aligned} x_B(\delta) &= x_H - r \sin(\delta + \delta_0) \\ y_B(\delta) &= y_H - r \cos(\delta + \delta_0) \end{aligned} \quad , \tag{5.22}$$

$$\delta_0 = \arcsin\left(\frac{x_H - x_{B0}}{r} \right) \quad . \tag{5.23}$$

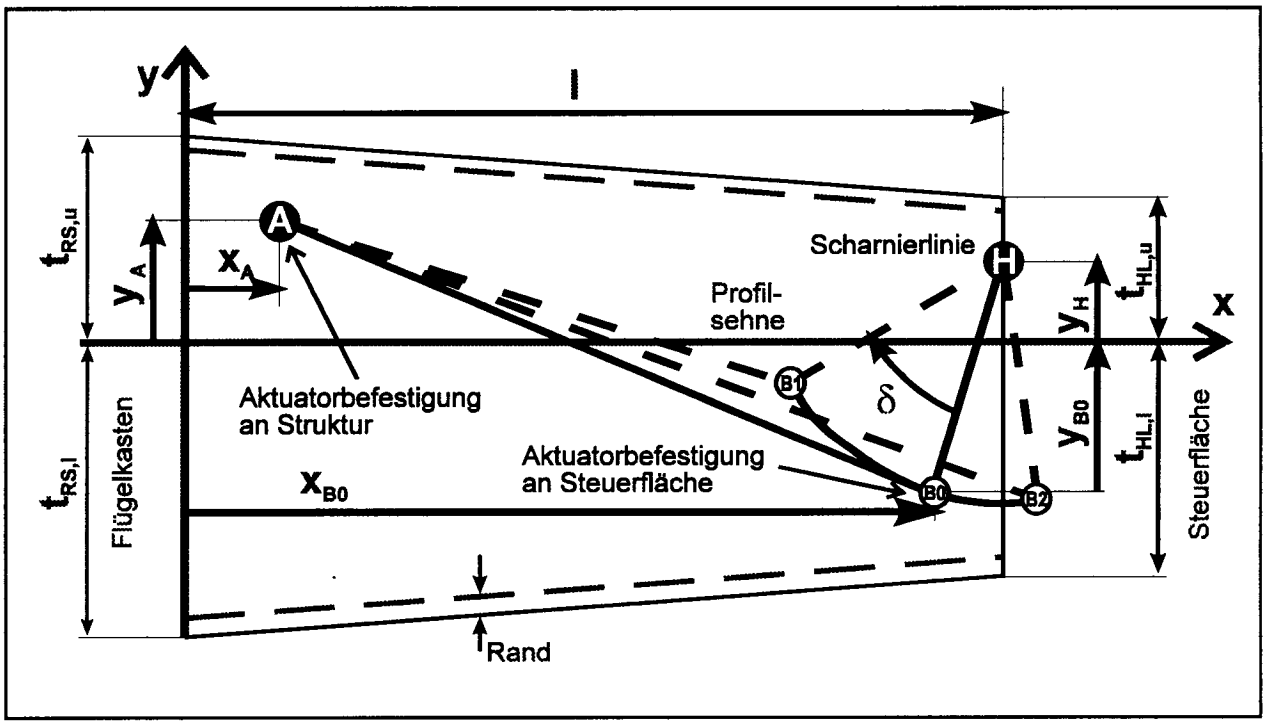


Bild 5.4: Integration typischer Flugsteuerungsaktuatoren durch Wahl der Befestigungspunkte an der Struktur (A) und an der Steuerfläche (B0) unter Berücksichtigung des verfügbaren Einbauraumes

Die Strecke $\bar{B}\bar{H}$ stellt den **Hebelarm** der Länge r dar, an dem die Aktuatorkraft angreift.

$$r = \sqrt{(x_H - x_B)^2 + (y_H - y_B)^2} \tag{5.24}$$

Der **effektive Hebelarm** steht senkrecht zur Kraftrichtung des Aktuators und beträgt

$$r_{eff} = r \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{l_{base}^2 - l^2(\delta) - r^2}{2 \cdot l^2(\delta) \cdot r} \right)^2} \tag{5.25}$$

mit

$$l_{base} = \sqrt{(x_H - x_A)^2 + (y_H - y_A)^2} \quad . \tag{5.26}$$

Die **Länge des Aktuators** (gemessen bei eingefahrener Kolbenstange) l_{act} hängt ab von dem zu realisierenden Hub h, dem Bauprinzip (Differential- oder Gleichgangzylinder) und vom äußeren Durchmesser des Auges d_{eye}, mit dem der Aktuator an der Struktur bzw. am Ruder befestigt werden kann. Weiterhin müssen praktische Gegebenheiten berücksichtigt werden, wie z.B. die Wandstärke des Zylinders und die Dicke des Kolbens. Für den Differentialzylinder gilt

$$l_{act} = d_{eye} + f_l \cdot h \quad , \tag{5.27}$$

für den Gleichgangzylinder gilt

$$l_{act} = d_{eye} + f_l \cdot 2 \cdot h \quad , \tag{5.28}$$

und für Tandemaktuatoren mit $n = 2$ Kolben oder für Aktuatoren mit beliebiger Anzahl n Kolben würde sich die Aktuatorlänge berechnen nach

$$l_{act} = d_{eye} + f_l \cdot (n + 1) \cdot h \quad . \tag{5.29}$$

Der Faktor f_l ist ein empirisch zu bestimmender Längenkorrekturfaktor, der die praktischen Gegebenheiten der Konstruktion ausgeführter Aktuatoren der primären Flugsteuerung berücksichtigt. In [HELLER 94] wurde dieser Faktor für Seitenruder- und Querruderaktuatoren von Airbus-Flugzeugen ermittelt. Danach liegt f_l im Bereich von 1,2 und 2,6. Der Mittelwert beträgt 1,3 für Seitenruderaktuatoren mit Gleichgangzylinder, 2,5 für Querruderaktuatoren mit Differentialzylinder und 1,7 für Querruderaktuatoren mit Gleichgangzylinder.

Eine **Mindestentfernung** der Punkte **A** und **B1** ist für einen erfolgreichen Aktuatoreinbau erforderlich. Es muß erfüllt werden

$$l(\delta_1) \geq l_{act} \quad . \tag{5.30}$$

Der **Aktuatordurchmesser** d_{act} hängt ab vom Kolbendurchmesser d und einem empirisch zu bestimmenden Durchmesserkorrekturfaktor f_d

$$d_{act} = f_d \cdot d \quad . \tag{5.31}$$

In [HELLER 94] wurde der Faktor f_d für Seitenruder- und Querruderaktuatoren von Airbus-Flugzeugen ermittelt. Danach liegt f_d im Bereich von 1,2 bis 2,2. Der Mittelwert liegt für die untersuchten Aktuatoren bei etwa 1,6 .

Der **Kolbendurchmesser** d wird aus der erforderlichen Kolbenfläche A berechnet. Bei Differentialzylindern kann in der Regel davon ausgegangen werden, daß der Aktuator so eingebaut wird, daß die größere Kolbenfläche das maximale Scharniermoment zu tragen hat. Bei Gleichgangzylindern ist der Durchmesser der Kolbenstange d_{rod} von Bedeutung. Der Kolbendurchmesser kann somit aus

$$d = \sqrt{\frac{\frac{4}{\pi} \cdot A}{1 - f_r^2}} \tag{5.32}$$

berechnet werden, wenn das Verhältnis

$$f_r = \frac{d_{rod}}{d} \tag{5.33}$$

eingeführt wird. Im ersten Schritt wird ein statistischer Wert für f_r gewählt. In [HELLER 94] wird der Faktor f_r für Differentialzylinder statistisch aus den Daten für Seitenruder-, Höhenruder- und Querruderaktuatoren von Airbus-Flugzeugen ermittelt. Danach nimmt f_r Werte im Bereich zwischen 0,4 und 0,5 ein. Die Kolbenstange muß gegen Knicken ausgelegt werden. Gegebenenfalls ergibt sich aus dieser Rechnung ein größerer Wert für den Kolbenstangendurchmesser d_{rod} als aus den statistischen Daten. Wird als Knicklänge der Wert $l(\delta_2)$ angenommen, so liegt man auf der sicheren Seite.

Die **Kolbenfläche** A wird aus dem maximal auftretenden *Scharniermoment* $M_{c,max}$ (Abschnitt 4.1 mit Abschnitt 2.1; Sicherheitsfaktoren berücksichtigen), dem effektiven Hebelarm $r_{eff}(\delta (M_{c,max}))$ und der Druckdifferenz p_l am Aktuatorkolben bestimmt:

$$A = \frac{M_{c,max}}{r_{eff} \cdot p_l} \tag{5.34}$$

mit

$$p_l = p_c - p_v \tag{5.35}$$

und

$$p_c = k_p \cdot p_0 \quad . \tag{5.36}$$

Die Druckdifferenz am Aktuator wird erhalten aus dem Druckverhältnis k_p nach Gleichung (6.1) und dem Druckverlust p_v am Servoventil bei einer evtl. geforderten *Reststellgeschwindigkeit* zur Erreichung der Steuerflächenposition, in der das maximale Scharniermoment auftritt. Überprüft werden muß weiterhin, ob die Kolbenfläche A evtl. durch *Steifigkeitsforderungen* an den Aktuator oder die gesamte Steuerfläche nach Gleichung (5.46) bzw. (5.47) dimensioniert wird.

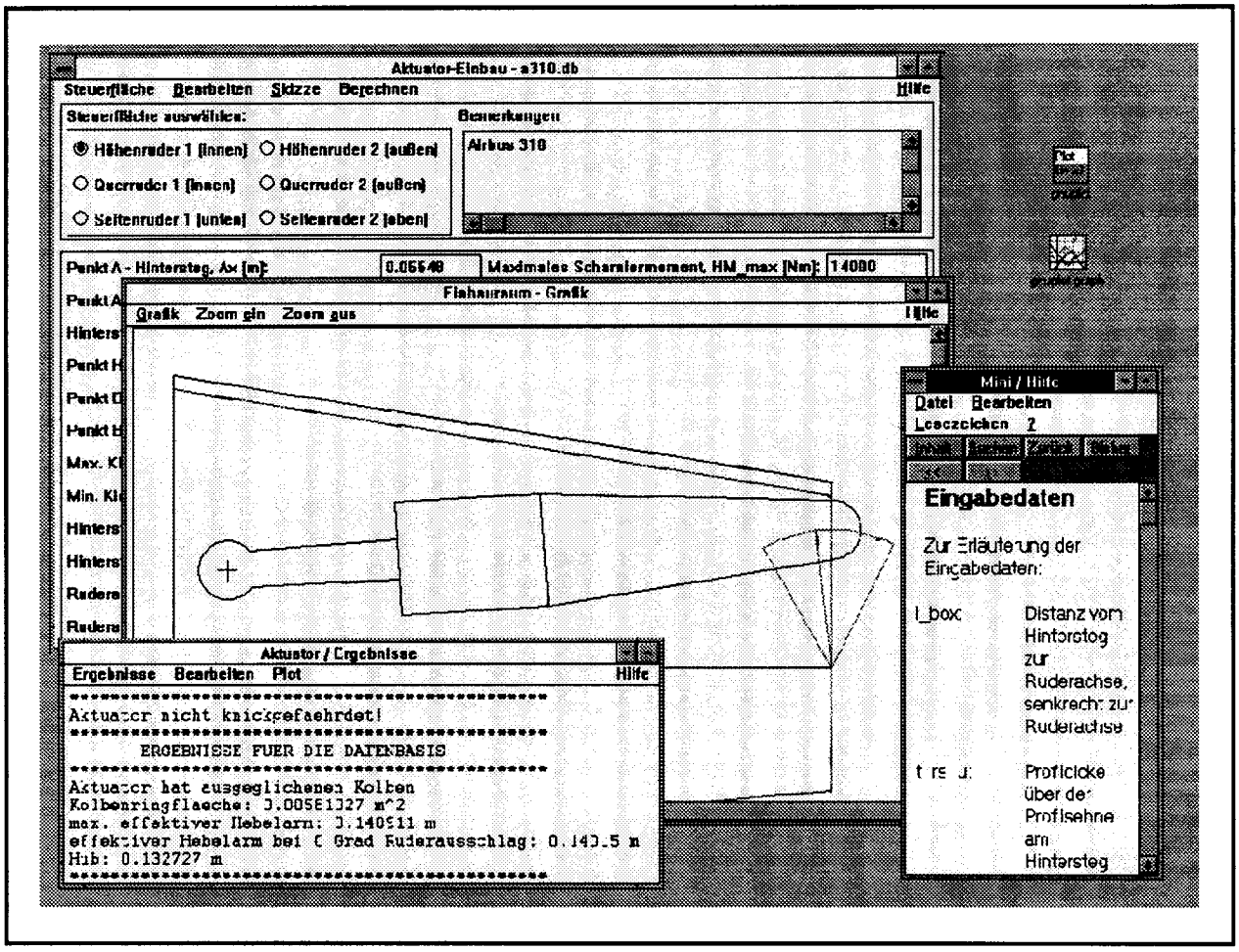


Bild 5.5: Momentaufnahme des CAE-Moduls zum Aktuatoreinbau

Sind der Aktuatordurchmesser d_{act} und die Aktuatorlänge l_{act} bekannt und ist die Ungleichung (5.30) erfüllt, so kann eine Aktuatorkontur angenommen werden. Diese angenommene Aktuatorkontur ist die Kontur, die vom Aktuator mindestens benötigt wird. Größere Anbauteile, wie z.B. Ventile am Aktuator müssen gegebenenfalls in der Richtung senkrecht zur Aktuatorschnittebene am Aktuator angeordnet werden. Die

angenommene Aktuatorkontur wird durch alle kritischen Ausschlagwinkel der Steuerfläche bewegt. Dies geschieht zweckmäßig durch Computerunterstützung wie am Beispiel des Moduls zum Aktuatoreinbau des CAE-Werkzeuges in Bild 5.5 gezeigt. Kommt es in keiner Stellung zu Kollisionen mit der Struktur, so ist der Aktuatoreinbau abgeschlossen.

Bei der **Wahl der Punkte A, B0** und **H** ist folgendes zu beachten:

- Bei Seitenrudern gilt $y_H = 0$.
- Den Punkt **A** so legen, daß die Freigängigkeit des Auges des Aktuators gerade noch gegeben ist.
- Den Punkt **B0** bei Seitenrudern so wählen, daß $\bar{AB}_0$ und $\bar{HB}_0$ senkrecht aufeinander stehen. Nur so verhalten sich die effektiven Hebelarme symmetrisch mit dem Ausschlag des Seitenruders nach links und rechts. Bei anderen Steuerflächen kann eine unsymmetrische Verteilung des effektiven Hebelarms evt. so ausgenutzt werden, daß beim Ausschlag zu der Seite, auf der das maximale Scharniermoment auftritt, auch ein großer effektiver Hebelarm zur Verfügung steht.
- Ein gewichtsoptimaler Aktuator wird ein "ausgewogenes" Verhältnis aus Hub und Kolbendurchmesser aufweisen. In der Regel begrenzen die Einbauverhältnisse den zu realisierenden Hebelarm. Der Hebelarm sollte demnach zunächst so groß wie möglich vorgesehen werden.
- Wenn sich der Hub des Aktuators nicht realisieren läßt (Ungleichung (5.30)), in folgender Reihenfolge vorgehen:
  1.) den Punkt **B0** weiter in Richtung der Steuerfläche legen,
  2.) eine Diagonalanordnung vorsehen (y_A hat entgegengesetztes Vorzeichen von y_{B0})
  3.) den Hebelarm verkürzen,
  4.) evtl. einen Differentialzylinder statt eines Gleichgangzylinders vorsehen.

Bestimmung des Nennvolumenstroms des Servoventils

Alle geforderten Kombinationen aus Aktuatorlastdruck p_l und Volumenstrom Q müssen durch die Auswahl eines geeigneten Servoventils ermöglicht werden. Der Aktuatorlastdruck p_l hängt nicht nur von aerodynamischem Scharniermoment M_c, effektivem Hebelarm r_{eff} und Kolbenfläche A ab, sondern gegebenenfalls auch von der Dämpfungskraft F_{d_p} eines parallel an der Steuerfläche angebrachten Aktuators.

Mit dem Leitwert der turbulenten Drosselströmung k_t und der Kolbenfläche des parallelen Aktuators A_p ist $F_{d_p} = A_p^3 \cdot \dot{x}^2 / k_t^2$ (siehe auch Gleichung (5.40)). Der **Nennvolumenstrom** Q_n des Servoventils muß die Ungleichung (5.37) für alle geforderten Kombinationen aus Aktuatorlastdruck p_l und Volumenstrom Q erfüllen:

$$Q_n \geq Q \cdot \sqrt{\frac{p_n}{p_c - p_l}} \quad . \tag{5.37}$$

p_n ist die Nenndruckdifferenz (70 bar) zwischen dem Hoch- und dem Niederdruckanschluß am Servoventil. Der Volumenstrom Q ist eine Funktion der Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}$ und wird berechnet mit $Q = \dot{\delta} \cdot r_{eff} \cdot A$. Abschnitt 4.2 gibt Hinweise zur Abschätzung maximal erforderlicher Stellgeschwindigkeiten von Steuerflächen.

5.3 Dynamische Auslegung der Flugsteuerungsaktuatoren

Anforderungen

Die *Society of Automotive Engineers* (SAE) hat mit einer *Aerospace Recommended Practice* [ARP 1281] eine Schrift für die Spezifikation von hydraulischen Flugsteuerungsaktuatoren geschaffen. Für die Amplituden- sowie für die Phasenreserve bezieht sich die [ARP 1281] auf [MIL-F-9490]. Die grundlegenden Anforderungen zur Dynamik aus diesen Quellen enthält **Tabelle 5.4** .

Tabelle 5.4 Grundlegende dynamische Anforderungen an hydraulische Flugsteuerungsaktuatoren nach [ARP 1281] und [MIL-F-9490]

Parameter	Anforderung
Amplitudenreserve, A_R	6 db (ohne aerodynamische Dämpfung)
Phasenreserve, ϕ_R	45°

Bei der Ermittlung der Frequenzantwort verlangt [ARP 1281] dabei:

> *An input of 2 to 5% total amplitude and an input of 10 to 25% total amplitude shall be used. The output at these inputs shall be within specified maximum and minimum limits.*

Das Amplitudenverhältnis und die Phasenverschiebung werden für Aktuatoren ziviler Flugzeuge meist nur für ausgewählte Frequenzen angegeben (**Tabelle 5.5**).

Tabelle 5.5 Typische dynamische Anforderungen an hydraulische Flugsteuerungsaktuatoren für zivile Flugzeuge

Frequenz	**Amplitude in % des Steuerflächenausschlags**	**Amplitudenverhältnis**	**Phasenverschiebung**
0.5 Hz	bis 20%	-3 db ... 2 db	< 18°
2.0 Hz	bis 10%	≤ 2 db	< 50°

Aktuatordynamik

Das Stellsystem wird sinnvollerweise durch zwei Frequenzgänge $F_1(j\omega)$ und $F_2(j\omega)$ beschrieben. Mit $F_1(j\omega)$ wird in dieser Arbeit der Frequenzgang der Servoventileingangsstufe bezeichnet. Der Frequenzgang von Zylinder, Kolben und Hauptstufe des Servoventils wird mit $F_2(j\omega)$ bezeichnet. Die Hydraulikaktuatoren zeigen insbesondere durch die Anschläge des Steuerkolbens im Servoventil ein nichtlineares Verhalten. Mit Hilfe der *Harmonischen Balance* (vergleiche z.B. [UNBEHAUEN 93]) wird eine Lösung im Frequenzbereich möglich.

Der Aktuatorregelkreis wird in fast allen Fällen mit einem proportionalen Regler (P-Regler) [BROCKHAUS 94], [BOSSCHE 88] ausgestattet. Die **Reglerverstärkung** k bleibt - unter der Voraussetzung daß ein P-Regler eingesetzt wird - der einzige freie Parameter des Aktuatorregelkreises (Bild 5.6) und soll in diesem Abschnitt aus den Anforderungen an hydraulische Flugsteuerungsaktuatoren berechnet werden. Alle anderen Parameter der Übertragungsfunktionen sind durch andere Randbedingungen festgelegt und werden hier als gegeben vorausgesetzt.

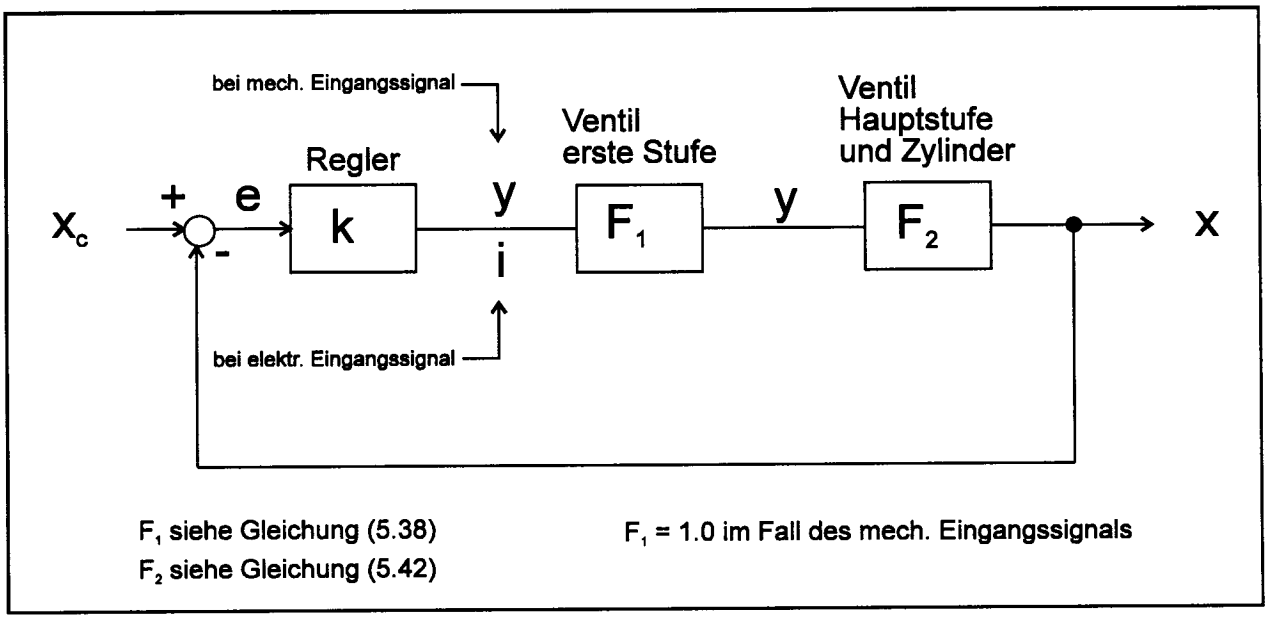


Bild 5.6: Typischer Aktuatorregelkreis mit P-Regler

Die Servoventileingangsstufe wird bei elektrisch angesteuerten Servoventilen als P_{T1}-System beschrieben[1]:

$$F_1(j\omega) = \frac{k_1}{T \cdot j\omega + 1} \tag{5.38}$$

T Zeitkonstante der Eingangsstufe des Servoventils, [s],

k_l Verstärkungsfaktor der Eingangsstufe des Servoventils, [A/m] oder [-].

Eine mechanische Ansteuerung von Servoventilen wirkt direkt auf die Hauptstufe. Bei mechanischer Ansteuerung ist somit $F_1(j\omega) = 1$.

Die Übertragungsfunktion $F_2(j\omega)$ wird basierend auf den Ansätzen von [GUILLON 68] berechnet (vergleiche [SCHOLZ95b]). Dabei sind folgende Annahmen zu berücksichtigen:

- Es wird die Anbindung des Aktuators an die Struktur durch die Federsteifigkeit c_{rs} (ram-structure) berücksichtigt. Die Anbindung des Aktuators an die Last wird durch die Federsteifigkeit c_{rl} (ram-load) berücksichtigt.
- Die Herleitung geht von der linearisierten Servoventilkennlinie aus. Danach ist der Durchfluß durch das Ventil

---

[1] Formelzeichen der Regelungstechnik werden in dieser Arbeit nach [DIN 19226] gewählt.

$$Q = c_q \cdot y + c_{qp} \cdot p_l \quad . \tag{5.39}$$

c_q Durchflußverstärkung, [m²/s]
y Verschiebung des Steuerkolbens des Ventils, [m]
p_l Lastdruck, $p_l = F/A$, [N/m²]
c_{qp} $= c_q / c_p$, [m⁵/(Ns)]
c_p Druckverstärkung, [N/m³].

- Es wird angenommen, daß die Luftlast F_{aero} proportional ist zum Kolbenweg x. Es ist somit $F_{aero} = c_a \cdot x$.
- Die Übertragungsfunktion gilt für kleine Ausschläge des Aktuators um die Mittelstellung bei $x = 0$. In dieser Stellung beträgt das Volumen einer Kammer des Zylinders V_0.
- Um die Dämpfung zu erhöhen, kann eine Drossel zwischen den Zylinderkammern vorgesehen werden. Es wird eine laminare Strömung in der Drossel angenommen, beschrieben durch den Leitwert der laminaren Strömung aus $Q = k_l \cdot p_l$.
- Falls zwei Aktuatoren an einer Steuerfläche angebracht sind, so kann eine weitere Dämpfung wirksam werden, wenn nur ein Aktuator aktiv ist und der andere Aktuator mitbewegt werden muß. Die Hydraulikflüssigkeit des inaktiven Aktuators wird in diesem Fall durch eine Bypass-Drossel geleitet. Es wird eine turbulente Strömung in der Bypass-Drossel angenommen, die eine äquivalente geschwindigkeitsproportionale Dämpfungskraft $F_{d_p} = d_p \cdot \dot{x}$ hervorruft durch einen Dämpfungsfaktor d_p. Der Dämpfungsfaktor d_p wird nach [GUILLON 68] mit Hilfe der *Harmonischen Balance* berechnet:

$$d_p = \frac{F_{d_p}}{\dot{x}} = \frac{\bar{x} \cdot \omega \cdot A^3}{1.113 \cdot k_t^2} \quad . \tag{5.40}$$

$\bar{x}$ Amplitude der Kolbenbewegung, [m]
ω Kreisfrequenz der Kolbenbewegung, [rad/s]
A Kolbenfläche, [m²]
k_t Leitwert der turbulenten Strömung: $Q = k_t \cdot \sqrt{\Delta p}$

- Der Steuerkolben im Servoventil hat eine maximale Auslenkung y_{max}. Das resultierende nichtlineare Verhalten aufgrund dieser Servoventilanschläge wird mit der Methode der *Harmonischen Balance* berechnet. Die Beschreibungsfunktion N ist abhängig von der Amplitude der Auslenkung des Servoventils $\bar{y}$

und der maximal möglichen Auslenkung y_{max}. Für $\bar{y} \leq y_{max}$ ist $N = 1$. Für $\bar{y} > y_{max}$ gilt

$$N(\bar{y}\ ,\ y_{max}) = \frac{2}{\pi}\left[\arcsin\left(\frac{y_{max}}{\bar{y}}\right) + \frac{y_{max}}{\bar{y}}\sqrt{1 - \left(\frac{y_{max}}{\bar{y}}\right)^2}\right] \quad . \tag{5.41}$$

Mit diesen Annahmen ergibt die Herleitung (vergleiche [SCHOLZ 95b]) den Frequenzgang

$$F_2(j\omega) = \frac{k_2 \cdot N(\bar{y}\ ,\ y_{max})}{\epsilon + j\omega \cdot \left[1 + \frac{2\,\vartheta}{\omega_0}\,j\omega + \frac{1}{\omega_0^2}\,(j\omega)^2\right]} \quad . \tag{5.42}$$

Darin sind

$$k_2 = \frac{c_q}{A \cdot (1 + \mu)} \quad , \tag{5.43}$$

$$\epsilon = \frac{c_a \cdot \left(k_l + c_{qp}\right)}{A^2 \cdot (1 + \mu)} + k_2\,\frac{c_a}{c_{rl}} \quad , \tag{5.44}$$

$$\mu = \frac{d}{A^2}\left(k_l + c_{qp}\right) + \frac{c_a}{c_h} + \frac{c_a}{c_{rl}} + \frac{c_a}{c_{rs}} \quad , \tag{5.45}$$

μ enthält nur Werte, die klein sind gegenüber anderen Werten der Übertragungsfunktion. Aus diesem Grund wird μ in [GUILLON 68] vernachlässigt. ϵ ist für die bleibende Regeldifferenz verantwortlich (Gleichung (5.63)). Die hydraulische Steifigkeit des Zylinders c_h ist

$$c_h = \frac{2\,K\,A^2}{V_0} \quad . \tag{5.46}$$

K ist der Kompressionsmodul. Die Kennkreisfrequenz ω_0 wird berechnet nach

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{1 + \mu}{\frac{m}{c_h} + \frac{m}{c_{rl}} + \frac{m}{c_{rs}}}} \tag{5.47}$$

mit der auf die Aktuatorbewegung reduzierten Masse m. Der Dämpfungsgrad ϑ ergibt sich nach dem Ansatz zu

$$\vartheta = \frac{\omega_0}{2 \cdot (1 + \mu)} \left(\frac{k_l \, m}{A^2} + \frac{c_{qp} \, m}{A^2} + \frac{d}{c_h} \right) \quad . \tag{5.48}$$

Der Dämpfungskoeffizient

$$d = d_p + d_a + d_v \tag{5.49}$$

beinhaltet die Dämpfung durch den parallelen Aktuator im Bypass- oder dämpfenden Betrieb d_p und die viskose Dämpfung d_v. Die aerodynamische Dämpfung d_a ist in der Regel nicht bekannt. Coulombsche Reibung wurde vernachlässigt.

Berechnung der Reglerverstärkung

Es wird nun ein Verfahren vorgestellt, mit dem die Reglerverstärkung des Aktuatorregelkreises basierend auf dem obigen Ansatz berechnet werden kann. Sowohl die Amplitudenreserve als auch die Phasenreserve gemäß Tabelle 5.4 müssen erfüllt werden. Zweckmäßig ist es, die Reglerverstärkung zunächst aus der Amplitudenreserve zu berechnen und die Stabilität des Regelkreises dann auf die Einhaltung der geforderten Phasenreserve zu überprüfen.

Die Stabilität muß unter allen Betriebsbedingungen erhalten bleiben, darum wird die Reglerverstärkung ohne aerodynamische Dämpfung berechnet ($d_a = 0$). Weiterhin werden kleine Amplituden des Eingangssignals $\tilde{x}_c$ angenommen, was einer Beschreibungsfunktion $N(\bar{y}\ ,\ y_{max}) = 1$ entspricht und einer Dämpfung $d_p = 0$ verursacht durch den parallelen Aktuator.

Zunächst wird die Phasenschnittkreisfrequenz ω_π berechnet. Dies ist die Frequenz, bei der der Phasengang des offenen Kreises -180° erreicht:

$$\omega_\pi = \sqrt{\frac{\omega_0^2 \, (T \, \epsilon + 1)}{2 \, \omega_0 \, T \, \vartheta + 1}} \quad . \tag{5.50}$$

Weiterhin wird das Amplitudenverhältnis des offenen Kreises ohne die Reglerverstärkung k benötigt:

$$M_o^*(\omega) = \frac{1}{k} \cdot \left| \frac{x(j\omega)}{x_c(j\omega)} \right| = \frac{k_1 \cdot k_2}{\sqrt{U^2(\omega) + V^2(\omega)}} \tag{5.51}$$

mit der abkürzenden Schreibweise

$$U(\omega) = -T\,\omega^2 + T\,\frac{\omega^4}{\omega_0^2} + \epsilon - \frac{2\,\vartheta\,\omega^2}{\omega_0} \tag{5.52}$$

und

$$V(\omega) = \omega \cdot \left(1 + T\,\epsilon - \frac{2\,T\,\vartheta\,\omega^2}{\omega_0} - \frac{\omega^2}{\omega_0^2} \right) \quad . \tag{5.53}$$

Mit der Amplitudenreserve A_R kann dann die Reglerverstärkung k berechnet werden:

$$k = \frac{1}{M_o^*(\omega=\omega_\pi) \cdot A_R} \quad . \tag{5.54}$$

Überprüfung der Phasenreserve

Zur Überprüfung der Phasenreserve muß zunächst die Durchtrittskreisfrequenz ω_D berechnet werden. Dies ist die Frequenz, bei der der Amplitudengang des offenen Kreises den Wert 1 erreicht. ω_D muß iterativ aus

$$k^2 \cdot k_1^2 \cdot k_2^2 - U^2(\omega_D) - V^2(\omega_D) = 0 \tag{5.55}$$

bestimmt werden. Die Phasenverschiebung des offenen Kreises ist

$$\Phi_o(\omega) = \angle \frac{x(j\omega)}{x_c(j\omega)} = \arctan\left(-\frac{V(\omega)}{U(\omega)} \right) \quad . \tag{5.56}$$

Die Phasenreserve Φ_R ist abhängig von der berechneten Durchtrittskreisfrequenz ω_D :

$$\Phi_R = 180° + \Phi_o(\omega=\omega_D) \quad . \tag{5.57}$$

Überprüfung des Frequenzgangs

Der Frequenzgang des geschlossenen Kreises muß die Forderungen gemäß Tabelle 5.5 erfüllen. Das Amplitudenverhältnis des geschlossenen Kreises M_c ist

$$M_c(\omega) = \frac{k \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot N(\bar{y}\ ,\ y_{max})}{\sqrt{W^2(\omega) + V^2(\omega)}} \tag{5.58}$$

und die Phasenverschiebung des geschlossenen Kreises Φ_c ist

$$\Phi_c(\omega) = \arctan\left(- \frac{V(\omega)}{W(\omega)} \right) \tag{5.59}$$

mit der Abkürzung

$$W(\omega) = k \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot N(\bar{y}\ ,\ y_{max}) + U(\omega) \tag{5.60}$$

und $\bar{y}(\omega)$ iterativ aus

$$\bar{y}(\omega) = k \cdot k_1 \cdot M_e(\omega) \cdot \bar{x}_c \tag{5.61}$$

und dem Amplitudenverhältnis $|e(j\omega) / x_c(j\omega)| = M_e(\omega)$:

$$M_e(\omega) = \frac{\sqrt{[U(\omega) \cdot W(\omega) + V^2(\omega)]^2 + [V(\omega) \cdot W(\omega) - U(\omega) \cdot V(\omega)]^2}}{W^2(\omega) + V^2(\omega)} \ . \tag{5.62}$$

Beispielrechnung: Aktuator des inneren Querruders des Airbus A340

Der Aktuator des inneren Querruders des Airbus A340 wird zur Veranschaulichung herangezogen. Die Rechnungen wurden mit den Geometrie- und Servoventildaten der A340 durchgeführt. Es wurde angenommen, daß der Aktuator unbelastet ist. Für die Steifigkeit der Anbindung des Aktuators wurden sinnvolle Annahmen getroffen. Eine Amplitudenreserve von 6 db wird bei einer Reglerverstärkung von k = 0,95 A/m erreicht. Damit ergibt sich eine Phasenreserve $\Phi_R = 87°$. Dieser Wert liegt weit über der nach [ARP 1281] mindestens geforderten Phasenreserve von 45°. **Bild 5.7** zeigt den resultierenden Frequenzgang des geschlossenen Kreises: Um den Einfluß großer Eingangsamplituden zu zeigen, wurden die Frequenzgänge für Amplituden $\bar{x}_c \ll x_{max}$ und für $\bar{x}_c = x_{max}$ gemeinsam dargestellt. Es fällt auf, daß in dem gewählten Beispiel für kleine Eingangsamplituden das Amplitudenverhältnis die 0-dB-Line bei Resonanzfrequenz leicht überschreitet. In Aktuatorspezifikationen wird jedoch in der Regel das Amplitudenverhältnis bei Resonanzfrequenz und gegebener kleiner Dämpfung auf maximal 0 dB begrenzt (vergleiche z.B. [AIRBUS 88b]). Dadurch werden dann

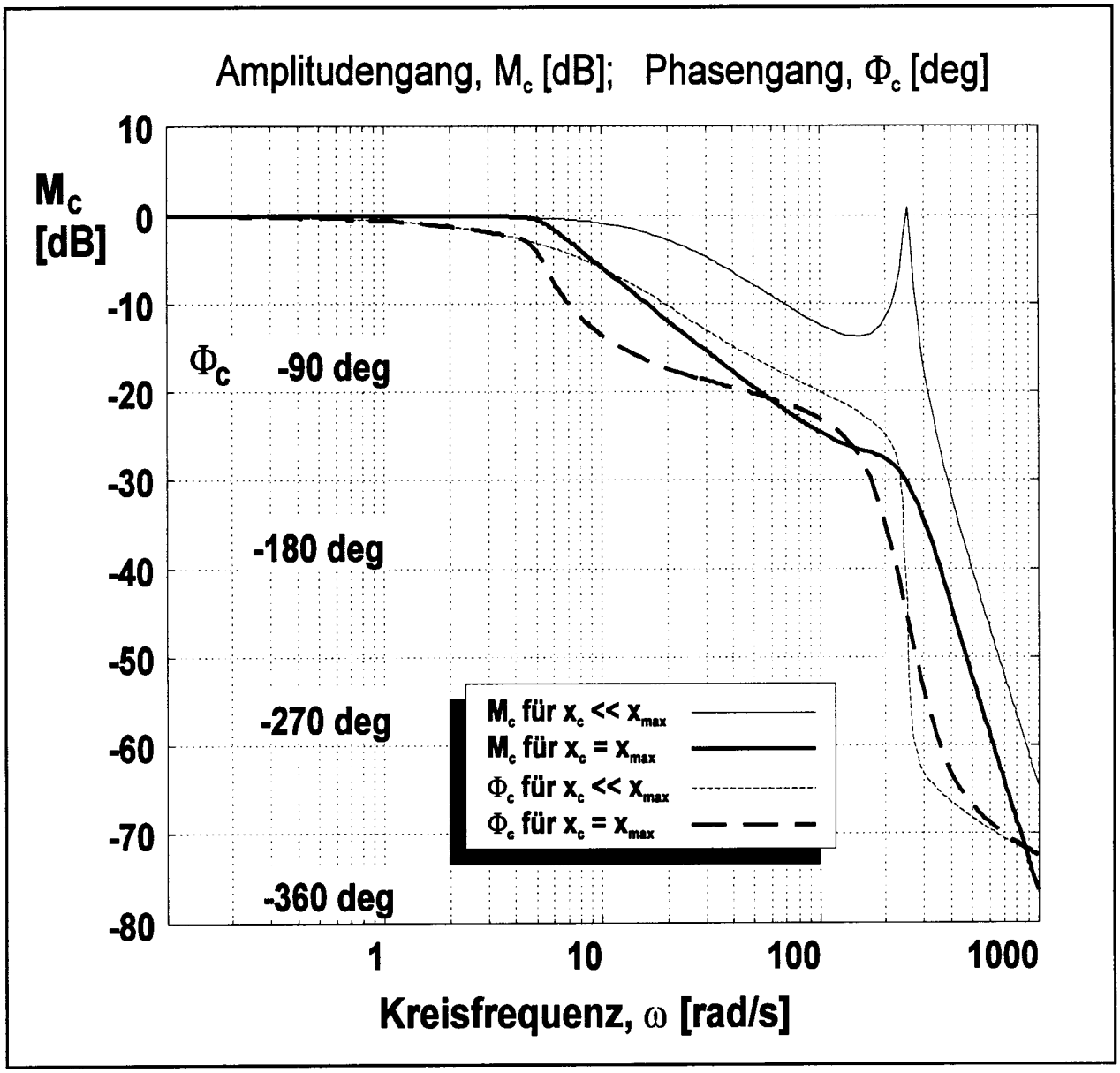


Bild 5.7: Bode-Diagramm für einen Aktuator des inneren Querruders des Airbus A340. Ergebnisdarstellung des Moduls des CAE-Werkzeuges zur Aktuatordynamik

übermäßige Schwingungen vermieden, die sonst z.B. einer Sprungantwort überlagert wären. Durch eine entsprechende Verringerung der Reglerverstärkung kann der Forderung nach einer Resonanzspitze unterhalb der 0-dB-Linie nachgekommen werden.

Bleibende Regeldifferenz und Bandbreite

Aus den gegebenen oder berechneten Größen k, k_1, k_2 und ϵ kann für $t \to \infty$ die **relative bleibende Regeldifferenz**

$$\frac{x_c - x}{x_c} = \frac{1}{1 + \frac{k \cdot k_1 \cdot k_2}{\epsilon}} \tag{5.63}$$

berechnet und dann überprüft werden.

Die Bandbreite ist definiert für P_{TI}- Systeme. Eine Näherungsübertragungsfunktion des Aktuators ergibt sich aus den obigen Gleichungen mit $\omega_0 \to \infty$, $\vartheta = 0$, $\epsilon = 0$, T = 0, N = 1. Die **Bandbreite** ist dann

$$\omega_B = k \cdot k_1 \cdot k_2 \quad . \tag{5.64}$$

Die **Näherungsübertragungsfunktion** ist ein P_{TI}- Systeme gegeben durch

$$F(s) = \frac{1}{\frac{1}{\omega_B} \cdot s + 1} \quad .$$

6 Entwurf von Flugzeughydraulik-systemen

Bevor Parameter des Flugzeughydrauliksystems durch eine Analyse überprüft werden können, müssen diese Parameter erst einmal mit geeigneten Methoden geschätzt werden. Erst durch eine gute Schätzung wird der zu untersuchende Parameterraum so weit verkleinert, daß eine Überprüfung rationell erfolgen kann. Abschnitt 6.1 zeigt dieses Vorgehen am Beispiel der Vorauslegung der Rohrdurchmesser. Die Analyse mit Hilfe einer stationären Berechnung hydraulischer Netze wird in Abschnitt 6.2 beschrieben.

6.1 Vorauslegung der Rohrdurchmesser

Die maximalen Volumenströme müssen für jede Rohrleitung aus Normalbetrieb und Fehlerfällen ermittelt werden. Basierend auf einer maximal zulässigen über dem Rohrquerschnitt gemittelten Strömungsgeschwindigkeit, können die Rohrdurchmesser leicht abgeschätzt werden. Verschiedene Quellen machen Angaben über die maximale Strömungsgeschwindigkeit (vergleiche [SCHOLZ 96a]). Die [MIL-H-5440] verlangt jedoch ein genaueres Vorgehen: Die Rohrdurchmesser sollen danach basierend auf den folgenden Parametern ausgelegt werden:

- Druckverlust (berechnet nach Abschnitt 6.2) in den Rohrleitungen bei Minimumtemperatur. Minimumtemperaturen nach [ARP 994]:
  - o -54 °C für Kaltstart,
  - o -29 °C in der Saugleitung zur Pumpe,
  - o 10 °C für ein Hydrauliksystem bei maximaler Leistungsabgabe;
- Druckspitzen verursacht durch hohe Strömungsgeschwindigkeiten und schnelles Schließen von Ventilen [WYLIE 93];
- Eingangsdruck an den Pumpen (Berechnung ebenfalls nach Abschnitt 6.2).

Bei der Vorauslegung der Rohrdurchmesser stellt sich die Frage, welcher Druck an den Verbrauchern p_c, ausgehend vom Nenndruck p_0, noch zur Verfügung stehen soll. Der Anteil des Systemnenndrucks am Verbraucher ist

$$k_p = \frac{p_c}{p_0} \quad . \tag{6.1}$$

Durch geeignete Wahl des Druckverhältnisses k_p kann das Gewicht des Hydrauliksystems optimiert werden. In der Literatur werden verschiedene optimale Werte für k_p angegeben. [ARP 994] schlägt $k_p = 0{,}66$ vor, [MOIR 92] schlägt ein k_p zwischen 0,75 und 0,8 vor. Airbus Industrie spezifiziert z.B. $k_p = 0{,}82$ [AIRBUS 86] und $k_p = 0{,}84$ [AIRBUS 88b]. In [ARP 994] wird angedeutet, daß es darum geht, zur Gewichtsreduzierung Rohrleitungsgewichte und Aktuatorgewichte optimal aufeinander abzustimmen:

> *... for long lines where an increase in allowable tubing pressure drop can provide more weight saving than needs to be added for the slightly larger actuator sizes.*

Das Druckverhältnis k_p hängt danach von der Länge der Leitung zum Verbraucher ab: Eine lange Versorgungsleitung zu einem Verbraucher darf einen höheren Druckverlust aufweisen als eine kurze Versorgungsleitung zu einem Verbraucher gleicher Bauart. Bei einem hohen Druckverlust in der Rohrleitung steht dem Verbraucher eine geringe Druckdifferenz p_c zur Verfügung. Bei gleicher geforderter Leistung des Verbrauchers muß der Volumenstrom höher sein, was nicht ohne Rückwirkung auf den Rohrleitungsdurchmesser ist.

Wird zunächst einmal nur der Gewichtseinfluß der Hydraulikleitungen betrachtet, so ergibt sich folgendes Bild: Bei gegebener Länge l der Rohrleitung und gegebenem Nenndruck p_0 ist das Rohrleitungsgewicht nur abhängig vom Rohrinnendurchmesser d. Der erforderliche Rohrinnendurchmesser d zur Versorgung eines Verbrauchers der Leistung P mit dem Wirkungsgrad η hängt ab vom Druckverhältnis k_p , der Dichte der Hydraulikflüssigkeit ρ, der kinematischen Viskosität ν und den Strömungsbedingungen (laminar oder turbulent).

Für turbulente Strömung (mit Rohrreibungsbeiwert λ) gilt

$$d = k_t \cdot \sqrt[5]{\frac{1}{k_p^2 - k_p^3}}$$

$$k_t = \sqrt[5]{\frac{8 \cdot \lambda \cdot l \cdot \rho \cdot P^2}{\pi^2 \cdot p_0^3 \cdot \eta^2}} \quad . \tag{6.2}$$

Dies ergibt einen minimalen theoretischen Rohrdurchmesser d für ein Druckverhältnis $k_p = 0{,}66 = k_{p,opt}$.

Für laminare Strömung gilt

$$d = k_l \cdot \sqrt[4]{\frac{1}{k_p - k_p^2}}$$

$$k_l = \sqrt[4]{\frac{128 \cdot \nu \cdot l \cdot \rho \cdot P}{\pi \cdot p_0^2 \cdot \eta}} \quad . \tag{6.3}$$

Dies gibt einen minimalen theoretischen Rohrdurchmesser d für ein Druckverhältnis $k_p = 0{,}5 = k_{p,opt}$. Die Gleichungen (6.2) und (6.3) sind in **Bild 6.1** dargestellt. Es kann festgestellt werden, daß für laminare wie auch für turbulente Strömung ein relativ großer Bereich von Druckverhältnissen k_p einen nahezu optimalen Rohrdurchmesser liefert.

Um das Gewicht der hydraulischen Verbraucher und der Pumpen zu minimieren, müßte ein Druckverhältnis $k_p = 1$ gewählt werden. Ein Druckverhältnis k_p , welches einen Kompromiß zwischen minimiertem Rohrleitungsgewicht und minimiertem Verbraucher- und Pumpengewicht darstellt, wird also etwas größer sein, als nach Gleichung (6.2) und (6.3) allein für die Rohrleitung ermittelt und kann abgeschätzt werden aus dem Massenverhältnis m_t / m_{ges} gebildet aus Rohrleitungsmasse zu Gesamtmasse der Hydraulikanlage einschließlich der Verbraucher

$$k_p = 1 - (1 - k_{p,opt}) \cdot \frac{m_t}{m_{ges}} \quad . \tag{6.4}$$

Mit Hilfe des ermittelten Druckverhältnisses k_p können Rohrleitungsdurchmesser berechnet werden. Bei der Aufteilung des Druckverlustes in den Rohrleitungen $p_t = p_0 - p_c$ auf Versorgungs- und Rücklaufleitungen wird man den Versorgungsleitungen einen größeren Anteil am Druckverlust p_t zuweisen, weil bei gleichem Durchmesser die Rücklaufleitungen wegen des niedrigeren Druckniveaus leichter sind.

Ein Druckverhältnis k_p optimiert auf niedriges Systemgewicht kann gegenüber Gleichung (6.4) noch genauer bestimmt werden, wenn

- eine vollständige Berechnung der stationären Strömung des gesamten Netzes durchgeführt wird (vergleiche Abschnitt 6.2),
- eine Gewichtsbestimmung aller Komponenten im Netz nach einem parametrischem Gewichtsmodell durchgeführt wird [LANG 96] unter Berücksichtigung von gestuften Komponentengrößen (Rohre z.B. gestuft nach den Nenndurchmessern).

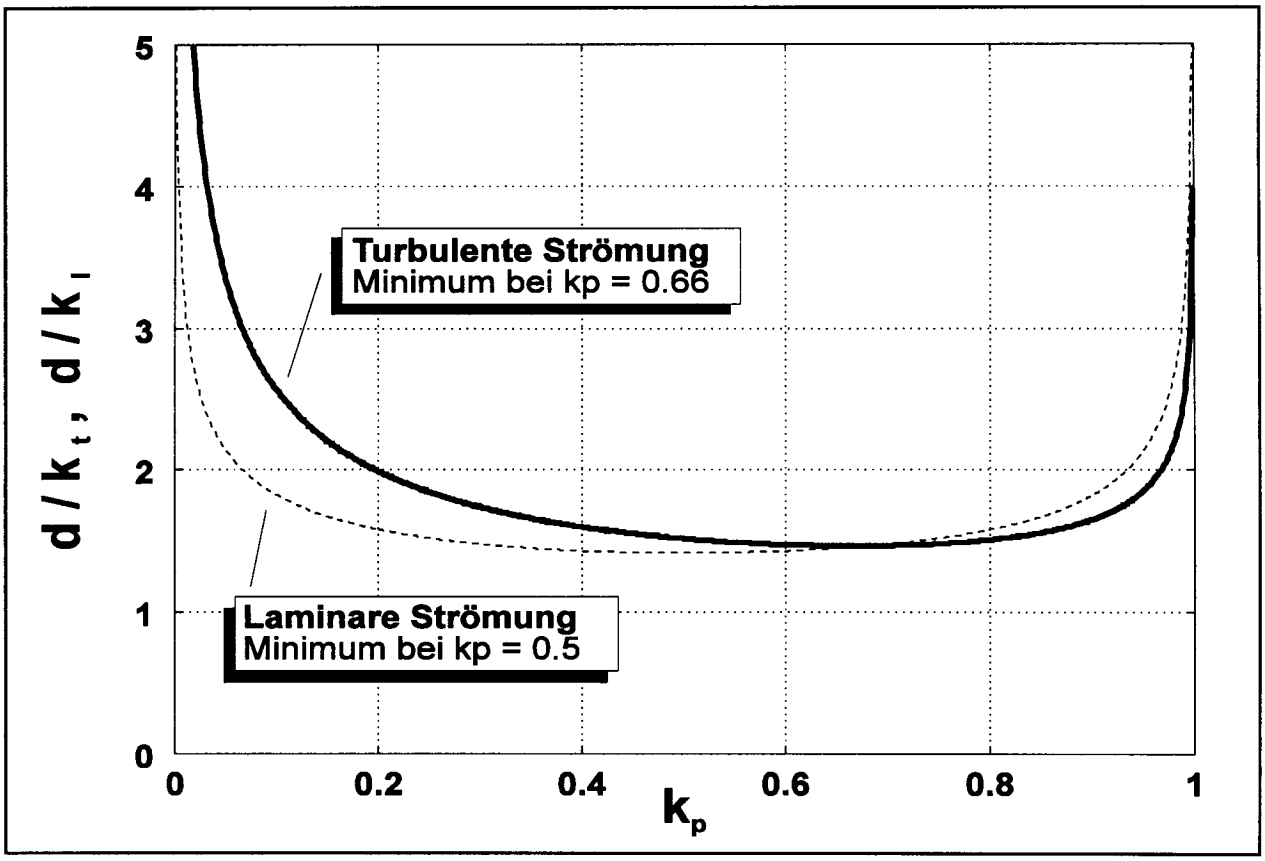


Bild 6.1: Dimensionsloser Rohrdurchmesser d/k_t für turbulente Strömung (Gleichung (6.2)) und d/k_l für laminare Strömung (Gleichung (6.3)) als Funktion des Druckverhältnisses k_p (Gleichung (6.1))

6.2 Stationäre Berechnung hydraulischer Netze

Das CAE-Werkzeug enthält zur stationären Berechnung hydraulischer Netze ein Modul "**I**nteractive **Ca**lculations of Hydraulic **P**ower **S**ystems", kurz: ICaROS. Die Grundlagen der für ICaROS entwickelten Methode werden aufbauend auf Abschnitt 2.3 in diesem Abschnitt 6.2 vorgestellt. Eine Beispielrechnung gibt abschließend einen Einblick in die Anwendung des Programms.

Das Gleichungssystem

Die stationäre Berechnung hydraulischer Netze des Moduls ICaROS arbeitet mit ***p-q*-Gleichungen**. Die Gleichungen werden in linearisierter Form geschrieben und mit Hilfe der **Linear-Theory-Method** gelöst. *p-q*-Gleichungen unterscheiden sich von *p*-Gleichungen dadurch, daß die externen Volumenströme q nicht aus einer nachfolgenden Rechnung bestimmt werden, sondern als Unbekannte im Gleichungssystem zusammen mit den primären Unbekannten p enthalten sind. Dieses Vorgehen hat den Vorteil, daß externe Volumenströme in Senken unbekannt sein dürfen, solange die Lösbarkeitsbedingungen (siehe unten) erfüllt sind; der Nachteil besteht darin, daß das Gleichungssystem größer wird. Die Knotengleichungen werden für alle Quellen und Senken aufgestellt. Entsprechend den Gleichungen (2.12) und (2.14) ist

$$\sum_x Q_x + q_j = 0, \qquad \text{für alle Knoten } j = 1, \ldots, J. \tag{6.5}$$

Man erhält $M + N = J$ nichtlineare Gleichungen zur Bestimmung der N unbekannten Drücke p und M unbekannten externen Volumenströme q . Mit Gleichung (2.18) ist

$$\sum_{i \text{ verbunden mit } j \text{ durch } x} \left(\frac{p_i - p_j}{R_x} \right)^{\frac{1}{n}} + q_j = 0, \quad \text{für alle Knoten } j = 1, \ldots, J \tag{6.6}$$

bzw. linearisiert mit C_x' nach Gleichung (2.22)[1]:

$$\sum C_x' \left(p_i - p_j \right) + q_j = 0, \qquad \text{für alle Knoten } j = 1, \ldots, J \quad . \tag{6.7}$$

---

[1] Der Laufindex der Summe wird nur in der Gleichung angegeben, in der er das erste Mal auftritt.

Das aus Gleichung (6.7) aufgebaute Gleichungssystem liefert J Unbekannte p_j bzw. q_j. Da C_x' von den Unbekannten p_j abhängt, kann das Gleichungssystem nur iterativ gelöst werden.

C_x' muß für **den ersten Iterationsschritt** geschätzt werden. Die Iteration der Linear-Theory-Method konvergiert unabhängig von der Wahl der Startwerte. Für den ersten Iterationsschritt, $t = 1$, wird C_x' vom Rechner geschätzt. Da $C_x' = 1 / R_x'$, gilt mit Gleichung (2.17):

$$C_x' = \frac{1}{R_x \cdot |Q_x|^{n-1}} \quad . \tag{6.8}$$

Die Initialisierung der linearisierten Leitwerte kann erfolgen unter Vorgabe

- der Volumenströme Q_x [ISSACS 80],
- der mittleren Strömungsgeschwindigkeiten v_x [ISSACS 80]
  und damit $Q_x = v_x \cdot d^2 \cdot \pi / 4$,
- der Reynoldszahl Re [COLLINS 75]
  und damit $Q_x = \pi/4 \cdot Re \cdot d \cdot \nu$
  (ν ist die kinematische Viskosität).

Das Modul ICaROS initialisiert die linearisierten Leitwerte C_x' aller Komponenten (für die eine Angabe von Reynoldszahl Re und Durchmesser d sinnvoll ist) basierend auf der Reynoldszahl. Für andere Komponenten wird ein Volumenstrom Q_x direkt vorgegeben.

Ab dem zweiten Iterationsschritt wird der linearisierte Leitwert ${}_{t+1}C_x'$ für den Iterationsschritt $t+1$ aus den Ergebnissen des Iterationsschrittes t berechnet:

$${}_{t+1}C_x' = \frac{\left| {}_tp_i - {}_tp_j \right|^{\frac{1}{n} - 1}}{R_x^{\frac{1}{n}}} \quad . \tag{6.9}$$

Vergleich mit anderen Berechnungsverfahren

Die Linear-Theory-Method basierend auf p-q-Gleichungen zur stationären Berechnung hydraulischer Netze wurde für das Modul ICaROS ausgewählt, weil diese Methode gegenüber den anderen Methoden nach Abschnitt 2.3 entscheidende Vorteile aufweist. **Tabelle 6.1** (am Ende von Abschnitt 6) enthält einen Überblick über das

Ergebnis des Methodenvergleichs, der auf einer Literaturrecherche (vergleiche insbesondere [BHAVE 91], [VASUDEO 87]) und eigenen Untersuchungen [FLECK 95], [SCHOLZ 95a] beruht. Die wesentlichen Vorteile der Linear-Theory-Method basierend auf *p-q*-Gleichungen sind:

- Konvergenzprobleme sind nicht bekannt.
- Es müssen keine Startwerte vom Benutzer des Programms vorgegeben werden.
- Netze können Senken mit unbekannten Volumenströmen enthalten.
- Gegenüber anderen Verfahren, die auf Maschengleichungen beruhen, eignet sich dieses auf Knotengleichungen beruhende Verfahren erheblich besser für Computerprogramme, die das Gleichungssystem automatisch aus den Eingaben über eine graphische Benutzeroberfläche erstellen.

Dämpfung

Bei der iterativen Lösung des Gleichungssystems kann es dazu kommen, daß die Lösung von einem Iterationsschritt zum anderen um den korrekten Wert schwingt [COLLINS 75]. Ein Leitwert ${}_{t}C_x'$ nach Gleichung (6.9) kann z.B. kleiner als der korrekte Wert ${}_{\infty}C_x'$ sein, während nach Abschluß des nächsten Iterationschrittes ${}_{t+1}C_x'$ größer als der korrekte Wert ${}_{\infty}C_x'$ ist. Durch ein derartiges wechselweises Unter- und Überschreiten der korrekten Lösung wird die Konvergenz der Iteration verlangsamt. Wenn bekannt ist, daß bei fortschreitender Iteration die Werte um die Lösung schwingen, kann dieses Verhalten durch die Einführung eines Dämpfungsfaktors k_C korrigiert werden. Diese Korrektur wird durch

$$ {}_{(t+1),in}C_x' = {}_{t,out}C_x' + k_C \cdot \left({}_{t,in}C_x' - {}_{t,out}C_x' \right) \qquad \textbf{(6.10)} $$

erreicht, da der korrekte Wert irgendwo zwischen den Ergebnissen zweier aufeinander folgender Iterationen vermutet wird. Der Leitwert ${}_{(t+1),in}C_x'$ nach Gleichung (6.10), mit dem die t+1-te Iteration begonnen wird, errechnet sich aus dem am Ende der t-ten Iteration bestimmten Leitwert ${}_{t,out}C_x'$, dem Leitwert ${}_{t,in}C_x'$ mit dem die t-te Iteration begonnen wurde und dem Dämpfungsfaktor k_C. Mit $k_C = 0$ wird die Iteration nicht gedämpft, mit $k_C = 1$ wäre eine Konvergenz durch die Iteration unterbunden. Folglich muß gelten $0 \leq k_C < 1$. In der Literatur wird ein Wert $k_C = 0{,}5$ für die Linear-Theory-Method mit *p*-Gleichungen vorgeschlagen [ISSACS 80], [COLLINS 75]. Eigene Rechnungen haben gezeigt, daß in der Regel mit einer Dämpfung $k_C < 0{,}5$ eine schnellere Lösung erreicht wird als mit dem in der Literatur vorgeschlagenen Wert.

Lösbarkeitsbedingungen

[SHAMIR 68] und [BHAVE 91] machen Angaben zur Lösbarkeit von Aufgaben der Berechnung hydraulischer Netze. Bei den hier aufgeworfenen Fragestellungen sind die Widerstände im Netz bekannt oder werden durch Iteration bestimmt. Unter dieser Voraussetzung lassen sich drei Lösbarkeitsbedingungen ableiten:

- **Regel der Anzahl der Unbekannten**
  Die Anzahl der Unbekannten muß gleich der Anzahl der Knoten im Netzwerk sein.
- **Regel der minimalen Anzahl gegebener Drücke**
  Mindestens ein Druck muß bekannt sein, und mindestens ein externer Volumenstrom muß unbekannt sein.
- **Regel der Verteilung der Unbekannten**
  Betrachtet man einen beliebigen Knoten des Netzes, so muß entweder der externe Volumenstrom im Knoten oder der Druck im Knoten (oder in einem angrenzenden Knoten) unbekannt sein.

Es ist sinnvoll, die Lösbarkeit zu überprüfen, bevor die Berechnung eines komplexen Netzes begonnen wird, da eine Berechnung natürlich nur dann erfolgreich sein kann, wenn das Problem überhaupt eine eindeutige Lösung hat.

Automatische Erstellung des Gleichungssystems

Bei einer manuellen Berechnung eines hydraulischen Netzes mit linearisierten *p-q*-Gleichungen müßte 1.) von Gleichung (6.7) ausgegangen werden. 2.) müßte das Gleichungssystem in eine explizite Form gebracht werden. Soll die Erstellung des Gleichungssystems vom Computer übernommen werden, so soll ebenfalls in diesen zwei Schritten vorgegangen werden.

Schritt 1: *Erstellung eines ungeordneten Gleichungssystems*
Das ungeordnete Gleichungssystem hat die Form $A_1\ \mathbf{x_1} = \mathbf{b_1}$. Darin ist A_1 die Systemmatrix gebildet aus den linearisierten Leitwerten. $\mathbf{x_1}$ enthält die Drücke und $\mathbf{b_1}$ die externen Volumenströme in den Knoten des Netzes. Für das Aufstellen der Systemmatrix A_1 können drei Regeln definiert werden, mit deren Hilfe ein formalisiertes Vorgehen möglich wird:

- Die *Hauptdiagonalelemente* a_{ij} mit $i = j$ berechnen sich als Summe der Leitwerte derjenigen Elemente, die in dem Knoten i zusammentreffen.
- Die Elemente a_{ij} mit $i \neq j$ *außerhalb der Hauptdiagonalen* sind Null, falls die Knoten i und j nicht verbunden sind. Andernfalls werden die Elemente a_{ij} mit $i \neq j$ mit dem negativen Leitwert des Widerstands besetzt, der die beiden Knoten i und j miteinander verbindet.
- Die *Systemmatrix* ist bezüglich ihrer Hauptdiagonalen *symmetrisch.*

Das so erstellte Gleichungssystem kann jedoch in keinem Fall direkt gelöst werden, da nach den Lösbarkeitsbedingungen (siehe oben) mindestens ein Druck bekannt und ein externer Volumenstrom unbekannt sein muß.

Schritt 2: *Trennen der bekannten und unbekannten Größen des Gleichungssystems*
Das Gleichungssystem muß so umgeordnet werden, daß bekannte und unbekannte Größen getrennt werden. Aus $A_1\ \mathbf{x}_1 = \mathbf{b}_1$ wird somit $A_2\ \mathbf{x}_2 = \mathbf{b}_2$. Für das Umstellen des Gleichungssystems können Regeln definiert werden, mit deren Hilfe ein formalisiertes Vorgehen möglich wird:

- Aufbau des Vektors $\mathbf{x}_2$:
  $\mathbf{x}_2$ enthält die J Unbekannten des Systems. Die ersten N Zeilen des Vektors werden belegt durch die N unbekannten Drücke p in der Reihenfolge der ursprünglichen Indizierung. Die verbleibenden M Zeilen des Vektors $\mathbf{x}_2$ enthalten die M externen unbekannten Volumenströme q ebenfalls in der Reihenfolge der ursprünglichen Indizierung im Vektor $\mathbf{b}_1$.
- Aufbau der Matrix A_2 :
  - Die N Spalten der Systemmatrix A_1, die den unbekannten Drücken zugeordnet sind, werden der Reihe nach als Spalten 1 bis N in die Matrix A_2 übernommen.
  - Die restlichen M Spalten $N+1$ bis J der Matrix A_2 sind gemäß dem Aufbau von $\mathbf{x}_2$ einem unbekannten Volumenstrom zugeordnet. Jede dieser Spalten der Matrix A_2 enthält den Wert -1 in der Zeile, die der zugeordnete Volumenstrom im Ausgangsvektor $\mathbf{b}_1$ belegt hat. Die restlichen Zeilen der Spalten $N+1$ bis J der Matrix A_2 werden mit dem Wert 0 (null) belegt.
- Aufbau des Vektors $\mathbf{b}_2$:
  - Es wird ein Vektor $\mathbf{b}_1^*$ mit J Zeilen aufgebaut. Wenn die Zeile des ursprünglichen Vektors $\mathbf{b}_1$ mit einem bekannten externen Volumenstrom

besetzt war, so wird dieser auch in den Vektor $\mathbf{b}_1^*$ übernommen. Die restlichen Zeilen erhalten den Wert 0 (null).

- o Aus der Matrix A_1 wird unter Beibehaltung der Reihenfolge eine Matrix A^*_1 gebildet, die nur die N Spalten besitzt, die den bekannten Drücken zugeordnet sind.
- o Aus dem Vektor $\mathbf{x}_1$ wird unter Beibehaltung der Reihenfolge ein Vektor $\mathbf{x}_1^*$ mit N Zeilen gebildet, der nur die bekannten Drücke besitzt.
- o Der Vektor $\mathbf{b}_2$ wird gebildet gemäß

$$\mathbf{b}_2 = \mathbf{b}_1^* - A_1^* \cdot \mathbf{x}_1^* \quad . \tag{6.11}$$

Beispiel: *Automatische Erstellung des Gleichungssystems*
Gegeben sei das einfache "Netz" nach **Bild 6.2**. Unter Anwendung der Regeln zum formalisierten Aufstellen des Gleichungssystems (Schritt 1) schreiben wir für $A_1\ \mathbf{x}_1 = \mathbf{b}_1$

$$\begin{bmatrix} C_3' & -C_3' & 0 \\ -C_3' & C_3'+C_4' & -C_4' \\ 0 & -C_4' & C_4' \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad . \tag{6.12}$$

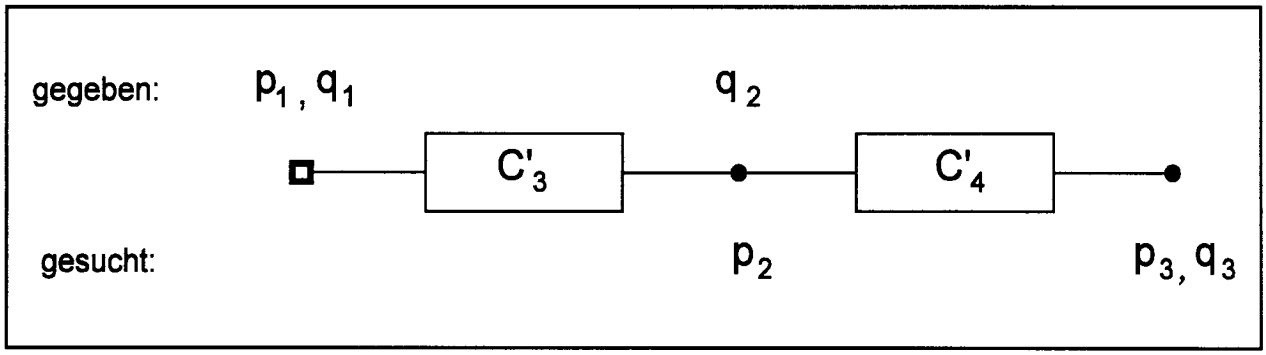


Bild 6.2: Einfaches "Netz" für die Beispielrechnung zur formalen Erstellung des Gleichungssystems

Die Unbekannten sind nach Bild 6.2 die Größen p_2 , p_3 und q_3 . Nach den Regeln zum formalisierten Aufstellen des Gleichungssystems (Schritt 2) ist

$$\mathbf{x_2} = \begin{bmatrix} p_2 \\ p_3 \\ q_3 \end{bmatrix} \qquad \text{und} \qquad A_2 = \begin{bmatrix} -C_3' & 0 & 0 \\ C_3'+C_4' & -C_4' & 0 \\ -C_4' & C_4' & -1 \end{bmatrix} \tag{6.13}$$

weiterhin ist

$$\mathbf{b_1}^* = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ 0 \end{bmatrix}, \qquad A_1^* = \begin{bmatrix} C_3' \\ -C_3' \\ 0 \end{bmatrix}, \qquad \mathbf{x_1}^* = p_1 \tag{6.14}$$

und damit nach Gleichung (6.11)

$$\mathbf{b_2} = \begin{bmatrix} q_1 - C_3' \, p_1 \\ q_2 + C_3' \, p_1 \\ 0 \end{bmatrix} . \tag{6.15}$$

Das Ergebnis des so formalisiert erhaltenen Gleichungssystems $A_2 \, \mathbf{x_2} = \mathbf{b_2}$ kann überprüft werden durch einen Vergleich mit einer manuellen Auswertung von Gleichung (6.7).

Lösen des Gleichungssystems

Mit Hilfe des formal erstellten linearen Gleichungssystems

$$A_2 \, \mathbf{x_2} = \mathbf{b_2} \tag{6.16}$$

können die unbekannten Größen jetzt bestimmt werden. Der Gauß-Algorithmus mit Dreieckzerlegung und skalierter Spaltenpivotsuche nach [ENGELN-MÜLLGES 93] hat sich im Modul ICaROS bewährt. Nach [HOFFMAN 92] ist der Gauß-Algorithmus für Gleichungssysteme bis zu etwa 100 Gleichungen in der Regel das schnellste Verfahren. Für größere Gleichungssyteme kann ein Iterationsverfahren schneller sein. Für derartig umfangreiche Gleichungssysteme werden Iterationsverfahren vom Typ der Relaxationsverfahren empfohlen. Eine Voraussetzung für die Konvergenz der Iterationsverfahren ist jedoch die diagonale Dominanz der Matrix. Die stationäre Be-

rechnung hydraulischer Netze produziert zwar schwach besetzte Matrizen, jedoch sind diese zunächst nicht diagonal dominant. Erst nach einer internen neuen Numerierung der Knoten besteht die Möglichkeit, eine diagonal dominante Bandmatrix zu erzeugen und ein Iterationsverfahren einzusetzen.

Für die numerische Lösung werden im Gleichungssystem (6.16) die Drücke in *bar* und die externen Volumenströme in *l/min* angegeben statt in N/m^2 bzw. m^3/s. Dadurch erhalten die Koeffizienten des linearen Gleichungssystems gleiche Größenordnung, und Rundungsfehler bei der Lösung des Gleichungssystems werden verringert.

Da die linearisierten Leitwerte C_x' nach Gleichung (6.9) von den Drücken in den Knoten abhängen, müssen **die linearisierten Leitwerte** nach jedem Iterationsschritt **neu berechnet** werden (das ist der "Preis" für die Linearisierung):

- Für konstante Widerstände wird C_x' nach Gleichung (6.9) und (6.10) berechnet.
- Für Widerstände mit variablem Widerstandsbeiwert ζ wird zunächst die Reynoldszahl *Re* aus dem jeweiligen internen Volumenstrom Q_x berechnet. Aus der Reynoldszahl folgt ζ je nach Modellierungsart der Komponente (siehe unten) und R_x nach Gleichung (6.19). C_x' wird dann nach Gleichung (6.9) und (6.10) ermittelt.
- Für Komponenten, die durch eine Δp-Q-Kennlinie beschrieben werden (siehe unten), wird C_x' nach Gleichung (6.20) und (6.10) berechnet.

Die Systemmatrix A_2 wird mit diesen neuen Leitwerten besetzt und das lineare Gleichungssystem erneut gelöst.

Die **Iteration** wird frühestens nach einer vorgegebenen Mindestanzahl von Iterationsschritten **beendet**, wenn

- die Iteration konvergiert ist oder
- eine vorgegebene Anzahl von Iterationsschritten überschritten wurde.

Konvergenz wird festgestellt, wenn gilt

$$\left| \frac{\left({}^{t+1}x_{1_i} - {}^{t}x_{1_i} \right)_{\max}}{{}^{t+1}x_{1_i}} \right| \leq \epsilon \quad . \tag{6.17}$$

[WOOD 81] wählt $\epsilon = 0{,}005$ in Gleichung (6.17). Nach [HOFFMAN 92] und [WOOD 81] muß zwischen Konvergenz und Genauigkeit unterschieden werden. Im Modul ICaROS wird daher nach Beendigung der Iteration die erzielte Genauigkeit errechnet,

die ausdrückt, welcher Fehler nach der Iteration mit den erzielten Ergebnissen in den Kontinuitätsgleichungen (das sind die Knotengleichungen) verbleibt. Der Fehlervektor **e** enthält die Abweichungen der externen Volumenströme in jedem Knoten:

$$\mathbf{e} = \mathbf{b}_1 - A_1 \cdot \mathbf{x}_1 \quad . \tag{6.18}$$

Angegeben werden kann der maximale absolute Fehler $(e_i)_{max}$ oder der maximale relative Fehler. Zur Berechnung des maximalen relativen Fehlers wird $(e_i)_{max}$ durch den externen Volumenstrom geteilt, der mit dem maximalen Fehler $(e_i)_{max}$ behaftet ist.

Wenn der Dampfdruck in einem Knoten unterschritten wurde, so wird dies nach beendeter Berechnung als Fehler ausgegeben. Zu diesem Fehler kann es bei einer unrealistischen Wahl der Randbedingungen kommen.

Modellierung und Einbeziehung hydraulischer Komponenten

Dieser Abschnitt beschreibt, wie die in hydraulischen Leistungssystemen (z.B. des Flugzeugs) vorkommenden Komponenten im oben beschriebenen Ansatz berücksichtigt werden (Details siehe [ENGELHARDT 96] und [SCHOLZ 96b]).

Rohrleitungen, Krümmer, Blenden, Drosseln, Verengungen und **Erweiterungen** werden durch einen Widerstandsbeiwert ζ beschrieben. Der Widerstand der Komponente R_x kann aus dem Widerstandsbeiwert ζ, der Dichte der Hydraulikflüssigkeit ρ, der Referenzfläche A und dem Exponenten n berechnet werden:

$$R_x = \zeta \cdot \frac{\rho}{2 \cdot A^n} \tag{6.19}$$

Es gilt $n = 2$ (Ausnahme siehe Gleichung (2.13)). Der Widerstandsbeiwert ζ ist nur von der Geometrie der Komponente und der Reynoldszahl Re abhängig. Die empirischen Zusammenhänge sind in dem Standardwerk [IDEL'CHIK 94] enthalten, welches der Programmierung des Moduls ICaROS zugrunde gelegt wurde.

Andere Widerstandselemente kann der Benutzer des Moduls ICaROS durch ein allgemeines Widerstandselement beschreiben. Verschiedene Modellierungsarten sind möglich:

- Modellierung eines ζ-Re-Zusammenhangs durch
  - o Angabe eines konstanten ζ-Wertes,
  - o einen Splinezug $\zeta = f(Re)$,
  - o Berechnung von ζ gemäß [WILL 95] nach $\zeta = k_1 / Re + k_2$.

  Auswertung: R_x aus Gleichung (6.19), C_x' aus Gleichung (6.9).
- Modellierung eines Δp-Q-Zusammenhangs durch
  - o einen Splinezug $\Delta p = f(Q)$

    Auswertung:

    $$C_x' = Q / \Delta p \quad , \tag{6.20}$$

  - o Wertepaar $(\Delta p_{nenn} ; Q_{nenn})$

    Auswertung:

    $R = \Delta p_{nenn} / Q_{nenn}^2$, $C_x' = const$ aus Gleichung (6.8) .

Für **Rückschlagventile**, **Druckbegrenzungsventile** und **Vorrangventile** wird die stationäre Charakteristik in Form einer Δp-Q-Kennlinie eingegeben. Zusätzlich wird der Öffnungsdruck als Eingabeparameter erwartet. Bei einer Druckdifferenz über dem Ventil, die größer als der Öffnungsdruck ist, werden die Ventile wie ein normales Widerstandselement behandelt. Im anderen Fall wird der linearisierte Leitwert C_x' zu Null gesetzt.

Druckhalteventile ändern ihren Widerstand abhängig von der Druckdifferenz $\Delta p_{1,2}$ zwischen zwei Punkten im System. Druckhalteventile haben in der Flugzeughydraulik die Aufgabe, einen Teil des Systems (z.B. für die primäre Flugsteuerung) vor unzulässig hohem Druckverlust zu schützen. Dazu wird der Verbrauch in sekundären Komponenten abhängig von der gemessenen Druckdifferenz $\Delta p_{1,2}$ begrenzt. Dies wird durch einen variablen Widerstand erreicht. Im Programm wird ein Druckhalteventil durch einen Widerstand mit variablem Widerstandsbeiwert

$$\zeta = f(\Delta p_{1,2}) \tag{6.21}$$

modelliert.

Servoventile stellen eine Brückenschaltung aus vier variablen hydraulischen Widerständen dar [BACKÉ 74]. Die Brückenschaltung wird vom Modul ICaROS automatisch generiert. Die Einzelwiderstände der Brückenschaltung werden abhängig von der

Stellung des Servoventilkolbens berechnet. Flugzeughydrauliksysteme sollen unter Vorgabe bestimmter Motordrehzahlen und Aktuatorstellgeschwindigkeiten bei gegebenen Lasten getestet werden. Um diese Lastfälle in der stationären Berechnung zu ermöglichen, werden die erforderlichen Servoventilstellungen iterativ ermittelt. Die erste Iteration startet mit maximaler Ventilöffnung. Falls die resultierende Stellgeschwindigkeit kleiner ist als die geforderte Stellgeschwindigkeit, ist keine Lösung möglich. Im anderen Fall wird die Ventilöffnung automatisch vom Programm reduziert, bis die geforderte Stellgeschwindigkeit erreicht ist.

Wie gezeigt, gehen die Eigenschaften von Widerständen und Ventilen direkt in die Systemmatrix A_2 nach Gleichung (6.16) ein. Mit diesem Vorgehen können hydraulische Verteilungssysteme hinreichend beschrieben werden. **Hydraulische Leistungssysteme mit Elementen zur Energiewandlung**, wie Pumpen, Rotations- oder Linearantriebe erfordern hingegen flexible Beschreibungsmöglichkeiten, die durch eine einfache Modifikation der Systemmatrix kaum möglich ist. Aus diesem Grunde werden im Modul ICaROS Elemente der Energiewandlung separat vom Rest des Widerstandsnetzes beschrieben. Die Komponenten modifizieren lediglich die Randbedingungen (Druck und externer Volumenstrom) in den Randknoten des verbleibenden Netzes.

Pumpen können in ICaROS durch fünf verschiedene Modelle beschrieben werden als:

1.) Pumpen mit konstanten Wirkungsgraden,

2.) Pumpen mit variablen Wirkungsgraden beschrieben nach [ISO 4409] abhängig von der Druckdifferenz über der Pumpe Δp und der Pumpendrehzahl n berechnet nach $\eta = f(\Delta p, n)$,

3.) Pumpen beschrieben nach [ISO 4409] durch Δp-Q-Kennlinie,

4.) Pumpen beschrieben durch das Modell nach [BAVENDIEK 87] mit einem Wirkungsgrad η abhängig von der Druckdifferenz über der Pumpe Δp, der Pumpendrehzahl n, der Viskosität der Hydraulikflüssigkeit ν und der Stellung der Schrägscheibe α : $\eta = f(n, \Delta p, \nu, \alpha)$,

5.) druckgeregelte Pumpen.

Bild 6.3a zeigt eine Pumpe der **Modellierungsart 1 bis 4** in einem einfachen Netz. Die Pumpe ist verbunden an beiden Seiten mit einer Rohrleitung. Als Beispiel soll angenommen werden, daß die Knoten 1 und 4 mit einem Reservoir verbunden sind.

In diesem Fall sind die Drücke in den Knoten 1 und 4 bekannt, die externen Volumenströme jedoch unbekannt. In **Bild 6.3b** ist die Pumpe aus dem Netz herausgelöst worden. Dadurch entstehen zwei separate Netze mit zwei neuen Randknoten. Unter der Annahme, daß keine externen Leckströme auftreten, muß der Volumenstrom in die Pumpe und aus der Pumpe gleich sein: $q_2 = -q_3$. Die Randbedingungen $\boldsymbol{q_2}$ und $\boldsymbol{q_3}$ werden für die Netzberechnung **als bekannt angenommen.**

Für jeden Schritt in der Netzberechnung wird für Pumpen der Modellierungsart 1 bis 4 folgende Prozedur durchlaufen:

1.) Berechnung des neuen Pumpenwirkungsgrades η_{vol} abhängig vom Pumpenmodell. Für den ersten Iterationsschritt werden geeignete Startwerte für n und Δp vorgegeben.

2.) Berechnung des effektiven Volumenstroms Q_{eff} durch die Pumpe aus volumetrischem Wirkungsgrad η_{vol}, Verdrängungsvolumen der Pumpe V_{th} und Pumpendrehzahl n :

$$Q_{eff} = n \cdot V_{th} \cdot \eta_{vol} \qquad \textbf{(6.22)}$$

3.) Vorgabe der externen Volumenströme $\boldsymbol{q_3} = Q_{eff}$ und $\boldsymbol{q_2} = -q_3$.

4.) Berechnung der Druckdifferenz über der Pumpe Δp aus den Drücken in den Randknoten gemäß Netzberechnung (für Punkt 1).

5.) Durchführen der nächsten Iteration der Netzberechnung.

Bei **druckgeregelten Pumpen** (Modellierungsart 5) werden $\boldsymbol{p_3}$ und $\boldsymbol{q_2}$ aus Bild 6.3b **als bekannt angenommen.** p_3 ist der Pumpenausgangsdruck gemäß Pumpenkennlinie mit $p_3 = f(Q_{eff}, n)$ und $q_2 = -Q_{eff}$. q_2 und p_3 werden mit den Werten der letzten zwei Iterationen gemittelt. Dies bewirkt eine Dämpfung der Iteration.

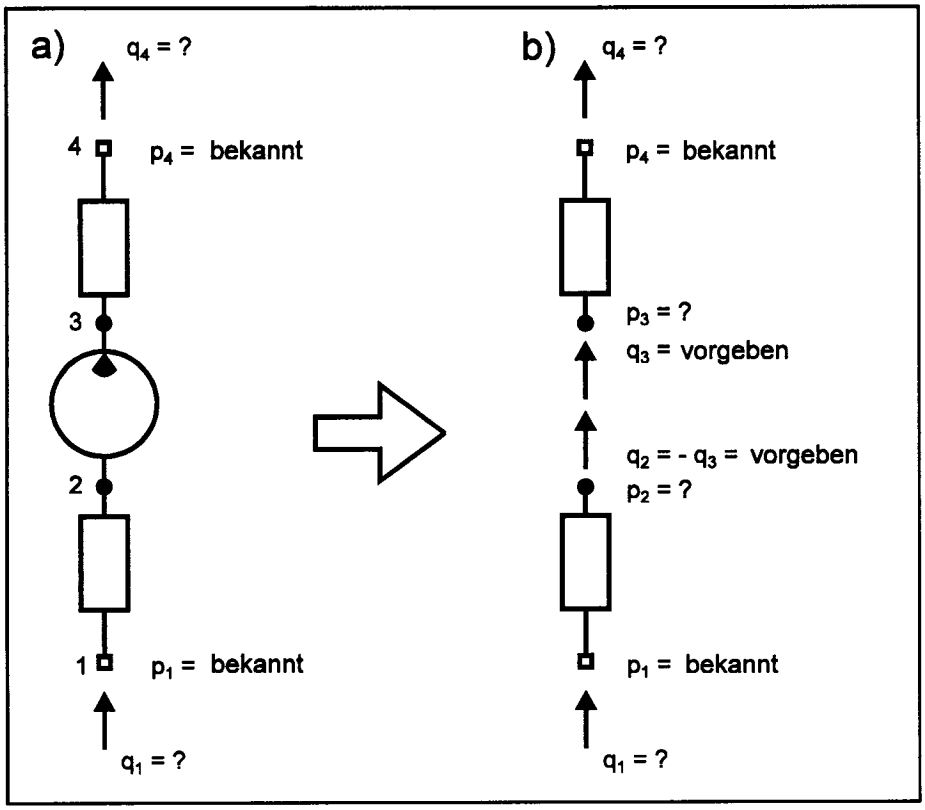


Bild 6.3: Entfernen einer Hydraulikkomponente zur Energiewandlung - hier einer Pumpe - aus dem hydraulischen Netz und Vorgabe äquivalenter Randbedingungen

Hydraulische Rotationsantriebe, also hydraulische Motore können in ICaROS durch drei verschiedene Modelle beschrieben werden als:

1.) Motore mit konstanten Wirkungsgraden,

2.) Motore mit variablen Wirkungsgraden abhängig von der Druckdifferenz über dem Motor Δp und der Motordrehzahl n berechnet nach $\eta = f(\Delta p, n)$,

3.) Motore beschrieben durch das Modell nach [BAVENDIEK 87] (siehe oben).

Die hydraulischen Motore werden wieder separat vom Rest des Netzes berechnet. Am Motorausgang wird der externe Volumenstrom q_3 und am Motoreingang wird der Eingangsdruck p_2 für die Netzberechnung **als bekannt angenommen**. Für jeden Schritt in der Netzberechnung wird folgende Prozedur durchlaufen:

1.) Berechnung der neuen Motorwirkungsgrade η_{vol} und η_{hm} abhängig vom Motormodell. Für den ersten Iterationsschritt werden geeignete Startwerte für n und Δp vorgegeben.

2.) Den Motorausgangsdruck p_3 mit den Werten aus den letzten zwei Iterationen zu einem Druck p_3* mitteln (Dämpfung der Iteration). Den Motoreingangsdruck $p_2 = p_3$*+Δp als Randbedingung vorgeben.

3.) Den Motoreingangsvolumenstrom q_2 mit den Werten aus den letzten zwei Iterationen zu einem Volumenstrom q_2* mitteln (Dämpfung der Iteration). Den Motorausgangsvolumenstrom $q_3 = -q_2$* als Randbedingung vorgeben. Den effektiven Motorvolumenstrom $Q_{eff} = -q_2$ setzen.

4.) Drehzahl n des Motors berechnen:

$$n = Q_{eff} \cdot \eta_{vol} / V_{th} \tag{6.23}$$

5.) Berechnung der erforderlichen Druckdifferenz Δp über dem Motor aus dem Lastmoment M_{eff}, dem hydraulisch-mechanischen Wirkungsgrad η_{hm} und dem Verdrängungsvolumen des Motors V_{th}:

$$\Delta p = 2\ \pi \cdot M_{eff} / (\eta_{hm} \cdot V_{th}) \tag{6.24}$$

6.) Durchführen der nächsten Iteration der Netzberechnung.

Die Berechnungsprozedur für **hydraulische Linearantriebe**, also Aktuatoren, folgt dem gleichen Prinzip, wie hier für Motore beschrieben.

Hydraulische Leistungstransfereinheiten (Power Transfer Units, PTU) werden eingesetzt, um hydraulische Leistung von einem Hydrauliksystem in ein anderes zu übertragen, wenn in einem System ein Fehler aufgetreten ist. Dabei muß die Leistungsübertragung ohne den Austausch von Hydraulikflüssigkeit erfolgen. Daher wird die Energie über eine Welle übertragen, die die Pumpen-Motoreneinheiten in den beiden Systemen miteinander verbindet. Die Netzberechnung unterscheidet verschiedene PTU-Konstruktionsprinzipien:

- PTU mit festem Verdrängungsvolumen:
  - o Leistungsübertragung nur in einer Richtung,
  - o Leistungsübertragung in beiden Richtungen.
- PTU mit variablem Verdrängungsvolumen:
  - o die Einheit mit dem variablen Verdrängungsvolumen ist im fehlerhaften System,
  - o die Einheit mit dem variablen Verdrängungsvolumen ist im funktionsfähigen System.

Alle vier PTU-Einsatzvarianten sind im Modul ICaROS berücksichtigt. Ebenso wie bei Pumpen und Motoren wird die PTU separat vom Rest des Netzes berechnet. Das Prinzip der PTU-Modellierung wird hier erklärt am Beispiel einer PTU mit variablem Verdrängungsvolumen, bei der die variable Einheit als Pumpe arbeitet (**Bild 6.4**). Die externen Volumenströme $\boldsymbol{q_1}$, $\boldsymbol{q_2}$, $\boldsymbol{q_3}$ und der Druck $\boldsymbol{p_4}$ werden in der Netzberechnung **als bekannt angenommen**. p_1, p_2, p_3 und q_4 werden durch die Netzberechnung ermittelt. Die Berechnungsprozedur ist folgende:

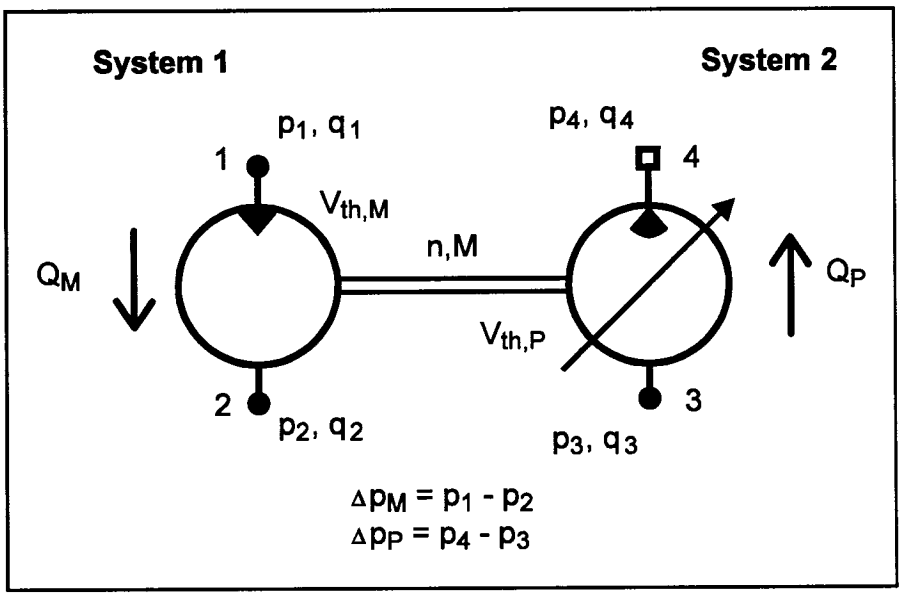


Bild 6.4: Power Transfer Unit mit variablem Verdrängungsvolumen der Pumpe

1.) Berechnung von Pumpen- und Motorwirkungsgraden.

2.) Abhängig von der Art der Regelung wird $\boldsymbol{p_4}$ aus p_1 berechnet, über die letzten drei Iterationen gemittelt und als Randbedingung vorgegeben.

3.) q_4 mit den Werten aus den letzten zwei Iterationen zu einem Volumenstrom q_4* mitteln. $\boldsymbol{q_3} = -q_4$* als Randbedingung vorgeben.

4.) Der Volumenstrom durch den Motor Q_M wird berechnet aus den Wirkungsgraden und Verdrängungsvolumina V_{th} von Pumpe (P) und Motor (M):

$$Q_M = Q_P \cdot \frac{V_{th,M}}{V_{th,P}} \cdot \frac{1}{\eta_{vol,M} \cdot \eta_{vol,P}} \quad . \tag{6.25}$$

Setzen der Randbedingungen q_1 und q_2 : $\boldsymbol{q_1} = -Q_M$ und $\boldsymbol{q_2} = Q_M$.

5.) **a)** Die Druckdifferenz an der Pumpe Δp_P wird als Differenz der Drücke an den Knoten 4 und 3 bestimmt. Der Wert für p_3 entstammt der Netzberechnung, p_4 wurde am Pumpenausgang vorgegeben.

b) Der Wert für Δp_P wird mit den entsprechenden Werten der beiden vorigen Iterationen gemittelt. Man erhält die gemittelte Druckdifferenz Δp_P*.

c) Die Druckdifferenz am Motor Δp_M wird als Differenz der Drücke an den Knoten 1 und 2 bestimmt. Die Werte für p_1 und p_2 entstammen der Netzberechnung.

d) Der Wert für Δp_M wird mit den entsprechenden Werten der beiden vorigen Iterationen gemittelt. Man erhält die gemittelte Druckdifferenz $\Delta p_M{}^*$.

e) Das erforderliche Verdrängungsvolumen $V_{th,P}$ der veränderlichen Einheit wird an die gemittelten Druckdifferenzen angepaßt:

$$V_{th,P} = V_{th,M} \cdot \frac{\Delta p_M{}^*}{\Delta p_P{}^*} \cdot \eta_{hm,M} \cdot \eta_{hm,P} \quad . \tag{6.26}$$

$V_{th,P}$ wird zur Berechnung von Q_M im nächsten Iterationsschritt benötigt.

6.) Drehzahl n und Drehmoment M der PTU werden bestimmt. Die Drehzahl wird für die Berechnung der Wirkungsgrade im nächsten Iterationsschritt benötigt. Das übertragene Moment wird ausgegeben.

7.) Durchführen der Netzberechnung. Die Werte p_1 und p_2 am Motor bzw. p_3 und q_4 an der Pumpe werden neu bestimmt.

Eigenschaften der Hydraulikflüssigkeit

Die Eigenschaften der Hydraulikflüssigkeit können einen großen Einfluß auf das Verhalten des Netzes im Betrieb haben. Die kinematische Zähigkeit ν und die Dichte ρ der Flüssigkeit werden bei Komponenten, die über den Widerstandsbeiwert $\zeta = f\,(Re)$ beschrieben werden, automatisch berücksichtigt. Anders ist dies bei Komponenten, die durch eine Δp-Q-Kennlinie beschrieben werden: Die Kennlinie und damit auch die auf sie zugreifende Rechnung geben lediglich das Verhalten der Komponente bei Meßbedingungen wieder. Das Modul ICaROS rechnet aus diesem Grund vor dem Beginn der Iteration die Δp-Q-Kennlinien von den Meßbedingungen um auf aktuell gewählte Bedingungen. Die Gleichungen für die Umrechnung wurden [BEITLER 81] entnommen.

Graphische Eingabe des Hydraulikschaltplans

Der Hydraulikschaltplan wird über eine graphische Benutzeroberfläche (**Bild 6.8** am Ende von diesem Abschnitt) eingegeben. Die Hydraulikkomponenten werden von

einer links angeordneten Palette auf die Zeichenfläche gezogen. Voreingestellte Parameter der Komponenten können editiert werden. Die Daten von Komponenten, denen eine aufwendigere Modellierung zugrunde liegt - wie etwa den Pumpen - werden aus einer Bibliothek abgerufen, die vom Benutzer über Eingabemasken editiert und erweitert werden kann.

Beispielrechnung

Eine Beispielrechnung wird durchgeführt für einen Ausschnitt eines Flugzeughydrauliksystems nach **Bild 6.8**. Am Knoten 1 wird Druck mit 5 bar einem Reservoir entnommen. Zwei baugleiche druckgeregelte Pumpen erhöhen den Druck des Fluids. Über Rückschlagventile, Filter und Leitungen gelangt die Hydraulikflüssigkeit zu den Verbrauchern. Ein Ruderstellsystem ist direkt angeschlossen, während ein Hydraulikmotor über ein Vorrangventil angeschlossen ist, welches ab 130 bar öffnet. Über einen weiteren Filter gelangt das Fluid zurück zum Reservoir. Ein federbelastetes Rückschlagventil öffnet, wenn über den Filter mehr als 5 bar abfallen. Bei einem Druckanstieg über 237 bar im Hochdruckteil verbindet ein Druckbegrenzungsventil den Hoch- und Niederdruckteil des Systems. Weitere Parameter der Komponenten wurden gewählt in Anlehnung an ein modernes Kurz-/Mittelstreckenflugzeug.

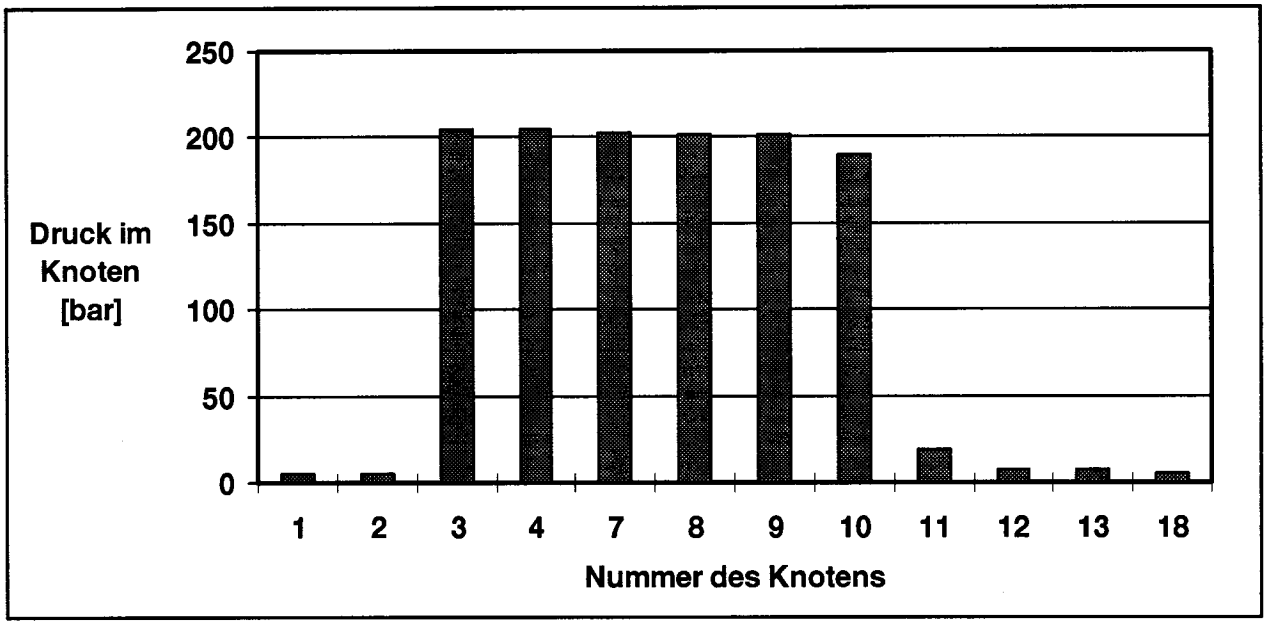


Bild 6.5: Druckverlauf über einen Pfad eines Flugzeughydrauliksystems. (Die Knotennummern beziehen sich auf den in Bild 6.8 gezeigten Ausschnitt eines Flugzeughydrauliksystems)

Den Druckverlauf über einen Pfad (Reservoir, Pumpen, Verbraucher, Reservoir) zeigt **Bild 6.5**. Mit ϵ = 0.005 gemäß Gleichung (6.17) und k_C = 0,5 nach Gleichung (6.10) konvergierte die Rechnung nach 39 Iterationsschritten. Der Druckverlauf hinter den Pumpen am Knoten 3 und 6 sowie der Volumenstrom durch die Rückschlagventile 44 und 30 sind für jeden Iterationsschritt in **Bild 6.6** bzw. **Bild 6.7** gezeigt.

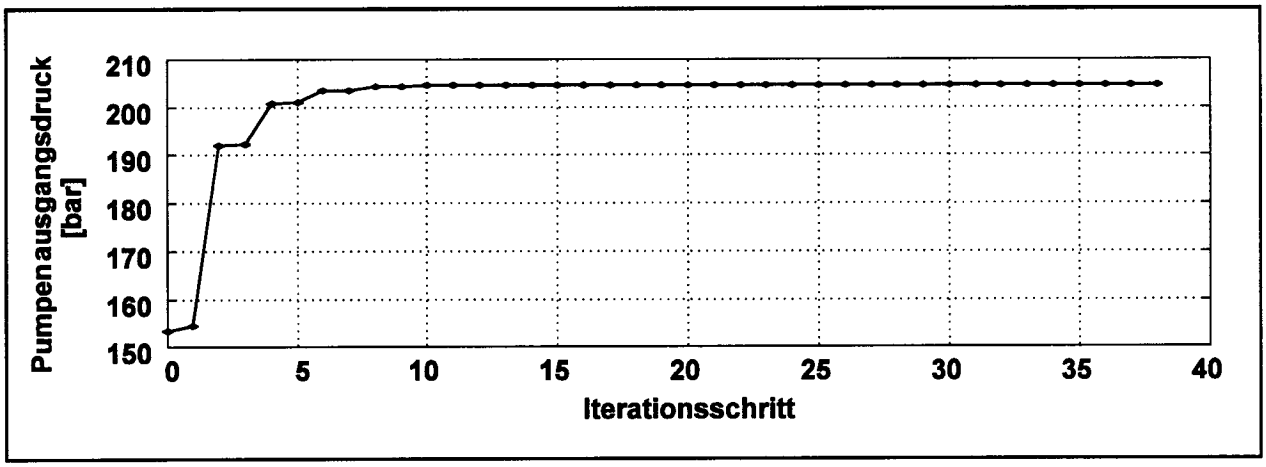


Bild 6.6: Verlauf des Pumpenausgangsdrucks während der Iteration

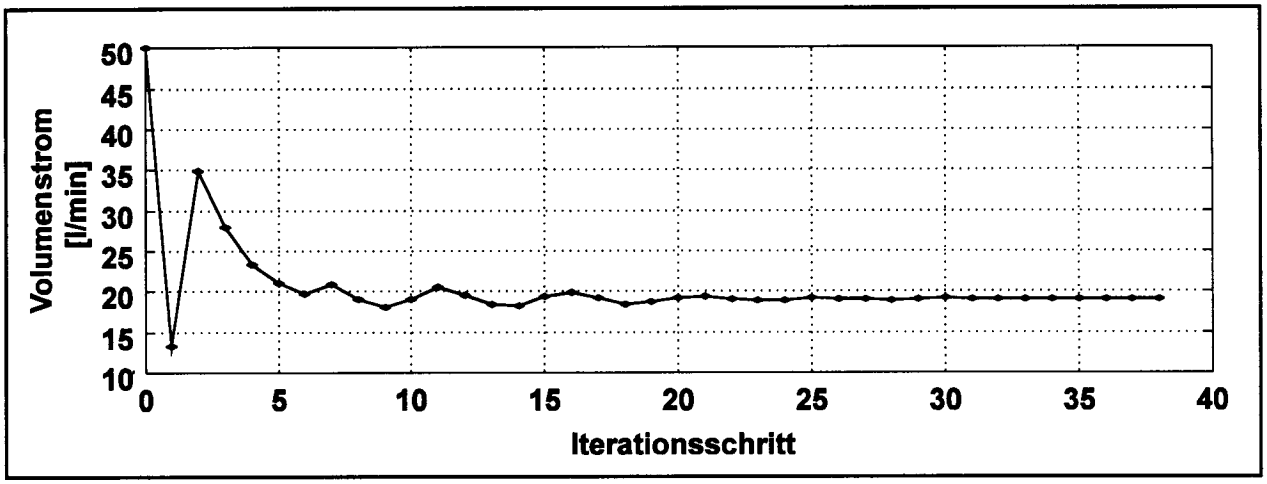


Bild 6.7: Verlauf des Volumenstroms durch die Rückschlagventile 44 und 30 während der Iteration

Tabelle 6.1 Vergleich von Verfahren zur Berechnung hydraulischer Netze

Eigenschaft	Hardy-Cross-Method		Newton-Raphson-Method		Linear-Theory-Method		
	Ausgleich der Druckverluste	Ausgleich der Durchflüsse	Knoten-gleichungen	Maschen-gleichungen	Durchflüsse	Drücke in Knoten (Finite Element Method)	Drücke in Knoten (Finite Element Method)
Gleichungen	ΔQ-Gleichungen	Δp-Gleichungen	p-Gleichungen	ΔQ-Gleichungen	Q-Gleichungen	p-Gleichungen	p-q-Gleichungen
Anzahl der Unbekannten	C+M-1 Minimum	N Durchschnitt	N Durchschnitt	C+M-1 Minimum	N+M+C-1 Maximum	N Durchschnitt	N+M Durchschnitt
Startwerte	notwendig				nicht notwendig		
Berechnungsart	sequentielles Lösungsverfahren		simultanes Lösungsverfahren				
Anwendbarkeit für Handrechnungen	Anwendbar. Netze mit mehreren Knoten können analysiert werden wenn genügend Zeit vorhanden ist.		Nicht anwendbar (mit Ausnahme von sehr kleinen Netzen)				
Anzahl der Iterationen	normalerweise groß		normalerweise klein (i.d.R. nicht mehr als ca. 10 Iterationen)				
Einfluß der Netzgröße auf die Anzahl der Iterationen	steigt mit der Größe des Netzes		in der Regel unabhängig von der Größe des Netzes				
Rechenzeit pro Iterationsschritt	gering		groß				
Einfluß der Netzgröße auf die Rechenzeit pro Iterationsschritt	steigt langsam mit der Größe des Netzes		steigt schnell mit der Größe des Netzes				
Konvergenzprobleme	möglich				gemäß Literaturrecherche: nicht vorhanden		
Platzbedarf im Hauptspeicher	klein, steigt langsam mit zunehmender Größe des Netzes		groß, steigt schnell mit zunehmender Größe des Netzes				
unbekannte externe Volumenströme in Senken	Berechnung nicht möglich						Berechnung möglich
Ableitung von Element-Kennlinien	nicht erforderlich		erforderlich		nicht erforderlich		
Information erforderlich über Verknüpfung von ...	Knoten, Maschen, Pseudo-Maschen	Knoten		Knoten, Maschen, Pseudo-Maschen		Knoten	

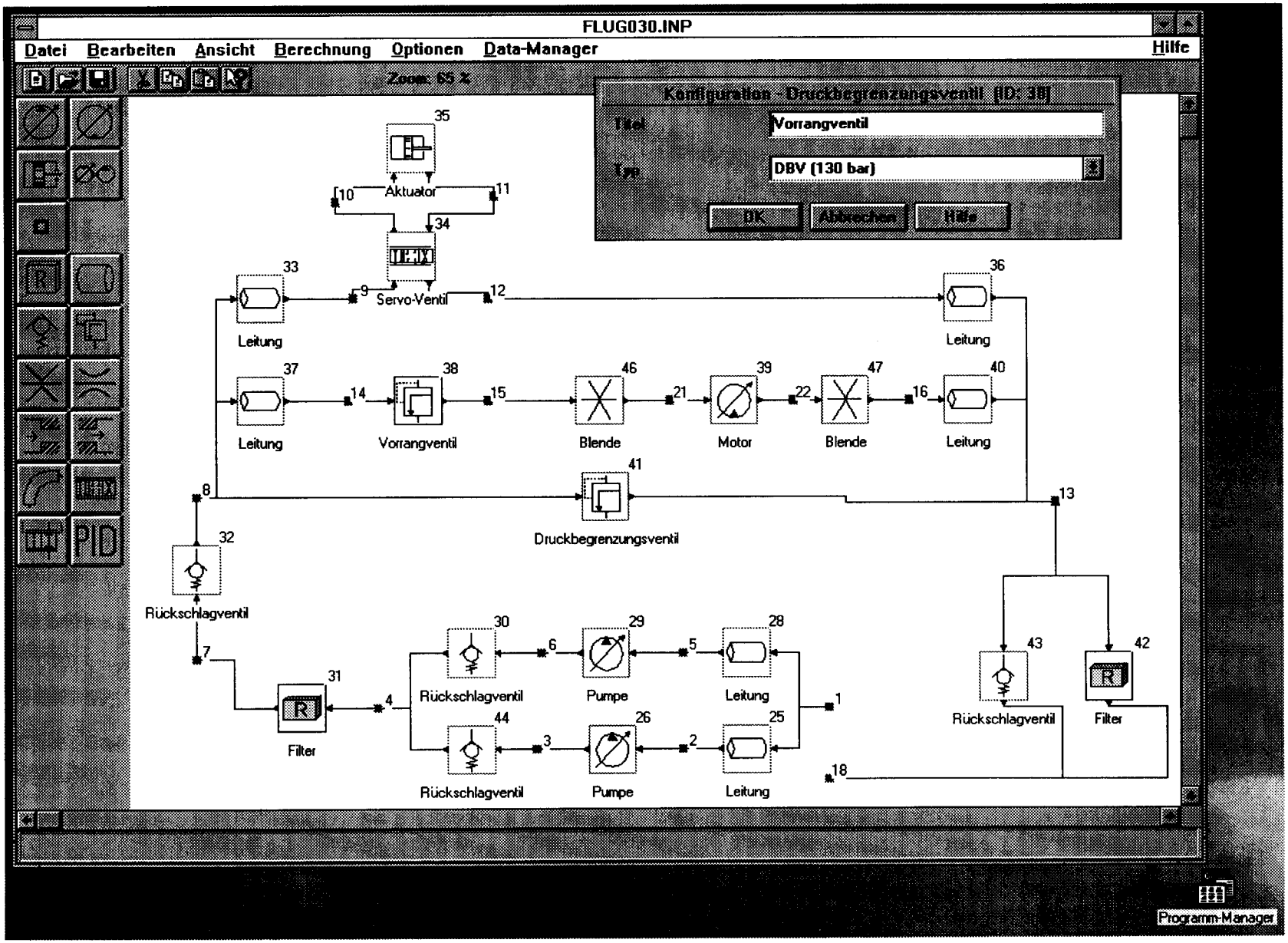


Bild 6.8: Graphische Benutzeroberfläche des Moduls ICaROS mit dem Hydraulikteilsystem der Beispielrechnung

7 Bewertung von Flugzeugsystementwürfen

In Abschnitt 2.4 wurden bereits verschiedene Modelle vorgestellt zur Bewertung technischer Systeme in Flugzeugbau und -betrieb. Anschließend wurde begründet, warum der Ansatz der im Flugzeugentwurf und in der Flugzeugbewertung genutzten DOC-Methoden (DOC steht für Direct Operating Costs) auch als Grundlage für die Bewertung von Flugzeug*system*entwürfen verwandt werden soll. Darauf aufbauend stellt dieser Abschnitt eine auf Flugzeug*systeme* zugeschnittene DOC-Methode vor, die den Namen DOC_{SYS} trägt.

Die grundsätzliche Vorgehensweise zur **Bewertung von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen** unterscheidet sich nicht vom Vorgehen bei anderen Flugzeugsystemen. Daher geht die Bewertung von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen von dem allgemeinen Vorgehen einer Bewertung von Flugzeugsystemen aus. Dieses allgemeine Vorgehen ist Gegenstand von Abschnitt 7.1 und beinhaltet die Methode DOC_{SYS}. Im Abschnitt 7.2 wird schließlich dargelegt, wie die *allgemeine* Methode DOC_{SYS} *speziell* auf das Flugsteuerungs- und Hydrauliksystem angewandt werden kann.

7.1 Berechnung von direkten Betriebskosten für Flugzeugsysteme

Direkte Betriebskosten von Flugzeugsystemen, DOC_{SYS}, sind ein Bestandteil der DOC des gesamten Flugzeugs. Etwas weniger als ein Drittel beträgt der Anteil aller Flugzeugsysteme (ATA 21 bis ATA 49) an den DOC des gesamten Flugzeugs. Eine Reduzierung der DOC der Systeme kann sich daher nennenswert auf die DOC des Flugzeugs auswirken. Es muß daher über eine Reduzierung der DOC jedes einzelnen Flugzeugsystems nachgedacht werden. In herkömmlichen DOC-Methoden, wie etwa [AIRBUS 88a], [RHEE 93], [LUFTHANSA 82], [ATA 67], [AEA89a], [AEA89b],

[NASA 77] werden die durch Flugzeugsysteme verursachten DOC nicht explizit erfaßt. Allenfalls werden die Wartungskosten einzelner Systeme - wie in [NASA 77] - auf der Grundlage von statistischen Auswertungen berechnet. Eine rein statistische Berechnung von Flugzeugsystem-DOC, basierend nur auf einem Minimum an Systemparametern, erlaubt jedoch keine technische Bewertung des Systementwurfs. Erst wenn viele technische Parameter in die Berechnung der DOC der Systeme eingehen, wird eine Bewertung und Optimierung der Systeme möglich.

Nach Definition der Air Transport Association of America [**ATA 67**] enthalten die DOC (des gesamten Flugzeugs) nur **flugzeugabhängige Kosten**. Aufgegliedert wird in Kosten verursacht durch

- Cockpitbesatzung,
- Kraftstoff (Variable: *Fuel*),
- Wartung (Variable: *DMC*, Direct Maintenance Costs),
- Abschreibung (Variable: *Depr*),
- Versicherung.

Für Flugzeugsysteme sind die Kosten für die **Cockpitbesatzung** ein fester Betrag (solange nicht durch die Art der Systeme die Anzahl der Besatzungsmitglieder verändert wird). Aus diesem Grund sollen die Kosten der Cockpitbesatzung hier nicht den DOC der Systeme zugeschlagen werden. Trainingskosten für die Cockpitbesatzung bzw. das Wartungspersonal gehören traditionell nicht zu den DOC und werden daher ebenfalls nicht in den DOC_{SYS} erfaßt. Anzumerken ist jedoch, daß Systeme, wie z.B. das Flugsteuerungssystem einen großen Einfluß auf die Trainingskosten der Cockpitbesatzung haben können. Kosten für die **Versicherung** des Flugzeugs gegen Beschädigung oder Verlust sind abhängig vom Flugzeugpreis und damit auch vom Preis der Flugzeugsysteme. Nach [ROSKAM 90] betragen sie im Mittel nur etwa 2% der DOC. Aus diesem Grund werden die Versicherungskosten hier vernachlässigt.

Damit können die **Kostenelemente** der direkten Betriebskosten von Flugzeugsystemen als $\boldsymbol{DOC_{SYS}}$ **in Anlehnung an [ATA 67]** definiert werden:

$$DOC_{SYS} = Depr_{SYS} + Fuel_{SYS} + DMC_{SYS} \quad . \tag{7.1}$$

Der Index "*SYS*" an jedem Term macht deutlich, daß hier jeweils die Beträge, verursacht durch das *System*, in den jeweils gewählten **Systemgrenzen** berechnet werden. Die Systemgrenzen können dabei gewählt werden, bezogen auf

- ein Flugzeugsystem nach ATA-Systematik ([ATA 94], Beispiele: Tabelle 1.1),
- einen definierten Teil eines Flugzeugsystems nach ATA-Systematik,
- einzelne Systemkomponenten oder Line Replaceable Units (LRU) (falls es möglich wird, die Kostenelemente und Kraftstoffverbrauchsursachen den einzelnen Komponenten zuzuordnen),
- jede andere eindeutige Zuordnung und Definition der Systemgrenzen.

Bei Flugzeugsystemen spielen über die drei Kostenelemente der Gleichung (7.1) hinaus, im Zusammenhang mit der Flugzeugwartung, **weitere Kostenelemente** eine Rolle:

- *Verspätungskosten* einschließlich der Kosten für Flugabsagen verursacht durch das untersuchte Flugzeugsystem (Variable: *Delay*).
- *Ersatzteilbevorratungskosten* berechnet aus der Verzinsung des gebundenen Kapitals der Ersatzteile am Lager. Andere Lagerhaltungskosten können nicht als 'rein flugzeugabhängig' angesehen werden und bleiben daher hier bei der Berechnung der direkten Betriebskosten unberücksichtigt. (Variable: *SHC*, Spare Holding Costs)

Damit können direkte Betriebskosten von Flugzeugsystemen als **erweiterte** DOC_{SYS} definiert werden:

$$DOC_{SYS,\,erw} = Depr_{SYS} + Fuel_{SYS} + DMC_{SYS} + Delay_{SYS} + SHC_{SYS} \quad . \quad \textbf{(7.2)}$$

Die DOC_{SYS} werden hier berechnet für ein Flugzeug im Betrieb während eines Jahres (Einheit: US$ / Flugzeug / Jahr). Eine Umrechnung der DOC_{SYS} in jede andere für DOC übliche Einheit ist natürlich möglich.

Abschreibung $Depr_{SYS}$

Technisch begründete Abschreibungskosten entstehen aus einer Mischung von zeitlicher und gebrauchsbedingter Abnutzung. In welchem Maße ein Flugzeugsystem einerseits zeitlicher bzw. andererseits gebrauchsbedingter Abnutzung unterliegt, muß aus Wartungserfahrungen und dem Aufbau des Flugzeugsystems abgeschätzt werden und wird ausgedrückt durch einen Faktor k_N im Intervall von 0 bis 1, mit $k_N = 1$ für

ausschließlich zeitliche Abnutzung und $k_N = 0$ für ausschließlich gebrauchsbedingte Abnutzung. Der **zeitlich bedingte Abschreibungsanteil** ergibt sich aus

- Systempreis (Variable: *Price*),
- Restwert (Variable: *Residual*),
- Nutzungsdauer N in Jahren.

Der **gebrauchsbedingte Abschreibungsanteil** ergibt sich aus

- Gesamtnutzungsdauer O (die durchschnittlich maximal mögliche Anzahl der Betriebsstunden, die ein System zu leisten vermag),
- Nutzung U in Betriebsstunden pro Jahr.

Nach diesem Ansatz berechnet sich eine lineare, technisch begründete Abschreibung von Flugzeugsystemen nach

$$Depr_{sys} = \frac{Price - Residual}{N} \cdot k_N + \frac{Price \cdot U}{O} \cdot (1 - k_N) \quad . \qquad \textbf{(7.3)}$$

Der Index "*SYS*" wird nun zur Vereinfachung der Schreibweise in dieser und den folgenden untergeordneten Gleichungen fallen gelassen. Für $k_N = 1$ erhält man eine Gleichung, wie sie bereits in DOC-Rechnungen vielfach zur Anwendung kommt.

Kraftstoffkosten $Fuel_{SYS}$

Die für Flugzeugsysteme *anteiligen* Kraftstoffkosten werden hier getrennt, entsprechend ihrer physikalischen Ursache (Index: X) berechnet. Diese getrennte Darstellung soll eine detailliertere Interpretation der DOC_{SYS} ermöglichen. Es werden verschiedene **Kraftstoffverbrauchsursachen** unterschieden: Kraftstoffkosten für

- den Transport von Systemmasssen konstanter Größe ('feste Massen'), Index: $X = mf$;
- den Transport von Systemmassen, die sich während des Fluges ändern ('variable Massen'), Index: $X = mv$;
- Wellenleistungsentnahme vom Triebwerk, Index: $X = P$;
- Zapfluftentnahme vom Triebwerk, Index: $X = B$;
- Stauluftbedarf, Index: $X = R$;

$$Fuel_{SYS} = Fuel_{mf} + Fuel_{mv} + Fuel_P + Fuel_B + Fuel_R \quad . \qquad \textbf{(7.4)}$$

Die einzelnen Kraftstoffkosten $Fuel_X$ sind abhängig vom jeweiligen Kraftstoffverbrauch pro Flug und Ursache ($m_{fuel,X}$), dem Kraftstoffpreis (Variable: *FuelPrice*) und der Anzahl der Flüge pro Jahr (Variable: *NFY*, Number of Flights per Year):

$$Fuel_X = m_{fuel,X} \cdot FuelPrice \cdot NFY \quad . \tag{7.5}$$

Berechnung des Kraftstoffverbrauchs getrennt nach Flugphase und Ursache

Der Kraftstoffverbrauch verursacht durch Wellenleistungsentnahme "$X = P$", Zapfluft "$X = B$" oder Stauluftbedarf "$X = R$" während einer Flugphase i besteht einerseits aus dem erforderlichen Kraftstoff für diese geforderten Leistungen $m_{fuel,i,X,f}$ (Index: f für 'fuel') und andererseits aus Kraftstoff, der für den Transport dieser Kraftstoffmassen während vorangehender Flugphasen mitgeführt werden muß $m_{fuel,i,X,m}$ (Index: m für 'fuel for mass of fuel')

$$m_{fuel,i,X} = m_{fuel,i,X,m} + m_{fuel,i,X,f} \qquad \text{für} \quad X = P,B,R \quad . \tag{7.6}$$

Für feste und variable Systemmassen (Index: "*mf*" und "*mv*") existiert ein $m_{fuel,i,X,f}$ naturgemäß nicht

$$m_{fuel,i,X} = m_{fuel,i,X,m} \qquad \text{für} \quad X = mf,\ mv \quad . \tag{7.7}$$

Folgende **Flugphasen** i sollen hier berücksichtigt werden:

i = 1: Start und Warmlauf der Triebwerke,
i = 2: Rollen,
i = 3: Start,
i = 4: Steigflug,
i = 5: Reiseflug,
i = 6: Sinkflug,
i = 7: Landung, Rollen, Abstellen.

Die Masse am *Ende* der Flugphase Nr. 7 (Landung, Rollen, Abstellen) sei mit m_7 bezeichnet. Diese Masse ist genau die Masse des Flugzeugsystems m_{SYS} (evtl. einschließlich der Masse von nicht verbrauchten Betriebstoffen). Diese Masse wird hier als feste Flugzeugsystemmasse (*mf*) bezeichnet. Kraftstoff, der zum Transport der

Systemmasse und zum Betrieb der Systeme mitgenommen werden mußte, ist zu diesem Zeitpunkt per Definition bereits verbraucht:

$$m_7 = m_{7,mf} = m_{sys}$$
$$m_{7,(X \neq mf)} = 0 \quad . \tag{7.8}$$

Die Masse am *Ende* der Flugphase Nr. 6 (Sinkflug) für die jeweilige Ursache X ($m_{6,X}$) beinhaltet die Massen am *Ende* der nachfolgenden Flugphase Nr. 7 ($m_{7,X}$) sowie die Kraftstoffmasse, die *während* der Flugphase Nr. 7 für die jeweilige Ursachen "X" erforderlich ist ($m_{fuel,7,X}$) :

$$m_{6,X} = m_{7,X} + m_{fuel,7,X} \quad . \tag{7.9}$$

Eine entsprechende Betrachtung ließe sich anstellen für die Massen am *Ende* der Flugphasen Nr. 5 bis Nr. 1. Allgemein gilt für alle Flugphasen i und alle Ursachen *außer* für variable Systemmassen

$$m_{(i-1),X} = m_{i,X} + m_{fuel,i,X} \qquad \text{für} \quad X = mf, P, B, R \quad . \tag{7.10}$$

Für variable Flugzeugsystemmassen (Index: "*mv*") bei konstantem Verbrauch $\dot{m}_{i,mv}$ der Dauer τ_i während der Flugphase i gilt hingegen

$$m_{(i-1),mv} = m_{i,mv} + \dot{m}_{i,mv} \cdot \tau_i + m_{fuel,i,mv} \quad . \tag{7.11}$$

Eine Berechnung des Kraftstoffverbrauchs beginnt also zweckmäßigerweise am Ende des Fluges ($i = 7$), von dem aus schrittweise zum Beginn des Fluges ($i = 1$) vorgearbeitet wird. Der gesamte für eine Ursache "X" verbrauchte Kraftstoff während eines Fluges ist

$$m_{fuel,X} = \sum_{i=1}^{7} m_{fuel,i,X} \quad . \tag{7.12}$$

Die Massenverhältnisse

$$\frac{m_{i,X}}{m_{(i-1),X}} = \frac{m_{i,X}}{m_{i,X} + m_{fuel,i,X}} \tag{7.13}$$

werden in Anlehnung an z.B. [RAYMER 89] *mission segment weight fractions* genannt und sind aus der Erfahrung des Flugzeugentwurfs für den Transport von fixen Massen bekannt. Der Kraftstoffverbrauch in den **Flugphasen i = 1, 2, 3, 7** wird hier mit Hilfe

dieser aus der Erfahrung bekannten ***weight fractions***, also den Größen m_i / m_{i-1} nach **Tabelle 7.1** berechnet. Die Werte der Tabelle 7.1 basieren auf Angaben in [ROSKAM 90] und wurden auf Flugzeugsysteme angepaßt. Die notwendige Anpassung wird in [SCHOLZ 95c] diskutiert. Die Massenverhältnisse werden für die Flugphasen i = 1, 2, 3, 7 näherungsweise auch für andere Kraftstoffverbrauchsursachen als feste Massen - also auch für $X \neq mf$ - genutzt.

Tabelle 7.1 Vorgeschlagene Werte für die Massenverhältnisse m_i / m_{i-1} für Flugzeugsysteme nach Gleichung (7.13)

Flugphase	1	2	3	7
m_i / m_{i-1}	1	1	0,995	0,996

Kraftstoffverbräuche können dann bei bekannten Massenverhältnissen m_i / m_{i-1} für die Flugphasen i = 1, 2, 3, 7 berechnet werden mit

$$m_{fuel,\,i,X} = m_{i,X} \left(\frac{m_{(i-1),X}}{m_{i,X}} - 1 \right) \quad . \tag{7.14}$$

Die Kraftstoffverbräuche werden hier für die **Flugphasen i = 4, 5, 6** für jede Ursache "X" gemeinsam in einer Gleichung behandelt und hergeleitet. Zur Berechnung wird ein Ansatz gemäß der **Reichweitenformel nach Breguet** (vergleiche z.B. [RAYMER 89]) gemacht. Beim Transport von festen Massen - in diesem Zusammenhang also $m_{i,f}$ bzw. allgemein $m_{i,X}$ - während einer Flugphase i ist

$$dm = - SFC_i \cdot T_{i,X} \cdot d\tau \quad . \tag{7.15}$$

Die Masseänderung dm während einer Zeit $d\tau$ berechnet sich also aus

- dem schubspezifischen Kraftstoffverbrauch SFC_i (Einheit: kg/(Ns)) und
- dem erforderlichen Schub zum Transport der Masse $m_{i,X}$: $T_{i,X}$.

Je Masseänderung dm kann eine Zeit

$$d\tau = - \frac{1}{SFC_i \cdot T_{i,X}} \, dm \tag{7.16}$$

geflogen werden. Für Steig-, Reise- und Sinkflug gilt allgemein

$$T_{i,X} = m_{i,X} \cdot g \cdot \left(\frac{\cos\gamma_i}{L/D_i} + \sin\gamma_i \right) \quad , \tag{7.17}$$

$$\sin\gamma_i = \frac{R/C_i}{V_{TAS,i}} \quad , \tag{7.18}$$

$$\cos\gamma_i = \sqrt{1 - \left(\frac{R/C_i}{V_{TAS,i}}\right)^2} \quad . \tag{7.19}$$

In den Gleichungen ist g die Erdbeschleunigung. Für die jeweilige Flugphase i ist: R/C_i die Steigrate (Rate of Climb), $V_{TAS,i}$ die wahre Fluggeschwindigkeit (True Air Speed), L/D_i die Gleitzahl und γ_i der Bahnneigungswinkel. Es gilt:

- Steigflug: $R/C_4 > 0$; $\gamma_4 > 0$;
- Reiseflug: $R/C_5 = 0$; $\gamma_5 = 0$;
- Sinkflug: $R/C_6 < 0$; $\gamma_6 < 0$.

Da Kraftstoff im Sinkflug nicht erzeugt werden kann, gilt Gleichung (7.17) nur für erforderliche positive Triebwerksschübe $T \geq 0$ und somit nur für Bahnneigungswinkel

$$\gamma_6 \geq \arctan\left(\frac{1}{L/D_6}\right) \quad . \tag{7.20}$$

Auch beim schnellen Sinken mit konstanter Geschwindigkeit ist diese Bedingung noch erfüllt, wenn korrekte Werte für L/D_6 in Abhängigkeit von der jeweiligen Konfiguration vorliegen (z.B. L/D_6 bei ausgefahrenen Spoilern). Bei

$$\gamma_6 \approx \arctan\left(\frac{1}{L/D_6}\right) \tag{7.21}$$

also im Gleitflug (bei "minimum idle"), geht der erforderliche Schub gegen Null und der *SFC*-Wert gegen Unendlich, weil zur Aufrechterhaltung des Triebwerkprozesses ein geringer Kraftstoffmassenstrom erforderlich ist. Dieser Kraftstoffmassenstrom sollte jedoch für den Kraftstoffverbrauch durch Flugzeugsysteme unberücksichtigt bleiben, weil er unabhängig von den Systemmassen anfällt. Mit der Abkürzung

$$k_{E,i} = SFC_i \cdot g \cdot \left(\frac{\cos\gamma_i}{L/D_i} + \sin\gamma_i\right) \tag{7.22}$$

erhalten wir aus Gleichung (7.16) und (7.17)

$$d\tau = -\frac{1}{m_{i,X} \cdot k_{E,i}}\, dm \quad . \tag{7.23}$$

Gleichung (7.23) integriert über alle Masseänderungen durch Kraftstoffverbrauch während einer Flugphase i, ergibt eine Dauer t_i der Flugphase:

$$t_i = - \frac{1}{k_{E,i}} \int_{m_{i-1}}^{m_i} \frac{1}{m_{i,X}} \, dm \quad . \tag{7.24}$$

Für feste Massen gilt

$$t_i = \frac{1}{k_{E,i}} \ln \left(\frac{m_{i-1}}{m_i} \right) \quad . \tag{7.25}$$

Der Kraftstoffverbrauch verursacht durch feste Flugzeugsystemmassen in der i-ten Flugphase ist mit Gleichung (7.10) :

$$m_{fuel,i,f} = m_{i,f} \cdot \left(e^{\,t_i \cdot k_{E,i}} - 1 \right) \quad . \tag{7.26}$$

Weiterhin ist ebenso

$$m_{fuel,i,X,m} = m_{i,X} \cdot \left(e^{\,t_i \cdot k_{E,i}} - 1 \right) \quad . \tag{7.27}$$

Die Dauer der jeweiligen Flugphase t_i ergibt sich aus der Gesamtflugzeit FT, der durchschnittlichen Steig- bzw. Sinkrate R / C_i und der Reiseflughöhe h:

$$t_4 = \frac{h}{R/C_4} \quad , \tag{7.28}$$

$$t_6 = \frac{h}{-\,R/C_6} \quad , \tag{7.29}$$

$$t_5 = FT - t_4 - t_6 \quad . \tag{7.30}$$

Der Kraftstoffverbrauch durch den Transport von festen Flugzeugsystemmassen über einen Flug vom Start der Triebwerke bis zum Abstellen kann nun mit den Gleichungen (7.12), (7.14) und (7.26) mit (7.22) abgeschätzt werden.

Eine Überprüfung dieser einfachen Abschätzung nach Breguet bezogen auf einzelne Flugphasen durch verifizierte Entwurfsdaten von Airbus-Flugzeugen bei Kurz-, Mit-

tel- und Langstreckenflügen ergab einen durchschnittlichen Fehler von 5% [WESTPHAL 96]. Die verbleibende Ungenauigkeit der Rechnung kann vor allem mit der geringen Genauigkeit gegebener *SFC*-Werte begründet werden. Die *SFC*-Werte wurden bei den durchgeführten Rechnungen aus [OTIS 91] und [AIRBUS 88a] entnommen.

Kraftstoffverbrauch durch den Transport von variablen Massen

Ein Massenstrom variabler Systemmassen $\dot{m}_{mv}$ wird positiv angenommen, wenn Massen nach außenbords gebracht werden (Beispiel: Wassersystem). Dies soll ebenfalls für den Verbrauch von Kraftstoff gelten. Der Massenstrom wird negativ angenommen, wenn Massen während des Fluges aufgenommen werden. Es wird die Annahme getroffen, daß der Verbrauch $\dot{m}_{i,mv}$ konstant ist während der jeweils betrachteten Flugphase. Es sei $\tau = 0$ zu Beginn jeder Flugphase i. Für die Masseänderung $dm_{i,mv}$ während der Zeit $d\tau$ in der Flugphase i ist

$$dm_{i,mv} = \dot{m}_{i,mv}\, d\tau \quad . \tag{7.31}$$

Gleichung (7.27) abgeleitet nach m_i und Gleichung (7.31) eingesetzt in das Ergebnis führt auf

$$dm_{fuel,i} = \left(e^{\tau \cdot k_{E,i}} - 1\right) \dot{m}_{i,mv} \cdot d\tau \quad . \tag{7.32}$$

Dies integriert über eine Flugphase i von $\tau = 0$ bis $\tau = t_i$ ergibt (vergleiche auch [AIR 1168])

$$m_{fuel,i,mv} = \frac{\dot{m}_{i,mv}}{k_{E,i}} \left(e^{t_i \cdot k_{E,i}} - 1\right) - \dot{m}_{i,mv}\, t_i \quad . \tag{7.33}$$

Kraftstoffverbrauch durch Wellenleistungsentnahme

Flugzeugsysteme entnehmen über Generatoren und Hydraulikpumpen Wellenleistung vom Triebwerk. Die Auswertung der Daten verschiedener Triebwerke von Verkehrsflugzeugen ergab, daß sich der schubspezifische Kraftstoffverbrauch *SFC* durch die Wellenleistungsentnahme erhöht. Die Differenz aus dem *SFC*-Wert mit und ohne Wellenleistungsentnahme wird mit ΔSFC bezeichnet. Die Analyse ergab:

- ΔSFC ist proportional zur entnommenen Wellenleistung.
- Bei gleicher Wellenleistungsentnahme sinkt ΔSFC mit steigender Triebwerksgröße, die gekennzeichnet ist durch den Startschub $T_{T/O}$.

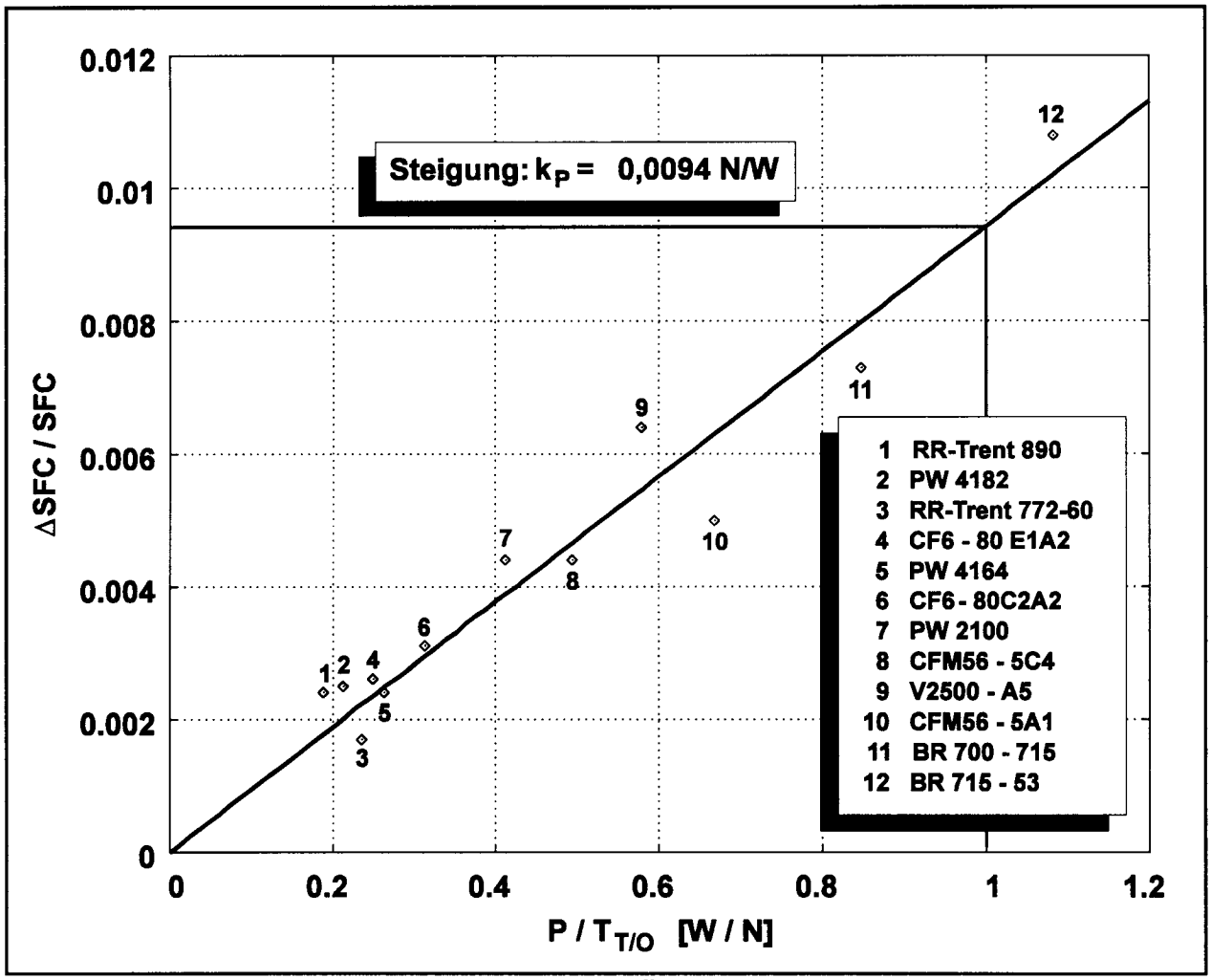


Bild 7.1: Abhängigkeit der relativen Änderung des Kraftstoffverbrauchs ΔSFC / SFC als Funktion der relativen Belastung eines Triebwerks durch Wellenleistungsentnahme P / $T_{T/O}$

Wenn nun gemäß **Bild 7.1** ΔSFC / SFC aufgetragen wird über einer relativen Wellenleistungsentnahme an einem Triebwerk P / $T_{T/O}$, so streuen die Daten nur geringfügig um eine Gerade durch den Ursprung mit der Steigung k_P = **0,0094 N/W**. Jeder Punkt in Bild 7.1 entstand aus der Untersuchung eines Triebwerks als Mittelwert der Größe ΔSFC / SFC berechnet für Flughöhen 0, 10000, 20000 und 35000 ft bei jeweils einer Machzahl von 0,30 , 0,60 und 0,85 und maximalem Schub im Reiseflug (max. cruise) mit Hilfe des jeweiligen "Triebwerkdecks". Jedem Triebwerk wurde dabei eine Wellenleistung von

100 hp = 74,57 kW entnommen. In dem Fall, daß die geforderte Wellenleistung durch n Triebwerke gemeinsam aufgebracht werden kann, muß der Term $P / T_{T/O}$ ersetzt werden durch $P / (n \cdot T_{T/O})$, weil sich die entsprechende Belastung des einzelnen Triebwerks verringert.

Aus dem so gefundenen Zusammenhang kann für den Reiseflug bei maximalem Schub und näherungsweise auch für Steig- und Sinkflug die Änderung des *schubspezifischen* Kraftstoffverbrauchs ΔSFC_i durch Wellenleistungsentnahme abgeschätzt werden aus

$$\Delta SFC_i = SFC_i \cdot k_P \frac{P_i}{n \cdot T_{T/O}} \quad . \tag{7.34}$$

Der Kraftstoffverbrauch durch Wellenleistungsentnahme wird berechnet mit Hilfe eines *leistungsspezifischen* Kraftstoffverbrauchs $(SFC_i)_P$. Aus Gleichung (7.34) und dem Ansatz

$$\dot{m}_{fuel,P,i} = P_i \cdot (SFC_i)_P = \Delta SFC_i \cdot T_{req,i} =$$

$$\Delta SFC_i \cdot m_{A/C} \cdot g \cdot \left(\frac{\cos\gamma_i}{L/D_i} + \sin\gamma_i \right) \tag{7.35}$$

folgt

$$(SFC_i)_P = \frac{k_P \cdot SFC_i \cdot m_{A/C} \cdot g}{n \cdot T_{T/O}} \cdot \left(\frac{\cos\gamma_i}{L/D_i} + \sin\gamma_i \right) \quad . \tag{7.36}$$

$m_{A/C}$ ist die aus Start- und Landemasse gemittelte Masse des Flugzeugs während des untersuchten Fluges. Ein Kraftstoffverbrauch nach Gleichung (7.35) stellt im Sinne von Gleichung (7.33) eine variable Masse dar. Unter Berücksichtigung der Flugphase i mit $(SFC_i)_P$ nach Gleichung (7.36) ist

$$m_{fuel,i,P,f} = \frac{P_i \cdot k_P \cdot m_{A/C}}{n \cdot T_{T/O}} \left(e^{t_i \cdot k_{E,i}} - 1 \right) \quad . \tag{7.37}$$

Kraftstoffverbrauch durch Zapfluftentnahme

Wird Zapfluft dem Triebwerk entnommen, so kann ein Kraftstoffmassenstrom ermittelt werden, der erforderlich ist, um konstanten Schub am Triebwerk beizubehalten. Nach [AIR 1168] kann ein Kraftstoffmassenstrom durch Zapfluftentnahme gemäß

$$\dot{m}_{fuel,B} = k_B \cdot T_{tb} \cdot \dot{m}_B \tag{7.38}$$

abgeschätzt werden. Dabei ist $k_B = 3{,}015 \cdot 10^{-5}$ 1/K und T_{tb} die Turbineneintrittstemperatur. Analog zu Gleichung (7.37) folgt unter Berücksichtigung der Flugphase i

$$m_{fuel,\,i,\,B,\,f} = \frac{k_B \cdot T_{tb} \cdot \dot{m}_{B,\,i}}{k_{E,\,i}} \left(e^{t_i \cdot k_{E,\,i}} - 1 \right) \quad . \tag{7.39}$$

Kraftstoffverbrauch durch Stauluftbedarf

Es wird die Annahme getroffen, daß der geforderte Stauluftvolumenstrom Q im flugzeugfesten Koordinatensystem vollständig abgebremst wird. Für den dadurch verursachten Widerstand ist ein Kraftstoffmassenstrom

$$\dot{m}_{fuel,\,R} = SFC \cdot \rho \cdot Q \cdot v_{TAS} \tag{7.40}$$

erforderlich. ρ und v_{TAS} sind die entsprechende Luftdichte bzw. Fluggeschwindigkeit. Wiederum analog zu Gleichung (7.37) ist unter Berücksichtigung der Flugphase i

$$m_{fuel,\,i,\,R,\,f} = \frac{\rho_i \cdot Q_i \cdot v_{TAS,\,i} \cdot L/D_i}{g} \left(e^{t_i \cdot k_{E,\,i}} - 1 \right) \quad . \tag{7.41}$$

Wartungskosten

In der gleichen Art wie zwischen DOC und IOC unterschieden wird (siehe Abschnitt 2.4), wird auch zwischen direkten Wartungskosten (Direct Maintenance Costs), DMC und indirekten Wartungskosten (Indirect Maintenance Costs), IMC unterschieden. DMC sind ein Bestandteil der DOC während IMC ein Bestandteil der IOC sind. Das World Airlines Technical Operations Glossary [WATOG 92] definiert:

> *DMC are those maintenance labour and material costs directly expended in performing maintenance on an item or aircraft.*

DMC erlauben daher eine technische Bewertung von Flugzeugsystemen. Drei Vorgehensweisen zur Bestimmung von DMC können unterschieden werden:

Parametrische Methoden basieren auf Gleichungen mit Wartungsparametern. [LUFTHANSA 82] und [NASA 77] beinhalten parametrische Methoden zur DMC Berechnung.

Analytische Methoden teilen eine Wartungsaufgabe in elementare Teilaufgaben, für die Arbeitszeiten und Kosten bekannt sind. Analytische Methoden können nur für im Detail bekannte Wartungsaufgaben eingesetzt werden. Im frühen Projektstadium sind diese Details in der Regel noch nicht erarbeitet.

Vergleichende Methoden berechnen Wartungskosten mit Hilfe *bekannter* Wartungskosten unter Zuhilfenahme von berechneten oder geschätzten *Vergleichsfaktoren.* Vergleichende Methoden eignen sich insbesondere für die Ermittlung von Wartungskosten neuer Flugzeuge.

Eine vergleichende Methode ist die **Airbus Industrie Comparison Method** , AICM. Sie wird bei Airbus Industrie (AI) regelmäßig eingesetzt, insbesondere bei neuen Flugzeugprojekten im Entwurfsstadium. Dabei werden die Systemgrenzen der Flugzeugsysteme entsprechend der ATA-Systematik gewählt. Die AICM basiert auf Vergleichsmethoden, wie sie auch bei anderen Flugzeugherstellern (z.B. Boeing) im Entwurfsstadium eingesetzt werden. Die Methode kann damit als ein geeigneter Ansatz zur Ermittlung der DMC angesehen werden. Die Airbus Industrie Comparison Method wird hier als integraler Bestandteil innerhalb der vorgestellten Methode DOC_{SYS} genutzt. Die AICM berechnet Vergleichsfaktoren aus empirisch ermittelten Zusammenhängen zwischen Flugzeugsystemparametern des Vergleichsflugzeugs und eines projektierten neuen Flugzeugsystems. Diese Zusammenhänge wurden im Detail in [SCHOLZ 95c] vorgestellt, die Grundgleichungen der AICM können auch [POUBEAU 89] entnommen werden. Nachdem mit Hilfe der Vergleichsmethode die Vergleichsfaktoren L_F , L_W und C_E berechnet wurden, ergeben sich die DMC für das untersuchte Flugzeugsystem:

$$
\begin{aligned}
DMC_{SYS} &= \left(MMH_{on} + MMH_{off}\right) \cdot LR + MC \\
MMH_{on} &= MMH_{on,ref} \cdot L_F \\
MMH_{off} &= MMH_{off,ref} \cdot L_W \\
MC &= MC_{ref} \cdot C_E \quad .
\end{aligned}
\tag{7.42}
$$

$MMH_{on,ref}$ sind die Maintenance Man Hours für On Aircraft Maintenance des entsprechenden Systems des Referenzflugzeugs, $L_F = MMH_{on,new} / MMH_{on,ref}$ ist der entsprechende Vergleichsfaktor, dabei steht $MMH_{on,new}$ für die On Aircraft Maintenance Man Hours des zu untersuchenden (neuen) Systems. $MMH_{off,ref}$ sind die Maintenance Man Hours für Off Aircraft Maintenance, L_W ist der entsprechende zugehörige Vergleichsfaktor. *LR* (labour rate) sind die Lohnkosten pro Stunde. Für einen technischen Vergleich sollten die Lohnkosten ohne IMC-Anteil eingesetzt werden (unburdend labour rate). Die Lohnkosten sind bekanntlich von Land zu Land sehr verschieden und können damit die DMC_{SYS} stark beeinflussen. MC_{ref} sind die Materialkosten für die Wartung des Systems des Referenzflugzeugs, C_E ist der entsprechende Vergleichsfaktor. Die AICM setzt voraus, daß $MMH_{on,ref}$, $MMH_{off,ref}$ und MC_{ref} des Flugzeugsystems des Referenzflugzeugs bekannt sind.

Ersatzteilbevorratungskosten

Durch die *Verzinsung des gebundenen Kapitals* von bevorrateten Flugzeugersatzteilen entstehen nicht unerhebliche Kosten. Die gesamten Lagerhaltungskosten gehören definitionsgemäß zu den IOC und nicht zu den DOC. Dennoch sollte eine Verzinsung der Ersatzteile im Lager bei einer *erweiterten* Betrachtung zu den DOC von Systemen nicht unberücksichtigt bleiben, weil diese Kosten stark von Parametern abhängen, die durch das Flugzeugsystem bestimmt werden.

Die *durchschnittliche* Anzahl erforderlicher Flugzeugsysteme (oder anderer Einheiten je nach Definition der Systemgrenze - siehe oben) in Form von Ersatzteilen am Lager RQS_{av} (ReQuired Spares, average) ist

$$
RQS_{av} = RED \cdot TATR \cdot FS \cdot \frac{FT \cdot NFY}{MTBUR} \quad . \tag{7.43}
$$

Dabei ist *FT* die Flugzeit, *NFY* die Anzahl der Flüge pro Jahr. (1 / *MTBUR*) ist die Rate ungeplanten Ersatzteilbedarfs. Mit *MTBUR*, der Mean Time Between Unscheduled Removals, werden nur unplanmäßige Wartungsaktivitäten berücksichtigt. Die Berücksichtigung nur unplanmäßiger Wartungsaktivitäten ist hier richtig, weil für eine geplante Wartung die Ersatzteile "just in time" bestellt werden können und somit kein Lager benötigt wird. Weiterhin gilt:

$$MTBUR = FTRR \cdot MTBF \quad . \tag{7.44}$$

Mit *FTRR* : Failure To Removal Ratio; *MTBF*: Mean Time Between Failures (z.B. aus Spezifikation des Systems und Betriebserfahrung). **Tabelle 7.2** enthält Anhaltswerte für *MTBUR* und *FTTR* für Flugzeugsysteme.

Tabelle 7.2 Anhaltswerte für MTBUR (Mean Time Between Unscheduled Removals) und FTTR (Failure To Removal Ratio) nach [MEINEN 94]

Ausrüstung	MTBUR [h]	FTRR
mechanisch	25000 - 40000	1,0
elektrisch	15000 - 25000	0,6 - 0,7
hydraulisch	6000 - 15000	0,8 - 0,9
elektronisch	1500 - 6000	0,3 - 0,4

Mit der Flottengröße *FS* steigt die durchschnittliche Anzahl erforderlicher Ersatzteile proportional. Die Anzahl der erforderlichen Ersatzteile verringert sich, wenn defekte Komponenten repariert werden und in das Ersatzteillager zurückfließen. Dieser Vorgang wird mit der *TATR* (Turn Around Time Ratio) beschrieben: dem Verhältnis aus Reparaturzeit und betrachtetem Zeitintervall (hier ein Jahr). Weiterhin muß ermittelt werden, in welchem Maße das System gleiche Komponenten mehrfach enthält. Dies wird z.B. bei einem System, welches zweifach redundant mit identischen Teilen aufgebaut ist, durch *RED* = 2 ausgedrückt: Die Anzahl RQS_{av} steigt entsprechend (für *RED* = 2 z.B. mit den Faktor 2). Demgegenüber sinkt entsprechend der Preis des nun betrachteten verbleibenden Flugzeug(teil)systems (im Beispiel: Faktor 0,5) gegenüber dem vollständigen Flugzeugsystem (siehe Gleichung (7.47)).

Zu unterscheiden ist die *durchschnittlich* erforderliche Anzahl an Flugzeugsystemen RQS_{av} von der *effektiv* erforderlichen Anzahl RQS_{eff} , um eine bestimmte Ersatzteilversor-

gungssicherheit zu gewährleisten. Ausgegangen wird von der kumulierten Gauß'schen Normalverteilung:

$$\Phi(z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{z} e^{\frac{-x^2}{2}} dx \quad . \tag{7.45}$$

RQS_{av} ist der Mittelwert μ. Für große *MTBUR*, *NFY* und *FS* gilt: Die Standardabweichung $\sigma = \mu^{1/2}$. Man erhält die gewünschte Versorgungssicherheit $\Phi(z)$ bei einer Anzahl $x = \mu + z\,\sigma = \mu + z\,\mu^{1/2}$. Der Wert z (das Vielfache der Standardabweichung und die Integrationsgrenze der kumulierten Gauß'schen Normalverteilungsfunktion) ist die Umkehrfunktion der z.B. in [O'CONNOR 91] tabellierten Funktion $\Phi(z)$. Diese Umkehrfunktion ist in **Bild 7.2** und **Tabelle 7.3** gegeben.

Tabelle 7.3: Variable z als Funktion der Wahrscheinlichkeit $\Phi(z)$ der Verfügbarkeit von Flugzeugersatzteilen im Lager

$\Phi(z)$	0,900	0,950	0,975	0,990	0,999
z	1,282	1,645	1,960	2,326	3,090

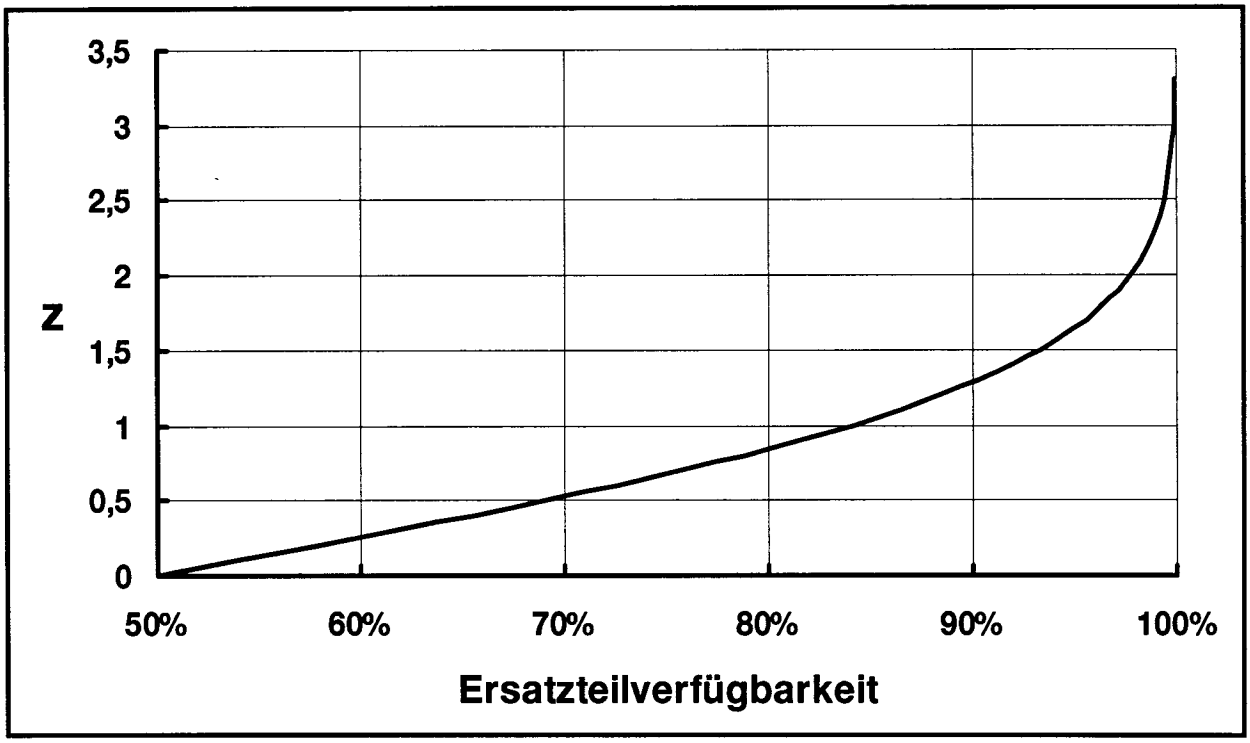


Bild 7.2: Abhängigkeit der Variablen z von der Ersatzteilverfügbarkeit $\Phi(z)$

Damit wird die effektiv erforderliche Ersatzteilmenge $RQS_{eff} = x$:

$$RQS_{eff} = RQS_{av} + z \cdot \sqrt{RQS_{av}} \quad . \tag{7.46}$$

Mit

- *SPF* (Spare Part Faktor), dem Verhältnis aus Ersatzteilpreis zu Erstverkaufspreis,
- *SPR* (Spare Part Ratio), dem Anteil der Ersatzteile am Gesamtsystem,
- dem Zinssatz *r* zur Verzinsung des gebundenen Kapitals in % p.a.

ergeben sich schließlich die Kapitalkosten für die Ersatzteilbevorratung eines Systems oder einer Komponente (je nach gewählter Systemgrenze) je Flugzeug pro Jahr

$$SHC_{SYS} = \frac{SPF \cdot SPR}{RED} \cdot Price \cdot \frac{RQS_{eff}}{FS} \cdot r \quad . \tag{7.47}$$

Beschränkt sich die Untersuchung auf einzelne Komponenten oder LRU, so ist entsprechend zu wählen $RED = SPR = 1$.

Verspätungskosten $Delay_{SYS}$

Die Kosten für Abflugverspätungen (delay) bzw. Flugabsagen (cancellation), verursacht durch Flugzeugsysteme, können allgemein nach folgendem Ansatz abgeschätzt werden

$$Delay_{SYS} = D_c \cdot C_c + \sum_{i=1}^{n} D_i \cdot C_i \quad . \tag{7.48}$$

Es werden $i = 1$ bis n zu definierende Verspätungsklassen unterschieden. Die Anzahl n der Klassen hängt ab vom statistischen Datenmaterial, welches im Betrieb einer Luftverkehrsgesellschaft gesammelt wurde. Die Verspätungsklasse i umfaßt das Intervall der Verspätungszeiten t_i bis t_{i+1}. Zusätzlich zu den Verspätungen werden die Flugabsagen (Index: c) betrachtet. Die Kosten für Verspätungen und Flugabsagen, $Delay_{SYS}$, ergeben sich aus der Summe der Produkte der Wahrscheinlichkeit einer Absage/Verspätung D aufgrund eines Fehlers im betrachteten System pro Flug und den Kosten C, die eine Flugabsage bzw. eine Verspätung der jeweiligen Klasse i verursacht.

Sowohl die Wahrscheinlichkeiten D als auch die Kosten C unterliegen ständigen Veränderungen. Die Wahrscheinlichkeiten D werden verringert durch technische Verbesserungen der Flugzeugsysteme, andererseits kommt es zu einer inflationsbedingten Erhöhung der Kosten C. Anhaltswerte für D und C können [NASA 77] entnommen werden. Dabei werden in [NASA 77] $n = 3$ Verspätungsklassen unterschieden. Die Daten dieser Studie basieren auf der Betriebserfahrung von *American Airlines* der 70er Jahre mit Flugzeugen des Typs B727, B707, B747 und DC10. Sind keine aktuellen Kosten C für Absagen/Verspätungen gegeben, so können näherungsweise die Werte aus [NASA 77] für die vergangenen Jahre seit der Ermittlung inflationsbereinigt werden (siehe [SCHOLZ 95c]). In [WESTPHAL 97] wurden die Wahrscheinlichkeiten D aus [NASA 77] verglichen mit aktuellen Wartungsdaten der *Deutschen Lufthansa*. Der Vergleich zeigte eine Verringerung der Wahrscheinlichkeiten für Verspätungen/Absagen am Beispiel einer Luftverkehrsgesellschaft mit moderner Flugzeugflotte gegenüber den Daten aus den 70er Jahren von *American Airlines*.

Tabelle 7.4: Daten der *Lufthansa* aus dem Zeitraum 11/95 bis 04/96 zu technisch bedingten Flugabsagen und Verspätungen - ein Vergleich der Grundsysteme

Chapter	Wahrscheinlichkeit D_1 [%]	Wahrscheinlichkeit D_c [%]	durchschnittliche Verspätungsdauer [min.]
21	0,0718	0,0029	37
24	0,0519	0,0069	53
25	0,0717	0,0002	21
26	0,0372	0,0003	66
27	**0,1419**	**0,0124**	**57**
28	0,1058	0,0033	43
29	**0,1019**	**0,0062**	**71**
30	0,0560	0,0060	97
32	0,1638	0,0123	51
33	0,1181	0,0030	40
35	0,0339	0,0002	26
36	0,0568	0,0014	36
38	0,0535	0,0006	33
49	0,0649	0,0004	27

Tabelle 7.4 zeigt die Wahrscheinlicheit für Verspätungen und Flugabsagen berechnet aus dem "Operation Irregularities and Incidents Listing" der *Deutschen Lufthansa.* Die angegebenen Daten sind Mittelwerte aller Flugzeuge der Flotte der Monate 11/95 bis 04/96. Die Lufthansa kennt in ihren Daten nur eine Verspätungsklasse ($n = 1$), es wird jedoch die durchschnitlliche Dauer der Verspätung angegeben, die einen ersten Hinweis auf die Größe der anfallenden Kosten gibt.

7.2 Direkte Betriebskosten von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen

Die direkten Betriebskosten von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen können mit der allgemeinen Methode DOC_{SYS} berechnet werden. Dieser Abschnitt gibt Hinweise zur *Anwendung* der Methode DOC_{SYS} bei Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen.

Abschreibung

Komponenten des Flugsteuerungs- und Hydrauliksystems werden in modernen Transportflugzeugen für das gesamte Flugzeugleben ausgelegt. Eine Ausnahme können hydraulische Pumpen und Motore im Dauerbetrieb darstellen, die evtl. limitiert sind durch eine bestimmte maximal zulässige Anzahl von Betriebsstunden. Aus technischer Sicht kann ein Flugzeugsystem über den tatsächlichen Nutzungszeitraum abgeschrieben werden. Dieser Zeitraum ist in der Regel länger als in DOC-Methoden angenommen wird. (Nach DOC-Methoden: Abschreibung über 14 bis 16 Jahre bei einem Restwert zwischen 0% und 15%).

Masse des Systems und der Komponenten

Zur Bewertung von Flugzeugsystemen sollte von bekannten System- und Komponentenmassen ausgeführter Flugzeuge ausgegangen werden. [LANG 96] enthält Gewichtsmodelle für Komponenten des Flugsteuerungs- und Hydrauliksystems. Diese Modelle können genutzt werden, um für solche Komponenten die Massen abzuschätzen, die vom bekannten Entwurf abweichen.

Wellenleistung

Hydraulische Flugsteuerungssysteme sowie andere Hydraulikverbraucher benötigen Leistung, die letztlich durch Wellenleistung vom Triebwerk bereitgestellt wird. Der für diese Systeme erforderliche Volumenstrom Q_{erf} ist abhängig vom Einsatz der Verbraucher während des Fluges. Das genaue Einsatzspektrum (duty cycle) der Verbraucher ist in der frühen Projektphase evtl. noch nicht bekannt. Fest steht lediglich, daß der *mittlere* erforderliche Volumenstrom der Verbraucher erheblich geringer ist, als der durch Haupt- und Notpumpen installierte Volumenstrom Q_{inst}. Geht man davon aus, daß das Verhältnis $Q_{erf}/\,Q_{inst}$ bei unterschiedlichen Flugzeugen näherungsweise konstant ist, so kann der mittlere erforderliche Volumenstrom Q_{erf} mittels des installierten Volumenstroms Q_{inst} berechnet werden.

Für den Airbus A340 ergibt sich bei einem Beanspruchungsprofil der Steuerflächen gemäß [BOSSCHE 88] und einer Berücksichtigung der Leistung anderer Hydraulikverbraucher für das Verhältnis $Q_{erf}/\,Q_{inst}$ ein Wert von etwa 0,05. (Dabei entfallen mehr als 90% des erforderlichen Volumenstroms Q_{erf} im Mittel eines Fluges auf die internen Leckströme an den Servoventilen der Verbraucher.)

Die dem Triebwerk entnommene Wellenleistung folgt aus dem erforderlichen Volumenstrom Q_{erf} , der von der Pumpe aufgebauten Druckdifferenz und einem Wirkungsgrad der Pumpe. Bei der Wahl des Wirkungsgrades der Pumpe muß berücksichtigt werden, daß die Pumpe nur einen im Mittel niedrigen Volumenstrom abgibt. Dem Hydrauliksystem sollte von der dem Triebwerk entnommenen Wellenleistung der Anteil der Verluste in Pumpe und Rohrleitung zugeschlagen werden. Die Rohrleitungsverluste lassen sich mit einem repräsentativen Druckverhältnis k_p nach Gleichung (6.1) abschätzen. Unter den Systemen, die hydraulische Energie benötigen, wird dann die verbleibende Leistung aufgeteilt.

Wahrscheinlichkeiten für technische Flugabsagen und Verspätungen in Flugzeugsystemen

Eine *Berechnung* der Wahrscheinlichkeiten für technische Flugabsagen und Verspätungen ist nicht vorgesehen. Eine *Schätzung* der Parameter D_i und D_c muß den neuen Systementwurf mit den Konzepten herkömmlicher Flugzeugsysteme vergleichen, denn der Systementwurf hat entscheidenden Einfluß auf die Wahrscheinlich-

keit von Flugabsagen und Verspätungen: Durch zusätzliche Redundanz ('flying spares') und eine entsprechende Gestaltung der 'Master Minimum Equipment List' kann der Systementwurf Einfluß nehmen auf die Abflugzuverlässigkeit der Systeme.

Beispielrechnung

Tabelle 7.5: Eingabeparameter zur Berechnung erweiterter DOC_{SYS} eines Flugsteuerungssystems. Die Daten wurden gewählt in Anlehnung an ein modernes Mittelstrecken-Passagierflugzeug

Flugzeugdaten		**Flugmissionsdaten**	
$m_{A/C}$	66126 kg	FT	4500 s
n	2	h	9448,8 m
L/D_4	14	$V_{TAS,4}$	191 m/s
L/D_5	17,5	$V_{TAS,5}$	236 m/s
L/D_6	14	$V_{TAS,6}$	152 m/s
SFC_4	$16{,}1 \cdot 10^{-6}$ kg/Ns	R/C_4	10,0 m/s
SFC_5	$16{,}7 \cdot 10^{-6}$ kg/Ns	R/C_6	7,1 m/s
SFC_6	$16{,}7 \cdot 10^{-6}$ kg/Ns	NFY	1830
allgemeine Systemdaten		**ökonomische Daten**	
m_{sys}	975 kg	$FuelPrice$	0,19 US$ / l
$Price$	847000 US$	LR	37 US$ / h
Daten zur Abschreibung		**Daten zur Wartung**	
$Residual$	0,1 · $Price$	MMH_{on}	540 h / Jahr
N	14 Jahre	MMH_{off}	442 h / Jahr
k_N	1	MC	8720 US$ / Jahr
Daten zur Ersatzteilbevorratung			
RED	2	FS	10
SPF	1,5	$MTBUR$	18000 h
SPR	0,666	Φ	95 %
TAT	49 Tage	r	8,5 %

Die Methode DOC_{SYS} wird demonstriert an einem Beispiel eines Flugsteuerungssystems (ATA 27). Die in **Tabelle 7.5** enthaltenen Daten wurden gewählt in Anlehnung an ein modernes Kurz-/Mittelstrecken-Passagierflugzeug. Die Variablennamen aus Tabelle 7.5 wurden in Abschnitt 7.1 erklärt. **Verspätungskosten** wurden berechnet nach Daten aus [NASA 77], die für Deutschland bis zum Jahr 1996 inflationsbereinigt wurden. Der dem Flugsteuerungssystem zufallende Anteil der vom Triebwerk abgenommenen **Wellenleistung** wurde nach Abschnitt 7.2 mit **5.3 kW** abgeschätzt.

Mit der Methode DOC_{SYS} aus Abschnitt 7.1 können aus den so zusammengetragenen Daten **die erweiterten** DOC_{SYS} des Flugsteuerungssystems berechnet werden zu: 128000 US$ / Flugzeug / Jahr . Die Kostenaufteilung zwischen den einzelnen Kostenursachen zeigt **Bild 7.3** in Form des DOC-typischen Kreisdiagramms.

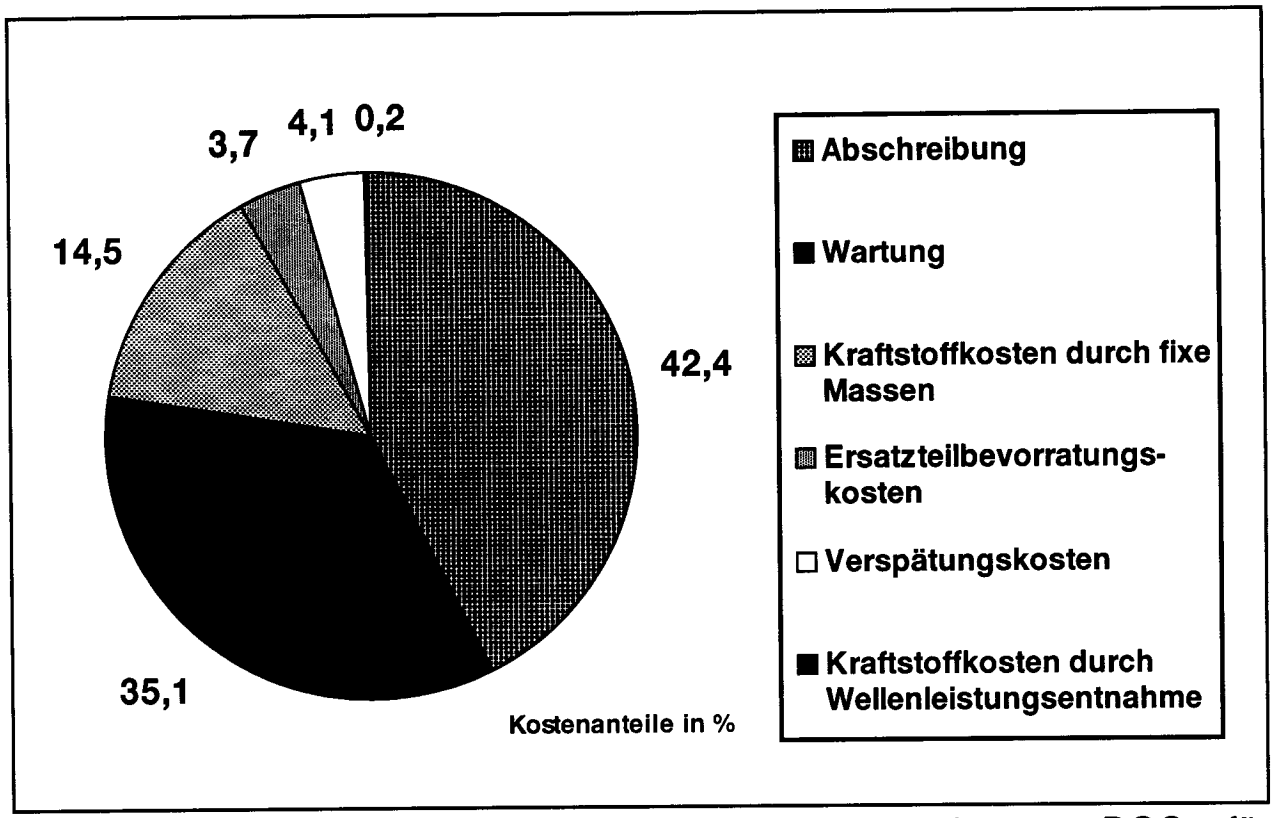


Bild 7.3: Aufteilung der $DOC_{SYS,erw}$ - der erweiterten DOC für Flugzeugsysteme - berechnet für das Flugsteuerungssystem eines modernen Kurz-/Mittelstrecken-Passagierflugzeugs

Vergleich von Systemkonzepten

Sollen zwei Systemkonzepte miteinander verglichen werden, so muß für beide Konzepte - wie oben gezeigt - eine DOC-Rechnung durchgeführt werden. Das Konzept, das bei sorgfältig ermittelten Eingabeparametern die geringsten DOC_{SYS} verursacht, wird die wirtschaftlich bessere Variante sein. Zu beachten ist jedoch, daß das Ergebnis nur so gut ist, wie die Eingabeparameter, die oft nur wenig abgesichert zur Verfügung stehen. Dies trifft insbesondere zu auf die ökonomischen Eingabedaten wie Kraftstoffpreis, *FuelPrice* und die Lohnkosten, *LR*. Falls unsichere Eingabedaten vorliegen, so kann durch Parametervariationen die Sensitivität der DOC_{SYS} auf diese unsicheren Eingabeparameter festgestellt werden.

8 Zusammenfassung und Ausblick

Durch ein Computer-Aided Engineering (CAE) von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen soll eine **Computerunterstützung des Ingenieurs beim Entwurf von Systemkonzepten** erreicht werden. Das Vorgehen dieser Arbeit schließt dazu die Bewertung von untersuchten Konzepten ein und damit eine Entscheidungsunterstützung bei der Auswahl der besten Systemvariante. Zur Unterstützung des Ingenieurs beim Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen entstanden konventionell programmierte Softwaremodule, die über eine Datenbank verbunden sind, einschließlich graphischer Benutzerschnittstelle und kontextsensitivem Hypertextsystem.

Die Entwicklung des CAE-Werkzeugs verlangte zunächst die Entwicklung konkreter Berechnungsverfahren. **Ausgegangen wird vom Flugzeugentwurf** und den flugmechanischen Anforderungen an das Flugsteuerungssystem. Daraus ergeben sich unter anderem die maximal auftretenden Scharniermomente an den Steuerflächen, die maximal erforderlichen Stellgeschwindigkeiten der Steuerflächen und die Systemarchitektur des Flugsteuerungssystems durch Forderungen zur Manövrierfähigkeit im Normalzustand und in Fehlerfällen. Das Hydrauliksystem muß die Anforderungen durch das Flugsteuerungssystem sowie durch andere Hydraulikverbraucher erfüllen.

Maximal auftretende Scharniermomente an den Steuerflächen wurden ermittelt durch eine systematische Untersuchung kritischer Flugbereiche. Dabei wurde die Aerodynamik einer Steuerfläche charakterisiert durch den Scharniermomentenbeiwert, der sich aus der Geometrie der Steuerfläche mit Hilfe von Handbuchmethoden berechnen läßt. Mit den Handbuchmethoden ist jedoch nur eine vergleichsweise geringe Genauigkeit des Scharniermomentenbeiwerts zu erzielen. Zu untersuchen wäre daher, ob zukünftig mit einer numerischen Strömungsberechnung der Scharniermomentenbeiwert mit höherer Genauigkeit berechnet werden kann.

Maximal erforderliche Stellgeschwindigkeiten der Steuerflächen zur Erfüllung von Forderungen zur Manövrierfähigkeit wurden aus zivilen und militärischen Forderungen berechnet. Beachtet wurde weiterhin, daß es durch eine Stellratenbegrenzung nicht zu *Pilot-in-the-Loop Oscillations* (PIO) kommen darf. Erforderliche Stellgeschwindigkeiten zur Vermeidung von PIO wurden berechnet basierend auf einem

Kriterium, welches die maximal zulässige Phasenverschiebung (verursacht durch die Aktuatoren an den Steuerflächen) spezifiziert. Die Aktuatoren wurden dabei durch ein einfaches nichtlineares Modell beschrieben. Mit einem weiteren PIO-Kriterium zur Nicklageregelung konnte die erforderliche Stellgeschwindigkeit der Höhenruder unter Einbeziehung des Pilotenverhaltens noch detaillierter berechnet werden. In zukünftigen Arbeiten sollte versucht werden, entsprechend detaillierte Kriterien auch für Quer- und Seitenruder zu erarbeiten.

Die Flugsteuerungsarchitektur beschreibt die Anbindung der Aktuatoren an die Energie- und Signalquellen. Ein Verfahren wurde entwickelt, um Flugsteuerungsarchitekturen zu bewerten. Dies geschieht durch eine Berechnung des Erwartungswertes der Manövrierfähigkeit in Normal- und Ausfallzuständen. Der in dieser Arbeit beschriebene Algorithmus zur Berechnung des Erwartungswertes erfordert eine mit der Größe des Flugsteuerungssystems stark ansteigende Rechenzeit. Ein Algorithmus, der auch bei sehr großen Systemen mit geringen Rechenzeiten auskommt, wäre wünschenswert. Zu prüfen wäre weiterhin, ob etwa mit einem Expertensystem auch die konstruktiven und flugmechanischen Randbedingungen beim Entwurf einer Flugsteuerungsarchitektur automatisch berücksichtigt werden könnten.

Das CAE-Werkzeug unterstützt die **Integration der Flugsteuerungsaktuatoren** im Flügel bzw. in den Leitwerken.

Die **Positionsregelung des Aktuators** geschieht heute fast ausschließlich mit einem P-Regler. Ein Modul des CAE-Werkzeugs berechnet die Reglerverstärkung unter Beachtung dynamischer Stabilitätsforderungen. Ein Bode-Diagramm wird erstellt unter Berücksichtigung der wesentlichen Nichtlinearitäten des Aktuators. Mit Hilfe dieses Bode-Diagramms kann untersucht werden, ob übliche Frequenzgangforderungen erfüllt werden.

Eine **stationäre Berechnung des Hydrauliksystems** mit dem im Rahmen dieser Arbeit erstellten Programm ICaROS dient zur Überprüfung des Hydraulikentwurfs. ICaROS ermöglicht die Berechnung hydraulischer Leistungsnetze mit Hilfe der *Linear Theory Method.*

Aus Flugzeug-DOC-Methoden wurde eine Methode DOC_{SYS} für die **Bewertung von Flugzeugsystemen** abgeleitet. Diese Methode wurde angewandt auf die Bewertung des Flugsteuerungssystems sowie des Hydrauliksystems.

Anforderungen an den Entwurf der Flugsteuerungs- und Hydrauliksysteme ergeben sich vor allem aus den Entwurfsdaten des Flugzeugs. Im Sinne einer durchgängigen Kette von Computerwerkzeugen wäre folglich eine **Verbindung von Programmen zum Flugzeugentwurf mit Programmen zum Entwurf von Flugzeugsystemen** anzustreben. Im ersten Schritt wäre bereits eine unidirektionale Verknüpfung vom Flugzeugentwurf zum Systementwurf hilfreich. Eine unidirektionale Verknüpfung des Flugzeugentwurfswerkzeugs CAPDA mit dem hier beschriebenen CAE-Werkzeug wäre z.B. leicht möglich durch Programmierung eines Konverters, der die Daten aus CAPDA in das hier genutzte Format der Datenbasis umsetzt.

Moderne Flugzeugentwürfe zeigen eine immer stärkere Verbindung von Flugzeugentwurf und Flugzeugsystementwurf. Stichwortartig seien hier nur genannt a) Flugzeuge ohne natürliche Stabilität der Längsbewegung b) Absaugesysteme für einen Laminarflügel. Bei derartigen Entwürfen können Flugzeugsysteme durchaus auch eine Rückwirkung auf den Flugzeugentwurf haben, so daß eine bidirektionale Verbindung von Flugzeugentwurfswerkzeugen und von Werkzeugen zum Entwurf von Flugzeugsystemen anzustreben wäre.

9 Literaturverzeichnis

[AEA 89a] ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES: *Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements*, Brüssel : AEA, 1989 (G(T)5656)

[AEA 89b] ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES: *Long Range Aircraft AEA Requirements*, Brüssel : AEA, 1989 (G(T)5655)

[AEROSPATIALE 85] AEROSPATIALE: *Données Aerodynamiques A320*, Toulouse, 1985. - Firmenschrift

[AEROSPATIALE 87] AEROSPATIALE: *Flight Control Laws Description A320*, Toulouse, 1987 (00D070P002/C01/01). - Firmenschrift

[AEROSPATIALE 89] AEROSPATIALE: *Données Aerodynamiques A340-300*, Toulouse, 1989. - Firmenschrift

[AIR 744A] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Information Report 744A: Auxiliary Power Sources for Aerospace Applications*, Warrendale : SAE, 1972

[AIR 1168] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Information Report 1168/8: Aircraft Fuel Weight Penalty Due to Air Conditioning*, Warrendale : SAE, 1989

[AIR 1812] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Information Report 1812: Environmental Control System Life Cycle Cost*, Warrendale : SAE, 1985

[AIR 1823] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Information Report 1823: Environmental Control System Transient Analysis Computer Program (EASY)*, Warrendale : SAE, 1986

[AIR 1899] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Information Report 1899: Aircraft Hydraulic System Characteristics*, Warrendale : SAE, 1985

[AIRBUS 86] AIRBUS INDUSTRIE: *Aileron: Electric Hydraulic Actuator, Technical Specification for Airbus A330/A340*, 1986. - Firmenschrift

[AIRBUS 88a] AIRBUS INDUSTRIE: *Airbus Project D.O.C. Method*, Toulouse, 1988 (AI/TA - P812.076/88 ISS.1). - Firmenschrift

[AIRBUS 88b] AIRBUS INDUSTRIE: *Servo Control Spoiler, Technical Specification*, 1988. - Firmenschrift

[ALSINA 87] ALSINA, J.; FIELDING, J.P.; MORRIS, A.J.: Progress Towards an Aircraft Design Expert System. In: MURTHY,T.K.S.; FIELDING J. P. (Hrsg.): *Computer Applications in Aircraft Design and Operation*, Springer, 1987

[AMIES 77] AMIES, G.E.; LEVEK, R.J.; STRUESSEL, D.A.: Hydraulic System Dynamic Analysis -Transient Analysis (HYTRAN) Computer Program Technical Description, AFAPL-TR-76-43, Bd. II, 1977. - Vertrieb: NTIS

[AMM A300-600] AIRBUS INDUSTRIE: Aircraft Maintenance Manual, A300-600, 1989. - Firmenschrift

[AMM A310] AIRBUS INDUSTRIE: Aircraft Maintenance Manual, A310, 1989. - Firmenschrift

[ANDERSON 84] ANDERSON, J. D.: *Fundamentals of Aerodynamics*, New York : McGraw-Hill, 1984.

[ARP 994] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Recommended Practice 994: Recommended Practice for the Design of Tubing Installation for Aerospace Fluid Power Systems*, Warrendale : SAE, 1976

[ARP 1280] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Recommended Practice 1280: Aerospace-Application Guide for Hydraulic Power Transfer Units*, Warrendale : SAE, 1994

[ARP 1281] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Recommended Practice 1281: Actuators: Aircraft Flight Control, Power Operated, Hydraulic, General Specification for*, Warrendale : SAE, 1993

[ARP 4294] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Recommended Practice 4294: Data Formats and Practices for Life Cycle Cost Information*, Warrendale : SAE, 1992

[ASHKENAS, I.L.] ASHKENAS, I.L.; JEX, H.R.; MCRUER, D.T.: *Pilot-Induced Oscillations: Their Cause and Analysis*, Norair Report NOR-64-143, 1964 - Vertrieb: NTIS

[ATA 67] AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: *Standard Method of Estimating Comparative Direct Operating Costs of Turbine Powered Transport Airplanes*, Washington D.C. : ATA, 1967.

[ATA 94] AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: *Specification for Manufacturers' Technical Data, ATA Specification 100*, Washington D.C. : ATA, 1981

[AVIATION 96] Advanced Actuator Tested on F/A-18. In: *Aviation Week & Space Technology*, 1996-02-12, S. 42

[AXELSON 48] AXELSON, J.A.: *A Summary and Analysis of Wind-Tunnel Data on the Lift and Hinge-Moment Characteristics of Control Surfaces up to a Mach Number of 0.90*, NACA RM No. A7L02, 1948

[BACKÉ 74] BACKÉ, W.: *Systematik der hydraulischen Widerstandsschaltungen in Ventilen und Regelkreisen*, Mainz : Krausskopf, 1974

[BAVENDIEK 87] BAVENDIEK, R.: *Verlustkennwertbestimmung am Beispiel von hydrostatischen Maschinen in Schrägachsenbauweise*, VDI-Forschungsbericht, Reihe 7, Nr. 122, Düsseldorf : VDI, 1987.

[BEITLER 81] BEITLER, G.: Durchflußwiderstände von Wegeventilen. In: *O+P Ölhydraulik und Pneumatik*, Limburg : Vereinigte Fachverlage, 25, Nr. 11, 1981, S. 840-843

[BHAVE 91] BHAVE, P.R.: *Analysis of Flow in Water Distribution Networks*, Lancaster : Technomic, 1991

[BLAKELOCK 91] BLAKELOCK, J.H.: *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, New York : Wiley, 1991

[BODERGRAVEN 90] VAN BODERGRAVEN, G.W.: *Commercial Aircraft DOC Methods*, (AIAA / AHS / ASEE Aircraft Design, Systems and Operations Conference, Dayton, 17.-19. September 1990), American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1990 (Paper AIAA-90-3224-CP)

[BONOW 91] BONOW, R.: *MPC 75 - Scharniermomente für Höhenruder, Querruder und Spoiler*, Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg, 1991 (Mitteilung EF21, 34/91). - Firmenschrift

[BROCKHAUS 94] BROCKHAUS, R.: *Flugregelung*, Berlin : Springer, 1994

[BRONSTEIN 79] BRONSTEIN, I.N.; SEMENDJAJEW, K.A.: *Taschenbuch der Mathematik*, Leipzig : Teubner, 1979

[BOSSCHE 88] BOSSCHE VAN DEN, D.; CAYROL, PH; FERNANDEZ, F.: *A330/A340 Servocontrol and THS Actuator Performance and Design Data*, Aerospatiale, Toulouse, 1988 (Referenz: 459.746/88). - Firmenschrift

[BUERS 95] BUERS, H.; HALFMANN, G.: *Lösung aerodynamischer und flugmechanischer Forderungen im Rahmen der Zulassung der DO 328*, (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß, Bonn, 26. - 29. September 1995), Bonn : DGLR, 1995

[BUSH 93] BUSH, D.A.; ALDANA, J.F.: *An Approach to Aircraft Subsystem Design and Integration*, (12th Digital Avionics Conference, 25.-28. Oktober 1993), Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE) und American Institue of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1993

[BUTZ 94] BUTZ, H.: *Make it Simple - Make it Work, Stop! oder Go! für neue Technologien*, (1. Symposium Flugzeug-Systemtechnik, Hamburg, 12.-13. Oktober 1994), Hamburg : Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, 1994

[CARL 93] CARL, U.: Das 'More Electric Aircraft' : Vortrag. 1993-07-13, Technische Universität Hamburg-Harburg

[CARUBBA 92] CARUBBA, E.R.: *Integrating Life-Cycle Costs and Cost-of-Ownership in the Commercial Sector*, (Annual Reliability and Maintainability Symposium, Las Vegas, 1992), New York : IEEE, 1992

[COLLINS 75] COLLINS, A.G.; JOHNSON, R.L.: Finite-Element Method for Water-Distribution Networks. In: *Journal American Water Works Association*, 67(7), 1975, S. 385-389

[CROSS 36] CROSS, H.: Analysis of Flow in Networks of Conduits of Conductors. In: *Bulletin Univ. Of Illinois*, Engineering Experimental Station, Nr. 22, 1936, S. 1-29

[CUNIS 91] CUNIS, R.; GÜNTER, A.; STRECKER H. (Hrsg.): *Das PLAKON-Buch, Ein Expertensystemkern für Planungs- und Konfigurierungsaufgaben in technischen Domänen*, Berlin : Springer, 1987

[DARCORP] DARCORP: *Advanced Aircraft Analysis / Design*, Analysis and Research Corporation, 120 East Ninth Street, Suite 2, Lawrence, Kansas, 66044, USA. - Produktinformation

[DBD A340] AIRBUS INDUSTRIE: Data Base for Design, A340, 4. Ausg., 1993. - Firmenschrift

[DECHOW 94] DECHOW, M; HEROLD, H.: *CONSUL, Berechnungsprogramm für die Ermittlung der Cost of Ownership für Systeme und LRUs*, Version 1.1, Deutsche Aerospace Airbus, Hamburg, 1994 (EZ32). - Firmenschrift

[DIN 9300] DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: *DIN 9300 / ISO 1151: Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik*, Teil 1 bis Teil 7, Berlin : Beuth, 1992

[DIN 19226] DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: *DIN 19226: Leittechnik; Regelungstechnik und Steuerungstechnik*, Teil 1 bis Teil 5, Berlin : Beuth, 1994

[DIN 66234] DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: *DIN 66234: Bildschirmarbeitsplätze, Grundsätze ergonomischer Dialoggestaltung*, Teil 8, Berlin : Beuth, 1988

[DIN 69910] DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: *DIN 69910: Wertanalyse; Begriffe, Methode*, Berlin : Beuth, 1987

[DUBIN 47] DUBIN, CH.: Le Calcule des Réseaux Maillés. In: *La Houille Blance*, Mai-Juin, 1947, S. 213-227

[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 (Paper AIAA-95-3304)

[ENDRES 68] ENDRES, W.: *Die Berechnung der Durchflußmengen in Rohrnetzen für verfahrenstechnische Anlagen*, München, Technische Hochschule, Fakultät für Maschinenwesen und Elektrotechnik, Diss., 1968

[ENGELHARDT 96]* ENGELHARDT, J.: *Computergestützte Berechnung von hydraulischen Netzen in Passagierflugzeugen*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Studienarbeit, 1996

[ENGELN-MÜLLGES 93] ENGELN-MÜLLGES, G.; REUTTER, F.: *Numerik Algorithmen mit ANSI C-Programmen*, Mannheim : Bibliographisches Institut, 1993

[EPP 70] EPP, R.; FOWLER, A.G.: Efficient Code for Steady-State Flows in Networks. In: *Journal of the Hydraulics Division*, American Soc. of Civil Engineers, 96(HY1), 1970, S. 43-56

[ESDU C.04.01.00] ESDU: *Introduction to Data Items on Control Hinge Moments*, London : ESDU International, 1989 (ESDU Data Item C 04.01.00)

[ESDU C.04.01.01] ESDU: *Rate of Change of Hinge-Moment Coefficient with Incidence for a Plain Control in Compressible Two-Dimensional Flow*, London : ESDU International, 1989 (ESDU Data Item C 04.01.01)

[ESDU C.04.01.02] ESDU: *Rate of Change of Hinge-Moment Coefficient with Control Deflection for a Plain Control in Compressible Two-Dimensional Flow*, London : ESDU International, 1989 (ESDU Data Item C 04.01.02)

[ESDU C.04.01.03] ESDU: *Effect of Nose Balance on Two-Dimensional Control Hinge-Moment Coefficients*, London : ESDU International, 1989 (ESDU Data Item C 04.01.03)

[ESDU 89009] ESDU: *Hinge Moment Coefficient Derivatives for Trailing-Edge Controls on Wings at Subsonic Speeds*, London : ESDU International, 1989 (ESDU Data Item 89009)

[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 23] U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations, Part 23, Airworthiness Standards, Normal, Utility and Acrobatic Airplanes*, Washington, D.C.

[FAR 25] U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations, Part 25, Airworthiness Standards, Transport Airplanes*, Washington, D.C.

[FCOM A320] AIRBUS INDUSTRIE: Flight Crew Operating Manual A320. - Firmenschrift

[FISHER 88] FISHER, A.S.: *CASE, Using Software Development Tools*, New York : Wiley, 1988

[FLECK 95]* FLECK, R.: *Vergleichende Betrachtung von Algorithmen zur stationären Berechnung hydraulischer Netze*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Studienarbeit, 1995

[FLOWMASTER 94] Further Aeropace FLOWMASTER users ... In: *FlowNEWS*, 2. Ausg., Februar 1994, Milton Keynes : FLOWMASTER International, 1994

[FRISCHEMEIER 97] FRISCHEMEIER, S.: *Electrohydrostatic Actuators for Aircraft Primary Flight Control - Types, Modelling and Evaluation*, (The Fifth Scandinavian International Conference on Fluid Power, Linköping, 28. - 30. Mai 1997), Linköping : University, 1997

[GARNER 57] GARNER, H.C.: *Charts for Low-Speed Characteristics of Two-Dimensional Trailing-Edge Flaps*, NACA ARC R&M 3174, 1957

[GILLIS 43] GILLIS, C.L.: *Limitations of Lifting-Line Theory for the Estimation of Aileron Hinge-Moment Characteristics*, NACA Wartime Report L-281, 1943

[GUILLON 68] GUILLON, M.: *Hydraulische Regelkreise und Servosteuerungen*, München : Carl Hanser, 1968

[HABERLAND 94] HABERLAND, CH.; KRANZ, O.; STOER, R.: *Impact of Operational and Environmental Aspects on Commercial Aircraft Design*, (19th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), Anaheim, 18. - 23. September 1994), Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994. - Paper ICAS-94-1.3.1, S.646-655

[HANCOCK 95] HANCOCK, G.J.: *An Introduction to the Flight Dynamics of Rigid Aeroplanes*, New York : Ellis Horwood, 1995

[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 (Institutsbericht 111-93/61)

[HELLER 94]* HELLER, T.: *Systematische Untersuchung zu den Einbauräumen von Stellsystemen der primären Flugsteuerung*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Diplomarbeit, 1994

[HESS 95] HESS, R.A.: *A Component-Oriented Environment for Systems Development*, (IEEE Digital Avionics Systems Conference, Cambridge (USA), November 1995), IEEE, 1995

[HOAK 78] HOAK, D.E.: *USAF Stability and Control Datcom*, Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Divison, Ohio, 1978. - Vertrieb: NTIS

[HOFFMAN 92] HOFFMAN, J.D.: *Numerical Methods for Engineers and Scientists*, New York : McGraw-Hill, 1992

[HOFFMANN 81] HOFFMANN, W.: *Dynamisches Verhalten hydraulischer Systeme, automatischer Modellaufbau und digitale Simulation*, Aachen, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Fakultät für Maschinenwesen, Diss., 1981

[HONEYWELL 91] HONEYWELL INC., COMMERCIAL FLIGHT SYSTEMS GROUP: *Cost of Ownership Analysis*, Phoenix, 1991. - Firmenschrift, Bezug über: Honeywell, Commercial Aviation Systems, München, Morawiec, U.

[HORLACHER 92] HORLACHER, H.; LÜDECKE, H.: *Strömungsberechnung für Rohrsysteme*, Ehningen bei Böblingen : expert, 1992

[IDEL'CHIK 94] IDEL'CHIK, I.E.: *Handbook of Hydraulik Resistance*, Boca Raton : CRC Press, 1994

[ISO 4409] INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION: *ISO 4409: Hydraulic Fluid Power - Positiv Displacement Pumps, Motors and Integral Transmissions - Determination of Steady-State Performance*, 1986

[ISO 9241] INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION: *ISO 9241: Ergonomic Requirements for Office Work with Visual Display Terminal*, Part 10 - 17, 1993

[ISSACS 80] ISSACS, L.T.; MILLS, K.G.: Linear Theory Methods for Pipe Network Analysis. In: *Journal of the Hydraulics Division*, American Soc. of Civil Engineers, 106(HY7), 1980, S. 1191-1201

[IVANTYSYNOVA 91] IVANTYSYNOVA, M.: *Elektro-hydrostatischer Aktuator für die Klappenverstellung*, Arbeitsbereich Konstruktionstechnik I, Technische Universität Hamburg-Harburg, 1991. - Forschungsbericht

[JAMES 96] JAMES, S.C.: *Government/Industry More Electric Initiative*: Vortrag. SAE Aerospace Atlantic Conference, 1996-05-22, Dayton

[JAR 1] JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Airworthiness Requirements, JAR-1, Definitions and Abbreviations.* - Vertrieb: Civil Aviation Authority, Cheltenham

[JAR 23] JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Airworthiness Requirements, Part 23, Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes.* - Vertrieb: Civil Aviation Authority, Cheltenham

[JAR 25] JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Airworthiness Requirements, Part 25, Large Aeroplanes.* - Vertrieb: Civil Aviation Authority, Cheltenham

[JOHNSON 90] JOHNSON, V.S.: Minimizing Life Cycle Costs for Subsonic Commercial Aircraft. In: *Journal of Aircraft*, Bd. 27, Nr. 2, 1990, S. 139-145

[KAISER 96] KAISER, H.A., Luftfahrtbundesamt, Telephongespräch, 1996-01-19

[KANDEBO 96] KANDEBO, S. W.: 'Electric' Ailerons Subject of Airforce C-141 Test. In: *Aviation Week & Space Technology*, 1996-05-06, S. 52-53

[KETT 93] KETT, R.: Ein Plus Für DSH. In: *O+P Ölhydraulik und Pneumatik*, 37, Nr. 6, 1993, S. 517-523

[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)

[KÖPCKE 94]* KÖPCKE, U.: *Entwicklung eines Verfahrens zur Bewertung von Flugsteuerungskonfigurationen nach Steuerbarkeitsgesichtspunkten in Ausfallzuständen*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Studienarbeit, 1994

[KOPISCH 93] KOPISCH, M.: *XKL - Ein Expertensystem zur Konfigurierung des Layouts der Passagierkabine des AIRBUS A340*, (2. Deutsche Tagung Expertensysteme, Hamburg, 17.-19. Februar 1993), Gesellschaft für Informatik, 1993

[KUNZE 95] KUNZE, O.: *Hydraulische Back-Up Power-Module - Ein Schritt zur Realisierung neuer Energieverteilungsarchitekturen in Großraumflugzeugen*, (10. Fachtagung Hydraulik und Pneumatik, Dresden, 5. und 6. Oktober 1995), Dresden, Technische Universität Dresden, 1995

[LANG 96] LANG, L.S.E.: *Entwicklung von Modellen zur Gewichtsschätzung von Flugzeugsystemen in der Entwurfsphase*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Diplomarbeit, 1996

[LAWHEAD 91] LAWHEAD, P.: *Electro-Modulated Control of Supply Pressure in Hydraulic Systems*, Warrendale : Society of Automotive Engineers, 1991 (Paper 912119)

[LEVEK 80a] LEVEK, R.J.: *Digital Computer Simulation of Aircraft Hydraulic Systems*, (Aerospace Congress & Exposition, Los Angeles, 13.-16. Oktober 1980), Warrendale : Society of Automotive Engineers, 1980 (Paper 801193)

[LEVEK 80b] LEVEK, R.J.; YOUNG, B.: *Aircraft Hydraulic Systems Dynamic Analysis*. Bd. 6: *Steady State Flow Analysis (SSFAN) Computer Program Technical Description*, AFAPL-TR-76-43, 1980. - Vertrieb: NTIS

[LI 93] LI, X. ET. AL.: Unity Between Steady and Transitional State Simulation for Hydraulic Systems. In: JAPANESE HYDRAULICS AND PNEUMATICS SOCIETY (Veranst.): *Proceedings of the Second JHPS International Symposium on Fluid Power*, JHPS, 1993, S. 545-550

[LUFTHANSA 82] LUFTHANSA: *DLH Method 1982 for Definition of the Performance and Direct Operating Costs of Commercial Fixed Wing Aircraft*, Lufthansa, Hamburg, 1982. - Firmenschrift

[LUFTHANSA 90] LUFTHANSA: *Airplane Operations Manual A300-600 / A310*, 1990. - Firmenschrift

[MACK 79] MACK, M.D.; SEETHARAM, H.C.; KUHN, W.G.; BRIGHT, J.T.: *Aerodynamics of Spoiler Control Devices*, (AIAA Aircraft Systems and Technology Meeting, NewYork, 20 - 22. August 1979), New York : AIAA, 1979

[MARJAMÄKI 96] MARJAMÄKI, K.: Fluid Power Systems Dynamic Simulation Software : World Wide Web, 1996-07-29 (http://matwww.ee.tut.fi/%7Epiche/fluidpower/softwarelist.html)

[MARONEY 91] MARONEY, G.E.; DIEMER, J.A.; WEST C.G.: *Development of a Viable Hydraulic Circuit Breaker*, Warrendale : Society of Automotive Engineers, 1991 (Paper 912118)

[MARTIN 63] MARTIN, D.W.; PETERS, G.: The Application of Newton's Method to Network Analysis by Digital Computers. In: *Journal of the Inst. Of Water Engineers*, Bd. 17, 1963, S. 115-129

[MBB 89] MBB TRANSPORT- UND VERKEHRSFLUGZEUGE: *Design to Cost*, (Material zur Bildungsveranstaltung T.2.14), 1989-11-07, MBB, Bremen, 1989 (TF231). - Firmenschrift

[MCILROY 49] MCILROY, M.S.: Pipeline Network Analysis Using Ordinary Algebra. In: *Journal American Water Works Association*, 41(6), 1949, S. 422-428

[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 93] MCRUER, D.T.; GRAHAM, D.: Automatic Flight Control Systems. In: PÉLEGRIN, M.; HOLLISTER, W.M.: *Concise Encyclopedia of Aeronautics & Space Systems*, Oxford : Pergamon, 1993

[McRuer 95] McRuer, D.T.: *Pilot-Induced Oscillations and Human Dynamic Behavior*, NASA-CR-4683, 1995

[Meinen 94] Meinen, R.: Betriebskostenvergleich : Vortrag. Deutsche Aerospace Airbus GmbH, 1994-04-12, Hamburg

[Mewing 94] Mewing, G.: *Einfluß der Ruderlaufgeschwindigkeit auf den Response des Flugzeugs*, Daimler-Benz Aerospace Airbus, Bremen, 1994 (EF33-AV-275/94). - Firmenschrift

[Microsoft 92] Microsoft: *Mircosoft Windows - User Interface Style Guide*, 1992. - Firmenschrift

[MIL-F-5508] Department of Defense: *MIL-F-5508B: Military Specification: Fuse, Aircraft Automatic Quantity Measuring Hydraulic*, 1989

[MIL-F-8785C] Department of Defense: MIL-F-8785C: *Military Specification: Flying Qualities of Piloted Airplanes*, 1980

[MIL-F-9490] Department of Defense: *MIL-F-9490D: Military Specification: Flight Control Systems - Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for*, 1975

[MIL-H-5440] Department of Defense: *MIL-H-5440H: Military Specification: Hydraulic Systems, Aircraft, Design and Installation Requirements for*, 1993

[MIL-STD-1797] Department of Defense: MIL-STD-1797: *Military Standard: Flying Qualities of Piloted Vehicles - Draft*

[Moir 92] Moir, I.; Seabridge, A.: *Aircraft Systems*, Essex : Longman, 1992

[MÜLLER 83] MÜLLER, G.: *Entscheidungsunterstützende Endbenutzersysteme*, Stuttgart : Teubner, 1983

[MUDDLE 95] MUDDLE,R.: *The Cost of High Technology - A Large Airline View*, (AeroTech '95, Birmingham, 17.-19. Oktober 1995), London : Institution of Mechanical Engineers, 1995 (Paper C505/25/070)

[MURRENHOFF 96] MURRENHOFF, H.: *Computerbasierte Auslegungswerkzeuge*, (12. Aachener Fluidtechnisches Kolloquium, 12.-13. März 1996), Aachen : Mainz, 1996

[NASA 77] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (Hrsg.): *A New Method for Estimating Current and Future Transport Aircraft Operating Economics* / American Airlines, New York. Washington D.C. : NASA, 1977 (NASA CR-145190)

[NIER 81] NIER, R.: *Rechnergestützte Auslegung von Ölleitungssystemen*, Clausthal, Technische Universität, Fakultät für Bergbau, Hüttenwesen und Maschinenbau, Diss., 1979

[NIEWELS 95]* NIEWELS, B.: *Untersuchung der Genauigkeit von Methoden zur Berechnung von Scharniermomenten*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Studienarbeit, 1995

[NORRIS 94] NORRIS, G: Test Case - NASA is experimenting with a variety of new control technologies, including FBL on its F-18 Systems Research Aircraft. In: *Aviation Week & Space Technology*, 1994-06-08, S. 30-31

[O'CONNOR 91] O'CONNOR, D.T.: *Practical Reliability Engineering*, Chichester : John Wiley, 1991

[ODELL 93] ODELL,T.T.: *Boeing HSCT OpCost Methodology*, Seattle: Boeing Commercial Airplane Group, 1993 (6-1442-Mes-HSCT-002-93). - Firmenschrift

[OTIS 91] OTIS, C.E.; VOSBURG, P.A.: *Aircraft Gas Turbine Engines of the World and Dictionary of the Gas Turbine*, Casper : IAP, 1991

[PALMBERG 91] PALMBERG, J.-O.: *Fluid Power Engineering: A field for Computer Applications*, (2nd Tampere International Conference on Fluid Power, 19.-21. März 1991), Tampere : University of Technology, 1991

[PFAFF 85] PFAFF, G.E. (Hrsg.): *User Interface Management Systems*, Berlin : Springer, 1985

[PLASTOW 92] PLASTOW, I.: *Aircraft Fuel System Modelling*, (IMechE Seminar S069, Computer Modelling in Aerospace, Filton, 8. Oktober 1992), London : Institution of Mechanical Engineers, 1992

[POUBEAU 89] POUBEAU, J.: *Direct Maintenance Costs - Art or Science?*, Blagnac : Airbus Industrie, 1989. - Firmenschrift

[RAYMER 89] RAYMER, D. P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington D.C. : AIAA, 1989

[RAYMER 92] RAYMER, D. P.: *RDS - A PC-based Aircraft Design, Sizing, and Performance System*, (AIAA Aircraft Design Systems Meeting, Hilton Head, South Carolina, 1992), Washington D.C.: AIAA, 1992

[RAYMOND 93] RAYMOND, E.T.; CHENOWETH, C.C.: *Aircraft Flight Control Actuation System Design*, Warrendale : Society of Automotive Engineers, 1993

[REICHEL 90] REICHEL, R.: Hardware-minimale Fly-by-wire Steuerung der nächsten Generation, (Symposium Auswirkungen neuer Technologien auf die Sicherheit im Luftverkehr, Braunschweig, 9.-11. Oktober 1990). In: DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR ORTUNG UND NAVIGATION E.V. (DGON) (Veranst.): *Symposium Auswirkungen neuer Technologien auf die Sicherheit im Luftverkehr*, Köln : TÜV Rheinland, 1990

[RHEE 93] VAN RHEE, G.: *DOC Groundrules 1993 for the Economic Evaluation of Fokker New Aircraft*, Fokker Aircraft B.V., Amsterdam, 1993 (RP-93-523). - Firmenschrift

[RICE 79] RICE, J.W.; MCCORKLE, R.D.: *Digital Flight Control Reliability-Effects of Redundancy Level, Architecture and Redundancy Management Technique*, New York : AIAA, 1979 (Paper 79-1893)

[ROSKAM 90] ROSKAM, J.: *Airplane Design*, Bd. 1-8, Ottawa, Kansas, 1990. - Vertrieb: Analysis and Research Corporation, 120 East Ninth Street, Suite 2, Lawrence, Kansas, 66044, USA.

[RUNCKEL 61] RUNCKEL, J.F.; HIESER G.: *Normal-Force and Hinge-Moment Characteristics at Transsonic Speeds of Flap-Type Ailerons at Three Spanwise Locations on a 4-Percent-Thick Sweptback-Wing-Body Model and Pressure-Distribution Measurements on an Inboard Aileron*, NASA Technical Note D-842, 1961

[SCHLICHTING 69] SCHLICHTING, H; TRUCKENBRODT, E.: *Aerodynamik des Flugzeuges*, Bd. 2, Berlin : Springer, 1969

[SCHNUPP 87] SCHNUPP, P.; NGUYEN HUU, C.T.: *Expertensystem-Praktikum*, Berlin : Springer, 1987

[SCHNUPP 90] SCHNUPP, P.: *Von C zu C: Problemlos Portieren*, München : Hanser, 1990

[SCHOLZ 93] SCHOLZ, D.: *Programmieranleitung und -richtlinie, Programmierung mit ANSI C*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Bericht, 1993

[SCHOLZ 95a] SCHOLZ, D.: *Computer Aided Engineering zur Auslegung von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen*, (10. Fachtagung Hydraulik und Pneumatik, Dresden, 5. - 6. Oktober 1995), Dresden : Technische Universität, 1995

[SCHOLZ 95b] 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 95c] SCHOLZ, D.: Betriebskostenschätzung von Flugzeugsystemen als Beitrag zur Entwurfsoptimierung, (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß, Bonn, 26. - 29. September 1995). In: BÜRGENER, G. (Hrsg.): *Jahrbuch 1995 I*, Bonn : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 1995, S. 50 - 61

[SCHOLZ 95d] SCHOLZ, D.: *Computerunterstützte Auslegung von Flugzeugsystemen am Beispiel der Flugsteuerung*, (Workshop; DGLR Fachausschuß S2.1, Starrflügelsysteme; Entwicklungswerkzeuge zur Flugzeugauslegung; Hamburg, 13. November 1995), Bonn : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 1995

[SCHOLZ 96a] SCHOLZ, D.: Computer Aided Engineering for the Design of Flight Control and Hydraulic Systems. In: *SAE Transactions 1996, Journal of Aerospace*, Warrendale : Society of Automotive Engineers, 1997, S. 203-212

[SCHOLZ 96b] SCHOLZ, D.: *Computer Aided Engineering for the Design of Flight Control and Hydraulik Systems*, (20th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), Sorrento, 8. - 13. September 1996), Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. - Paper ICAS-96-3.10.1, S.2310-2319

[SCHOLZ 96c] SCHOLZ, D.: *Flugversuchsbeurteilung zur Reduzierung maximaler Querruderstellgeschwindigkeiten*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Versuchsbericht, 1996

[SCHUTZRECHT 91] Schutzrecht EP 0477079 B1 (1991-09-16)

[SCOVILLE 90] SCOVILLE, R.I.; MAXWELL, M.J.: A Concurrent Design / Analysis Tool for Aircraft Hydraulic Systems, (Aerospace Technology Conference and Exposition, Long Beach, 1.-4. Oktober 1990), Warrendale : Society of Automotive Engineers, 1990 (Paper 902004)

[SDN A320,27] AEROSPATIALE: System Description Note, A320, ATA27, 1987. - Firmenschrift

[SEARS 43] SEARS, R.I.: *Wind-Tunnel Data on the Aerodynamic Characteristics of Airplane Control Surfaces*, NACA ACR 3L08, 1948

[SENG 96] SENG, G. T.: Power-By-Wire for Civil Transport : Vortrag. SAE Aerospace Atlantic Conference, 1996-05-22, Dayton

[SEUFERT 91] SEUFERT, F.: DAA X-100/X-200 Airbrake/Spoiler Loads, MPCA, Hamburg, 1991 (Technical Note EF-T-1/008). - Firmenschrift

[SHAMIR 68] SHAMIR, U.; HOWARD, D.D.: Water Distribution Systems Analysis. In: *Journal of the Hydraulics Division*, American Soc. of Civil Engineers, 94(HY1), 1968, S. 219-234

[SIEMENS 93] SIEMENS-NIXDORF: *Grafik-Styleguide 2.0, Richtlinien zur Gestaltung grafischer Benutzeroberflächen*, Vorversion, 1993. - Firmenschrift

[SIMOS 96] SIMOS, D.: *PIANO* : World Wide Web, 1996-12-01 (http://www.lissys.demon.co.uk/)

[STENGEL 91] STENGEL, R.F.; SIRCAR, S.: *Computer-Aided Design of Flight Control Systems*, (AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, New Orleans, 12. - 14. August 1991), American Institut of Aeronautics and Astronautics, 1991

[STREETER 85] STREETER, V.L.; WYLIE, E.B.: *Fluid Mechanics*, New York: McGraw-Hill, 1985

[SUNDSTRAND 96] SUNDSTRAND: Sundstrand Aerospace Advanced Electric Motor Driven Hydraulic Pump Development, 1996. - Firmenschrift

[TOLL 48] TOLL, T.A.: *Approximate Relations for Hinge-Moment Parameters of Control Surfaces on Swept Wings at Low Mach Numbers*, NACA Tech. Note 1711, 1948

[TOLLEFSON 96] TOLLEFSON, J.: EASY5 Background & History : World Wide Web, 1996-02-09 (http://www.boeing.com/easy5/history.html)

[TORENBEEK 82] TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft : Delft University Press, 1982

[TOU 87] TOU, H.B.; HANCOCK, G.J.: Inviscid Theory of Two-Dimensional Aerofoil/Spoiler Configurations at Low Speed. In: *Aeronautical Journal*, 1987, S. 350-366; 406-428; 479-498

[TRAVERSE 91] TRAVERSE, P.: Dependability of Digital Computers on Board Airplanes. In: AVIZIENIS, J.C. (Hrsg.); LAPRIE, J.C.(Hrsg.): *Dependable Computing for Critical Applications*. Bd. 4: *Dependable Computing and Fault-Tolerant Systems*, Wien : Springer, 1991

[UNBEHAUEN 93] UNBEHAUEN, H.: *Regelungstechnik*, Bd. 2, Braunschweig : Vieweg, 1993

[VASUDEO 87] VASUDEO, R.B.: Finite Element Analysis of Flow Networks. In: *Engineering Analysis*, Southampton : Computational Mechanics Publications, 4 (1), 1987, S. 35-39

[WATOG 92] AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: *Airline Industry Standard, World Airlines Technical Operations Glossary*, Washington D.C., 1992

[WESTPHAL 96]* WESTPHAL, R.: *Betriebskostenschätzung von Flugzeugsystemen*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Studienarbeit, 1996

[WESTPHAL 97] WESTPHAL, R.; SCHOLZ, D.: DOC_{SYS} - A Method for Predicting Operating Costs During the Design of Aircraft Systems. In: *Cost Engineering*, Morgantown : American Association of Cost Engineers, Bd. 39, Nr. 6, 1997, S. 35 - 39

[WILD 90] WILD, T.W.: *Transport Category Aircraft Systems*, Casper: IAP, 1990

[WILL 95] WILL, D.; WILL, R.; WILL, T.: HydCalc - Hydraulikberechnungen unter Windows. In: *O+P Ölhydraulik und Pneumatik*, Limburg : Vereinigte Fachverlage, 39, Nr.1, 1995, S. 27-31

[WILLIAMS 79] WILLIAMS, J.E.; VUKELICH, S.R.: *The USAF Stability and Control Digital DATCOM, Volume 1: Users Guide*, Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division, Ohio, 1979 (AFFDL-TR-3032-VOL-1). - Vertrieb: NTIS

[WILMERS 94]* WILMERS, W.: *Entwicklung eines Programms zur Berechnung von Scharniermomenten an Steuerflächen von Flugzeugen*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Studienarbeit, 1994

[WOOD 72] WOOD, D.J.; CHARLES, C.O.A.: Hydraulic Network Analysis Using Linear Theory. In: *Journal of the Hydraulics Division*, American Soc. of Civil Engineers, 98(HY7), 1972, S. 1157-1170

[WOOD 81] WOOD, D.J.; RAYES, A.M.: Reliability of Algorithms for Pipe Network Analysis. In: *Journal of the Hydraulics Division*, American Soc. of Civil Engineers, 107(HY10), 1981, S. 1145-1161

[WOODS 52] WOODS, L.C.: *The Theory of Aerofoils with Hinged Flaps in Two-Dimensional Compressible Flow*, NACA ARC CP 138, 1952

[WYLIE 93] WYLIE, E.B.; STREETER, V.L.: *Fluid Transients in Systems*, Englewood : Prentice-Hall, 1993

[ZANGEMEISTER 76] ZANGEMEISTER, C.: *Nutzwertanalyse in der Systemtechnik*, München : Wittemann, 1976

[ZIMMERMANN 94]* ZIMMERMANN, H.: *Entwicklung und Bewertung von Modellen zur Betriebskostenschätzung für Flugzeugsysteme in der Entwurfsphase*, Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Diplomarbeit, 1994

* Die gekennzeichneten Arbeiten wurden vom Verfasser am Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik der Technischen Universität Hamburg-Harburg betreut.