



Methoden der Systemauslegung

**DGLR-Seminar
"Flugzeugkabine und Kabinensysteme"**

21. - 23.09.2004

Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004 in Dresden

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Prof. Dr.- Ing. Dieter Scholz, MSME
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

E- mail: info@ProfScholz.de
Internet: <http://www.ProfScholz.de>

Inhalt

	Seite
1	Einleitung 2
1.1	Systeme 2
1.2	Flugzeugsysteme 5
1.3	Systemtechnik / Systems Engineering 7
1.4	Auslegung: Synthese, Bewertung, Analyse, Verifikation 7
1.5	Projektmanagement 9
2	Anforderungen 12
3	Bewertungsmethoden 14
3.1	Nutzwertanalyse 14
3.2	Direct Operating Costs (DOC) von Systemen 15
3.3	Wartungskosten 18
3.4	Massenschätzung 21
4	Nachweis der Sicherheit und Zuverlässigkeit 25
4.1	Zulassungsforderungen, Literatur 25
4.2	Grundlagen der Wahrscheinlichkeitsrechnung 25
4.3	Wahrscheinlichkeitsfunktionen 27
4.4	Rechnen mit $F(t)$ und $R(t)$ 31
4.5	Nachweisführung mit Reliability Block Diagramms / RBD 34
4.6	Nachweisführung mit der Failure Mode an Effect Analysis (FMEA) 36
4.7	Andere Analysemethoden 38
4.8	Nachweisführung im Überblick 39
4.9	Sonderfragen 41
5	Simulation 44
	Literaturverzeichnis 50

1 Einleitung

1.1 Systeme

Was beinhaltet der Systembegriff ? (Bruns 1991)

- Ein System besteht aus verschiedenen Komponenten.
(auch genannt: Bauteile, Bausteine, ...)
- Die Elemente weisen Eigenschaften auf.
(auch genannt: Attribute, Merkmale, ...)
- Zwischen den Elementen bestehen Beziehungen.
(auch genannt: funktionale Beziehungen, ...)
- Die Elemente mit ihren Eigenschaften und Beziehungen bilden eine abgegrenzte Anordnung.

Definition "System" (DIN 19226 1994):

Ein System ist eine abgegrenzte Anordnung von aufeinander einwirkenden Gebilden. Die Anordnung wird durch eine Hüllfläche [Systemgrenze] von ihrer Umgebung abgegrenzt. Durch die Hüllfläche werden Verbindungen des Systems mit seiner Umwelt geschnitten.

System und Umwelt, Systemgrenze

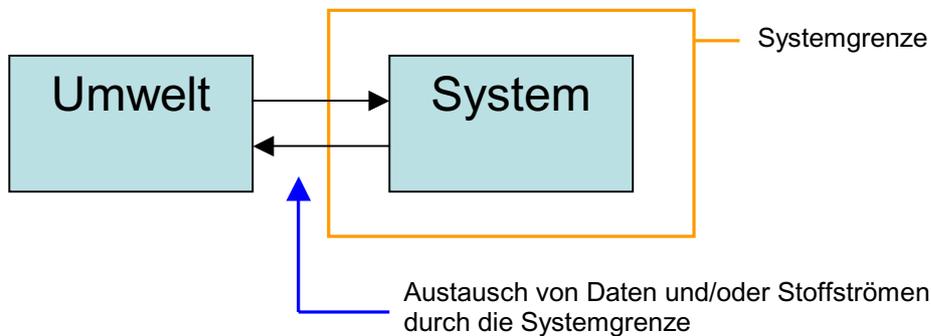


Bild 1.1 System und Umwelt

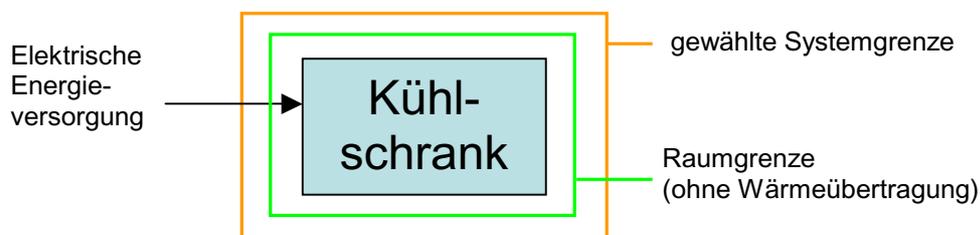


Bild 1.2 Beispiel von System und Umwelt: Kühlschrank

Durch die Einführung der Systemgrenze gelangen wir schnell zur Erkenntnis: Der Raum muss wärmer werden, weil (elektrische) Energie zugeführt wird, aber keine Wärme abgeführt wird.

Das System als „Black-Box“

Es ist oft ausreichend nur die Übertragungsfunktion zu kennen, die den Systemeingang in den Systemausgang verwandelt. Die Details über das Innere des Systems sind für die Außenwelt ohne Bedeutung.

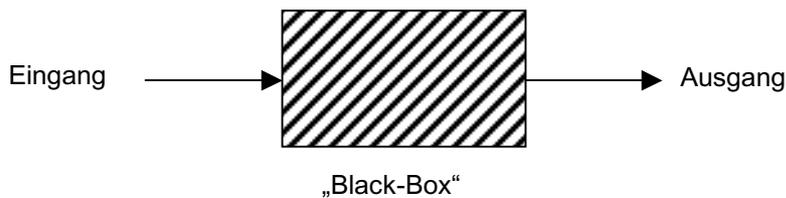


Bild 1.3 Black-Box

Systemstrukturen

Systeme können miteinander verschaltet bzw. verkoppelt sein. Es entstehen charakteristische Systemstrukturen: Reihenschaltung, Parallelschaltung, Rückkopplung, Sternkopplung, dezentrale Kopplung, Ringstruktur, hierarchische Struktur, Busstruktur.



Bild 1.4 Reihenschaltung

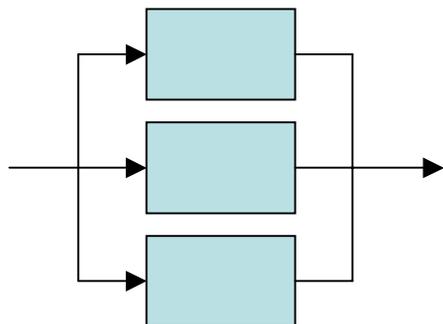


Bild 1.5 Parallelschaltung

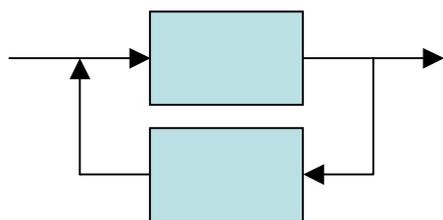


Bild 1.6 Rückkopplung

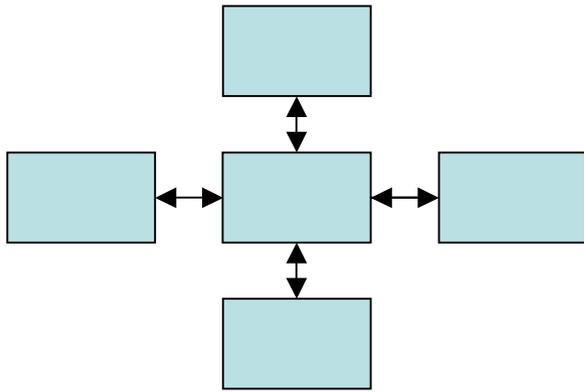


Bild 1.7 Sternkopplung

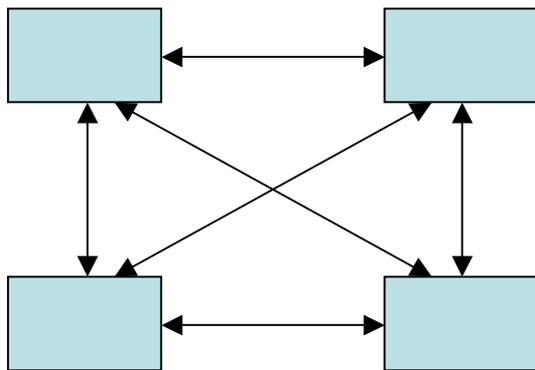


Bild 1.8 Dezentrale Kopplung

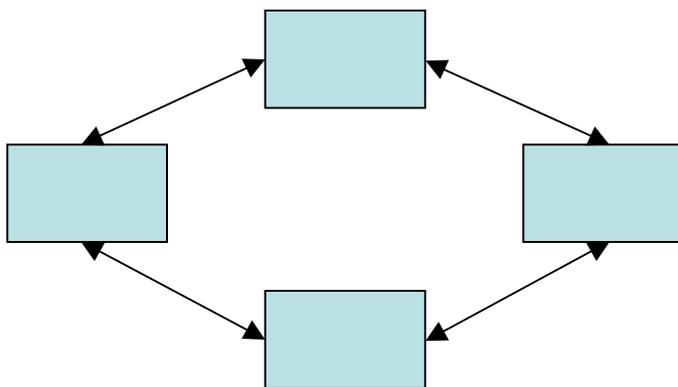


Bild 1.9 Ringstruktur

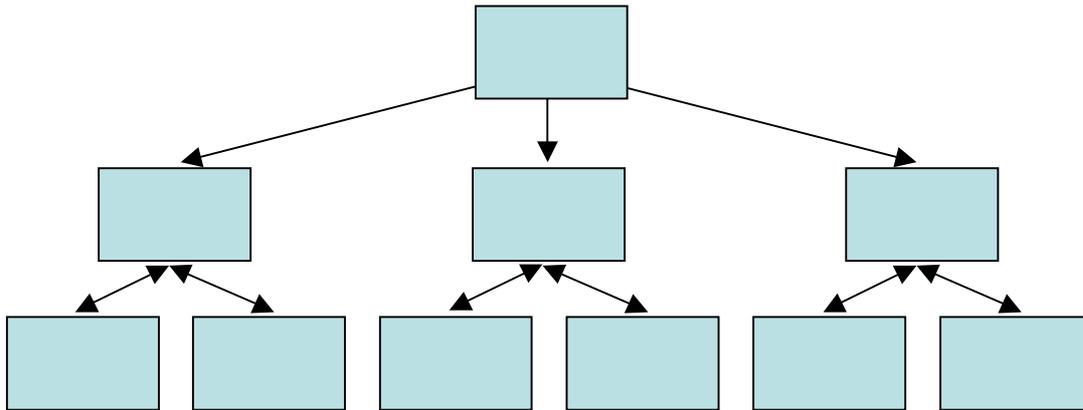


Bild 1.10 Hierarchische Kopplung

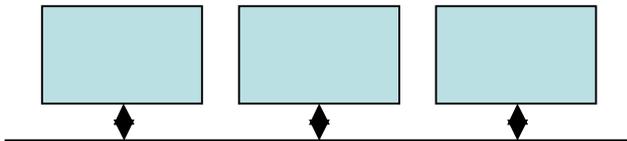


Bild 1.11 Busstruktur

1.2 Flugzeugsysteme

Ein Flugzeug kann grob in drei Gruppen unterteilt werden:

1. Struktur (airframe, aircraft structure)
2. Triebwerke (power plant, engines)
3. Flugzeugsysteme (aircraft systems, equipment).

Definition "Flugzeugsystem" (aircraft system):

A Combination of inter related items arranged to perform a specific function on an aircraft.

Flugzeugsysteme sind gegliedert nach **ATA 100** bzw. **ATA 2200** von ATA 21 bis ATA 49 bzw. ATA 50 (Tabelle 1.1).

Kabinensysteme sind dabei die Systeme nach ATA 21, 25, 35, 38, 44 und dazu teilweise auch ATA 26, 30, 33, 46 und 50 (Tabelle 1.2). Auch Türen (ATA 52, doors) und Fenster (ATA 56, windows) stehen im Bezug zur Kabine (Tabelle 1.3).

Tabelle 1.1 Flugzeugsysteme^a (ATA 2200)

ATA Chapter	Name des Flugzeugsystems
21	air conditioning
22	auto flight
23	communications
24	electrical power
25	equipment / furnishings
26	fire protection
27	flight controls
28	fuel
29	hydraulic power
30	ice & rain protection
31	indicating / recording systems
32	landing gear
33	lights
34	navigation
35	oxygen
36	pneumatic
38	water / waste
44	cabin systems
46	information systems
49	airborne auxiliary power
50	cargo and accessory compartments

a Nicht enthalten sind hier Chapter 37, 41 und 45. Gekennzeichnet sind Systeme mit **starkem** und **teilweisem** Bezug zur Kabine.

Tabelle 1.2 Kabinensysteme mit relevanten Untersystemen

21	Air Conditioning	35	Oxygen
21-10	Compression	35-20	Passenger
21-20	Distribution	35-30	Portable
21-30	Pressurization Control		
21-40	Heating	38	Water/Waste
21-50	Cooling	38-10	Potable water
21-60	Temperature Control	38-20	Wash water
21-70	Moisture/Air Contaminant Control	38-30	Waste Disposal
		38-40	Air Supply
25	Equipment/Furnishings	44	Cabin Systems
25-20	Passenger Compartment	44-10	Cabin Core System
25-30	Galley	44-20	Inflight Entertainment System
25-40	Lavatories	44-30	External Communication System
25-50	Additional Compartments	44-40	Cabin Mass Memory System
25-60	Emergency	44-50	Cabin Monitoring System
25-80	Insulation	44-60	Miscellaneous Cabin System
26	Fire Protection	46	Information Systems
26-10	Detection	46-40	Passenger Cabin Information Systems
26-20	Extinguishing	46-50	Miscellaneous Information Systems
30	Ice and Rain Protection	50	Cargo and Accessory Compartments
30-70	Water Lines	50-10	Cargo Compartments
33	Lights	50-20	Cargo Loading Systems
33-20	Passenger Compartment	50-30	Cargo Related Systems
33-30	Cargo and Service Compartments	50-50	Accessory Compartments
33-50	Emergency Lighting	50-60	Insulation

Tabelle 1.3 Strukturkapitel mit Bezug zur Flugzeugkabine

52	Doors	52-70	Monitoring and Operation
52-10	Passenger/Crew		
52-20	Emergency Exit	56	Windows
52-30	Cargo	56-20	Passenger Compartment
52-40	Service and Miscellaneous	56-30	Door
52-50	Fixed Interior		
52-60	Entrance Stairs		

Wenn wir über Flugzeugsysteme reden, dann geht es um:

- Funktionalität
- Anschaffungskosten
- Systemmasse
- Zuverlässigkeit
- Betriebskosten

1.3 Systemtechnik / Systems Engineering

Die **Systemtechnik** geht aus vom Systembegriff wie er im Abschnitt 1.1 definiert wurde. Die Systemtechnik ist durch folgende Begriffe gekennzeichnet:

- Zusammenhangschau, interdisziplinär, multidimensional,
- Hierarchische Gliederung, Anwendung Regelungstechnischer Prinzipien (Kybernetik),
- Formalisierung, Abstrahierung, Nutzenbewertung.

Systems Engineering ist nur ein anderer Begriff für "Systemtechnik". Systems Engineering ist eine Methode zur Durchführung von Entwicklungsvorhaben von technischen Systemen. Der Schwerpunkt der Methode liegt in der ganzheitlichen Betrachtung des Systems über den gesamten Lebenszyklus und der damit verbundenen Kundenzufriedenheit. Abhängig von Natur und Komplexität der zu entwickelnden Produkte werden im Systems Engineering unterschiedlichste Fachdisziplinen verbunden. Es ist ein integrierter Ansatz von Management und Engineering-Disziplinen, der die Produkteffizienz und den Projekterfolg gewährleisten soll.

1.4 Auslegung: Synthese, Bewertung, Analyse, Verifikation

Verschiedene **Methoden zur Auslegung von Systemen** werden angewandt (siehe auch: **Burghardt 1988**). Eine Auswahl:

- Methoden der Systemsynthese
 - Prognosemethoden, Stand der Technik, Konkurrenzanalyse, Lessons Learned
 - Intuition, Brainstorming, Analogiebetrachtungen
 - Konstruktionsmethoden, Technische Regeln, Normen
- Methoden der Systembewertung und -auswahl
 - Monetäre, statische Methoden
 - Kostenvergleichsrechnung
 - Amortisationsrechnungen
 - Rentabilitätsrechnungen
 - Monetäre, dynamische Methoden

- Kapitalwertmethode
- Interne Zinsfußmethode
- Nicht-Monetäre Methoden
 - Trade-Off
 - Nutzwertanalyse
 - Vendor Selection
- Flugzeugspezifische Bewertungsmethoden
- Methoden der Systemanalyse und -verifikation
 - Design Review, *Systemsimulation*, Mock Up, Prototyp
 - *Sicherheit und Zuverlässigkeit*: Fault Tree Analysis (FTA), Dependence Diagrams DD or *Reliability Block Diagrams* (RBD), Markov Analysis (MA), *Failure Mode and Effect Analysis* (FMEA), Zonal Safety Analysis (ZSA), Particular Risk Analysis, Common Mode Analysis
 - Verifikationstheorien (V-Modell)

Hier soll nur auf eine Methode etwas genauer eingegangen werden: das V-Modell (siehe Bild 1.12).

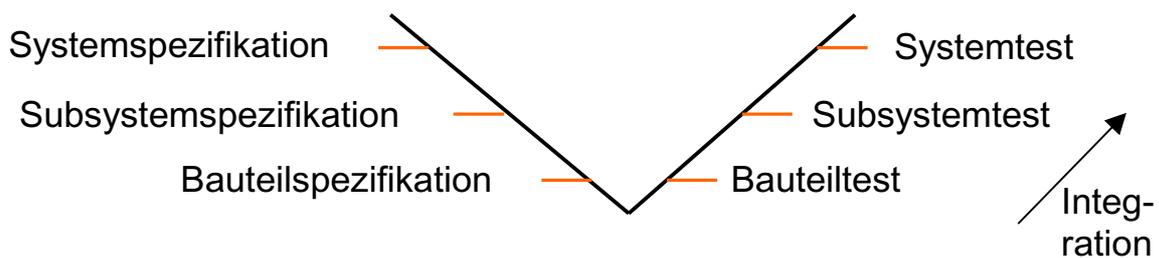


Bild 1.12 Das V-Modell

1.5 Projektmanagement

Beim modernen Projektmanagement werden Projekte nicht mehr in der Linienorganisation (in weit von einander entfernten Fachabteilungen) durchgeführt, sondern in Projektteams, die für eine zu bearbeitende Projektaufgabe zeitlich befristet zusammengestellt werden. Die disziplinarische Zuordnung der Mitarbeiter in die Fachabteilungen bleibt bestehen. Das Unternehmen hat dazu einen bestimmten Aufbau: die Matrixorganisation (Bild 1.13).

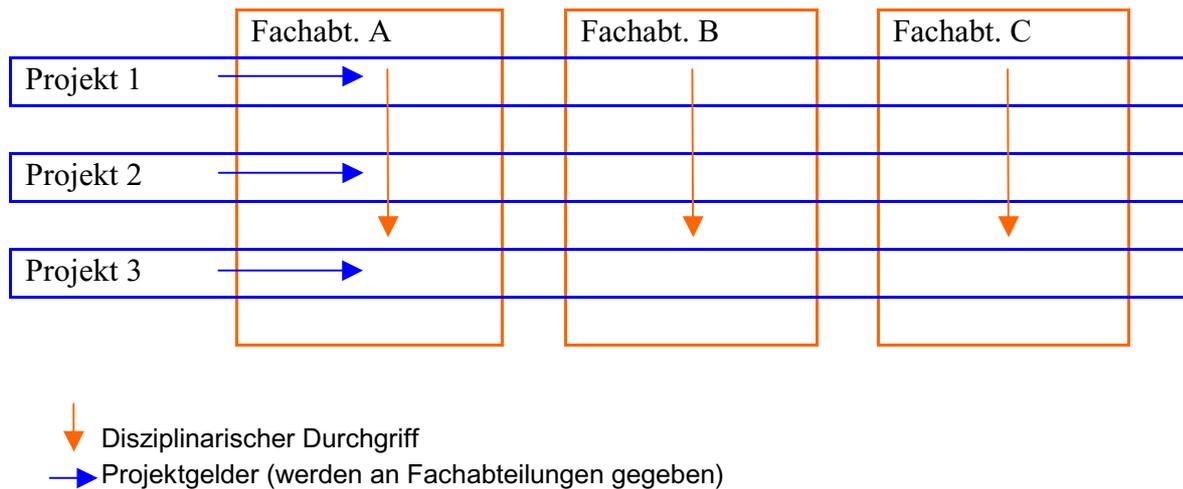


Bild 1.13 Matrixorganisation

Projektmanagement zeichnet sich aus durch (**Burghardt 1988**)

- Projektadäquate Organisation (z.B. Matrixorganisation)
- Definition exakter Entwicklungsaufgaben
- Projektbezogene Planung für Kosten und Zeit
- Laufzeit-Soll/Ist-Vergleich für Kosten und Zeit
- Definiertes Ende der Entwicklung

Strukturplanung im Projektmanagement

- Sachgerecht
- Termingerecht
- Kostengerecht

Aufgaben des Projektmanagements sind u.a. das Erstellen von

- Produktstruktur
- Projektstruktur
- Kostenstruktur

Produktstruktur und Projektstruktur

Bild 1.14 und Bild 1.15 zeigen Beispiele für eine Produktstruktur und Projektstruktur.

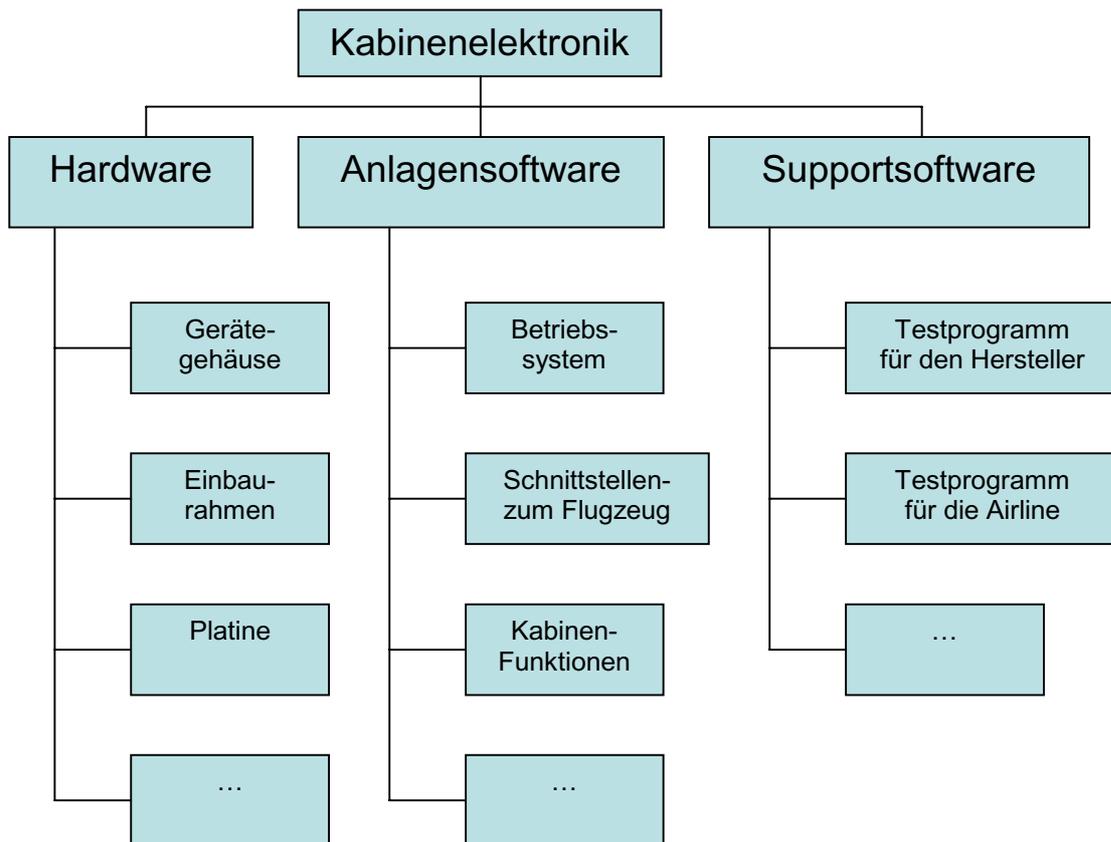


Bild 1.14 Produktstruktur

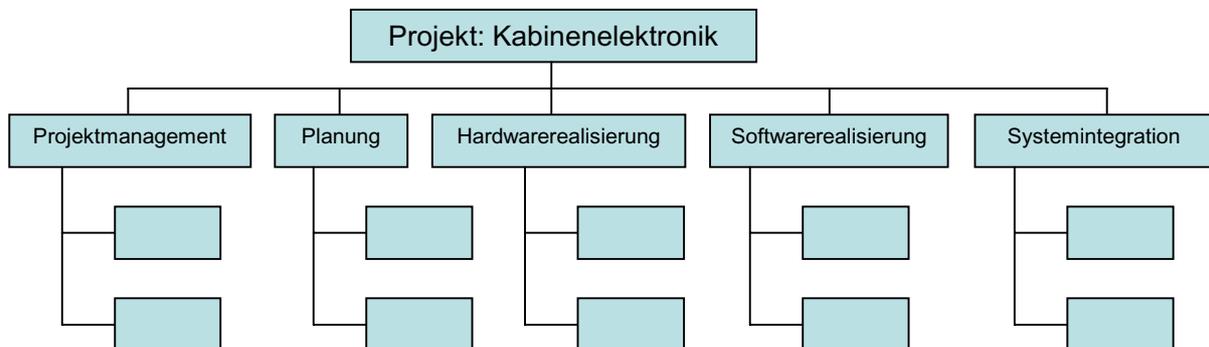


Bild 1.15 Projektstruktur

Kostenstruktur

Um Projekte für das Projektmanagement kostentransparent werden zu lassen, werden Unterkonten angelegt. Die Gliederung dieser Unterkonten nimmt man nach unterschiedlichen Gesichtspunkten vor, je nach dem Bedarf an bestimmten Auswertungen:

- Kostenverursacher identifizieren
- Kostenkomponenten (Kostenschwerpunkte in der Projektstruktur identifizieren)
- Kostenkalkulation unterstützen

- Mittelabfluss überwachen

Netzplantechnik

Aufgabe der Netzplantechnik ist das Beschreiben, Planen, Kontrollieren und Steuern von Projektabläufen. Es gibt verschiedene Netzplantechniken. Hier soll nur eine Methode vorgestellt werden: die *Critical Path Method* (CPM) (**Burghardt 1988**). Bild 1.16 zeigt ein Beispiel zur CPM. Bild 1.17 erklärt die Zahlenangaben in den Knoten des Netzplanes.

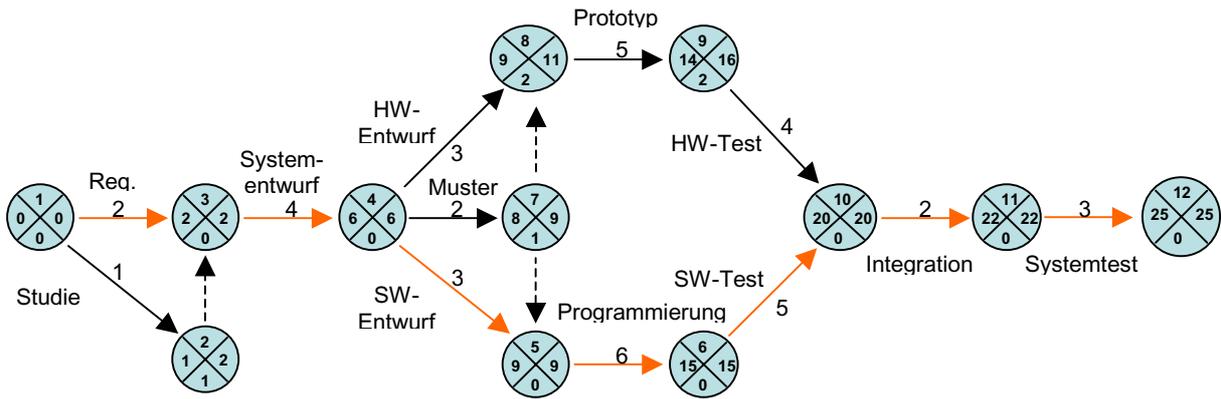


Bild 1.16 Beispiel zur *Critical Path Method*

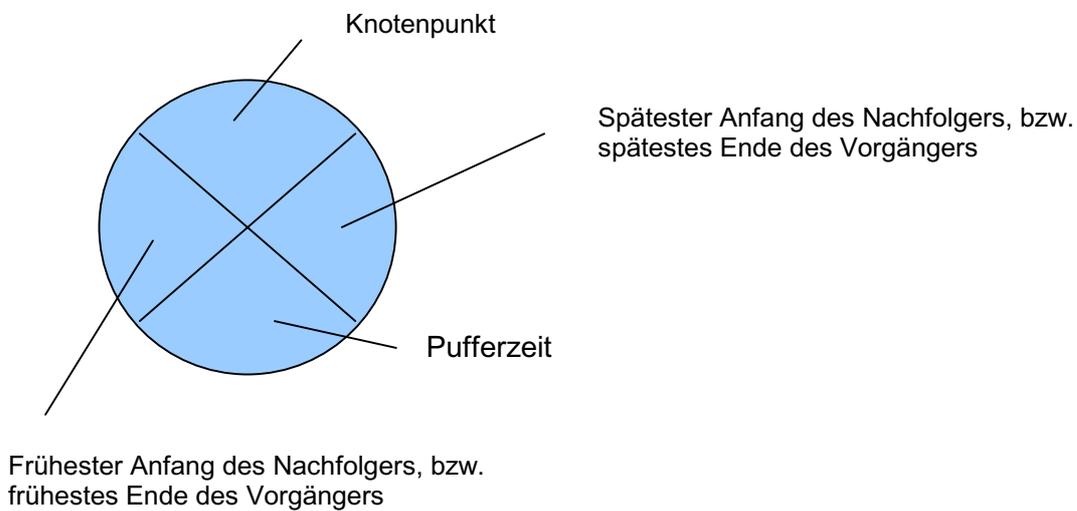


Bild 1.17 Die Knoten im CPM-Netzplan sind mit vier Zahlen versehen

2 Anforderungen

Anforderungen (requirements) an die Systeme sind:

- Leistungsforderungen (abhängig von dem jeweiligen System)
- Zulassungsforderungen (Tabelle 2.1)
- Zuverlässigkeitsforderungen (Tabelle 2.2)
- Forderungen der Wartbarkeit
- Forderung nach geringer Masse und geringem Platzbedarf
- Forderungen nach geringen Betriebs- und Anschaffungskosten
- Anforderungen an Umweltbedingungen (Environmental Conditions) (Tabelle 2.3).

Tabelle 2.1 Ausgewählte Zulassungsforderungen für Kabinensysteme basierend auf JAR-25

ATA Chapter Name des Systems	ausgewählte Zulassungsforderung
21 air conditioning	831 - 833: Sections under the heading "Ventilation and heating" 841 - 843: Sections under the heading "Pressurisation" 1461: Equipment containing high energy rotors
25 equipment / furnishings	771 - 793: Sections under the heading "Personnel and cargo accommodations" 819: Lower deck service compartments (including galleys) 1411: General (under heading safety equipment) 1413: Safety belts 1415: Ditching equipment 1421: Megaphones
26 fire protection	851 - 867: Sections under the heading "Fire protection" 1307: Miscellaneous equipment (portable fire extinguishers)
33 lights	812: Emergency lighting 1322: Warning, caution, and advisory lights 1381: Instrument lights
35 oxygen	1439: Protective breathing equipment 1441: Oxygen equipment and supply 1443: Minimum mass flow of supplemental oxygen 1445: Equipment standards for the oxygen distributing system 1447: Equipment standards for oxygen dispensing units 1449: Means to determining use of oxygen 1450: Chemical oxygen generators 1451: Fire protection for oxygen equipment 1453: Protection of oxygen equipment from rupture
38 water / waste	1455: Draining of fluids subject to freezing X799: Water systems

Tabelle 2.2 Safety requirements for large aeroplane's systems ACJ No. 1 to 25.1309 (**ACJ-25**)

effect on aircraft and occupants	normal	nuisance	operating limitations emergency procedures	significant reduction in safety margins difficult for crew to cope with adverse conditions passenger injuries	large reduction in safety margins crew extended because of workload or environmental conditions serious injury or death of small number of occupants	multiple deaths, usually with loss of aircraft
category of effect	minor	minor	minor	major	hazardous	catastrophe
probability of a failure according to JAR 25 (per flight hour)	frequent $10^0 \dots 10^{-2}$	frequent $10^{-2} \dots 10^{-3}$	reasonably probable $10^{-3} \dots 10^{-5}$	remote $10^{-5} \dots 10^{-7}$	extremely remote $10^{-7} \dots 10^{-9}$	extremely improbable $< 10^{-9}$

Tabelle 2.3 Ausgewählte Umweltbedingungen gefordert durch **RTCA/DO-160D** "Environmental Conditions And Test Procedures For Airborne Equipment"

4	Temperature and Altitude	15	Magnetic Effect
5	Temperature Variation	16	Power Input
6	Humidity	17	Voltage Spike
7	Operational Shocks and Crash Safety	18	Audio Frequency Conducted Susceptibility
8	Vibration	19	Induced Signal Susceptibility
9	Explosion Proofness	20	Radio Frequency Susceptibility
10	Waterproofness	21	Emission of Radio Frequency Energy
11	Fluids Susceptibility	22	Lightning Induced Transient Susceptibility
12	Sand and Dust	23	Lightning Direct Effects
13	Fungus Resistance	24	Icing
14	Salt Spray	25	Electrostatic Discharge (ESD)

3 Bewertungsmethoden

Bei der Bewertung von Flugzeugsystemen geht es vor allem um die Kriterien

- Masse
- Zuverlässigkeit
- Wartbarkeit
- Preis

Je nach der Art des Systems kommen evtl. weitere Kriterien hinzu:

- Zuverlässigkeit, Kompetenz, Finanzkraft des Ausrüsters
- Energieverbrauch des Systems
- Passagierkomfort und Akzeptanz
- Commonality

3.1 Nutzwertanalyse

Oft stehen die Kriterien zueinander im Widerspruch. Eine Auswahl einer Variante kann dann bereits im frühen Stadium des Systementwurfs mit der **Nutzwertanalyse** erreicht werden. Die Nutzwertanalyse beinhaltet 4 Arbeitsschritte:

1. **Kriterien** werden gewichtet
2. **Merkmale** werden bewertet
3. gewichtete **Punkte** der Merkmale werden addieren
4. **Punktsummen** werden verglichen

Dies soll in einem **Beispiel** verdeutlicht werden. Wir nehmen an, dass als Systemlösung drei **Varianten** A, B und C angeboten werden. Diese Varianten eines Systems sollen verglichen werden. Dabei soll der Vergleich nach folgenden **Kriterien** erfolgen: Masse, Zuverlässigkeit, Wartbarkeit und Preis. Zunächst wird eine Gewichtung festgelegt. Dann werden die **Merkmale** der Varianten entsprechend der gewählten Kriterien bewertet. Zum Schluss erfolgt die Auswertung durch Multiplikation der Bewertungspunkte mit der Gewichtung und anschließender Addition.

Tabelle 3.1 Beispiel zur Nutzwertanalyse

Merkmal	Gewichtung	A	Gew.	B	Gew.	C	Gew.
Masse	2	3	6	0	0	1	2
Zuverlässigkeit	3	2	6	1	3	2	6
Wartbarkeit	3	0	0	3	9	1	3
Preis	2	1	2	2	4	1	2
Summe			14		16		13
Rangfolge		2		1		3	

Die Bewertung der Merkmale erfolgt hier mit den Punkten 0,1,2,3 (schlecht → gut).

Die Kriterien sind mit 1, 2 oder 3 gewichtet.

Die Nutzwertanalyse enthält einen Rest Subjektivität. Dies kann durch ein entsprechendes gemeinsames Arbeiten in der Gruppe evtl. mit Diskussionen und/oder Mittelwertbildung von Einzelmeinungen gemindert werden.

3.2 Direct Operating Costs (DOC) von Systemen

Ganze Flugzeuge werden von Herstellern und den Airlines mit Hilfe von DOC – Methoden bewertet. Das Verfahren lässt sich auch auf Flugzeugsysteme übertragen.

$$TOC = DOC + IOC$$

TOC Total Operatings Costs

DOC Direct Operatings Costs

IOC Indirect Operatigs Costs

In Bezug auf Systeme gilt

$$DOC = DOC_{total} = DOC_{SYS} + DOC_{other} \quad .$$

DOC_{other} wird zunächst vernachlässigt. Deutlich wird trotzdem, dass die DOC des gesamten Flugzeuges sinken wenn die DOC_{SYS} der Systeme sinken. Kurz:

$$DOC_{SYS} \downarrow \Rightarrow DOC_{total} \downarrow$$

Die DOC der Systeme, die DOC_{SYS} werden berechnet aus:

$$DOC_{SYS} = C_{DEP} + C_F + C_{DMC}$$

C Costs

Abschreibung:

$$C_{DEP} = \frac{P_{total} - P_{residual}}{n_{DEP}} = \frac{Anschaffungskosten - Restwert}{Abschreibungszeitraum}$$

Kraftstoffkosten:

$$C_F = NFY \cdot P_F \cdot m_F$$

NFY Number of Flights per Year

P_F Price for Fuel (Kraftstoffpreis)

m_F verbrauchte Kraftstoffmasse pro Flug (aus Flugmechanik, abhängig von Flugzeugmasse und Aerodynamik)

Wartungskosten:

C_{DMC} : Direct Maintenance Costs (siehe Abschnitt 3.3)

Die Methode DOC_{SYS} ist in **Scholz 1998** detailliert beschrieben.

Beispiel zur Berechnung von DOC_{SYS}

Gezeigt wird eine vereinfachte Rechnung, die mit dem Taschenrechner durchgeführt werden kann.

Gegeben:

Systempreis	355661 \$
Restwert	10%
Abschreibungszeitraum	15 Jahre
Masse (fixe Masse)	2145,5 kg
spez. Kraftstoffverbrauch	$16,37 \cdot 10^{-6}$ kg/(Ns) im Reiseflug
Gleitzahl	20,1
Flugzeit	10 h
Wartungsstunden am A/C (pro Flugstunde)	0,065
Wartungsstunden in der Werkstatt (pro Flugstunde)	0,076
Materialkosten (pro Flugstunde)	2,26 \$/h
Stundensatz für Arbeitsstunde	69 \$/h
Kraftstoffpreis	0,2 \$/kg

Die Anzahl der Flüge pro Jahr NFY werden geschätzt nach Daten von Airbus Industrie (Formel siehe **Berechnung von Direct Operating Costs (DOC) für Flugzeuge**). Bei der Berechnung der Kraftstoffmasse wird vereinfachend angenommen, dass sich das Flugzeug während der gesamten Flugzeit im Reiseflug befindet. Weiterer Kraftstoffverbrauch bleibt unberücksichtigt.

Rechnung:

$$DOC_{SYS} = C_{DEP} + C_F + C_{DMC}$$

$$C_{DEP} = \frac{P_{total} - P_{residual}}{n_{DEP}} = \frac{355661\$ - 0,1 \cdot 355661\$}{15} = 21339,66\$$$

$$u_{h,f} = k_{U,A} (t_f - K_{U,B})^2 + K_{U,L} \quad \text{mit} \quad K_{U,A} = -0,00796 \frac{1}{h^2}$$

$$= 0,4977 \quad K_{U,B} = 8,124h$$

$$K_{U,L} = 0,525$$

$$NFY = \frac{u_{h,f}}{t_f} \cdot 365 \cdot 24 = 436$$

$$C_{DMC} = (MMH_{on} + MMH_{off}) \cdot LR + MC = 52272\$ \quad \text{mit} \quad LR: \text{labour rate}$$

$$\text{mit} \quad MMH_{on} = 0,065 \cdot NFY \cdot t_f \quad \text{und} \quad MMH_{off} = 0,076 \cdot NFY \cdot t_f$$

$$\text{und} \quad MC = 2,26 \frac{\$}{h} \cdot NFY \cdot t_f = 9854 \$$$

$$\text{Kraftstoffkosten} \quad C_F = NFY \cdot P_F \cdot m_F = 62348\$$$

$$\text{mit} \quad m_{Fuel} = m(e^{t_f \cdot k_E} - 1) = 2145,5kg \cdot (e^{36000s \cdot 7,99 \cdot 10^{-6} \frac{1}{s}} - 1) = 715kg$$

$$\text{und} \quad k_E = \frac{SFC \cdot g}{L/D} = 7,99 \cdot 10^{-6} \frac{1}{s}$$

Ergebnis:

$$DOC_{SYS} = 135960\$ \quad (\text{pro Flugzeug , pro Jahr})$$

3.3 Wartungskosten

$$TMC = DMC + IMC$$

<i>TMC</i>	Total Maintenance Costs
<i>DMC</i>	Direct Maintenance Costs (durch das Flugzeug verursachte Kosten)
<i>IMC</i>	Indirect Maintenance Costs (durch die Wartungsumgebung verursacht)

Nur die DMC werden zur Berechnung der DOC benötigt.

$$DMC = (MMH_{on} + MMH_{off}) \cdot LR + MC$$

<i>MC</i>	Material Costs
<i>LR</i>	Labour rate ohne "overhead": unburdened labour rate ≈ 23 \$/FH Labour rate mit "overhead": burdened labour rate ≈ 69 \$/FH
<i>FH</i>	Flight Hour
<i>MMH</i>	Maintenance Man Hour
<i>MMH_{on}</i>	Line Maintenance (am Flugzeug)
<i>MMH_{off}</i>	Shop Maintenance (in der Werkstatt)

Wenn die DMC pro Flugzeug und Jahr berechnet werden sollen, dann müssen MMH_{on} , MMH_{off} und MC auch pro Jahr berechnet werden. Oft sind gegeben:

$$MMH_{on}/FH, \quad MMH_{off}/FH \quad \text{und} \quad MC/FH$$

Berechnung der Wartungsstunden für ein Wartungsereignis

$$MTBUR = FTRR \cdot MTBF$$

$MTBF$ = Mean Time Between Failures

$$MTBF = \frac{1}{\lambda} \quad \text{mit } \lambda = \text{Fehlerrate (failure rate) (siehe Zuverlässigkeitsrechnung)}$$

$FTRR$ = Failure To Removal Ration

$MTBUR$ = Mean Time Between Unscheduled Removals

System	FTRR
Elektronik	0,3...0,4
Elektrik	0,6...0,7
Hydraulik	0,8...0,9
Mechanik	1,0

Die Anzahl der Wartungsergebnisse pro Jahr werden berechnet mit

$$n_M = \frac{FT \cdot NFY}{MTBUR}$$

FT Flight Time

NFY Number of Flight per Year

$$MMH_{on} = RT_{on} \cdot n_M$$

RT Repair Time

$$MMH_{off} = RT_{off} \cdot n_M$$

Tabelle 3.3 liefert Erfahrungswerte zu den Arbeits- und Materialkosten für die Wartung eines Langstreckenflugzeugs. Dabei wird von 69 US\$/ MMH ausgegangen.

ATA Chapter	Arbeitskosten [\$/FH]		Materialkosten [\$/FH]
	on A/C	off A/C	
21	3,3	8,2	3,7
25	15,0	30,4	21,6
26	1,3	0,9	0,6
30	1,2	0,4	0,7
33	6,9	0,4	2,9
35	1,8	1,8	0,6
38	1,6	3,6	1,0

Aufteilung der Wartungskosten

ON A/C 27% davon 70% Arbeitskosten und 30% Materialkosten

OFF A/C 41% davon 35% Arbeitskosten und 65% Materialkosten bei Triebwerksteilen

32% davon 55% Arbeitskosten und 45% Materialkosten bei anderen Teilen

ON A/C Line MC 45%

Minor MC 25%

Major MC 30%

MAINTENANCE COST

APPROX. COST DISTRIBUTION FOR TWIN ENGINED AIRCRAFT, SHORT RANGE

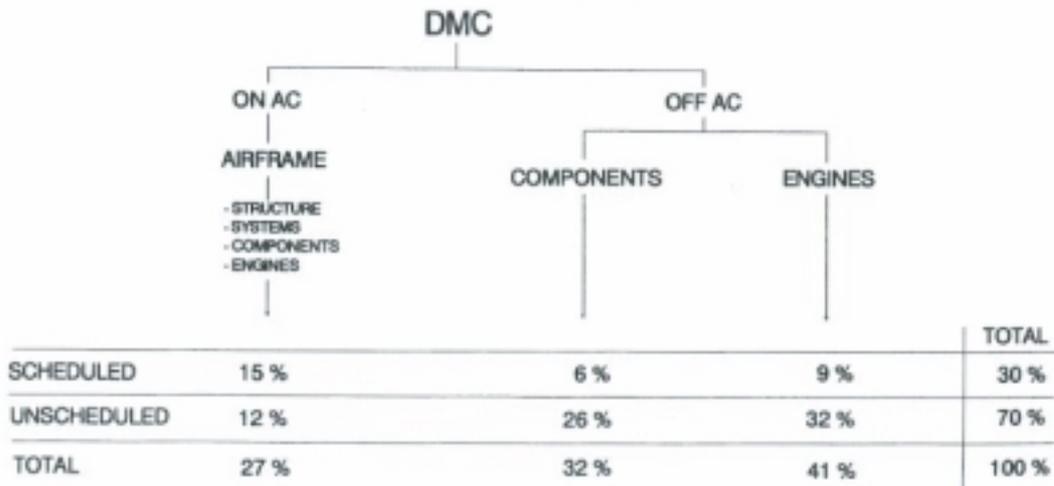


Bild 3.1 Gliederung der Direkten Wartungskosten (DMC)

MAINTENANCE COST

THE BREAKDOWN OF MAINTENANCE ACTIVITIES WHICH CREATE LABOR AND MATERIAL COST IS AS FOLLOWS:

	Level/Check	Task (Examples)	Accomplishment Where	Maintenance Downtime Days / year
▲ ON AIRCRAFT MAINTENANCE	• Line - Pre Flight	Visual Checks Servicing Trouble Shooting Unscheduled Component/ Engine changes	Apron, Hangar	Night - - AOG 2 to 4
	• Minor - A - B - C etc.	Visual Checks Cleaning Rectifications Tests Servicing Minor Modifications	Hangar	6 to 8 3 to 4
	• Major - IL - D	Visual Checks System disassembly NDT inspections, Structure Repairs, Major Modifications	Hangar	4 to 6
▲ OFF AIRCRAFT MAINTENANCE	• Components	Tests Repairs Restorations	Shop	≈ 15 to 22
	• Engines	Tests Restorations Repairs	Shop	

Bild 3.2 Entstehung von Wartungskosten bei unterschiedlichen Wartungsereignissen

3.4 Massenschätzung

Flugzeugbau ist Leichtbau. Das gilt nicht nur für die Flugzeugstruktur, sondern auch für die Systemkomponenten. Die Masse der Systeme kann grob abgeschätzt werden

$$\frac{m_{SYS}}{m_{OE}} = 0,23 \dots 0,4$$

$$\frac{m_{SYS}}{m_{MTO}} = 0,11 \dots 0,23$$

Bedeutung der Indices:

OE Operating Empty

MTO Maximum Take Off

Eine **Abschätzung der Systemmassen "Top Down"** geht aus von

$$m_{SYS} = 0,92 \cdot m_{MTO}^{0,85}$$

für m_{SYS} und m_{MTO} in kg! Der Anteil $\frac{m_{SYS}}{m_{MTO}}$ verringert sich leicht mit zunehmender Flugzeuggröße. Auf die Masse einzelner Flugzeugsysteme kann man dann weiter schließen mit Tabelle 3.4 und

$$m_{ATA} = m_{SYS} \frac{m_{ATA}}{m_{SYS}}$$

Tabelle 3.4 Abschätzung von Systemmassen "Top Down"

ATA Chapter	$\frac{m_{ATA}}{m_{SYS}}$	in %
21		6
25		24
26		1
30		< 1
33		2
35		1
38		1

Bei einer **Abschätzung von Systemmassen "Bottom Up"** wird die Systemmasse aus der Summe der Komponentenmasse ermittelt. In der Praxis kommen die Daten dazu aus der Gewichtsabteilung. Die hierarchische Gliederung erfolgt bei Airbus in der Gewichtsabteilung nach "Weight Chapters".

Eine **parametrische Abschätzung der Systemmassen** erfolgt nach halb-statistischen Gleichungen. Ein Beispiel zur parametrischen Massenschätzung ist nach **Raymer 1992** die Gleichung zur Berechnung des Gewichtes der Ausstattung (ATA 25)

$$W_{\text{furnishings}} = 0.0577 \cdot N_e^{0,1} \cdot W_c^{0,393} \cdot S_f^{0,75}$$

(in lb)

S_f wetted area, fuselage (benetzte Fläche des Rumpfes, $S_f \approx L_f \cdot D_f \cdot \pi$) in ft²

W_c max. cargo weight in lb

N_e number of crew

Bei Airbus werden Massen von Systemen mit einem Programm FAME-System berechnet.

Die Auszüge aus **Raymer 1992** liefern weitere parametrische Gleichung zur Gewichtsschätzung.

Cargo/Transport Weights

$$W_{\text{wing}} = 0.0051 (W_{\text{dg}} N_z)^{0.557} S_w^{0.649} A^{0.5} (t/c)_{\text{root}}^{-0.4} (1 + \lambda)^{0.1} \times (\cos \Lambda)^{-1.0} S_{\text{CSW}}^{0.1}$$

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.0379 K_{\text{ult}} (1 + F_w/B_h)^{-0.25} W_{\text{dg}}^{0.639} N_z^{0.10} S_{\text{ht}}^{0.75} L_t^{-1.0} \times K_y^{0.704} (\cos \Lambda_{\text{ht}})^{-1.0} A_h^{0.166} (1 + S_c/S_{\text{ht}})^{0.1}$$

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.0026 (1 + H_t/H_v)^{0.225} W_{\text{dg}}^{0.556} N_z^{0.536} L_t^{-0.5} S_{\text{vt}}^{0.5} K_z^{0.875} \times (\cos \Lambda_{\text{vt}})^{-1} A_v^{0.35} (t/c)_{\text{root}}^{-0.5}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.3280 K_{\text{door}} K_{\text{Lg}} (W_{\text{dg}} N_z)^{0.5} L^{0.25} S_f^{0.302} (1 + K_{\text{ws}})^{0.04} (L/D)^{0.10}$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.0106 K_{\text{mp}} W_l^{0.888} N_l^{0.25} L_m^{0.4} N_{\text{mw}}^{0.321} N_{\text{mss}}^{-0.5} V_{\text{stall}}^{0.1}$$

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.032 K_{\text{np}} W_l^{0.646} N_l^{0.2} L_n^{0.5} N_{\text{nw}}^{0.45}$$

$$W_{\text{nacelle group}} = 0.6724 K_{\text{ng}} N_{\text{Lt}}^{0.10} N_w^{0.294} N_z^{0.119} W_{\text{ec}}^{0.611} N_{\text{en}}^{0.984} S_n^{0.224}$$

(includes air induction)

$$W_{\text{engine controls}} = 5.0 N_{\text{en}} + 0.80 L_{\text{ec}}$$

$$W_{\text{starter (pneumatic)}} = 49.19 \left(\frac{N_{\text{en}} W_{\text{en}}}{1000} \right)^{0.541}$$

$$W_{\text{fuel system}} = 2.405 V_t^{0.606} (1 + V_i/V_t)^{-1.0} (1 + V_p/V_t) N_t^{0.5}$$

$$W_{\text{flight controls}} = 145.9 N_f^{0.554} (1 + N_m/N_f)^{-1.0} S_{\text{CS}}^{0.20} (I_y \times 10^{-6})^{0.07}$$

$$W_{\text{APU installed}} = 2.2 W_{\text{APU uninstalled}}$$

$$W_{\text{instruments}} = 4.509 K_r K_{\text{ip}} N_c^{0.541} N_{\text{en}} (L_f + B_w)^{0.5}$$

$$W_{\text{hydraulics}} = 0.2673 N_f (L_f + B_w)^{0.937}$$

$$W_{\text{electrical}} = 7.291 K_{\text{kva}}^{0.782} L_d^{0.346} N_{\text{gen}}^{0.10}$$

$$W_{\text{avionics}} = 1.73 W_{\text{uav}}^{0.983}$$

$$W_{\text{furnishings}} = 0.0577 N_c^{0.1} W_c^{0.393} S_f^{0.75}$$

$$W_{\text{air conditioning}} = 62.36 N_p^{0.25} (V_{\text{pr}}/1000)^{0.604} W_{\text{uav}}^{0.10}$$

$$W_{\text{anti-ice}} = 0.002 W_{\text{dg}}$$

$$W_{\text{handling gear}} = 3.0 \times 10^{-4} W_{\text{dg}}$$

$$W_{\text{military cargo handling system}} = 2.4 \times (\text{cargo floor area, ft}^2)$$

Weights Equations Terminology

A	= aspect ratio
B_h	= horizontal tail span, ft
B_w	= wing span, ft
D	= fuselage structural depth, ft
D_e	= engine diameter, ft
F_w	= fuselage width at horizontal tail intersection, ft
H_t	= horizontal tail height above fuselage, ft
H_t/H_v	= 0.0 for conventional tail; 1.0 for "T" tail
H_v	= vertical tail height above fuselage, ft
I_y	= yawing moment of inertia, lb-ft ²
K_{cb}	= 2.25 for cross-beam (F-111) gear; = 1.0 otherwise
K_d	= duct constant (see Fig. 15.2)
K_{door}	= 1.0 if no cargo door; = 1.06 if one side cargo door; = 1.12 if two side cargo doors; = 1.12 if aft clamshell door; = 1.25 if two side cargo doors and aft clamshell door
K_{dw}	= 0.768 for delta wing; = 1.0 otherwise
K_{dwt}	= 0.774 for delta wing aircraft; = 1.0 otherwise
K_{LG}	= 1.12 if fuselage-mounted main landing gear; = 1.0 otherwise
K_{mc}	= 1.45 if mission completion required after failure; = 1.0 otherwise
K_{mp}	= 1.126 for kneeling gear; = 1.0 otherwise
K_{ng}	= 1.017 for pylon-mounted nacelle; = 1.0 otherwise
K_{np}	= 1.15 for kneeling gear; = 1.0 otherwise
K_p	= 1.4 for engine with propeller or 1.0 otherwise
K_r	= 1.133 if reciprocating engine; = 1.0 otherwise
K_{rlt}	= 1.047 for rolling tail; = 1.0 otherwise
K_{tp}	= 0.793 if turboprop; = 1.0 otherwise
K_{tpg}	= 0.826 for tripod (A-7) gear; = 1.0 otherwise
K_{tr}	= 1.18 for jet with thrust reverser or 1.0 otherwise
K_{uht}	= 1.143 for unit (all-moving) horizontal tail; = 1.0 otherwise
K_{vg}	= 1.62 for variable geometry; = 1.0 otherwise
K_{vs}	= 1.19 for variable sweep wing; = 1.0 otherwise
K_{vsh}	= 1.425 if variable sweep wing; = 1.0 otherwise
K_{ws}	= $0.75[1 + 2\lambda]/(1 + \lambda)$ ($B_w \tan\Delta/L$)
K_y	= aircraft pitching radius of gyration, ft ($\cong 0.3L_t$)
K_z	= aircraft yawing radius of gyration, ft ($\cong L_t$)
L	= fuselage structural length, ft (excludes radome, tail cap)
L_a	= electrical routing distance, generators to avionics to cockpit, ft
L_d	= duct length, ft
L_{ec}	= length from engine front to cockpit—total if multiengine, ft
L_f	= total fuselage length
L_m	= length of main landing gear, in.
L_n	= nose gear length, in.
L_s	= single duct length (see Fig. 15.2)
L_{sh}	= length of engine shroud, ft
L_t	= tail length; wing quarter-MAC to tail quarter-MAC, ft
L_{tp}	= length of tailpipe, ft
M	= Mach number
N_c	= number of crew
N_{ci}	= 1.0 if single pilot; = 1.2 if pilot plus backseater; = 2.0 pilot and copassenger
N_{en}	= number of engines
N_f	= number of functions performed by controls (typically 4-7)
N_{gen}	= number of generators (typically = N_{en})
N_l	= ultimate landing load factor; = $N_{gear} \times 1.5$
N_{Lt}	= nacelle length, ft
N_m	= number of mechanical functions (typically 0-2)
N_{mss}	= number of main gear shock struts
N_{mw}	= number of main wheels
N_{nw}	= number of nose wheels

N_p	= number of personnel onboard (crew and passengers)
N_s	= number of flight control systems
N_t	= number of fuel tanks
N_u	= number of hydraulic utility functions (typically 5-15)
N_w	= nacelle width, ft
N_z	= ultimate load factor; = $1.5 \times$ limit load factor
q	= dynamic pressure at cruise, lb/ft ²
R_{kva}	= system electrical rating, kv · A (typically 40-60 for transports, 110-160 for fighters & bombers)
S_{cs}	= total area of control surfaces, ft ²
S_{csw}	= control surface area (wing-mounted), ft ²
S_c	= elevator area, ft
S_f	= fuselage wetted area, ft ²
S_{fw}	= firewall surface area, ft ²
S_{ht}	= horizontal tail area
S_n	= nacelle wetted area, ft ²
S_r	= rudder area, ft ²
S_{vt}	= vertical tail area, ft ²
S_w	= trapezoidal wing area, ft ²
SFC	= engine specific fuel consumption—maximum thrust
T	= total engine thrust, lb
T_e	= thrust per engine, lb
V_i	= integral tanks volume, gal
V_p	= self-sealing “protected” tanks volume, gal
V_{pr}	= volume of pressurized section, ft ³
V_t	= total fuel volume, gal
W	= fuselage structural width, ft
W_c	= maximum cargo weight, lb
W_{dg}	= design gross weight, lb
W_{ec}	= weight of engine and contents, lb (per nacelle), $\cong 2.331 W_{engine}^{0.901} K_p K_{tr}$
W_{en}	= engine weight, each, lb
W_{fw}	= weight of fuel in wing, lb
W_l	= landing design gross weight, lb
W_{press}	= weight penalty due to pressurization, $= 11.9 + (V_{pr} P_{delta})^{0.271}$, where P_{delta} = cabin pressure differential, psi (typically 8 psi)
W_{uav}	= uninstalled avionics weight, lb (typically = 800-1400 lb)
Λ	= wing sweep at 25% MAC

4 Nachweis der Sicherheit und Zuverlässigkeit

4.1 Zulassungsforderungen, Literatur

Ausgang der Forderungen an die Zuverlässigkeit für Systeme ist der Abschnitt 1309 der **Zulassungsvorschriften JAR-25** bzw. **FAR Part 25**. Diese Vorschriften werden interpretiert durch offizielles Material. Die JAA haben dazu herausgegeben die ACJ 25.1309 (**ACJ-25**) und die AMJ 25.1309 (**AMJ-25**). Die FAA hat dazu herausgegeben die **AC25.1309-AI**.

Weitere Hinweise geben **Dokumente international tätiger Organisationen** – hier insbesondere der *Society of Automotive Engineers*, SAE mit der Aerospace Recommended Practice, **ARP 4761**. Derartige Papiere werden zulassungsrelevant, wenn sie in den Zulassungsvorschriften zitiert werden.

Firmenvorschriften regeln das praktische Vorgehen. Bei Airbus sind dies die

AP Airbus Industries Procedures (z.B. **AP 2616**)

AM Airbus Industries Means & Methodes

4.2 Grundlagen der Wahrscheinlichkeitsrechnung

Wenn ein Ergebnis (event) in N verschiedenen Ausprägungen auftreten kann (gleichwahrscheinlich) und ein Ergebnis A in n dieser Ausprägungen, dann ist die Wahrscheinlichkeit für das Ergebnis A.

$$p(A) = \frac{n}{N}$$

Beispiel: Würfel : $N = 6$ (gleiche Wahrscheinlichkeit für 1,2,3,4,5,6)

Ergebnis A :

„Würfeln einer 1 oder 2“ $\rightarrow n = 2$

$$p(A) = \frac{2}{6} = \frac{1}{3}$$

Wenn in einem Versuch ein Ergebnis A (z.B. Fehler) n mal auftritt bei N Versuchsdurchführungen, dann ist die Wahrscheinlichkeit für A n/N für große N.

$$p(A) = \lim_{N \rightarrow \infty} \left(\frac{n}{N} \right) \quad \text{"Gesetz der großen Zahl"}$$

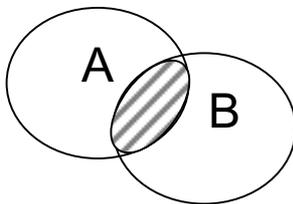
Definition: Unabhängige Ereignisse (independent event)

Ereignisse, die in keiner Weise voneinander abhängen, werden unabhängig genannt. Das Eintreten oder Nicht-Eintreten des Ereignisses hat keinen Einfluss auf das Eintreten oder Nicht-Eintreten des anderen Ereignisses.

Definition: Sich gegeneinander ausschließende Ereignisse (mutually exclusive events)

Sich gegeneinander ausschließende Ereignisse sind solche Ereignisse, die nicht zur selben Zeit eintreten können. Das Eintreten des einen Ereignisses schließt das Eintreten des anderen Ereignisses aus.

Rechnen mit Wahrscheinlichkeiten

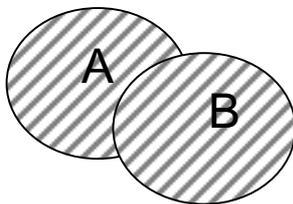


UND

Voraussetzung: Zwei Ereignisse A und B sind unabhängig und schließen sich nicht gegeneinander aus.

Die Wahrscheinlichkeit dafür, dass A und B eintreten ist :

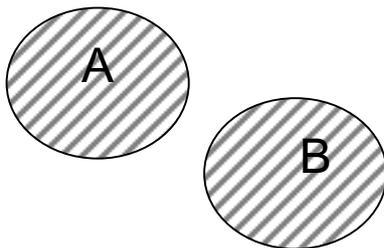
$$P_{A \text{ und } B} = P_A \cdot P_B$$



ODER

Die Wahrscheinlichkeit dafür, dass A eintritt oder B oder beide ist:

$$P_{A \text{ oder } B \text{ oder beide}} = P_A + P_B - P_A \cdot P_B$$



Wenn A und B sich gegenseitig ausschließen dann gilt:

$$P_{A \text{ oder } B} = P_A + P_B$$

4.3 Wahrscheinlichkeitsfunktionen

Grundlagen

Wir betrachten ein Experiment, das als Ausgang diskrete Werte zwischen 1 und 5 liefert. Beim ersten Durchgang von 10 Experimenten nacheinander erhalten wir:

Ausgang	1	2	3	4	5
Anzahl	0	2	5	2	1

Beim zweiten Durchgang erhalten wir:

Ausgang	1	2	3	4	5
Anzahl	1	1	4	3	1

Die Wahrscheinlichkeitsverteilung (probability distribution) zeigt Bild 4.1.

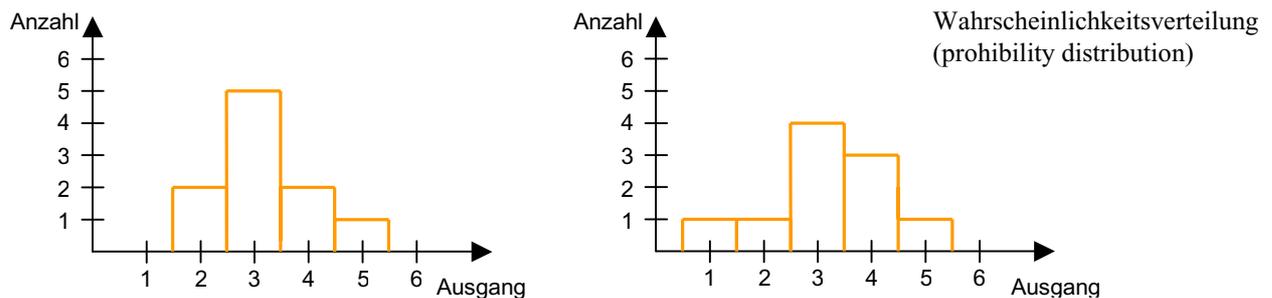


Bild 4.1 Wahrscheinlichkeitsverteilungen

Wenn wir kontinuierliche Ausgänge haben, so müssen wir die Ausgänge in diskrete Ereignisklassen einordnen, um eine Darstellung wie oben zu erreichen.

$$\text{z.B.: } 0,5 < x \leq 1,5 \Rightarrow 1$$

$$1,5 < x \leq 2,5 \Rightarrow 2$$

usw.

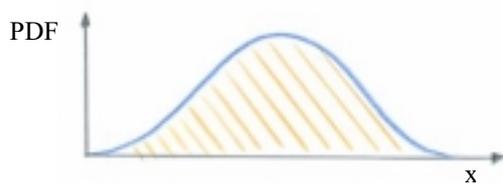
Eine feiner gestufte Verteilung erhalten wir, wenn wir die Ergebnisklassen kleiner wählen:

$$\text{z.B.: } 0,5 < x \leq 1,0 \Rightarrow 0,75$$

$$1,0 < x \leq 1,5 \Rightarrow 1,25$$

usw.

Wenn wir unendlich viele Versuche ausführen und die Ergebnisklassen unendlich klein wählen, dann geht die gestufte Wahrscheinlichkeitsverteilung in eine glatte Kurve über. Die Wahrscheinlichkeitsfunktion (probability density function, PDF) könnte dann so aussehen wie in Bild 3.2 gezeigt.



es gilt:
$$\int_{-\infty}^{+\infty} f(x) dx = 1$$

Die Fläche unter der PDF ist gleich 1, denn irgend einen Ausgang muss das Experiment haben.

Bild 4.2 Die Wahrscheinlichkeitsfunktion

Rechnen mit Wahrscheinlichkeitsfunktionen

Bei der Analyse der Sicherheit (safety) und Zuverlässigkeit (reliability) spielen Wahrscheinlichkeitsfunktionen eine große Rolle. Zunächst werden einige Definitionen vorgestellt (**Davidson 1988**).

Definition: Sicherheit (safety)

Ein System ist sicher, wenn das Risiko beim Betrieb geringer ist als ein erlaubtes Risiko. Das Risiko wird beschrieben durch die Wahrscheinlichkeit eines Fehlers und dessen Effekt.

Definition: Effekt (effect)

Der Effekt eines Fehlers wird beschrieben durch seine Konsequenz (Schaden, Verletzungen,...)

Definition: Wahrscheinlichkeit eines Fehlers (probability of failure)

$$F(t) = \left(\frac{n_F}{n} \right) = \frac{\text{Anzahl der Fehler bis zur Zeit } t}{\text{Anzahl der Teile im Test}}$$

Definition: Zuverlässigkeit (reliability)

$$R(t) = \left(\frac{n_S}{n} \right) = \frac{\text{Anzahl überlebender Teile bis zur Zeit } t}{\text{Anzahl der Teile im Test}} \quad \text{mit „s“ = survival}$$

auch genannt: Wahrscheinlichkeit des Überlebens (probability of survival)

Zusammenhang von $F(t)$ und $R(t)$:

Es ist $n_F + n_S = n$ damit ist $F(t) + R(t) = \frac{n_F}{n} + \frac{n_S}{n} = \frac{n_F + n_S}{n} = \frac{n}{n} = 1$

$$F(t) + R(t) = 1$$

Definition: Wahrscheinlichkeitsdichte (probability density)

$$f(t) = \left(\frac{n_{F, \Delta t \rightarrow 0}}{n} \right) = \frac{\text{Anzahl der Fehler in } \Delta t, \text{ startend zur Zeit } t \text{ mit } \Delta t \rightarrow 0}{\text{Anzahl der Teile im Test}}$$

↑
 Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion
 (probability density function), PDF

Pro Zeiteinheit müssen nicht immer gleich viele Teile ausfallen, wie in Bild 4.3 gezeigt wird. Bei Geräten kennt man die sogenannte "Badewannenkurve".

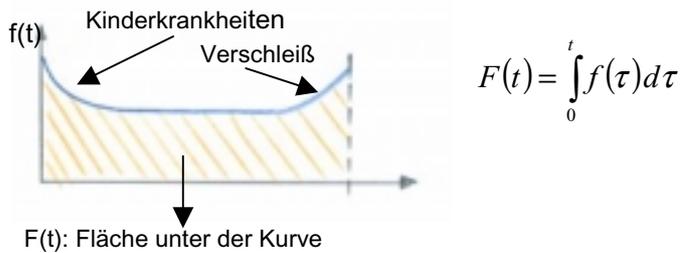


Bild 4.3 Badewannekurve

Definition: Gefährdung (hazard rate)

$$\lambda(t) = \frac{n_{F, \Delta t \rightarrow 0}}{n_S} = \frac{\text{Anzahl Fehler in } \Delta t, \text{ startend zur Zeit } \Delta t \rightarrow 0}{\text{Anzahl überlebender Teile am Test bis zur Zeit } t}$$

$$\lambda(t) = \frac{n_{F, \Delta t \rightarrow 0}}{n} \cdot \frac{n}{n_S} = f(t) \cdot \frac{1}{R(t)}$$

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)}$$

Gerechnet wird in der Praxis mit verschiedenen Wahrscheinlichkeitsverteilungen. Die *WEIBULL-Verteilung* kann viele Praxisfälle beschreiben:

$$h(t) = \frac{\beta \cdot (t - \gamma)^{\beta-1}}{\eta \cdot \beta}$$

β Formparameter

$\beta = 1$ konstante Gefährdung

$\beta > 1$ zunehmende Gefährdung

$\beta < 1$ abnehmende Gefährdung

η charakteristische Lebensdauer

γ fehlerfreie Zeit

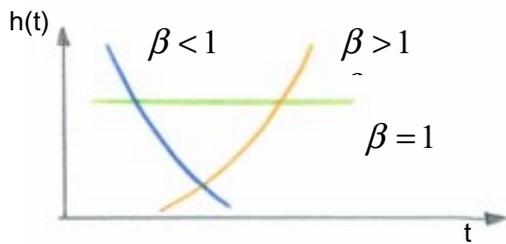


Bild 4.4 WEIBULL - Verteilung

Berechnungen mit der allgemeinen Form der WEIBULL-Verteilung sind für die Praxis in der Regel zu kompliziert. Es wird gesetzt: $\beta = 1$, $\eta = 1/2$, damit ist dann $h(t) = \lambda = const$. Dies ist die *Exponentialverteilung*.

Hier einige **Anmerkungen zur Exponentialverteilung**:

- $\lambda = const$ wird Exponentialverteilung genannt, weil

$$R(t) = e^{-\lambda t}$$

$$F(t) = 1 - R(t) = 1 - e^{-\lambda t} \quad f(t) = \frac{dF(t)}{dt}$$

$$f(t) = -(-\lambda) \cdot e^{-\lambda t} = \lambda \cdot e^{-\lambda t}$$

$$h(t) = \lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)} = \frac{\lambda \cdot e^{-\lambda t}}{e^{-\lambda t}} = \lambda = const$$

- Die Exponentialverteilung ($\lambda(t) = const$) wird in der Praxis nahezu allen Zuverlässigkeitsrechnungen zugrunde gelegt, weil mit der Exponentialverteilung einfach gerechnet werden kann.
- Es müssen jedoch vor der Anwendung der Exponentialverteilung folgende Annahmen berücksichtigt werden:
 - keine „Kinderkrankheiten“
 - kein erhöhter Verschleiß mit zunehmendem Alter (regelmäßige Wartung und Austausch von Teilen)

Diese Annahmen können auch in einem System mit sehr vielen Teilen erreicht werden, in dem regelmäßig Teile ausgetauscht werden.

- Im Sprachgebrauch wird unterschieden zwischen reparierbaren Teilen und nicht reparierbaren Teilen (in unseren Definitionen waren wir von nicht reparierbaren Teilen ausgegangen).

Tabelle 4.1 Unterscheidung von reparierbaren und nicht reparierbaren Teilen

reparierbar (reparable)	nicht reparierbar (non reparable)
Fehlerrate (failure rate) λ	hazard rate λ
Mean Time Between Failure(MTBF)	Mean Time To Failure (MTTF)
$MTBF = \frac{1}{\lambda}$	$MTTF = \frac{1}{\lambda}$

4.4 Rechnen mit $F(t)$ und $R(t)$

$$R(t) = e^{-\lambda t} \quad F(t) = 1 - e^{-\lambda t} \quad F(t) + R(t) = 1$$

($\lambda \cdot t$) als Exponent muss dimensionslos sein. Im Flugzeug hat t die Einheit "FH". Das bedeutet flight hour und ist eine Stunde, die das Flugzeug in der Luft ist. Damit ist die Einheit von λ 1/FH.

Beispiel: Fehlerrate und Wahrscheinlichkeit des Fehlers

Eine Komponente hat eine Fehlerrate $\lambda = 10^{-5}$ 1/FH. Wie groß ist die Wahrscheinlichkeit für einen Fehler nach einer Flugstunde?

Lösung: $F(t) = 1 - e^{-\lambda t} = 1 - e^{-10^{-5} \cdot \frac{1}{FH} \cdot 1FH} = 0,9999999 \cdot 10^{-5} \approx 10^{-5}$

Abwandlung: $\lambda = 10^{-1} \frac{1}{FH}$
 $F(t) = 0,09516$, d.h. wir würden einen Fehler von 9,5% machen,
wenn wir den Zahlenwert von λ genommen hätten.

Fazit: Für zuverlässige Systeme gilt:
 $F(1FH) \approx \lambda \cdot t$

Beispiel: Wie groß ist die Wahrscheinlichkeit für einen Fehler nach einer Zeit MTBF ?

Lösung: $F(MTBF) = 1 - e^{-\lambda \cdot MTBF} = 1 - e^{-\frac{\lambda}{\lambda}} = 1 - e^{-1} = 0,632$

Im Flugzeug werden $R(t)$ und $F(t)$ für eine Flugzeit t von 1 Stunde (FH) berechnet.

- Abgewichen wird von diesem Rechenprinzip, wenn Teile weniger als eine Stunde während eines Fluges in Betrieb sind.

Zuverlässigkeit von Systemen

- Die Zuverlässigkeit von Systemen lässt sich aus der Zuverlässigkeit der Systemkomponenten berechnen. Dabei ist der funktionale Zusammenhang der Komponenten (die Systemtopologie) von Bedeutung.
- Dargestellt wird die Rechnung hier mit Hilfe von Zuverlässigkeitsdiagrammen (reliability block diagram / RBD) auch bekannt als (dependence diagram / DD)



Bild 4.5 Beispiel eines Zuverlässigkeitsdiagramm

Ein Zuverlässigkeitsdiagramm kann Bild 4.7 entnommen werden. Zur Bedeutung: Der Kraftstoff wird durch Pumpe 1 ODER Pumpe 2 zum Triebwerk gepumpt. Eine Pumpe UND das Triebwerk sind erforderlich um Schub zu erzeugen.

- **Analyse von Blöcken in Serie (UND)**

$$R_S = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot \dots \cdot R_n$$

$$R_S(t) = e^{-\lambda_1 t} \cdot e^{-\lambda_2 t} \cdot e^{-\lambda_3 t} \cdot e^{-\lambda_4 t} \cdot \dots \cdot e^{-\lambda_n t} = e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \dots + \lambda_n)t} = e^{-\lambda_S t}$$

$$\text{mit } \lambda_S = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \dots + \lambda_n$$

Mit Vereinfachung für $\lambda < 0,1 \frac{1}{FH}$ gilt

$$R(t) = e^{-\lambda_S t} \approx 1 - \lambda_S \cdot t$$

$$F(t) = 1 - R(t) \approx \lambda_S \cdot t$$

$$F_S(1FH) \approx (\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \dots + \lambda_n) \cdot 1FH \quad \text{nutzen für Rechnungen im Kopf}$$

Beispiel: $\lambda_1 = 10^{-5} \frac{1}{FH}$

$$\lambda_2 = \lambda_3 = 10^{-6} \frac{1}{FH}$$

$$F_S \approx 1,2 \cdot 10^{-5}$$

Fazit: Ganz grob: Die Reihenschaltung ist so gut wie das schwächste Glied

- **Analyse von Blöcken einer Parallelschaltung (für die schriftliche Rechnung)**

$$F_S = F_1 \cdot F_2 \cdot F_3 \cdot \dots \cdot F_n$$

$$R_S = 1 - F_S$$

$$F_S(t) = (1 - e^{-\lambda_1 t}) \cdot (1 - e^{-\lambda_2 t}) \cdot \dots \cdot (1 - e^{-\lambda_n t})$$

Mit der Vereinfachung $F(t) = \lambda \cdot t$ für $\lambda < 0,1 \frac{1}{FH}$

$$F_S(t) = \lambda_1 \cdot t \cdot \lambda_2 \cdot t \cdot \lambda_3 \cdot t \cdot \dots \cdot \lambda_n \cdot t$$

$$F_S(t) \approx (\lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 \cdot \dots \cdot \lambda_n) \cdot t^n = \lambda_p \cdot t^n$$

↙
für parallel

$$F_S(1FH) \approx \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 \cdot \dots \cdot \lambda_n \cdot t^n = \lambda_p \cdot 1FH \quad \text{nutzen für Rechnungen im Kopf.}$$

Das Fazit für die Verwendung der Gleichungen für Rechnungen im Kopf und schriftlich enthält Tabelle 4.2.

Tabelle 4.2 Gleichungen für die Zuverlässigkeitsrechnung

	schriftlich	im Kopf
Serienschaltung	$R_S = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot \dots \cdot R_n$	$\lambda_S = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \dots + \lambda_n$ d.h. λ_S wie schlechtestes Komponente
Parallelschaltung	$F_S = F_1 \cdot F_2 \cdot F_3 \cdot \dots \cdot F_n$	$\lambda_S = \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 \cdot \dots \cdot \lambda_n$ d.h. Exponenten addieren

Beispiel: $\lambda = 10^{-4} \frac{1}{FH}$ Die Ausfallwahrscheinlichkeit soll durch Redundanz (Parallelschaltung von Komponenten) verbessert werden!
 2 Komponenten: $\lambda_p = 10^{-8} \frac{1}{FH}$ 3 Komponenten: $\lambda_p = 10^{-12} \frac{1}{FH}$

Beispiel: Berechnen Sie die Wahrscheinlichkeit des gezeigten Systems zur Schuberzeugung

für 1 FH!

Gegeben: $\lambda_p = 10^{-4} \text{ 1/FH}$ (Pumpe), $\lambda_t = 10^{-5} \text{ 1/FH}$

Lösung: Schrittweises Zusammenfassen von Blöcken

a) Parallelschaltung:

$$F_p = 1 - e^{-\lambda_p t} = 1 - e^{-10^{-4} \cdot 1 \text{ FH}} = 0,99995 \cdot 10^{-4}$$

$$F_{p,gesamt} = F_p \cdot F_p = 0,9999000025 \cdot 10^{-8}$$

$$R_{p,gesamt} = 1 - F_{p,gesamt} = 0,99 \dots \text{ schlecht darstellbar !}$$

b) Serienschaltung

$$R_{gesamt} = R_{p,gesamt} \cdot R_T$$

$$\text{mit } R_T = e^{-\lambda_t t} = e^{-10^{-5} \cdot 1 \text{ FH}} = 0,99999900001$$

$$R_{gesamt} = 0,9999899901$$

$$F_{gesamt} = 1,009949 \cdot 10^{-5}$$

4.5 Nachweisführung mit Reliability Block Diagramms / RBD

Am Beispiel aus SAE ARP 4761 „Unannounced loss of all wheel braking“. Preliminary System Safe assessment (PSSA) with RBD and DD.

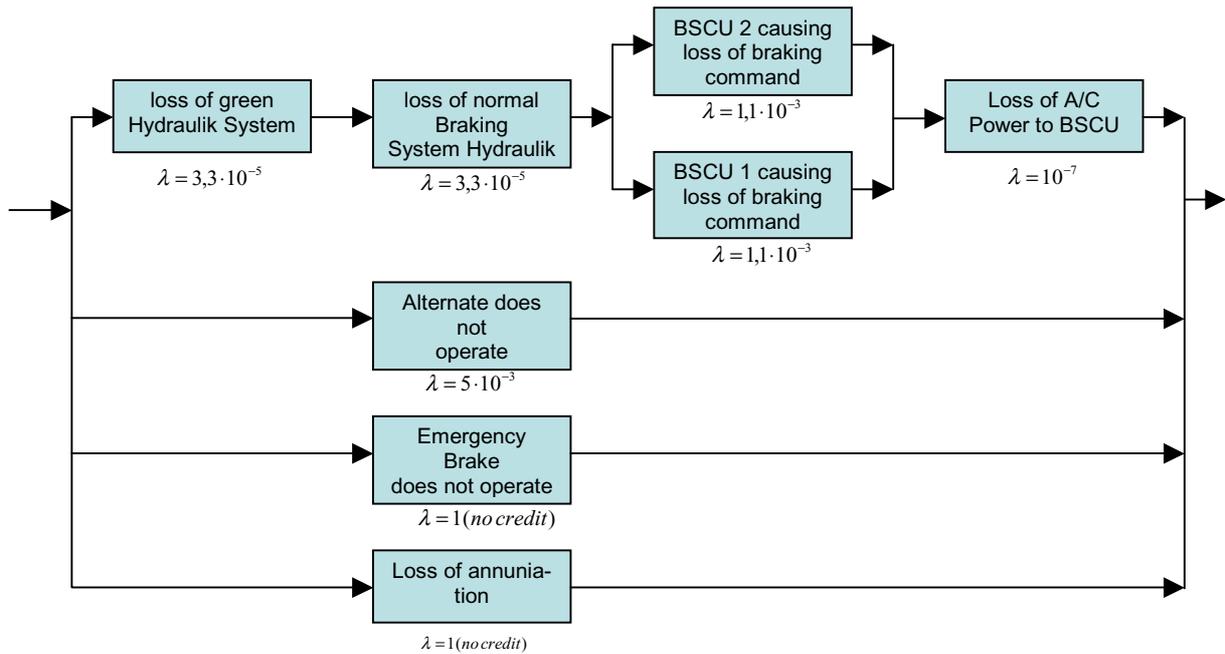


Bild 4.6 Unannounced loss of all wheel braking / example

Die Wahrscheinlichkeiten (großer) RBD für R(t) oder F(t) ergeben sich durch schrittweises Zusammenfassen von “innen nach außen”:

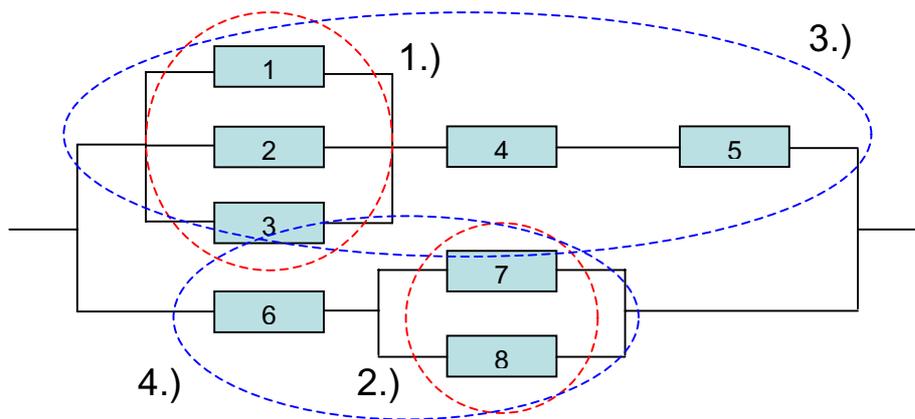


Bild 4.7 Wahrscheinlichkeiten großer RBD

- | | |
|---|-----------------------------|
| 1.) $F_{123} = F_1 \cdot F_2 \cdot F_3$ | $R_{123} = 1 - F_{123}$ |
| 2.) $F_{78} = F_7 \cdot F_8$ | $R_{78} = 1 - F_{78}$ |
| 3.) $R_{12345} = R_{123} \cdot R_4 \cdot R_5$ | $F_{12345} = 1 - R_{12345}$ |
| 4.) $R_{678} = R_6 \cdot R_{78}$ | $F_{678} = 1 - R_{678}$ |
| 5.) $F_{gesamt} = F_{12345} \cdot F_{678}$ | |

4.6 Nachweisführung mit der Failure Mode an Effect Analysis (FMEA)

In einer FMEA sollen alle Fehler und deren Effekte eines bestimmten (Teil-) Systems systematisch erfasst werden. Dieser Ausarbeitung liegt die **ARP 4761** zugrunde.

FMEA ausgehend von Systemfunktionen: (Functional FMEA)

Eine Tabelle wie diese hier muss ausgefüllt werden:

Function	Failure Mode	λ	Effect	Detection	Comment

Zu beachten: Zu einer Funktion z.B.: "Höhenruderausschlag" kann es mehrere Failure- Modes geben:

- 1.) Ruder blockiert
- 2.) Ruder geht auf Vollausschlag (run away)
- 3.) Ruder verliert seine Verbindung zur Ansteuerung und wird durch Luftkräfte frei bewegt.

Jeder Failure Mode hat eine andere Fehlerrate λ und einen anderen Effekt. Wichtig ist, dass ein auftretender Fehler von der Crew festgestellt werden kann (detection), weil unbekannte Fehler ("schlafende Fehler", dormant failure) (durch Redundanz überdeckt) besonders gefährlich sind.

TABLE G1 - Functional FMEA Worksheet

FAILURE MODES AND EFFECTS ANALYSIS (FMEA)							
System:		FMEA Description:				Date:	
Subsystem:		FTA References:				Sheet of	
Item ATA:		Author:				File:	
						Rev:	
FUNCTION NAMES	FUNCTION CODE	FAILURE MODE	MODE FAILURE RATE	FLIGHT PHASE	FAILURE EFFECT	DETECTION METHOD	COMMENTS

Note: May be revised to fit analysis level and program needs.

Bild 4.8 Functional FMEA Worksheet aus **ARP 4761**

FMEA ausgehend von Teilen des Systems: (piece-part FMEA)

Eine Tabelle wie diese hier muss ausgefüllt werden:

Part	Failure Mode	λ	Effect	Detection	Comment
------	--------------	-----------	--------	-----------	---------

TABLE G2 - Piece-Part FMEA Worksheet

FAILURE MODES AND EFFECTS ANALYSIS (FMEA)							
System:		FMEA Description:				Date:	
Subsystem:						Sheet of	
Item ATA:		FTA References:				File:	
Function:		Author:				Rev:	
PART NUMBER	PART TYPE	FAILURE MODE	MODE FAILURE RATE	FLIGHT PHASE	FAILURE EFFECT	DETECTION METHOD	COMMENTS

Note: May be revised to fit analysis level and program needs.

Bild 4.9 Piece Part FMEA Worksheet aus **ARP 4761**

Die Failure Mode and Effect Summary (FMES)

Die Failure Mode and Effect Summary (FMES) fasst gleiche Failure Modes aus unterschiedlichen FMEA zusammen. Eine Tabelle wie diese hier muss ausgefüllt werden:

Failure Mode	λ	Effect	Failure Ref.
--------------	-----------	--------	--------------

Referenz auf FMEA 

TABLE H1 - FMES Worksheet

FAILURE MODES AND EFFECTS SUMMARY (FMES)									
Aircraft:			FMES-No.:				Date:		
ATA:			Supplier:				Sheet of		
System:			Supplier's Part Number/				Rev:		
Subsystem or Unit:			Supplier's Drawing Ref:				Prepared by:		
REF	FAILURE MODE	FAILURE RATE	PHASE	EFFECTS ON SYSTEM	SYMPTOMS 1. Flight Crew 2. Ground Crew	1. CAUSAL FAILURE 2. REMARKS	CAUSAL FAILURE REF	CHECK REF	FAILURE CONDITION REF

Note: May be revised to fit analysis level and program needs.

Bild 4.10 FMES Worksheet aus ARP 4761

4.7 Andere Analysemethoden

Fehlerbaumanalyse (fault tree analysis)

Im Gegensatz zu den RBDs wird nicht der Erfolg, sondern das Versagen des Systems verfolgt. Als Beispiel:

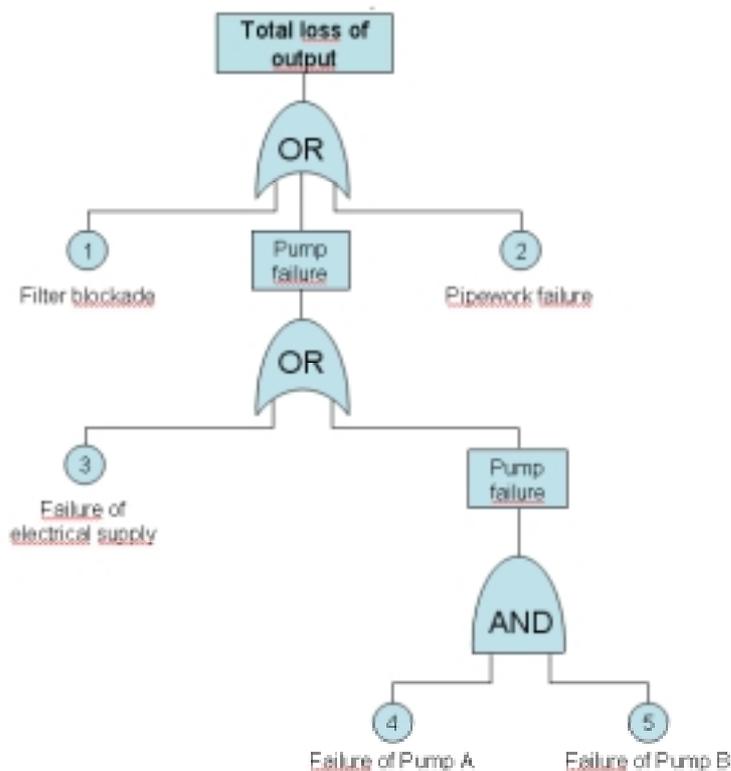


Bild 4.11 Fehlerbaumanalyse (Fault Tree Analysis)

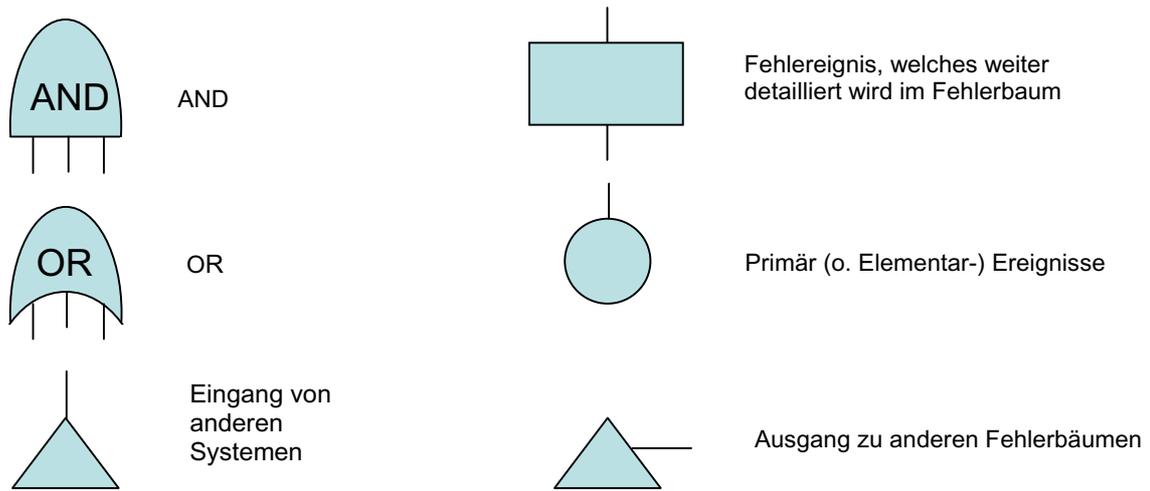


Bild 4.12 Symbole der Fault Tree Analysis (FTA)

Die Symbole der Fault Tree Analysis (FTA) sind in Bild 4.12 gezeigt.

Analysemethoden, die hier nicht behandelt werden sind

- Markov Analysis (MA)
- Wahrheitstafel (true table)
- Monte Carlo Analysis

4.8 Nachweisführung im Überblick

Abhängig vom Fortschritt der Flugzeugentwicklung (Entwicklungsphase) werden unterschiedliche Nachweismethoden zum Einsatz kommen und zunehmende Detailtiefe aufweisen. Einen guten Überblick bietet S.13 der **ARP 4761**. Darin bedeutet:

- FHA Functional Hazard Analysis
- CCA Common Cause Analysis
- PSSA Preliminary System Safety Analysis
- SSA System Safety Analysis

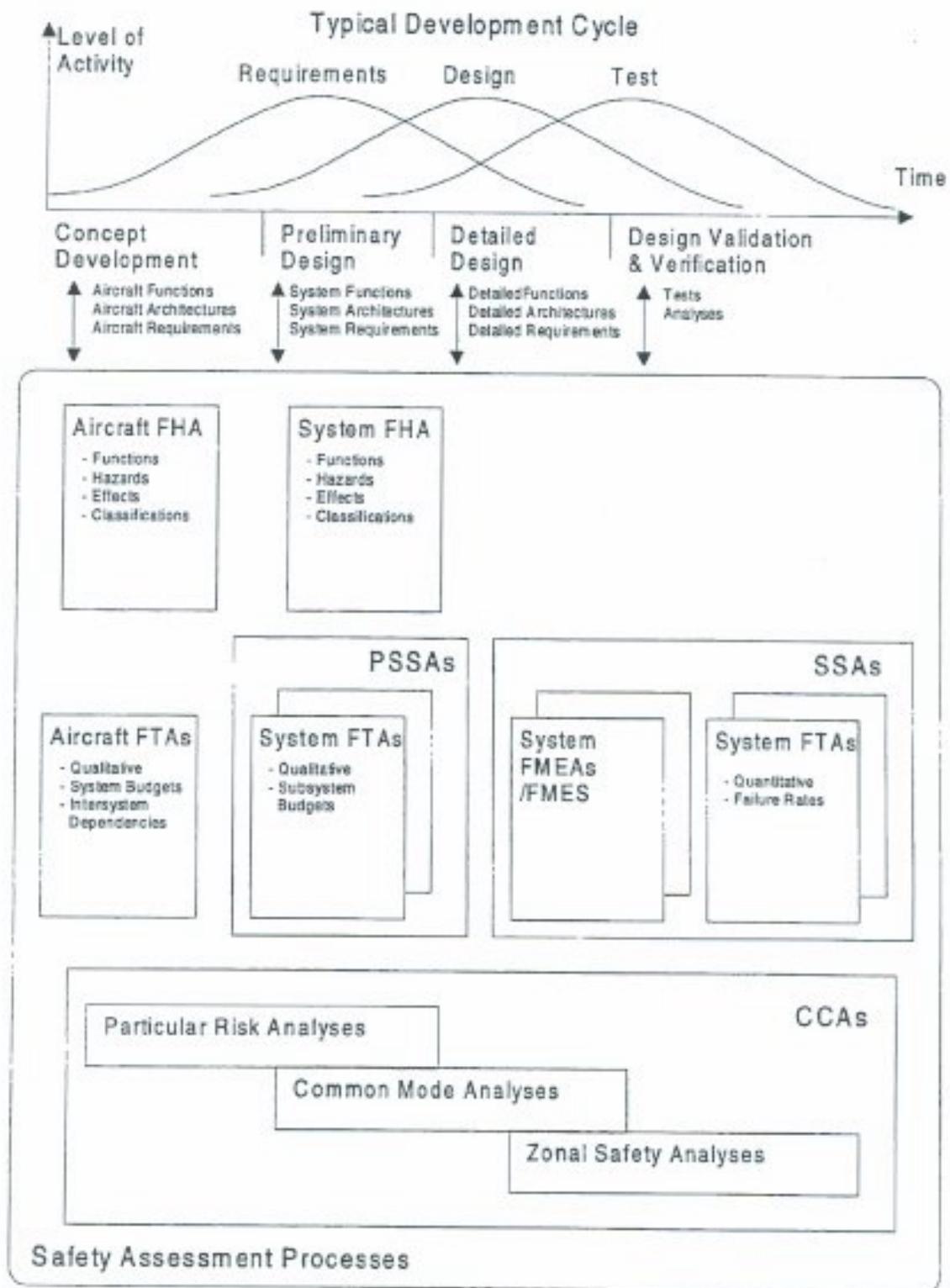
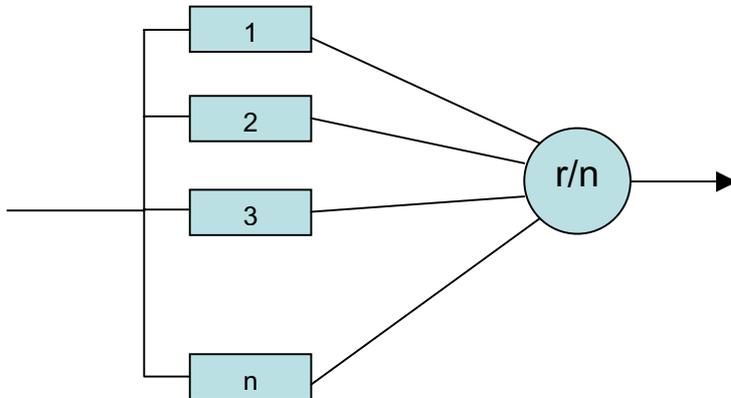


FIGURE 1 - Overview of the Safety Assessment Process

Bild 4.13 Typical Development Cycle aus ARP 4761

4.9 Sonderfragen

Aktive parallele Systeme mit nur teilweiser Redundanz

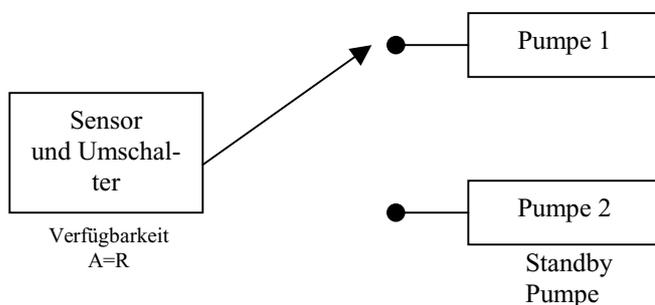


n identische aktive parallele Systeme von denen wenigstens r funktionsfähig sein müssen um die Gesamtfunktion zu erfüllen.

Beispiel: 5 Pumpen, von denen 2 mindestens erforderlich sind um den Volumenstrom zu fördern.

Bild 4.14 Darstellung Sonderfragen

Inaktive parallele Systeme (Standby-Systeme)



Normalerweise ist Pumpe 1 aktiv. Im Fehlerfall von Pumpe 1 muss der Fehler erkannt werden und ein Umschalten auf Pumpe 2 veranlasst werden. Es besteht die Gefahr, dass das Umschalten nicht wie geplant funktioniert.

Bild 4.15 Inaktive parallele Systeme

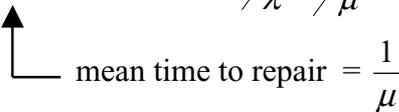
Common Cause Failure

Es geht um Fehler (unbekannte Fehler), die mehrere parallele Zweige gemeinsam zum Ausfall bringen könnten. Eine Berechnung ist praktisch unmöglich, da es sich um unbekannte (oder nur schemenhafte erkennbare) Fehlerszenarien handelt.

Verfügbarkeit reparierbarer Systeme

$$A = \frac{\text{total time up}}{\text{test interval}} = \frac{\text{total time up}}{\text{total time up} + \text{total time down}}$$

$$A = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR} \quad A = \frac{1/\lambda}{1/\lambda + 1/\mu} = \frac{1}{1 + \lambda/\mu} = \frac{\mu}{\mu + \lambda}$$


 mean time to repair = $\frac{1}{\mu}$

Availability, $A = \frac{\mu}{\mu + \lambda}$

Die Wahrscheinlichkeit dafür, dass das System zum Zeitpunkt t verfügbar ist (instataneous availability) ist kann nach **O'Connor 1991** berechnet werden.

Bedeutung für die Flugzeugpraxis: Verfügbarkeit des Flugzeuges zum planmäßigen Abflug: Dispatch Reliability.

Definition: Dispatch Reliability (gewertet werden technische Ursachen)

Ein Flug ist nach technischen Maßstäben pünktlich, wenn es keine technischen Gründe gibt, die das Abrollen vom Gate um mehr als 15 Minuten verzögern.

Die technischen Flugzeugverspätungen werden nach ATA-Kapiteln gegliedert angegeben. Forderungen zur Dispatch Reliability werden erhoben (und in der Praxis überwacht) etwa:
 $DR \geq 99,5\%$ bei "entry into service"
 $DR \geq 99,8\%$ für "mature aircraft"

Einsatz der Zuverlässigkeitsrechnung im Systementwurf

Unabhängig von der Nachweisführung wird die Zuverlässigkeitsrechnung im Systementwurf im Systementwurf eingesetzt. Es geht dabei um die Berechnungen von *Importanzen* zur Beantwortung dieser Fragen:

- Wie ändert sich die Zuverlässigkeit des Systems in Abhängigkeit der Zuverlässigkeit einer Komponente?
- Welchen Anteil hat eine bestimmte Komponente an der Zuverlässigkeit des Systems?
- Welchen maximalen Zuverlässigkeitsgewinn für das System lässt sich durch Erhöhung der Zuverlässigkeit einer Komponente erreichen?
- Welche Komponenten tragen mit größter Wahrscheinlichkeit zum Ausfall des Systems bei?
- Welche Komponenten verursachen mit größter Wahrscheinlichkeit einen Ausfall des Systems?

Wo kommen die Eingangsdaten (Fehlerraten λ) für die Berechnung her?

- Erfahrungswerte, die "allgemeines Firmen-Know-How" sind.
- Betrachtung von rückwärts:
Failure Effect → Wahrscheinlichkeit nach ACJ 25.1309
→ aufgeteilt auf ein System von mehreren parallelen Systemen
- Literatur:
Rome 1985: "Nonelectronic Reliability Notebook"
(HAW-Bibliothek: Signatur: K473)
MIL-HDBK-217: "Reliability Prediction for Electronic Systems"

5 Simulation

Definition: Simulation (nach VDI Richtlinie 3633)

Simulation ist die Nachbildung eines dynamischen Prozesses in einem Modell, um zu Erkenntnis zu gelangen, die auf die Wirklichkeit übertragbar sind.

Stichworte zur Einteilung

- Hardware
 - digital (mathematisches Modell)
 - analog (physikalisch äquivalentes Modell)
 - physikalisch (gleiches Modell evtl. im anderen Maßstab)
- Praxisnähe
 - auf dem Rechner
 - auf dem Rechner in Echtzeit
 - auf dem Rechner mit „Hardware in the loop“
- Modell
 - Kontinuierlich oder diskret
 - "white box" oder "black box"
- Eingabe
 - Gleichungen
 - Blöcke
 -

Gliederung der Modellbildung

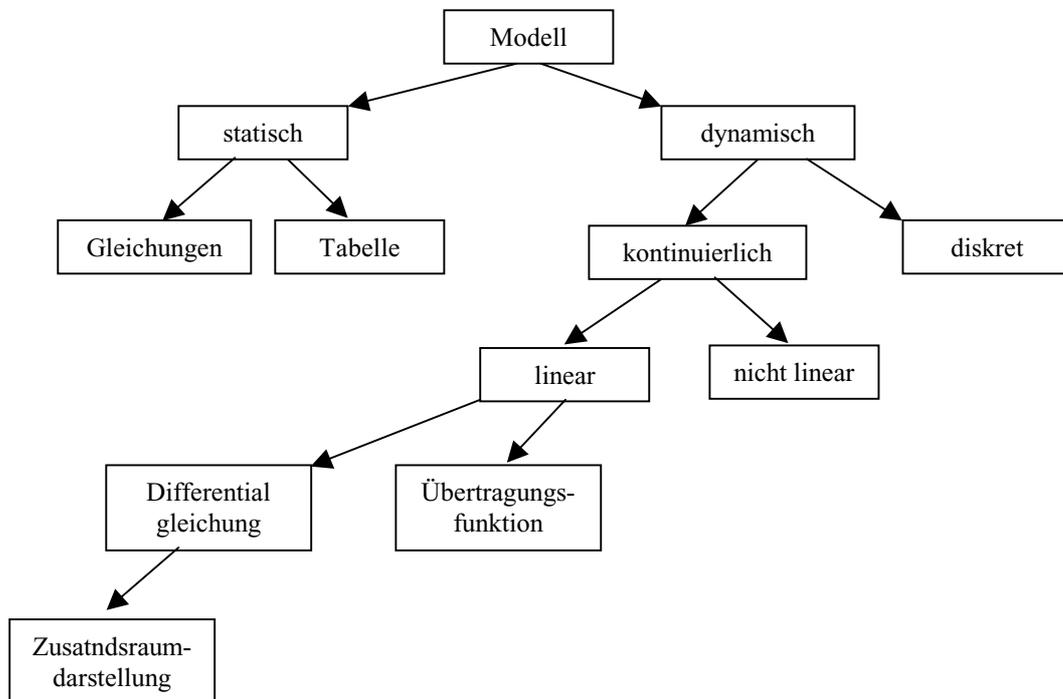


Bild 5.1 Gliederung der Modellbildung

Simulation zwischen "black box" und "white box"

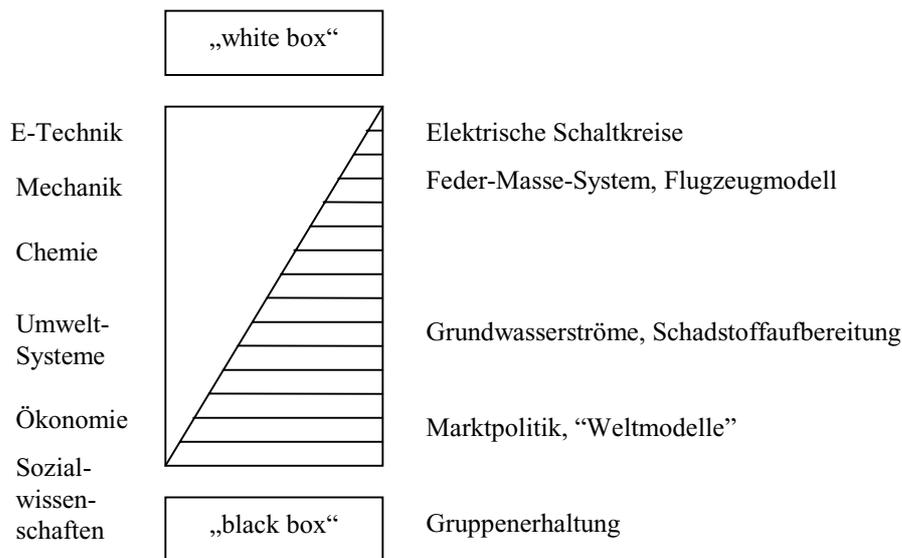


Bild 5.2 Gegenüberstellung "black box" und "white box" Simulation

Schritte der Simulation

1. Problemformulierung
2. Mathematische Modellbildung $\sum F = m \cdot a$
3. Umformung $a = \frac{\sum F}{m} \quad \dot{v} = \frac{\sum F}{m}$
4. Implementierung des Modells eingeben in Simulink
5. Numerische Analyse
6. Verifikation des Modells debugging
7. Validierung des Modells beschreibt das Modell die Wirklichkeit?
8. Identifikation des Modells anpassen der Parameter
9. Simulationslauf
10. Interpretation der Ergebnisse

Wo Simulationen? Warum Simulation?

Simulation dann,

... wenn "Neuland beschritten wird".

... wenn die Grenzen analytischer Methoden erreicht sind.

... wenn das Experimentieren am realen Prozess

- nicht Möglich ist.
- zu kostenintensiv ist.
- zu gefährlich ist.

Lineare System

In einem linearen System gilt

... das Verstärkungsprinzip (Bild 4.3).

... das Überlagerungsprinzip (Bild 4.4).

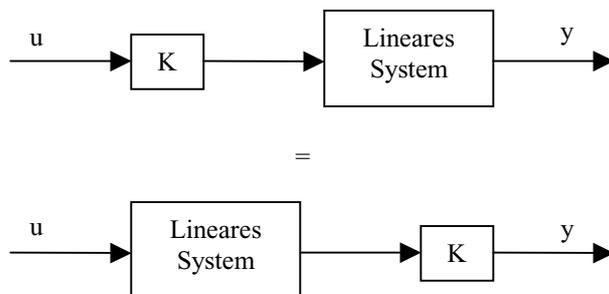


Bild 5.3 Verstärkungsprinzip

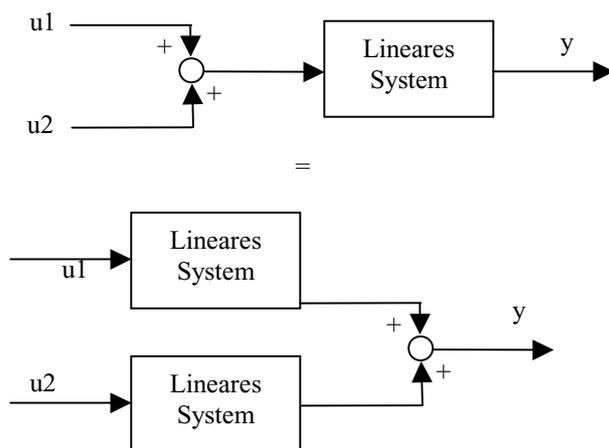


Bild 5.4 Überlagerungsprinzip

Typisch lineare Blöcke

- Integrator
- Verstärker (Konstante)
- Addition
- Totzeit
- Zusammengesetzte Blöcke: $P_{T1}, P_{T2}, PD_T, PID$
- allgemeine Übertragungsfunktion: $F(s) = \frac{N(s)}{D(s)}$
- Zustandsraumdarstellung $\dot{\vec{x}} = A \cdot \vec{x} + B \cdot \vec{u}$

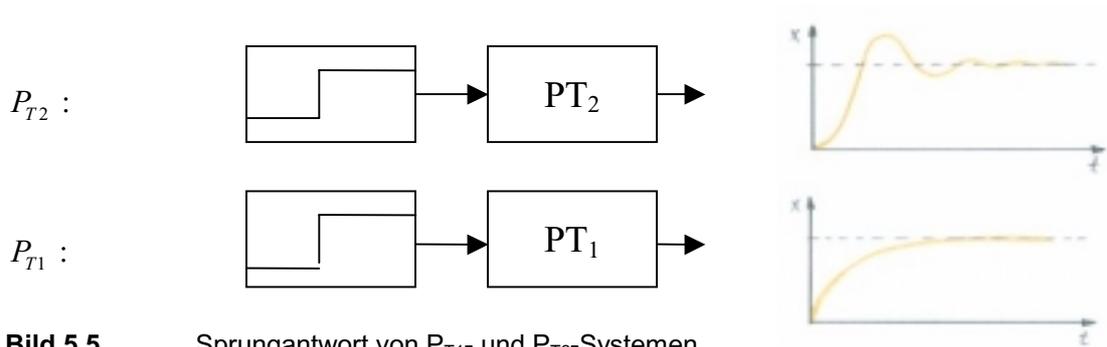
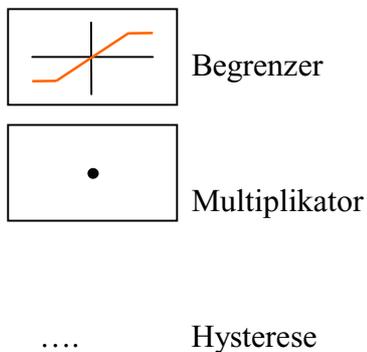


Bild 5.5 Sprungantwort von P_{T1} - und P_{T2} -Systemen

Nichtlineare Systeme

- Es sind solche Systeme für die das Verstärkungsprinzip und das Überlagerungsprinzip nicht gelten.
- Nichtlineare Systeme können in einem "Arbeitspunkt" linearisiert werden und dann mit linearen Methoden weiter untersucht werden. Die Tangente linearisiert das System im Arbeitspunkt x_0 . Die lineare Gleichung gilt nur bei kleineren Abweichungen vom Arbeitspunkt.

Typische nichtlineare Blöcke



Numerische Integration

Die wesentliche Aufgabe der Simulationsprogramme besteht darin, die Differentialgleichungen zu integrieren. Ausgangspunkt ist die Differentialgleichung ersten Ordnung:

$$\dot{y} = f(y, t) \quad \boxed{\text{Anfangswert-Problem}} \quad y = \frac{dy}{dt}$$

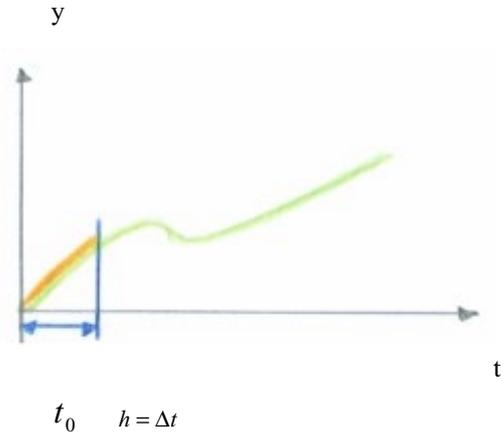
TAYLOR - Reihe:

$$y(t) = y(t_0) + h \cdot \dot{y}(t_0) + \dots \quad \text{Abbruch der TAYLOR Reihe}$$

Berechnungsvorschrift :

$$f(y, t)$$

$$y_{n+1} = y_n + h \cdot f_n \quad \text{EULER Verfahren}$$



Anwendung:

$$y_1 = y_0 + h \cdot f_0 \cdot (y_0, t_0)$$

$$y_2 = y_1 + h \cdot f_1 \cdot (y_1, t_1) \quad \text{mit } t_1 = t_0 + h = t_0 + \Delta t$$

$$y_3 = y_2 + h \cdot f_2 \cdot (y_2, t_2)$$

....

$$y_{n+1} = y_n + h \cdot f_n \cdot (y_n, t_n)$$

Andere Integrationsverfahren

RUNGE - KUTTA

ADAMS – BASHFOTRH

GEAR (für steife Systeme) ...

Überführung einer Differentialgleichung n-ter Ordnung in n Differentialgleichungen erster Ordnung

$$F = m \cdot a \quad a = \frac{F}{m} \quad \dot{v} = \frac{F}{m} \quad \xrightarrow{\text{Integration}} \quad v$$

$$\dot{x} = v \quad \rightarrow \quad x$$

Variable Schrittweite

Sinnvoll ist es, die Schrittweite der Steigung der Funktion anzupassen. Mit kleiner Schrittweite muss dann nur gearbeitet werden, wenn dies wirklich erforderlich ist. So kann Rechenzeit gespart werden. Um "glatte" Plots zu erhalten, werden von Simulink Zwischenwerte einfach interpoliert.

Steife Systeme

Ein steifes System ist gekennzeichnet durch Teilsysteme mit sehr unterschiedlicher Dynamik (Zeitkonstante)

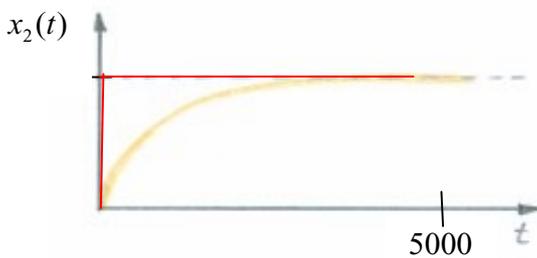
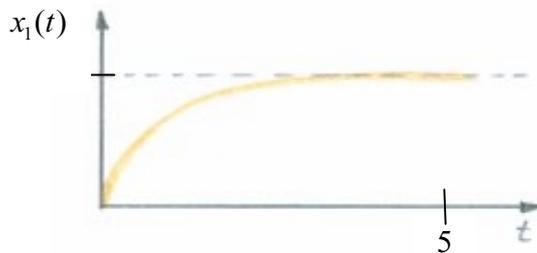
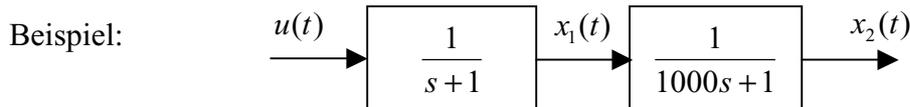


Bild 5.6 Steife Systeme gekennzeichnet durch Teilsysteme mit sehr unterschiedlicher Dynamik

Das erste, sehr schnelle System trägt zur Gesamtdynamik praktisch nichts bei, da sein Ausgang dem Eingang unmittelbar (in wenigen Sekunden) folgt. Die Gesamtantwort wird also fast ausschließlich vom zweiten langsamen System bestimmt. Trotzdem muss die Integrations-schrittweite auf die Zeitkonstante des schnellen Systems abgestimmt werden. Andernfalls würde die Simulation instabil werden. Spezielle Integrationsalgorithmen sind dafür gemacht auch steife Systeme angemessen zu lösen.

Literaturverzeichnis

- ATA 100** AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: Manufacturers' Technical Data (ATA Spec 100). Washington : ATA, 1999. – Bezug: ATA (<http://www.airlines.org>)
- ATA 2200** AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: Information Standards for Aviation Maintenance (ATA iSpec 2200). Washington : ATA, 2001
- ACJ-25** JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements for Large Aeroplanes (JAR-25), Section 2, Acceptable Means of Compliance and Interpretations (ACJ). – Bezug: JAA (see: <http://www.jaa.nl>)
- AC25.1309-AI** FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, DEPARTMENT OF TRANSPORTATION: AC25.1309-AI – System Design and Analysis, 1988. – Bezug online von: <http://www.faa.gov>
- AMJ-25** JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements for Large Aeroplanes (JAR-25), Section 3, Advisory Material Joint (AMJ). – Bezug über: JAA (see: <http://www.jaa.nl>)
- AP 2616** AIRBUS INDUSTRIE: *Safety and Reliability Handbook*. Issue A, 1999
- ARP 4761** SAE: Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment. Warrendale, PA : Society of Automotive Engineers, 1996 (ARP 4761) . – Bezug: SAE (<http://www.sae.org>)
- Bruns 1991** BRUNS, Michael: *Systemtechnik : Methoden zur interdisziplinären Systementwicklung*. Berlin : Springer, 1991
- Burghardt 1988** BURGHARDT, Manfred: *Projektmanagement : Leitfaden für die Planung, Überwachung und Steuerung von Entwicklungsprojekten*. Berlin : Siemens, 1988
- Davidson 1988** DAVIDSON, John: *The Reliability of Mechanical Systems*. London : Mechanical Engineering Publications, 1988
- DIN 19226 1994** Norm DIN 19226 Teil 1 Februar 1994. *Leittechnik; Regelungstechnik und Steuerungstechnik; Allgemeine Grundbegriffe*

- FAR Part 25** FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, DEPARTMENT OF TRANSPORTATION: Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. – Bezug online von: <http://www.faa.gov>
- JAR-25** JOINT AVIATION AUTHORITIES: Joint Aviation Requirements for Large Aeroplanes (JAR-25), Section 1, Requirements. – Bezug online von: <http://www.jaa.nl>
- MIL-HDBK-217** ROME AIR DEVELOPMENT CENTER: Reliability Prediction for Electronic Systems. 1985 (ADA 163900). – Bezug über: National Technical Information Service (<http://www.ntis.gov>)
- O'Connor 1991** O'CONNOR, Patrick D.T.: *Practical Reliability Engineering*. Chichester : John Wiley, 1991
- Raymer 1992** RAYMER, Daniel P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington D.C. : AIAA, 1992 (AIAA Education Series)
- Rome 1985** ROME AIR DEVELOPMENT CENTER; HUGHES AIRCRAFT COMPANY: Nonelectronic Reliability Notebook, Revision B. 1985 (ADA 163900). – Bezug über: National Technical Information Service (<http://www.ntis.gov>)
- RTCA/DO-160D** RADIO TECHNICAL COMMISSION FOR AERONAUTICS: Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment. Washington : RTCA, 2001 (RTCA/DO-160D Change 2). – RTCA, Inc., 1140 Connecticut Avenue, N. W., Suite 1020, Washington, D. C. 20036 (<http://www.rtca.org>). Bezug ebenso über: National Technical Information Service (<http://www.ntis.gov>)
- Scholz 1998** SCHOLZ, Dieter: **DOCsys - A Method to Evaluate Aircraft Systems**. In: SCHMITT, Dieter (Ed.): *Bewertung von Flugzeugen (Workshop: DGLR Fachausschuß S2 - Luftfahrtsysteme, München, 26./27. October 1998)*. Bonn : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 1998. – Bezug: <http://paper.ProfScholz.de>