

1 Einführung

1.1 Einordnung der Flugzeugsysteme

Was sind Flugzeugsysteme?

Allgemein gesehen kann ein Flugzeug in drei Hauptbaugruppen unterteilt werden:

1. Flugzeugzelle (Flugzeugstruktur)
2. Antrieb (Triebwerk)
3. Flugzeugsysteme (Ausstattung).

Flugzeugsysteme umfassen mechanische, elektrische und elektronische Geräte und Komponenten, die in einem Flugzeug für verschiedene Zwecke installiert sind. Diese werden hier beschrieben.

Primäre Beachtung finden am Flugzeug in der Regel die Flugzeugzelle und das Triebwerk. Die Flugzeugzelle bietet dem Flugzeug als die einhüllende Struktur eine relative Festigkeit. Durch die aerodynamische Form der Struktur der Flügel wird der Auftrieb erzeugt. Für ein Segelflugzeug wäre diese einhüllende Struktur schon fast ausreichend um zu fliegen. Um aber einen anhaltenden (wetterunabhängigen) Horizontalflug zu gewährleisten, ist ein Triebwerk notwendig. Das Triebwerk liefert den erforderlichen Schub um damit den Luftwiderstand zu überwinden.

Der unaufgeklärte Betrachter könnte daraus schließen, dass man mit der Flugzeugzelle und dem Antrieb schon alles hat, was man zum Fliegen braucht. Dies stimmt aber nicht. Schon die ersten Flugzeuge brauchten zusätzliche Einrichtungen, um das Flugzeug zu steuern (*Flugsteuerung*) und um es auf dem Boden zu handhaben (*Fahrwerk*). Deshalb spielen diese beiden Systeme auch heute eine Schlüsselrolle spielen unter allen Flugzeugsystemen und müssen schon früh im Flugzeugentwurf einbezogen werden. Natürlich wurde auch das *Kraftstoffsystem* schon seit dem Anfang des Motorflugs benötigt. Als die Flugzeuge dann längere Strecken flogen, wurden auch *Navigations-* und *Kommunikationssysteme* immer wichtiger. Als die Flugzeuge dann auch höher flogen und Passagiere befördert wurden, wurden *Kabinensysteme* wie die *Klimaanlagen* und das *Sauerstoffsystem*, eingeführt.

Den Lesern, die vorher mit dem Begriff Flugzeugsysteme nicht vertraut waren, soll nachfolgend ein kleiner Überblick gegeben werden, was Flugzeugsysteme sind. Für die Insider sind viel gründlichere Definitionen notwendig, die weiter unten gegeben werden.

Die Bedeutung von Flugzeugsystemen

Die Masse der Flugzeugsysteme macht 1/3 der Betriebsleermasse des Flugzeugs aus. Ebenso haben Flugzeugsysteme eine hohe wirtschaftliche Bedeutung: Mehr als 1/3 der Entwicklungs-

und Herstellungskosten eines zivilen Flugzeugs kann den Flugzeugsystemen zugeordnet werden – und dieser Anteil kann bei Militärflugzeugen sogar noch höher sein. In demselben Verhältnis wird auch der Preis des Flugzeugs vom Preis der Flugzeugsysteme bestimmt. Flugzeugsysteme bestimmen zu einem Drittel den Flugzeugpreis und verursachen etwa ein Drittel der direkten Betriebskosten (Direct Operating Costs, DOC) sowie ein Drittel der direkten Wartungskosten (Direct Maintenance Costs, DMC).

Historische Trends

Seit den 1960er Jahren hat sich das Aussehen der Passagierflugzeuge nicht mehr grundlegend geändert. Trotzdem hat die Flugzeugentwicklung bemerkenswerte Fortschritte gemacht. In der gleichen Weise wie die Aerodynamik, die Flugzeugstruktur und die Triebwerke optimiert wurden, wurden auch Flugzeugsysteme schrittweise in der Wirtschaftlichkeit, Zuverlässigkeit und Sicherheit verbessert. Dies wurde möglich durch

- eine ständige Weiterentwicklung und Optimierung,
- gewonnene Erfahrungen aus dem Flugbetrieb,
- Forschung und Entwicklung
- den Einsatz neuer Technologien.

Die größte Veränderung bei den Flugzeugsystemen beruht wahrscheinlich auf der Einführung der digitalen Datenverarbeitung auch im Flugzeug. Heutzutage sind **Computer** ein Bestandteil von fast jedem Flugzeugsystem großer Flugzeuge. Weiterhin spielen Computer eine Schlüsselrolle in der Entwicklung, Konstruktion und Fertigung von Flugzeugsystemen. Mit Blick auf die aktuellen Entwicklungen kann man feststellen, dass die Evolution der Flugzeugsysteme noch nicht am Ende angekommen ist. Moderne Errungenschaften in der Informationstechnologie werden auch weiterhin im Flugzeug angewandt werden und die Flugzeugsysteme noch stark verändern.

Das Streben nach mehr Sicherheit, Wirtschaftlichkeit und Komfort für die Passagiere wird in noch verstärktem Maße anspruchsvolle Technologien und Komplexität in das Flugzeug einbringen. Fluggesellschaften halten sich jedoch zurück eine weitere Zunahme der Komplexität im Flugzeug zu akzeptieren, weil die Fehlersuche dadurch nicht gerade vereinfacht wird. Die Luftfahrtindustrie hat die Einstellung: „**Neue Technologien müssen sich den Weg in das Flugzeug erkaufen**“. Mit anderen Worten: Nur dann, wenn eine neue Technologie ihren übergeordneten finanziellen Nutzen nachweisen kann, wird diese Technologie auch ein Kandidat in der Entwicklung eines neuen Flugzeugs sein.

Es sollte auch darauf hingewiesen werden, dass die einzelnen **Aufgaben** der Struktur, der Triebwerke und der Systeme **mehr und mehr integriert** werden, um die Aufgaben im Flugzeug gemeinsam zu bewältigen. Beispiele hierfür sind:

- Die elektronische Flugsteuerung übernimmt die Aufgabe ein in der Längsbewegung instabiles Kampfflugzeug zu stabilisieren.
- Die elektronische Flugsteuerung übernimmt die Aufgabe die Starrkörperbewegungen zu dämpfen oder die Schwingungen der Flugzeugstruktur zu dämpfen.
- Ein Böenlastminderungssystem als Teil des Flugsteuerungssystems hilft, die dimensionierenden Lasten der Flügelstruktur zu reduzieren.
- Ein hoch-zuverlässiger Gierdämpfer ermöglicht es, das Flugzeug mit einem Seitenleitwerk zu bauen, welches kleiner ist als es sonst erforderlich wäre.
- Triebwerksparameter werden verändert abhängig von den Anforderungen der Klimaanlage.

Um einen optimalen Flugzeug zu entwerfen, ist es nicht mehr ausreichend die Struktur, die Triebwerke oder die Flugzeugsysteme separat zu beachten. Die heutige Herausforderung liegt darin, das **Flugzeug als Ganzes** durch eine multidisziplinäre Optimierung (Multidisciplinary Design Optimization, MDO) zu **verbessern**. MDO war in der Vergangenheit weitestgehend beschränkt auf die Disziplinen Aerodynamik und Struktur. Diese Beispiele zeigen: MDO kann heute nur noch sinnvoll betrieben werden, wenn auch die Flugzeugsysteme mit einbezogen werden.

Die Industrie

Flugzeugsysteme werden durch den Flugzeughersteller definiert. Dies geschieht häufig in Arbeitsgruppen zusammen mit Ingenieuren von spezialisierten Subunternehmen. Die Subunternehmer arbeiten an der endgültigen Konstruktion, stellen das System oder die Komponente her und liefern ihre Teile an die Endmontagelinie des jeweiligen Flugzeugherstellers. Der Trend geht dahin, dass die Flugzeughersteller wichtige Subunternehmen auswählen, die dann die Verantwortung für die Entwicklung und Herstellung eines kompletten Flugzeugsystems übernehmen. Diese Systemlieferanten müssen dann auch einen Teil des Risikos an der Flugzeugentwicklung übernehmen und sind dann so genannte *Risk Sharing Partner* im Flugzeugprogramm. Flugzeuge werden von bestimmten Instandhaltungsbetrieben gewartet. Wartung wird direkt am Flugzeug durchgeführt (*on aircraft maintenance*) und an Flugzeugteilen in spezialisierten Werkstätten (*off aircraft maintenance*).

Ziel und Umfang dieses Textes über Flugzeugsysteme

Ziel ist es, Hintergrundinformationen zu liefern und die allgemeinen Prinzipien der Systeme von Transportflugzeugen darzustellen. Der Airbus A321 (Bild 1.1) aus der Familie der Airbus Flugzeuge mit nur einem Gang in der Kabine wird dabei jeweils als Beispiel herangezogen. *Die gegebenen Informationen zum Airbus A321 dürfen für den tatsächlichen Betrieb oder die Wartung nicht verwendet werden. Die Informationen dienen dem Leser lediglich dazu sich mit den Prinzipien der Systeme eines konkreten Flugzeugs vertraut zu werden.* Nicht alle Flugzeugsysteme sollen detailliert beschrieben werden. Der Schwerpunkt liegt auf den mechanischen Flugzeugsystemen. Das Spektrum der Flugzeugsysteme wird dem Leser durch eine umfangreiche Bibliographie dargestellt. Die Bibliographie enthält die Referenzen aus diesem Text und Hinweise auf weiterführende Literatur. Enthalten in der Bibliographie sind auch Quellen mit Hinweisen zum konkreten Entwurf der Flugzeugsysteme.

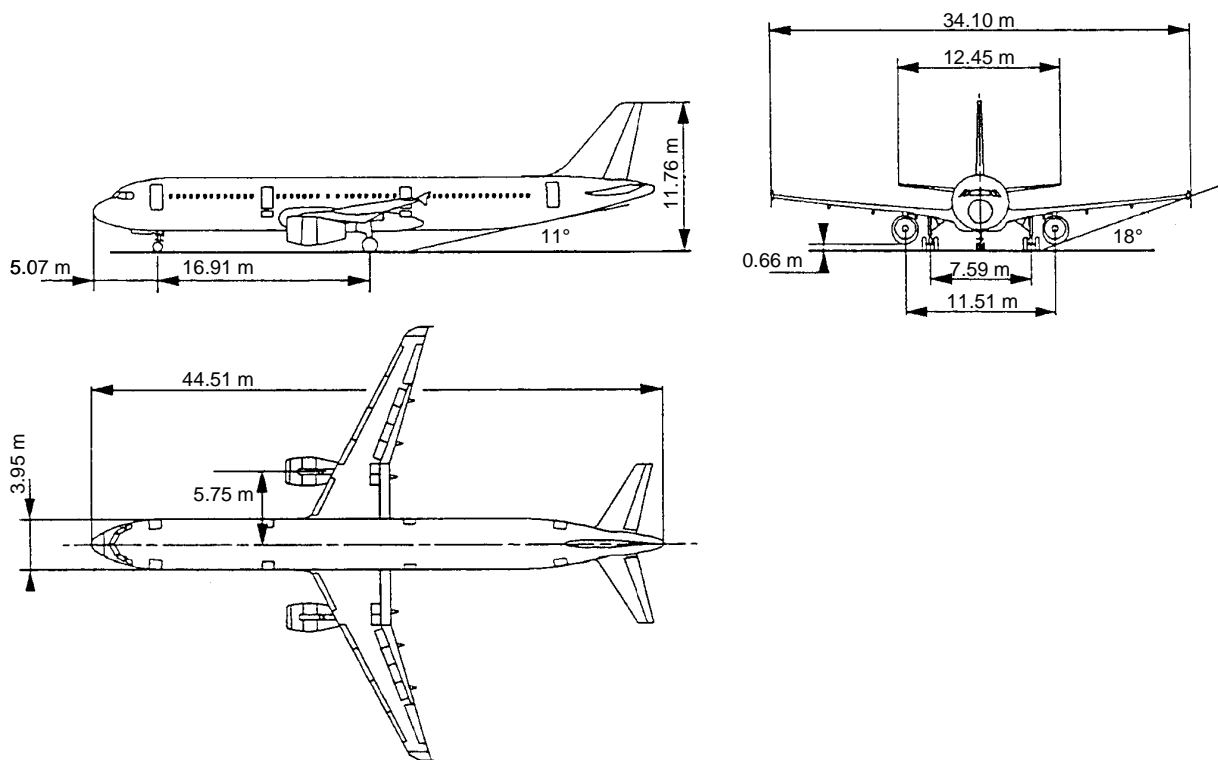


Bild 1.1 Der Airbus A321 wird hier als Beispiel herangezogen. Technische Daten: 186 Passagiere in einer Zweiklassenbestuhlung, MTOW: 83000 kg, $M_{MO} = 0.82$, max. FL 390.

1.2 Definitionen

Der Begriff *System* wird häufig in den Ingenieurwissenschaften eingesetzt. In der Thermodynamik beispielsweise wird ein System durch seine definierte Grenze charakterisiert. Die Definition des Begriffes *System* bezüglich der Flugzeuge ist etwas konkreter. Das World Airlines Technical Operations Glossary (WATOG) definiert (übersetzt):

System:	Ein System ist eine Kombination von Teilen, die miteinander in Beziehung stehen und eine spezifische Funktion erfüllen. (WATOG 1992)
----------------	--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Subsystem:	Ein Subsystem ist ein nicht unbedeutender Teil eines Systems, der zur Gesamtfunktion des Systems erkennbar beiträgt. (WATOG 1992)
-------------------	-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Das World Airlines Technical Operations Glossary gibt auch Beispiele zur weiteren hierarchischen Unterteilung von Systemen und Subsystemen:

- System : Hilfstriebwerk
- Subsystem : Stromaggregat
- Komponente : Kraftstoffregler
- Baugruppe : Ventil
- Teil : Dichtung

Es ist zu beachten, dass diese Definitionen aus dem zivilen Flugzeugbau übernommen wurden. Bei militärischen Flugzeugen spricht man eher über Flugzeugsysteme. In dem obigen Beispiel, würde daher das Hilfstriebwerk als Subsystem bezeichnet werden.

Wenn man sich mit Flugzeugsystemen befasst müssten eigentlich alle Flugzeugkategorien betrachtet werden. ICAO definiert (übersetzt):

Luftfahrzeug:	Jedes Gerät, das einen Auftrieb in der Atmosphäre erfährt durch eine Wechselwirkung mit der Luft. (ICAO Annex 2)
----------------------	------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Luftfahrzeugkategorie:	Klassifikation von Luftfahrzeugen basierend auf spezifizierten grundsätzlichen Eigenschaften wie z. B. Flugzeug, Drehflügler, Luftschiff, Segelflugzeug, Motorsegler, Freiballon. (ICAO Annex 1)
-------------------------------	--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Wenn man die obigen Definitionen kombiniert, kann man eine Definition für Flugzeugsysteme herleiten:

Flugzeugsystem:	Ein Flugzeugsystem ist eine Kombination von Teilen, die miteinander in Beziehung stehen und eine spezifische Funktion in einem Luftfahrzeug erfüllen.
------------------------	-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

In diesem Abschnitt werden insbesondere Luftfahrzeugen behandelt, die schwerer als Luft sind, einen Antrieb und einen festen Flügel haben. Dies sind die Flugzeuge (Starrflügler) für die dann auch die Flugzeugsysteme beschrieben werden. Flugzeugsysteme gibt es auch in Drehflüglern (Hubschraubern), Segelflugzeugen oder Ballonen. Die Flugzeugsysteme dieser Luftfahrzeugkategorien unterscheiden sich nicht fundamental von denen der Starrflügler und werden aus diesem Grund hier nicht explizit beschrieben.

1.3 Gliederung

Flugzeugsysteme werden nach ihrer Funktion unterschieden. Es ist eine gängige Methode in der Zivilluftfahrt, Flugzeugsysteme nach Spezifikation 100 der Air Transport Association of America (ATA) einzuteilen. Ziel dieser Spezifikation ist es, für jede Art von Wartungsdokumenten eine detaillierte und vollständige Struktur des Inhaltes vorzugeben.

Nach ATA Spezifikation 100 (**ATA 100**)¹ werden Flugzeugteile oder Baugruppen durch eine Ziffernfolge identifiziert, welche aus 3 Elementen mit jeweils 2 Ziffern besteht. Die Kennung 29-31-03 deutet hin auf das System 29, Subsystem 31 und auf die Komponente 03. Die Flugzeugsysteme – oder in ATA-Bezeichnung die Systeme der Flugzeugzelle – sind in Tabelle 1.1 zusammen mit ihrer Systemkennung aufgelistet. In der Praxis wird man sich oft nur auf die Systemkennung „ATA28“ beziehen anstatt den vollständigen Namen „Kraftstoffsystem“ des Systems zu nutzen. Zudem wird oft auf *Kapitel 28* hingewiesen. Mit „Kapitel“ ist dabei das passende Kapitel in der Flugzeugdokumentation gemeint.

Table 1.1 Flugzeugsysteme^a (**ATA 100**)

Kennung	Name des Systems (ATA)	deutsche Übersetzung
21	air conditioning	Klimaanlagen
22	auto flight	Autopilot
23	communications	Kommunikation
24	electrical power	Bordstromversorgung
25	equipment / furnishings	Ausrüstung
26	fire protection	Feuerschutzanlagen
27	flight controls	Flugsteuerung
28	fuel	Kraftstoffsystem
29	hydraulic power	Hydraulikanlagen
30	ice & rain protection	Eis- und Regenschutzanlagen
31	indicating / recording systems	Flugüberwachungsanlagen
32	landing gear	Fahrwerksanlagen
33	lights	Beleuchtung
34	navigation	Navigationsanlagen
35	oxygen	Sauerstoffanlagen
36	pneumatic	Pneumatische Anlagen
38	water / waste	Wasseranlagen
49	airborne auxiliary power	Hilfstriebwerke

a Die ATA-Kapitel mit der Nummer 37, 41, 45 und 46 der **ATA 100** sind in dieser Tabelle nicht enthalten, weil diese Kapitel hier nicht von Bedeutung sind. Weiterhin nicht enthalten sind die neuen Kapitel 44 und 50 aus **ATA 2200**.

¹ **ATA 100** wurde im Jahr 2000 ein Teil der ATA iSpec 2200 (**ATA 2200**). Diese Umstellung hat auch kleine Änderungen und Ergänzungen ergeben bei der Definition einiger Flugzeugsysteme. Dieser Text hält sich an die etablierte **ATA 100** und zeigt Unterschiede zur **ATA 2200** in Fußnoten an.

Autopilot, Kommunikation, Navigationsanlagen und Flugüberwachungsanlagen (ATA 22, 23, 34, 31 [44, 45, 46]) sind elektronische Systeme, welche in der Luftfahrt als *Avioniksysteme* bekannt sind. Diese Systeme sind gekennzeichnet durch irgendeine Art der Informationsverarbeitung (vergleiche mit **SAE 1998**).

Andere Systeme versorgen das Flugzeug mit Kraftstoff und Energie oder bieten den erforderlichen Komfort für die Besatzung und die Passagiere. Diese nicht-avionischen Systeme werden Grundsysteme (general systems, utility systems) genannt. Auch in den Grundsystemen nehmen die elektronischen Steuergeräte zu, dieser kleine Elektronikanteil macht diese Systeme aber noch nicht zu Avioniksystemen. (**Moir 2001**)

Sekundärenergiesysteme umfassen die Bereitstellung und Verteilung der Energie oder Leistung, die nicht zum Vortrieb des Flugzeugs erforderlich ist. Dazu gehören elektrische Energie, hydraulische Energie, pneumatische Energie und Hilfsenergie (**SAE 1998**) (ATA 24, 29, 36, 49). Sekundärenergiesysteme liefern die Leistung für die anderen Flugzeugsysteme.

Environmental Control System (ECS) ist ein System, welches die Umgebung eines Organismus innerhalb festgelegter Grenzen von Temperatur und Druck regelt. Weiterhin bestimmt das System die Zusammensetzung des Gasgemisches der Umgebung. Ziel ist die Aufrechterhaltung des Komforts des Organismus (**AGARD 1980**). Die Klimaanlage und das Sauerstoffsystem (ATA 21, 35) übernehmen diese Aufgaben gemeinsam und bilden gemeinsam das ECS.

Weitere Begriffe der Flugzeugsysteme sind definiert, für die aber keine Definitionen in der Literatur vorliegen. Diese sind:

Hydraulische Systeme umfassen alle Systeme, die hydraulische Leistung bereitstellen, verteilen oder verbrauchen. In der Regel sind das die Hydraulikanlage, die Flugsteuerung und das Fahrwerk (ATA 29, 27, 32).

Elektrische Systeme umfassen alle Systeme, die elektrische Energie bereitstellen, verteilen oder verbrauchen. Dies sind das elektrische Energiesystem und alle Systeme mit größerem elektrischem Verbraucher. Elektrische Systeme werden durch elektrische Energieerzeugung, Energieverteilung und Energieverbrauch gekennzeichnet und müssen von Avioniksystemen unterschieden werden.

Pneumatische Systeme umfassen alle Systeme, die pneumatische Energie bereitstellen, verteilen oder verbrauchen. In der Regel sind das die Systeme, die mit pneumatische Komponenten enthalten wie die Pneumatikanlage, die Klimaanlage sowie die Eis- und Regenschutzanlage (ATA 36, 21, 30).

*Kabinensysteme*² umfassen alle Systeme, die einen Einfluss auf die Kabine des Flugzeuges und infolgedessen einen Einfluss auf die Passagiere haben (ATA 21, 25, 35, 38 und teilweise 23, 26, 31, 33).

Diese Gruppierungen hängen zu einem gewissen Grad auch von den System Technologien der Flugzeuge ab.

² Gemäß **ATA 2200** sind Kabinensysteme (Cabin Systems, ATA 44) definiert als "diejenigen Einheiten und Komponenten, die die Aufgabe haben, Passagiere zu unterhalten sowie für die Passagiere die Kommunikation im Flugzeug und zwischen der Kabine und einer Bodenstation bereitzustellen. Dies beinhaltet Sprach-, Daten-, Musik- und Videübertragung ..."

1.4 Zulassung

Nachdem ein neues Musters entwickelt wurde und ein oder mehrere Prototypen hergestellt wurden, müssen diese einige Zulassungstests bestehen, um die Übereinstimmung mit den Zulassungsanforderung zu zeigen. Die Übereinstimmung mit den Zulassungsanforderungen können durch Berechnungen, Boden- oder Flugtests nachgewiesen werden. Welche Nachweisführung gefordert wird hängt von den jeweiligen Anforderungen aber auch von den Verhandlungen mit der Zulassungsbehörde ab. Die Systemtests sind dabei ein wesentlicher Bestandteil im Zulassungsprogramm. In Europa basiert die Zulassung von großen Flugzeugen auf den Zulassungsstandards (Certification Standards, CS) der Europäischen Agentur für Flugsicherheit, EASA (**CS-25**). In den USA basiert die Zulassung großer Flugzeuge auf den Lufttüchtigkeitsstandards für Transportflugzeuge (**FAR Part 25**). Große Flugzeuge sind im Grunde die Flugzeuge, die eine maximale Startmasse von mehr als 5700 kg besitzen. CS-25 und FAR-25 sind generell sehr ähnlich, weil CS-25 aus FAR Part 25 abgeleitet wurde. Eine Harmonisierung der beiden Vorschriften wird voran getrieben. Die Zulassung eines oder mehrerer Prototypen führt dazu, dass die **Musterzulassung** erteilt wird.

Flugzeuge in der **Serienfertigung** müssen 1.) die Flugtüchtigkeit und 2.) die Übereinstimmung mit einem der Prototypen nachweisen.

Flugzeuge müssen nach einem abgestimmten **Wartungsplan** regelmäßig gewartet werden, um die Flugtüchtigkeit zu erhalten.

CS-25 (analog FAR Part 25) ist in mehrere Abschnitte unterteilt. Es folgt hier eine Zusammenfassung von Vorschriften, die für Flugzeugsysteme von Bedeutung sind.

Abschnitt F "Equipment" beinhaltet sowohl generelle und spezifische Anforderungen an Flugzeugsysteme:

- CS 25.1301 ... Allgemeines
 CS 25.1307 : Sonstige Ausrüstung
 (einschließlich der Regenschutzanlagen)
 CS 25.1309 : Sicherheitsanforderungen, Lasten,
 Umgebungsbedingungen
- CS 25.1302 ... Instrumente und Navigation
 CS 25.1329 und CS 25.1335: Autopilot
- CS 25.1351 ... Elektrisches System
- CS 25.1381 ... Beleuchtung
 einschließlich CS 25.812: Notbeleuchtung
- CS 25.1411 ... Sicherheitsausrüstung
 CS 25.1416 ... : Einsschutz

- CS 25.1431 ... Sonstige Ausrüstung einschließlich Stimmenrekorder (Cockpit Voice Recorder, CVR) und
CS 25.1435 : Hydraulikanlage
CS 25.1436 ... : Pneumatikanlage
CS 25.1439 ... : Sauerstoffanlage

Abschnitt E "Triebwerk" beinhaltet Anforderungen an Flugzeugsysteme mit Bezug zum Triebwerk:

- CS 25.951 ... Kraftstoffsystem
- CS 25.1195 ... Feuerschutz (Detektion und Löschung des Triebwerks)

Abschnitt D "Entwurf und Konstruktion" enthält Anforderungen an weitere Flugzeugsysteme:

- CS 25.651 ... Flugsteuerung
- CS 25.721 ... Fahrwerk
- CS 25.771 ... Ausrüstung (Unterbringung von Personal und Fracht)
weitergeführt in "Sicherheitsausrüstung" CS 25.1411 ...
CS 25.799 : Wasser- und Abwassersystem
- CS 25.831 ... Klimaanlage (Belüftung, Heizung, Druckregelung)
- CS 25.851 ... Feuerschutz (Detektion und Löschung in Bezug zur Kabine)

Abschnitt J "Installation des Gasturbinen Hilfstriebwerks". Dieser Abschnitt enthält Anforderungen an fliegende Hilfstriebwerke (Auxiliary Power Unit, APU). Dieser Abschnitt beinhaltet weiterhin:

- CS 25.A1181 ... Feuerschutz (Detektion und Löschung mit Bezug zur APU)

Material zur Auslegung der Vorschriften:

- FAR: Advisory Circulars (AC) (insbesondere in **AC 25-17** und **AC 25-22**)
- AMC: Acceptable Means of Compliance (integriert in **CS-25**)

1.5 Sicherheit und Zuverlässigkeit

Die Sicherheit und die Zuverlässigkeit der Flugzeugsysteme sind ein integraler Bestandteil der Sicherheit und der Zuverlässigkeit des ganzen Flugzeugs. Weiterhin hängt vieles bei den modernen technisch ausgefeilten Flugzeugen von der reibungslosen Funktionsfähigkeit der Flugzeugsysteme ab. Aus diesem Grunde haben die Betrachtungen zur Sicherheit und Zuverlässigkeit von Flugzeugsystemen einen hohen Stellenwert erhalten. Dieser Unterabschnitt betrachtet das Thema der Sicherheit und Zuverlässigkeit hier aus Sicht der Flugzeugsysteme.

Sicherheit ist ein Zustand, in dem das Risiko niedriger ist als das zulässige Risiko. Das Risiko wird durch die Wahrscheinlichkeit eines Fehlers und des voraussichtlichen Effekts definiert.

Der *Effekt* eines Fehlers beschreibt die Folgen des Fehlers (Beschädigung oder Verletzung).

Die *Ausfallwahrscheinlichkeit* $F(t)$ ist gleich der Anzahl von Fehlern innerhalb einer bestimmten Zeit geteilt durch die Gesamtzahl der Teile in einem Test.

Table 1.2 Verhältnis zwischen Wahrscheinlichkeit und Effekt eines Fehlers bei großen Flugzeugen nach den Acceptable Means of Compliance zu CS 25.1309 (**CS-25**)

Effekt auf das Flugzeug	kein Effekt auf die Betriebsfähigkeit oder die Sicherheit	geringe Verringerung der Funktionsfähigkeit oder der Sicherheitsreserve	bedeutende Reduktion der Funktionsfähigkeit oder der Sicherheitsreserve	große Abnahme der Funktionsfähigkeit oder der Sicherheitsreserve	typischerweise Verlust des Flugzeugs
Effekt auf Passagiere	Unannehmlichkeit	physische Beschwerde	physische Gefahr, Möglichkeit von Verletzungen	schwerwiegende oder tödliche Verletzung einer kleinen Anzahl der Passagiere oder der Kabinenbesatzung	mehrere Todesopfer
Effekt auf die Cockpitbesatzung	kein Effekt auf die Besatzung	geringe Zunahme der Arbeitsbelastung	physische Beschwerden oder eine signifikante Zunahme der Arbeitsbelastung	physische Gefahr oder übermäßige Arbeitsbelastung, um die Aufgaben zu erfüllen	Todesopfer oder Arbeitsunfähigkeit
Kategorie des Fehlers	kein Sicherheitseffekt	<i>minor</i> (gering)	<i>major</i> (bedeutend)	<i>hazardous</i> (gefährlich)	<i>catastrophe</i> (katastrophal)
Wahrscheinlichkeit des Fehlers gemäß CS-25 (pro Flugstunde)	keine Anforderung an die Wahrscheinlichkeit	<i>probable</i> (wahrscheinlich)	<i>remote</i> (abwegig)	<i>extremely remote</i> (extrem abwegig)	<i>extremely improbable</i> (extrem unwahrscheinlich)
	---	$10^{-3} \dots 10^{-5}$	$10^{-5} \dots 10^{-7}$	$10^{-7} \dots 10^{-9}$	$< 10^{-9}$

Die Anforderungen an die Sicherheit der Flugzeugsysteme werden in CS 25.1309 der Zulassungsforderungen angegeben und werden hier in Tabelle 1.2 aufgeführt. Die Wahrscheinlichkeit eines Fehlers in einem System, erhöht sich mit der Betriebsdauer und ist für eine Betriebszeit von einer Flugstunde (FH) festgelegt. Nachvollziehbarerweise ist es so, dass ein zunehmend ernster Effekt auf das Flugzeug, auf die Passagiere oder auf die Besatzung eine geringere Wahrscheinlichkeit des Fehlers erfordert. Anders ausgedrückt: Fehler die ernste Effekte nach sich ziehen würden müssen unwahrscheinlich sein. Hingegen dürfen Fehler, die fast keine Auswirkung haben schon mal vorkommen.

Die *Zuverlässigkeit* ist die Wahrscheinlichkeit des Überlebens (der kontinuierlichen Funktionsfähigkeit) $R(t)$. Es ist die Fähigkeit eines Gegenstandes bestimmte Anforderungen in einem bestimmten Zeitraum unter bestimmten Bedingungen zu erfüllen. Eine Aussage über die Zuverlässigkeit eines Systems kann nur erfolgen, wenn die Versagenskriterien exakt definiert werden.

Die Zuverlässigkeit oder die *Wahrscheinlichkeit des Überlebens*, $R(t)$ kann definiert werden als die Anzahl der Teile, die eine bestimmte Zeit ohne Versagen im Test funktionsfähig geblieben sind geteilt durch die Gesamtzahl der Teile.

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

Obwohl oft von der Zuverlässigkeit $R(t)$ gesprochen wird, ist der angegebene Wert dann doch fast immer der Wert der Wahrscheinlichkeit für den Fehler $F(t)$. Ist z. B. $F(t) = 10^{-7}$, dann wäre $R(t) = 0,9999999$ – ein Wert, der schwerer zu handhaben ist.

Die *momentane Ausfallrate* (hazard rate function), $z(t)$ ist ein Maß für die Wahrscheinlichkeit, dass eine Komponente im nächsten Zeitintervall ausfällt (unter der Annahme, das die Komponente am Anfang des Zeitintervalls noch funktionsfähig war). Wenn die momentane Ausfallrate konstant ist, dann nennt man sie einfach Ausfallrate λ . Bei Teilen in mittlerem Lebensalter oder bei größeren Systemen mit vielen Teilen kann oft angenommen werden, dass die Ausfallraten konstant ist. Die Ausfallraten von mechanischen Komponenten sind in **Rome1985** aufgeführt. Ausfallraten für elektronische Geräte können mit **MIL-HDBK-217** abgeschätzt werden. Die Einheit der Ausfallsrate beträgt 1 pro Flugstunde (1/FH). Der Kehrwert der Ausfallsrate wird als *mittlere Betriebsdauer zwischen Ausfällen* bezeichnet (mean time between failures, MTBF) und berechnet sich mit Hilfe des Erwartungswertes zu

$$MTBF = 1/\lambda \quad (2)$$

Dies gilt für Systeme die repariert werden können, wie dies bei Flugzeugsystemen der Fall ist. Ansonsten spricht man von der *mittleren Betriebsdauer bis zum Ausfall* (mean time to failure, MTTF).

$$MTTF = 1/\lambda \quad (3)$$

Das Verhältnis der tatsächlich gefundenen Fehler (in der Werkstatt) geteilt durch die Anzahl der Ausbauten von Flugzeugsystemen (nach einer Fehlermeldung auf dem Vorfeld) wird als *failure to removal ratio* (FTRR) bezeichnet und gibt die Qualität der Fehlererkennung an. Wenig zufriedenstellend ist heute oft noch der geringe Wert der FTRR bei elektronischen Komponenten (0.3 ... 0.4). Besser ist der Wert bei elektrischen Komponenten (0.6 ... 0.7), bei hydraulischen Komponenten (0.8 ... 0.9) und bei mechanischen Komponenten (1.0). Das Produkt aus MTBF und FTRR zeigt, wo sich die Kostentreiber in der Wartung der Flugzeugsysteme befinden ausgedrückt durch die *mittlere Betriebsdauer zwischen ungeplanten Ausbauten* (mean time between unscheduled removals, MTBUR). Die MTBUR sollte möglichst hoch sein.

$$MTBUR = MTBF \cdot FTRR \quad (4)$$

Zuverlässigkeit und Ausfallwahrscheinlichkeit können aus der Fehlerrate berechnet werden.

$$R(t) = e^{-\lambda t} \quad , \quad F(t) = 1 - e^{-\lambda t} \quad (5)$$

Für niedrige Ausfallraten, wie sie häufig in der Luftfahrt vorkommen, ist die berechnete Ausfallwahrscheinlichkeit für einen Zeitraum von einer Stunde ($F(t)/FH$) fast gleich der Ausfallrate λ . Um dies zu überprüfen setze man eine kleine Zahl für λ in die Gleichung oben ein mit $t = 1 FH$.

Nimmt man als Zeit t die mittlere Betriebsdauer bis zum Ausfall MTTF an und setzt $t = MTTF = 1/\lambda$, dann errechnet sich eine Fehlerwahrscheinlichkeit $F(t) = 1 - e^{-1} = 0,63$. Dies bedeutet, dass bei mittlerer Betriebsdauer bereits 63 % der Teile im Test ausgefallen sind (und nicht etwa nur 50%). Dies mag auf den ersten Blick verwunderlich sein, liegt aber einfach daran, dass die langen Lebenszeiten unwahrscheinlicher sind.

Systeme sind eine Kombination aus vielen Komponenten. Entweder sind diese Komponenten parallel geschaltet, in Reihe oder als eine Kombination von beidem verschaltet. Die Zuverlässigkeit einer *Reihenschaltung* von Komponenten entspricht dem Produkt der Zuverlässigkeiten der einzelnen Komponenten.

$$R_s(t) = R_1(t) R_2(t) R_3(t) \dots \quad (6)$$

Die Ausfallrate einer Reihenschaltung von Komponenten ist in etwa die Summe der Ausfallraten ihrer Komponenten (wenn es sich um zuverlässige Komponenten handelt).

$$\lambda_s \approx \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 \dots \quad (7)$$

Die Wahrscheinlichkeit für den Fehler (die Ausfallwahrscheinlichkeit) einer *Parallelschaltung* entspricht dem Produkt der Ausfallwahrscheinlichkeiten der Komponenten.

$$F_p(t) = F_1(t) F_2(t) F_3(t) \dots \quad (8)$$

Die Fehlerrate einer Parallelschaltung von Komponenten ist in etwa das Produkt der Fehlerraten der einzelnen Komponenten (wenn es sich um zuverlässige Komponenten handelt).

$$\lambda_p \approx \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 \dots \quad (9)$$

Systeme können durch *Zuverlässigkeitsblockdiagramme* (reliability block diagram, RBD) dargestellt werden. Die Analyse großer Systeme erfolgt in aufeinander folgenden Stufen. In jeder Stufe wird eine Anzahl von Komponenten, die entweder parallel oder in Reihe geschaltet sind, mit den oben gezeigten Gleichungen zusammengefasst und durch ein Ersatzsymbol dargestellt. Auf diese Weise kann die Komplexität des Systems Schritt für Schritt reduziert werden, bis das System am Ende nur noch aus einem Symbol besteht, welches das gesamte System symbolisiert. Die errechnete Zuverlässigkeit für diese Komponente ist die Zuverlässigkeit des ganzen Systems.

Die *Fehlerbaumanalyse* (fault tree analysis, FTA) ist eine alternative Methode, um komplexe Systeme zu berechnen. Parallele Systeme werden durch einen Oder-Operator kombiniert. In Reihe geschaltete Systeme werden durch einen Und-Operator kombiniert. Top-Ereignisse werden in einem Rechteck dargestellt und grundlegende Fehlerursachen werden in Kreisen dargestellt. Die Rechnung im Fehlerbaum ist ähnlich der Rechnung im Zuverlässigkeitsblockdiagramm.

Systeme können auch Querverbindungen aufweisen, so dass Komponenten in mehr als einem Teilsystem befinden. Die Möglichkeit der Zusammenschaltung ist dann nicht einfach durch Parallelschaltungen und Reihenschaltungen gegeben. Eine Möglichkeit trotzdem mit diesem Problem umzugehen ist, ein Theorem über bedingte Wahrscheinlichkeit zu benutzen oder eine Wahrheitstabelle (**Davidson 1988**) einzusetzen.

Es gibt Computerprogramme für die Unterstützung einer FTA oder der Analyse eines RBD.

Die Näherungsgleichungen für Reihen- und Parallelsysteme sind nützlich für die tägliche Arbeit und können auch in Besprechungen schnell genutzt werden. Vereinfacht ausgedrückt: Die Reihenschaltung ist so gut wie ihr schwächstes Glied. Die Gleichung zur Fehlerrate einer

Parallelschaltung zeigt die Fähigkeit paralleler Systeme, geringe Ausfallraten und damit eine hohe Zuverlässigkeit zu erreichen. Werden z. B. drei parallele Komponenten mit einer Ausfallrate von je 10^{-3} 1/FH kombiniert ergibt dies insgesamt eine Ausfallrate von 10^{-9} 1/FH. Dies ist eine Fehlerrate, die nicht durch eine einzige Komponente hätte erzielt werden können – egal wie präzise diese eine Komponente auch hergestellt und getestet wird. Dieser Gedanke führt uns zum Konzept der Redundanz, das so typisch in sicherheitskritischen Flugzeugsystemen ist.

Redundanz bezeichnet das mehrfache Vorhandensein gleicher oder vergleichbarer Ressourcen eines technischen Systems, wenn mehr als eine Ressource im störungsfreien Normalbetrieb nicht benötigt worden wäre. Redundanz kann gegliedert werden in

- homogene Redundanz (die mehrfachen Ressourcen sind gleich)
- inhomogene Redundanz (die mehrfachen Ressourcen sind verschieden).

Nach dem Grad der Verschiedenheit kann bei der inhomogenen Redundanz noch unterteilt werden:

- verschiedenartige (diversitary) Redundanz (geringe Verschiedenheit)
- artfremde (dissimilar) Redundanz (starke Verschiedenheit).

Sicherheitskritische Flugzeugsysteme haben oft dreifache (triplex) Teilsysteme. Die Systemarchitektur von sicherheitskritischen Computern kann sogar aus vierfachen Teilsystemen bestehen und wird je nach Anordnung als quadruplex oder duo duplex bezeichnet.

Die Teilsysteme eines Systems mit Redundanz arbeiten alle zusammen. Wenn ein Teilsystem ausfällt, müssen die anderen Systeme mit etwas höherer Last weiter arbeiten. Dieses Prinzip nennt man *active-active*. Eine andere Lösungsvariante sind Systeme vom *active-standby* Typ. Hier muss im Fehlerfall eine Umschaltung durchgeführt werden. Wenn das Teilsystem in standby darauf wartet aktiviert zu werden, dann ist es auf *hot-standby*. Wenn es hingegen im Fehlerfall erst aktiviert werden muss, dann spricht man von *cold-standby*. Die Aktivierung des Standby-Systems sollte nicht von einem Umschalter abhängig sein, denn dieses Gerät, mit seiner eigenen begrenzten Zuverlässigkeit, könnte ausfallen und dadurch die Umschaltung verhindern. Wenn ein *active-standby* Konzept angewandt wird, sollten die Teilsysteme sich regelmäßig im aktiven Betrieb abwechseln. Dies könnte mit einer geplanten Umschaltung vor jedem Start des Flugzeugs erreicht werden. Wenn immer das gleiche Teilsysteme im Standby bleiben würde, so könnte es auf Dauer einen Fehler entwickeln, der unentdeckt bleibt, weil das System ja nie zum Einsatz kommt und sich der Fehler nicht offenbaren kann. Dieser unentdeckte Fehler wird *schlafender Fehler* (dormant failure) genannt. Ein Teilsystem mit einem schlafenden Fehler ist gefährlich, weil es bei einem Fehler im aktiven System die Systemfunktion (überraschenderweise) nicht übernehmen kann. Systeme mit passiven Teilsystemen, die schlafende Fehler aufweisen könnten, müssen im Betrieb regelmäßig auf

ihre Einsatzbereitschaft hin überprüft werden. Dies ist tendenziell teuer. Daher sollten Teilsysteme vermieden werden, die im Betrieb schlafende Fehler ausbilden können.

Bei der Berechnung von parallelen Systemen wird die Annahme getroffen, dass die Ausfälle in den einzelnen parallelen Teilsystemen stochastisch unabhängig voneinander sind. Das bedeutet, dass zwei oder mehrere Teilsysteme nicht gleichzeitig aus genau derselben Ursache ausfallen können (ausgenommen es geschieht rein zufällig). Allerdings neigen die meisten Systeme dazu, mehr als einen Fehler aufgrund einer gemeinsamen Ursache zu haben. Diese Fehler werden *common cause failures* (CCF) genannt. CCF entstehen aus Fehlern, die beim Entwurf, der Herstellung, der Wartung oder dem Betrieb gemacht wurden. Zum Beispiel könnte der Ausfall der Stromversorgung dazu führen, dass sowohl die Hauptpumpe also auch die Standby-Pumpe ausfällt (Entwurfsfehler) oder bei einem leeren Tank könnten alle Motoren versagen (Fehler im Betrieb). Da diese Fehlerquellen außerhalb des Systems liegen, können sie leicht übersehen werden und zu einer übermäßig optimistischen Einschätzung der Systemzuverlässigkeit führen. Die Entwurfsmethoden, die Ausfälle aufgrund gemeinsamer Ursachen bereits in der Entwurfsphase vermeiden sind:

- inhomogene Redundanz (die mehrfachen Ressourcen sind grundsätzlich verschieden; z. B. unterschiedliche Hardware bei Computern).
- örtliche Trennung der Routen auf denen redundante Kabel, Rohre oder Kanäle verlegt sind,
- örtliche Trennung redundanter Komponenten,
- Einbau von sicherheitskritischen Komponenten in sichere Bereiche (im Zentrum) des Flugzeugs,
- Entwurf von redundanten Komponenten oder Softwareprogrammen von unabhängigen Teams mit unterschiedlichen Softwarewerkzeugen.

Ein Flugzeug sollte nicht nur sicher fliegen, sondern sollte auch prinzipiell wenig Fehler aufweisen, die die Aufmerksamkeit des Wartungspersonals erfordern würden. In dieser Hinsicht stehen wir vor einem Problem bei hohen Sicherheitsanforderungen. Hohe Sicherheitsanforderungen führen zur Anwendung von Redundanz und führen damit zu einer größeren Anzahl an Teilsystemen. Die Wahrscheinlichkeit eines Ausfalls der Gesamtfunktion kann durch Redundanz verringert werden, aber die Wahrscheinlichkeit für das Auftreten eines Fehlers in irgendeinem Teilsystem im System wird erhöht. Zwei parallele Teilsysteme mit einer Ausfallrate von jeweils 10^{-3} 1/FH ergeben nach (9) eine Ausfallwahrscheinlichkeit der Gesamtfunktion von etwa 10^{-6} und nach (7) eine Wahrscheinlichkeit irgendeines Fehlers im System von $2 \cdot 10^{-3}$ (basierend auf einem einstündigen Einsatz). Drei parallele Teilsysteme ergeben eine Ausfallwahrscheinlichkeit der Gesamtfunktion von 10^{-9} und eine Wahrscheinlichkeit irgendeines Fehlers im System $3 \cdot 10^{-3}$. Die Wahrscheinlichkeit, dass irgendein Fehler auftritt (und damit die Wartungskosten vergrößert) nimmt also mit der geforderten Zuverlässigkeit an das Gesamtsystem zu. Die Sicherheit während des Fluges kann nur gewährleistet werden, wenn alle Teilsysteme vor dem Start funktionieren. Wie wir

gesehen haben, steigt die Wahrscheinlichkeit für irgendeinen Fehler bei erhöhter Anzahl der Teilsysteme. Diese Überlegungen führen zu den Stichworten *Verfügbarkeit* (availability) und *Abflugzuverlässigkeit* (dispatch reliability).

Die *stationäre Verfügbarkeit* (steady state availability) oder inhärente Verfügbarkeit (inherent availability) ist die Verfügbarkeit, die ermittelt wird für ein System, das sehr lange im Betrieb ist und bei dem spezifische einzelne Fehlerereignisse keinen Einfluss mehr auf das Gesamtergebnis haben. Es ist der Anteil der Zeit an der gesamten Zeit, den das System für den Gebrauch verfügbar ist. Daher ist die Verfügbarkeit eines Systems eine Funktion seiner *Ausfallsrate* λ und seiner *Reparaturrate* (repair rate) $\mu = 1/\text{MTTR}$, wobei MTTR die *mittlere Zeit der Reparatur* ist.

$$A_{ss} = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR} = \frac{\mu}{\lambda + \mu} \quad (10)$$

Die *momentane Verfügbarkeit* (instantaneous availability) ist die Wahrscheinlichkeit, dass das System zum Zeitpunkt t verfügbar ist.

$$A_t = \frac{\mu}{\lambda + \mu} + \frac{\lambda}{\lambda + \mu} e^{-(\lambda + \mu)t} \quad (11)$$

Oft ist es aufschlussreicher die Nichtverfügbarkeit (unavailability) $U = 1 - A$ eines Systems zu betrachten.

Die momentane Verfügbarkeit eines Flugzeuges nach erfolgter Abfertigung wird *Abflugzuverlässigkeit* (dispatch reliability) genannt. Die Fluggesellschaften überwachen die Abflugzuverlässigkeit sorgfältig, weil eine hohe *Abflugunzuverlässigkeit* zu Verspätungen und Ausfällen von Flügen führt. Abflugunzuverlässigkeit verursacht Verspätungs- und Ausfallkosten. Die Abflugzuverlässigkeit beeinflussen u. a. Faktoren wie Wetter, Flugsicherung, Passagiere und Technik. Die technische Abflugzuverlässigkeit ist in erster Linie abhängig von der Abflugzuverlässigkeit der einzelnen Flugzeugsysteme. Die Abflugzuverlässigkeit hängt von der Reife eines Flugzeugprogramms ab und liegt in der Größenordnung von 0.99.

Ein Verfahren zur Erhöhung der Abflugzuverlässigkeit ist die Einführung von *Built-in Test Equipment* (BITE) in elektronischen Systemen. Das BITE liefert die Lokalisierung des Fehlers, die Fehlerursache und Fehlerdetails. Dadurch hilft das BITE Wartungszeiten zu verringern und Wartungskosten zu reduzieren. Problematisch können in komplexen elektronischen Systemen falsche Fehlermeldungen sein (spurious failure) oder nur zeitweise auftretende Fehler (intermittent failure), die sich durch Wartungsaktivitäten nicht immer bestätigen lassen (No Fault Found, NFF).

Ein anderes Verfahren zur Verbesserung der Abflugzuverlässigkeit ist, das System mit mehr Redundanz zu entwerfen als erforderlich wäre. Ein derartiges System darf mit einer defekten Komponente starten. Komponenten, die nicht für den Start benötigt werden sind als *flying spares* bekannt. Der Pilot bekommt klare Hinweise darüber, welche Teilsysteme oder Komponenten für den Start verfügbar sein müssen. Dies entnimmt er aus der Mindestausrüstungsliste (*minimum equipment list*, MEL), die von der Airline auf der Grundlage des *master minimum equipment list* (MMEL) erstellt wird. Die MMEL wird vom Flugzeughersteller geschrieben und von den Behörden genehmigt.

Für den *Entwicklungsprozess von Flugzeugsystemen* sind die beiden Dokumente Aerospace Recommended Practice (ARP) der Society of Automotive Engineers (SAE) von Bedeutung:

- ARP 4754: Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems
- ARP 4761: Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment

Die in der ARP 4754 erwähnten Methoden und Techniken zur Durchführung von Sicherheitsanalysen werden in ARP 4761 im Detail definiert. Einige dieser Methoden sind:

- Functional Hazard Assessment (FHA)
- Preliminary System Safety Assessment (PSSA)
- System Safety Assessment (SSA)
- Fault Tree Analysis (FTA)
- Failure Mode and Effects Analysis (FMEA)
- Failure Modes and Effects Summary (FMES)
- Common Cause Analysis (CCA), bestehend aus:
 - Zonal Safety Analysis (ZSA)
 - Particular Risks Analysis (PRA)
 - Common Mode Analysis (CMA)

Ausgewählte Erklärungen:

- Die *Fehlerbaumanalyse* (fault tree analysis, FTA) beginnt bei den Überlegungen zu den Systemfehlern. Diese Systemfehler werden Top Events genannt. Die Analyse ergibt, in welcher Weise diese Top Events aus Fehlern einer niedrigeren Hierarchiestufe verursacht werden können. Die FTA ist damit ein *top-down* Ansatz und analysieren von oben nach unten.
- Die *Failure Mode and Effects Analysis* (FMEA) oder die *Failure Mode, Effects, and Criticality Analysis* (FMECA) (**US MIL-STD-1629**) verfolgen einen *bottom-up* Ansatz und analysiert von unten nach oben. Es werden sämtliche elementaren Fehler jeder Komponente eines Systems betrachtet, und es wird eine *Failure Mode Criticality Number* zugewiesen.

- Die *Zonal Safety Analysis (ZSA)* betrachtet ein Flugzeug nicht nach funktionalen Gesichtspunkten, sondern betrachtet die Position der Teile. Die ZSA kontrolliert Installationsregeln und überprüft die Auswirkungen von Ereignissen die sich innerhalb der eigenen Zone, in anderen Zonen oder außerhalb aller Zonen ereignen.

Software widersetzt sich den oben betrachteten Abläufen. Aus diesem Grund wurde für die Entwicklung von Software ein eigenes Dokument erstellt, die **RTCA/DO-178** *Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification*.

Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment werden in der **RTCA/DO-160** vorgestellt. Beschrieben werden Standards, wie im Labor definierte Umweltbedingungen geschaffen werden können unter denen die Systemkomponenten dann getestet werden.

1.6 Masse

Die Masseschätzung von Flugzeugsystemen ist ein Teil der Masseschätzung des gesamten Flugzeuges. Die Masse aller Flugzeugsysteme m_{SYS} beträgt 23 % ... 40 % der Betriebsleermasse des Flugzeuges m_{OE} . Die 23 % werden im Falle eines modernen Langstrecken-Passagierflugzeuges erreicht, während 40 % bei kleineren Flugzeugen, wie bei einem Business Jet angenommen werden können. Daher kann man für zivile Flugzeuge schreiben

$$\frac{m_{SYS}}{m_{OE}} \approx 0.23 \dots 0.4 \quad .$$

Im Durchschnitt kommt man auf etwa 0,33. Dies bedeutet, dass die Systeme 1/3 der Betriebsleermasse ausmachen. Unter Berücksichtigung des Verhältnisses der Betriebsleermasse m_{OE} und der maximalen Startmasse m_{MTO} kann man schreiben

$$\frac{m_{SYS}}{m_{MTO}} \approx 0.11 \dots 0.23 \quad .$$

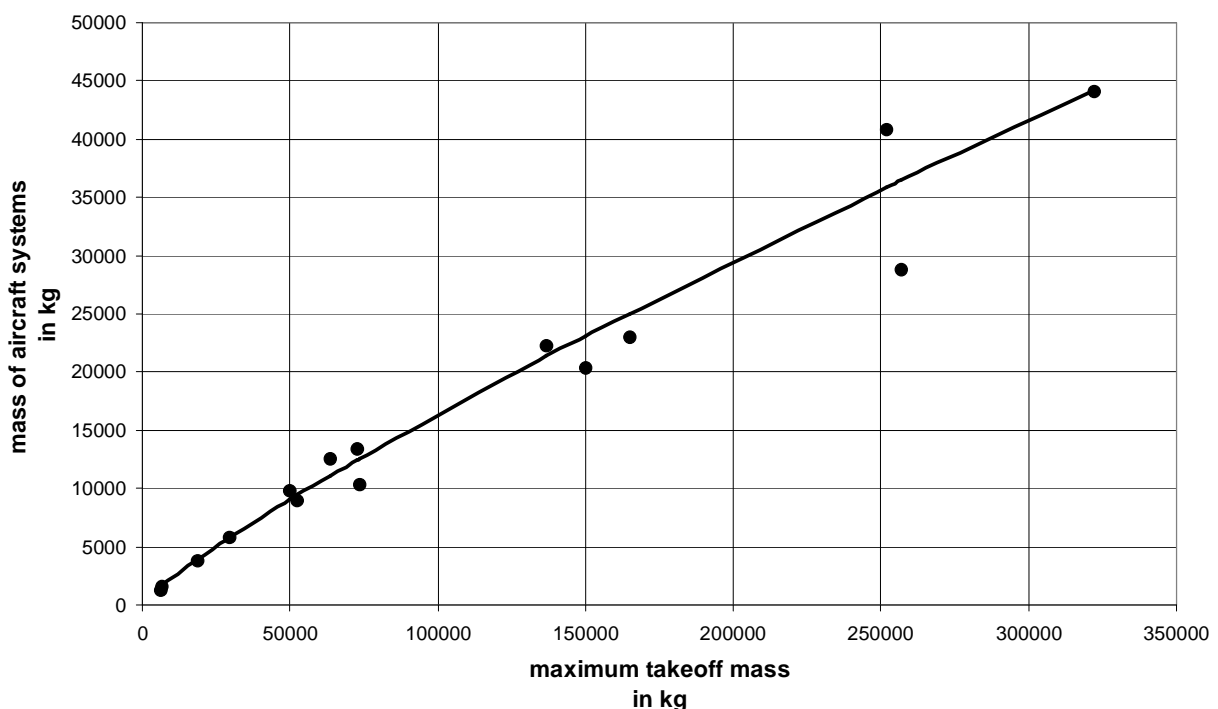


Bild 1.2 Masse der Flugzeugsysteme ausgewählter ziviler Strahlverkehrsflugzeuge als Funktion der maximalen Abflugmasse

Bild 1.2 zeigt die Masse der Flugzeugsysteme von ausgewählten zivilen Strahlflugzeugen als Funktion der maximalen Abflugmasse. Die Kurve aus Bild 1.2 als Größengleichung geschrieben ergibt

$$m_{SYS} = 0.92 m_{MTO}^{0.85} \quad \text{mit } m_{SYS} \text{ und } m_{MTO} \text{ in kg .}$$

Die durchschnittliche relative Masse der einzelnen Systeme der zivilen Strahlflugzeuge ist in Tabelle 1.3 angegeben.

Table 1.3 Durchschnittliche relative Masse von Flugzeugsystemen ziviler Strahlflugzeuge

Kennung	Name des Systems	durchschnittliche relative Masse des Systems
21	Klimaanlagen	6 %
22	Autopilot	1 %
23	Kommunikation	2 %
24	Bordstromversorgung	10 %
25	Ausrüstung	24 %
26	Feuerschutzanlagen	1 %
27	Flugsteuerung	8 %
28	Kraftstoffsystem	3 %
29	Hydraulikanlagen	7 %
30	Eis- und Regenschutzanlagen	< 1 %
31	Flugüberwachungsanlagen	< 1 %
32	Fahrwerksanlagen	27 %
33	Beleuchtung	2 %
34	Navigationsanlagen	3 %
35	Sauerstoffanlagen	1 %
36	Pneumatische Anlagen	2 %
38	Wasseranlagen	1 %
49	Hilfstriebwerke	2 %

Einige Flugzeugsysteme wie das Fahrwerksystem (ATA 32), die Ausrüstung (ATA 25) machen einen großen Prozentsatz der gesamten Masse der Flugzeugsysteme aus. Die Masse der Avionik (ATA 22, 23, 31, 34) beträgt im Durchschnitt 6 %, wobei diese Zahl stark von der Flugzeuggröße abhängt. Aus diesem Grund kann die relative Masse der Avionik bei Business-Jets bis zu 14 % betragen und bei großen normalen zivilen Flugzeugen nur 5 %. Es ist eher so, dass die absolute Masse der Avionik konstant ist, weil die Anzahl der elektronischen Geräte, die in einem Strahlflugzeug gebraucht werden, nahezu immer konstant ist. Wie Tabelle 1.3 zu entnehmen, ist die Masse einiger Systeme von geringer Bedeutung bei der Abschätzung der Masse der Flugzeugsysteme.

Alternativ ist es möglich, einen *bottom up* Ansatz zu verfolgen. Diese Technik der Massenschätzung verwendet Systemparameter, um die Masse des Systems zu prognostizieren. Gleichungen werden in **Raymer 2012**, **Roskam 1989**, oder **Torenbeek 1988** gegeben. Darüber hinaus sollte das Wissen der Society of Allied Weight Engineers genutzt werden. Siehe **SAWE 2013**.

Wenn Massen im Flugzeugprojekt erfasst werden sollen, ist es wichtig zunächst eine detaillierte Massenaufteilung (mass break down) festzulegen. Boeing nutzt ein Format welches *Weight Research Data 1* (WRD1) genannt wird. Airbus verwendet so genannte *Weight Chapters*. Ein weiterer Ansatz ist mit **MIL-STD-1374** gegeben. In Tabelle 1.3 wurde eine Masseanalyse nach dem *ATA 100* verwendet.

Zu beachten ist, dass sich die Prognosegenauigkeit verschlechtert, wenn der Detailgrad der Analyse erhöht wird. Boeing schätzt die Vorhersagegenauigkeit mit seiner alten Methode für die Vorhersage der Masse einzelner Systeme mit einem relativen Fehler von $\pm 90\%$. Im Gegensatz dazu wird die resultierende Masse alle Systemmassen addiert nicht mehr als $\pm 16\%$ abweichen (**Boeing 1968**). Grund dafür ist, dass sich Fehler mit unterschiedlichem Vorzeichen teilweise aufheben bei der Addition.

Detaillierte Systemmasseprognosen sind weiterhin notwendig für die *Berechnung des Flugzeugschwerpunktes* (center of gravity, CG). Das Hauptfahrwerk macht etwa 87 % und das Bugfahrwerk die restlichen 13 % der gesamten Fahrwerksmasse aus. Mit bekannten Positionen des Bugfahrwerks und des Hauptfahrwerks können diese Informationen in die Schwerpunktberechnung des Flugzeuges eingespeist werden. Die Position des Schwerpunktes der anderen Systeme kann an einem Punkt angenommen werden, der 40 % ... 50 % von der gesamten Rumpflänge hinter der Flugzeugnase liegt.

Praktische Masseprognosen werden wie folgt aussehen: In der frühen Entwurfsphase werden statistische Methoden angewandt werden. Die Flugzeughersteller können Informationen aus der Massendatenbank älterer Flugzeuge entnehmen um das neue Design zu entwerfen.

Der Zulieferer hat wahrscheinlich eine recht gute Vorstellung davon, welche Masse ein Gegenstand hat, den er angeboten hat, weil er andere ähnliche Teile schon konstruiert hat und er die Gegenstände damit vergleichen kann. Wenn sich die neue Komponentengröße von, der älteren Komponente stärker unterscheidet, so kann die Masse mit einer Skalierung abgeschätzt werden. In einem abschließenden Entwicklungsschritt kann die Massenberechnung für Flugzeugsysteme auf den tatsächlichen (gewogenen) Massen der Komponenten basieren, die bereits an den Hersteller geliefert wurden.

Es gibt einen weiteren Vorteil von Masseprognosen: Die *Systemmasse* kann für eine grobe *Kostenkalkulation* benutzt werden Dies ist möglich, wenn die Kosten pro Masse bekannt sind. Das Konzept der Berechnung der Kosten von Massen kann scheitern, wenn teure Maßnahmen zur Gewichtsreduktion angewendet werden. Das Konzept kann auch versagen, wenn sehr ausgereifte Technologien angewendet werden, um das Gewicht zu reduzieren und diese dann nicht in den festgelegten Kosten pro Masse Einheit berücksichtigt werden.

1.7 Leistung

Segelflugzeuge nehmen die Energie aus dem Aufwind, solarenergiebetriebene Flugzeuge nutzen die Energie der Sonne. Sogar vom Menschen angetriebene Flugzeuge gibt es. Die Antriebskraft für jedes andere fliegende Objekt erfordert jedoch Kraftstoff. Dieser Kraftstoff wird für die Triebwerke des Flugzeuges verwendet. *Sekundärenergie* (secondary power) (hydraulische, elektrische oder pneumatische Energie) bezieht die Energie ultimativ von den Triebwerken, um die vielen weiteren Verbraucher an Bord mit dieser “Nichtantriebsenergie” (non-propulsive power) zu versorgen. Sekundärenergie wird überall dort benötigt, wo Funktionen nicht mehr durch den Pilotenmuskel direkt betätigt werden können. Das ist so weit erst einmal das einfache Bild zu Energie und Leistung im Flugzeug. Es gibt aber noch mehr zu beachten:

- Verschiedene *Sekundärenergiequellen* sind in der Luft und am Boden verfügbar.
 - Fragen der Versorgungssicherheit
 - Notwendigkeit für einen autonomen Betrieb des Flugzeuges am Boden ohne Triebwerke
- *Sekundärenergielasten* können in zwei Kategorien eingeteilt werden.
- *Sekundärenergiekonversion* verwandelt Sekundärenergie von einer Form in eine andere.

Versorgungssicherheit: Ein **Hilfstriebwerk** (auxiliary power unit, APU) wird verwendet, um Sekundärenergien aus Kraftstoff zu erzeugen. Ein APU ist eine Gasturbine. In der Regel sind die APUs so gebaut, dass sie elektrische und pneumatische Energie produzieren. Eine **Stauluftturbine** (ram air turbine, RAT) wird verwendet, um hydraulische oder elektrische Energie aus der kinetischen Energie der Luft zu erzeugen. Dies ist auch ohne Treibstoff und ohne laufende Triebwerke möglich – zumindest solange sich das Flugzeug im Gleitflug befindet und seine potentielle Energie verbraucht. Abgesehen von der Muskelkraft des Piloten, sind die Flugzeugbatterien die letzte begrenzte Energiequelle an Bord.

Autonomer Betrieb am Boden: *Ground Power* kann auf dem Vorfeld oder im Hangar verfügbar sein. Das Flugzeug kann so direkt mit Strom, Hochdruckhydraulikflüssigkeit, Druckluft und/oder klimatisierter Luft versorgt werden. Menschliche Kraft könnte bei der Handpumpe im Hydraulik System benötigt werden. Wenn nur elektrische Energie am Boden zur Verfügung steht, hängt die Versorgung des Flugzeuges von den Möglichkeiten der Sekundärenergiekonversion ab. Ohne eine Energieversorgung vom Boden und bei ausgeschalteten Triebwerken kann das Flugzeug nur autonom arbeiten, wenn es mit einem Hilfstriebwerk (APU) ausgestattet ist.

Sekundärenergielasten (secondary power loads) können eingeteilt werden in

- Technische Lasten (technical loads) werden benötigt von Ausrüstungskomponenten, die notwendig sind das Flugzeug sicher zu betreiben.
- Kommerzielle Lasten (commercial loads) werden benötigt von Ausrüstungskomponenten, die dem Passagier mehr Komfort und Zufrieden bieten sollen.

Die Leistungsumwandlung zwischen verschiedenen sekundären Energiesystemen wird verwendet, um die Zuverlässigkeit des Gesamtsystems zu erhöhen. Wenn wir die hydraulische, elektrische oder pneumatische Energie berücksichtigen dann gibt es ...

- *Sechs verschiedene unidirektionale Umformungen.* Drei Beispiele dazu:
 - Umwandlung: elektrische in hydraulische Energie:
Elektrische Hydraulikpumpe
 - Umwandlung: pneumatische in hydraulische Energie:
Per Druckluftturbine angetriebene Hydraulikpumpe
 - Umwandlung hydraulische zu elektrische Energie:
Per Hydraulikmotor angetriebener Generator
- *Drei verschiedene bidirektionale Umwandlungen* erlauben eine Zweiwege-Energieumwandlung zwischen zwei verschiedenen Sekundärenergiesystemen innerhalb einer Umwandlungseinheit.

Seit vielen Jahren haben hydraulische, pneumatische und elektrische Energieversorgungen in Verkehrsflugzeugen ausgereicht, um den Anforderungen der technischen und kommerziellen Lasten gerecht zu werden. Der Systemaufbau hat den Schwerpunkt auf zuverlässige und leichte sowie preiswerte Lösungen gelegt. Im Gegenzug wurde von der Kraftstoffzufuhr zum System Ausgang ein sehr niedriger Wirkungsgrad akzeptiert.

In den letzten Jahren wurde beobachtet, dass Flugzeuge immer höheren technischen Lasten ausgesetzt sind. Markttrends zu längeren Flugzeiten haben ebenfalls höhere *kommerzielle* Lasten verursacht z. B. durch Inflight Entertainment. Die Möglichkeiten immer mehr Leistung vom Triebwerk abzunehmen (power off-takes) sind aber begrenzt.

In der Zukunft könnte es möglicherweise nur noch eine Sekundärenergieform geben: elektrische Energie. Energien würden dann nur noch flexible per Kabel im Flugzeug verteilt werden. Die nächste Flugzeuggeneration könnte dieses *power by wire* bringen, die Übertragung von Leistung im Flugzeug nur noch mit elektrischem Strom.

1.8 Kosten und Vergleichsstudien

Vergleichsstudien spielen eine wichtige Rolle im Entwurf von Flugzeugsystemen. Durch *Vergleichsstudien* wird der beste unter verschiedenen vorgeschlagenen Systementwürfen gefunden. *Sicherheitsaspekte* erlauben keine Kompromisse, weil die Zulassungsbestimmungen genau beachtet werden müssen. Auch *Leistungsaspekte* lassen wenig Platz für Entwurfsfreiheiten, da in der Regel nur so viel Leistung zur Verfügung gestellt werden sollte, wie gerade benötigt wird. Leistungsfähigere Flugzeugsysteme produzieren nur unnötige Kosten. Die Kosten müssen so gering wie möglich gehalten werden. Deshalb sind die *Kostenaspekte* in Vergleichsstudien ausschlaggebend. Mit Vergleichsstudien wird ermittelt, welches Systemdesign ein neues Flugzeug erhalten soll.

Flugzeugsysteme werden i. d. R. so bewertet, dass auf die wichtigsten Kostenverursacher geschaut wird. Ohne die Sicherheitsaspekte und die Leistungsaspekte bleiben zur Bewertung:

- Masse
- Wartbarkeit
- Zuverlässigkeit
- Kosten des Systems
- Andere spezifische Kriterien je nach Flugzeugsystem

Die einfachste Form, wie aus diesen unterschiedlichen Kriterien eine Bewertungszahl gemacht werden kann, ist durch eine gewichtete Summenbildung der Bewertungspunkte zu den einzelnen Kostenverursachern.

Im Gegensatz dazu basiert eine Bewertung auf Flugzeugebene in erster Linie auf den direkten Betriebskosten, DOC. DOC berücksichtigt ebenfalls Kriterien wie Masse, Wartbarkeit und Kosten des Flugzeuges. Jedoch kombinieren die DOC diese separaten Parameter eindeutig durch Berechnung ihrer wirtschaftlichen Auswirkung. Subjektive Manipulationen der Ergebnisse werden auf diese Weise weitgehend vermieden.

Eine DOC-Methode auf Flugzeugebene kann nicht einfach so wie sie ist auf Flugzeugsysteme, Subsysteme oder Komponenten übertragen werden. Aus diesem Grund wurde eine *DOC-Methode angepasst auf Flugzeugssysteme* genannt DOC_{SYS} (**Scholz 1998**). Die Methode folgt den Prinzipien der DOC-Methoden auf Flugzeugebene so eng wie möglich, hat aber zwei weitere Kostenelemente aufgenommen (C_{DEL} und C_{SH})

$$C_{DOC,SYS} = C_{DEP} + C_F + C_M + C_{DEL} + C_{SH}$$

C_{DEP} Abschreibung des Systems (eine Funktion des Systempreises)

C_F Treibstoffkosten des Systems

C_M	Direkte Wartungskosten des Systems
C_{DEL}	Verspätung- und Ausfallkosten verursacht durch das System
C_{SH}	Kapitalkosten verursacht durch notwendige Systemersatzteile auf Lager

Die Treibstoffkosten C_F fallen an aufgrund von:

- Transport der Systemmasse (feste oder variable Masse während des Fluges)
(Berücksichtigung der Gleitzahl und des spezifischen Kraftstoffverbrauchs des Triebwerks)
- Wellenleistungsentnahme von den Triebwerken (shaft power off-takes)
(durch elektrische Generatoren oder hydraulische Pumpe)
- Zapfluftentnahme
(durch das Pneumatiksystem)
- Stauluftentnahme (ram air off-takes)
(z. B. für die Klimaanlage)
- Zusätzlicher Widerstand verursacht durch das System
(z. B. durch Antennen).