



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

**Skript**

**Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau**

**Auslegung von Flugzeugsystemen**

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

# Inhalt

	Seite
<b>1</b>	<b>Einleitung</b> ..... 2
1.1	Systeme ..... 2
1.2	Flugzeugsysteme ..... 5
1.3	Systemtechnik / Systems Engineering ..... 6
1.4	Auslegung: Synthese, Bewertung, Analyse, Verifikation ..... 6
1.5	Projektmanagement ..... 7
<b>2</b>	<b>Anforderungen</b> ..... 11
<b>3</b>	<b>Bewertungsmethoden</b> ..... 15
3.1	Nutzwertanalyse ..... 15
3.2	Direct Operating Costs (DOC) von Systemen ..... 16
3.3	Wartungskosten ..... 19
3.4	Massenschätzung ..... 22
<b>4</b>	<b>Nachweis der Sicherheit und Zuverlässigkeit</b> ..... 27
4.1	Zulassungsforderungen, Literatur ..... 27
4.2	Grundlagen der Wahrscheinlichkeitsrechnung ..... 27
4.3	Wahrscheinlichkeitsfunktionen ..... 29
4.4	Rechnen mit $F(t)$ und $R(t)$ ..... 33
4.5	Nachweisführung mit Reliability Block Diagramms / RBD ..... 36
4.6	Nachweisführung mit der Failure Mode an Effect Analysis (FMEA) ..... 38
4.7	Andere Analysemethoden ..... 39
4.8	Nachweisführung im Überblick ..... 41
4.9	Sonderfragen ..... 43
<b>5</b>	<b>Simulation</b> ..... 47
	<b>Literaturverzeichnis</b> ..... 54

# 1 Einleitung

## 1.1 Systeme

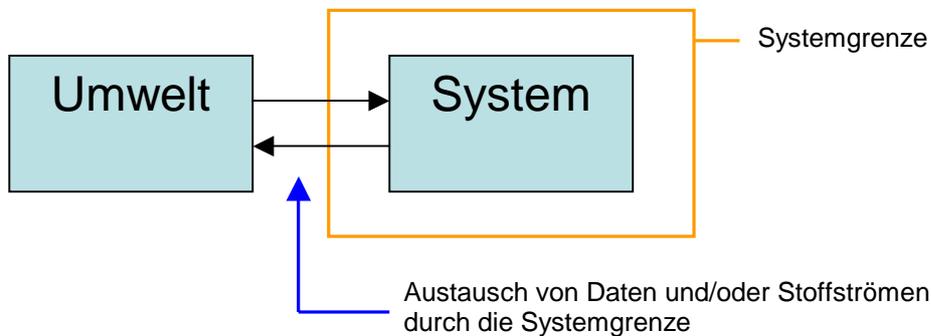
### Was beinhaltet der Systembegriff ? (Bruns 1991)

- 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.

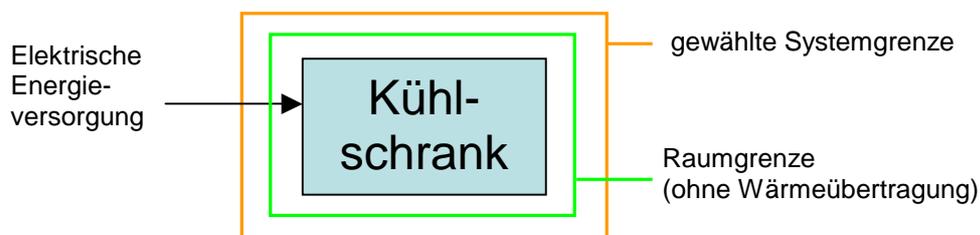
### Definition "System" (DIN 19226 1994):

*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

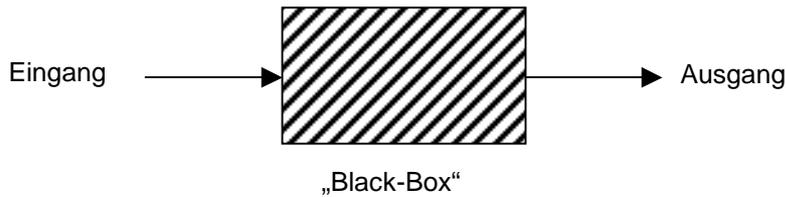


**Bild 1.2** Beispiel von System und Umwelt: Kühlschrank

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.



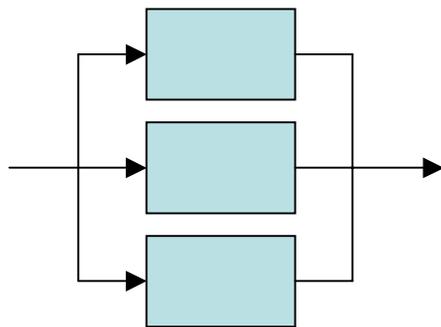
**Bild 1.3** Black-Box

### Systemstrukturen

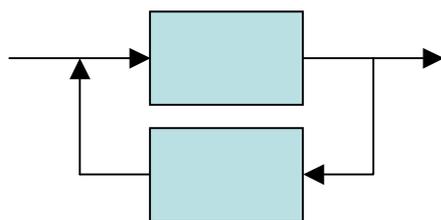
Systeme können miteinander verschaltet bzw. verkoppelt sein. Es entstehen charakteristische Systemstrukturen: Reihenschaltung, Parallelschaltung, Rückkopplung, Sternkopplung, dezentrale Kopplung, Ringstruktur, hierarchische Struktur, Busstruktur.



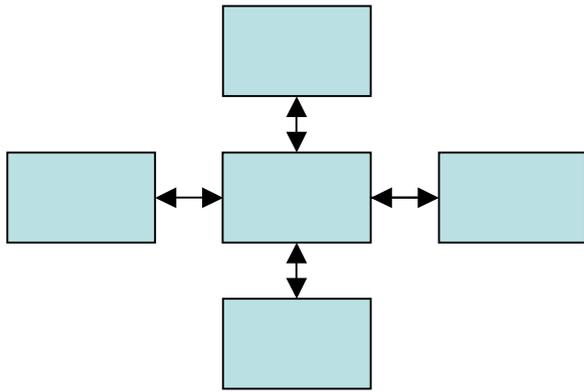
**Bild 1.4** Reihenkopplung



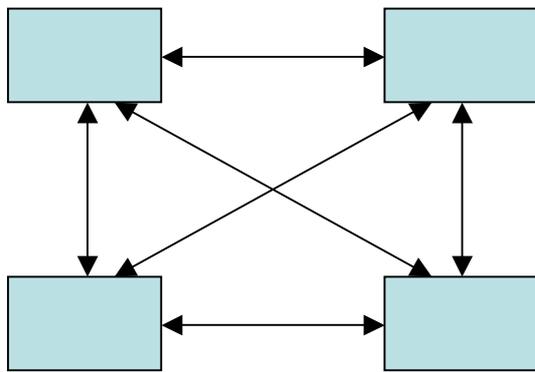
**Bild 1.5** Parallelschaltung



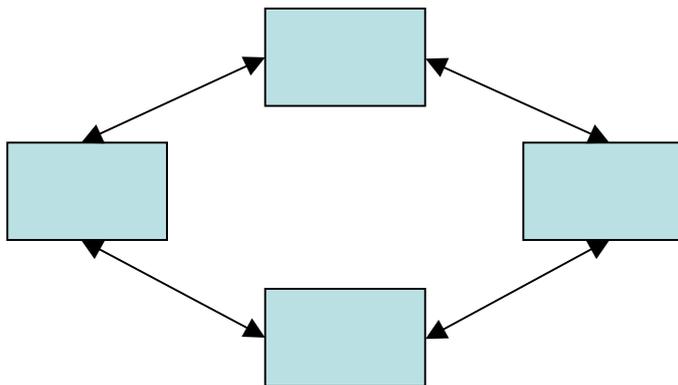
**Bild 1.6** Rückkopplung



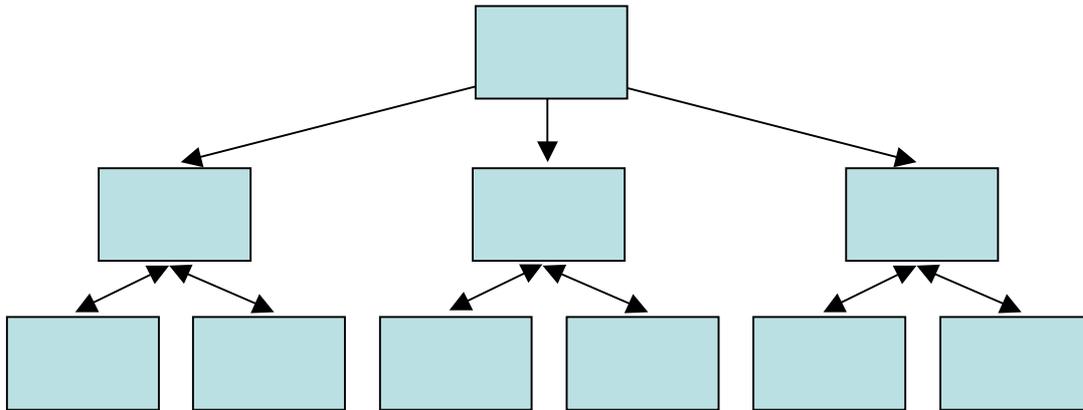
**Bild 1.7** Sternkopplung



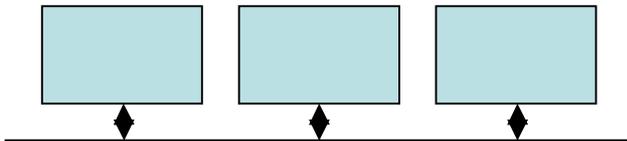
**Bild 1.8** Dezentrale Kopplung



**Bild 1.9** Ringstruktur



**Bild 1.10** Hierarchische Kopplung



**Bild 1.11** Busstruktur

## 1.2 Flugzeugsysteme

### 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. Kabinensysteme sind dabei die Systeme nach ATA 21, 25, 35, 38 und dazu teilweise nach ATA 23, 26, 31, 33. Diese Zusammenhänge werden im Detail dargestellt in [Aircraft Systems - An Introduction](#).

Wenn wir über Flugzeugsysteme reden, dann geht es um:

- Funktionalität
- Anschaffungskosten
- Systemmasse
- Zuverlässigkeit
- Betriebskosten

Diese Punkte werden ebenfalls im Handout "Aircraft Systems - An Introduction" behandelt.

### 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.

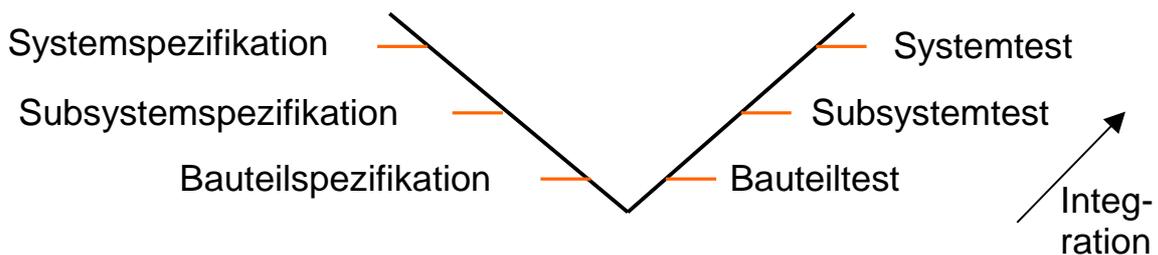
### 1.4 Auslegung: Synthese, Bewertung, Analyse, Verifikation

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)

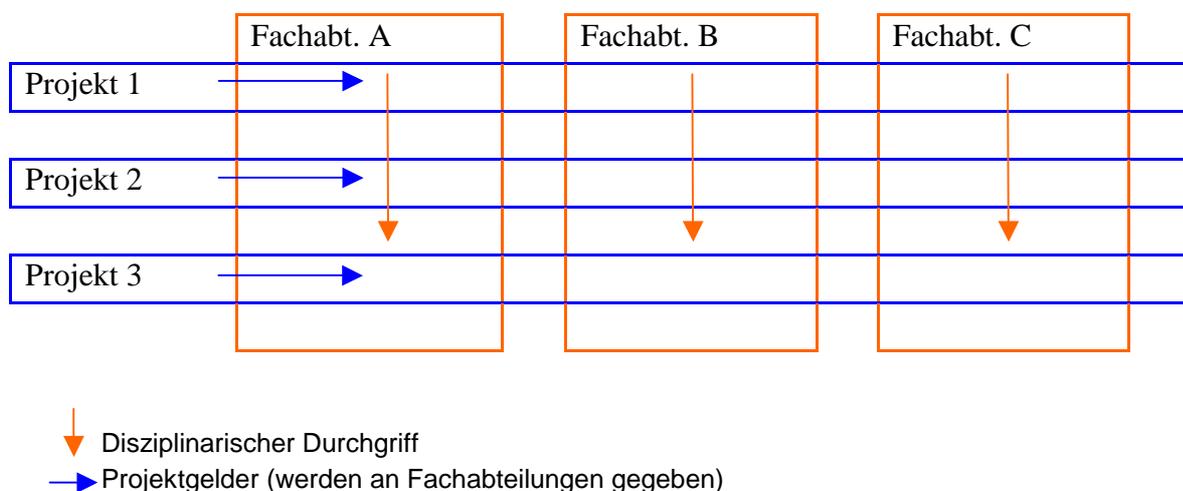
Hier soll nur auf eine Methode etwas genauer eingegangen werden: das V-Modell (siehe Bild 1.12).



**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

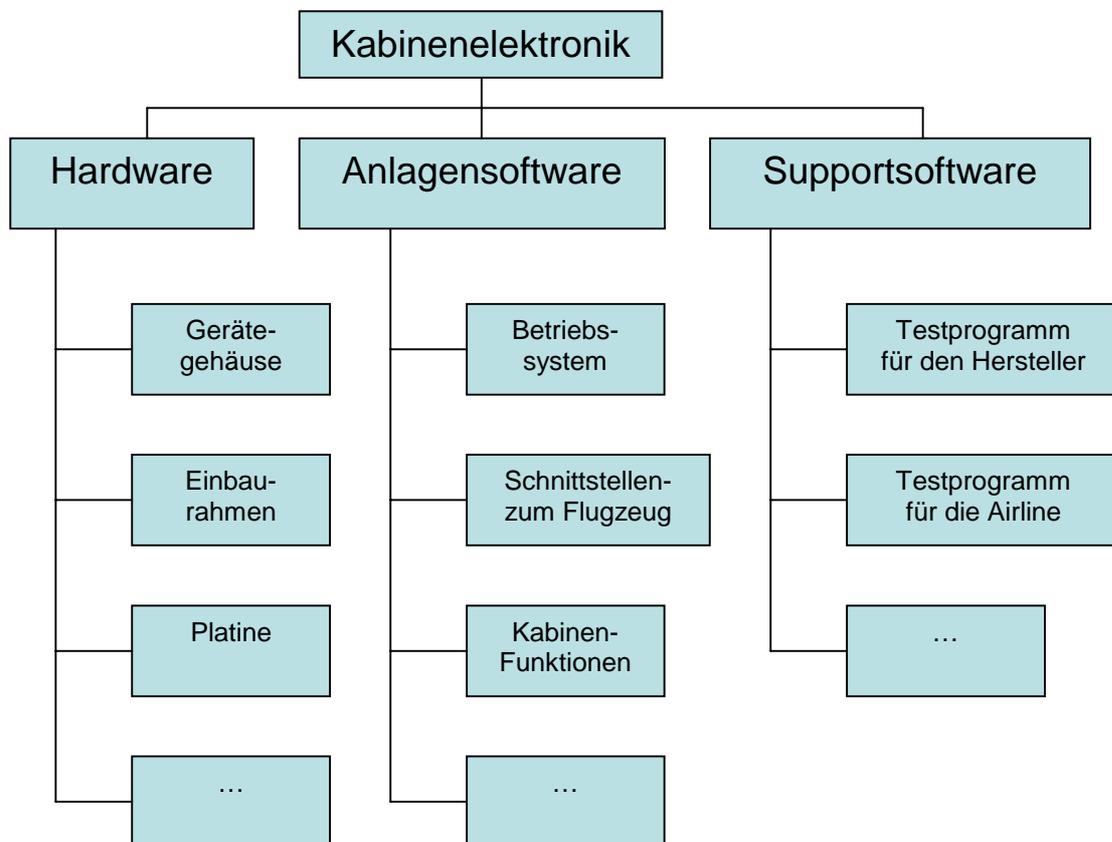
- Sachgerecht
- Termingerecht
- Kostengerecht

**Aufgaben des Projektmanagements** sind u.a. das Erstellen von

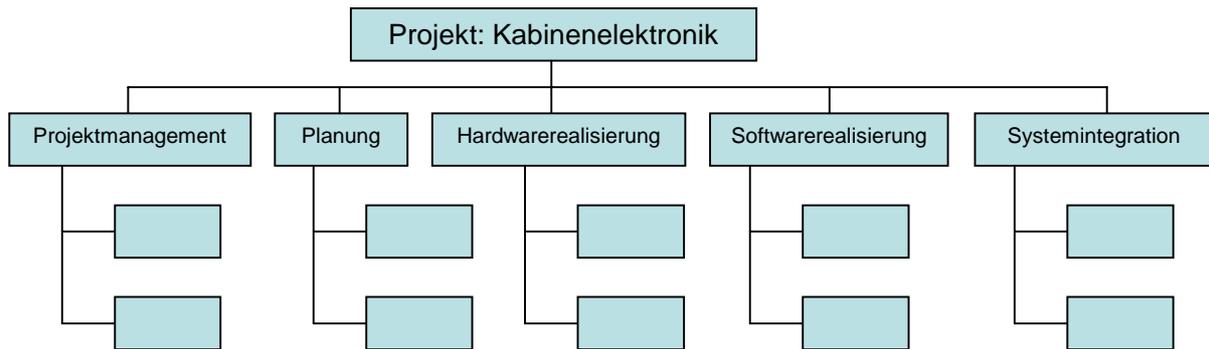
- Produktstruktur
- Projektstruktur
- Kostenstruktur

**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

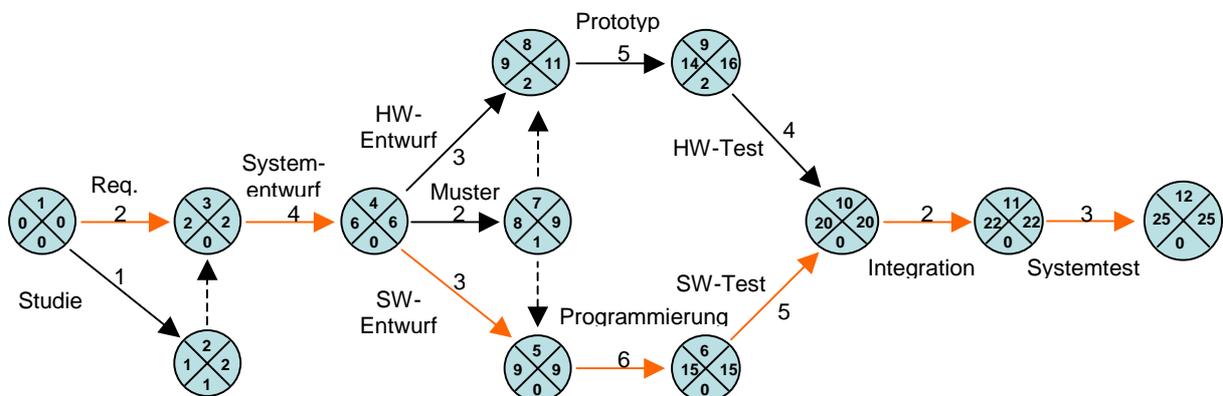
### Kostenstruktur

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:

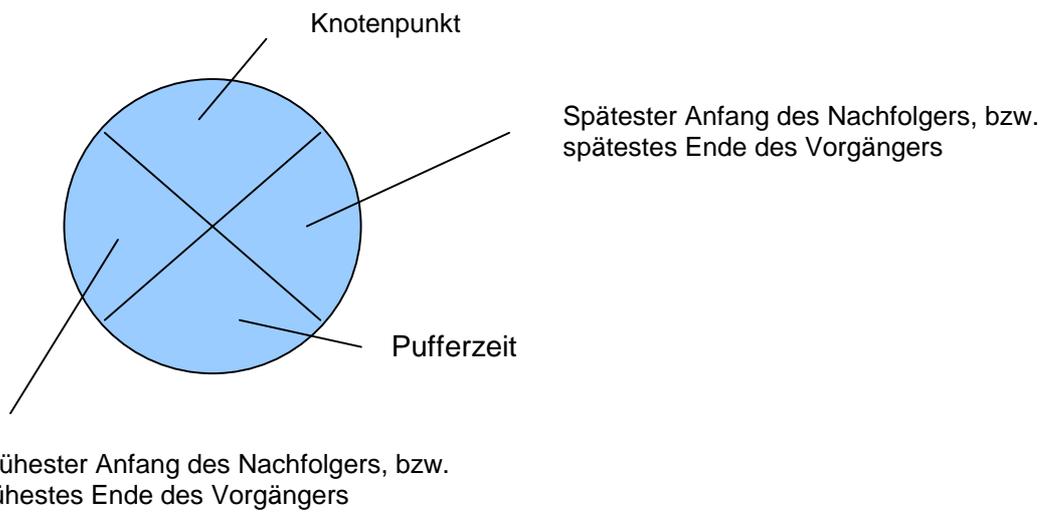
- Kostenverursacher identifizieren
- Kostenkomponenten (Kostenschwerpunkte in der Projektstruktur identifizieren)
- Kostenkalkulation unterstützen
- Mittelabfluss überwachen

### Netzplantechnik

Aufgabe der Netzplantechnik ist das Beschreiben, Planen, Kontrollieren und Steuern von Projektablaufen. 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 (siehe: [Aircraft Systems - An Introduction](#))
- Zuverlässigkeitsforderungen (siehe: [Aircraft Systems - An Introduction](#))
- Forderungen der Wartbarkeit
- Forderung nach geringer Masse und geringem Platzbedarf
- Forderungen nach geringen Betriebs- und Anschaffungskosten
- Anforderungen an Umweltbedingungen (Environmental Conditions).

Dieser Abschnitt beschränkt sich auf die Darstellung der Umweltbedingungen wie Sie international in den **RTCA/DO-160D** "Environmental Conditions And Test Procedures For Airborne Equipment" niedergelegt sind. Die Angaben (einschließlich der Abschnittsnummern) wurden direkt aus der Spezifikation übernommen:

### **4.0 Temperature and Altitude**

These tests determine the performance characteristics of equipment at the applicable categories for the temperatures and altitudes. Tests: a) Temperature Tests, b) Altitude, Decompression and Overpressure Tests.

### **5.0 Temperature Variation**

This test determines performance characteristics of the equipment during normal temperature variations between high and low operating temperature extremes specified for the applicable categories during flight operations.

### **6.0 Humidity**

This test determines the ability of the equipment to withstand either natural or induced humid atmospheres. The main adverse effects to be anticipated are: a) Corrosion. b) Change of equipment characteristics resulting from the absorption of humidity. [For example: Mechanical (metals). Electrical (conductors and insulators). Chemical (hygroscopic elements). Thermal (insulators).]

### **7.0 Operational Shocks and Crash Safety**

The operational shock test verifies that the equipment will continue to function within performance standards after exposure to shocks experienced during normal aircraft operations. These shocks may occur during taxiing, landing or when the aircraft encounters sudden gusts in flight.

### **8.0 Vibration**

These tests demonstrate that the equipment complies with the applicable equipment performance standards when subjected to vibration levels. Vibration tests are specified by three identifiers: 1) aircraft type, 2) category and 3) aircraft zone location.

## **9.0 Explosion Proofness**

This test specifies requirements and procedures for aircraft equipment that may come into contact with flammable fluids and vapors.

## **10.0 Waterproofness**

These tests determine whether the equipment can withstand the effects of liquid water being sprayed or falling on the equipment. These tests are not intended to verify performance of hermetically sealed equipment. Therefore, hermetically sealed equipment may be considered to have met all waterproofness requirements without further testing. Types of tests: Drip Proof Test, Spray Proof Test, Continuous Stream Proof Test.

## **11.0 Fluids Susceptibility**

These tests determine whether the materials used in the construction of the equipment can withstand the deleterious effects of fluid contaminants. Fluids susceptibility tests should only be performed when the equipment will be installed in areas where fluid contamination could be commonly encountered. The fluids are representative of those commonly used fluids encountered in airborne and ground operations. Classes of Test Fluids: Fuels, Hydraulic Fluids, Lubricating Oils, Solvents and Cleaning Fluids, De-Icing Fluid, Insecticides.

## **12.0 Sand and Dust**

This test determines the resistance of the equipment to the effects of blowing sand and dust where carried by air movement at moderate speeds. The main adverse effects to be anticipated are: a) Penetration into cracks, crevices, bearings and joints, causing fouling and/or clogging of moving parts, relays, filters, etc. b) Formation of electrically conductive bridges. c) Action as nucleus for the collection of water vapor, including secondary effects of possible corrosion. d) Pollution of fluids.

## **13.0 Fungus Resistance**

These tests determine whether equipment material is adversely affected by fungi under conditions favorable for their development, namely, high humidity, warm atmosphere and presence of inorganic salts. Typical problems caused by fungi growing on equipment are: a) Microorganisms digest organic materials as a normal metabolic process, thus degrading the substrate, reducing the surface tension and increasing moisture penetration. b) Enzymes and organic acids, produced during metabolism, diffuse out of the cells and onto the substrate and cause metal corrosion, glass etching, hardening of grease and other physical and chemical changes to the substrates. c) The physical presence of micro organisms produces living bridges across components that may result in electrical failures. d) The physical presence of fungi can also cause health problems and produce aesthetically unpleasant situations in which users will reject using the equipment.

## **14.0 Salt Spray**

This test determines the effects on the equipment of prolonged exposure to a salt atmosphere or to salt spray experienced in normal operations. The main adverse effects to be anticipated are: a) Corrosion of metals. b) Clogging or binding of moving parts as a result of salt deposits. c) Insulation fault. d) Damage to contacts and uncoated wiring.

## **15.0 Magnetic Effect**

This test determines the magnetic effect of the equipment to assist the installer in choosing the proper location of the equipment in the aircraft. The magnetic effect of the equipment shall be determined in terms of the deflection of a free magnet (compass) in a magnetic field as produced by the earth.

## 16.0 Power Input

This section defines test conditions and procedures for 115 Vac, 28 Vdc and 14 Vdc electrical power applied to the terminals of the equipment under test. Test are defined for ac and dc for Normal Operating Conditions and Abnormal Operating Conditions.

## 17.0 Voltage Spike

This test determines whether the equipment can withstand the effects of voltage spikes arriving at the equipment on its power leads, either ac or dc. The main adverse effects to be anticipated are: a) Permanent damage, component failure, insulation breakdown. b) Susceptibility degradation, or changes in equipment performance.

## 18.0 Audio Frequency Conducted Susceptibility

This test determines whether the equipment will accept frequency components of a magnitude normally expected when the equipment is installed in the aircraft. These frequency components are normally harmonically related to the power source fundamental frequency.

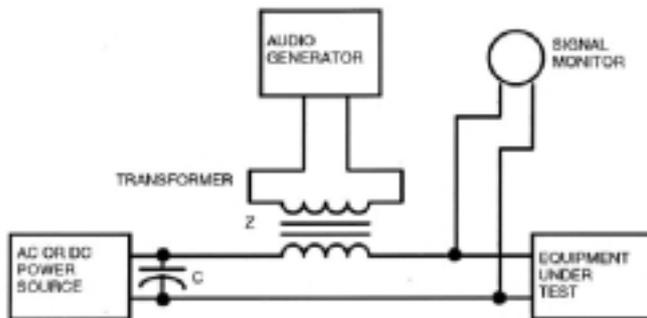


Bild 2.1 Testanordnung für den Test im Abschnitt 18 der RTCA/DO-160D

## 19.0 Induced Signal Susceptibility

This test determines whether the equipment interconnect circuit configuration will accept a level of induced voltages caused by the installation environment. This section relates specifically to interfering signals related to the power frequency and its harmonics, audio frequency signals, and electrical transients that are generated by other on-board equipment or systems coupled to sensitive circuits through its interconnecting wiring.

Tested are: a) Magnetic Fields Induced Into the Equipment. b) Magnetic Fields Induced Into Interconnecting Cables. c) Electric Fields Induced Into Interconnecting Cables. d) Spikes Induced Into Interconnecting Cables.

## 20.0 Radio Frequency Susceptibility

These tests determine whether equipment will operate within performance specifications when the equipment and its interconnecting wiring are exposed to a level of Radio Frequency modulated power, either by a radiated Radio Frequency field or by injection probe induction onto the power lines and interface circuit wiring.

## 21.0 Emission of Radio Frequency Energy

These tests determine that the equipment does not emit undesired Radio Frequency noise in excess of the levels specified below. The notches specified in the radiated emissions limits are included to protect aircraft RF sensors operating frequencies.

## 22.0 Lightning Induced Transient Susceptibility

These test methods and procedures verify the capability of equipment to withstand effects of lightning induced electrical transients.

### **23.0 Lightning Direct Effects**

The tests described in this section are intended to determine the ability of externally mounted electrical and electronic equipment to withstand the direct effects of a severe lightning strike. Examples of equipment covered by this section are antennae, exterior lights, air data probes, external sensors, and anti-ice and de-ice equipment which is mounted external to the structure, i.e. electrically heated anti-ice boots.

### **24.0 Icing**

These tests determine performance characteristics for equipment that must operate when exposed to icing conditions that would be encountered under conditions of rapid changes in temperature, altitude and humidity. a) The effects of external ice or frost adhering to it. b) The effects of ice caused by freezing of water condensation or by re-freezing of melted ice. c) The effects of ice build-up caused by direct water exposure.

### **25.0 Electrostatic Discharge (ESD)**

The electrostatic discharge test is designed to determine the immunity or the ability of equipment to perform its intended function without permanent degradation of performance as a result of an air discharged electrostatic pulse.

## 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. (Siehe dazu **Berechnung von Direct Operating Costs (DOC) für Flugzeuge**). 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:

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

### 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 [DOCsys - A Method to Evaluate Aircraft Systems](#) detailliert beschrieben.

#### **Beispiel zur Berechnung von DOCsys**

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 $\approx 23$ \$/FH Labour rate mit "overhead": burdened labour rate $\approx 69$ \$/FH
<i>FH</i>	Flight Hour
<i>MMH</i>	Maintenance Man Hour
<i>MMH<sub>on</sub></i>	Line Maintenance (am Flugzeug)
<i>MMH<sub>off</sub></i>	Shop Maintenance (in der Werkstatt)

Wenn die DMC pro Flugzeug und Jahr berechnet werden sollen, dann müssen *MMH<sub>on</sub>*, *MMH<sub>off</sub>* 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

**Tabelle 3.2** Failure To Removal Ratio (FTRR)

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

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

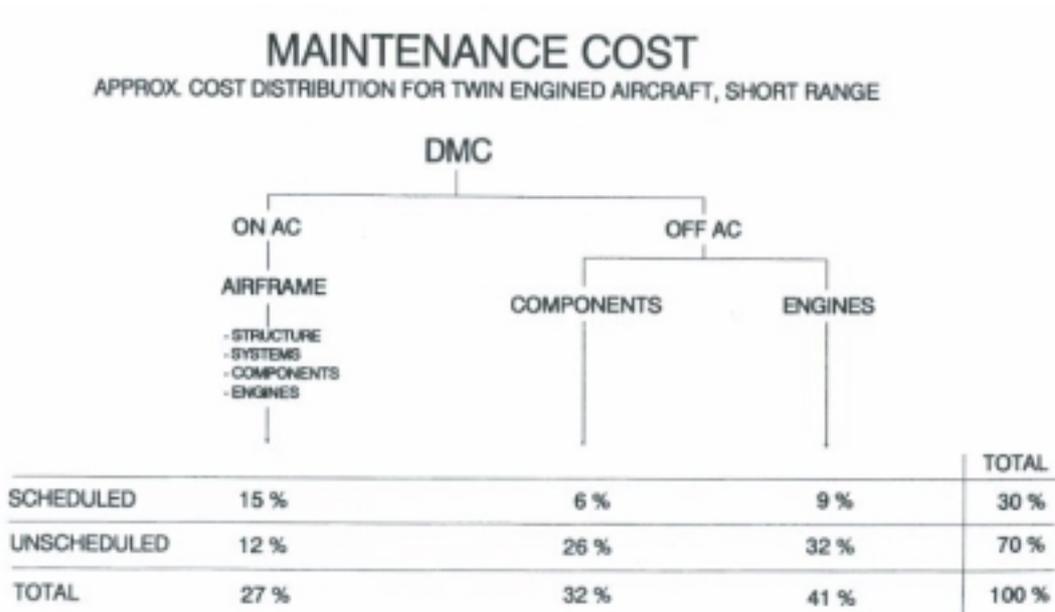
Tabelle 3.3 liefert Erfahrungswerte zu den Arbeits- und Materialkosten für die Wartung eines Langstreckenflugzeugs. Dabei wird von 69 US\$/ MMH ausgegangen.

**Tabelle 3.3** Arbeits- und Materialkosten der Wartung eines Langstreckenflugzeugs in 1997-US \$

ATA Chapter	Arbeitskosten [\$/FH]		Materialkosten [\$/FH]
	on A/C	off A/C	
21	3,3	8,2	3,7
22	0,8	1,5	0,7
23	3,2	4,9	2,0
24	2,2	4,1	4,8
25	15,0	30,4	21,6
26	1,3	0,9	0,6
27	7,4	6,0	2,5
28	7,2	3,0	2,1
29	3,8	2,0	3,7
30	1,2	0,4	0,7
31	1,0	1,2	8,7
32	2,4	11,9	40,8
33	6,9	0,4	2,9
34	2,2	8,8	4,5
35	1,8	1,8	0,6
36	2,9	4,4	2,5
38	1,6	3,6	1,0
49	0,2	1,4	1,5

### 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%



**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
▲ <u>ON AIRCRAFT MAINTENANCE</u>	• Line - Pre Flight	Visual Checks Servicing Trouble Shooting Unscheduled Component/ Engine changes	Night - - AOG 2 to 4
	• Daily		
	• Weekly		
	• Minor - A - B - C etc.	Visual Checks Cleaning Rectifications Tests Servicing Minor Modifications	Hangar
• Major - IL - D	Visual Checks System disassembly NDT inspections, Structure Repairs, Major Modifications	Hangar	4 to 6
• Components	Tests Repairs Restorations	Shop	≥ 15 to 22
▲ <u>OFF AIRCRAFT MAINTENANCE</u>	• Engines	Tests Restorations Repairs	Shop

**Bild 3.2** Entstehung von Wartungskosten bei unterschiedlichen Wartungsereignissen

## Qualitative und quantitative Wartbarkeitsanalysen

Zu diesem Thema wird verwiesen auf die Schrift [Wartungsaufwandsanalyse auf System-  
ebenen](#).

### 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
22		1
23		2
24		10
25		24
26		1
27		8
28		3
29		7
30		< 1
31		< 1
32		27
33		2
34		3
35		1
36		2
38		1
49		2

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)

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

(in lb)

$S_f$  wetted area, fuselage (benetzte Fläche des Rumpfes,  $S_f \approx l_f \cdot D_f \cdot \pi$ ) in ft<sup>2</sup>

$W_c$  max. cargo weight in lb

$N_e$  number of crew

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

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

## Cargo/Transport Weights

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

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

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

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

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

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

$$W_{\text{nacelle group}} = 0.6724 K_{\text{ng}} N_{\text{Li}}^{0.10} N_w^{0.294} N_z^{0.119} W_{\text{cc}}^{0.611} N_{\text{en}}^{0.984} S_n^{0.224} \\ \text{(includes air induction)}$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

## 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 <sup>2</sup>

$K_{cb}$	= 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
$K_{dwf}$	= 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
$K_{nr}$	= 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
$K_{tpr}$	= 0.826 for tripod (A-7) gear; = 1.0 otherwise
$K_{tr}$	= 1.18 for jet with thrust reverser or 1.0 otherwise
$K_{uhl}$	= 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 <sup>2</sup>
$R_{kva}$	= system electrical rating, kv · A (typically 40-60 for transports, 110-160 for fighters & bombers)
$S_{cs}$	= total area of control surfaces, ft <sup>2</sup>
$S_{csw}$	= control surface area (wing-mounted), ft <sup>2</sup>
$S_c$	= elevator area, ft
$S_f$	= fuselage wetted area, ft <sup>2</sup>
$S_{fw}$	= firewall surface area, ft <sup>2</sup>
$S_{ht}$	= horizontal tail area
$S_n$	= nacelle wetted area, ft <sup>2</sup>
$S_r$	= rudder area, ft <sup>2</sup>
$S_{vt}$	= vertical tail area, ft <sup>2</sup>
$S_w$	= trapezoidal wing area, ft <sup>2</sup>
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 <sup>3</sup>
$V_t$	= 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)
$\Lambda$	= 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

Der Text **Literature related to Certification, Safety Assessment, Reliability** enthält unterstützendes Material zu diesem Abschnitt.

### 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“ → 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.

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

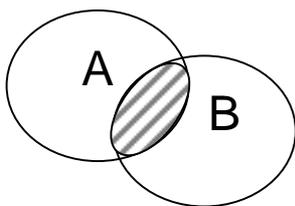
**Definition: Unabhängige Ereignisse (independent event)**

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**

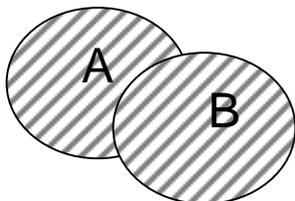


UND

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

Die Wahrscheinlichkeit dafür, dass A und B eintreten ist :

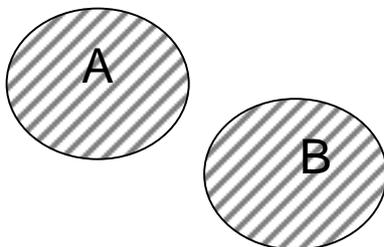
$$P_{A \text{ und } B} = P_A \cdot P_B$$



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

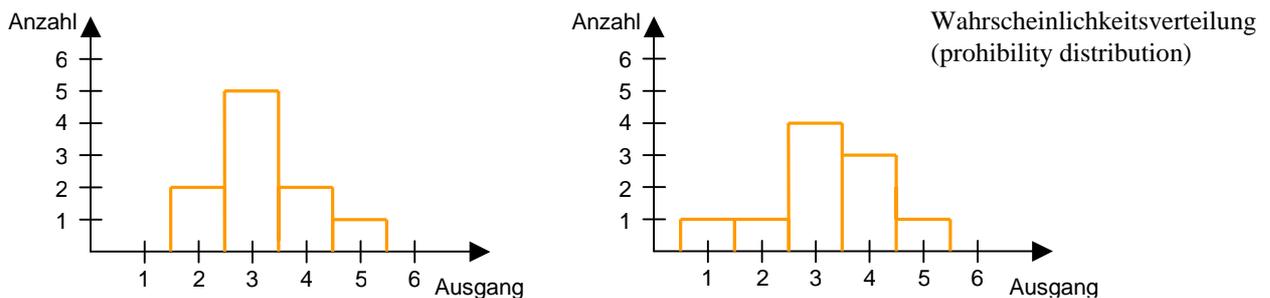
Wir betrachten ein Experiment, das als Ausgang diskrete Werte zwischen 1 und 5 liefert. Beim ersten Durchgang von 10 Experimenten nacheinander erhalten wir:

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.

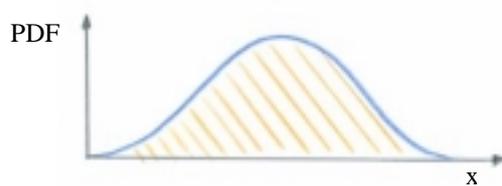
Eine feiner gestufte Verteilung erhalten wir, wenn wir die Ergebnisklassen kleiner wählen:

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

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

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

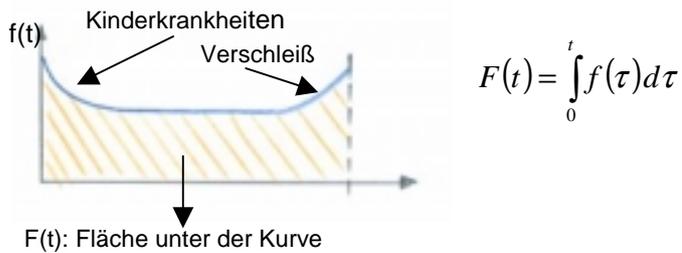
$$F(t) + R(t) = 1$$

**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:

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

$\beta$  Formparameter

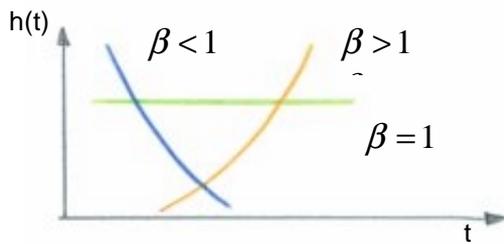
$\beta = 1$  konstante Gefährdung

$\beta > 1$  zunehmende Gefährdung

$\beta < 1$  abnehmende Gefährdung

$\eta$  charakteristische Lebensdauer

$\gamma$  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) $\lambda$	hazard rate $\lambda$
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  $\lambda$  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 5% machen,  
wenn wir den Zahlenwert von  $\lambda$  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. $\lambda_S$ 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

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

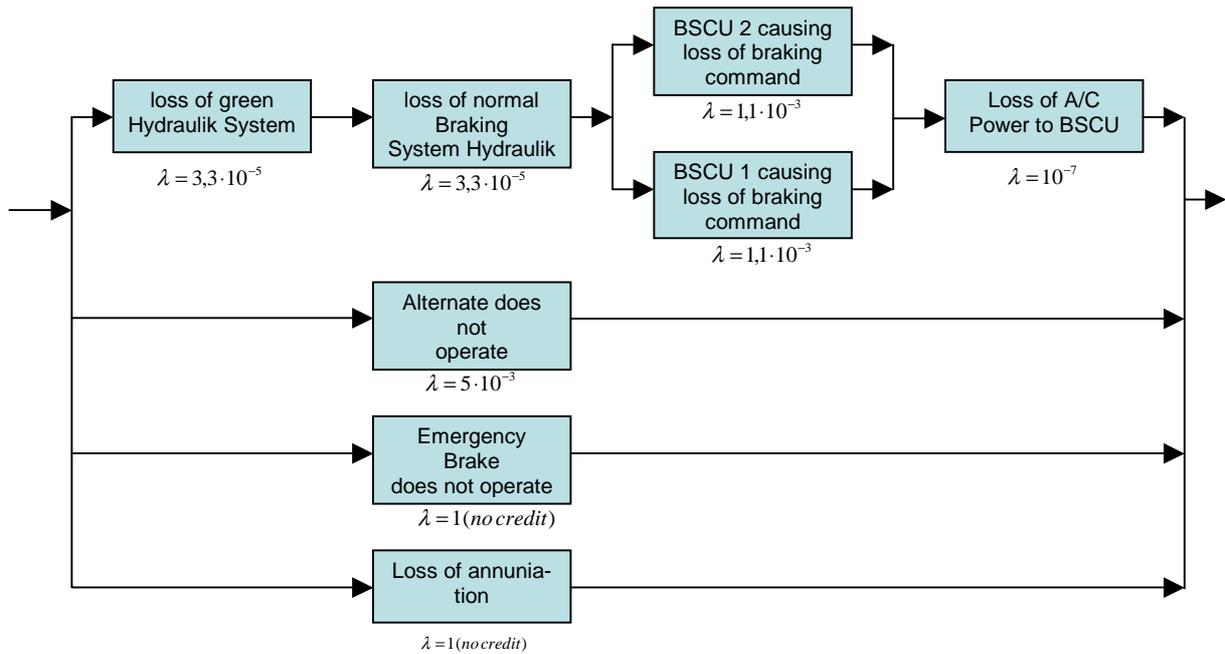
$$\text{mit } R_T = e^{-\lambda_t t} = e^{-10^{-5} \cdot 1 \text{ FH}} = 0,99999900001$$

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

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

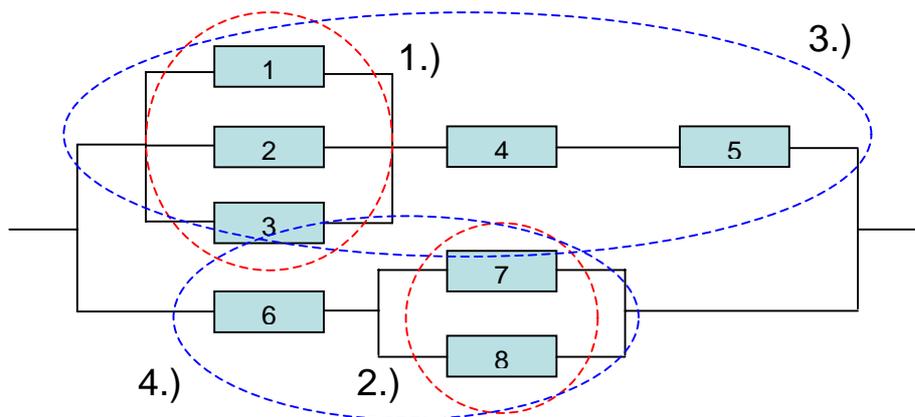
## 4.5 Nachweisführung mit Reliability Block Diagramms / RBD

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	$\lambda$	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  $\lambda$  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	$\lambda$	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	$\lambda$	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:

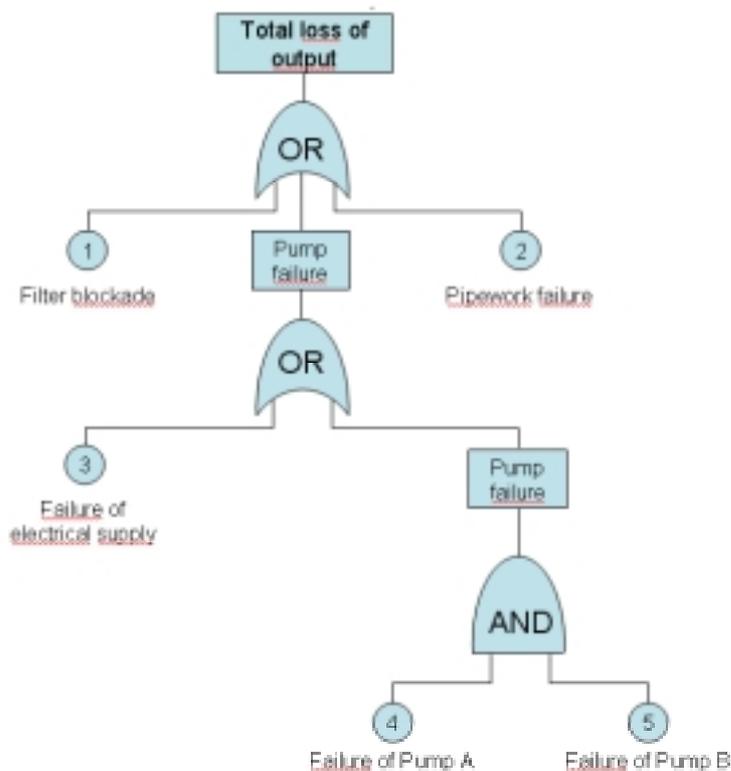
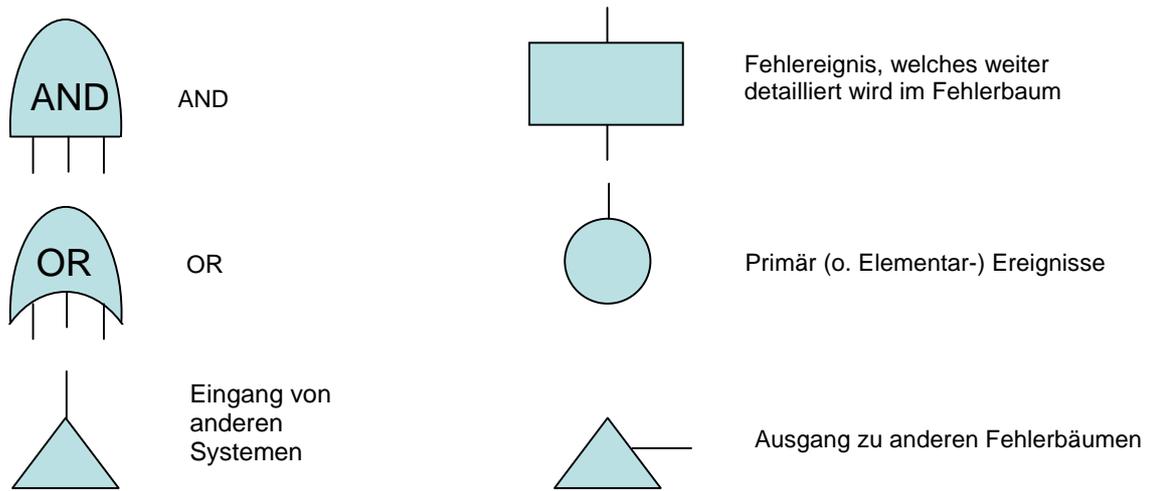


Bild 4.11 Fehlerbaumanalyse (Fault Tree Analysis)



**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

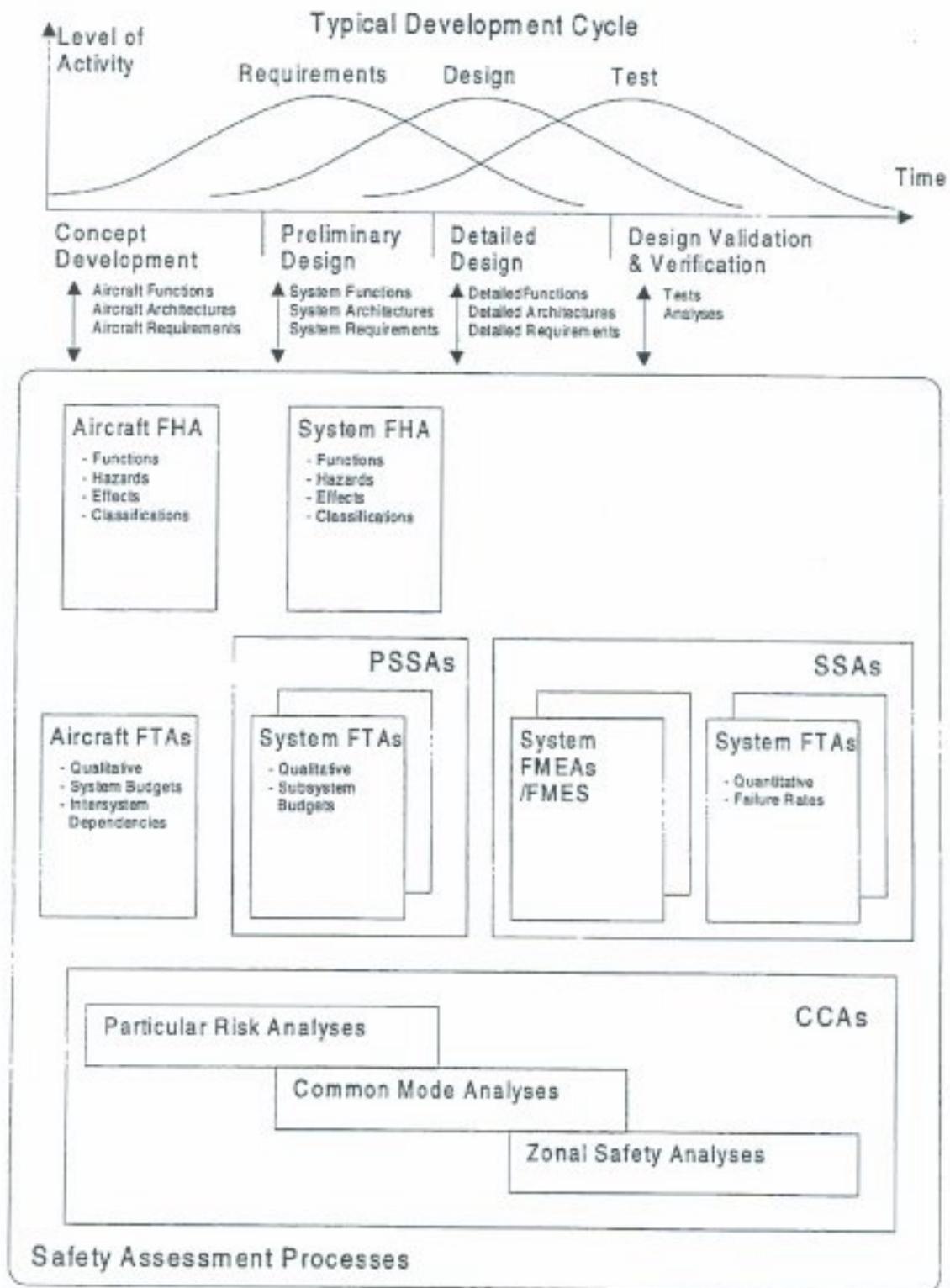
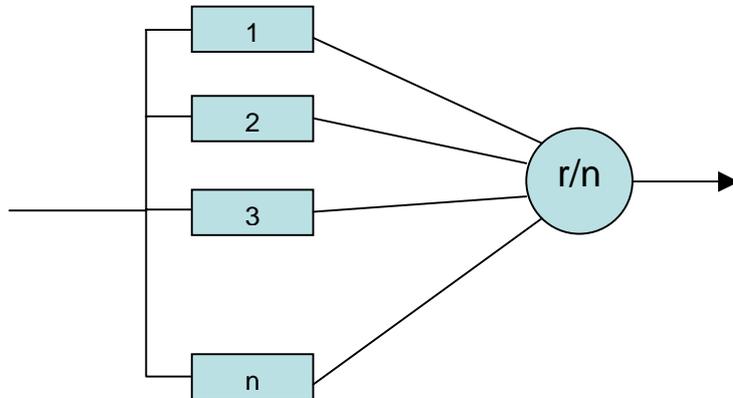


FIGURE 1 - Overview of the Safety Assessment Process

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

Die Wahrscheinlichkeit für Erfolg für den Fall von genau  $r$  von  $n$  ist  $P_S \leftarrow \text{Success}$

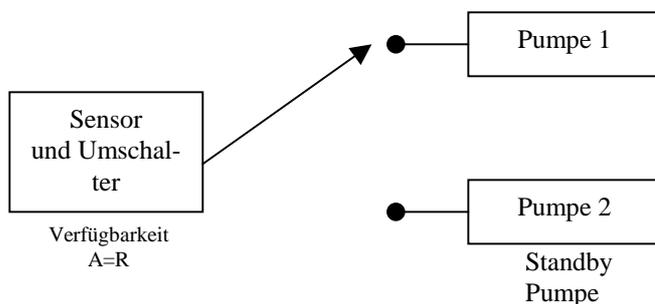
$$P_S = \frac{n!}{r! \cdot (n-r)!} \cdot P^r \cdot F^{n-r}$$

$P$  Wahrscheinlichkeit für den Erfolg einer Komponente ( $P = R$ )

$F$  Wahrscheinlichkeit für Fehler einer Komponente

$$n! = 1 \cdot 2 \cdot 3 \cdot \dots \cdot n$$

### 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.

Rechnerischer Ansatz  $F_{System} = F_{calculated} + F_{cut-off}$  mit  $F_{cut-off} \approx 10^{-3}$

oder  $F_{Commen} = \beta \cdot F_{System}$  mit  $\beta = 0,1 \dots 0,3$

### Verfügbarkeit reparierbarer Systeme

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

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

↑  
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 (O'Connor 1991):

$$A_{inst} = \frac{\mu}{\lambda + \mu} + \frac{\lambda}{\lambda + \mu} \cdot e^{-(\lambda + \mu) \cdot t}$$

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

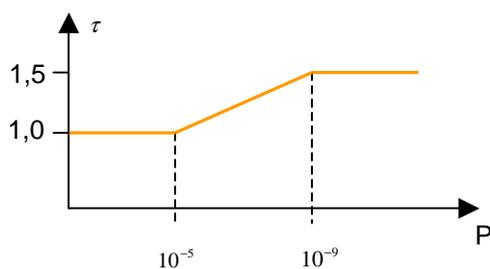
Unabhängig von der Nachweisführung wird die Zuverlässigkeitsrechnung im Systementwurf im Systementwurf eingesetzt. Es geht dabei um die Berechnungen von *Importanzen* zur Beantwortung dieser Fragen:

- 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 $\lambda$ ) für die Berechnung her?

- Erfahrungswerte, die "allgemeines Firmen-Know-How" sind.
- Betrachtung von rückwärts:  
Failure Effect  $\rightarrow$  Wahrscheinlichkeit nach ACJ 25.1309  
 $\rightarrow$  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"

## Zusammenhang Strukturbelastung und Wahrscheinlichkeit für diese Belastung



P ist die Wahrscheinlichkeit für das Eintreten der Strukturbelastung

$$\tau = \frac{\text{aufgewandte Last}}{\text{sichere Last}}$$

**Bild 4.18** Strukturbelastungsdiagramm

#### Bereich 1 (links)

Die Wahrscheinlichkeit für das Auftreten der Last ist in diesem Bereich vergleichsweise hoch. Die aufgewandte Last darf nicht höher sein als die sichere Last. So bleibt der Sicherheitsfaktor von 1,5 zur Bruchlast erhalten.

#### Bereich 2 (Mitte)

Die Wahrscheinlichkeit für das Auftreten der Last ist in diesem Bereich geringer. Die selten auftretenden Lasten dürfen etwas höher ausfallen und einen Teil des Sicherheitsfaktors zur Bruchlast "aufbrauchen".

# 5 Simulation

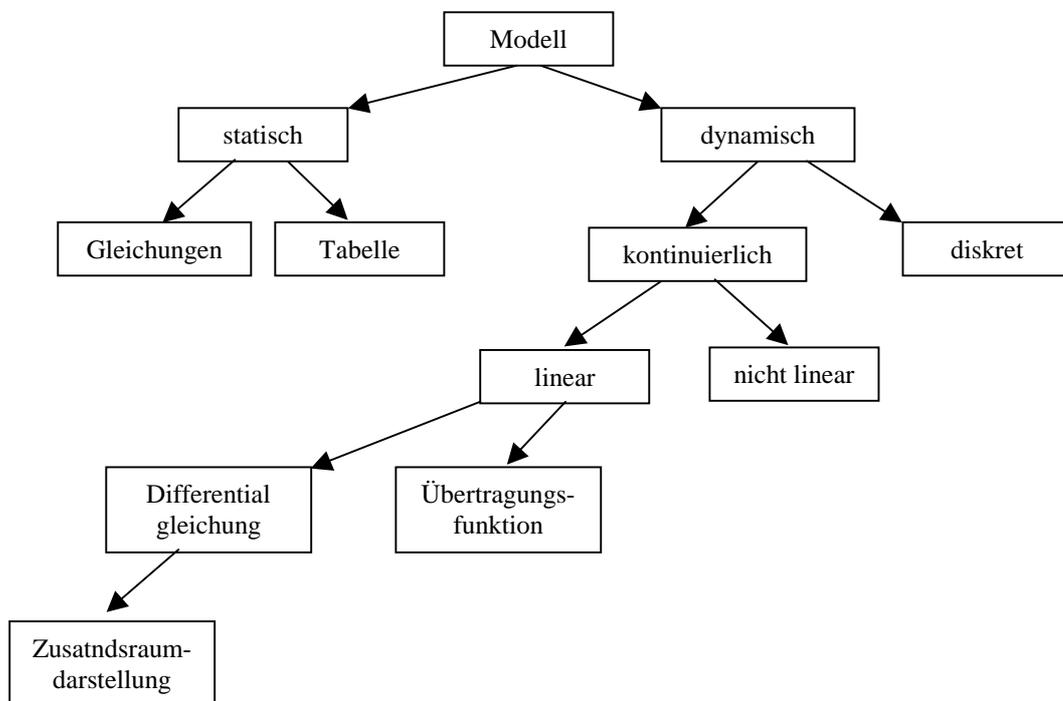
## Definition: Simulation (nach VDI Richtlinie 3633)

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

## Stichworte zur Einteilung

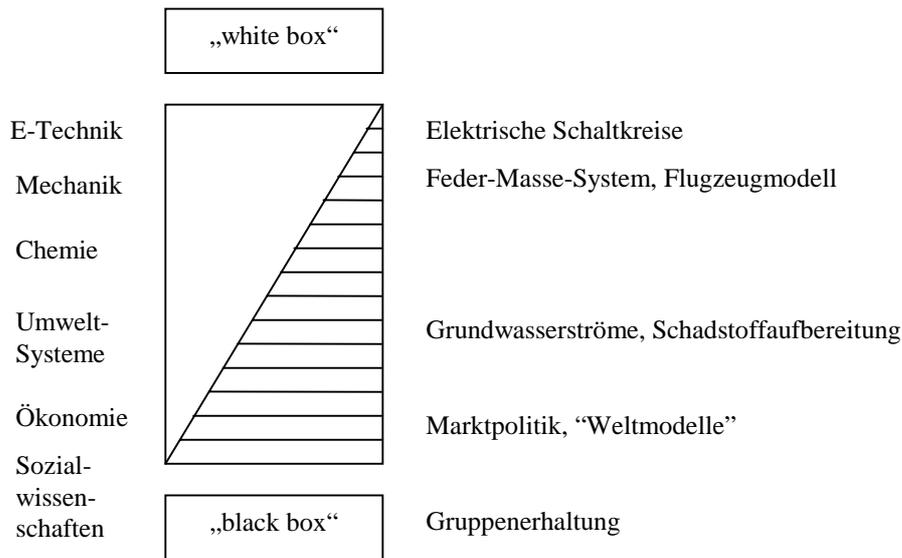
- Hardware
  - digital (mathematisches Modell)
  - analog (physikalisch äquivalentes Modell)
  - physikalisch ( gleiches Modell evtl. im anderen Maßstab)
- Praxisnähe
  - auf dem Rechner
  - auf dem Rechner in Echtzeit
  - auf dem Rechner mit „Hardware in the loop“
- Modell
  - Kontinuierlich oder diskret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

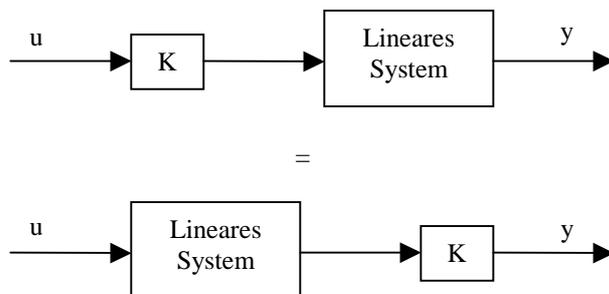
- nicht Möglich ist.
- zu kostenintensiv ist.
- zu gefährlich ist.

## Lineare System

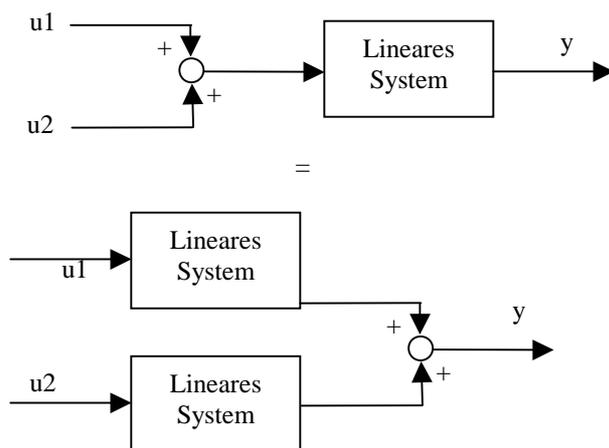
In einem linearen System gilt

... das Verstärkungsprinzip (Bild 4.3).

... das Überlagerungsprinzip (Bild 4.4).



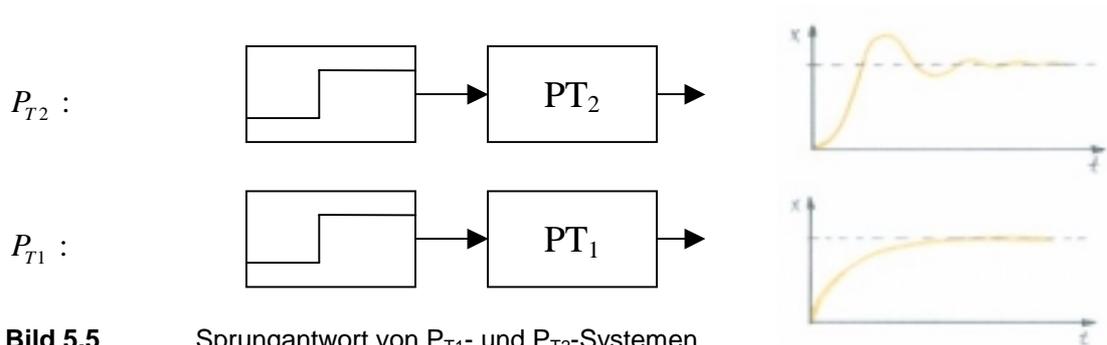
**Bild 5.3** Verstärkungsprinzip



**Bild 5.4** Überlagerungsprinzip

## Typisch lineare Blöcke

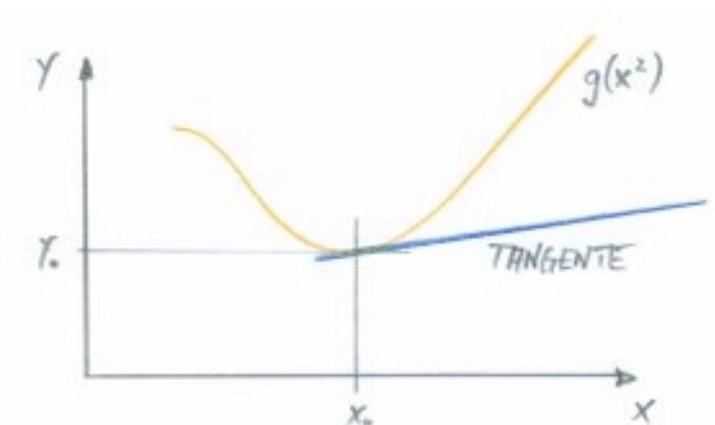
- Integrator
- Verstärker (Konstante)
- Addition
- Totzeit
- Zusammengesetzte Blöcke:  $P_{T1}, P_{T2}, PD_T, PID$
- allgemeine Übertragungsfunktion:  $F(s) = \frac{N(s)}{D(s)}$
- Zustandsraumdarstellung  $\dot{\vec{x}} = A \cdot \vec{x} + B \cdot \vec{u}$



**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 (Bild 4.6). Die Tangente linearisiert das System im Arbeitspunkt  $x_0$ . Die lineare Gleichung gilt nur bei kleineren Abweichungen vom Arbeitspunkt.

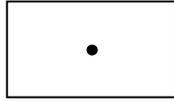


**Bild 5.6** Linearisierung in einem Arbeitspunkt

## Typische nichtlineare Blöcke



Begrenzer



Multiplikator

.... Hysterese

## Numerische Integration

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

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

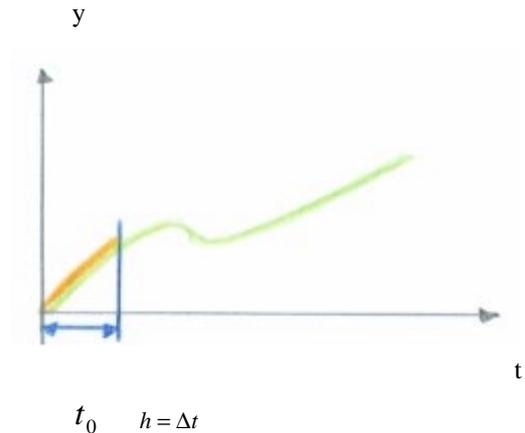
TAYLOR - Reihe:

$$y(t) = y(t_0) + h \cdot \dot{y}(t_0) + \dots \quad \left. \begin{array}{l} \text{Abbruch der} \\ \text{TAYLOR Reihe} \end{array} \right\}$$

↙  $f(y, t)$  ↘

Berechnungsvorschrift :

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



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

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

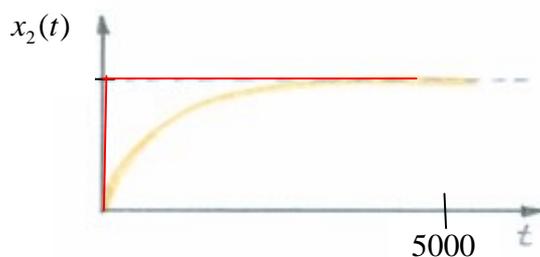
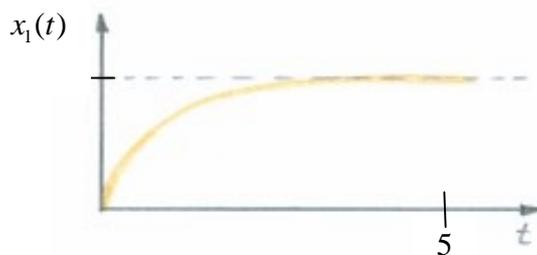
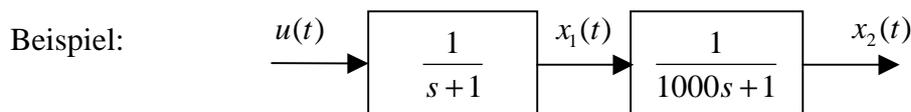
$$\dot{x} = v \quad \rightarrow \quad x$$

### 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 5.7** 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>)

## Weitere Unterlagen zu diesem Modul

- Info im WWW:** [Aircraft Systems - An Introduction](#)
- Info im WWW:** [Berechnung von Direct Operating Costs \(DOC\) für Flugzeuge](#)
- Info im WWW:** [DOCsys - A Method to Evaluate Aircraft Systems](#)
- Info im WWW:** [Wartungsaufwandsanalyse auf Systemebene](#)
- Info im WWW:** [Literature related to Certification, Safety Assessment, Reliability \(JAR 25.1309, ACJ 25.1309, AMJ 25.1309, SAE ARP 4761\)](#)