

BUNDESFACHSCHULE FÜR FLUGTECHNIK

**FLUGZEUGE
mit
TURBINENTRIEBWERKEN**

***AERODYNAMIK,
STRUKTUREN und
SYSTEME***

3. Klasse

Lehrinhalte nach European Aviation Safety Agency (EASA)

Part-66, Modul 11a

Unterrichtsvorbereitung

Dipl.-HTL-Ing.

Manfred HOLZER

INHALTSVERZEICHNIS

3	ZELLENSTRUKTUREN – FLUGZEUGE	7
3.1	RUMPF (Fuselage – ATA - 52/53/55/56)	8
3.1.1	RUMPFKONSTRUKTION	9
3.1.1.1	GERÜSTBAUWEISE	9
3.1.1.2	SCHALENBAUWEISE	10
3.1.2	DRUCKABDICHTUNG	12
3.1.3	FLÜGEL- UND LEITWERKSBEFESTIGUNG	13
3.1.4	FAHRWERKSANLENKUNG	15
3.1.5	TÜREN UND NOTAUSGÄNGE (Doors and Emergency Exits)	16
3.1.5.1	KONSTRUKTION	16
3.1.5.2	SICHERHEITSEINRICHTUNG	19
3.1.6	FENSTER UND FENSTERSCHEIBEN (Window and Windscreen)	19
3.1.6.1	COCKPITFENSTER IN DRUCKKABINEN	19
a)	BIRD BOUNCING CONCEPT	21
b)	BIRD BAGGING CONCEPT	21
3.1.6.2	KABINENFENSTER	22
3.2	FLÜGEL (Wings - ATA 57)	23
3.2.1	FLÜGELKONSTRUKTION	24
3.2.1.1	HOLMBAUWEISEN	25
3.2.1.2	RIPPEN- und STRINGERBAUWEISEN	26
3.2.1.3	BEPLANKUNGSBAUWEISEN	27
3.3	STABILISIERUNGSFLOSSEN (Stabilizers - ATA 55)	28
3.3.1	FLOSSENKONSTRUKTION	28
3.4	STEUERRUDER (Control Surface - ATA 55)	29
3.4.1	RUDERAUSGLEICHE (Counterbalance)	30
3.4.1.1	AERODYNAMISCHER AUSGLEICH (Aerodynamic Balance)	30
a)	HORNAUSGLEICH	31
b)	DRUCKKAMMERAUSGLEICH	32
3.4.1.2	GEWICHTSAUSGLEICH (Weight Balance)	32
3.5	GONDELN UND AUSLEGER (Nacelles/Pylons - ATA 54)	34
4	KABINENLUFTKLIMATISIERUNG UND DRUCKBEAUFSCHLAGUNG (Air Conditioning and Cabin Pressurisation – ATA 21)	37
4.1	LUFTVERSORGUNG (Air Supply)	38
4.2	KÜHLUNG (Cooling System)	39

4.2.1	VERDAMPFUNGSKÜHLANLAGE (Vapor-Cycle Cooling System)	39
4.2.1.1	FUNKTION	40
4.2.1.2	KÄLTEMITTEL	42
4.2.2	EXPANSIONSKÜHLANLAGE (Air-Cycle Cooling System)	43
4.2.2.1	FUNKTION	44
4.2.2.2	GESAMTSYSTEM	46
4.3	HEIZUNG (Heating System).....	47
4.3.1	ABGASWÄRMETAUSCHER (Exhaust Shroud Heaters)	47
4.3.2	ZAPFLUFTHEIZUNG (Compressor Bleed Air Heater)	47
4.3.3	VERBRENNUNGSSHEIZER (Combustion Heater).....	48
4.4	LUFTVERTEILUNG UND TEMPERATURREGELUNG	49
4.5	FEUCHTEREGELUNG (Humidity Control System).....	50
4.6	DRUCKREGELUNG (Pressurisation)	50
4.6.1	SAUERSTOFFMANGEL MIT ZUNEHMENDER HÖHE	50
4.6.1.1	SAUERSTOFFZUFUHR	51
4.6.1.2	DRUCKKABINE	51
4.6.2	BEGRIFFSDEFINITIONEN BEI DRUCKKABINEN	52
4.6.3	DRUCKBEAUFSCHLAGUNGSSYSTEME (Pressurisation).....	54
4.6.3.1	FLUGZEUGE MIT KOLBENTRIEBWERKEN	54
4.6.3.2	FLUGZEUGE MIT TURBINENTRIEBWERKEN.....	55
4.6.4	KABINENDRUCKREGELUNG (Cabin Pressure Controller)	55
4.6.5	BEDIENELEMENTE UND ANZEIGEN (Control and Indicating).....	56
5	INSTRUMENTEN- UND AVIONIKANLAGE (Instruments and Avionic System)	59
6	ELEKTRISCHE LEISTUNG (Electrical Power – ATA 24)	59
7	AUSRÜSTUNG UND EINRICHTUNGEN (Equipment and Furnishings – ATA 25)	59
7.1	NOTAUSRÜSTUNG (Emergency Equipment).....	59
7.1.1	NOTRUTSCHE (Escape, Emergency or Evacuation Slide)	60
7.2	KABINENEINRICHTUNG (Cabin Furnishing Installation).....	63
7.2.1	SITZE (Seats).....	63
7.2.2	ANSCHNALLGURTE (Harnesses and Belts).....	65
7.2.3	KABINENUNTERHALTUNGSEINRICHTUNG	65
7.2.4	BORDKÜCHENINSTALLATION (Galley Installation).....	66
7.2.5	FRACHTHANDHABUNG- UND BEFESTIGUNGS-AUSRÜSTUNG (Cargo Handling and Retention Equipment)	67
8	FEUERSCHUTZANLAGE (Fire Protection ATA - 26).....	68

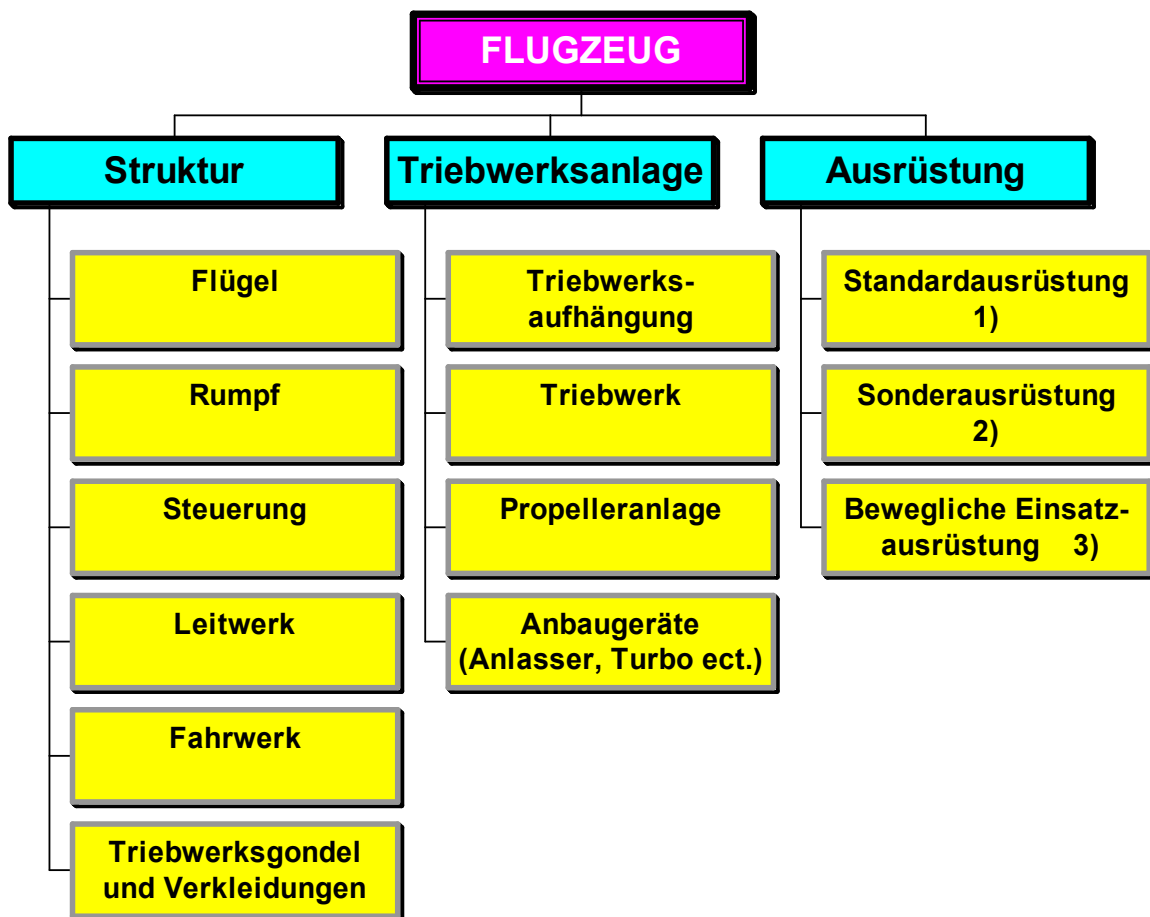
8.1	FEUER- UND RAUCHWARNSYSTEM.....	69
8.1.1	FEUER- UND ÜBERTEMPERATURFÜHLER (Fire Detectors)	69
8.1.1.1	THERMOSCHALTER (Thermoswitch).....	69
8.1.1.2	THERMOELEMENT (Thermocouple).....	70
8.1.1.3	FEUERWARNSCHLEIFE (Continuous-Loop Detector).....	71
a)	GASDRUCKSCHLEIFE	72
b)	HALBLEITERSCHLEIFE	74
8.1.2	RAUCHFÜHLER (Smoke Detector).....	75
8.1.2.1	OPTISCHE RAUCHERKENNUNG (Visual Smoke Indicator).....	75
8.1.2.2	PHOTO-ELEKTRISCHER RAUCHFÜHLER (Photoelectric Smoke Detector).....	76
8.1.2.3	IONISATIONSRACHFÜHLER (Ionization Smoke Detector).....	77
8.2	FEUERLÖSCHERSYSTEM.....	78
8.2.1	LÖSCHMITTEL (Fire Extinguishing Agents)	78
8.2.1.1	KOHLENDIOXYD (CO ₂).....	78
8.2.1.2	HALON.....	78
8.2.2	HANDFEUERLÖSCHER (Portable Fire Extinguisher).....	79
8.2.3	FEST INSTALLIERTE FEUERLÖSCHANLAGE (Fixed Fire-Extinguishing System)	79
9	FLUGSTEUERUNG (Flight Controls – ATA - 27).....	81
9.1	BETÄTIGUNGSSYSTEME VON STEUERUNGEN (System Operation).....	81
9.1.1	MANUELLES BETÄTIGUNGSSYSTEM (Manual System Operation).....	81
9.1.1.1	STEUERSEILE (Control Cable).....	82
a)	AUFBAU DER STEUERSEILE:	82
b)	SEILVERSCHLEISS:.....	84
9.1.1.2	SEILSCHUHE (Cable Terminal)	85
9.1.1.3	SEILROLLEN (Pulleys).....	86
9.1.1.4	SEILDURCHFÜHRUNGEN (Fairleads)	87
9.1.1.5	SPANNSCHLÖSSER (Turnbuckles).....	87
9.1.1.6	AUTOMATISCHE SEILSPANNER (Automatic Tension Adjusters)	91
a)	FUNKTION BEI KALTER UMGEBUNG:	91
b)	FUNKTION BEI WARMER UMGEBUNG:.....	92
c)	FUNKTION BEI STEUEREINGABE:.....	93
9.1.1.7	STOßSTANGEN (Push-Pull Rods).....	94
9.1.1.8	DREHWELLEN (Torque Tubes).....	95
9.1.2	HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM (Hydraulic System Operation).....	96
9.1.2.1	BEWEGLICHES ZYLINDERGEHÄUSE.....	96
9.1.2.2	FIXIERTES ZYLINDERGEHÄUSE	98
9.1.2.3	AUFBAU EINES KRAFTVERSTÄRKERS	100
9.1.2.4	FREISCHALTEN EINES BETÄTIGUNGSZYLINDERS.....	101
9.1.3	ELEKTRO-HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM ("Fly-by-Wire" System Operation)	104
9.1.4	LICHT-HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM ("Fly-by-Light" System Operation).....	107
10	KRAFTSTOFFSYSTEM (Fuel System – ATA 28).....	109

10.1	ALLGEMEINES	109
10.2	SYSTEMAUSLEGUNG BEI EINMOTORIGEN FLUGZEUGEN	110
10.2.1	SCHWERKRAFTFÖRDERUNG.....	110
10.2.2	PUMPENFÖRDERUNG	111
10.2.2.1	EINMOTORIGER TIEFDECKER MIT SCHWIMMERVERGASER	112
10.2.2.2	EINMOTORIGER SCHULTERDECKER MIT KRAFTSTOFFEINSPRITZUNG.....	113
10.3	SYSTEMAUSLEGUNG BEI LEICHTEN TURBINENHUBSCHRAUBERN	115
10.4	KRAFTSTOFFSYSTEM EINES VERKEHRSFLUGZEUGES (B 727)	116
10.4.1	SYSTEMAUSLEGUNG (System Lay-out).....	116
10.4.2	TANKEN UND ENTTANKEN (Fueling and Defueling)	118
10.4.3	ABLASSEN VON KRAFTSTOFF IM FLUGE (Fuel Dumping)	119
10.5	KRAFTSTOFFTANKS (Fuel Tanks)	120
10.5.1	GESCHWEIßTER ODER GENIETETER TANK	120
10.5.2	FLEXIBLER TANK (Bladder Tank).....	121
10.5.3	INTEGRALTANK.....	122
10.6	TANKVERSCHLUSS (Fuel Tank Filler Cap).....	124
10.7	KRAFTSTOFF-BEHÄLTERPUMPE (Fuel Boost{er} Pump).....	124
10.7.1	AUSSENLIEGENDE ZENTRIFUGALPUMPE (Outside Centrifugal Pump).....	125
10.7.2	TAUCH-ZENTRIFUGALPUMPE (Submerged Centrifugal Pump).....	126
10.7.3	STRAHLPUMPE (Jet Pump, Ejector Pump).....	127
11	<i>HYDRAULIKSYSTEM (Hydraulic Power – ATA 29)</i>	<i>129</i>
11.1	ALLGEMEINES	129
11.1.1	VORTEILE DER HYDRAULIK.....	129
11.1.2	NACHTEILE DER HYDRAULIK.....	130
11.1.3	DRUCKAUSBREITUNG.....	131
11.1.4	HYDRAULISCHE KRAFTÜBERSETZUNG	132
11.1.5	HYDRAULISCHE LEISTUNG	133
11.2	SYSTEMAUSLEGUNG (System Lay-out).....	135
11.2.1	EINFACHES BREMSYSTEM (Brake System).....	135
11.2.2	EINFACHES HYDRAULIKSYSTEM MIT EINWEG-ARBEITSZYLINDER.....	136
11.2.3	EINFACHES HYDRAULIKSYSTEM MIT ZWEIWEG-ARBEITSZYLINDER.....	138
11.2.4	EINFACHES HYDRAULIKSYSTEM MIT ANGETRIEBENER PUMPE (Power Pump System)	139
11.2.5	OFFENES ZENTRALSYSTEM (Open-center System).....	140

11.2.6	GESCHLOSSENES ZENTRALSISTEM (Closed-center System).....	142
11.2.7	HYDRAULIK-KOMPAKTSYSTEM (Hydraulic Power-Pack System).....	145
11.2.8	HYDRAULIKSYSTEM EINES VERKEHRSFLUGZEUGES (Airbus A310).....	145
11.3	HYDRAULIKFLÜSSIGKEIT (Hydrauliköl, Hydraulic Fluid).....	147
11.3.1	HYDRAULIKFLÜSSIGKEIT AUF MINERALÖLBASIS	147
11.3.2	SYNTHETISCHE HYDRAULIKFLÜSSIGKEIT	148
11.3.2.1	AUF HYDRO-KARBONATBASIS	148
11.3.2.2	AUF PHOSPHORSÄURE-ESTERBASIS {aromatischer Alkohol}	148
11.4	HYDRAULIKBEHÄLTER (Hydraulic Reservoirs).....	148
11.4.1	DRUCKLOSER HYDRAULIKBEHÄLTER (Non-/Unpressurized Reservoir)	149
11.4.2	DRUCKBEAUFSCHLAGTE HYDRAULIKBEHÄLTER (Pressurized Reservoir)	150
11.5	DRUCKSPEICHER (Hydraulic Accumulator)	152

3 ZELLENSTRUKTUREN – FLUGZEUGE

Luftfahrzeuge werden für Konstruktion und Berechnung in Haupt- und Untergruppen unterteilt. Die Untergruppen können nochmals unterteilt werden. Nach diesen werden auch die Zeichnungsnummern vergeben.



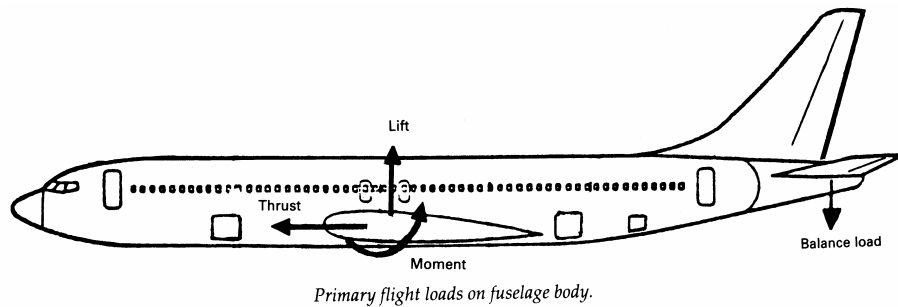
- 1) Mindestausrüstung, mit der alle Flugzeuge das Werk verlassen (z.B. Hydraulik-, Elektronik-, Klima- Enteisungs- und Instrumentenanlage).
- 2) Sonderwünsche der Kunden (z.B. Unterhaltungssystem, spezielle Bestuhlung, Speziallackierung)
- 3) Sie wird bei Bedarf mitgeführt (z.B. Krankentragen, Trennwände, Container)

3.1 RUMPF (Fuselage – ATA - 52/53/55/56)

Die Hauptaufgaben des Rumpfes sind:

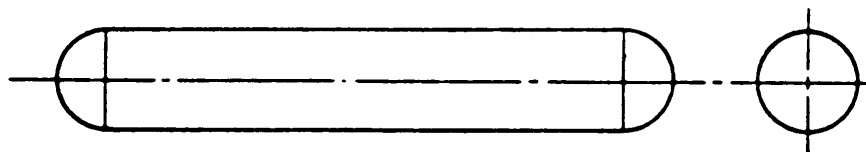
- Unterbringung von Nutzlast und Besatzung.

-



Aufnahme und Übertragen von Flügel-, Leitwerks- und Massenkraften sowie den Kräften aus Start und Landung.

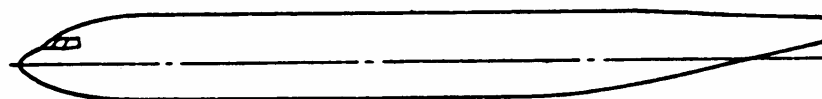
-



Ideal pressure shell.

Halten des Überdruckes für die Druckkabine. Die entsprechende Idealform ist ein Zylinder mit räumlich gekrümmten Endspanten.

-



Aerodynamic smoothness.

Vermeidung großer Luftwiderstände durch entsprechende Rumpfform und Oberflächengüte.

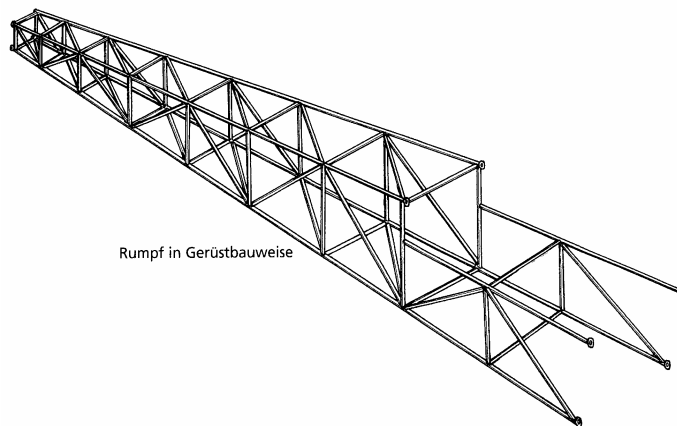


Passenger requirements (cutouts).

Vom Standpunkt des Konstrukteurs sind Passagiere die ungünstigste Nutzlast. Um ihre Erfordernisse zu erfüllen, müssen in der Druckkabine viele Fenster und Türen vorgesehen werden. Dies erfordert Verstärkungen in der Struktur, die das Gewicht beträchtlich erhöhen.

3.1.1 RUMPFKONSTRUKTION

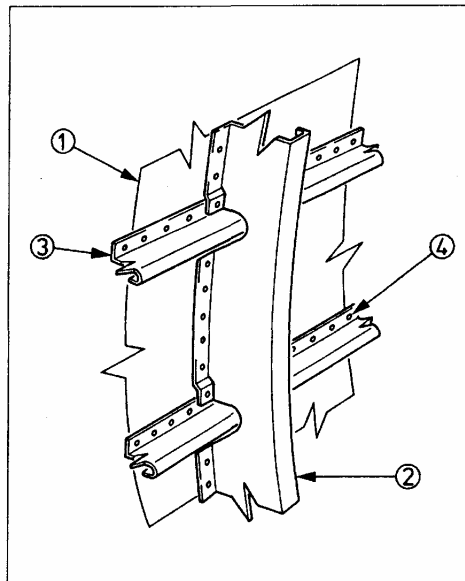
3.1.1.1 GERÜSTBAUWEISE



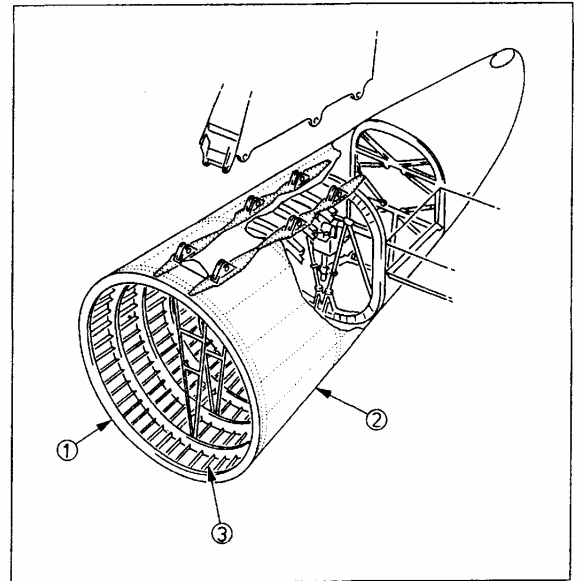
Rumpf in Gerüstbauweise

Diese Bauweise wird heute nur noch bei einfachen Kleinflugzeugen angewendet. Sie besteht meist aus vier, von vorne nach hinten verlaufenden, Gurtrohren aus Stahl zur Aufnahme der Hauptkräfte. Diese sind gegeneinander fachwerkartig abgestrebt. Die Knoten dieser Rohre sind verschweißt (Flugzeugschweißerlizenz erforderlich). Zur aerodynamischen Formgebung wird der Rumpf meist bespannt (Baumwolle- oder Kunststoffbespannung).

3.1.1.2 SCHALENBAUWEISE



● Schalenbauweise. (1) Beplankung, (2) Spant, (3) Stringer, (4) Verbindungselement



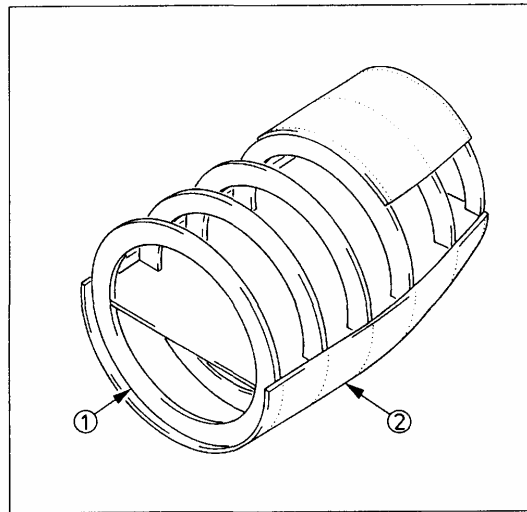
● Rumpfheck des Airbus in Schalenbauweise. (1) Spant, (2) Beplankung, (3) Stringer

Im Gegensatz zur Gerüstbauweise wird bei der Schalenbauweise die Außenhaut (Beplankung, Skin) als tragendes Element in die Konstruktion integriert. Sie dient insbesondere zur Aufnahme der Schubspannungen bei Torsionsbelastung, aber auch zur Aufnahme von Zug- und Druckkräften bei Biegebelastung.

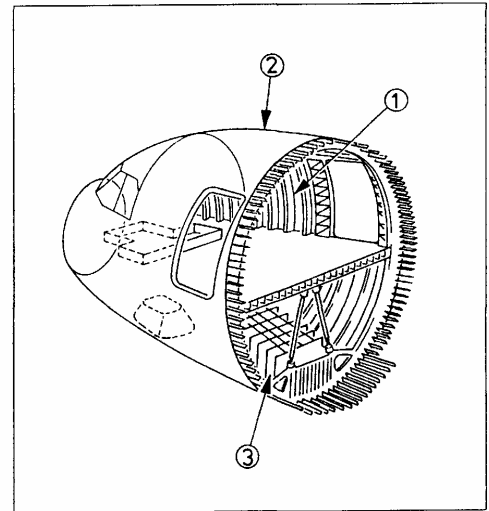
Zur Versteifung der Beplankung wird diese mit Stringern (Stringer - in Längsrichtung) und Spanten (Frame - in Querrichtung) versehen. In diesen Versteifungsgurten werden im Wesentlichen die Normalkräfte übertragen.

Man bezeichnet diese Bauweise auch als Halbschalenbauweise (Semi-Monocoque Structure) und sie ist eine Weiter-

entwicklung der reinen Schalenbauweise.



● Rumpfkonstruktion in Monocoque-Bauweise. (1) Spant, (2) Beplankung



● Airbus-Rumpfvorderteil als Monocoque-Struktur. (1) Spant, (2) Beplankung, (3) Bugfahrwerkskasten

Die reine Schalenbauweise (Monocoque Structure) besteht aus einer rohrähnlichen, etwas dickeren, genieteten Blechbeplankung und einigen, formgebenden Spanten. Sie besitzt jedoch keine Stringer. Von einigen Ausnahmen abgesehen, wird diese Konstruktion im Metallflugzeugbau selten verwendet, da die Konstruktion bei Beschädigung (z.B. Delen) zum Knicken neigt und nur geringe "Fail-Safe"-Eigenschaften besitzt.

Für die Bauelemente der Schalenbauweise von Großflugzeugen werden überwiegend Aluminium-Kupfer-Magnesiumlegierungen (z.B. Al-Cu-Mg) verwendet.

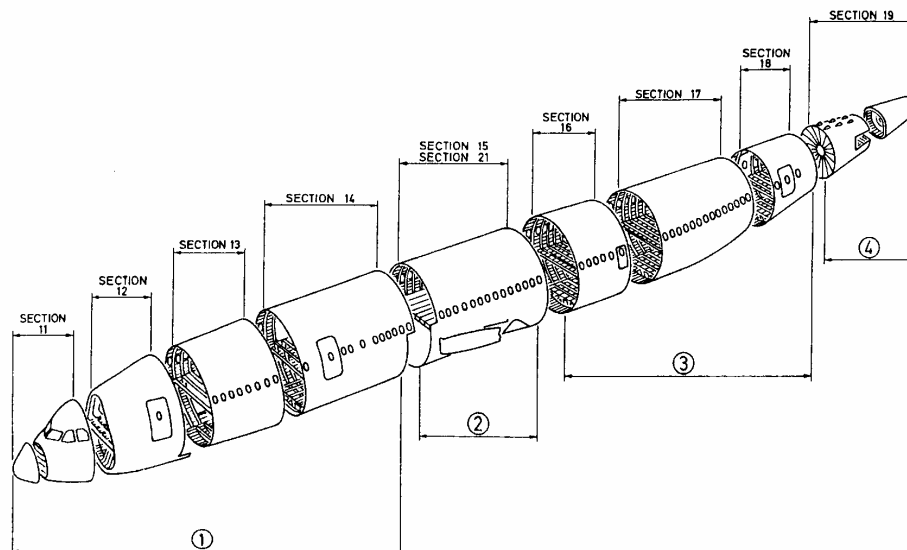
In letzter Zeit laufen verschiedene Projekte, die eine Aluminium-Lithium (Al-Li) Legierung verwenden. Diese bringt un-

gefähr 10% Gewichtersparnis bei allerdings im Moment noch 250% höheren Kosten.

Bei Kleinflugzeugen und modernen Kampfflugzeugen werden auch Schalenbauweisen aus faserverstärktem Kunststoff (mit Epoxydharz getränktem Glasfaser-, Kohlefaser- oder Aramidgewebe) verwendet.

Beim A380 wird für die Rumpfoberschale ein Laminat aus mehreren, dünnen Aluminiumfolien und Glasfasergewebe verwendet (Glass Fibre Reinforced Aluminium – GLARE). Im Vergleich zum Alublech ist GLARE leichter, ermüdungssicherer, feuerbeständiger, schlagfester und korrosionsbeständiger.

3.1.2 DRUCKABDICHTUNG

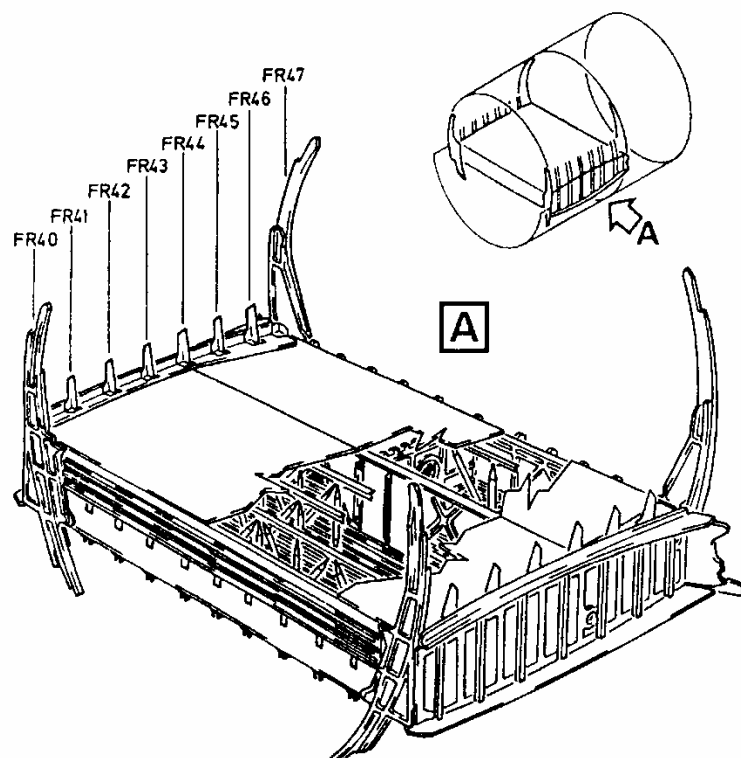


Rumpfstruktur am Beispiel Airbus A300

Der druckbeaufschlagte Rumpfbereich reicht vom Cockpit bis zum, meist kuppelförmigen Druckspant im Heck. Der Frachtraum unter dem Kabinenfußboden steht ebenfalls unter Kabinendruck. Die Blechüberlappungen und Nietungen im Druckbereich werden bei der Herstellung mit einer Paste abgedichtet. Ebenso werden alle Durchführungen durch die Druckkabine (Steuerseile, Kabel, Leitungen usw.) abgedichtet.

3.1.3 FLÜGEL- UND LEITWERKSBEFESTIGUNG

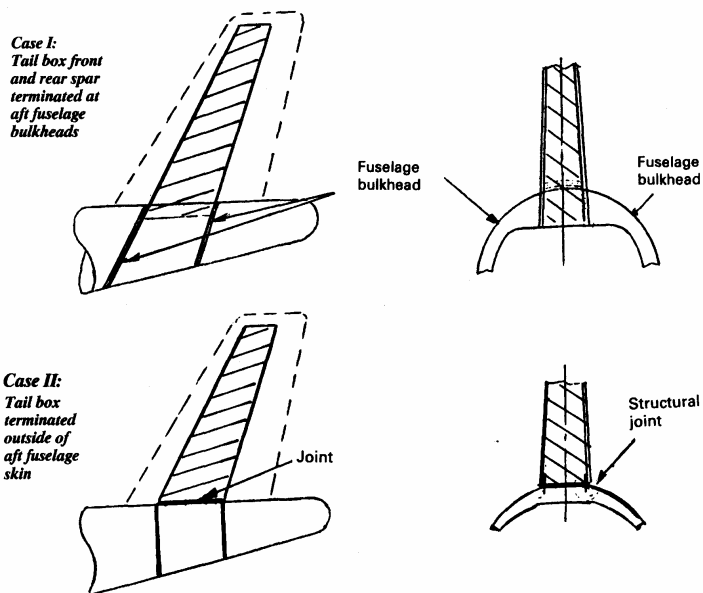
Zum Einleiten der Flügel- und Leitwerkslasten in die Rumpfstruktur sind verstärkte Hauptspante (Bulkhead) vorgesehen.



Flügel-Mittel-Kasten des Airbus A300

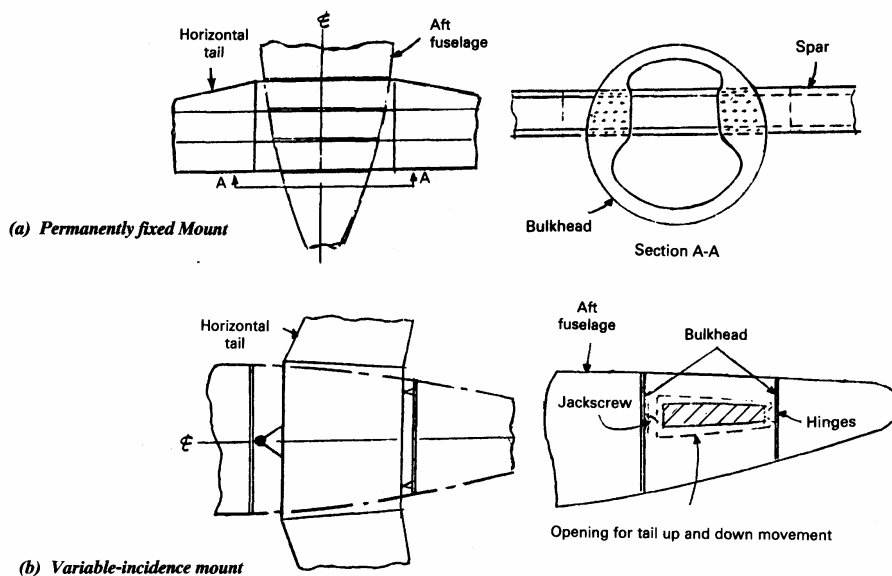
Im mittleren Rumpfteil befindet sich der Flügel-Mittelkasten

(Wing box) der auch als Zentraltank dient. An ihm werden die Flügelhauptholme befestigt.



Configurations of aft fuselage and vertical stabilizer intersection.

Die Seitenflosse kann entweder mit ihren Holmen an verstärkten Rumpfspanten (Case I, siehe auch Skizze "Rumpfheck" in 3.1.1.2) oder an der verstärkten Bepunktung (Case II) befestigt werden.



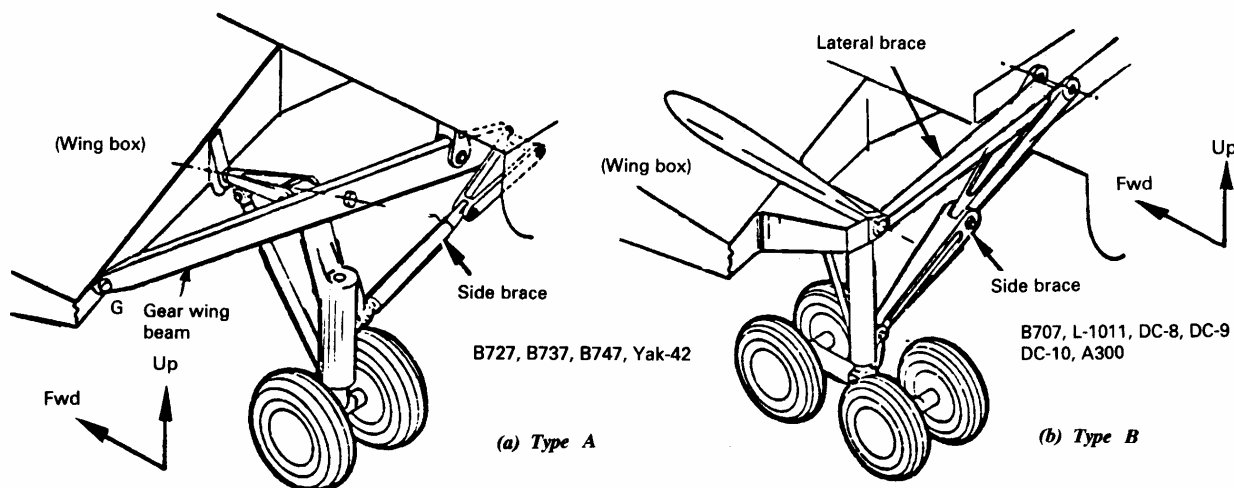
Configurations of horizontal stabilizer and fuselage intersection.

Die Höhenflosse kann entweder fix mit ihren Holmen an den verstärkten Rumpfspanten (a) oder beweglich (Flossentrimmung), an zwei rückwärtigen Lager (Hinge) und einer vorne befindlichen Verstellspindel (Jackscrew) befestigt werden (b).

3.1.4 FAHRWERKSANLENKUNG

Die Belastungen durch das Fahrwerk ergeben die höchsten lokalen Lasten am Flugzeug. Das Einleiten dieser Kräfte in die Halbschalenstruktur des Rumpfes oder in die "Wing box" erfordert massive konstruktive Verstärkungen.

Es müssen auch konstruktive Vorkehrungen getroffen werden, damit bei Lande-, Start- und Rollunfällen das Fahrwerk den "Wing box - Tank" (Zentraltank) nicht aufreißt.



Main gear support configuration (transport low wing design).

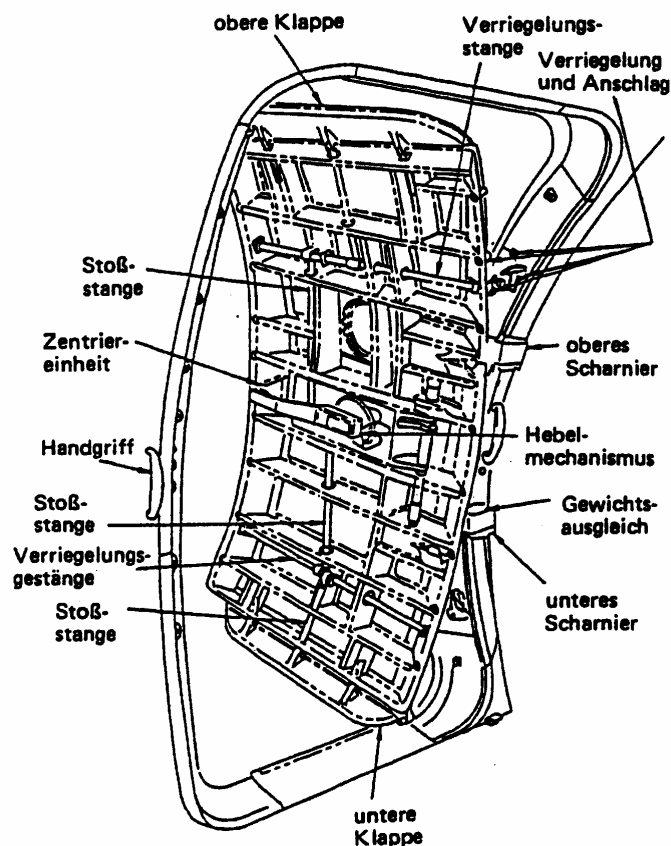
Das linke Standard-Hauptfahrwerk (a) ist zweimal an der "Wing box" und am Rumpf angelenkt. Das rechte (b) ist an einer Konsole an der verstärkten "Wing box" und am Rumpf befestigt.

3.1.5 TÜREN UND NOTAUSGÄNGE (Doors and Emergency Exits)

Sämtliche Außentüren müssen von außen und von innen zu öffnen sein, selbst wenn von innen Passagiere gegen die Türe drängen, oder bei einer leichten Bruchlandung die Struktur verformt wurde.

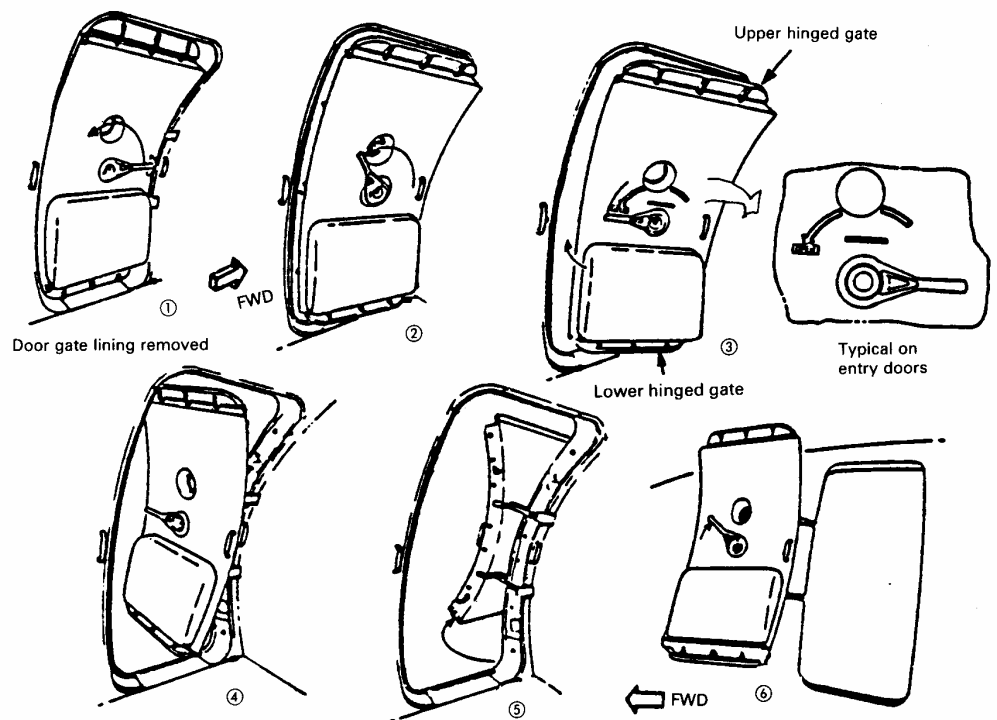
Bei nach innen öffnenden Türen sind Vorkehrungen zu treffen, die Passagiere davon abhalten, den Öffnungsvorgang der Türen zu behindern.

3.1.5.1 KONSTRUKTION



Eingangstür (Boeing 727)

Türen von Druckkabinen, haben eine aufwändige Konstruktion und Mechanik. Der Grund liegt in den großen Druckkräften, die von innen auf eine Tür wirken (beispielsweise wirkt auf eine 1x2m große Türe eine Kraft von 112kN). Diese Kräfte müssen gleichmäßig in die Rumpfstruktur eingeleitet werden. Dazu sind meist am Umfang von Tür und Struktur verteilte Anschlagpunkte vorgesehen. Diese sind teilweise einstellbar, um ein gleichmäßiges Aufliegen zu erreichen.

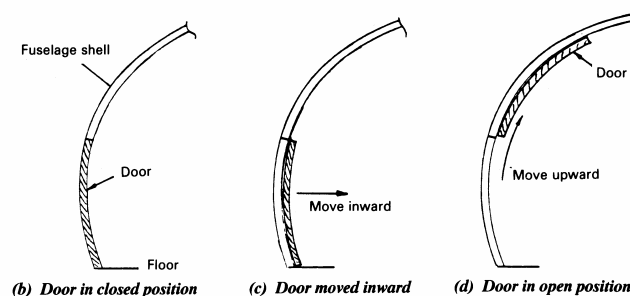
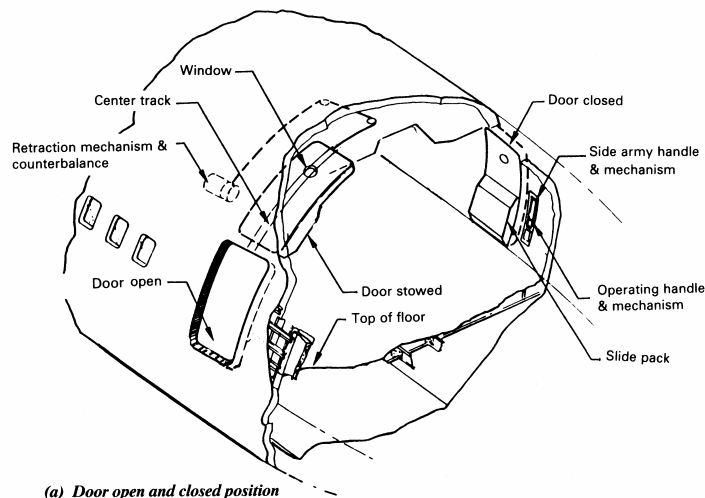


Swing opening passenger door — B747.

Passagierflugzeuge besitzen meist nach innen öffnende Türen in Form eines "Stoppels" (Plugged-type Doors). Dies gewährleistet, dass auch bei einem Versagen des Scharnier- oder Verriegelungsmechanismus, der Kabinendruck die Tür in ihren Sitz hineindrückt und dort hält.

Durch Klappen (Hinged Gate) an der Ober- und Unterseite wird die Tür in der Höhe verringert und dann nach außen gedreht (Skizze). Damit steht die volle Türöffnung für die Benutzung zur Verfügung. Zusätzlich wird durch die Klappen der restliche Differenzdruck zwischen Kabine und Außenatmosphäre ausgeglichen.

Die Türaufhängung erfolgt meist mittels zweier Scharnierbänder. Sie erlauben die Türbewegung nach außen. Bei schweren Türen kann der Öffnungsvorgang pneumatisch oder elektrisch unterstützt werden.



This type of door has been used on the L-1011, DC-10, B767 etc

Eine andere Möglichkeit erlaubt es, die Tür entlang der Innenverkleidung nach oben zu schieben.

3.1.5.2 **SICHERHEITSEINRICHTUNG**

Die Verriegelung muss die Tür gegen jedes Öffnen im Fluge sichern. Das ordnungsgemäße Schließen und Verriegeln muss durch entsprechende Einrichtungen und Anzeigen erkennbar sein.

Die Verriegelung im geöffneten Zustand ist meistens in ein Scharnierband integriert. Sie muss sicherstellen, dass eine am Boden geöffnete Türe sich nicht von selbst wieder schließen kann. In den Türen können sich auch Notrutschen befinden.

3.1.6 **FENSTER UND FENSTERSCHEIBEN** (Window and Windscreen)

Die Scheiben in den Fenstern sind der Rumpfkontur angepasst und so konstruiert, dass sie vorhersehbaren Schadenseinwirkungen standhalten (z.B. Vogelschlag). Bei Flugzeugen mit Druckkabine müssen die Scheiben zusätzlich dem Differenzdruck standhalten können. Die Scheiben werden nach dem "Fail-Safe" Design (Ausfallsicherheit) ausgelegt, sodass bei Bruch einer Scheibenschicht eine zweite sämtliche Kräfte aufnehmen kann.

3.1.6.1 **COCKPITFENSTER IN DRUCKKABINEN**

Die Scheiben dieser Fenster bestehen aus Mehrschichtglas

mit tragenden Schichten und Zwischenschichten und müssen folgende Eigenschaften besitzen:

- Verzerrungsfreie Sicht
- Dichtheit
- Festigkeit (Stau- und Kabinendruck)
- Vogel- und Hagelschlagsicherheit
- Splittersicherheit
- Kratzfestigkeit (bei Einsatz von Scheibenwischern)
- Elektrostatische Entladung
- UV-Beständigkeit
- Ausgleich von Rumpfverformungen
- Einfache Montage und Wartung

Die tragenden Schichten bestehen aus vergüteten Gläsern (durch Erhitzen auf 370°C und anschließendem Abschrecken erreicht man eine Verfünffachung der Festigkeit).

Die Zwischenlagen bestehen aus Kunststoff (Vinyl) und haben folgende Aufgaben:

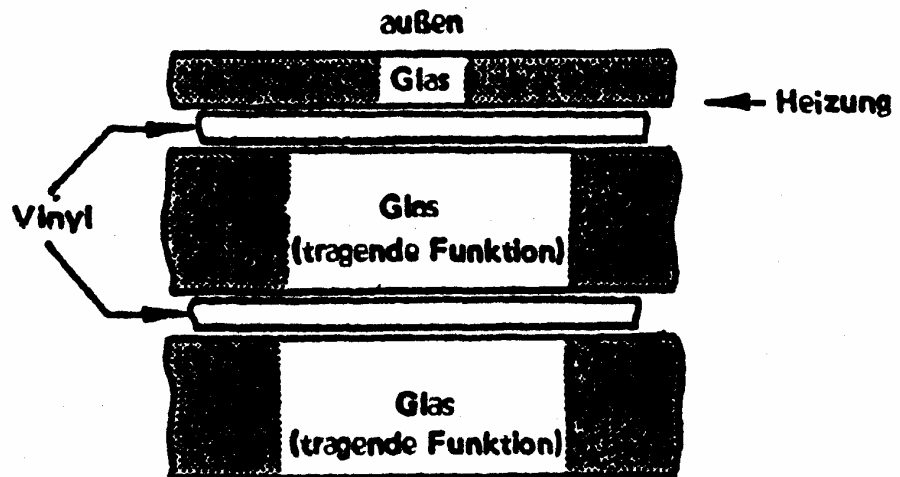
- Verbinden der einzelnen Glasschichten
- Aufnahme der Wärmedehnungen des Glases
- Absorbieren der Vogelschlagenergie

Durch Aufdampfen von transparenten Metallschichten (auf die Innenseite der Außenscheibe) und Zuführen von Strom

wird ein Vereisen der Scheiben verhindert.

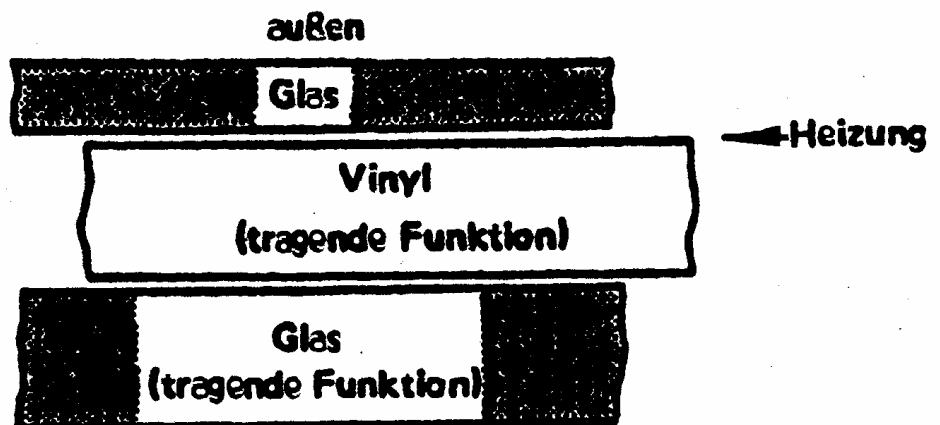
Bei den Cockpitscheiben unterscheidet man zwei Konstruktionsprinzipien:

a) BIRD BOUNCING CONCEPT



Die Scheibe ist so fest und steif, dass ein Vogel von ihr abprallt ohne sie zu beschädigen (z.B. B 747, A 310).

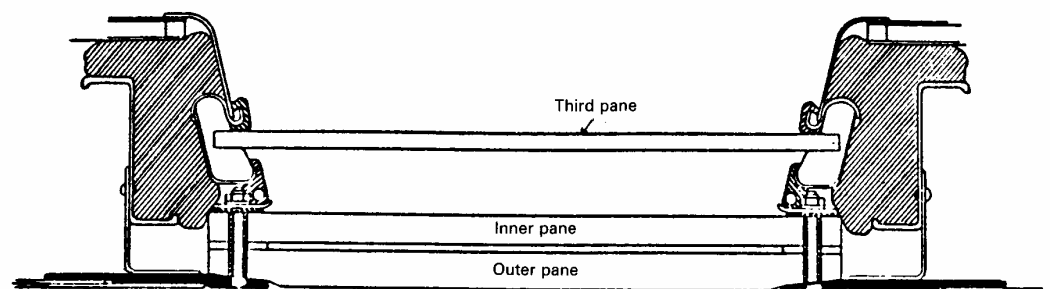
b) BIRD BAGGING CONCEPT



Durch den aufprallenden Vogel brechen die Glasschich-

ten. Die Aufprallenergie wird hauptsächlich durch die elastische Vinylschicht aufgenommen. Dazu muss sie ständig beheizt werden um die erforderliche Elastizität zu erhalten. In der Folge wird auch der Kabinendruck von dieser Schicht aufgenommen (z.B. B 737).

3.1.6.2 KABINENFENSTER



Passenger window installation

Kabinenfenster in Flugzeugen mit Druckkabine haben normalerweise drei Scheiben. Sowohl die äußere und mittlere Scheibe kann, jede für sich, den vollen Kabinendruck aufnehmen. Die innere Scheibe ist meist Bestandteil der Innenverkleidung und dient als Beschädigungs- und Verschmutzungsschutz für die mittlere Scheibe sowie der Außenlärmdämmung.

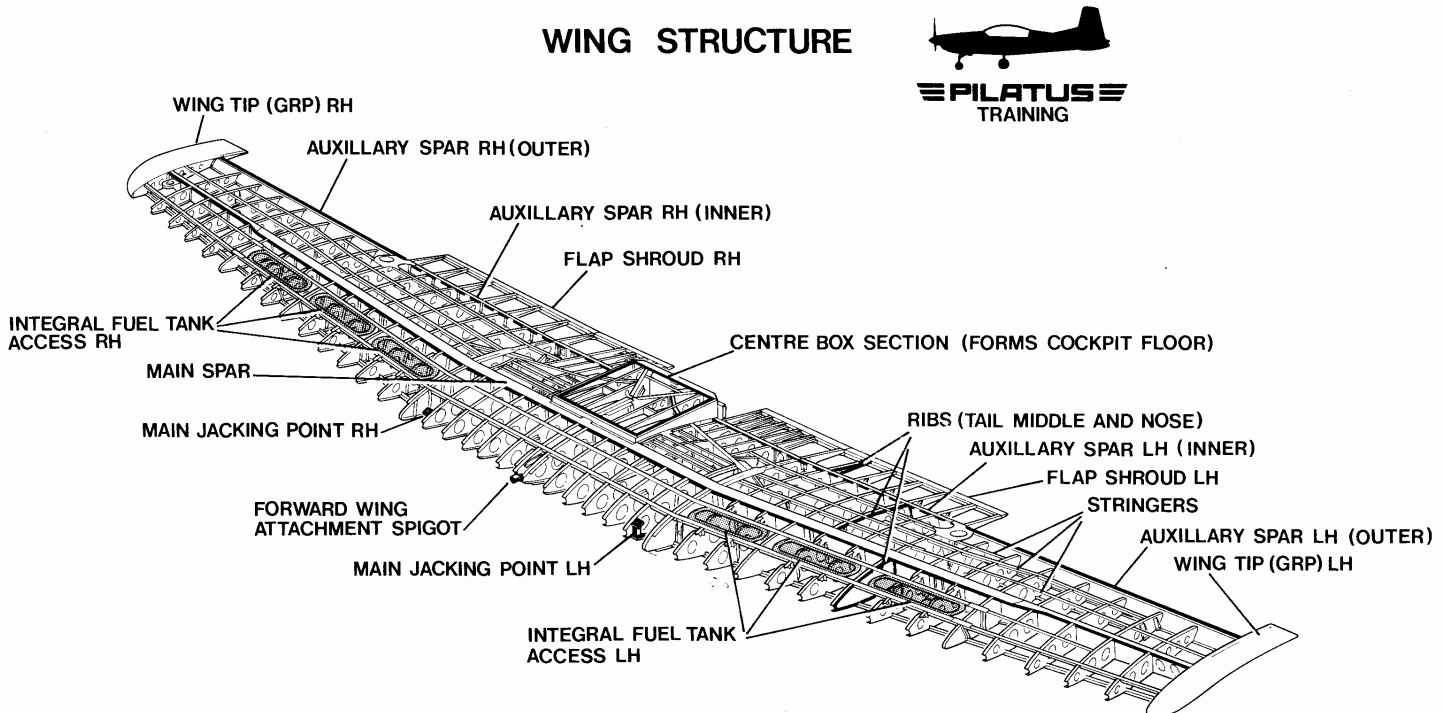
Die Kabinenscheiben bestehen aus Acrylglas (Plexiglas), das zur Erhöhung der Festigkeit gereckt wird (nach dem Aushärten wird es auf 200°C erhitzt und dann gleichmäßig auseinander gezogen um eine Festigkeitserhöhung zu erreichen).

Der Scheibenzwischenraum zwischen der äußeren und der mittleren Scheibe wird belüftet um ein Beschlagen zu verhindern.

3.2 FLÜGEL (Wings - ATA 57)

Die Hauptaufgaben des Flügels sind:

- Auftriebserzeugung
- Steuerung (Querruder, Spoiler)
- Kraftstoffaufnahme
- Triebwerksaufnahme
- Hauptfahrwerksaufnahme

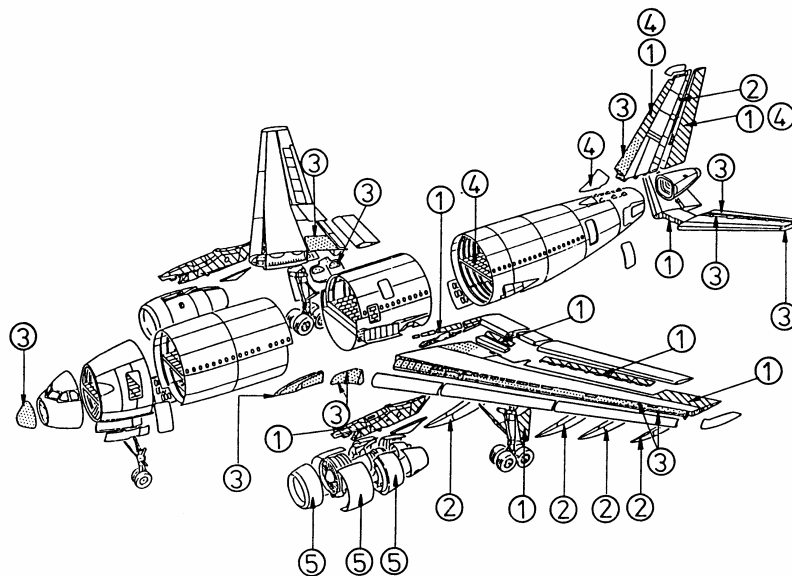


3.2.1 FLÜGELKONSTRUKTION

Der Flügel wird bei Großflugzeugen meist in Aluminium-Schalenbauweise gefertigt. Sie bestehen aus den Holmen (Spars), Rippen (Ribs), Stringern (Stringers) und der Beplankung (Skin) und werden auf Biegung und Verdrehung beansprucht.

Bei Kleinflugzeugen und modernen Kampfflugzeugen werden auch Schalenbauweisen aus faserverstärktem Kunststoff (mit Epoxydharz getränktes Glasfaser-, Kohlefaser- oder Aramidgewebe) verwendet (Durchführung in Kunststoffwerkstätte).

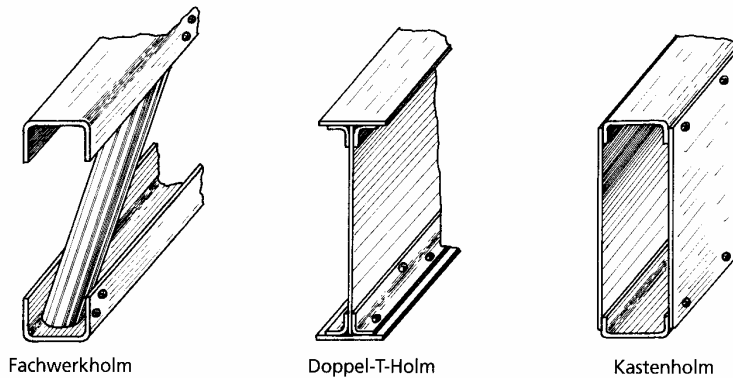
- (1) CFK (CFRP Composites = carbon fibre reinforced plastics; composites (engl.) = Verbund)
 - (2) AFK (AFRP Composites = aramid fibre reinforced plastics)
 - (3) GFK (GFRP Composites = glass fibre reinforced plastics)
 - (4) Hybridverbundwerkstoff aus CFK und AFK
 - (5) Hybridverbundwerkstoff aus CFK, AFK und Wabenkern
- Der Seitenleitwerksholmkasten ist das erste Primärbauteil in Faserverbundbauweise.



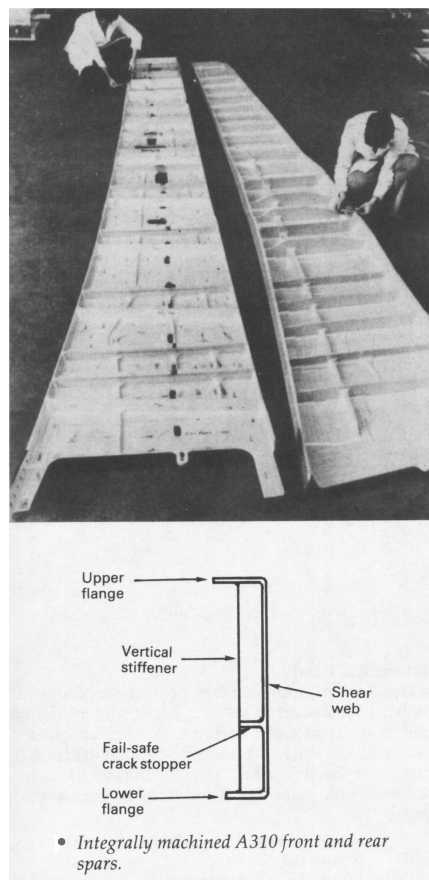
● Im Airbus A 310 verwendete Faserverbundwerkstoffe

Bei modernen Verkehrsflugzeugen werden die Stabilisierungsflossen, Steuerruder und Teile des Flügels ebenfalls aus Faserverbundwerkstoff hergestellt.

3.2.1.1 HOLMBAUWEISEN

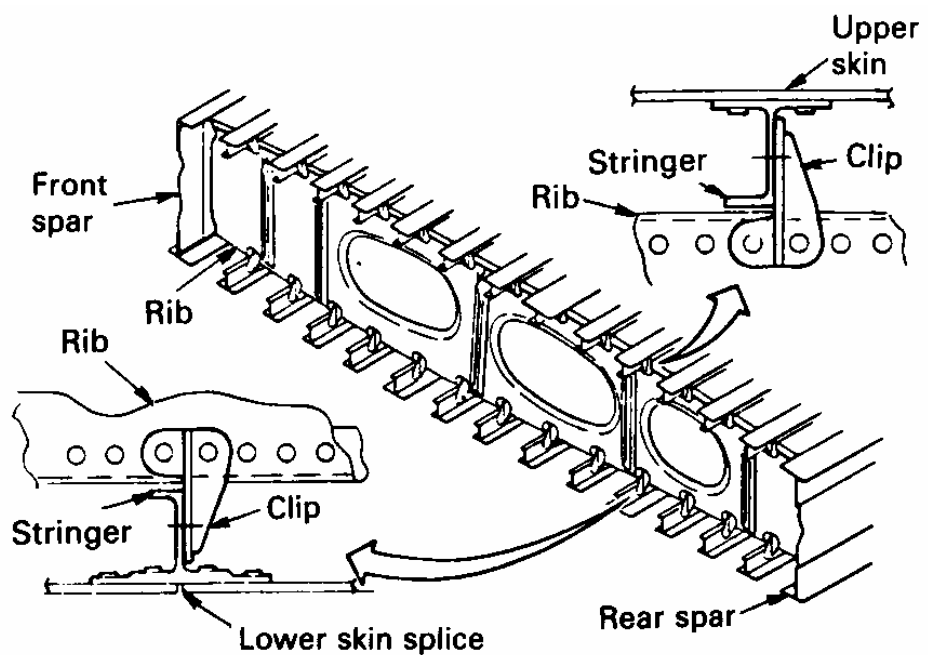


Der Holm verläuft in Längsrichtung des Flügels und nimmt die Biegekräfte auf. Bei Kleinflugzeugen ist meist ein Holm vorgesehen. Bei zweiholmigen Flügeln kann der Raum zwischen Vorder- und Hinterholmen zur Unterbringung der Tanks verwendet werden.



Hochbelastete Holme von Groß- und Kampfflugzeugen werden in Integralbauweise gefertigt. Dabei wird, unter Einsatz von riesigen CNC-Fräsmaschinen der Holm als Ganzes oder zumindest in großen Teilen aus einem Legierungsblock herausgefräst.

3.2.1.2 RIPPEN- und STRINGERBAUWEISEN



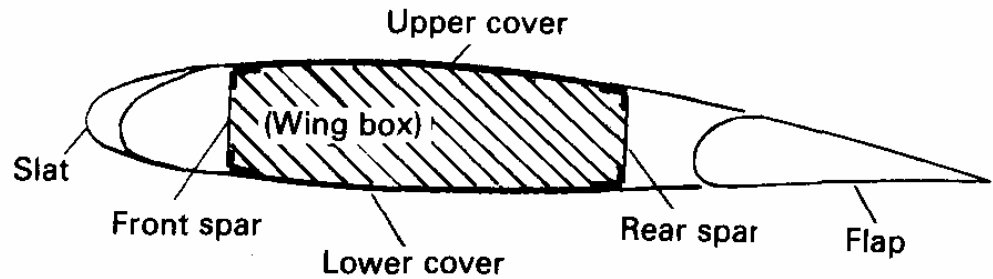
● *Typical rib construction.*

Sie geben dem Flügel ein bestimmtes Profil und übertragen die örtlichen Belastungen durch die Luftkräfte von der Beplankung auf den Holm.

Kunststoffflügel benötigen wegen ihrer steifen Sandwichbeplankung nur eine geringe Anzahl von Rippen (meist aus Schaumstoff).

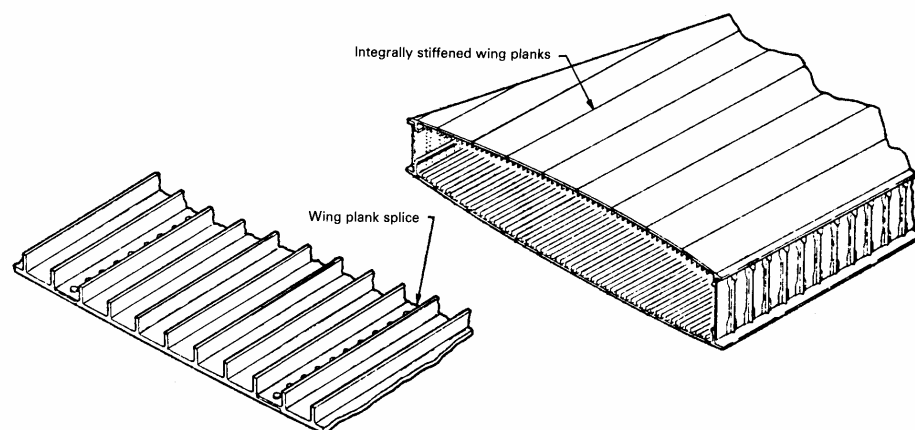
3.2.1.3 BEPLANKUNGSBAUWEISEN

Bei der Schalenbauweise besteht die Beplankung meist aus aufgenieteten Aluminiumblechen (siehe Skizze "Horizontal Stabilizer").



- *Typical wing torque box enclosed area.*

Auf die Beplankung wirken die Luftkräfte. In Verbindung mit dem vorderen und hinteren Holm nimmt die Beplankung die Torsionskräfte des Flügels auf (Torsionskasten, Wing Box).



- *Integrally stiffened panels — wing covers.*

Bei hochbelasteten Flügeln wird die gesamte Beplankung (Ober- und Unterschale) samt den Stringern aus dem Vol-len gefräst (Integralbauweise).

Vorteile der Integralbauweise:

- **Hohe dynamische Festigkeit**
- **Leicht**
- **Hohe Genauigkeit und Oberflächengüte**

Nachteile:

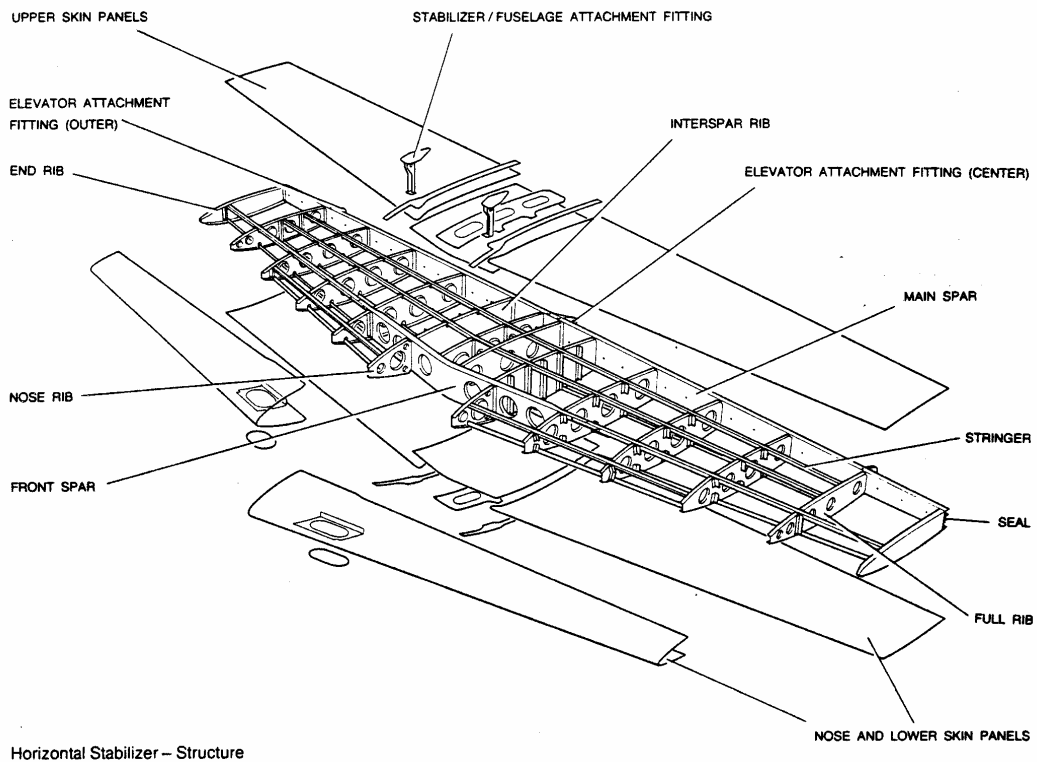
- **Teure Maschinen**
- **Großer Zerspanungsabfall (z.B. bei Concorde blieben von ca. 100t Ausgangsmaterial nur 16,5t Bauteile übrig!).**

3.3 STABILISIERUNGSFLOSSEN (Stabilizers - ATA 55)

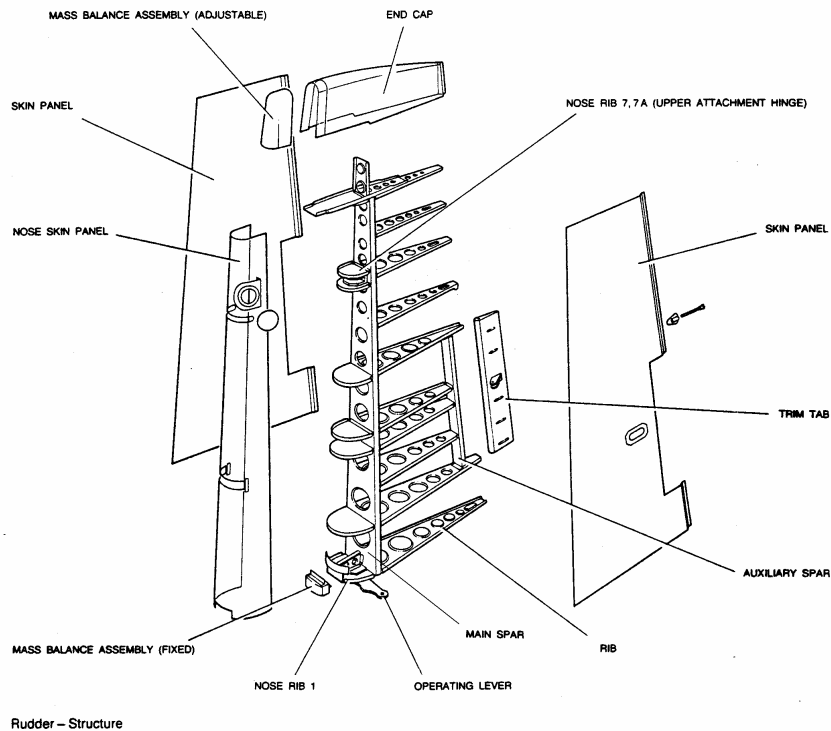
Die Seiten- und Höhenflosse stabilisieren, in Verbindung mit den entsprechenden Rudern, das Flugzeug im Fluge um seine Hoch- und Querachse.

3.3.1 FLOSSENKONSTRUKTION

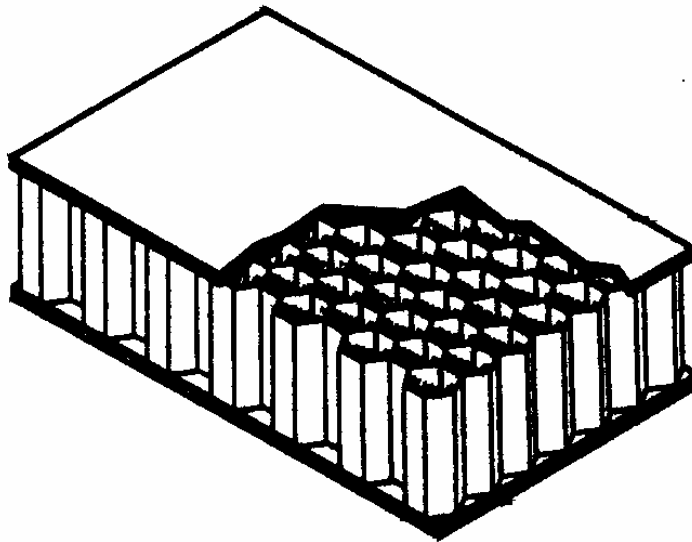
Die Flossenkonstruktion entspricht im Prinzip der des Flügels (siehe Submodul 3.2.1)



3.4 STEUERRUDER (Control Surface - ATA 55)



Auch Höhen-, Seiten- und Querruder sind meist in Aluminium-Schalenbauweise gefertigt. Manchmal haben sie aus Gewichtsgründen statt der Beplankung eine Bespannung aus Baumwoll- oder Kunststoffgewebe (Dacron, Ceconite)



Der Bereich hinter dem Ruderholm kann auch aus einer sehr stabilen Sandwich-Wabenkonstruktion bestehen. Dabei wird zwischen zwei Beplankungsblechen ein Wabengitter aus dünnwandigem Aluminium oder Kunststoff (Honeycomb) geklebt.

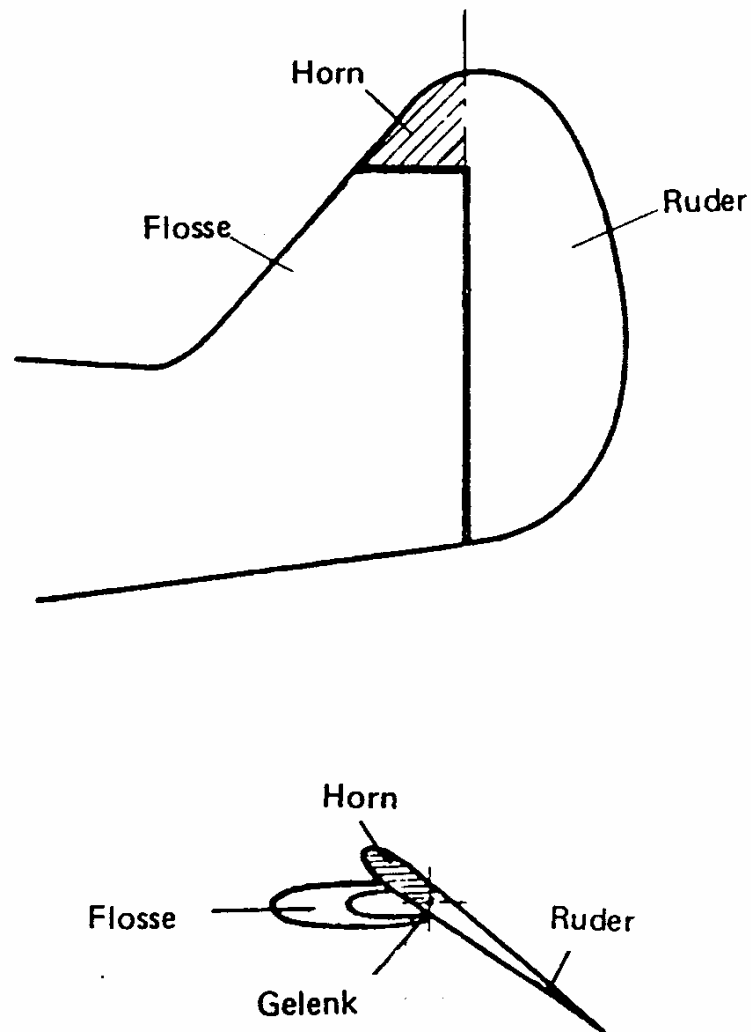
(Ein Querruder in Sandwichkonstruktion aus faserverstärktem Kunststoff wird in der Kunststoffwerkstätte gefertigt.)

3.4.1 RUDERAUSGLEICHE (Counterbalance)

3.4.1.1 AERODYNAMISCHER AUSGLEICH (Aerodynamic Balance)

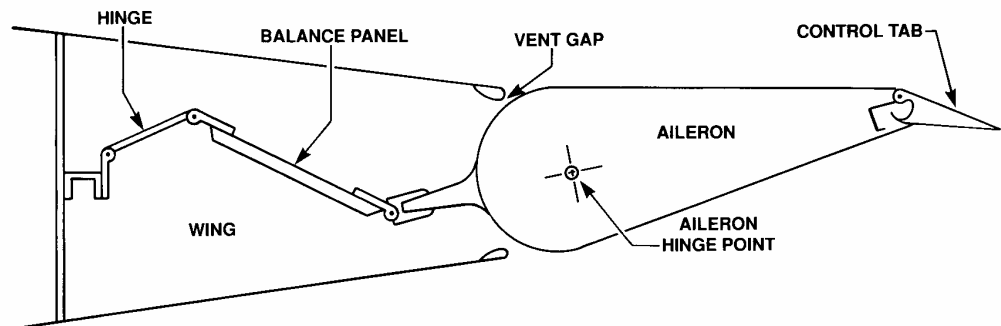
Diese Art der Sekundärsteuerung vermindert die erforderliche Steuerkraft bei manuell gesteuerten Flugzeugen.

a) HORNAUSGLEICH



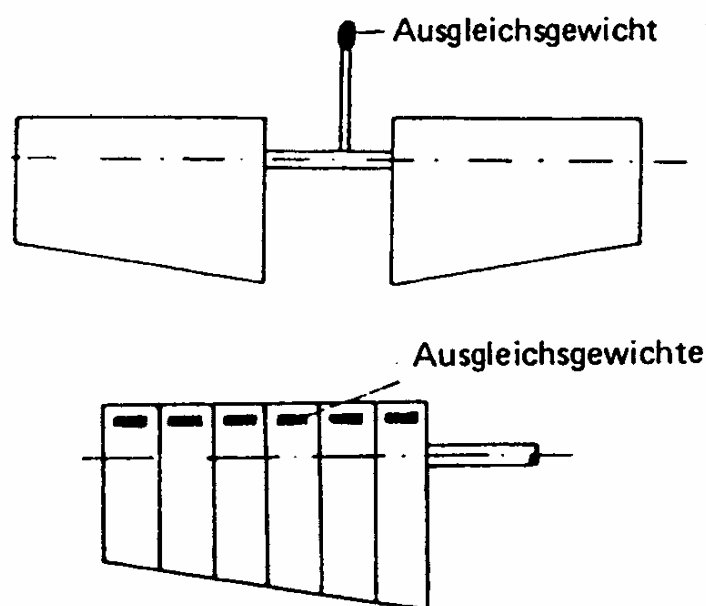
Bei dieser, häufig angewendeten Art des Ruderausgleiches, ist ein Teil des Ruders (Horn, Balance Surface) vor der Drehachse angeordnet. Die Strömung, die bei ausgeschlagenem Ruder auf diese Fläche trifft, unterstützt die Drehung des Ruders in die gewünschte Richtung. Allerdings bewirkt dies natürlich auch eine Erhöhung des Luftwiderstandes.

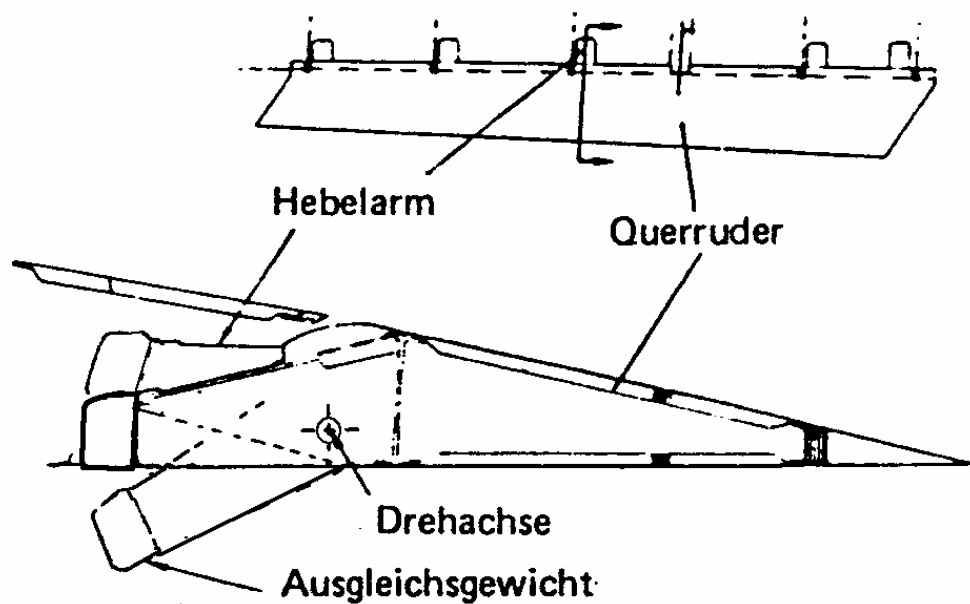
b) DRUCKKAMMERAUSGLEICH



Hier wird der Raum vor dem Ruder in zwei Kammern unterteilt. Beim Ruderausschlag entsteht bekanntlich auf der konkaven Seite höherer und auf der konvexen Seite geringerer statischer Druck. Diese Druckdifferenz wirkt auf die Trennfläche (Balance Panel aus Alu-Blech oder Gummimembrane). Es entsteht eine Kraft, die über einen Hebelarm den Ruderausschlag unterstützt.

3.4.1.2 GEWICHTSAUSGLEICH (Weight Balance)



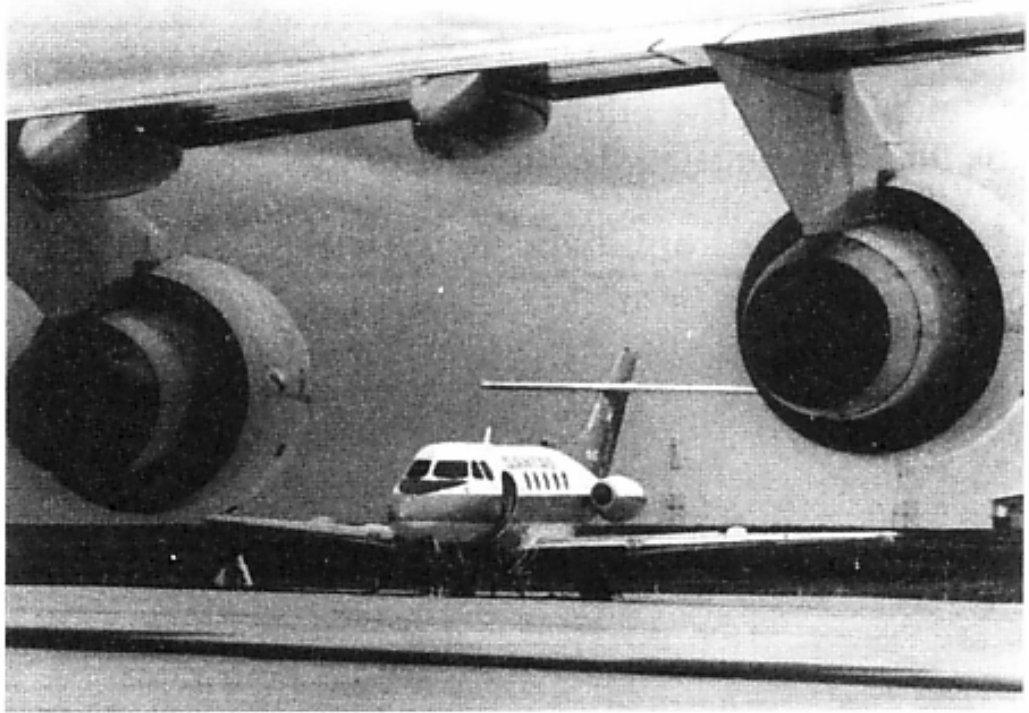


Querruder eines Verkehrsflugzeuges

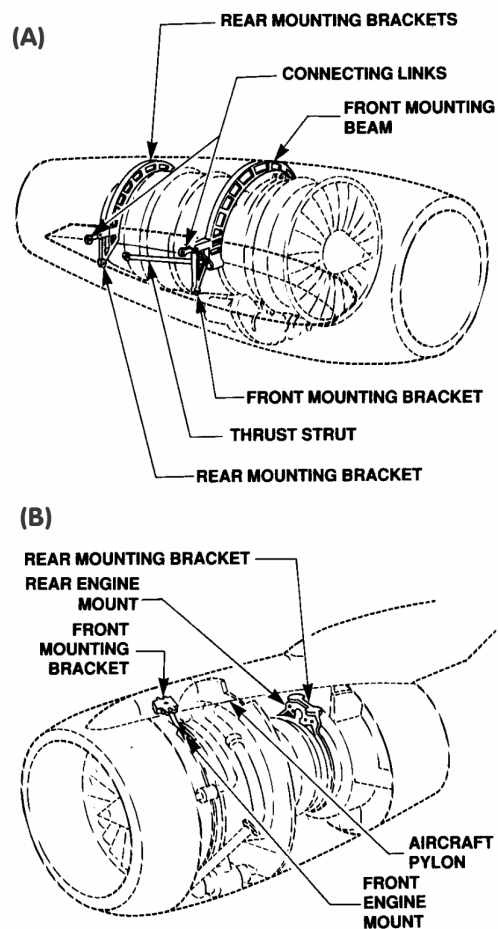
Der Gewichtsausgleich dient nicht zur Verminderung der Steuerkraft sondern um das Flattern im zugelassenen Geschwindigkeitsbereich zu verhindern. Unter Flattern versteht man Schwingungserscheinungen, die sich durch aerodynamische Kräfte immer weiter vergrößern (z.B. das Flattern einer Fahne), bis der Bruch eintritt.

Der Gewichtsausgleich verlegt den Schwerpunkt eines Ruders (bezogen auf die Rudertiefe) in die Nähe seiner Drehachse (ein Toleranzbereich ist vorgesehen).

3.5 GONDELN UND AUSLEGER (Nacelles/Pylons - ATA 54)

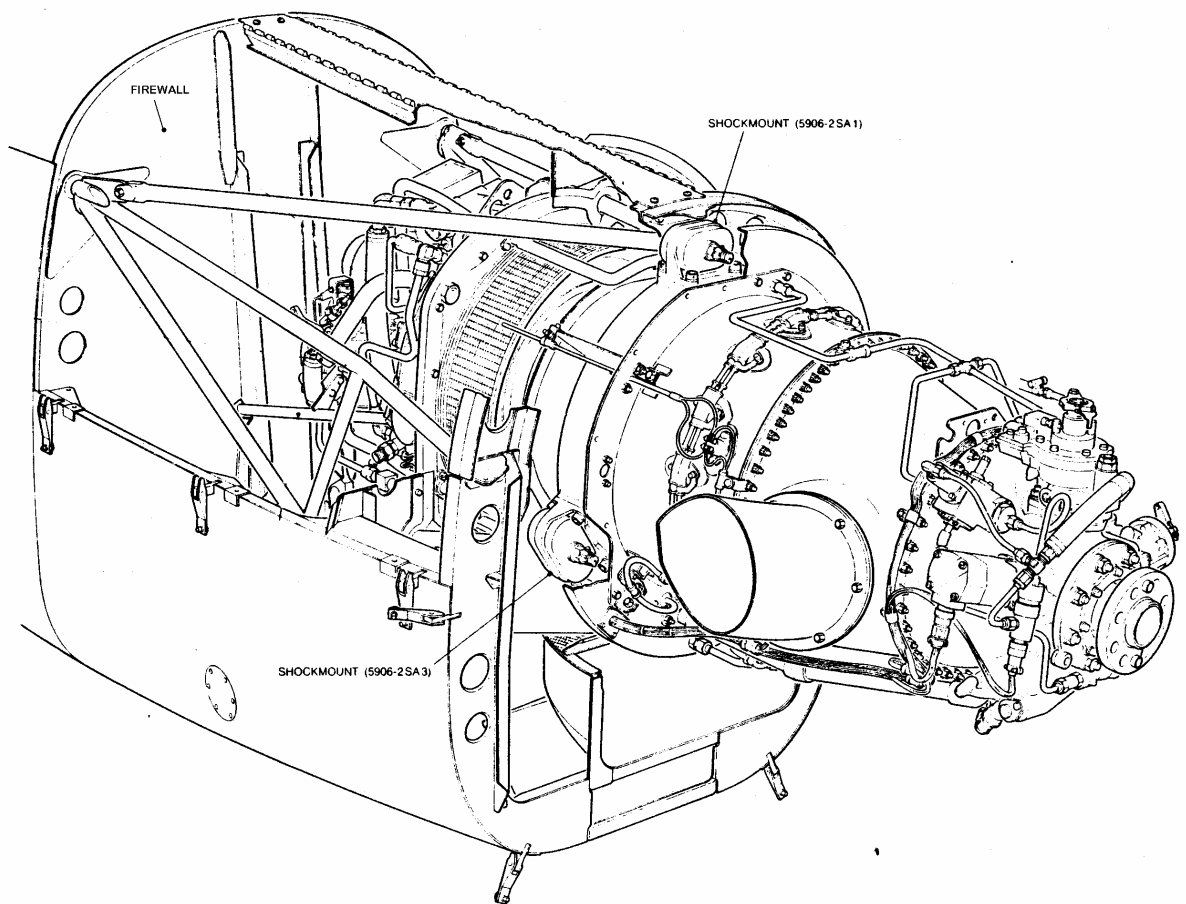


- Engines on modern turbine-engine aircraft are attached to the aircraft main structure through pylons under the wings or on the rear section of the fuselage.



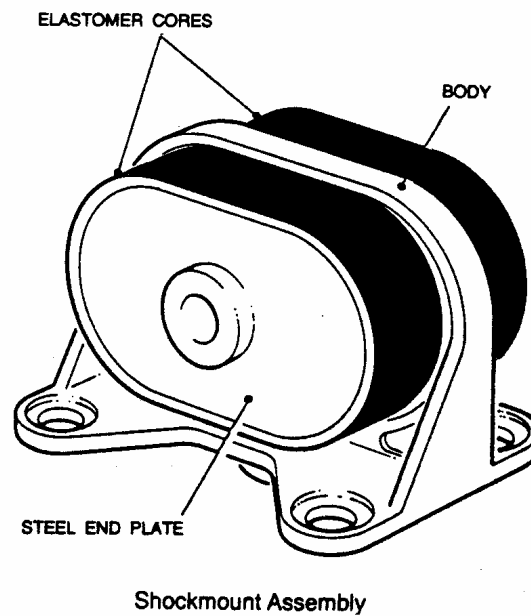
(A) — Many business jet aircraft have engines mounted on short thrust struts extending from the sides of the aft fuselage. The thrust struts support mounting brackets and beams with attachment points for an engine. (B) — Large transport category aircraft with engines mounted on wing pylons are typically equipped with mounting fixtures that support the engine at the front and rear.

Turbinentriebwerke von Großflugzeugen werden meist an Auslegern (Pylons) am Flügel befestigt (B). Bei Flugzeugen mit Hecktriebwerken sind diese an den Rumpfspanten befestigt (A).



Propellertriebwerke sind meist durch Träger aus geschweißten Stahlrohren am Brandspant (Firewall) des Rumpfes oder der Flügelgondeln (Twin Engines) befestigt.

Ein Brandspant besteht aus rostfreiem Stahlblech und soll das Durchschlagen der Flammen eines Motorbrandes in das Cockpit oder in die Flügelstruktur verhindern.



Um die Übertragung von Triebwerksschwingungen in das Flugwerk zu verhindern sind die Triebwerke mittels Schwingungsdämpfer (Shockmount) am Motorträger montiert. Beim Schwingungsdämpfer im Bild ist der "Body" mit dem Triebwerk verschraubt. Der Gummi-dämpfer ist mittels Bolzen und Mutter mit dem Motorträger verbunden. Dadurch sind Triebwerk und Flugwerk schwingungstechnisch entkoppelt.

4 KABINENLUFTKLIMATISIERUNG UND DRUCK- BEAUFSCHLAGUNG (Air Conditioning and Ca- bin Pressurisation – ATA 21)

Bei Passagierflugzeugen muss eine Regelung des Luftzustandes in der Kabine, unabhängig von den Außenbedingungen, gewährleistet sein.

Der Luftzustand wird bestimmt durch:

- **Temperatur** - Klimaanlage (Kühlung und Heizung) ermöglichen die Regelung der Kabinentemperatur.
- **Luftaustausch** - Bei Passagierflugzeugen ist ein Mindestluftaustausch vorgeschrieben (0,3 m³/min).
- **Reinheit** - Die Reinheit der Kabinenluft muss hohen Ansprüchen genügen, da schon geringste Beimengungen (Öl, Kerosin, Verbrennungsgase, usw.) Unwohlsein hervorrufen.
- **Feuchtigkeit** - Um Reizungen der Schleimhäute und Augen durch trockene Kabinenluft zu vermeiden wird bei modernen Flugzeugen die Kabinenluft befeuchtet.
- **Druck** - Bei Passagierflugzeugen muss das Problem der menschlichen Atmung in größeren Höhen beachtet werden (siehe FASS, 4. KLASSE, Modul 11.15). Dies wird durch eine Druckkabine gewährleistet.

4.1 LUFTVERSORGUNG (Air Supply)

Die Luft, die in die Flugzeugkabine geleitet wird, kann aus folgenden Quellen stammen:

- **Stauluft**
- **Zapfluft vom Verdichter eines Turbinentriebwerkes**
- **Luft vom Turbolader eines Kolbentriebwerkes**
- **Druckluft aus einem vom Triebwerk angetriebenen Kompressor**

- Zapfluft vom Verdichter des Hilfstriebwerkes (APU)
- Luft aus dem Versorgungswagen (Ground Cart) am Boden

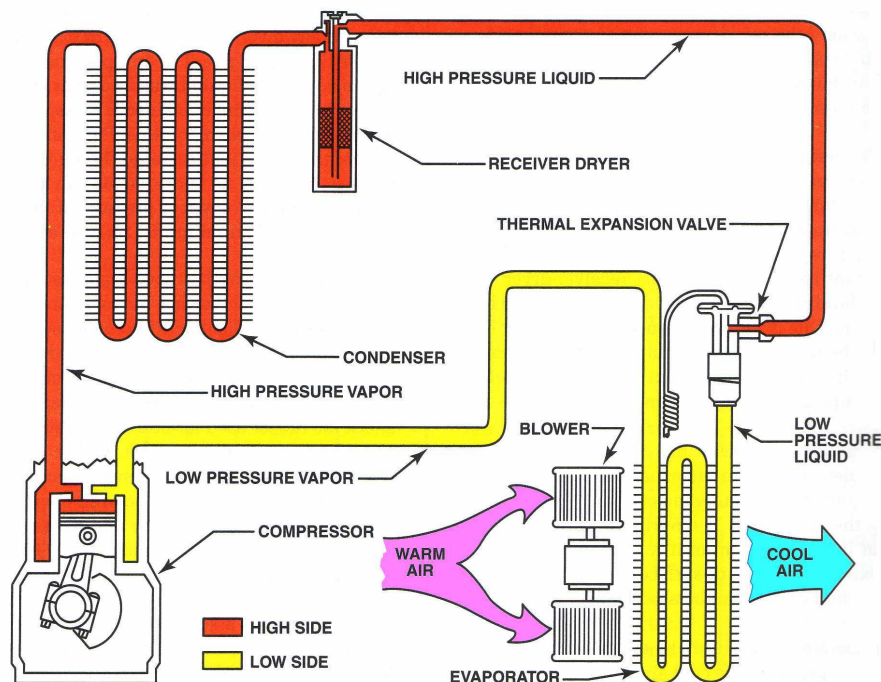
4.2 KÜHLUNG (Cooling System)

Im Fluge kommt es zur Aufheizung der Kabinenluft durch:

- Hohe Außentemperaturen am Boden und in niedrigen Flughöhen.
- Kompression der Kabinenluft in der Druckkabine.
- Wärmeabstrahlung der Passagiere.
- Wärmeabstrahlung der Aggregate und Bordgeräte.

Kühlanlagen gewährleisten eine Kabinentemperatur zwischen 20° und 30° C. Es finden zwei Kühlprinzipien Anwendung:

4.2.1 VERDAMPFUNGSKÜHLANLAGE (Vapor-Cycle Cooling System)



• The vapor-cycle air conditioning system

Sie wird meist bei **Geschäftsflugzeugen** verwendet und arbeitet nach demselben Prinzip wie eine **Kraftfahrzeug - Klimaanlage**.

Bei der **Verdampfungskühlung** macht man sich die Tatsache zunutze, dass ein **Kältemittel** bei der Verdampfung **sehr viel Wärme** aufnimmt, die der **Kabine** entzogen wird.

Das System besteht aus zwei Seiten. Bei der einen nimmt das **Kältemittel** die **Wärme** aus der **Kabinenluft** auf. Dazu muss es davor **stark abgekühlt** werden um ein **großes Temperaturgefälle** gegenüber der **Kabinenluft** zu erreichen (**low side** – **Kältemittel** steht unter **niedriger Temperatur** und **niedrigem Druck**).

Die andere Seite gibt die **Wärme** an die **Atmosphärenluft** ab. Dazu wird das **Kältemittel** zum Erreichen eines **großen Temperaturgefälles** gegenüber der **Atmosphärenluft** vorher **zusätzlich komprimiert** (**high side** – **Kältemittel** steht unter **hoher Temperatur** und **hohem Druck**).

4.2.1.1 FUNKTION

Der **Kühlzyklus** startet beim **Vorratsbehälter (Receiver - Dryer)**, wo das unter **hohem Druck (8-10 bar)** stehende **Kältemittel** bei **20° C** gespeichert wird. Gleichzeitig enthält dieser **Behälter Material** zur **Entfeuchtung** des **Kältemittels** um ein **Einfrieren** der **Düse** des **Expansionsventils (Thermal Expansion Valve)** zu verhindern.

Das flüssige Kältemittel fließt dann über das Expansionsventil. Dort wird es durch eine Düse zerstäubt und in den Verdampfer (Evaporator) gesprüht. Dabei reduziert sich der Druck auf zirka 4 bar, was zu einer starken Abkühlung führt. Im zerstäubten Zustand hat das Kältemittel eine riesige Oberfläche, wodurch auch eine sehr große Wärmeaufnahme möglich ist.

Der Verdampfer ist ein Wärmetauscher zur Kühlung der Kabinenluft. Im Inneren befindet sich das entspannte Kältemittel. Über die Außenseite wird durch ein Gebläse (Blower) die warme Kabinenluft geführt. Das Kältemittel im Inneren, das einen niedrigen Siedepunkt besitzt (Freon -30°C bei 1 bar, $+33^{\circ}\text{C}$ bei 8 bar) nimmt die Wärme auf, verdampft und kühlt dabei nochmals ab. Die dadurch an der Außenseite des Wärmetauschers abgekühlte Luft wird in die Kabine zurückgeführt.

Die Regelung des Kühlbedarfs wird durch einen Fühler im gasförmigen Kühlmittel hinter dem Verdampfer erreicht. So führt beispielsweise sehr heiße Kabinenluft zu einer Überhitzung des Kältemittels. Der Temperatursensor erhöht daraufhin im Expansionsventil die Kältemittelmenge die in den Verdampfer gesprüht wird.

Nach dem Verlassen des Verdampfers wird Druck und Tem-

peratur des gasförmigen Kältemittels, das die Kabinenwärme aufgenommen hat, im Kompressor (elektrisch, pneumatisch oder vom Triebwerk angetrieben) wieder auf 8-10 bar erhöht. Er sorgt auch für den Kreislauf des Kältemittels.

Das nun unter hohem Druck stehende, gasförmige Kältemittel gelangt in den Verflüssiger (Condenser). Dieser Wärmetauscher wird von der kalten Außenluft (Stau- oder Ventilatorluft) umströmt. In ihm wird das Kältemittel soweit abgekühlt, dass es bei herrschendem hohem Druck kondensiert (bei 8bar erfolgt dies schon bei $+33^{\circ}\text{C}$). Die dabei entstehende Kondensationswärme wird über den Wärmetauscher an die Außenluft abgeführt.

Danach wird das, wieder flüssige Kältemittel, in den Vorratsbehälter (Receiver - Dryer) eingespeist.

4.2.1.2 **KÄLTEMITTEL**

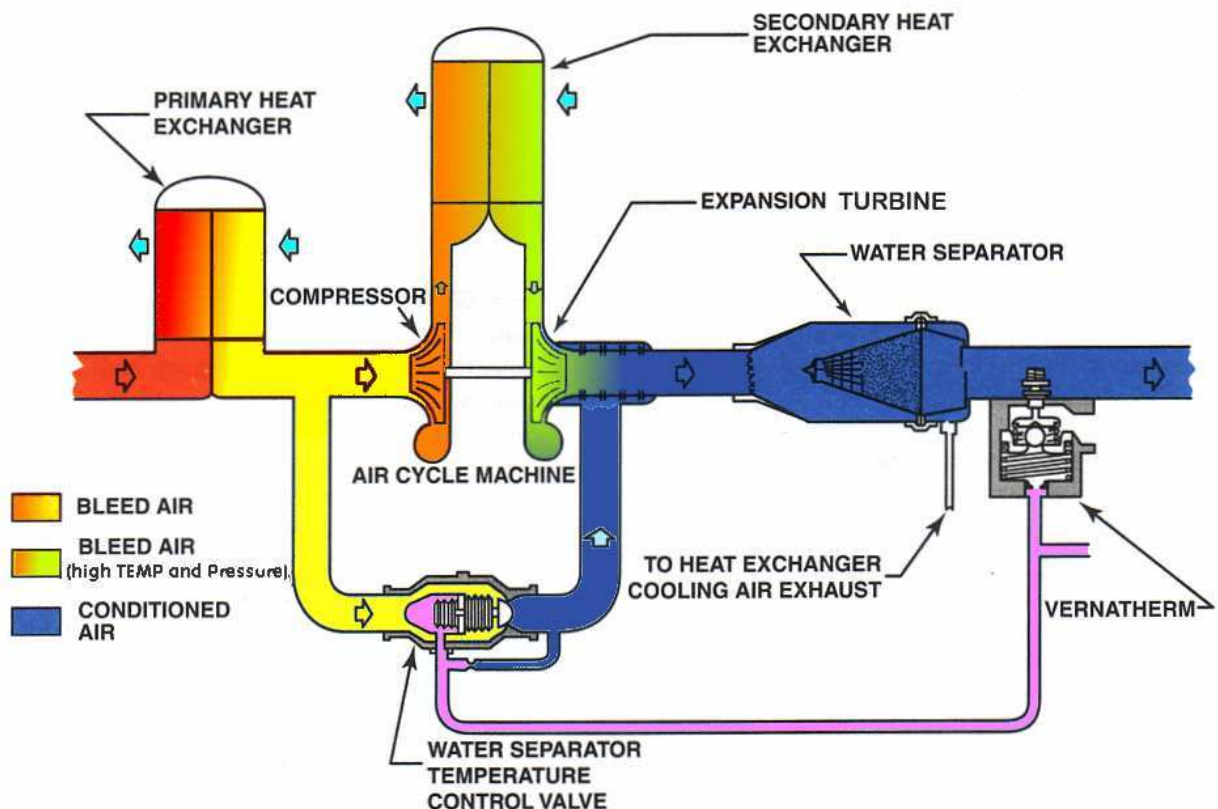
Bis in die neunziger Jahre des vorigen Jahrhunderts basierten Kältemittel auf, mit Chlor halogenierten, Kohlenwasserstoffen (Fluorchlorkohlenwasserstoff – FCKW, Markennamen Freon und Frigen). Sie sind für den Ozonabbau in der Atmosphäre verantwortlich. Beim Verbrennen entsteht tödliches Phosgengas (Grünkreuz).

Sie wurden großteils durch fluorierte Kohlenwasserstoffe

(Fluorkohlenwasserstoff - FKW) ersetzt. Diese mit Fluor halogenierten Kohlenwasserstoffe schädigen die Ozonschicht nicht.

Zur Schmierung des Kompressors und des Expansionsventils wird dem zirkulierenden Kältemittel ein spezielles Schmieröl beigemischt.

4.2.2 EXPANSIONSKÜHLANLAGE (Air-Cycle Cooling System)



- The air-cycle air conditioner utilizes bleed air to heat and cool the cabin.

Passagierflugzeuge verwenden Expansionskühlanlagen in verschiedenen Ausführungen. Die zentrale Anlage (Air Cycle Maschine - auch "Pack" genannt) besteht meist aus zwei Wärmetau-

schern, einem Verdichter und einer Expansionsturbine.

4.2.2.1 **FUNKTION**

Zapfluft vom Triebwerksverdichter (zirka 180° C) wird über den ersten Wärmetauscher geführt (Primary Heat Exchanger), wo sie durch die Stauluft (hellblaue Pfeile) auf zirka 70° C abgekühlt wird.

Die gekühlte Zapfluft strömt in den Verdichter (Compressor). Hier wird ihr Druck um zirka 1 bar und die Temperatur auf zirka 130° C erhöht. Danach fließt sie in den zweiten Wärmetauscher (Secondary Heat Exchanger). Die hohe Lufttemperatur ergibt dort ein hohes Temperaturgefälle zur Stauluft (hellblaue Pfeile) und somit eine effektive Kühlung. Die noch immer relativ heiße Luft strömt unter hohem Druck auf die Expansionsturbine. Diese Energie treibt die Turbine (Druck fällt \Rightarrow Luft kühlt ab) und das auf derselben Welle sitzende Verdichterrad an.

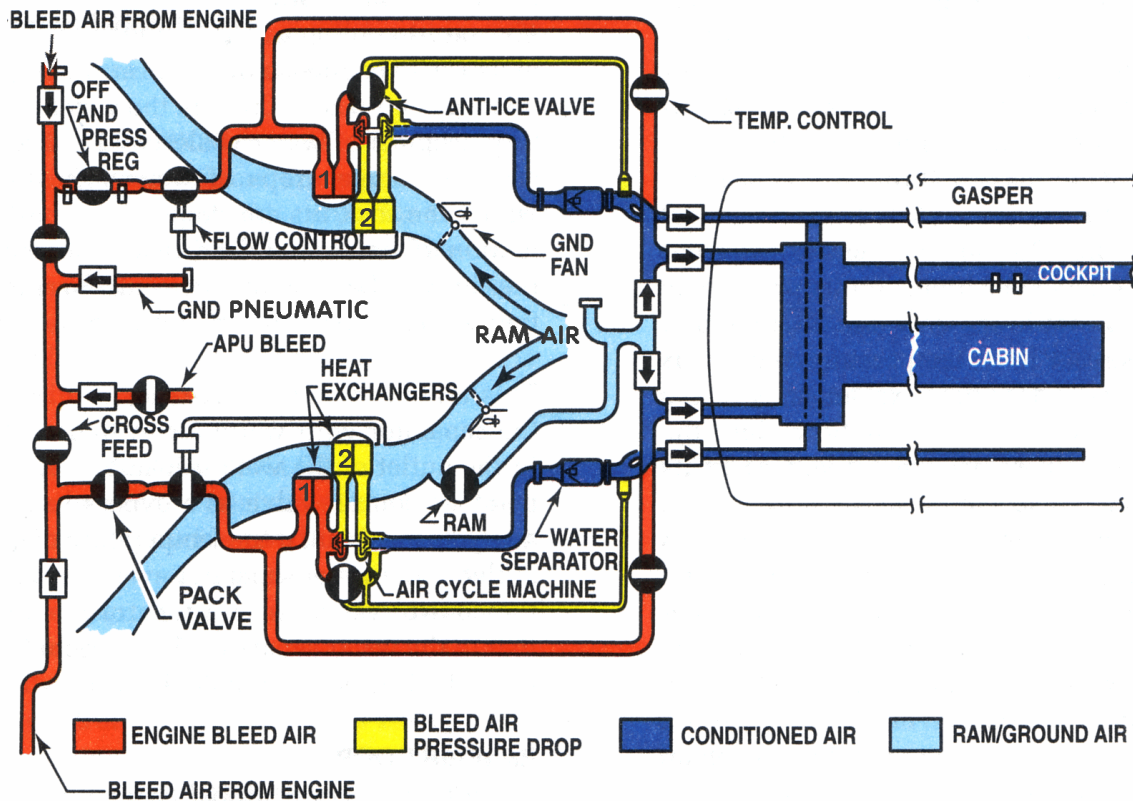
Die gekühlte Luft entspannt sich beim Durchgang durch die Turbine. Dabei kommt es zu einer weiteren, starken Abkühlung (Expansionskälte).

Die Feuchtigkeit in dieser kalten Luft kondensiert nun aus und würde als Nebel in die Kabine gelangen. Ein Wasserabscheider (Water Separator) verhindert dies. Er entfernt

aus der Luft die Feuchtigkeit indem er, beim Durchgang durch ein stoffähnliches Material, die winzigen Wassertropfchen zu großen Tröpfchen vereinigt. Durch schräge Leitschaufeln wird die Luft dabei in Drehung versetzt. Die schweren Tropfen werden durch die Fliehkraft an die Gehäusewand gedrückt, gesammelt und über Bord geleitet.

Um zu verhindern, dass der Wasserabscheider einfriert und die Luftzufuhr zur Kabine blockiert, öffnet bei +5° C ein temperaturgesteuertes Ventil (Water Separator Temperature Control Valve). Dadurch wird warme Zapfluff der Kaltluft beigemischt.

4.2.2.2 GESAMTSYSTEM



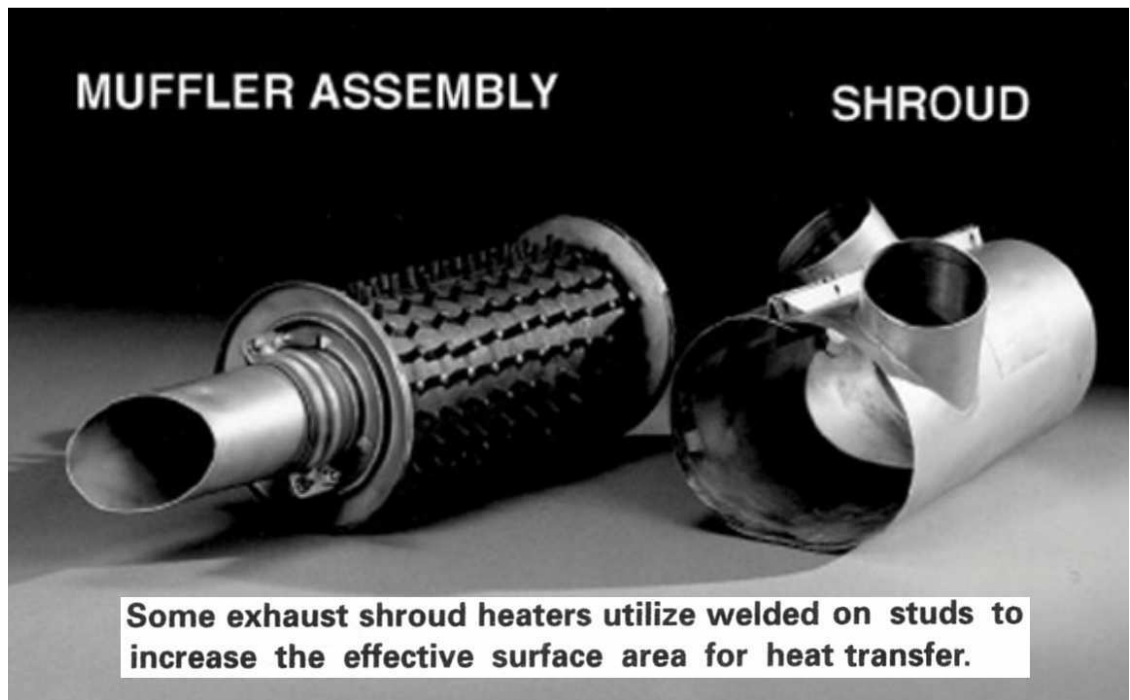
- The air cycle system utilizes bleed air from the turbine engine(s) to heat and cool air for cabin air conditioning.

In großen Flughöhen kann bei einer Temperatur um -50°C eine Erwärmung der Kabinenluft notwendig sein. Zusätzlich zur Kühlfunktion kann diese Anlage daher auch die Kabinenluft erwärmen. Dazu wird ein Teil der heißen Triebwerkszapfluff (rot) an der Expansionskühlanlage vorbeigeführt (über Temp. Control Valve) und dahinter ihrer Kühlluft beigemischt.

Weiters kann frische Außenluft (hellblau - Stauluft im Fluge, Ventilatorluft am Boden) der Kabinenluft beigemischt werden (Ram Valve).

4.3 HEIZUNG (Heating System)

4.3.1 ABGASWÄRMETAUSCHER (Exhaust Shroud Heaters)



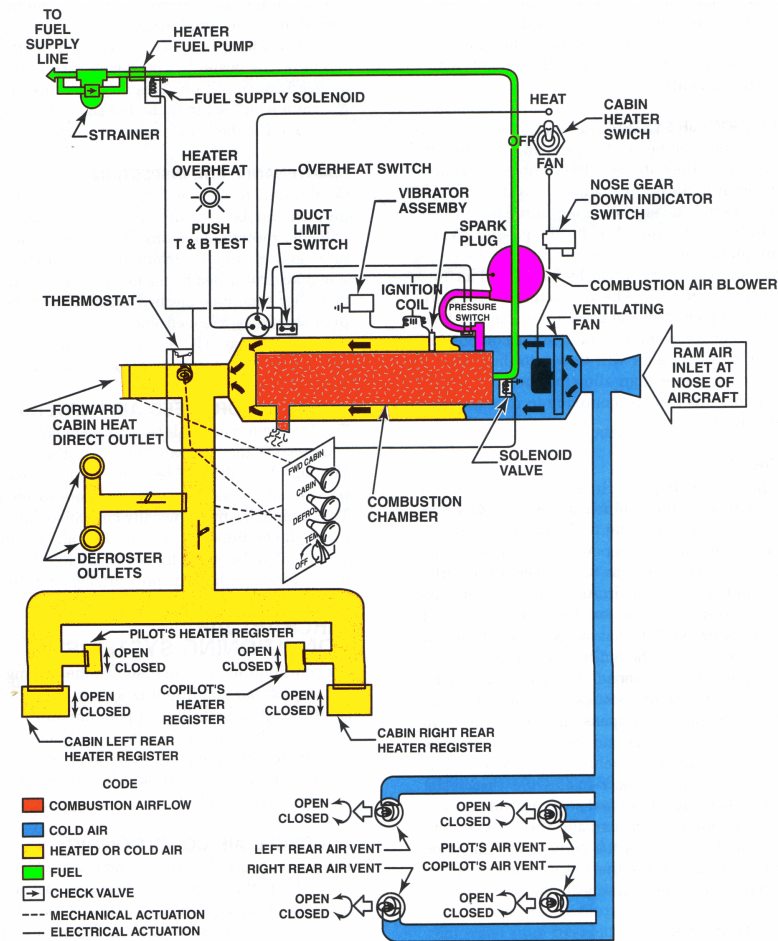
Bei Kleinflugzeugen mit Kolbentriebwerken wird Stauluft in eine, um ein Auspuffrohr montierte, Hülle (Shroud) geleitet. Die vom heißen Auspuff erwärmte Luft wird dann in die Kabine geleitet.

4.3.2 ZAPFLUFTHEIZUNG (Compressor Bleed Air Heater)

Einige Geschäftsreiseflugzeuge verwenden heiße Verdichterzapflluft, die meist über Wärmetauscher mit Stauluft auf die gewünschte Heiztemperatur gekühlt wird.

Passagierflugzeuge heizen mit Verdichterzapflluft im Zusammenwirken mit der Expansionskühlanlage (siehe Punkt 4.2.2.2).

4.3.3 VERBRENNUNGSHEIZER (Combustion Heater)

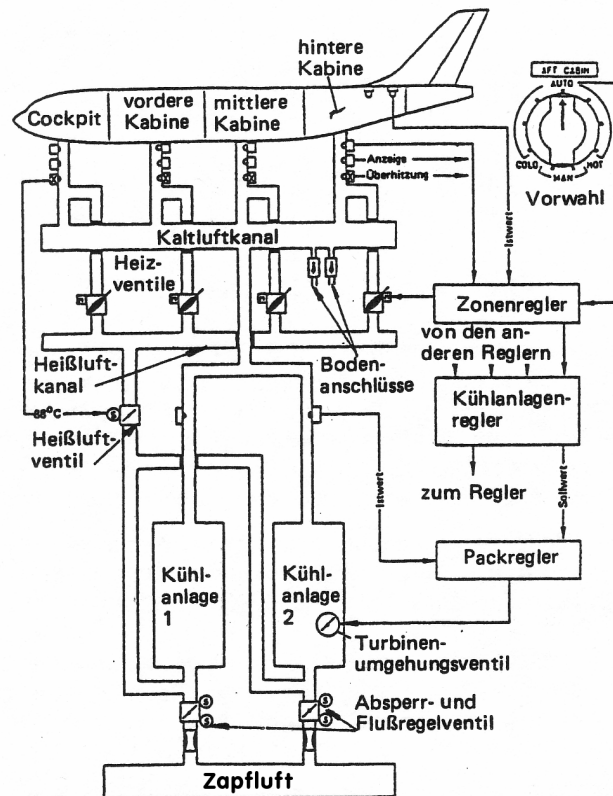


The combustion heater uses engine fuel to heat ram air, which heats the cockpit.

Kleinere und mittelgroße Flugzeuge verwenden oft Verbrennungsheizer. Ein Ventilator (Combustion Air Blower) bläst Luft in eine zylindrische Brennkammer (Combustion Chamber) aus Stahl in die Kraftstoff eingespritzt wird. Die Verbrennungsgase werden über Bord geleitet. Die Brennkammer wird von einer größeren, zylindrischen Hülle umschlossen.

Im Zwischenraum der beiden Zylinder wird Frischluft (Ram Air) durchgeleitet, die von der heißen Brennkammer erwärmt und in die Kabine geleitet wird.

4.4 LUFTVERTEILUNG UND TEMPERATURREGELUNG



● Klimaanlage mit Zonentemperaturregelung, schematisch (Airbus A300)

In Großraumflugzeugen gibt es für die verschiedenen Kabinenräume (Zonen) unterschiedlichen Wärmebedarf. Eine Zonentemperaturregelung liefert jene Temperatur, die von der Kabinenzone mit der kleinsten Temperaturvorwahl gewünscht wird. In den Zonen mit höherer Vorwahl, wird aus dem Heißluftsammlkanal über einzelne Ventile heiße Zapfluff zugemischt, um die gewünschte Temperatur zu erreichen. Alle Zonenregler melden ihren Kühlbedarf an eine Regeleinheit, die die Ausgangstemperatur der Kühlanlagen entsprechend steuert.

Um vor Überhitzungen zu schützen, sind Temperaturschalter instal-

liert, welche die Heißluftversorgung absperren.

4.5 FEUCHTEREGELUNG (Humidity Control System)

Die hohe Trockenheit der in die Kabine geführten, kalten Außenluft (in großen Höhen beträgt die relative Feuchtigkeit nur drei Prozent) führt zu Reizungen der Schleimhäute und Augen.

Bei modernen Verkehrsflugzeugen wird zur einströmenden Außenluft die, durch Atmung und Verdunstung befeuchtete Kabinenluft beigemischt (zirka 50 : 50). Dadurch steigt die Luftfeuchtigkeit auf 15% bis 30%. Die Kabinenluft wird vor der Beimischung gefiltert und entkeimt.

4.6 DRUCKREGELUNG (Pressurisation)

4.6.1 SAUERSTOFFMANGEL MIT ZUNEHMENDER HÖHE

Die Luft der Atmosphäre in jeder Höhe besteht bekanntlich aus 21% Sauerstoff und 79% Stickstoff (samt Edelgasen und CO₂). Da sie auch noch Wasserdampf enthält, beträgt der Anteil des lebensnotwendigen Sauerstoffvolumens am gesamten Luftvolumen (100%) zirka $\frac{1}{5}$ (20%).

Der Druck, den der Sauerstoff als Teildruck (Partialdruck) in der Atmosphäre ausmacht, beträgt ebenfalls $\frac{1}{5}$ des gesamten Druckes (z.B. zirka 200 hPa in Meereshöhe). Auf diesen Sauerstoffteildruck sind die Aufnahme von Sauerstoff in das Blut (Atmung), sowie seine Abgabe an die Gewebszellen zur Verbrennung des

Kohlenstoffes der Nahrung ausgelegt.

Da bei zunehmender Höhe mit dem Luftdruck auch der Sauerstoffteildruck abnimmt, wird speziell das Gehirn, die Augen und das zentrale Nervensystem unterversorgt. Der Mensch gerät zunächst in einen Erschöpfungszustand. Ein weiterer Aufstieg führt zur Bewusstlosigkeit und zum Tode.

Beim Fliegen in großen Höhen muss daher der Sauerstoffteildruck den menschlichen Erfordernissen angepasst werden. Dies kann auf zwei Arten geschehen:

4.6.1.1 SAUERSTOFFZUFUHR

Bei hochfliegenden Flugzeugen ohne Druckkabine (Kolbenflugzeuge mit Turbolader, Segelflugzeuge) wird ab zirka 3000m der Atemluft zusätzlicher Sauerstoff über eine Atemmaske beigemischt. Dadurch wird der Sauerstoffanteil im Atemluftvolumen erhöht und so der Sauerstoffteildruck auf einem unkritischen Wert gehalten.

Näheres dazu siehe FASS, 4. Klasse, Modul 11a.15.2 – "Sauerstoffmangel mit zunehmender Höhe".

4.6.1.2 DRUCKKABINE

Bei Passagierflugzeugen wird durch Erhöhung des Luftdruckes in einer nach außen luftdichten Kabine (Druckkabine)

der Sauerstoffteildruck hochgehalten. Sie fliegen in einer Reiseflughöhe von ungefähr 10.000m. Der atmosphärische Druck (statische Druck) in dieser Höhe beträgt etwa 240hPa. Daraus ergibt sich ein Sauerstoffpartialdruck von 48hPa (20%). Behördlicherseits wird für den Fluggast jedoch ein Partialdruck von mindestens 112hPa gefordert. Daher herrscht in der Druckkabine ein Gesamtdruck von etwa 750hPa, der einer Flughöhe ohne Druckkabine von rund 2400m entspricht (Kabinenhöhe = 2400m). Der Sauerstoffpartialdruck beträgt somit 150hPa.

Um zu verhindern, dass bei einem Druckabfall infolge eines Druckkabinendefektes die Personen an Bord gefährdet sind, ist der Einbau eines automatisch reagierenden Not-sauerstoffsystems für jeden Cockpit- und Kabinenplatz vorgeschrieben (Sauerstoffmasken). Näheres dazu siehe FASS 4. Klasse, Modul 11a.15.4, – "Notsauerstoffsystem für Passagierkabinen".

4.6.2 BEGRIFFSDEFINITIONEN BEI DRUCKKABINEN

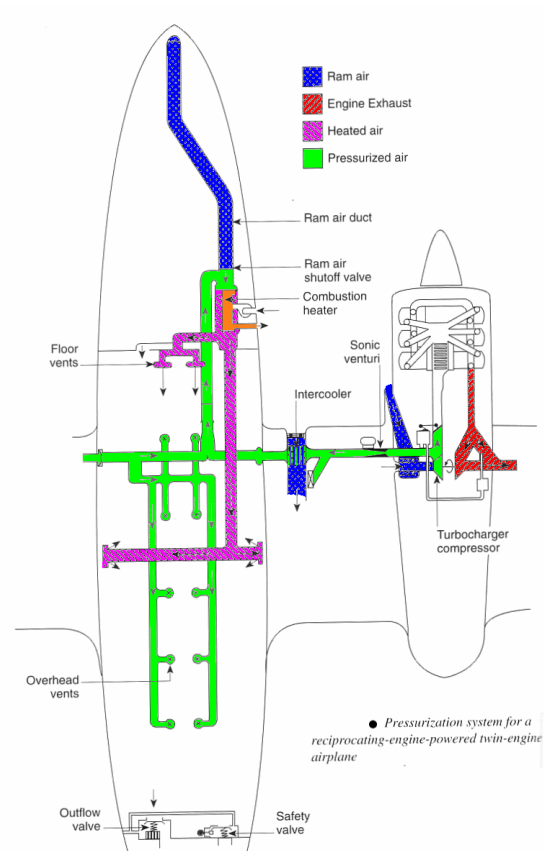
- **Kabinendruck** - Ist der absolute Druck in der Kabine.
- **Positiver Differenzdruck** - Ist die Druckdifferenz zwischen einem höheren Druck in der Kabine und einem niedrigeren Außendruck.
- **Negativer Differenzdruck** - Ist die Druckdifferenz zwischen ei-

nem niedrigeren Kabinendruck und einem höheren Atmosphärendruck. Diese negative Druckdifferenz wird im praktischen Flugbetrieb nur in Ausnahmefällen auftreten (z.B. schneller Sinkflug) und wird durch ein Sicherheitsventil ausgeglichen.

- **Kabinenhöhe** - Ist jene Höhe über dem Meeresspiegel, in der sich die Passagierkabine druckmäßig befindet. Die Flughöhe bei einem Transatlantikflug beträgt zwischen 10500m und 12000m. Durch den erhöhten Druck in der Kabine befindet sich diese auf einer Kabinenhöhe zwischen 1600m und 2400m.
- **Druckwechselgeschwindigkeit** - Ist die Veränderung der Kabinenhöhe pro Zeiteinheit (ft/min, m/sec). Es ist damit eine Druckänderung definiert obwohl die Einheit eine Höhenänderung angibt. Höhere Druckwechselgeschwindigkeiten als 650ft/min (3,6m/sec) können zu massiven Beschwerden im menschlichen Ohr führen.

4.6.3 DRUCKBEAUFSCHLAGUNGSSYSTEME (Pressurisation)

4.6.3.1 FLUGZEUGE MIT KOLBENTRIEBWERKEN



Ein Teil der komprimierten Luft des Triebwerk-Turboladers wird für den Druckaufbau in der Kabine verwendet. Die Luft aus dem Verdichter des Turboladers fließt zuerst über eine Durchflussreduzierung in Form einer „kritischen“ Venturidüse (Sonic Venturi). In ihr wird die Luft auf Schallgeschwindigkeit beschleunigt. Dadurch entsteht eine Schockwelle in der Düse welche die Durchflussgeschwindigkeit auf einen konstanten Wert reduziert.

Die durch die Kompression erhitzte Luft wird zur Kühlung

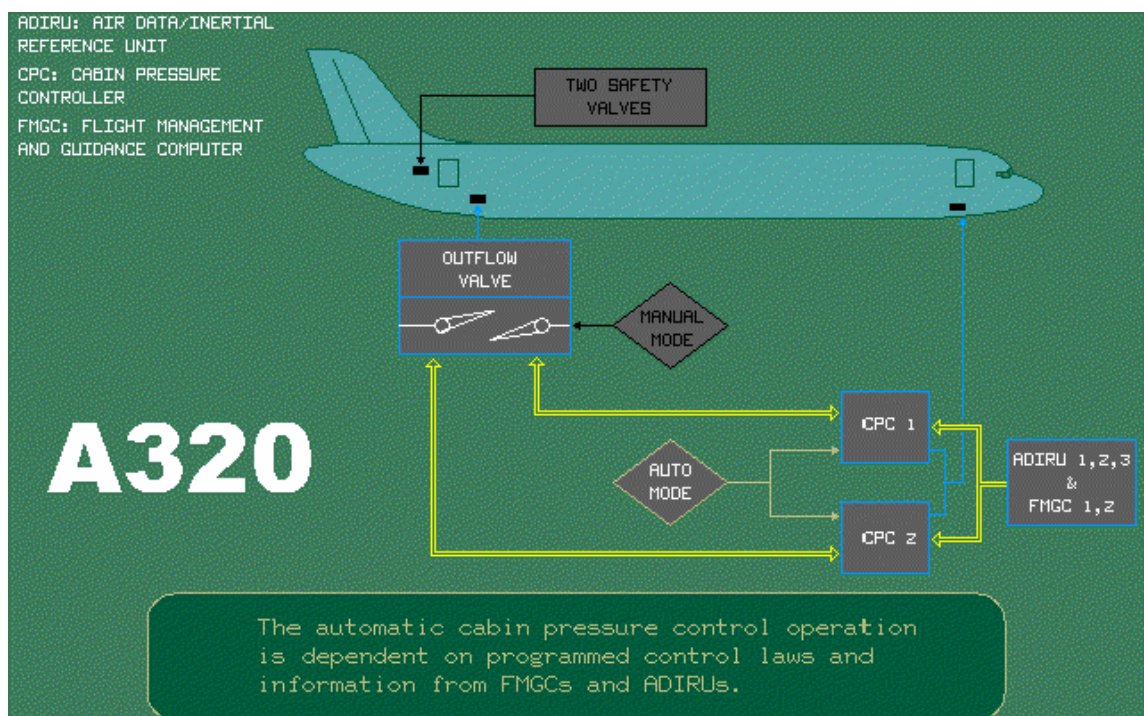
über Luft/Luftkühler (Intercooler) geführt und dann in die Kabine geleitet.

Manche Flugzeuge benutzen für die Druckkabine eigene Luftkompressoren die von den Kolbentriebwerken angetrieben werden.

4.6.3.2 FLUGZEUGE MIT TURBINENTRIEBWERKEN

Sie verwenden in der Regel Zapfluft vom Triebwerksverdichter (besitzt normale Luftqualität), um mit ihr direkt die Kabine unter Druck zu setzen.

4.6.4 KABINENDRUCKREGELUNG (Cabin Pressure Controller)



Die Regelung des Kabinenüberdruckes erfolgt durch Steuerung des Luftabflusses aus der Kabine durch das Kabinenabluftventil

(Outflow Valve) bei konstanter Luftzufuhr durch die Luftversorgung. Die Regelung kann elektronisch (Airbus A320), elektro-pneumatisch oder pneumatisch erfolgen.

Beispielsweise besitzt das System des A320 zwei elektronische, entsprechend programmierte Kabinendruckregler (Cabine Pressure Controller - CPC), wovon nur einer aktiv ist und die Kabinenhöhe automatisch regelt. Der zweite dient der Redundanz (Stand-by). Die zur Regelung benötigten Daten erhalten sie vom Bordcomputersystem (Flight Management and Guidance Computer - FMGC, Air Data/Inertial Reference Unit - ADIRU).

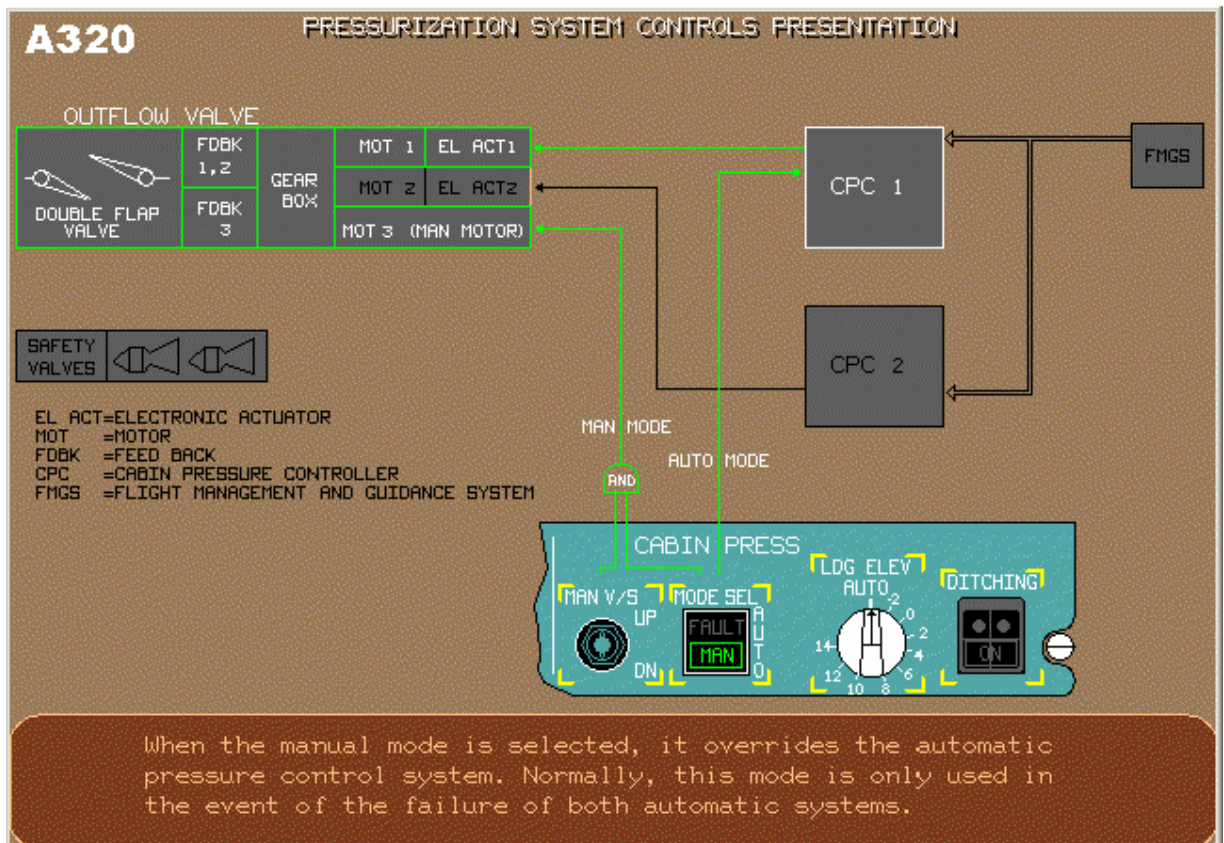
Zwei Sicherheitsventile verhindern das Überschreiten des erlaubten positiven und negativen Differenzdruckes. Sie sind am hinteren Druckspant über der Wasserlinie angebracht damit im Falle einer Notwasserung kein Wasser eindringen kann.

4.6.5 BEDIENELEMENTE UND ANZEIGEN (Control and Indicating)

Der Kabinendruck eines Flugzeuges kann vom Prinzip her auf den Differenzdruck oder auf eine bestimmte Kabinenhöhe geregelt werden.

Die Differenzdruckregelung wird vorwiegend im militärischen Bereich verwendet. Durch einen niedrigen Differenzdruck zwischen Cockpit und Außenluft soll ein Bersten des Rumpfes bei Beschädigungen (z.B. Beschuss) vermieden werden.

In der Zivillufffahrt wird aus Komfortgründen nur eine maximale Kabinenhöhe von 2660 m (8000ft) zugelassen, was einen höheren Differenzdruck notwendig macht. Übersteigt allerdings der Differenzdruck den zugelassenen Maximalwert, dann wird Kabinendruck über ein Sicherheitsventil entspannt und die Kabinenhöhe steigt.

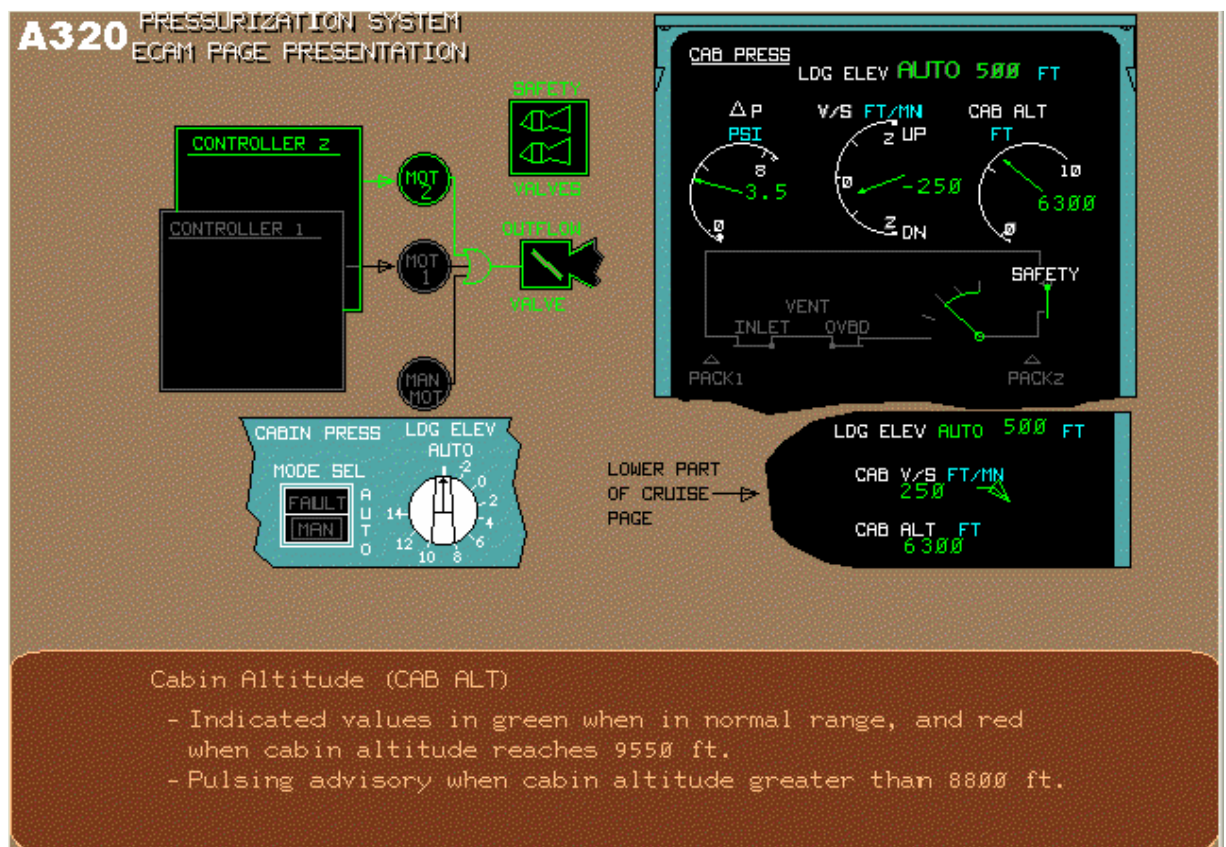


Bei Ausfall beider Kabinendruckregler kann die Kabinenhöhe durch den Piloten geregelt werden (Manual Mode). Dabei werden die Abluftregelventile (Outflow Valve) nach Bedarf durch den Tastschalter "MAN V/S" (Manual Vertical Speed) geöffnet oder geschlossen.

Für eine korrekte Druckregelung bei der Landung (in der Kabine

soll Platzdruck herrschen) wird die Zielflugplatzhöhe ("LDG ELEV" – Stellung "AUTO") vom "FMGC" automatisch eingespeist. Durch Verdrehen des Schalters kann die Höhe auch manuell eingegeben werden (z.B. bezogen auf QNH).

Wird der Schaltknopf für eine Notwasserung gedrückt ("DITCHING") werden alle Öffnungen geschlossen durch die Wasser in die Kabine eindringen könnte (Abluftregelventile, Staulufteinlässe, Klimatisierungs- und Belüftungsventile, usw.).



Die Kabineninstrumente, die momentanen Ventilstellungen, die im Moment aktive Druckregelung sowie Systemfehler können auf dem "ECAM"-Bildschirm (Electronic Centralized Aircraft Monitor) abgelesen werden. Bei Limitüberschreitungen ändert die betref-

fende Anzeige ihre Farbe von grün nach gelb oder rot.

5 INSTRUMENTEN- UND AVIONIKANLAGE (Instruments and Avionic System)

(Siehe INSTRUMENTENSYSTEME sowie DIGITALTECHNIK UND INSTRUMENTENSYSTEME in der 3. und 4. KLASSE)

6 ELEKTRISCHE LEISTUNG (Electrical Power – ATA 24)

(Siehe Elektrotechnik 2. KLASSE)

7 AUSRÜSTUNG UND EINRICHTUNGEN (Equipment and Furnishings – ATA 25)

7.1 NOTAUSRÜSTUNG (Emergency Equipment)

Dazu zählen:

- **Notrutschen**
- **Notsauerstoff (siehe 4.Klasse, Modul 11a.15)**
- **Flugzeugnotbeleuchtung (außen und innen)**
- **Rettungsleinen**
- **Schwimmwesten, Rettungsflöße und Schlauchboote**
- **Signalmittel (Notsender, Signalpistole, Signallichter)**