

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	VERBRENNUNGSHEIZER (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 ZENTRALSYSTEM (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

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)

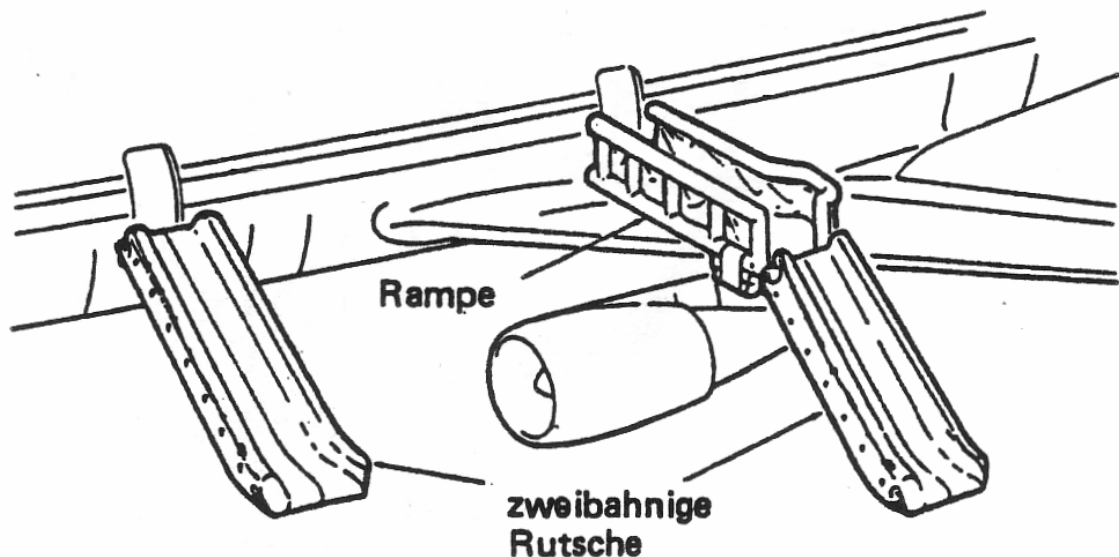
7.1 NOTAUSRÜSTUNG (Emergency Equipment)

Dazu zählen:

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

Alle Sicherheitseinrichtungen müssen auffällig gekennzeichnet und leicht zugänglich sein.

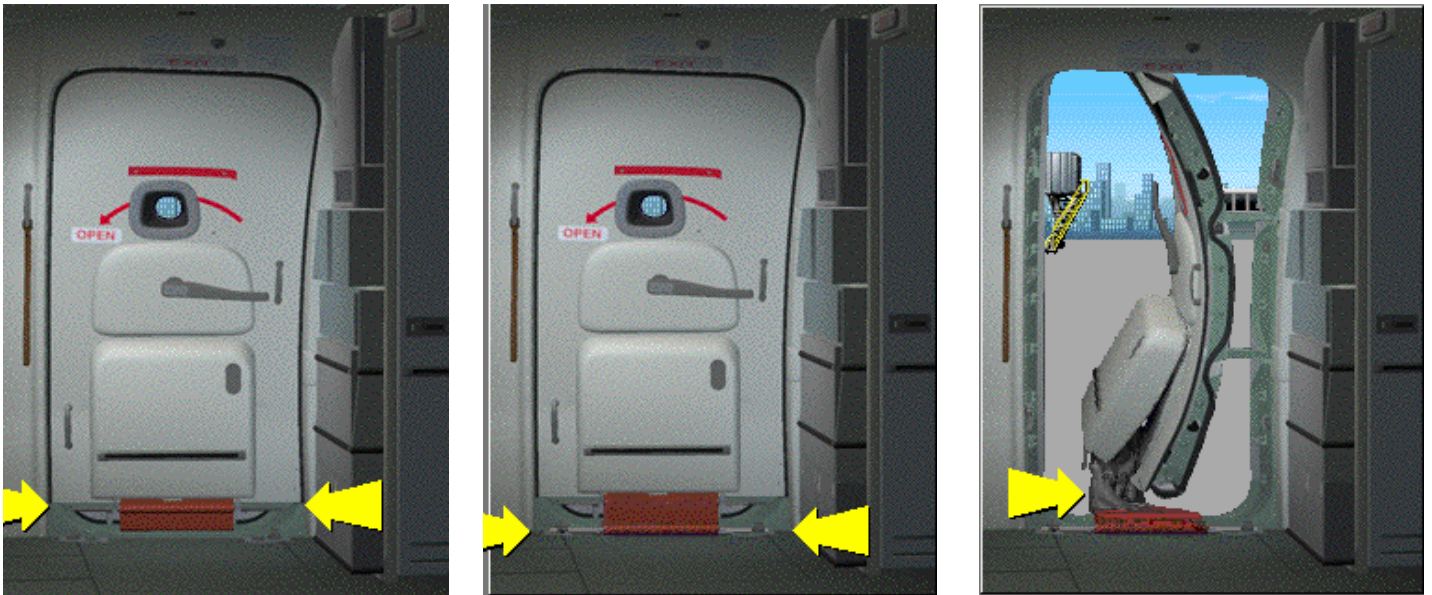
7.1.1 NOTRUTSCHE (Escape, Emergency or Evacuation Slide)



- Rutschenanordnung (DC 10)

In Verkehrsflugzeugen, bei denen Türen und Notausstiege höher als 1,80m angebracht sind, müssen Notrutschen vorhanden sein die sich automatisch entfalten. Sie können bei einer Notwasserung auch als Schlauchboote verwendet werden.

Bei Notausstiegen, die oberhalb der Tragfläche liegen, sind Tragflächenrutschen anzubringen, wenn der Fluchtweg über die Landeklappen (Startstellung) in mehr als 1,80m Höhe endet.

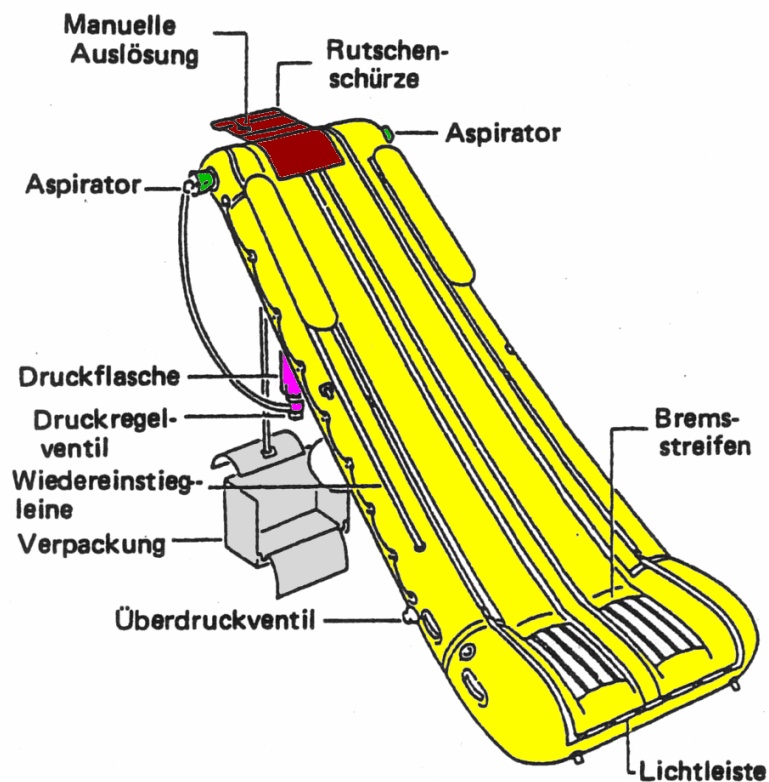


Die Rutschen sind an den Türen und Notausstiegen befestigt. Vor dem Losrollen wird die Rutschenstange am Kabinenfußboden befestigt (siehe auch folgende Skizze). Bei modernen Flugzeugen geschieht dies automatisch. Bei der Notöffnung einer Türe erfolgt dadurch das Aufblasen der Rutsche.

Es muss jedoch sichergestellt sein, dass sowohl beim Öffnen der Türen von außen, als auch beim normalen Öffnen von innen, das Auslösen der Rutschen verhindert wird. Die Rutschen der Notausstiege entfalten sich immer automatisch beim Öffnen.



Sollte sich die Rutsche nicht automatisch aufblasen kann dies auch manuell durch Ziehen an einem Auslösegriff eingeleitet werden.

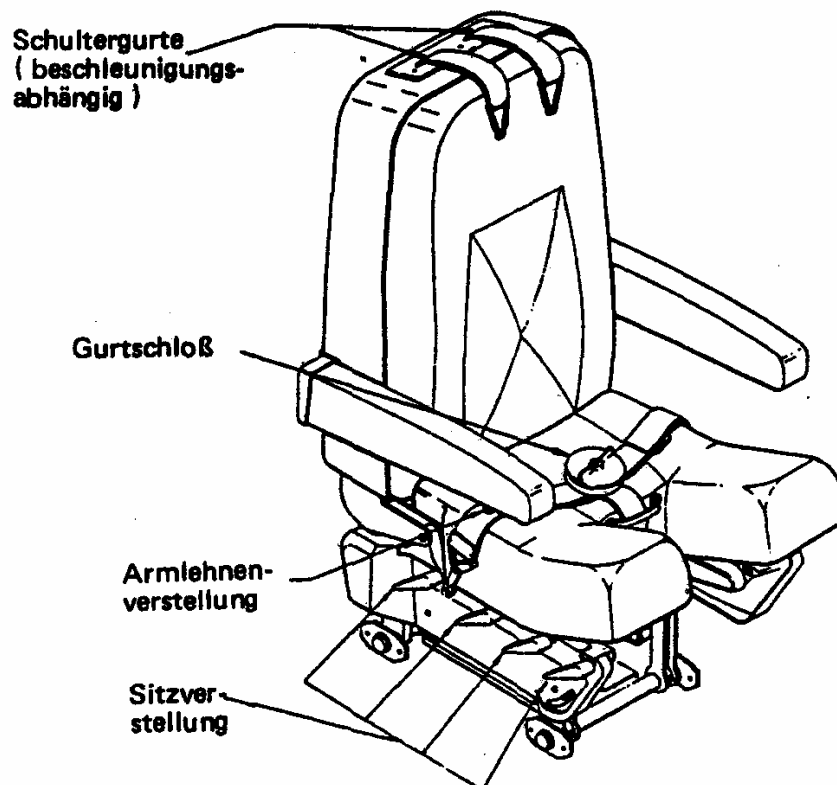


● Rutsche (Airbus)

Das Aufblasen der Rutschen erfolgt mit Hilfe von Druckflaschen, die mit flüssigem Kohlendioxyd und Stickstoff gefüllt sind. Das Füllgas wird über Strahlpumpen (Aspirator, Ejector) eingeblasen. Durch die hohe Strömungsgeschwindigkeit im Aspirator entsteht in seinem Venturirohr Unterdruck. Dadurch öffnen sich Rückschlagventile über die zusätzlich Atmosphärenluft angesaugt wird. So kann die benötigte Füllmenge sehr rasch erzeugt werden. Druckbegrenzungsventile, die bei 0,2 bar öffnen, verhindern einen zu hohen Druck in der Rutsche.

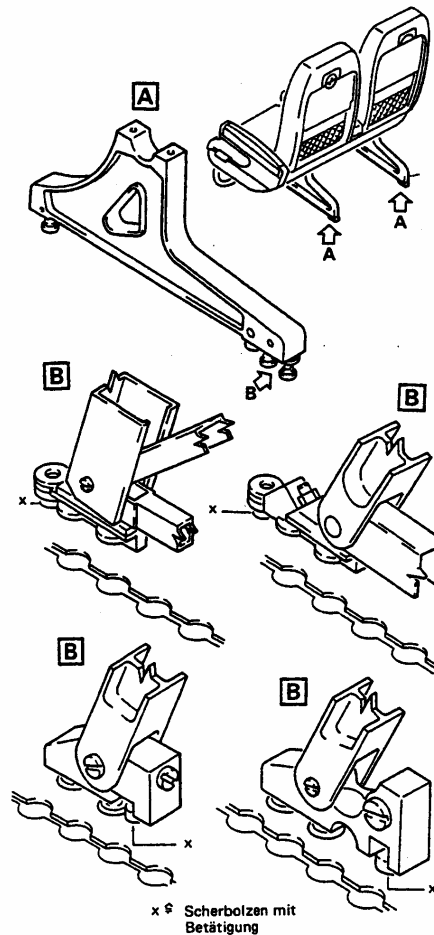
7.2 KABINENEINRICHTUNG (Cabin Furnishing Installation)

7.2.1 SITZE (Seats)



Flugzeugführersitz (Boeing 737)

Pilotensitze sind horizontal, vertikal sowie im Winkel (Rücken- und Armlehne) verstellbar und bewegen sich entweder auf Bodenschienen oder sind auf einem Podest montiert. Sie müssen in Flugrichtung einer Beschleunigung bis 9g widerstehen können.



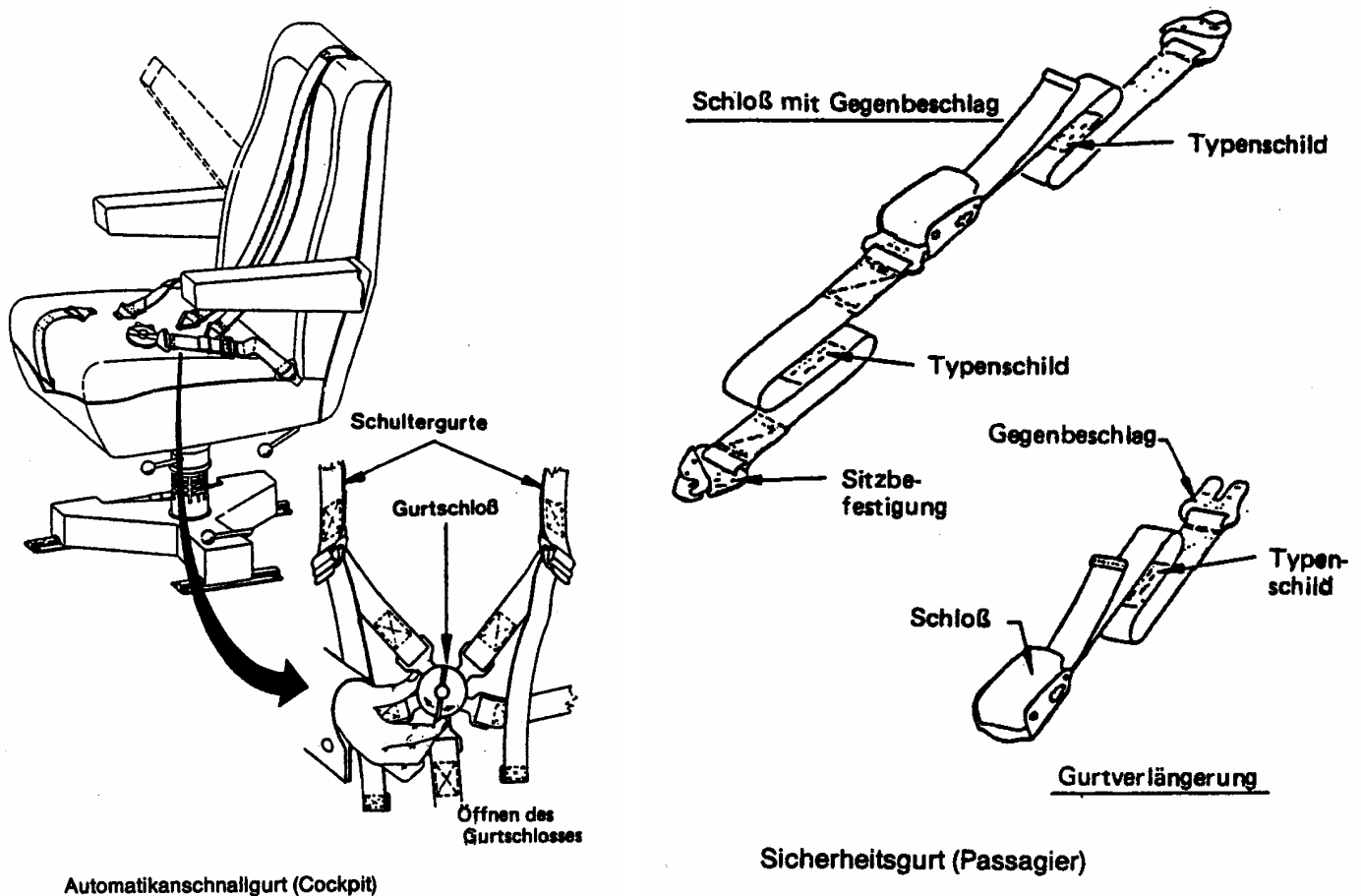
● Befestigungsprinzip an einer Sitzschiene

Die Passagiersitze werden in Schienen befestigt, die längs durch die Kabine laufen und bündig mit dem Fußboden montiert sind. Die Sitzabstände können variabel gewählt werden. In diesen Schienen können auch Küchen, Trennwände, usw. montiert werden.

Zur Sitzbefestigung werden die Sitze mit ihren pilzförmigen Be-

festigungsbolzen in die Sitzschienen gesteckt und dann um ½ Zoll in Längsrichtung verschoben. In dieser Zwischenposition wird ein Scherbolzen, der die Längsbewegung verhindern soll, in die Öffnung im Schienenprofil abgesenkt.

7.2.2 ANSCHNALLGURTE (Harnesses and Belts)

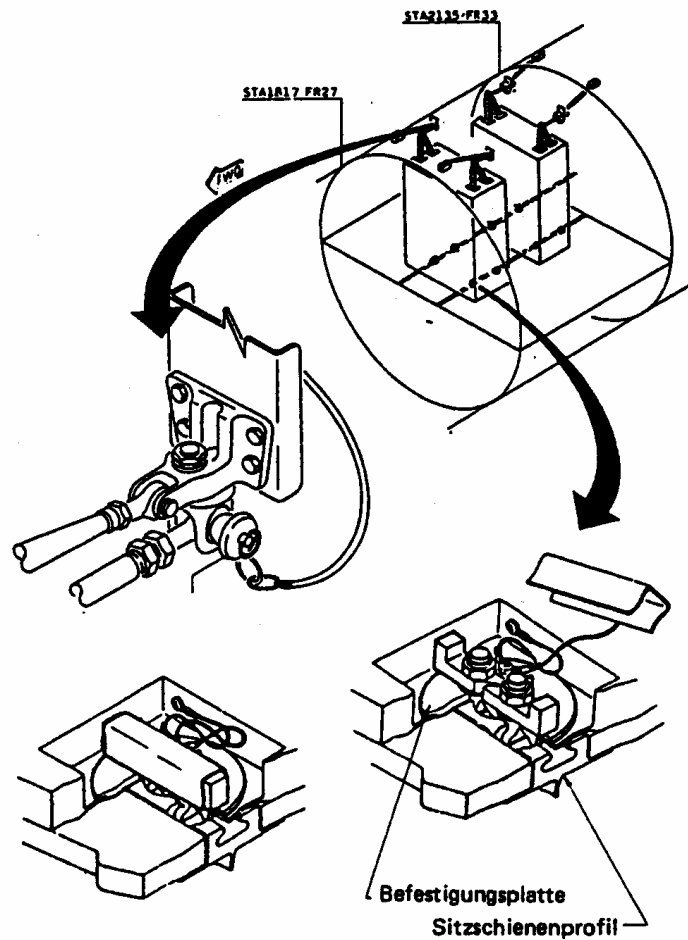


Pilotensitze haben Bauch- und Schultergurte. Passagiersitze müssen zumindest mit einem Bauchgurt ausgerüstet sein.

7.2.3 KABINENUNTERHALTUNGSEINRICHTUNG

(Siehe Digitaltechnik und Instrumentensysteme 4. KLASSE)

7.2.4 BORDKÜCHENINSTALLATION (Galley Installation)



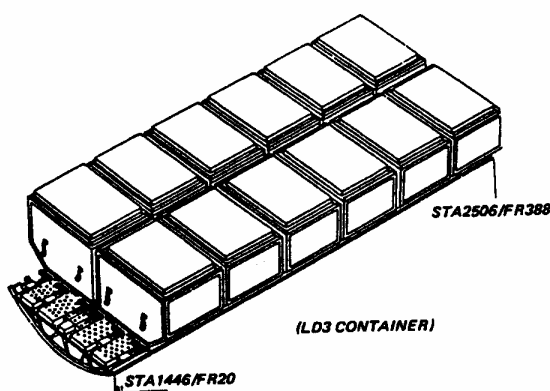
● Küchenbefestigung (Airbus)

Die Küchen werden in den Sitzschienenprofilen am Boden befestigt. Zusätzlich befinden sich meistens in der Decke oder an der Seitenwand noch Befestigungen, die die relativ schweren Küchen in jedem Lastfall festhalten sollen.

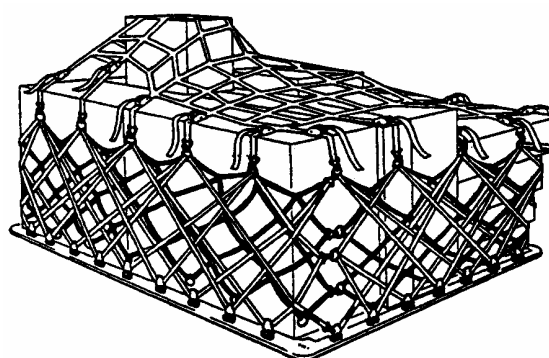
Für den Bau von Küchen werden Faserverbundkunststoffe verwendet.

7.2.5 FRACHTHANDHABUNG- UND BEFESTIGUNGS- RÜSTUNG (Cargo Handling and Retention Equipment)

In Verkehrsflugzeugen gibt es verschiedene Arten von Frachträumen. Sie befinden sich entweder unterhalb des Kabinenfußbodens oder bei umrüstbaren Flugzeugen auch auf dem Passagierdeck. Bei reinen Frachtflugzeugen befindet sich der Hauptfrachtraum auf dem Kabinenfußboden.



● Containerbeladung im Frachtraum (Airbus)



● Frachtpaletten

Die Fracht wird meist in Container oder auf Paletten in die Frachträume geladen.

EINE PDU „spring lift“ von Wittenstein. Sie wird vom Container heruntergedrückt, bleibt aber mit diesem im festen Kontakt.

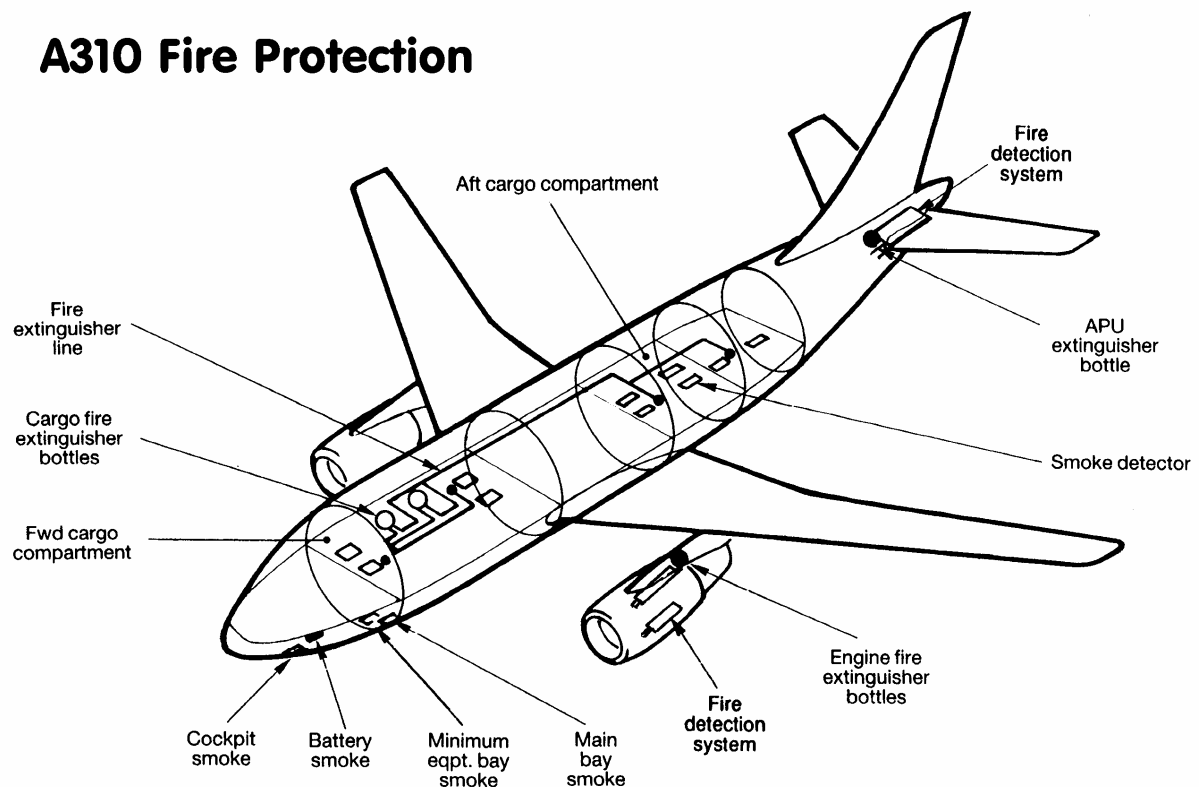


BLICK IN DEN FRACHTRAUM eines Flugzeuges. Im Vordergrund ist die so genannte Ball Mat Aerea zu sehen. Das Frachttor befindet sich links, und von dort aus ziehen PDUs die Container erst ins Flugzeug hinein und dann weiter in den Laderaum.

Für die Bewegung der Ladung ist ein Bewegungssystem eingebaut. Elektrisch angetriebene Rollen (Power Drive Unit – PDU) im Boden des Frachtraumes befördern die Container weiter. Kugellrollen (Ball Transfer Unit) unterstützen sie dabei. Die Steuerung erfolgt meistens im Bereich der Ladetür.

8 FEUERSCHUTZANLAGE (Fire Protection ATA - 26)

A310 Fire Protection



Eine Feuerschutzanlage besteht aus:

- Feuer- und Rauchwarnsystem
- Feuerlöschsystem

Jedes Ansprechen der Anlage löst im Cockpit eine Warnlampe für den entsprechenden Bereich und ein Glockensignal aus.

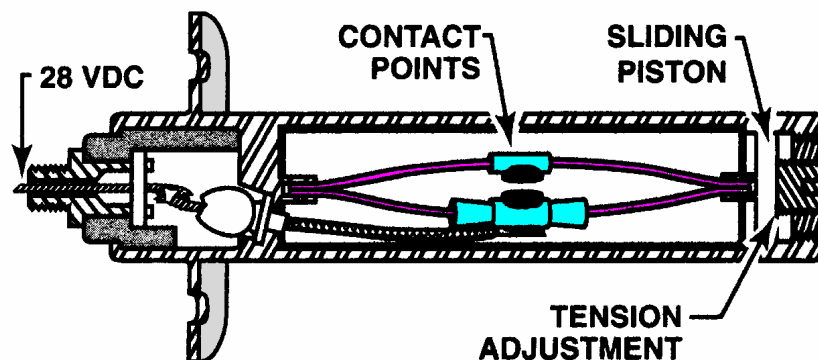
8.1 FEUER- UND RAUCHWARNSYSTEM

Es besteht aus einer Reihe von Feuer- und Rauchfühlern die in besonders brandgefährdeten Zonen installiert sind. Diese Zonen sind:

- Triebwerke
- Hilfsaggregat (APU)
- Hauptfahrwerksschächte oder Bremsen
- Frachträume
- Zonen die durch Verdichterzapflufft erwärmt werden (z.B. Flügelenteisung).
- Batterie- und Avionikraum

8.1.1 FEUER- UND ÜBERTEMPERATURFÜHLER (Fire Detectors)

8.1.1.1 THERMOSCHALTER (Thermoswitch)



● With a thermoswitch detector, the actual switch is mounted inside a stainless steel housing. If a fire starts, the switch housing heats up and elongates, causing the contact points to close. To adjust a thermoswitch, the housing must be heated to a specified temperature and then a tension adjustment is turned in or out until the contacts just close. In most cases, this adjustment is set by the detector manufacturer and is not adjusted in the field.

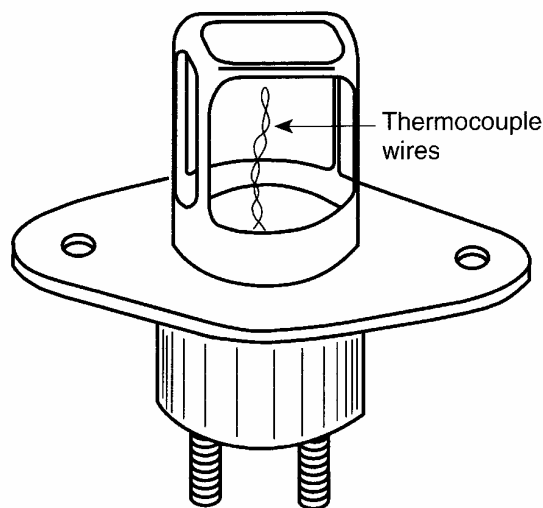
Bei einer Überhitzung verlängert sich das rostfreie Stahl-

gehäuse, sodass sich die darin befindlichen, elektrischen Kontakte berühren. Dadurch wird die Feuerwarnung im Cockpit aktiviert.

Ein ähnliches Konstruktionsprinzip findet bei Bimetallschaltern (Bimetallic Thermostat) Anwendung. Bei ihnen verformen sich bei Überhitzung Bimetallbügel bis sich die Kontakte schließen.

Oft werden mehrere Thermostate zusammen geschaltet um einen großen Überwachungsbereich erfassen zu können.

8.1.1.2 THERMOELEMENT (Thermocouple)

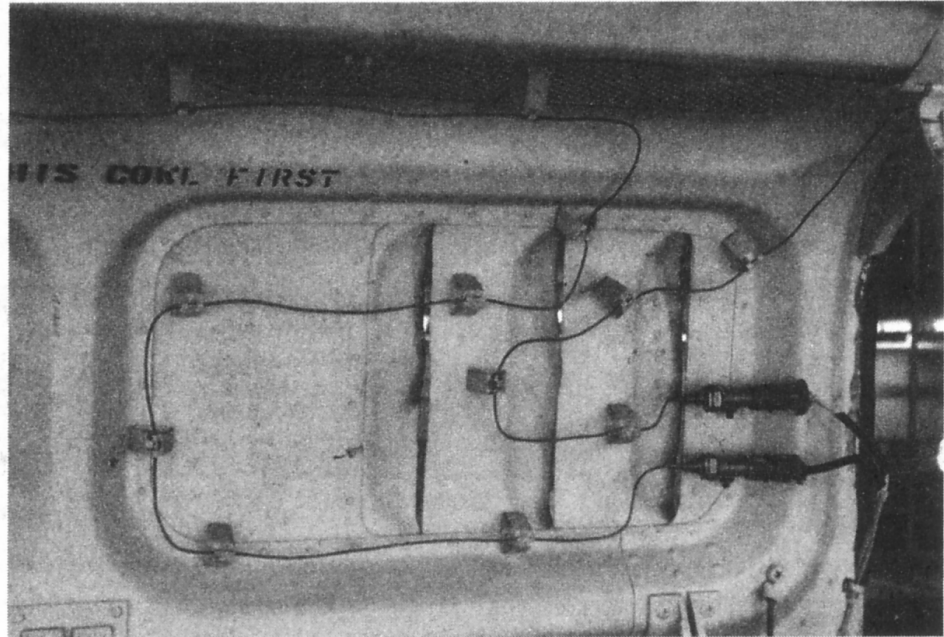


• A thermocouple fire sensor

Ein Thermoelement besteht aus zwei zusammengeschweißten Drähten aus verschiedenen Materialien (z.B. Eisen und

Konstantan – siehe Instrumentensysteme, 3. Klasse, Kapitel 7.1.2.2).

8.1.1.3 FEUERWARNSCHLEIFE (Continuous-Loop Detector)



● Fenwal continuous-loop fire detection elements sense a large area for fire and overheat conditions. In this picture, a continuous-loop detector can be seen running through an area inside an engine cowling.

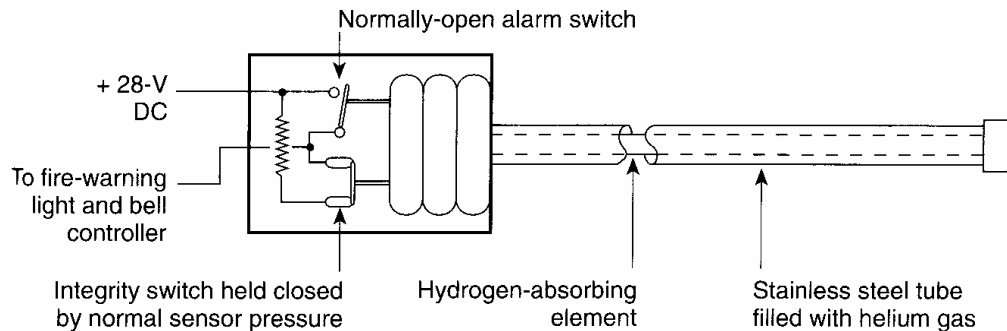
In modernen Flugzeugen wird meist nur noch dieser Feuer- oder Übertemperaturwarntyp verwendet. Er besteht aus einer oder mehreren Feuerwarnschleifen. Am häufigsten finden Halbleiter-Feuerwarnschleifen Verwendung.

Diese Feuerwarnschleifen sind so installiert, dass alle gefährdeten Bereiche erfasst sind. Aus Gründen der Betriebssicherheit werden meist zwei Warnschleifen parallel verlegt

(Dual Loop). Eine Warnung wird nur dann ausgelöst, wenn beide Warnschleifen Feuerbedingung melden.

Es gibt zwei unterschiedliche Warnschleifensysteme:

a) GASDRUCKSCHLEIFE



- *Operating principle of a Systron-Donner pneumatic fire and overheat detector*

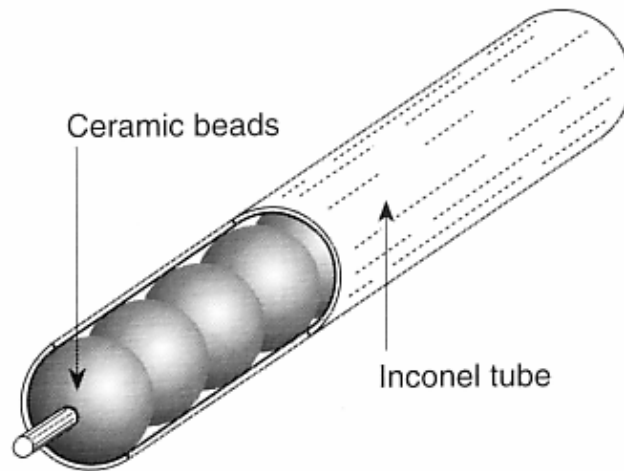
Sie besteht aus einem Metallröhrchen aus rostfreiem Stahl, welches im Zentrum eine wendelförmig gewickelte Seele enthält. Diese besteht aus Titan in dem Wasserstoff chemisch gebunden ist.

Bei einer punktuellen Erhitzung an einer Stelle auf etwa 400°C gibt das Titan das Wasserstoffgas ab. Dies führt zu einem Druckanstieg im Röhrchen und damit zum Schließen des Druckschalters (Normally-open Alarm Switch) durch den sich ausdehnenden Dosenbalg. Dadurch werden Warnlampe und Warnglocke im Cockpit aktiviert. Nach erfolgter Abkühlung absorbiert die Titanseele das Gas wieder, und der Druckschalter fällt in seine Ruhelage zurück.

Der Zwischenraum zwischen der wendelförmigen Titanseele und dem Metallröhrchen ist weiters mit Helium gefüllt. Dieses steht unter jenem Druck, der der mittleren Temperatur im Röhrcheninneren entspricht. Bei Erwärmung über die Länge der gesamten Warnschleife auf etwa 200°C dehnt sich das Heliumgas derart aus, dass der Druckanstieg ebenfalls zur Betätigung dieses Druckschalters führt.

Weiters bewirkt der normale Heliumdruck, dass ein zweiter Druckschalter (Integrity Switch) dauernd geschlossen gehalten wird. Sollte das Schleifenröhrchen beschädigt werden, entweicht das Helium. Durch den Druckverlust öffnet sich dieser Schalter. Wird nun beim Vorflugcheck der System-Testschalter gedrückt (nicht in Skizze eingezeichnet) wird das Warnsystem nicht aktiviert und der Systemfehler entdeckt.

b) HALBLEITERSCHLEIFE



● A single-conductor
continuous-loop fire detector element

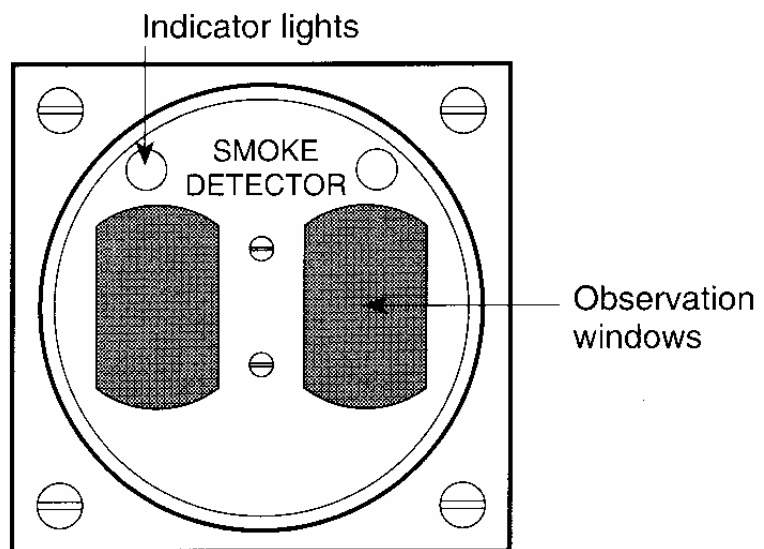
Halbleiter sind Materialien, die durch Temperatureinfluss ihren elektrischen Widerstand verändern. Er sinkt mit steigender Temperatur.

Die Feuerwarnschleife besteht aus einem 2 mm dicken Metallröhrchen aus Inconel®, das mit einem Halbleitermaterial (Ceramic Beads{Perlenschnur}) gefüllt ist. In dieses Material wiederum ist mittig ein Draht eingebettet. Eine Überwachungseinheit misst ständig den Widerstand zwischen dem Metallröhrchen und der Drahtseele. Im normalen Temperaturbereich liegt dieser Widerstand oberhalb von 1 MΩ. Bei der Ansprechtemperatur der Feuerwarnung reduziert sich der Widerstandswert auf einige 100 Ω. Dadurch wird die Feuerwarnung ausgelöst.

8.1.2 RAUCHFÜHLER (Smoke Detector)

Bevor bei Bränden in Flugzeugen Flammen entstehen bildet sich Rauch. Aus diesem Grund werden die Frachträume meist durch Rauchfühler überwacht.

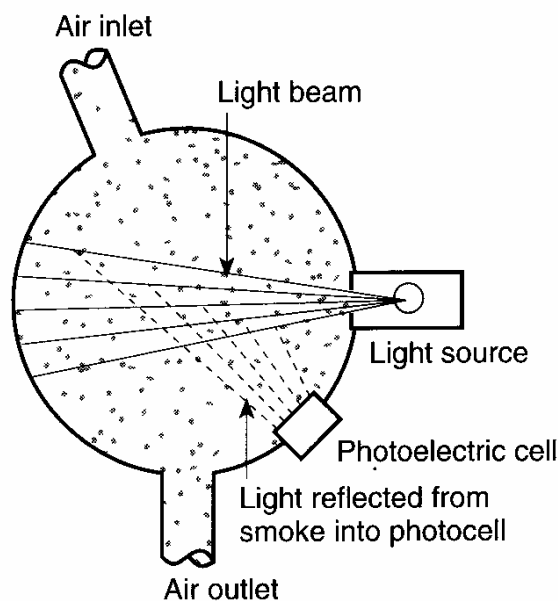
8.1.2.1 OPTISCHE RAUCHERKENNUNG (Visual Smoke Indicator)



Luft aus dem Frachtraum wird in ein geschwärztes und beleuchtetes Gehäuse im Cockpit geleitet, das mit Beobachtungsfenster (Observation Windows) versehen ist. Strömt rauchhaltige Luft durch die Kammer, so wird das Licht von den Rauchpartikeln reflektiert und kann von der Besatzung gesehen werden.

Für den nötigen Luftdurchsatz sorgt der Differenzdruck zwischen Druckkabine und Außenluft oder ein Ventilator. Ein kleines Sichtfenster oberhalb der eigentlichen Kammer zeigt, ob die Lampe eingeschaltet ist.

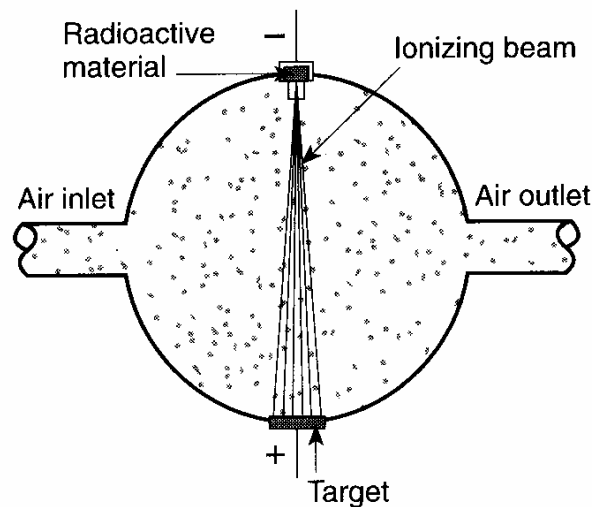
8.1.2.2 PHOTO-ELEKTRISCHER RAUCHFÜHLER (Photoelectric Smoke Detector)



- *A photoelectric smoke detector allows a current to flow that is proportional to the amount of light refracted by the smoke particles in the detector chamber.*

Damit die Besatzung nicht ständig die Sichtfenster der optischen Rauchererkennung beobachten muss, wird bei modernen Flugzeugen eine Photozelle verwendet. Sobald Rauch in den Rauchfühler (Smoke Detector) eintritt, wird das Licht einer Lampe (Light Source) von den Rauchpartikel auf eine Photozelle (Photoelectric Cell) reflektiert. Der nun fließende, elektrische Strom löst die Feuerwarnung aus. Der Rauchfühler spricht bei etwa 10% Rauchanteil in der Luft an.

8.1.2.3 IONISATIONSRAUCHFÜHLER (Ionization Smoke Detector)



- *Smoke in the detector chamber of an ionization-type smoke detector lowers the degree of ionization and decreases the current flowing to the external circuit.*

Das Fühlergehäuse liegt an einer festen Spannung. Eine winzige Menge radioaktiv strahlendes Material ist in der Fühlerkammer befestigt und bombardiert die Sauer- und Stickstoffmoleküle der durchströmenden Luft. Diese wird dadurch ionisiert {leitfähig} und der fließende Strom erzeugt eine bestimmte Spannung an den Elektroden.

Dringen Verbrennungsgase ein, so lagern sich die Ionen an den Rauchpartikel ab. Dies führt zu einer Verlangsamung der Ionenbewegung. Dadurch vergrößert sich der Innenwiderstand in der Kammer, die Spannung an den Elektroden sinkt und die Feuerwarnung wird ausgelöst.

8.2 FEUERLÖSCHERSYSTEM

8.2.1 LÖSCHMITTEL (Fire Extinguishing Agents)

In Luftfahrzeugen werden folgende Löschmittel verwendet:

8.2.1.1 KOHLENDIOXYD (CO₂)

Die Löschwirkung von CO₂ beruht auf der Verdrängung des Sauerstoffgehaltes der Verbrennungsluft (Stickeffekt) und dem Kühleffekt bei der Entspannung und Verdunstung des Kohlendioxyds. Es treten keine Löschschäden durch Rückstände auf wie es bei Wasser- und Pulversystemen der Fall wäre.

Zum Löschen eines Brandes ist allerdings eine Konzentration von 30 Volumsprozenten erforderlich. Für Lebewesen sind aber bereits 10% tödlich, sodass ein Einsatz im Kabinenbereich nicht möglich ist. Weiters kann es durch die niedrige Löschtemperatur zu Materialschäden und Erfrierungen bei Lebewesen kommen.

8.2.1.2 HALON

Es ist das am häufigsten verwendete Löschmittel. Seine Löschwirkung beruht darauf, dass es sich in der Flammhitze zersetzt und die Spaltprodukte die Verbrennungsreaktion stoppen. Die heute in Luftfahrzeugen eingesetzten Halonarten haben eine ausgezeichnete Löschwirkung und sind ungiftig.

8.2.2 HANDFEUERLÖSCHER (Portable Fire Extinguisher)

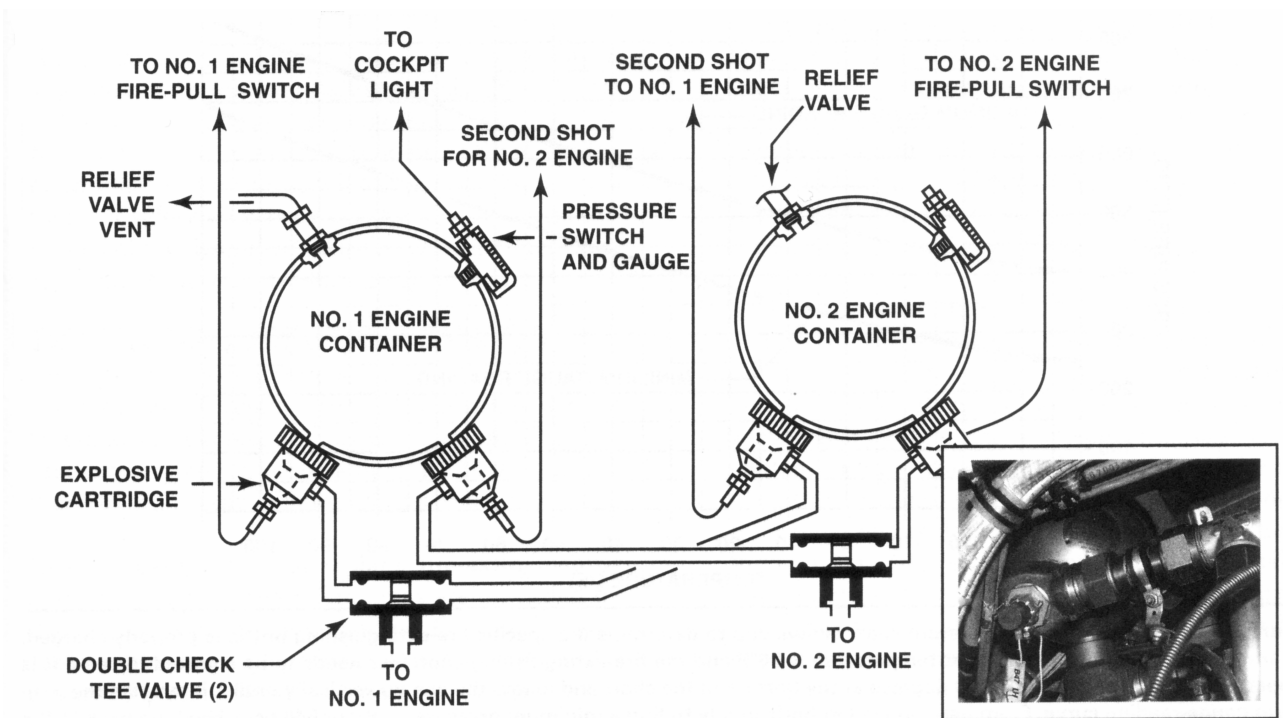
Handfeuerlöscher müssen im Flugzeug in ausreichender Zahl vorhanden sein, um Brände im Cockpit und in der Passagierkabine löschen zu können. Sie sind in leicht lösbaaren Halterungen an gut zugänglichen Stellen im Flugzeug eingebaut.

Der Zeiger der Druckanzeige des Löschers muss im grünen Bereich stehen. In gewissen Zeitabständen müssen die Löscher gewogen werden um den Füllstand zu kontrollieren.

8.2.3 FEST INSTALLIERTE FEUERLÖSCHANLAGE (Fixed Fire-Extinguishing System)

In den besonders brandgefährdeten Zonen, die von der Besatzung nicht erreichbar sind, müssen Feuerlöschanlagen fest installiert sein. Folgende Feuerlöschanlagen sind beispielsweise in Flugzeugen im Einsatz:

- **Triebwerksfeuerlöschanlage**
- **Löschanlage des Hilfsaggregats (APU)**
- **Löschanlage der Frachträume**
- **Löschanlage in den Toiletten**



- A typical high-rate-of-discharge extinguishing system installed on a twin-engine, turbine-powered aircraft utilizes two agent containers, each with two discharge ports. This permits two applications of extinguishing agent to any one engine.

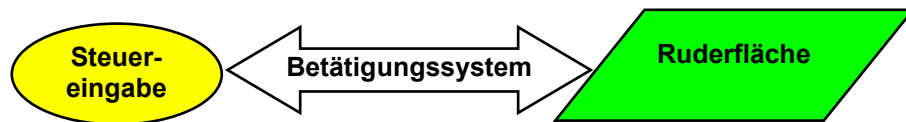
In modernen Luftfahrzeugen finden meist Schnelllöschsysteme (High-Rate-Discharge Extinguishing System – HRD) Verwendung. In geschlossenen Stahlbehältern wird das Löschmittel unter Druck aufbewahrt. Beim Drücken des Feuerlöschknopfes zündet eine Auslösepatrone (Explosive Cartridge) und das Löschmittel strömt über eine Rohrleitung zum Triebwerk.

Das System in der Abbildung besteht aus je einem Behälter für jedes Triebwerk. Durch entsprechende Auslösepatronenauswahl durch den Piloten können auch zwei Löschversuche am selben Triebwerk durchgeführt werden.

9 FLUGSTEUERUNG (Flight Controls – ATA - 27)

9.1 BETÄTIGUNGSSYSTEME VON STEUERUNGEN (System Operation)

Alle Steuersysteme besitzen folgende Hauptbaugruppen:



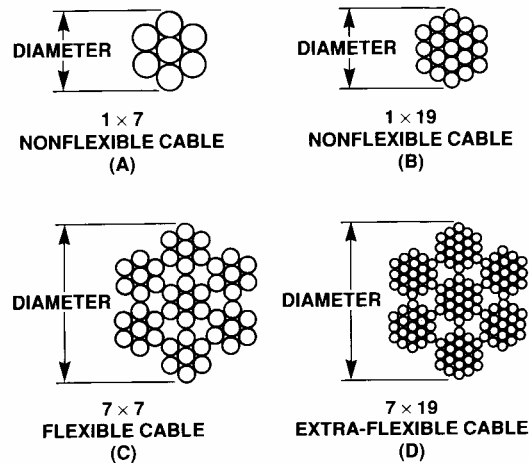
Die Steuersysteme unterscheiden sich hauptsächlich im Betätigungssystem. Man unterscheidet zwischen manuellen, hydraulischen und elektrischen Systemen.

9.1.1 MANUELLES BETÄTIGUNGSSYSTEM (Manual System Operation)

Für kleine Flugzeuge (etwa bis Businessjet) reicht eine rein, durch Körperkraft betätigte (manuelle) Flugsteuerung aus. Aber auch ältere Großflugzeuge (z.B. B707) verwenden, unter geschickter Ausnützung der Sekundärsteuerung (z.B. Ausgleichs- oder Flettnerrudern), teilweise dieses System. Für die Übertragung der Kräfte zwischen der Steuereingabe und den Ruderflächen werden Steuerseile, Stoßstangen, Drehwellen und Ketten verwendet.

9.1.1.1 STEUERSEILE (Control Cable)

a) AUFBAU DER STEUERSEILE:



Types of control cable.

Steuerseile bestehen aus geschlagenen (um den Mitteldraht gewunden) Einzeldrähten (Skizze A u. B) aus galvanisiertem Kohlenstoffstahl (Rostschutzüberzug) oder Chrom-Nickelstahl (rostfreier Stahl). Biegsamere Seile bestehen aus mehreren Einzelseilen, dann als Litze (Cable Strand) bezeichnet, die wiederum um eine Mittellitze geschlagen sind (Skizze C u. D). Die Anzahl der Drähte (Wire), für im Flugzeugbau verwendete Seile, beträgt entweder 7 oder 19.

Das fertige Seil besteht aus 7 Litzen mit 7 Drähten (C - weniger biegsam, nur für geringe Umlenkungswinkel) oder 7 Litzen mit 19 Drähten (D - biegsamer aber verschleißanfälliger).

Diameter (inch)	1 x 7 and 1 x 19				7 x 7, 7 x 19			
	Nonflexible, carbon		Corrosion resisting		Flexible, carbon		Flexible, corrosion resisting	
	MIL-W-6940		MIL-C-5693		MIL-W-1511		MIL-C-5424	
	Weight, pounds per 100 feet	Breaking strength, pounds	Weight, pounds per 100 feet	Breaking strength, pounds	Weight, pounds per 100 feet	Breaking strength, pounds	Weight, pounds per 100 feet	Breaking strength, pounds
1/32	0.25	185	0.25	150
3/6455	375	.55	375
1/1685	500	.85	500	0.75	480	0.75	480
5/64	1.40	800	1.40	800
3/32	2.00	1,200	2.00	1,200	1.60	920	1.60	920
7/64	2.70	1,600	2.70	1,600
1/8	3.50	2,100	3.50	2,100	2.90	2,000	2.90	1,760
5/32	5.50	3,300	5.50	3,300	4.50	2,800	4.50	2,400
3/16	7.70	4,700	7.70	4,700	6.50	4,200	6.50	3,700
7/32	10.20	6,300	10.20	6,300	8.60	5,600	8.60	5,000
1/4	13.50	8,200	13.50	8,200	11.00	7,000	11.00	6,400
9/32	13.90	8,000	13.90	7,800
5/16	21.00	12,500	21.00	12,500	17.30	9,800	17.30	9,000
11/32	20.70	12,500
3/8	24.30	14,400	24.30	12,000
7/16	35.60	17,600	35.60	16,300
1/2	45.80	22,800	45.80	22,800

* The strength values listed were obtained from straight tension tests and do not include the effects of wrapped ends.

Strength of steel control cable.

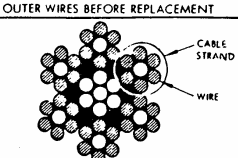
Die Seile der Primärsteuerung müssen mindestens einen Durchmesser von 1/8“ (3,2mm) haben (in Skizze grau markiert).

Steuerseile gewährleisten:

- eine spielfreie Kraftübertragung
- eine problemlose Kraftumlenkung
- hohe Sicherheit gegen Gewalt- und Dauerbruch

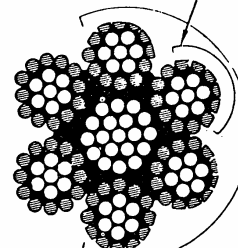
b) SEILVERSCHLEISS:

SYSTEM	CABLE SIZE	PERCENT ALLOWABLE WEAR OF OUTER WIRES BEFORE REPLACEMENT
RUDDER (RA & RB)	1/8 7 x 19	50
RUDDER TRIM (RTA & RTB)	3/32 7 x 7	50
ELEVATOR (EA & EB)	1/8 7 x 19	40
STABILIZER TRIM (STA & STB)	1/8 7 x 19	50
AILERON (AA & AB)	1/8 7 x 19	50
AILERON BUS (ABSA & ABSB)	3/16 7 x 19	50
AILERON TRIM (ATA & ATB)	3/32 7 x 7	50
AILERON CONTROL BUS (ACBA & ACBB)	1/8 7 x 19	50
SPEED BRAKE (SBA & SBB)	1/8 7 x 19	50
WING FLAP (WFA, WFB, WFFA, WFFB, & FAC)	1/8 7 x 19 3/32 7 x 7	40
SPOILER (WSA & WSB)	3/32 7 x 7	50



7 x 7 CABLE

TYPICAL OUTER WIRE WEAR AREA ON CABLE STRAND. HAIRLINE CRACKS BETWEEN WIRES OR FULLY BLENDED SURFACE APPEARANCE OF APPROXIMATELY SIX WIRES PER OUTER CABLE STRAND INDICATES 50 PERCENT WIRE WEAR. IF THIS APPEARANCE IS VISIBLE, THE CABLE SHOULD BE REPLACED.



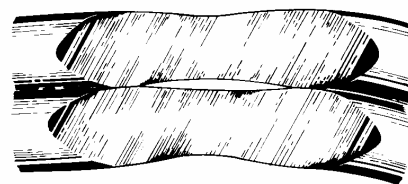
7 x 19 CABLE

OUTER WIRES INDICATED BY CROSSHATCHING

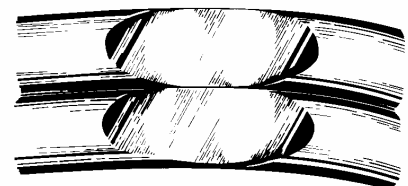
TYPICAL CABLE WEAR MAY OCCUR ON ONE SIDE ONLY OR ON FULL CIRCUMFERENCE AND MAY EXTEND ALONG THE CABLE FOR A DISTANCE EQUAL TO NORMAL CABLE MOVEMENT.

NOTE ANY BROKEN WIRE IS CAUSE FOR CABLE REPLACEMENT. WHENEVER CABLE WEAR IS FOUND CAUSE FOR WEAR MUST BE DETERMINED AND CORRECTED

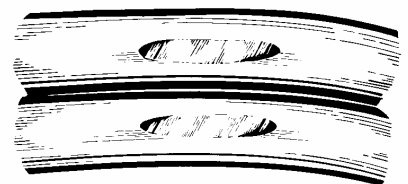
Flight Control Cable Wear Limits



OUTER WIRES WORN MORE THAN 50% (A)



OUTER WIRES WORN BETWEEN 40 AND 50% (B)



OUTER WIRES WORN LESS THAN 40% (C)

Wear pattern of steel control cable.

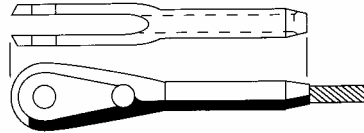
Der Verschleiß eines Seiles wird daran gemessen, wie weit die äußeren Drähte einer Litze (Cable Strand) abgenutzt sind. Die Flächen der Abnutzung erscheinen blank.

Sind beispielsweise sechs Außendrähte einer Litze zu 50% abgenutzt (oft im Bereich der Seilrollen) oder ist ein Draht gebrochen, wird ein Seil in der Regel unbrauchbar (Wartungshandbuch beachten!).

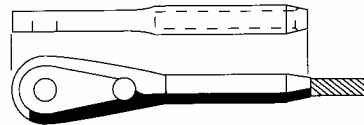
9.1.1.2 SEILSCHUHE (Cable Terminal)



Threaded cable terminal



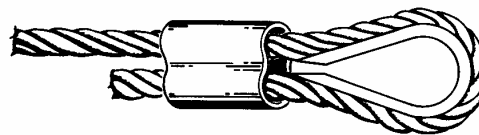
Fork-end cable terminal



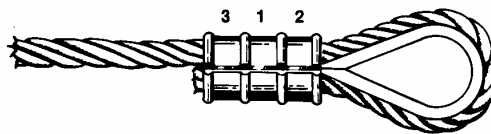
Eye-end cable terminal

Swaged control cable terminals

Ein Seil endet mit einem Seilschuh über den die Kräfte in das Seil eingeleitet werden. Sie werden maschinell oder durch ein Handgerät aufgewalzt.



PASS THE CABLE THROUGH THE SLEEVE, AROUND THE THIMBLE AND BACK INTO THE SLEEVE.
(A)



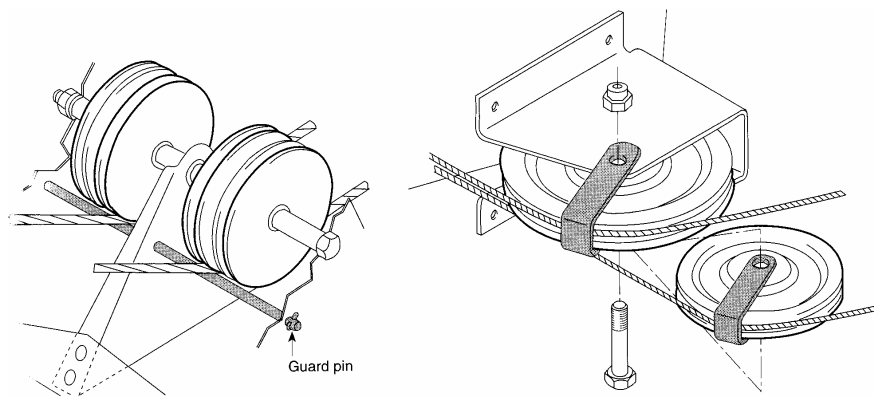
COMPRESS THE SLEEVE THREE TIMES WITH THE CORRECT TOOL. THIS TYPE OF TERMINAL HAS 100% OF THE CABLE STRENGTH.
(B)

Nicopress sleeve terminal.

Eine weitere Möglichkeit ist das Anfertigen von Seilschlaufen durch Verpressen mittels „Nicopress“-Hülsen. An der Schlaufe, in die zum Schutze des Seiles eine Kausche

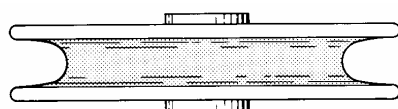
(Thimble) eingelegt wird, können Ruderanschlüsse, Spannschlösser, usw. befestigt werden.

9.1.1.3 SEILROLLEN (Pulleys)

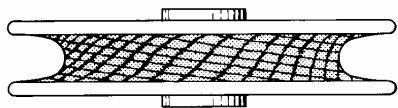


Two types of guards used with a pulley to prevent the cable from slipping out of the groove

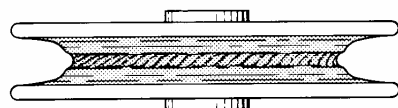
Sie finden als Stütz- und Umlenkrollen Verwendung. Seilrollen und Kettenräder müssen mit Schutzeinrichtungen versehen sein (Bügel, Bolzen). Sie verhindern, dass die Seile oder Ketten abspringen.



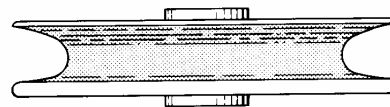
NORMAL WEAR PATTERN—PULLEY IS GOOD (A)



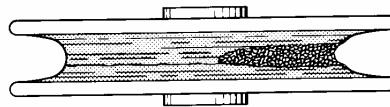
EXCESSIVE CABLE TENSION (B)



PULLEY TOO LARGE FOR THE CABLE (C)



CABLE MISALIGNMENT (D)

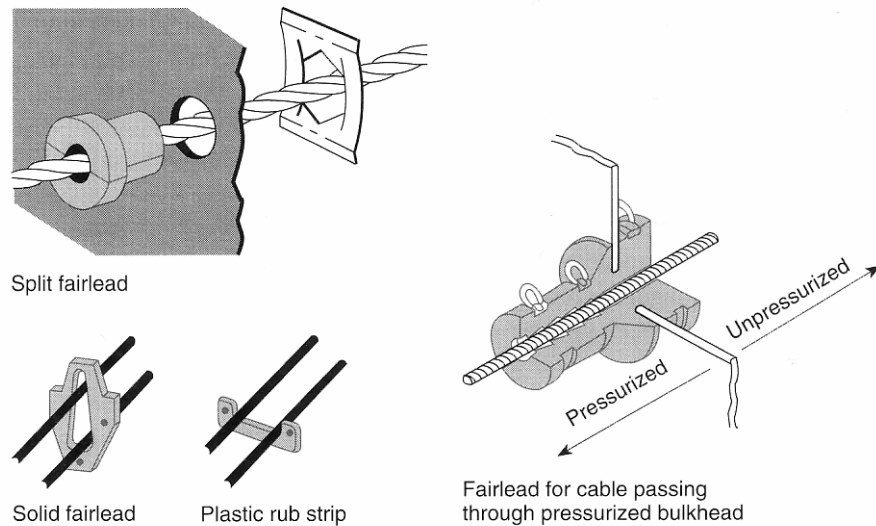


FROZEN BEARINGS (E)

Control pulley wear patterns.

Installationsfehler werden am Tragbild der Seilrolle sichtbar.

9.1.1.4 SEILDURCHFÜHRUNGEN (Fairleads)



Fairleads are used to guide control cables where they pass through a structural member.

Immer wenn ein Steuerseil durch Spante oder Rippen führt, sollte eine Durchführung verwendet werden. Sie schützt Seil und Struktur vor Beschädigung. Seildurchführungen, die durch Druckkabinen laufen, müssen dichten.

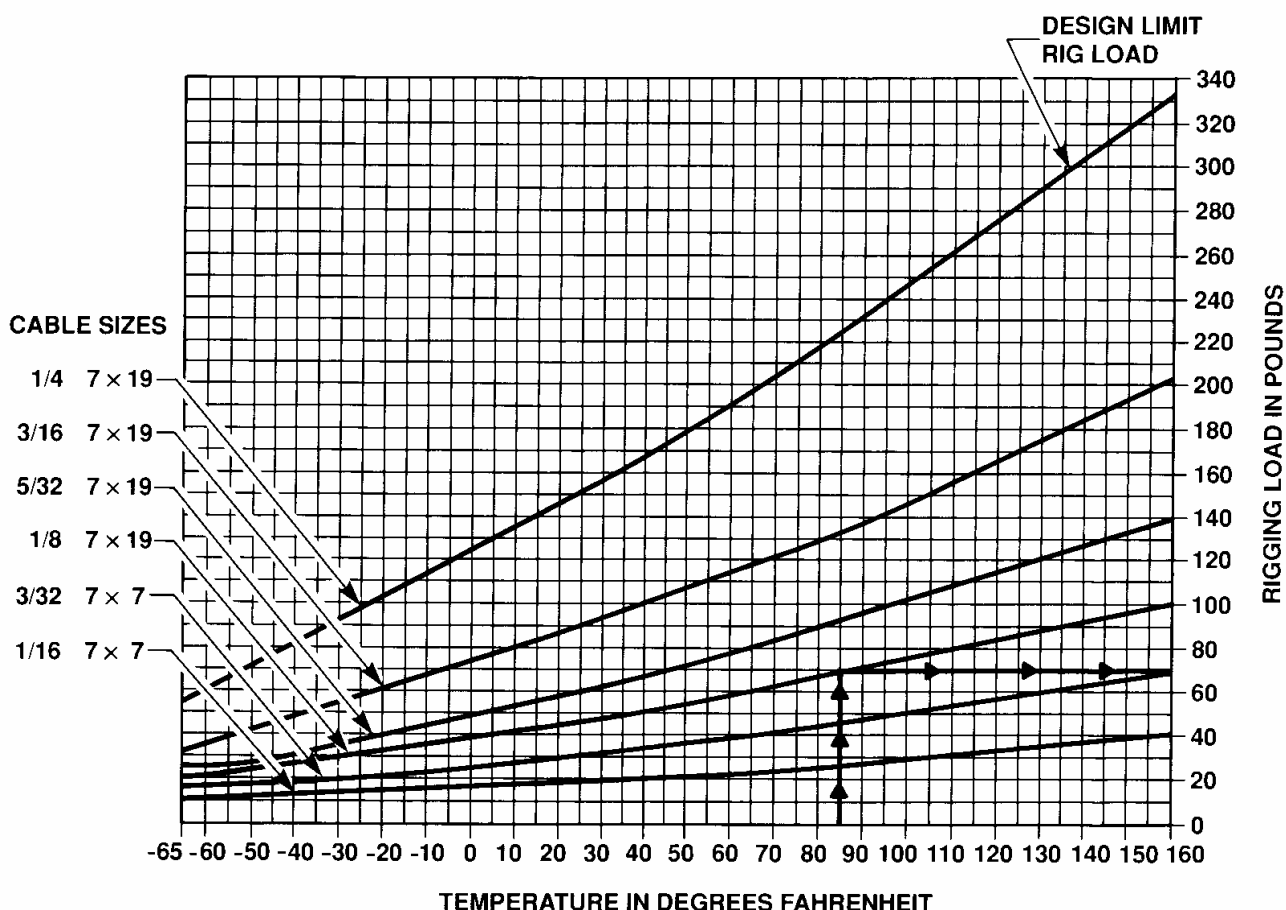
Eine Seildurchführung darf niemals zum Umlenken von Seilen verwendet werden. Der Ablenkwinkel darf höchstens 3° betragen.

9.1.1.5 SPANNSCHLÖSSER (Turnbuckles)

Die richtige Seilspannung wird durch Spannschlösser ein-

gestellt. Zu geringe Seilspannung kann zum Scheuern der Seile an der Struktur und zu falschen Ruderausschlägen führen. Eine zu große Seilspannung kann die Bauteile der Steuerung überlasten und beschädigen.

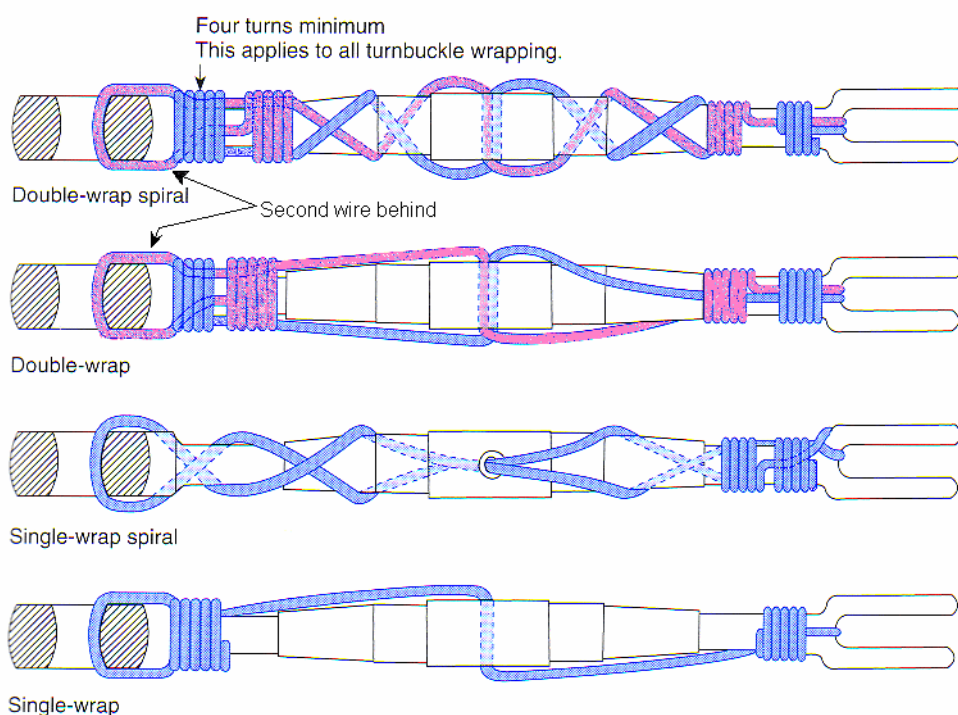
Die Einstellung der Seilspannung ist temperaturabhängig. In kalter Umgebung (Höhe, Winter) schrumpft die Aluminiumstruktur eines Luftfahrzeuges stärker als das Stahlseil. Das Seil wird daher locker (bei Hitze umgekehrt). Die einzustellende Seilspannung ist daher ein Kompromiss.



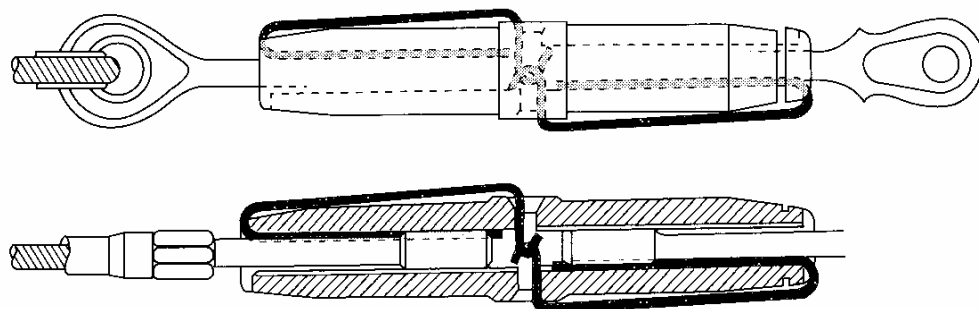
Besser ist jedoch, wenn der Hersteller ein Diagramm für das jeweilige Luftfahrzeug in das Wartungshandbuch auf-

nimmt, mit dem der Wart bei jeder Umgebungstemperatur die korrekte Seilspannung einstellen kann.

Größere Flugzeuge, bei denen es durch die kühlen Temperaturen in großen Höhen zu drastischen Seilspannungsänderungen kommt, haben automatische Seilspanneinrichtungen eingebaut.



Methods of safety wiring turnbuckles



MS Clip-type locking device for turnbuckles.

Nach dem Spannen sind Spanschlösser gegen Verdrehen durch einen Sicherungsdraht (nicht unter 1mm = 0,04inch Durchmesser!) oder durch „Clips“ (nur möglich, wenn Gewindenuten vorhanden sind) zu sichern.

Spanschlösser sind so auf die vorgeschriebene Seilspannung einzustellen, dass auf beiden Seiten der Schlossmutter höchstens drei Gewindegänge freiliegen. Spanschlösser dürfen nicht geschmiert werden.

Seilgröße (Nenndurchmesser in in.)	Sicherungsverfahren	Durchmesser des Sicherungsdrahtes (in.)	Werkstoff (geglüht bzw. vergütet)
1/16	Einfach	0,040	Kupfer, Messing ¹⁾
3/32	Einfach	0,040	Kupfer, Messing ¹⁾
1/8	Einfach	0,040	Korrosionsbeständiger Stahl, Monel- metall und K-Monelmetall
1/8	Doppelt	0,040	Kupfer, Messing ¹⁾
1/8	Einfach	0,057 mindestens	Kupfer, Messing ¹⁾
5/32 und größer	Doppelt	0,040	Korrosionsbeständiger Stahl, Monel- und K-Monelmetall ¹⁾
5/32 und größer	Einfach	0,057 mindestens	Korrosionsbeständiger Stahl, Monel- und K-Monelmetall ¹⁾
5/32 und größer	Doppelt	0,051 ²⁾	Kupfer, Messing

¹⁾ Drähte aus verzinktem oder verzinnem Stahl oder Weicheisen sind ebenfalls zulässig.
²⁾ Die Sicherungslöcher in Spanschloßverbindungen für Seile von 5/32 Zoll Nenndurchmesser und größer können ausreichend aufgebohrt werden, wenn der zweifache Kupfer- oder Messingdrahtdurchmesser von 0,051 Zoll durchgeführt werden soll.

Richtlinie für das Sichern von Spanschlössern

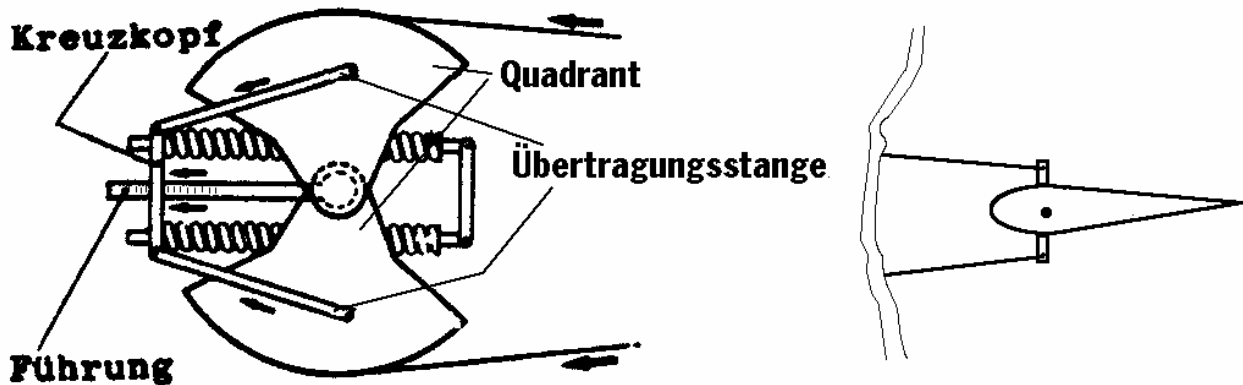
Je nach Seilstärke sind einfache oder doppelte Spanschlösser anzubringen.

Monel wird aus einem amerikanischen NiCu-Erz erzeugt und ergibt eine Legierung höchster Festigkeit und Korrosionsbeständigkeit.

9.1.1.6 AUTOMATISCHE SEILSPANNER (Automatic Tension Adjusters)

Sie sorgen bei größeren Flugzeugen bei allen Temperaturen für eine gleich bleibende Seilspannung.

a) FUNKTION BEI KALTER UMGEBUNG:

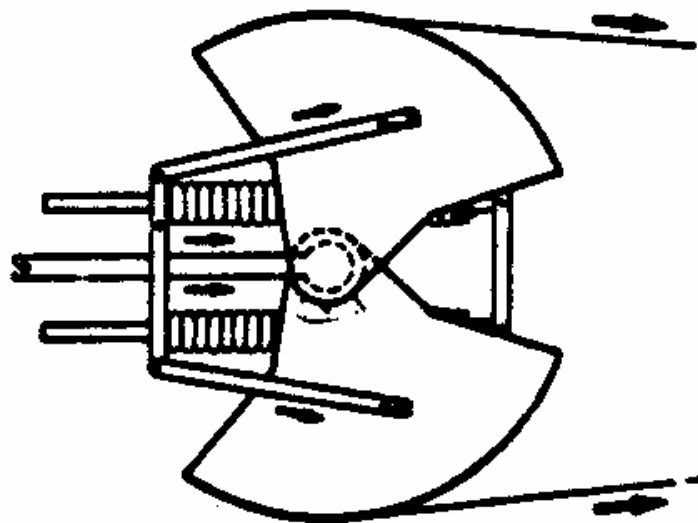


Der dargestellte Seilspanner besteht aus einer Führung mit Kreuzkopf, zwei Federn, zwei Übertragungsstangen und zwei beweglichen Seilquadranten {Quadrant = Viertel einer Kreisfläche} mit gemeinsamer Drehachse. Der Seilspanner ist beispielsweise unter dem Cockpit im Rumpf befestigt.

Wenn keine Steuerkräfte vorhanden sind, lässt sich der Kreuzkopf auf der Führung bewegen. Die Druckkraft der Spiralfedern wird über die Übertragungsstangen auf die Seilquadranten übertragen. Dadurch wird die Seilspannung konstant gehalten. Die Grundeinstellung der Seilspannung kann auf einer Skala an der Führung abgelesen werden.

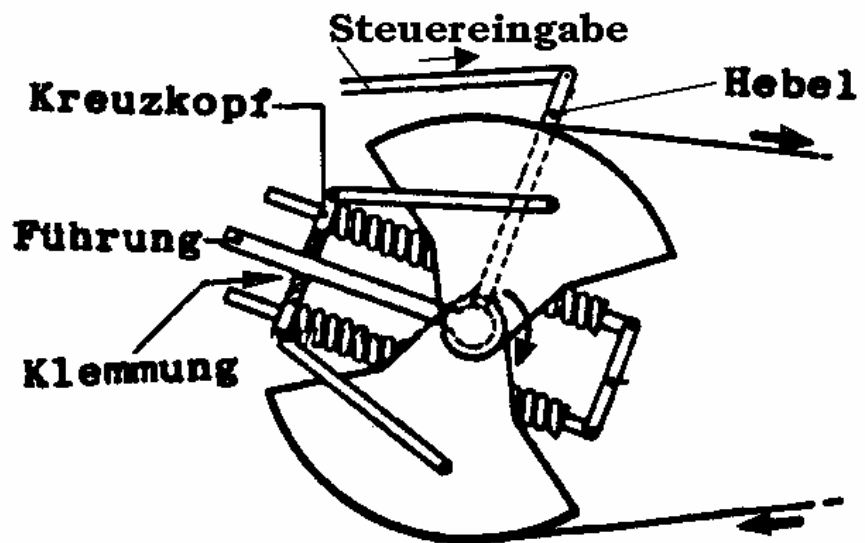
In kalter Umgebung zieht sich die Flugzeugstruktur (Aluminiumlegierung) mehr zusammen als das in ihr gespannte Stahlseil. Dieses würde ohne automatischen Seilspanner zu locker werden. Da die Federn gegen den Kreuzkopf drücken und so über die Zugstangen die beiden Quadranten im obigen Beispiel nach links ziehen, wird die entstandene Längendifferenz laufend ausgeglichen. Dadurch bleibt die Seilspannung immer innerhalb der erlaubten Toleranz.

b) FUNKTION BEI WARMER UMGEBUNG:



Die Flugzeugzelle hat sich mehr ausgedehnt als das in ihr gespannte Stahlseil und würde dieses überlasten. Der Seilspanner ermöglicht nun ein Nachgeben, indem die Federn stärker zusammengedrückt werden.

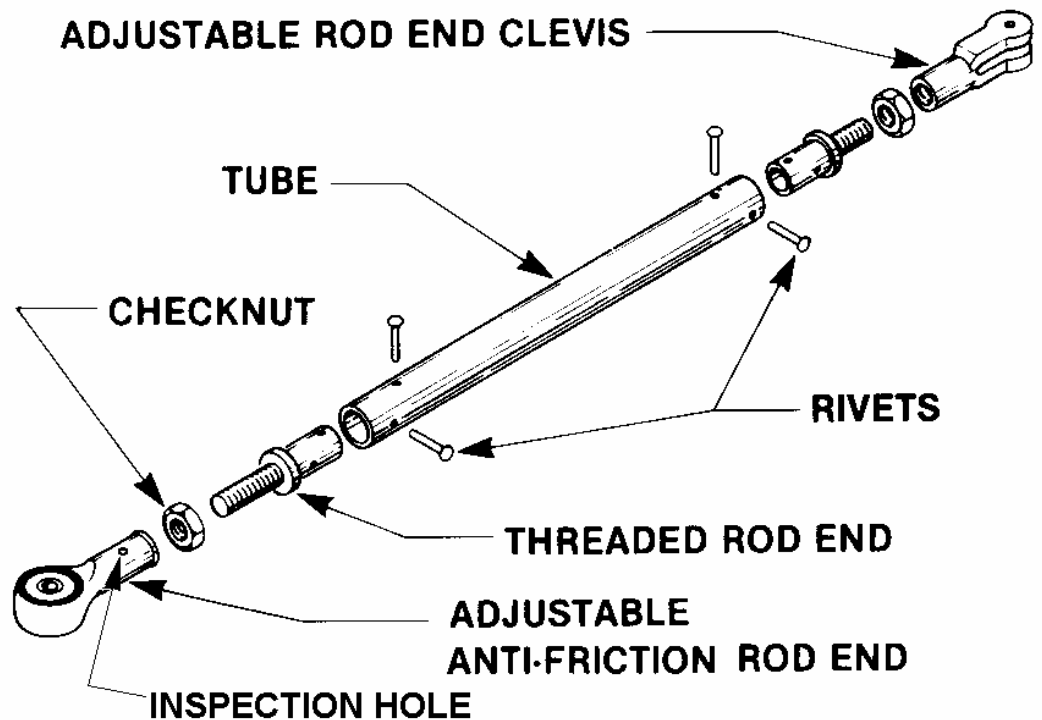
c) FUNKTION BEI STEUEREINGABE:



Solange die Belastung beider Seile gleich ist, stellt der federbelastete Kreuzkopf bei Längenänderungen immer die korrekte Seilspannung her. Das System ist elastisch! Für die Betätigung des Ruders muss jedoch eine starre Verbindung vorhanden sein.

Sobald eine Steuerbewegung eingeleitet wird, gelangt diese über einen Hebel auf die Führung (gesamter Seilspanner wird gedreht) und zieht nur an einem Seil (in Skizze unten). Dadurch wird die Seilspannung ungleich, der Kreuzkopf verkantet auf der Führung und es entsteht eine nicht federnde Übertragung (Prinzip einer Schraubzwinde).

9.1.1.7 STOßSTANGEN (Push-Pull Rods)



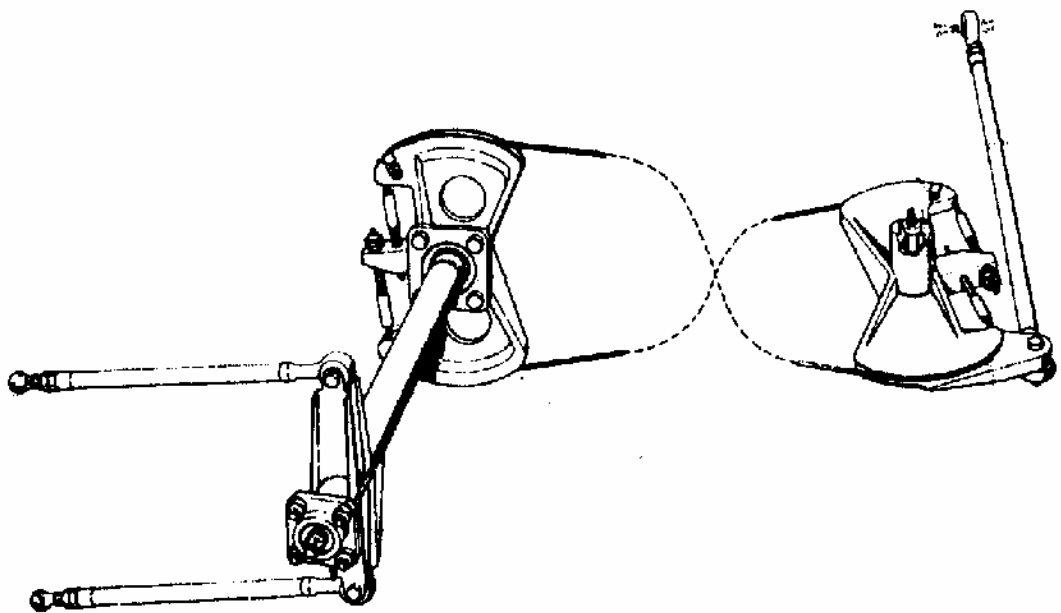
Push-pull control rod

Sie werden vorwiegend für kurze Übertragungswege für alle Arten von Ansteuerungen (Ruder, Klappen, usw.) verwendet. Sie können Zug- und Druckkräfte übertragen. Eine spielfreie Kraftübertragung ist nur mit größerem technischem Aufwand realisierbar.

Stoßstangen sind meist nur an einem Ende mit einem geschraubten Anschluss versehen. Die Mindesteinschraubtiefe des Gewindes wird durch eine Kontrollbohrung (Inspection Hole) geprüft (Kontrollstift darf nicht hineingehen).

Stößtangen mit zwei geschraubten Enden besitzen meist ein Rechts- und ein Linksgewinde (Hubschraubersteuerung). So kann die Länge der Stange im eingebauten Zustand durch Verdrehen der Stange verändert werden. Eine Drahtsicherung verhindert das Verdrehen im Betrieb.

9.1.1.8 DREHWELLEN (Torque Tubes)



Drehwellen verschieben eine Schwenkbewegung der Steuerung in eine parallele Ebene und/oder lenken sie in eine andere Richtung.

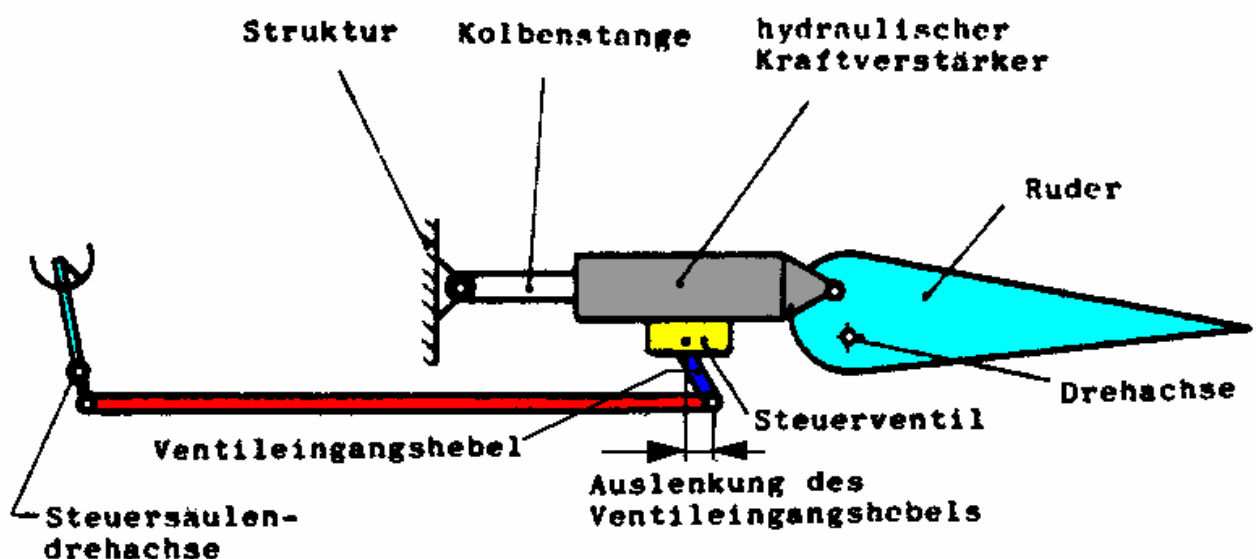
9.1.2 HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM (Hydraulic System Operation)

Bei großen Flugzeugen und/oder hohen Fluggeschwindigkeiten kann der Pilot die hohen Kräfte für die Ruderbetätigung nicht mehr, über längere Zeit aufbringen. Deshalb schreiben die Bauvorschriften hier Steuersysteme mit Kraftverstärker (Servo Actuator) vor.

Anforderungen an eine hydraulische Steuerung:

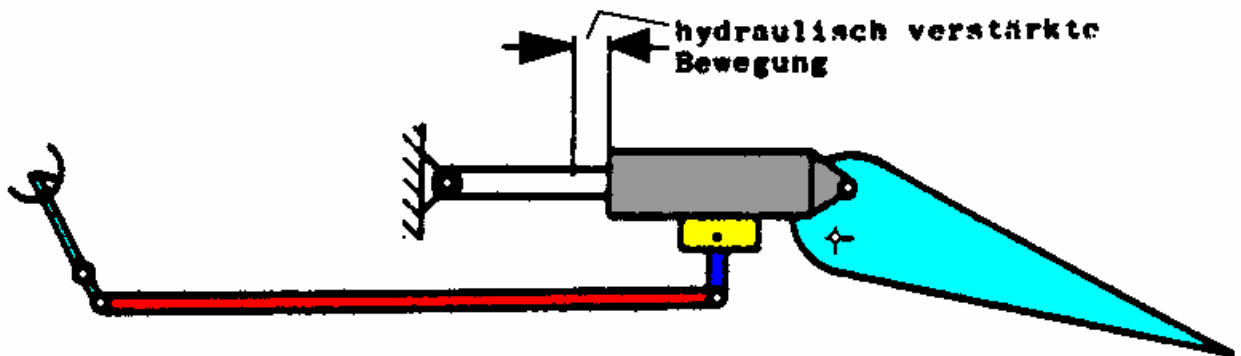
- Hohe Leistung und Wirkungsgrad bei kleinem Gewicht.
- Stufenlose und feinfühligere Regelung.
- Hohe Lebensdauer bei geringem Wartungsaufwand.
- Dichtheit.

9.1.2.1 BEWEGLICHES ZYLINDERGEHÄUSE



Der Pilot betätigt dabei nicht mehr die Ruder direkt, sondern das Steuerventil eines Hydraulikzylinders. Dieser betätigt das Ruder. Die hydraulische Energie kommt von den Hydraulikpumpen an den Triebwerken.

Die Steuerventile können durch dünnere und dadurch leichtere Steuerseile oder Steuerstangen betätigt werden als manuell betätigte Ruder.

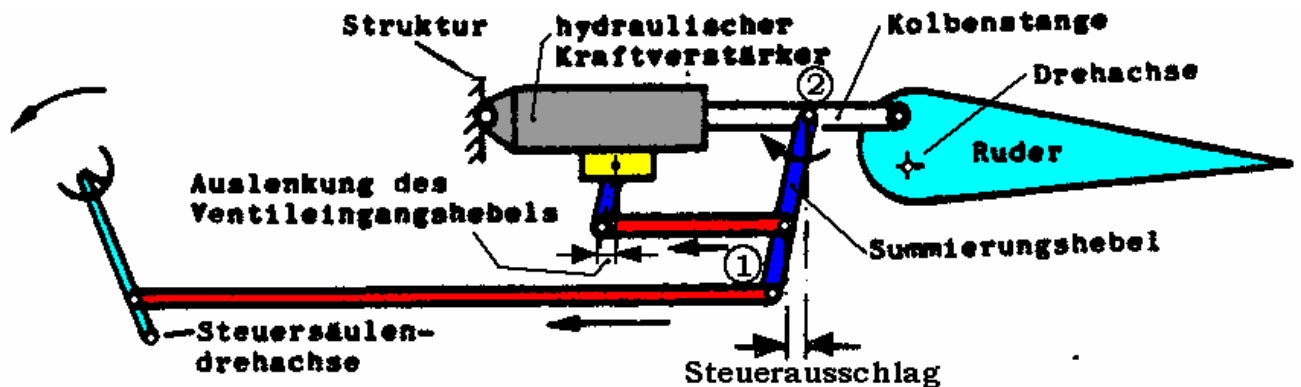


Beim Erreichen der vom Piloten vorgewählten Position muss sich der Kraftverstärker selbsttätig abschalten. Dies kann dadurch erreicht werden, indem man die Kolbenstange mit der Luftfahrzeugstruktur (Flosse) und das Zylindergehäuse mit dem Ruder verbindet. Das Gehäuse bewegt sich dann, nach erfolgter Steuereingabe solange in die gewünschte Richtung, bis der Ventileingangshebel wieder senkrecht steht und so der Hydraulikdruck im Steuerventil abgesperrt wird.

Vorteil: Einfache Mechanik.

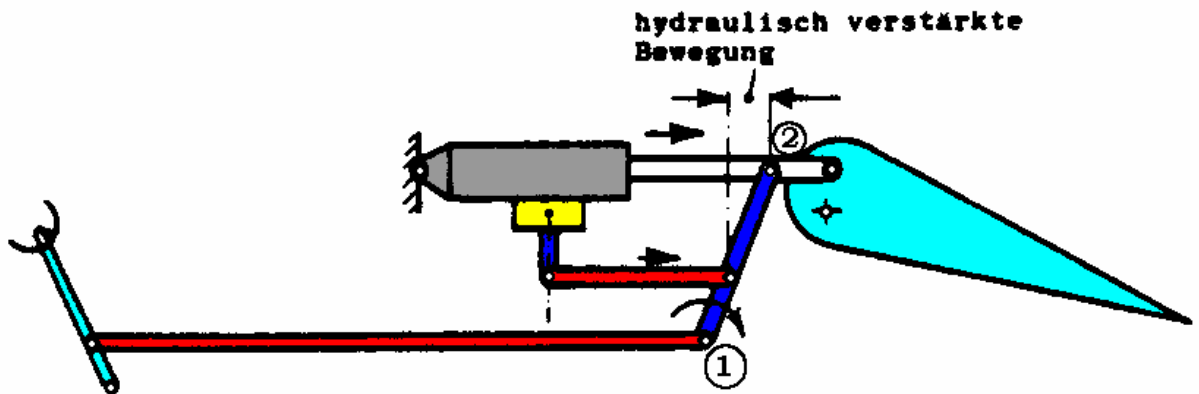
Nachteil: Der Zylinder erzeugt unter g-Belastung ein Kippen des Kolbens und dadurch höheren Verschleiß.

9.1.2.2 FIXIERTES ZYLINDERGEHÄUSE



Bei diesem System ist das Zylindergehäuse mit der Luftfahrzeugstruktur (Flosse) verbunden und die Pleuelstange betätigt das Ruder. Um hier ein selbsttätiges Abschalten des Kraftverstärkers zu erreichen, wird ein Summierungshebel verwendet.

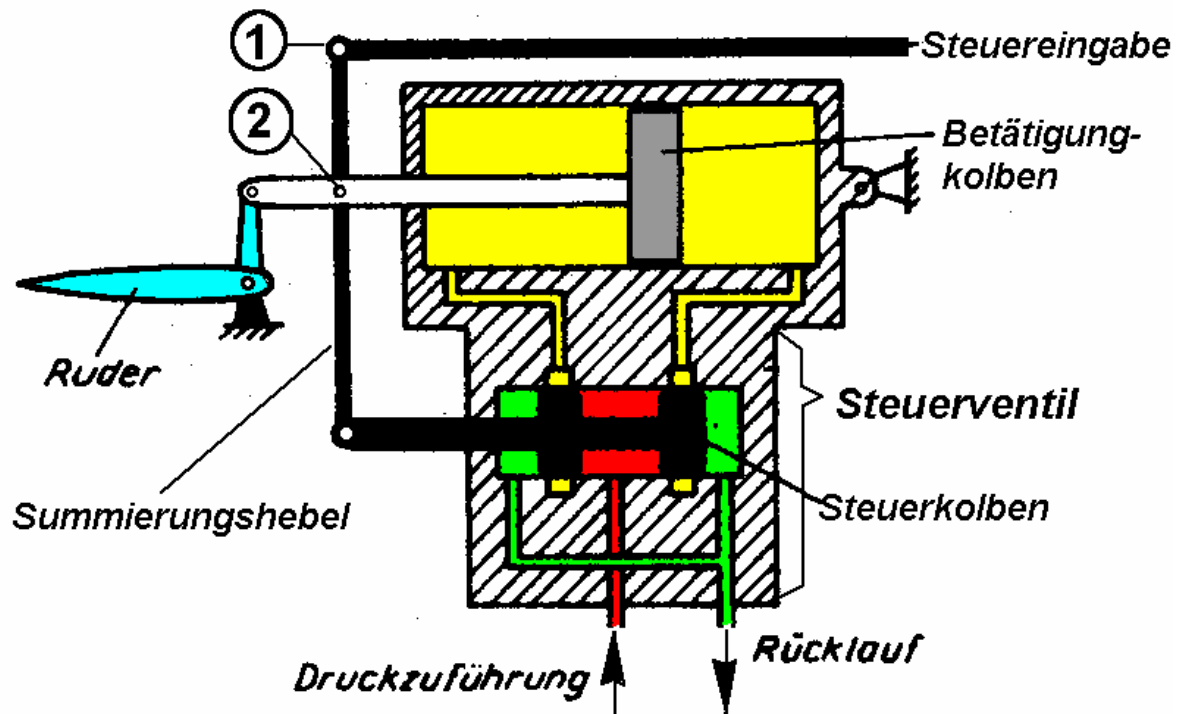
Wird beispielsweise die Steuersäule gedrückt, dann wird das untere Ende des Summierungshebels nach links ausgelenkt, da sein Drehpunkt ② auf der noch unbewegten Pleuelstange liegt. Das Steuerventil des Kraftverstärkers wird durch den Ventileingangshebel, der mit dem Summierungshebel verbunden ist, so verschoben, dass der Hydraulikdruck auf die entsprechende Pleulenseite gelangt. Das Ruder schlägt sinngemäß aus.



Wird nun der Knüppel in der Stellung festgehalten, die dem gewünschten Ruderausschlag entspricht, dann ist der Drehpunkt des Summierhebels unten ①. Dadurch wird der Ventileingangshebel von der sich noch bewegenden Pleuelstange wieder in seine senkrechte Stellung zurückgestellt, sodass die Ruderbewegung stoppt.

Hydraulische Steuerungen (Fly-By-Oil) sind redundant ausgelegt. Es gibt drei oder mehr Hydraulikkreisläufe, sodass ein Ausfall eines Systems noch keine Gefahr darstellt. Bei weniger als drei Hydrauliksystemen muss die Steuerung zusätzlich mechanisch zu betätigen sein (z.B. durch Sekundärsteuerung).

9.1.2.3 AUFBAU EINES KRAFTVERSTÄRKERS



Soll beispielsweise das Höhenruder gedrückt werden, dann wird, laut Skizze, durch die Steuereingabe die Steuerstange nach links bewegt. Da der Drehpunkt des Summierungshebels auf der stillstehenden Kolbenstange liegt ②, wird der doppelte Steuerkolben nach rechts verschoben.

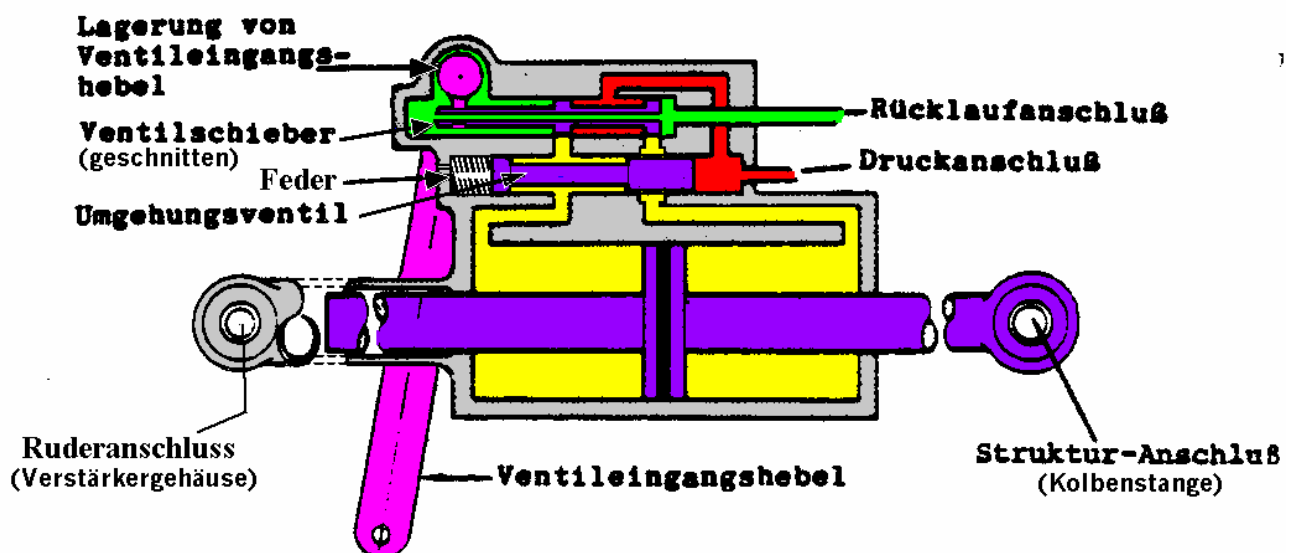
Nun kann der am Steuerventil anliegende Hydraulikdruck (rot) in die rechte Kammer des Betätigungszyinders einströmen. Der vorhandene Druck in der linken Kammer kann über den Rücklauf entweichen (grün).

Die nun vorhandene Druckdifferenz bewegt den Betätigungskolben nach links und die Kolbenstange schlägt das Ruder nach unten aus.

Da der Pilot den Steuerknüppel in der gewünschten Stellung fixiert, ist jetzt der Punkt ① der Drehpunkt des Summierungshebels. Dadurch werden die Steuerkolben soweit nach links verschoben, bis die Verbindungskanäle zum Betätigungszylinder wieder verschlossen sind. Dadurch stoppt die Ruderbewegung und der gewünschte Ausschlag ist erreicht.

Da das Ruder der Betätigung durch den Piloten mit etwas Verzögerung folgt, spricht man von einer "Nachlaufsteuerung".

9.1.2.4 FREISCHALTEN EINES BETÄTIGUNGSZYLINDERS



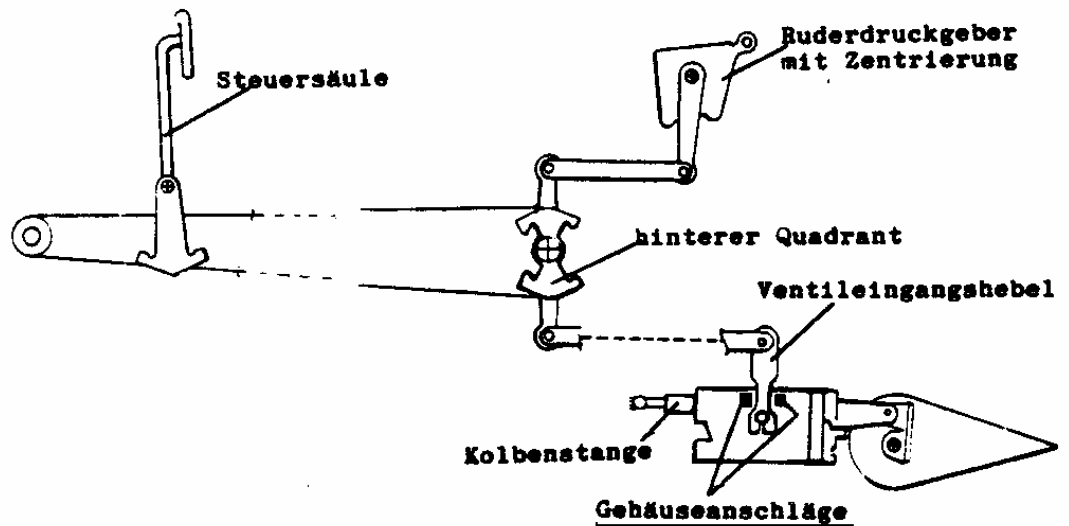
Fällt bei einem voll hydraulischen Steuersystem, ohne manuellem Notsystem (mindestens drei Hydrauliksysteme), ein Hydrauliksystem aus (Druckverlust), dann muss beispiels-

weise ein Steuerruder von den Kraftverstärkern der verbliebenen Systeme betätigt werden. Der Kolben des inaktiven Kraftverstärkers darf jedoch nicht durch eventuell im Zylinder eingeschlossene Hydraulikflüssigkeit blockiert werden. Dies kann durch ein Umgehungsventil verhindert werden.

Im Steuerventilgehäuse (z.B. bewegliches Zylindergehäuse) befinden sich beispielsweise ein hohlgebohrter, doppelter Steuerkolben (Ventilschieber) und das Umgehungsventil. Dieses ist federbelastet und wird bei vorhandenem Hydraulikdruck nach links gedrückt. Das Hydrauliköl kann im Normalbetrieb radial um den Umgehungsventilkolben fließen (Steuereingabe).

Bei einem Hydraulikdruckausfall (rot fällt ab) wird der Umgehungsventilkolben von der vorgespannten Feder nach rechts verschoben. Dadurch werden die Zylinderräume links und rechts des Betätigungskolbens über das Umgehungsventil miteinander verbunden.

Kraftverstärker können eine durchgehende Kolbenstange besitzen. Dadurch wird das bewegliche Gehäuse exakter geführt. Weiters sind die Kolbenflächen und somit auch die Kraftwirkungen in der linken und rechten Kammer gleich groß (Balanced Actuator).

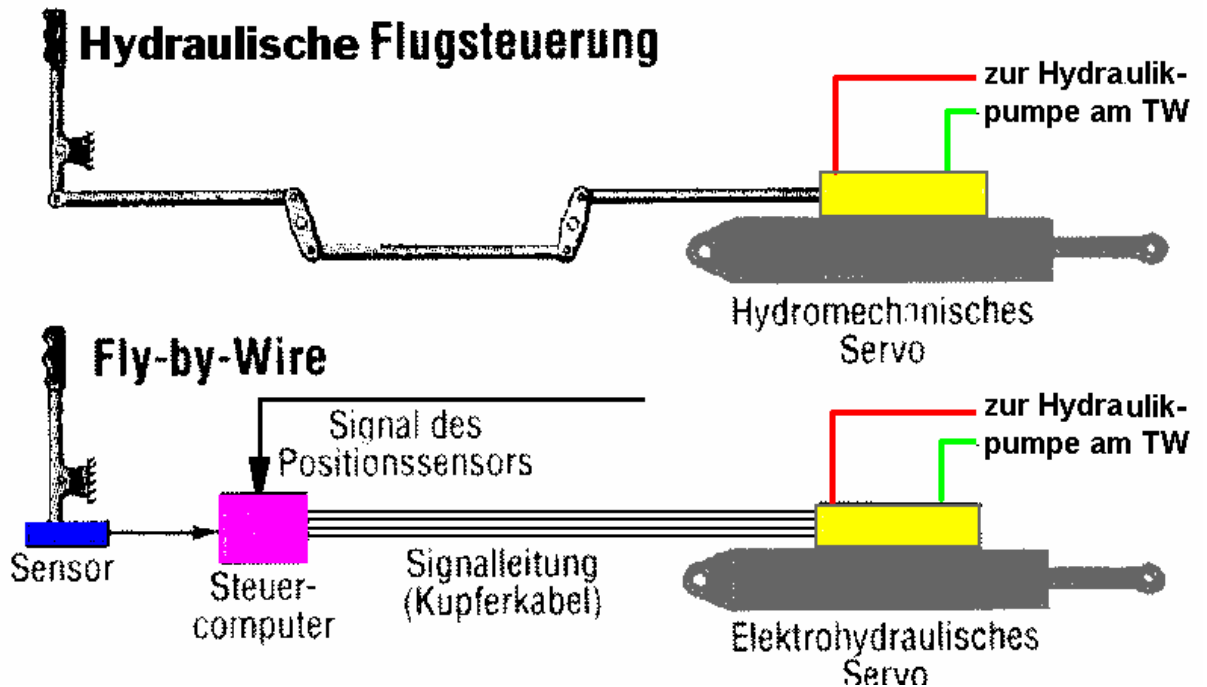


Bei einem einfachen Hydrauliksystem mit manuellem Not-system (z.B. Hubschrauber AB 204) erfolgt die Steuerung bei einem Hydrauliksystemausfall manuell über Steuerseile oder Steuerstangen.

Dazu schwenkt der Ventileingangshebel dank des Umgehungsventils so weit aus, dass er die Gehäuseanschlüge berührt. Bei nun fortgesetzter Steuereingabe wird das Kraftverstärkergehäuse manuell verschoben und das Ruder schlägt aus.

Bei der manuellen Bewegung des Gehäuses, wird die Hydraulikflüssigkeit durch die vorhandene Relativbewegung des Kolbens gegenüber dem Zylinder, über das geöffnete Umgehungsventil von einer Betätigungszyylinderseite zur anderen gedrückt. Diese manuelle Betätigung erfordert natürlich einen höheren Kraftaufwand.

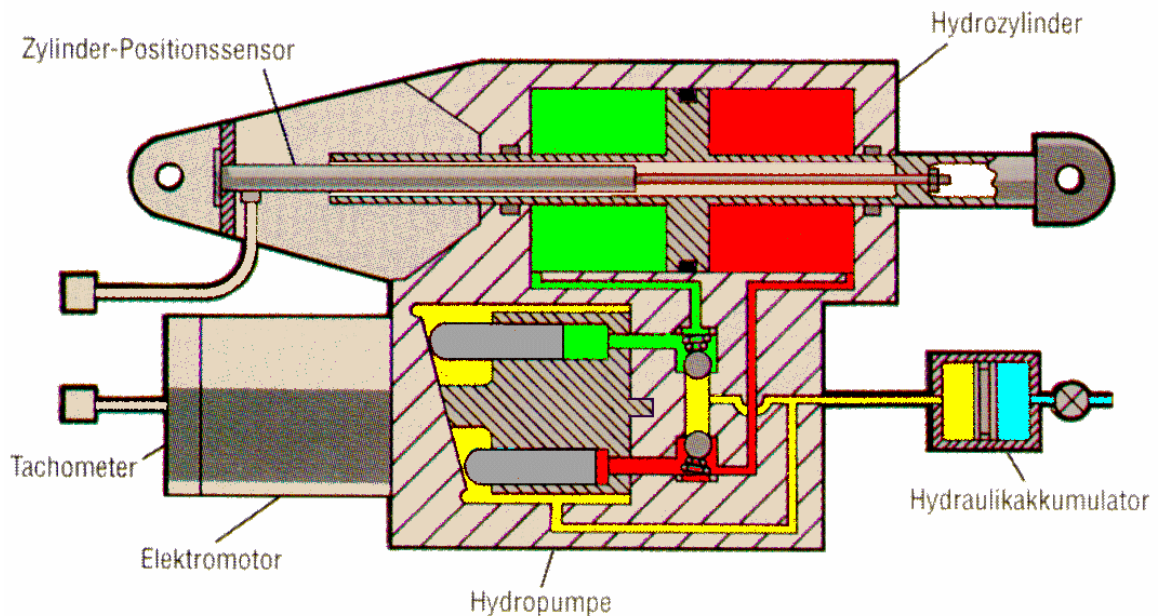
9.1.3 ELEKTRO-HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM ("Fly-by-Wire" System Operation)



Bei Großflugzeugen ist die konventionelle Ansteuerung der hydraulischen Kraftverstärker relativ schwer. Durch den Ersatz der Steuerseile und/oder Steuerstangen (zur Betätigung der Steuerventile) durch elektrische Kabel, kann viel Gewicht eingespart werden.

Die vom Piloten eingegebenen Kommandos (z.B. per Sidestick) werden in digitale Signale umgewandelt. In einem Computer werden sie dann so aufbereitet, dass sie, ausgehend vom momentanen Flugzustand, den gewünschten Flugzustand optimal herstellen können, ohne das Luftfahrzeug in eine kritische Situation zu bringen. Diese Signale werden dann über Datenleitungen

zu den Rudern geführt. Dort steuern sie die elektro-mechanischen Steuerventile (Solonoid) der hydraulischen Kraftverstärker, welche ihrerseits die Ruder betätigen.

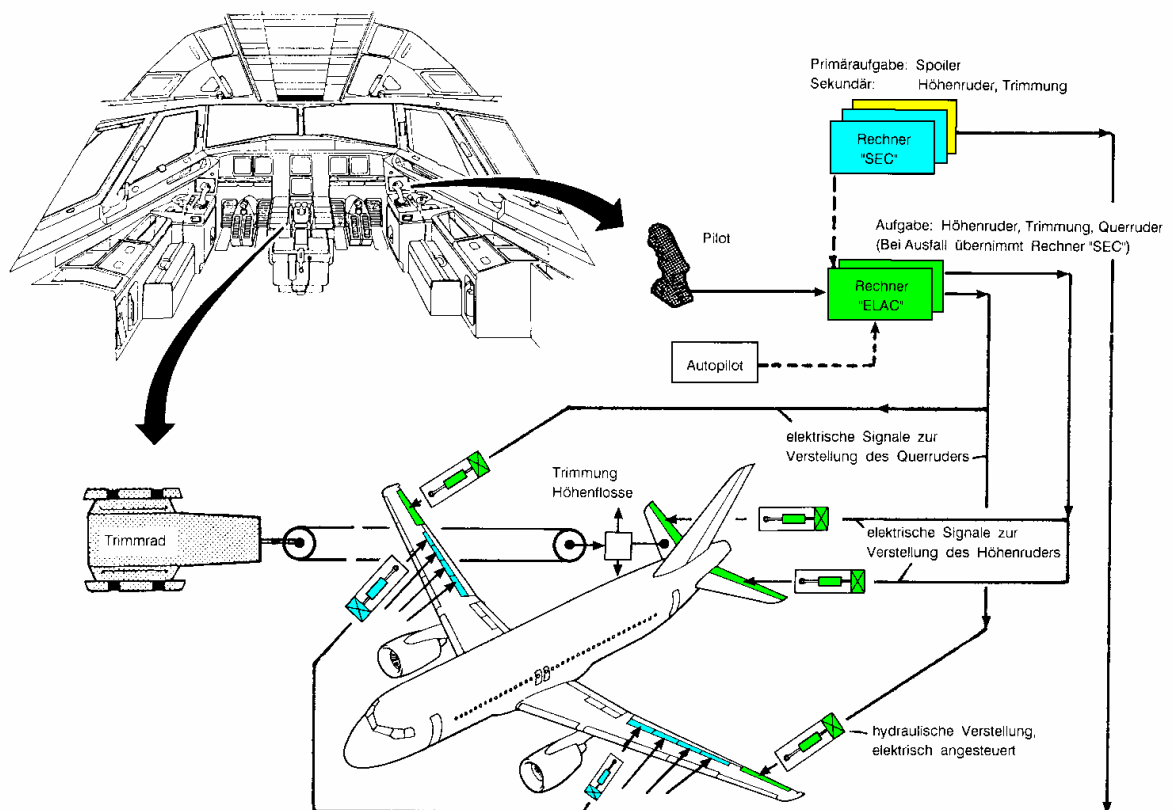


Um auch noch das Gewicht der langen Hydraulikleitungen samt Inhalt (von den Pumpen an den Triebwerken zu den Rudern) zu sparen, werden für die Ruderbetätigungen kompakte, elektro-hydraulische (genauer elektro-hydrostatische) Kraftverstärker verwendet.

Dieser besteht aus einem Elektromotor, der eine Axialkolbenpumpe antreibt. Der im gleichen Gehäuse sitzende Betätigungs-zylinder fährt, je nach Drehrichtung des Motors (abhängig von der Steuereingabe) und somit der Pumpe, die Kolbenstange zur Ruderbetätigung aus oder ein. Die vom Piloten gewünschte Ruderbetätigungsgeschwindigkeit wird mit der Drehzahl des Elektromotors geregelt.

Der elektrohydraulische Antrieb ist, trotz des notwendigen Umweges der Umwandlung elektrischer Leistung über hydraulische in mechanische, im Vergleich zu einem elektromechanischen Antrieb (Motor betätigt direkt über eine Betätigungsspindel das Ruder) leichter.

Es gibt auch vereinzelt Fly-By-Wire-Systeme die direkt elektrische Verstellmotoren antreiben (z.B. Verstellspindeltrieb der Höhenflosse des "Black Hawk").



Elektrische Flugsteuerung (Airbus A320)

In der Zivillufffahrt erfolgte der Einsatz der Fly-By-Wire Steuerung erstmals beim Airbus A320. Sie arbeitet mit zwei voneinander unabhängigen Rechnersystemen. Zwei Computer (grün) besorgen die Nick- und Rollsteuerung (ELAC - Elevator and Aileron Computer). Zwei weitere Computer (blau) sind für die Spoiler zuständig (SEC - Spoiler Elevator Computer), haben aber auch Zugriff auf das Höhenruder. Ein fünfter Computer läuft im Hintergrund (gelb) falls Rechner ausfallen.

Das Flugzeug kann nach programmierten Steuergesetzen geflogen werden, die den gesamten Flugbereich optimieren und die Flugeigenschaften verbessern. Die Computer verhindern, dass das Flugzeug zu schnell oder zu langsam fliegt. Der überzogene Flugzustand ist unmöglich und die Struktur kann nicht überlastet werden.

Das Fly-By-Wire vereinfacht zugleich das Zusammenspiel mit dem Autopiloten, der bei Streckenflügen die Routinearbeiten des Piloten übernimmt. Die Aufgabe des Piloten besteht weitgehend in der Überwachung der Systeme.

9.1.4 LICHT-HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM ("Fly-by-Light" System Operation)

Der Unterschied zur Fly-By-Wire Steuerung liegt darin, dass die Steuersignale zwischen Steuercomputer und elektro-hydrauli-

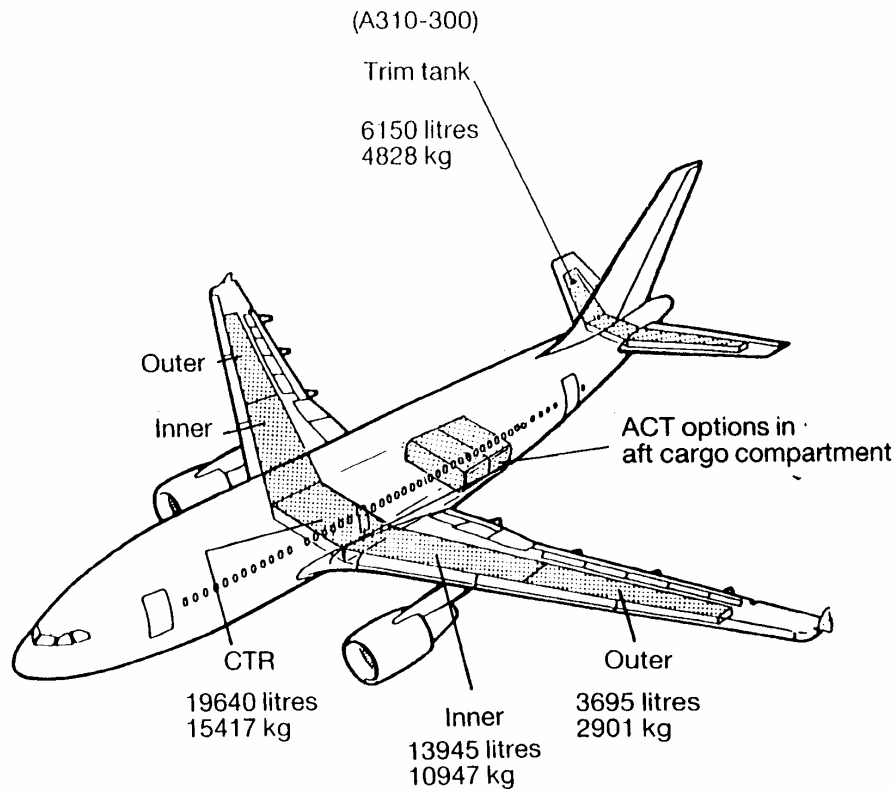
schem Antrieb über Glasfaser-Lichtleiter übertragen werden. Ein, in eine Faser des Leiters eingeleiteter Lichtstrahl wird immer wieder an ihrer Wand reflektiert und so weitergeleitet. Zur Übertragung benötigt man außerdem Lichtsender (starke Leuchtdioden) und Empfänger (Photozellen).

Vorteile:

- **Sie haben ein geringeres Gewicht und ein kleineres Volumen als entsprechende Kupferkabel.**
- **Sie können ein Vielfaches an Daten übertragen als entsprechende Kupferkabel.**
- **Keine Kurzschlussgefahr**
- **Keine Störungen bei Blitzschlag und elektromagnetischen Störfeldern (z.B. Handys).**

10 KRAFTSTOFFSYSTEM (Fuel System – ATA 28)

10.1 ALLGEMEINES

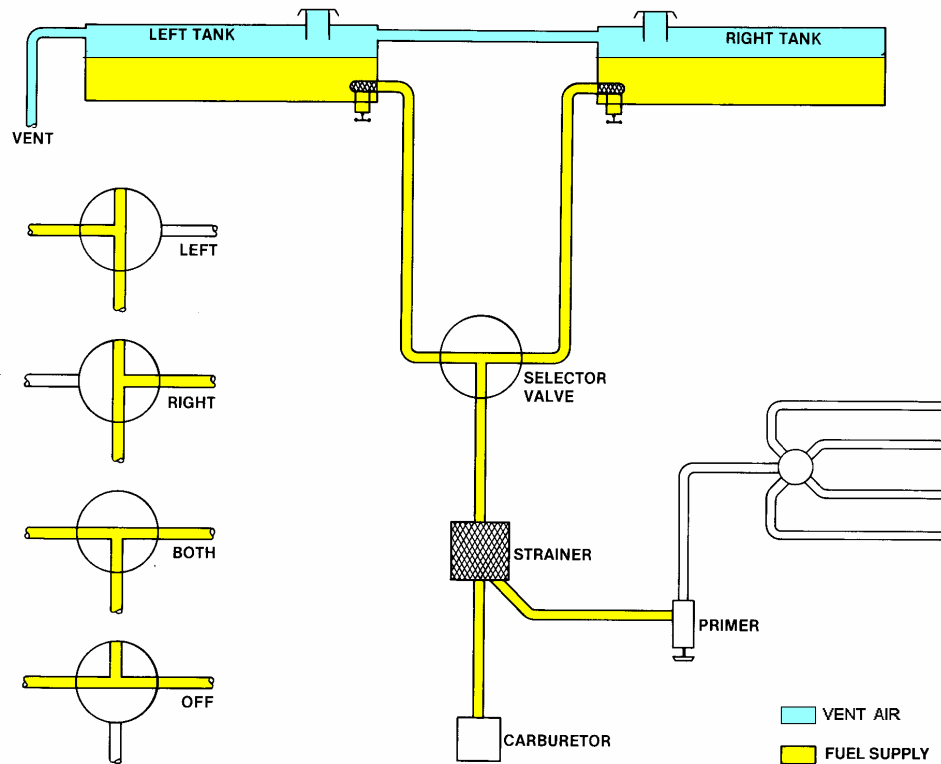


Die Masse des mitgeführten Kraftstoffes macht einen hohen Prozentsatz (zirka 50%) der Masse des beladenen Flugzeuges aus. Der Schwerpunkt darf sich mit dem Kraftstoffverbrauch jedoch nicht viel verändern. Kleinflugzeuge haben aus diesem Grund die Tanks in Schwerpunktnähe.

Bei Großflugzeugen wird durch eine genau festgelegte Einschaltreihenfolge der einzelnen Tanks, durch Umpumpen des Kraftstoffes zwischen den Tanks und durch die Verwendung eines speziellen Trimm tanks in der Höhenflosse die Schwerpunktlage innerhalb erlaubter Grenzen gehalten.

10.2 SYSTEMAUSLEGUNG BEI EINMOTORIGEN FLUGZEUGEN

10.2.1 SCHWERKRAFTFÖRDERUNG



Typical gravity-feed fuel system for a small single-engine, high-wing airplane.

Dieses System findet bei einmotorigen Hoch- und Schulterdeckern mit Schwimmervergaser Anwendung. Die beiden Tanks werden über das Tankwahlventil (Selector Valve) und einem Filter (Strainer) mit dem Triebwerk verbunden. Der Pilot kann auswählen, aus welchem Tank er Kraftstoff entnimmt.

Offt hat das Tankwahlventil auch eine Schaltstellung, in der aus beiden Tanks gleichzeitig Kraftstoff entnommen wird. Dies ist möglich, weil die verbundenen Tanks sogenannte "kommunizierende Gefäße" sind. Die Inhalte beider Tanks sind dadurch wäh-

rend der Entnahme immer exakt gleich.

Um ein korrektes und gleichmäßiges Nachfließen des Kraftstoffes aus den Tanks sicherzustellen, müssen Tanks generell mit dem Außendruck verbunden sein (Vent Air). Dies erfolgt meist durch Rohrleitungen die an der Unterseite der Tragfläche ins Freie führen (dort herrscht Überdruck).

Die Primer-Handpumpe dient, mangels "Choke", zum Überfluten der Zylinder mit Benzin beim Kaltstart.

10.2.2 PUMPENFÖRDERUNG

Bedingt durch tiefliegende Tanks bei Tiefdeckern und/oder höheren Kraftstoff-Systemdrücken (z.B. bei Motoren mit Kraftstoffeinspritzung, Turbinen) wird eine Pumpenförderung benötigt.

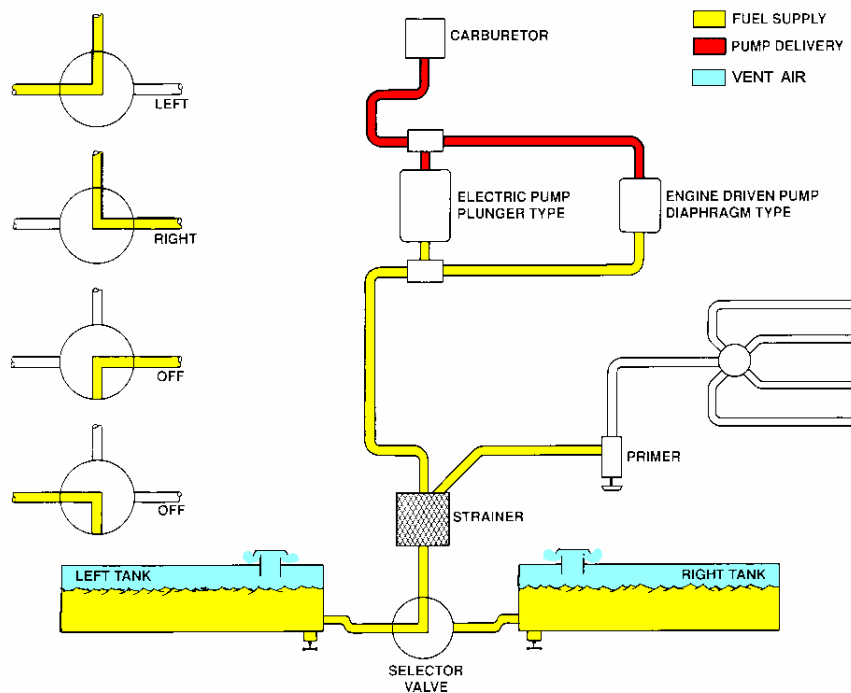
Das Tankwahlventil hat in diesem Fall meist keine Stellung "BEIDE" (Both), da die Inhalte der Tanks meist nicht synchron entnommen werden können. Die Kraftstoffpumpe würde jenen Tank, dessen Leitung zum Motor den geringeren Fließwiderstand hat (kürzere Leitung, weniger Umlenkungen, usw.) schneller entleeren. Aus dem leeren Tank würde dann Luft angesaugt werden, die das Triebwerk stoppen würde.

Dieses System muss zusätzlich, zu der vom Motor angetriebenen Pumpe (Engine Driven Pump – EDP), eine zweite, elektrisch an-

getriebene Pumpe besitzen. Sie erzeugt einerseits den nötigen Kraftstoffdruck zum Anlassen des Motors (motorgetriebene Pumpe kann noch keinen Druck erzeugen), andererseits dient sie der Redundanz.

Eine Pumpe alleine muss das Triebwerk ausreichend mit Kraftstoff versorgen können. Die Pumpen sind meist parallel geschaltet. Wären sie in Serie angeordnet, müsste für den Fall des Ausfalles der motorgetriebenen Pumpe ein Umgehungsventil (Bypass - Valve) vorgesehen werden, um den Kraftstofffluss durch die defekte Pumpe nicht zu behindern. Das Umgehungsventil ist meist ins Pumpengehäuse integriert.

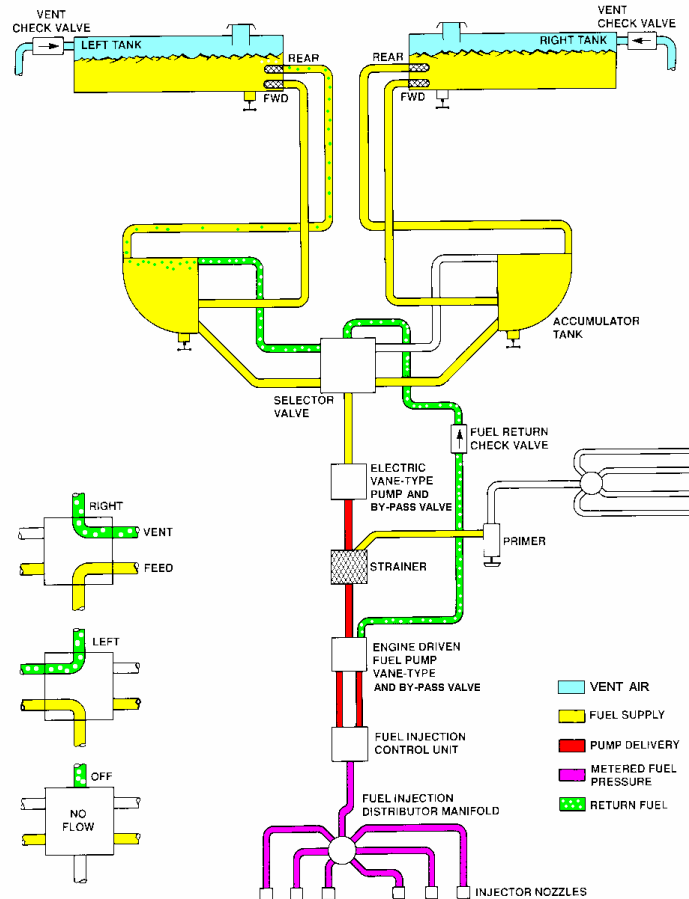
10.2.2.1 EINMOTORIGER TIEFDECKER MIT SCHWIMMERVERGASER



Typical pump-feed fuel system for a small single-engine, low-wing airplane.

Bei Tiefdeckern, deren Tanks unterhalb des Motors liegen, ist eine Pumpenförderung in jedem Fall erforderlich.

10.2.2.2 EINMOTORIGER SCHULTERDECKER MIT KRAFTSTOFF-EINSPRITZUNG



Typical fuel system for a high-performance single-engine airplane using a Teledyne-Continental fuel injection system.

Bei diesem System für eine Continental-Kraftstoffeinspritzung fließt der Kraftstoff von den beiden Haupttanks in zwei Sammel tanks (Accumulator Tank). Dann fließt er von der jeweils ausgewählten Tankseite über das Tankwahlventil (Selector Valve) zur elektrischen Kraftstoffpumpe. Diese wird vorsorglich zum Anlassen, für Start und Landung

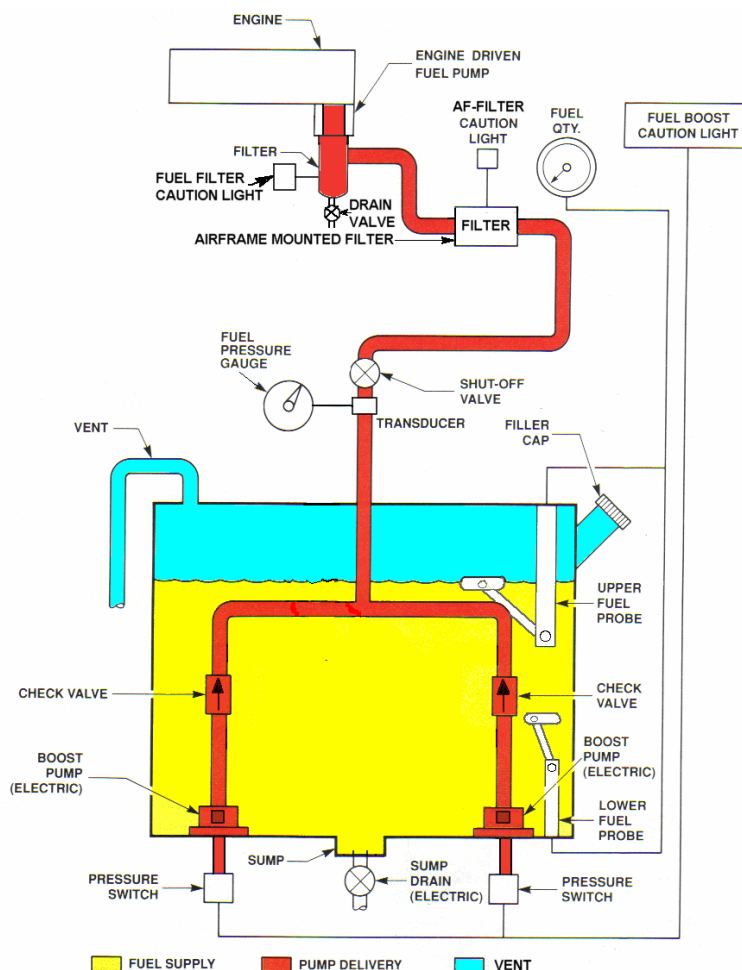
und natürlich beim Ausfall der motorgetriebenen Pumpe (EDP) eingeschaltet.

An der tiefsten Stelle ist ein Kraftstoffsieb oder Filter (Strainer) angebracht. Die Filterglocke besitzt einen Ablasshahn für den täglichen Wassercheck.

Als nächstes folgt die motorgetriebene Kraftstoffpumpe. Sie liefert einen Teil des Kraftstoffes, inklusive der im System befindlichen Dampfblasen (bei großer Hitze und/oder geringem Druck durch große Flughöhe), wieder über das Tankwahlventil in den gewählten Sammeltank zurück. Die Dampfblasen steigen dann in den entsprechenden Flügel-tank hoch.

Der Kraftstoff tritt nun mit dem gewünschten Druck in den Regler der Kraftstoffeinspritzung ein (Fuel Injection Control Unit). Ein vorhandener Benzinüberschuss wird wieder zur Saugseite der Pumpe zurückgefördert.

10.3 SYSTEMAUSLEGUNG BEI LEICHTEN TURBINEN-HUBSCHRAUBERN



Fuel system schematic for light turbine powered helicopter (Bell 206)

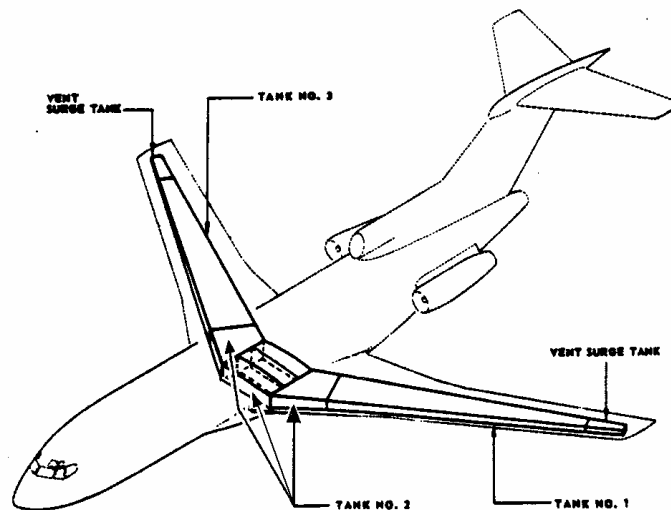
Sie besitzen meist eine flexible Tankzelle (Bladder Typ Fuel Cell) aus Kunststoffgewebe der in der Struktur befestigt ist. Der Kraftstoff wird durch zwei elektrische Pumpen (Boost{erhöhen} Pump), die im Tank montiert sind, zum Triebwerk gefördert. Rückschlagventile im Pumpenausgang (Check Valve) verhindern, dass der Kraftstoff im Kreis gefördert wird, wenn durch einen Ausfall nur eine Pumpe in Betrieb ist.

Druckschalter (Pressure Switch) im Pumpenausgang schalten in diesem Fall ein Warnlicht (Fuel Boost Caution Light) ein.

Ein oberer und unterer Schwimmer-Füllstandsgeber (Fuel Probe) liefern gemeinsam das Signal für die Tankanzeige (Fuel Quantity) im Cockpit. Der Kraftstoff wird am Weg in das Triebwerk zweimal gefiltert. Verstopft ein Filter, so wird dieser umgangen (Umgehungsventil) und ein Warnlicht (Filter Caution) schaltet sich ein.

10.4 KRAFTSTOFFSYSTEM EINES VERKEHRSFLUGZEUGES (z.B. Boeing 727)

10.4.1 SYSTEMAUSLEGUNG (System Lay-out)

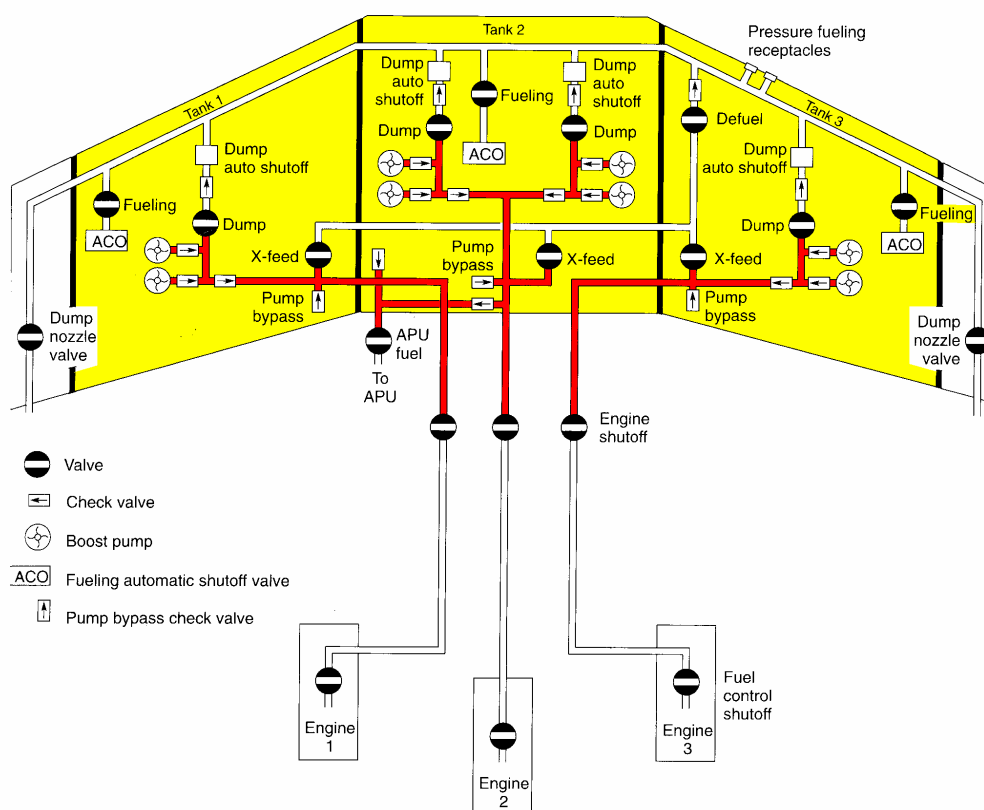


Tank No. 1 und No. 3 = Integral-Konstruktion
Tank No. 2 = Zellen-Integral Kombinationsbehälter
Kraftstoff-Behälteranordnung

Jedes der Triebwerke wird durch einen eigenen Tank versorgt. Durch Kreuzschaltungen über entsprechende Ventile (Cross-Feed Valve, X-Feed Valve) kann aber auch jedes Triebwerk von jedem

Tank versorgt, Kraftstoff zwischen den Tanks umgepumpt und Tanks entleert werden.

Die Tanks 1 und 3 (je 5,5 t Kraftstoff) liegen in den Flügeln und sind als Integraltanks ausgeführt. Der Tank Nummer 2 (11 t) besteht aus je einem Integraltank in den Innenflügeln und bis zu drei flexiblen Tankzellen, die im Rumpf befestigt sind.

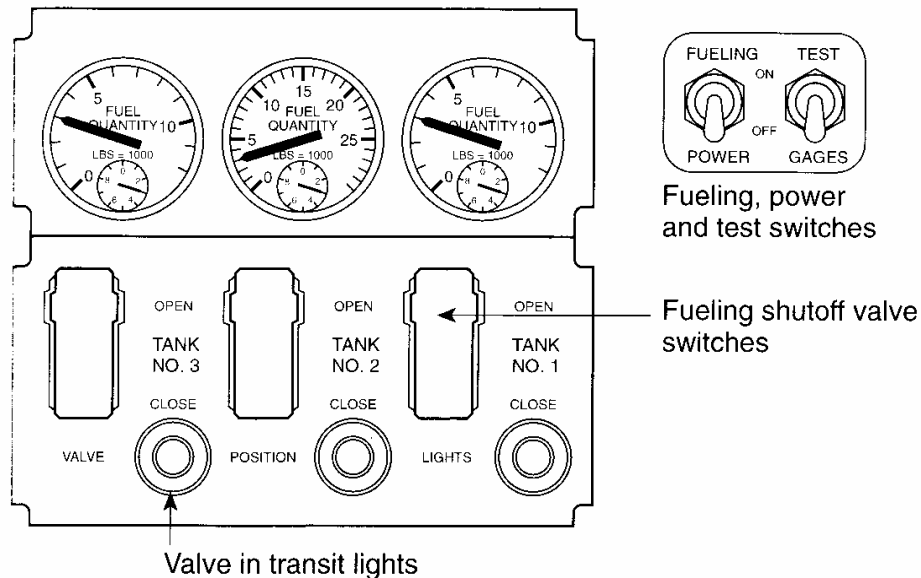


Fuel system of a Boeing 727 jet transport airplane

Die Tanks 1 und 3 besitzen zur Versorgung der Triebwerke je zwei elektrische Pumpen (Boost Pump). Der Tank Nummer 2 hat deren vier. Jede Pumpe besitzt ein Rückschlagventil im Pumpenausgang. Dieses verhindert bei einem Pumpenausfall ein Rückströmen des Kraftstoffes über die stehende Pumpe in den Tank.

Zur Be- und Entlüftung sind die Tanks mit zwei, mit der Außenluft verbundenen Belüftungs- und Überlaufbehälter (Vent/Surge Tank) zusammengeschlossen.

10.4.2 TANKEN UND ENTTANKEN (Fueling and Defueling)



Refueling panel controls and indicators

Getankt wird durch Druckbetankung (50 PSI = 3,45 bar) an den entsprechenden Anschlüssen (Pressure Fueling Receptacles) über die elektrischen Füllventile (Fueling Valves) in die Tanks. Ist ein Tank voll, schließt ein Schwimmerventil (ACO – Automatic Cut Off).

Teilbetankungen können durch Schließen der Füllventile (an der Betankungsschalttafel in der rechten Flügelvorderkante) erfolgen. Bei modernen Verkehrsflugzeugen kann die gewünschte Teilmenge vorgewählt werden. Das Abschalten erfolgt dann au-

tomatisch. Auf der Flügeloberseite haben die Tanks 1 und 3 auch Öffnungen für eine Betankung mittels Zapfpistole.

Will man die Tanks am Boden entleeren, müssen die Brandhähne (Engine Shutoff Valves) der Triebwerke geschlossen werden, die Kreuzschaltventile (X-Feed Valves) der zu entleerenden Tanks sowie das manuelle Enttankungsventil (Defuel Valve) im Tank Nummer 3 geöffnet werden. Nun kann der Kraftstoff durch Einschalten der entsprechenden Boost Pump entleert werden.

Das Entleeren ist auch durch Absaugen mittels Tankwagen möglich. Dabei blockiert jedoch die inaktive Boost Pump den Kraftstofffluss. Der Kraftstoff wird daher über das Pumpenumgehungsventil (Pump Bypass Valve) aus dem Tank gesaugt.

10.4.3 ABLASSEN VON KRAFTSTOFF IM FLUGE (Fuel Dumping)

Kraftstoff kann auch während des Fluges abgelassen werden (bei Notrücklandungen, wenn das höchstzulässige Landegewicht durch den geringen Kraftstoffverbrauch infolge der kurzen Flugzeit noch nicht erreicht wurde). Dazu wird das Ablasventil (Dump Valve) des gewünschten Tanks und das gewünschte Ablassdüsenventil (Dump Nozzle Valve) geöffnet. Durch die "Boost Pumps" werden über 1000 kg Kraftstoff pro Minute ins Freie gepumpt.

Ein mechanisches Ablassbegrenzungsventil (Dump Auto Shutoff

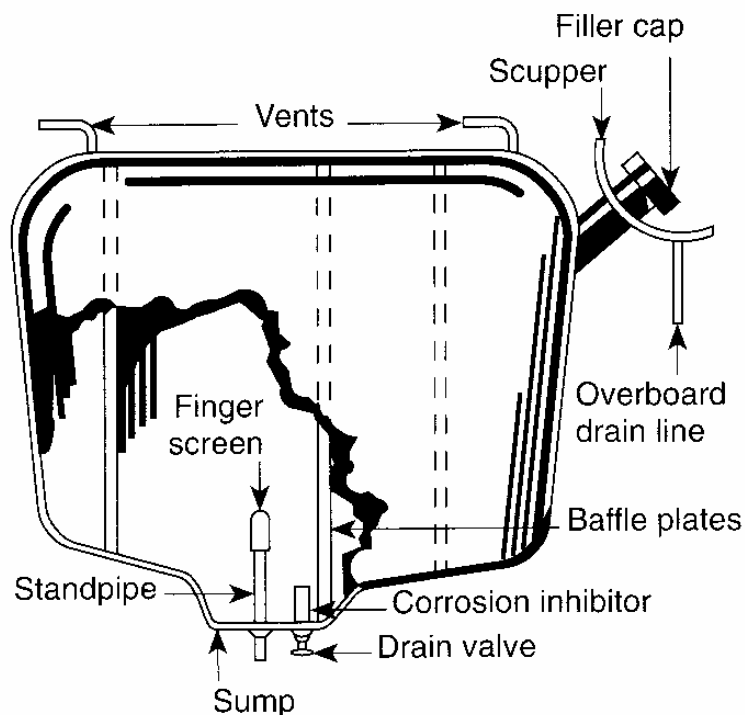
Valve) in jedem Tank verhindert das Ablassen unter 1600 kg je Tank.

Bei modernen Verkehrsflugzeugen ist nur noch bei Langstreckenflugzeugen ein Kraftstoffablass im Fluge konstruktiv vorgesehen. Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge, die ja nicht soviel Kraftstoff mitführen, müssen nach Notrücklandungen auf Überlastungsschäden durch überhöhtes Landegewicht kontrolliert und eventuell repariert werden.

10.5 KRAFTSTOFFTANKS (Fuel Tanks)

Man unterscheidet drei Hauptarten von Luftfahrzeugtanks:

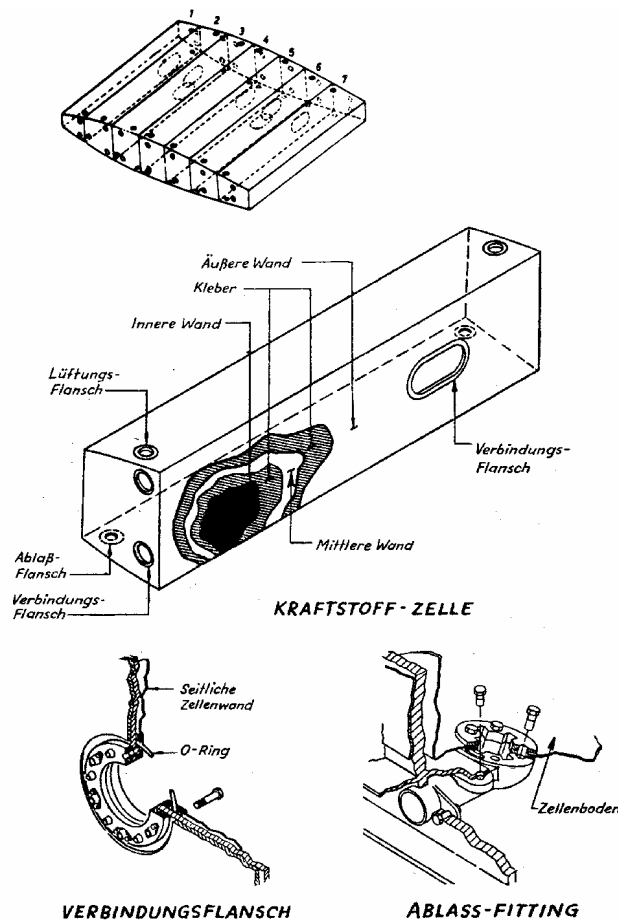
10.5.1 GESCHWEIßTER ODER GENIETETER TANK



A typical welded aluminium fuel tank

Sie werden für kleinere Luftfahrzeuge verwendet und bestehen aus Aluminium- oder Stahlblech (kleinere Tanks). Sie werden in die Flügel und/oder in den Rumpf eingepasst. Befestigt werden sie meist mittels Haltebügel.

10.5.2 FLEXIBLER TANK (Bladder Tank)

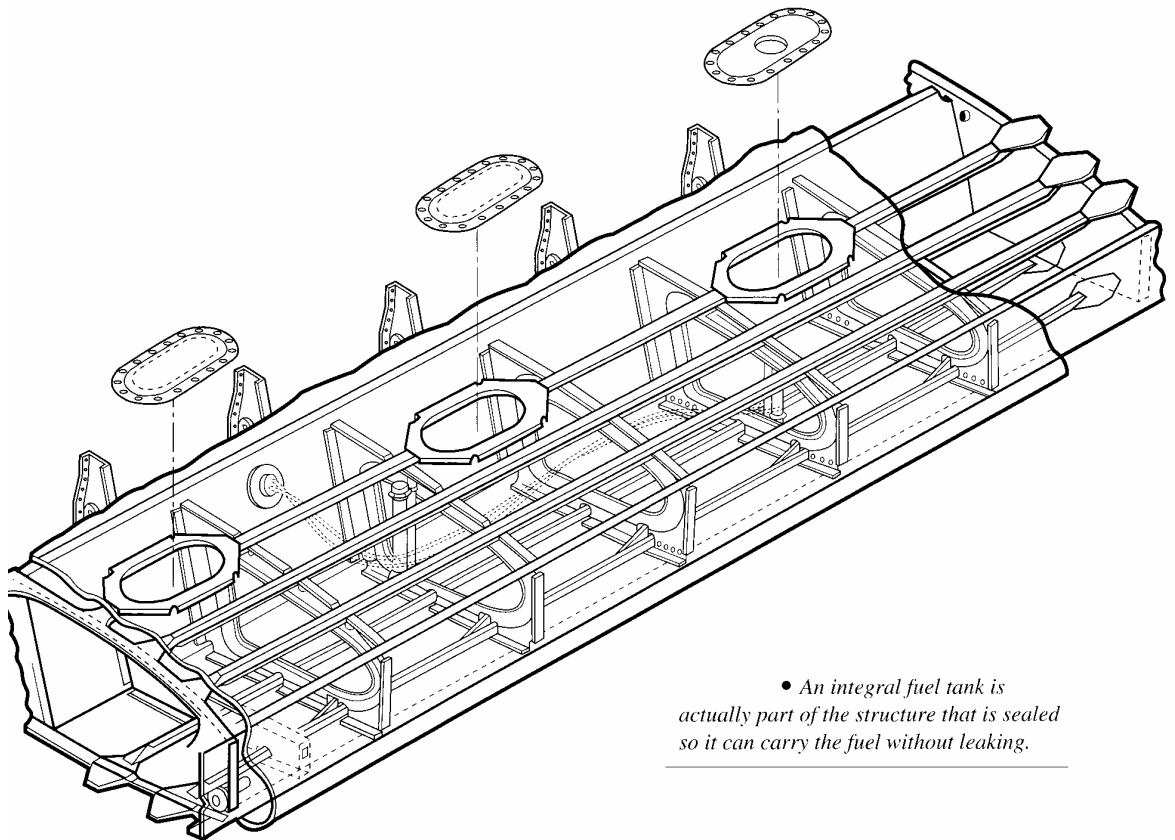


In Kammern, die im Flügel, meist jedoch im Rumpf liegen, werden häufig mehrere, flexible Tanks (Cells) befestigt und miteinander verbunden. Die Tankzellen werden aus einem mehrschichtigen, flexiblen, reib- und zugfesten Werkstoff (Nylon/Kunstgummi-Gewebe) hergestellt. Die Befestigungsösen sind außen an der Zellenwand aufvulkanisiert.

Flexible Behälter nutzen die für die Aufnahme des Kraftstoffes verfügbaren Räume besser aus als starre Einbaubehälter und besitzen eine größere Sicherheit bei harten Landungen. Der Ein- und Ausbau kann durch relativ kleine Öffnungen erfolgen.

Hauptvorteile der flexiblen Tanks sind die verhältnismäßig schnelle Auswechselbarkeit einer undichten Zelle und das geringere Gewicht gegenüber dem starren Leichtmetalltank.

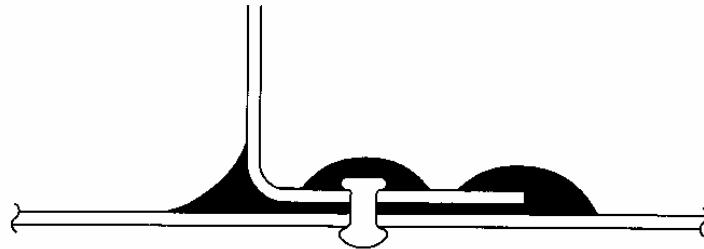
10.5.3 INTEGRALTANK



• An integral fuel tank is actually part of the structure that is sealed so it can carry the fuel without leaking.

Dieser ermöglicht die günstigste Ausnützung der in den Tragflächen vorhandenen freien Räume als Kraftstoffbehälter. Er vereint (integriert) gleichzeitig Tragflächenkonstruktion und Tankkon-

struktur. Die, für die Aufnahme des Kraftstoffes geeigneten freien Räume der Tragfläche werden mit einem kraftstoffbeständigen, flexiblen Dichtmittel (Sealing Compound) versehen.



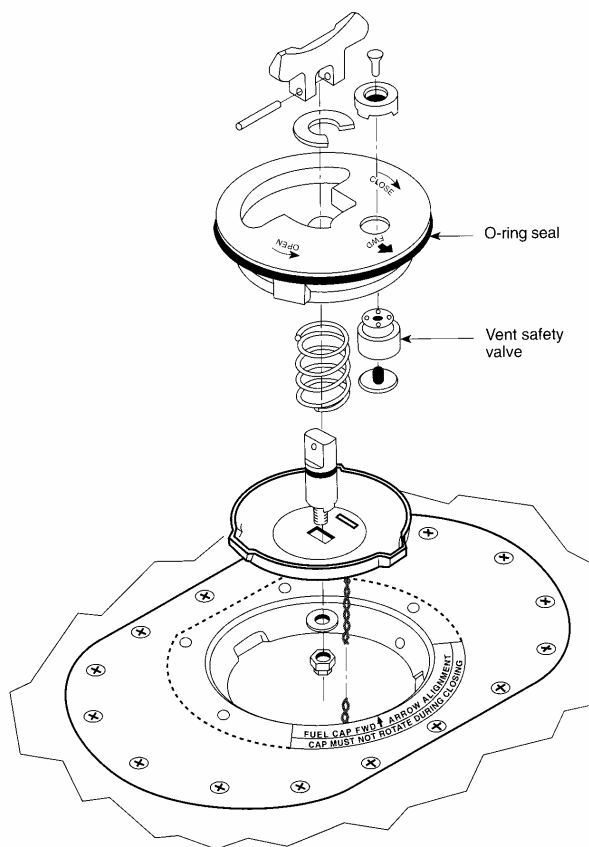
- *Typical sealant application for a wing rib in an integral fuel tank*

Dichtmittel wird auch nach Fertigstellung der Struktur von innen auf die gereinigten Flächen der Tankräume aufgetragen. Die Abdichtung erfolgt durch Dichtraupen an den Blechstößen und Nietköpfen. Zur Korrosionsvermeidung und zusätzlichen Abdichtung wird, nach dem Trocknen des Dichtmittels, ein dünner Spezialüberzug aufgespritzt.

Nachteilig erweist sich bei Integralbehältern, dass bei Leckagen die Suche nach den undichten Stellen oft sehr zeitraubend ist.

Die Zugänglichkeit zu den einzelnen Kammern großer Integralbehälter ist durch Einsteigöffnungen (Tank Access) gewährleistet. Bei allen Arbeiten im entleerten, geöffneten und ordnungsgemäß belüfteten Integraltank ist besonders darauf zu achten, dass das Dichtmittel nicht beschädigt wird.

10.6 TANKVERSCHLUSS (Fuel Tank Filler Cap)



Fuel tank filler cap with a vent safety valve

Für die Oberflügelbetankung werden bei modernen Flugzeugen versenkte Verschlüsse verwendet. Da sich diese meist in der Unterdruckzone des Flügels befinden, müssen sie absolut dicht sein, sonst könnte Kraftstoff aus dem Tank gesaugt werden.

Bei abgestellten Flugzeugen könnte bei Undichtheit auch Wasser in die Tanks eindringen.

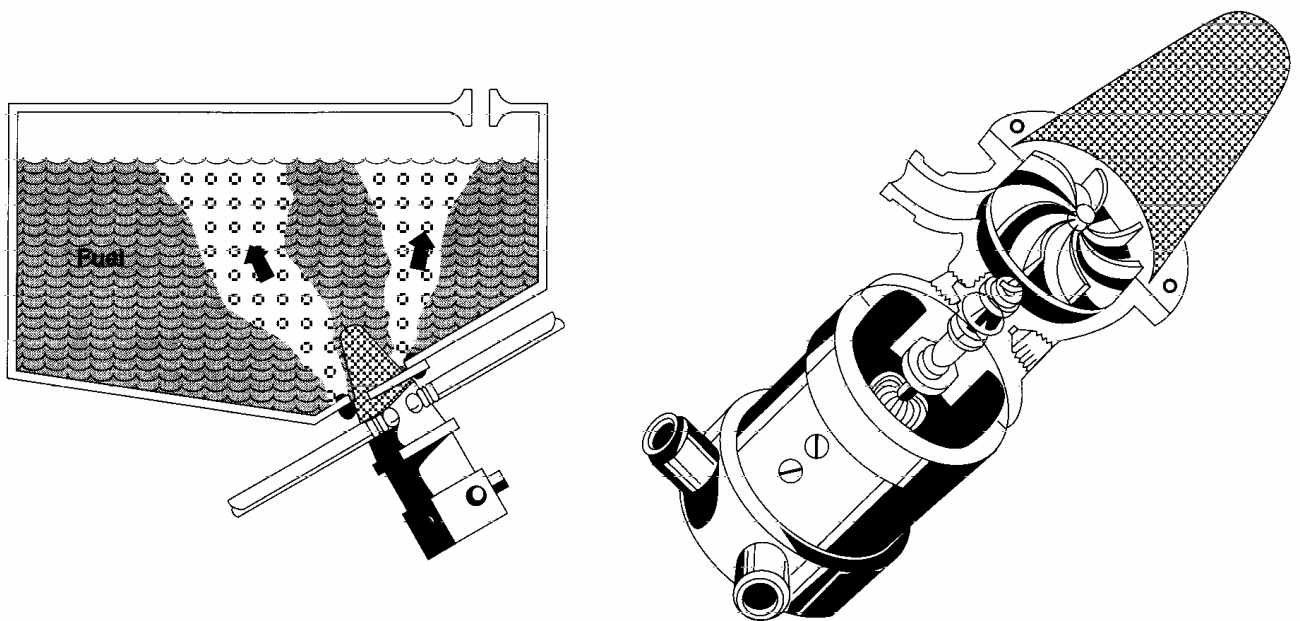
10.7 KRAFTSTOFF-BEHÄLTERPUMPE (Fuel Boost(er) Pump)

Sie versorgen die Kraftstoffpumpen der Triebwerke von Großflugzeugen bei allen Bedingungen (z.B. große Höhe, Anlassen) mit kon-

stantem Druck. Dadurch wird auch eine Dampfblasenbildung in den Leitungen verhindert. Weiters werden sie zum Ab- und Umpumpen des Kraftstoffes verwendet.

Meist finden ~115 Volt Zentrifugalpumpen (Centrifugal - Pump auch Kreiselpumpe, Radialpumpe, Strömungspumpe genannt) Verwendung. Bei modernen Flugzeugen können die Pumpen auch bei vollen Tanks getauscht werden.

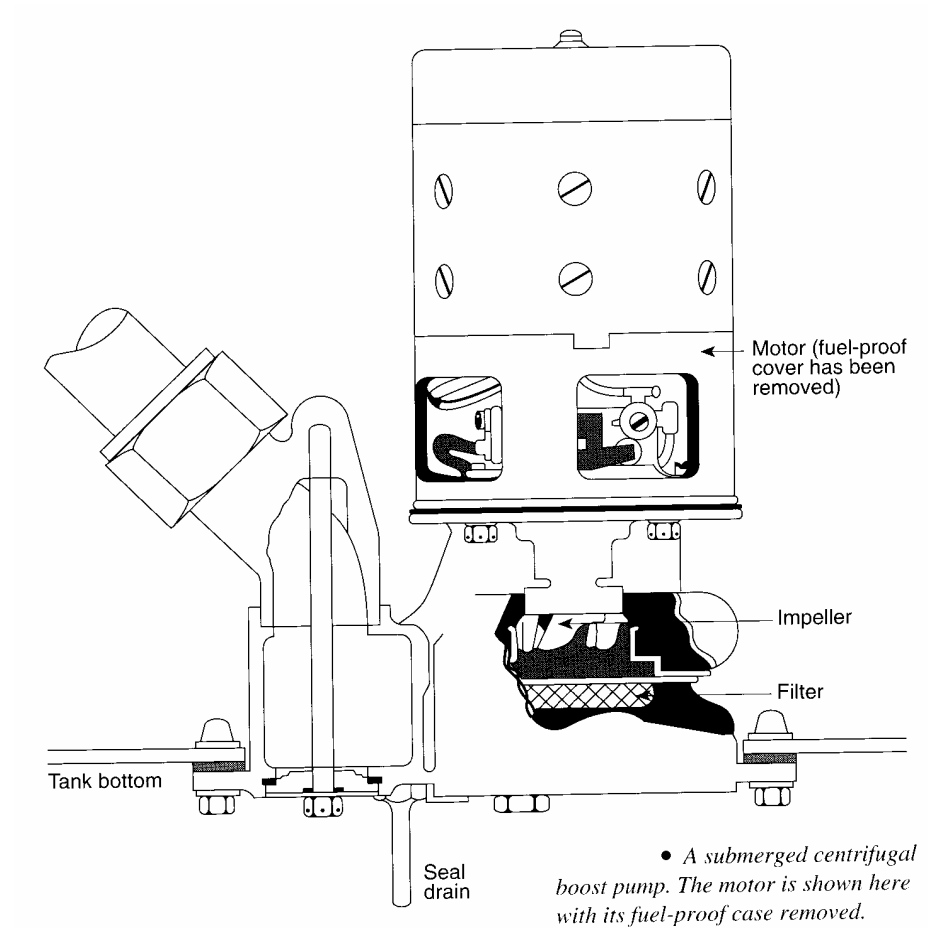
10.7.1 AUSSENLIEGENDE ZENTRIFUGALPUMPE (Outside Centrifugal Pump)



- *A centrifugal boost pump mounted outside the fuel tank.*

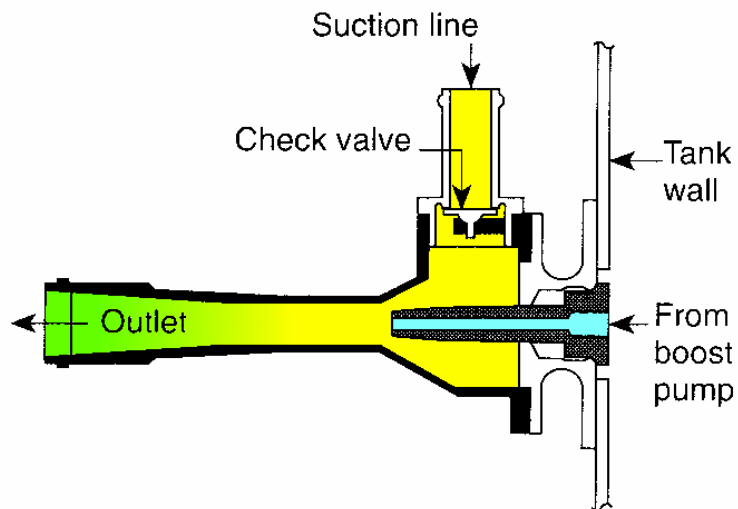
Bei dieser Pumpenart liegt der elektrische Antriebsmotor außerhalb des Tanks.

10.7.2 TAUCH-ZENTRIFUGALPUMPE (Submerged Centrifugal Pump)

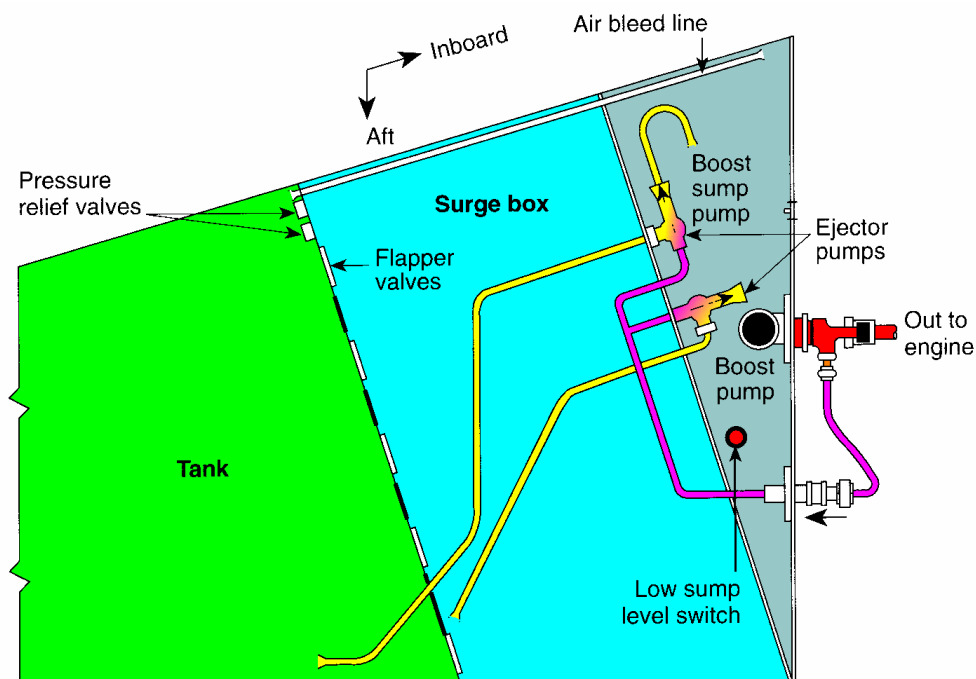


Die Pumpe befindet sich samt dicht gekapseltem Elektromotor im Tank.

10.7.3 STRALHPUMPE (Jet Pump, Ejector Pump)



- An ejector pump uses a flow of fuel from the boost pump to produce a low pressure that draws fuel from the tank and sends it into the boost pump sump.



- This fuel tank has a surge box with flapper valves that allow the fuel to flow to the boost pump sump but prevent its flowing away from the pump. Ejector pumps draw fuel from the tank and the surge box into the boost pump sump.

Sie saugen meist Kraftstoff aus den für die Tankpumpen (Boost-Pump) nicht erreichbaren Tankregionen in deren Ansaugbereich (Boost-Sump).

Ein Teil des Kraftstoffflusses der "Boost-Pump" (Motiv Flow) wird durch ein Venturirohr geführt. Durch den Unterdruck, der in der Verengung entsteht, wird Kraftstoff über die Saugleitung (Suction Line) angesaugt und in den Ansaugsumpf der "Boost-Pumps" geleitet.

11 HYDRAULIKSYSTEM (Hydraulic Power – ATA 29)

11.1 ALLGEMEINES

Mit den größer und schneller werdenden Luftfahrzeugen wurde der Einsatz von Hydraulikanlagen {griechisch Hydor = Wasser, Aulos = Rohr} notwendig, da die vom Piloten aufzubringenden Kräfte zur Betätigung der Systeme nicht mehr ausreichten. Hydrauliksysteme sind zuverlässig und bieten hohe Leistung bei geringem Gewicht.

Größere Flugzeuge nützen die Hydraulik zur Betätigung von:

- Einziehfahrwerk und Schachtklappen
- Bremsen und Bugradlenkung
- Höhen-, Seiten- und Querruder
- Vorflügel, Lande-, Brems- und Störklappen
- Frachttüren und Stiegen
- Umkehrschubklappen usw.

11.1.1 VORTEILE DER HYDRAULIK

- Geringes Leistungsgewicht (kg/kW)
- Einfache Umwandlung großer hydraulischer Leistungen in drehende oder lineare Bewegungen durch Hydromotoren wie Rotationsmotoren und Linearmotoren (Arbeitszylinder).
- Hoher Wirkungsgrad bei der Erzeugung, Übertragung und

Umwandlung der hydraulischen Energie.

- **Verwendung des Energieüberträgers Öl zur Dämpfung, Schmierung und Kühlung der Bauelemente. Alle Lager, Dichtungen und beweglichen Bauteile, die mit dem Energieüberträger in Berührung kommen, benötigen daher keinen zusätzlichen Aufwand für Schmierung und Kühlung.**
- **Stufenlose Leistungs- oder Geschwindigkeitsregulierung.**
- **Schnelle Bewegungsumkehr.**
- **Leicht zu überwachendes und reparierbares Leitungssystem.**
- **Hohe Lebensdauer bei geringem Wartungsaufwand.**

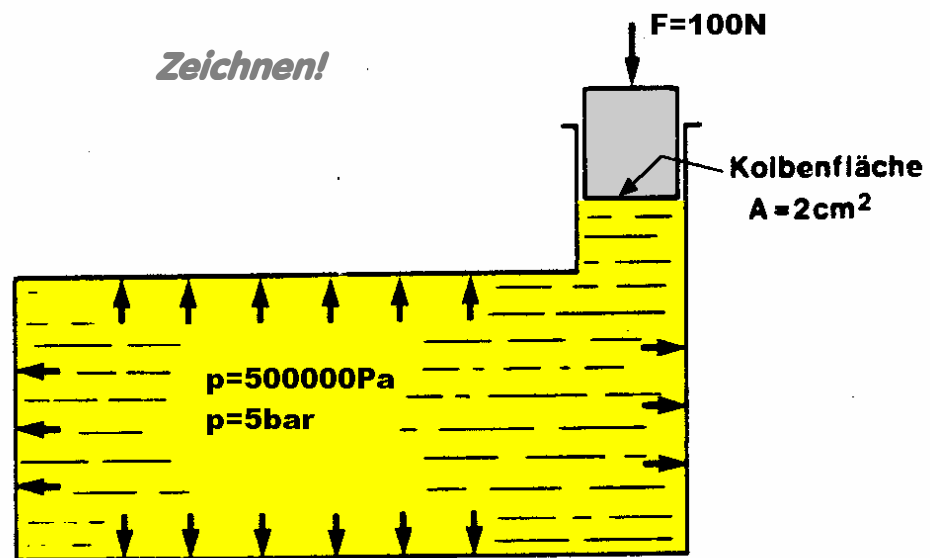
11.1.2 NACHTEILE DER HYDRAULIK

- **Für die Bauteile ist eine hohe Herstellungsgenauigkeit erforderlich.**
- **Innere und äußere Dichtungsprobleme beeinflussen die Flüssigkeitsbevorratung, die zur Verfügung stehende Leistung und das Funktionsverhalten.**
- **Temperaturempfindlichkeit der Bauelemente durch äußere und innere Temperaturschwankungen.**
- **Absoluter, hydraulischer Gleichlauf für synchrone Funktionen ist nicht zu erreichen. Bei Anlagen, die ein exakt synchrones Verhalten haben müssen (z.B. Flaps), wird dieses durch me-**

mechanische Bauelemente (Wellen usw.) erreicht.

11.1.3 DRUCKAUSBREITUNG

Wird auf eine Flüssigkeit in einem geschlossenen Behälter ein Druck ausgeübt, so pflanzt sich dieser mit Schallgeschwindigkeit (in Wasser 1440 m/s bei 15°C) in alle Richtungen fort und wirkt senkrecht auf alle Behälterflächen (Grundgesetz der Hydraulik nach Pascal).



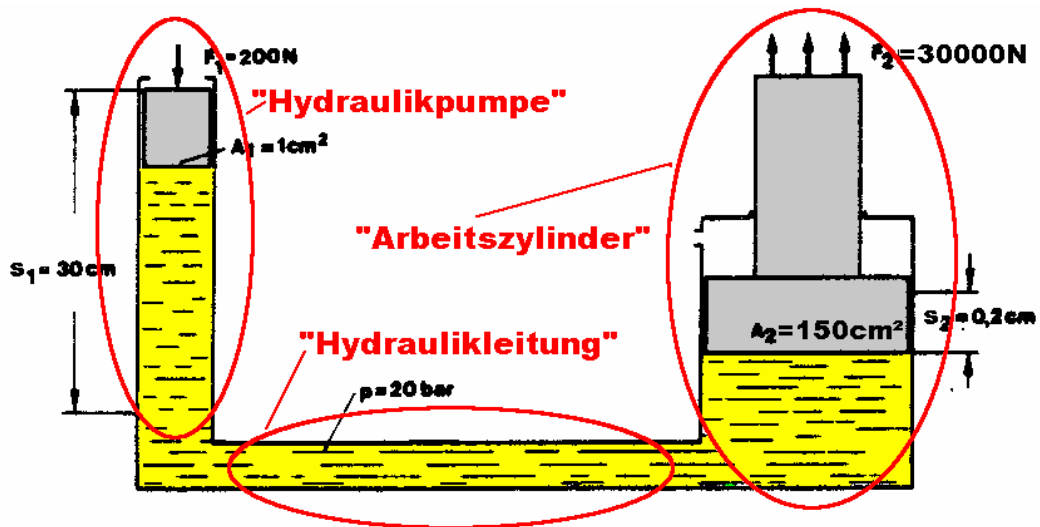
Beispiel:

Drückt eine Gewichtskraft von 100N (verursacht durch ca. 10kg Masse) auf einen Kolben mit einer Querschnittsfläche von 2cm² ergibt sich in der Flüssigkeit folgender Druck:

$$p = \frac{F}{A} = \frac{100}{2} = 50 \frac{\text{N}}{\text{cm}^2} = 50 \cdot 10^4 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} =$$

$$= 5 \cdot 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} = 5 \cdot 10^5 \text{ Pa} \text{ oder } 5 \text{ bar}$$

11.1.4 HYDRAULISCHE KRAFTÜBERSETZUNG



Je größer die Kraft auf den Kolben ist, umso mehr steigt der Systemdruck an. Er baut sich jedoch nur soweit auf, bis er in der Lage ist, die Last (z.B. Fahrwerk) die am Arbeitszylinderkolben anliegt, zu bewegen. Solange diese Last gleich bleibt, ändert sich auch der Druck nicht. Er richtet sich folglich nach dem Widerstand, der dem Fließen der Hydraulikflüssigkeit entgegengesetzt wird.

Sind die Flächen der Kolben verschieden groß, so sind auch die, an den Kolben wirkenden Kräfte verschieden. Man spricht von einer hydraulischen Übersetzung.

Beispiel:

Drückt am linken Kolben mit der Querschnittsfläche $A_1 = 1\text{cm}^2$, eine Kraft von 200N , ergibt sich in der Flüssigkeit folgender Druck:

$$p = \frac{F_1}{A_1} = \frac{200}{1} = 200 \frac{\text{N}}{\text{cm}^2} = 200 \cdot 10^4 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \text{ oder Pa entspricht } 20 \cdot 10^5 \text{ Pa entspricht } 20\text{bar}$$

Dieser Druck pflanzt sich gleichmäßig fort und wirkt auch auf den rechten Kolben. Bei einer Kolbenfläche $A_2 = 150 \text{ cm}^2$ ergibt sich folgende Kolbenstangenkraft:

$$F_2 = p * A_2 = 20 * 10^5 * \frac{150}{10000} = 30000 \text{ N}$$

Die Kolbenkräfte verhalten sich somit wie die Kolbenflächen (direkt proportional):

$$\frac{F_1 = p * A_1}{F_2 = p * A_2} \Rightarrow \boxed{\frac{F_1}{F_2} = \frac{A_1}{A_2}}$$

Das beim Drücken verdrängte Flüssigkeitsvolumen $A_1 * s_1$, der linken Seite hebt den Kolben der rechten Seite um den gleichen Volumenbetrag an:

$$V = A_1 * s_1 = A_2 * s_2$$

$$s_2 = \frac{A_1 * s_1}{A_2} = \frac{1 * 30}{150} = 0,2 \text{ cm} = 2 \text{ mm}$$

Da im Beispiel die Fläche des rechten Kolbens größer ist, muss der Hub s_2 kleiner sein, als der des linken Kolbens.

Die Kolbenkräfte verhalten sich jedoch umgekehrt wie die Kolbenwege (indirekt proportional):

$$A_1 * s_1 = A_2 * s_2 \Rightarrow \frac{A_1}{A_2} = \frac{s_2}{s_1} \Rightarrow \boxed{\frac{A_1}{A_2} = \frac{s_2}{s_1} = \frac{F_1}{F_2}}$$

11.1.5 HYDRAULISCHE LEISTUNG

Die Leistung einer Hydraulikanlage errechnet sich:

$$P = \dot{V} * p \quad (W)$$

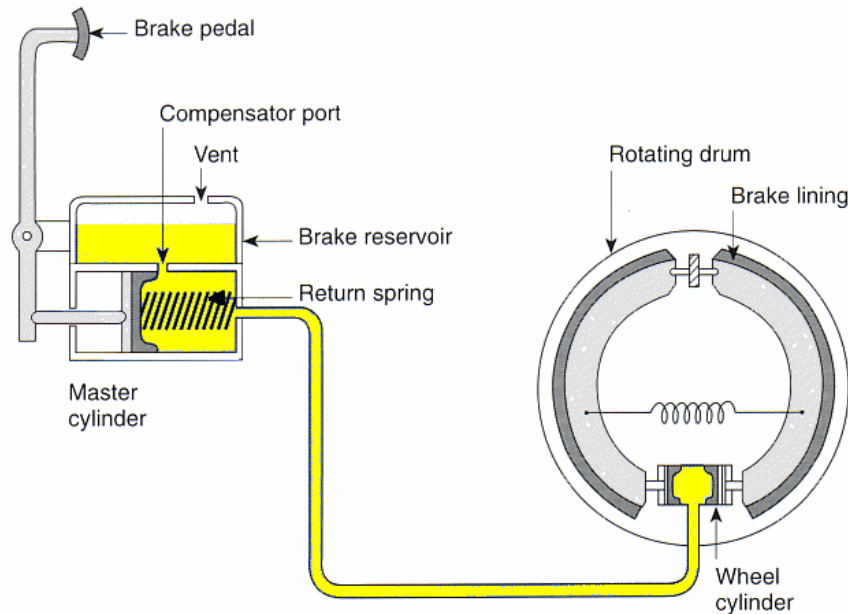
\dot{V} ...Volumenstrom, Fördermenge (m³/s)
 p ... Systemdruck (N/m²)

Die Leistung einer Hydraulikanlage ist also umso höher, je größer die, pro Zeiteinheit geförderte, Hydraulikflüssigkeitsmenge und ihr Druck ist. Aus Gründen des Leistungsgewichts sollte jedoch die Fördermenge gering gehalten werden (wenig Hydraulikflüssigkeit).

So muss zum Erreichen einer hohen Leistung der Druck möglichst hoch sein. Ein hoher Systemdruck macht aber wiederum das Hydrauliksystem aus Festigkeitsgründen schwer (z.B. Leitungen mit hohen Wandstärken) und birgt eine erhöhte Gefahr von Undichtheiten in sich. Als Kompromiss sind heute Systemdrücke von 3000 psi (210 bar) in Verwendung. Einige Kampfflugzeuge, die Concorde und der neue A380 verwenden 4000 psi (276 bar). Die benötigte Leistung wird bei komplexen Systemen durch Veränderung des Volumenstromes (Pumpendrehzahl) eingestellt.

11.2 SYSTEMAUSLEGUNG (System Lay-out)

11.2.1 EINFACHES BREMSSYSTEM (Brake System)

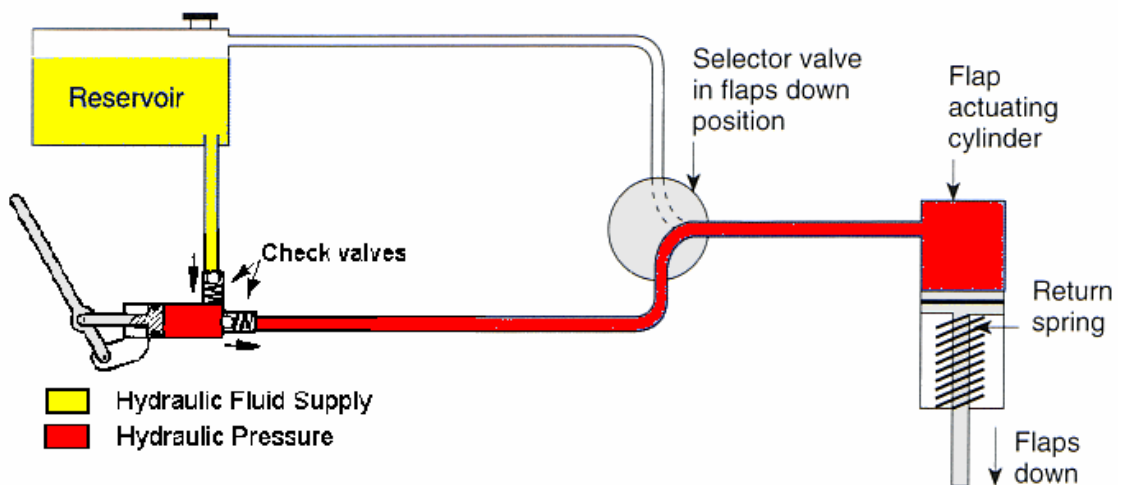


- A reservoir-type master cylinder vents the lines and wheel cylinders to the atmosphere through the compensator port to prevent heat expansion of the fluid from causing the brakes to drag. It also replenishes fluid lost in the system.

Der Hauptzylinder (Master Cylinder) ist eine einfache Pumpe. Der Fuß des Piloten drückt den Kolben hinein, verschließt die Nachlaufbohrung für die Hydraulikflüssigkeit (Compensator Port) und baut den Bremsdruck im Radzylinder (Wheel Cylinder) auf. Dieser drückt die Bremsbacken (Brake Lining) an die Brems-trommel (Rotating Drum). Nimmt der Pilot den Fuß wieder von der Bremse, dann drückt eine Rückholfeder (Return Spring) den Kolben zurück in die Ruhestellung. Die von der Brems-hitze aus-gedehnte Hydraulikflüssigkeit hat einen erhöhten Druck, der jetzt zusammen mit Luftblasen durch die Nachlaufbohrung ent-weichen kann. Dadurch ist das System wieder drucklos und die Bremse vollständig gelöst.

Im Falle eines kleinen Lecks im System (z.B. leicht undichter O-Ring im Radzylinder) wird die fehlende Menge ebenfalls nach dem Lösen der Bremse über die Nachlaufbohrung ausgeglichen.

11.2.2 EINFACHES HYDRAULIKSYSTEM MIT EINWEG-ARBEITSZYLINDER (Single-Acting Actuator System)



- A selector valve allows fluid from the hand pump to go to the actuator cylinder, or to return from the actuator to the reservoir.

Dieses System ist nur für einfache Anwendungen oder als Not-system geeignet. Wird der Kolben des Druckzylinders (Handpumpe) nach „rechts“ gedrückt, so überträgt die Hydraulikflüssigkeit den Druck auf den Kolben des Arbeitszylinders und drückt diesen nach unten. Soll die Kolbenstange ganz ausgefahren werden und ist das Volumen des Arbeitszylinders größer als jenes der Handpumpe, so sind mehrere Pumpbewegungen erforderlich. Damit bei der Rückbewegung des Pumpenkolbens die Flüssigkeit nicht vom Arbeitszylinder in den Pumpenzylinder zurückströmt, ist in der Druckleitung (Hydraulic Pressure) ein Rück-

schlagventil (Check Valve) eingebaut. Dieses Ventil lässt die Flüssigkeit nur in Pfeilrichtung strömen.

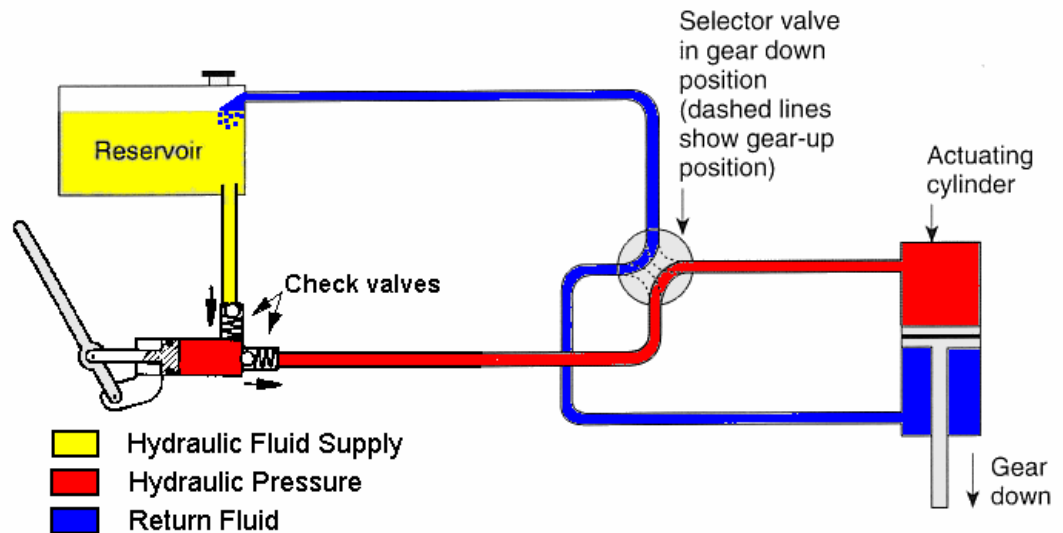
Das Auffüllen des Pumpenzylinders wird durch Ansaugen bei der Rückbewegung durchgeführt. Auch in der Versorgungsleitung (Hydraulic Fluid Supply) ist ein Rückschlagventil eingebaut, welches die Flüssigkeit nur vom Behälter (Reservoir) in den Zylinder der Handpumpe und nicht umgekehrt strömen lässt. Durch die Rückschlagventile wird der Druckzylinder erst zur Handpumpe.

Das Drucköl drückt den Kolben des Arbeitszylinders nach unten und spannt die Feder. Wird der Pumpvorgang mehrmals wiederholt, erreicht der Kolben seine Endstellung. Wird trotzdem weiter gepumpt, dann steigt der Druck plötzlich an, da die Flüssigkeit inkompressibel ist.

Ein Hauptfeind der Hydraulikanlagen ist der Schmutz. Deshalb wird ein Feinfilter eingebaut, um im Hydrauliköl befindliche Schmutzteilchen aufzufangen.

Der Einwegarbeitszylinder kann durch Drucköl nur ausgefahren aber nicht eingefahren werden. Zum Einfahren der Kolbenstange (Rückhub) wird das Schaltventil (Selector Valve) um 90° gegen den Uhrzeigersinn gedreht. Die gespannte Feder bewegt den Kolben nach oben und drückt das Öl über das Schaltventil durch die Rücklaufleitung in den Behälter zurück.

11.2.3 EINFACHES HYDRAULIKSYSTEM MIT ZWEIWEG-ARBEITSZYLINDER (Double-Acting Actuator System)

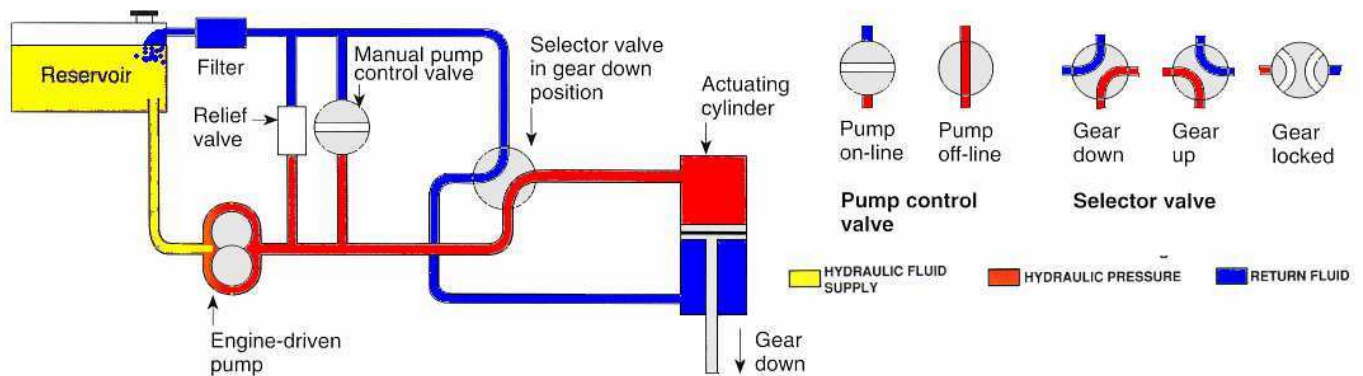


- The selector valve allows fluid from the hand pump to go to one side of the actuator cylinder to lower the landing gear. Fluid on the other side of the actuator piston returns through the selector valve to the reservoir.

Dieses System nützt Hydraulikdruck zum Aus- und Einfahren des Arbeitszylinderkolbens. Um beispielsweise das Fahrwerk auszufahren ist das Schaltventil (Selector Valve) so zu verdrehen, dass der Hydraulikdruck (Hydraulic Pressure) auf die Oberseite des Kolbens im Arbeitszylinder gelangen kann. Die Flüssigkeit aus dem kleiner werdenden Raum unter dem Kolben (Return Fluid) kann dabei gleichzeitig in den Behälter (Reservoir) zurückfließen. Danach kann die Handpumpe betätigt werden.

Zum Einfahren wird das Schaltventil um 90° verdreht (in Abbildung strichliert gezeichnet). Dadurch steht der Raum unter dem Kolben unter Druck. Die Flüssigkeit im Raum oberhalb des Kolbens fließt in den Behälter zurück und das Fahrwerk fährt ein.

11.2.4 EINFACHES HYDRAULIKSYSTEM MIT ANGETRIEBENER PUMPE (Power Pump System)



- A manual pump control valve keeps the pump unloaded when no unit is actuated.

Dieses System besitzt eine vom Triebwerk dauernd angetriebene, ungeregelte Hydraulikpumpe (Engine Driven Pump - EDP). Der Betätigungsvorgang des Arbeitszylinderkolbens entspricht dem in 11.2.3.

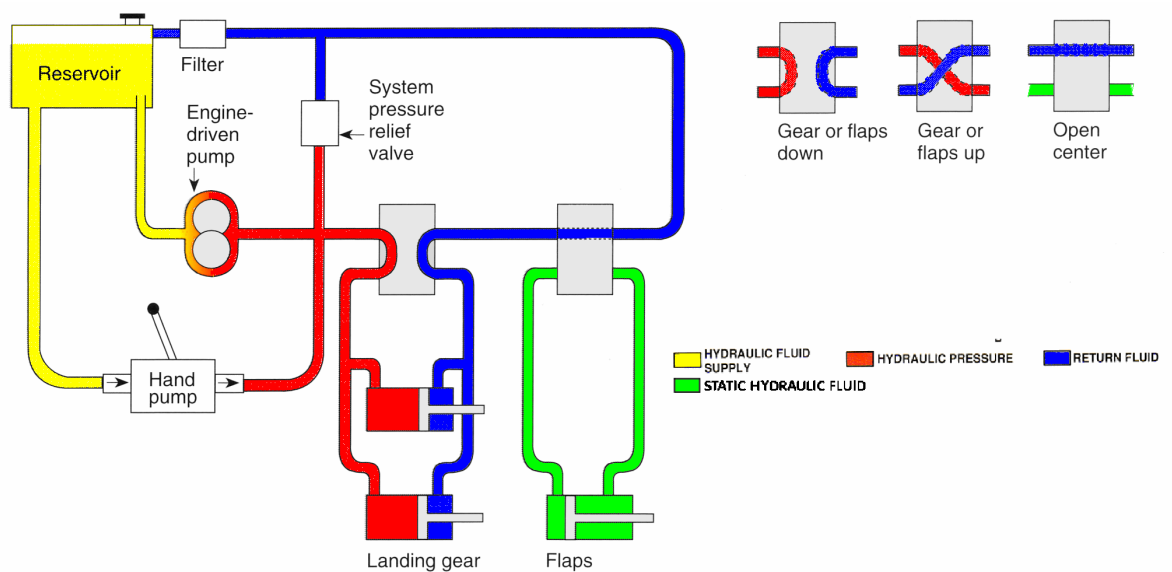
Hat der Arbeitskolben seine Endstellung erreicht, dann wird vom Piloten das Pumpen-Entlastungsventil (Manual Pump Control Valve), ein 2/2-Wegeventil {2 Anschlüsse/2 Schaltstellungen}, geöffnet ("Pump off-line"). Dadurch fließt die Hydraulikflüssigkeit im "Kurzschluss" (Bypass) über Schaltventil und Filter drucklos zurück in den Behälter. Der Antriebswiderstand der Hydraulikpumpe beeinträchtigt so kaum die Triebwerkeleistung.

Nachdem der Pilot das 4/3-Wege-Schaltventil für die Fahrwerksbetätigung (Selector Valve) aus der Stellung "Gear locked" in eine der beiden anderen Stellungen dreht, muss er das Pumpen-Entlastungsventil (Manual Pump Control Valve) schließen ("Pump

on-line"). Bei modernen Anlagen wird dieses Ventil bei Betätigung des "Selector Valves" automatisch geöffnet und geschlossen (Automatic Unloading Valve).

Da die Pumpe unregelt ist, kommt es beim Erreichen der Endstellung des Arbeitskolbens zum Überschreiten des Systemdruckes. Um die Anlage vor Schäden zu bewahren ist ein Druckbegrenzungsventil (Relief Valve) eingebaut, das den Überdruck in den Behälter ablässt (3000 PSI bleiben aber erhalten daher keine Pumpen-Entlastungsfunktion!).

11.2.5 OFFENES ZENTRALSYSTEM (Open-center System)



- An open-center system requires no separate unloading valve, but returns fluid to the reservoir through the open center of the selector valves when no unit is actuated.

Unter dem Zentralsystem einer Hydraulikanlage versteht man jenen Teil des Hydrauliksystems, der die Arbeitskreise (Verbraucher) mit Energie versorgt (Behälter, Pumpen und diverse Regelventile). Die Verbindung zwischen Zentral- und Arbeitssystem

wird durch die Schaltventile (Selector Valves) vorgenommen. Da selbst dann ein Ölfluss durch die Schaltventile vorhanden ist (Rücklauf) wenn sie in Neutralstellung (Open Center) den Arbeitskolben blockieren, spricht man von einem offenen System. Kleinere Flugzeuge, die ihre Arbeitskreise nicht gleichzeitig betätigen müssen, verwenden oft dieses, relativ einfach aufgebaute System.

Für jeden Arbeitskreis ist ein, meist elektromagnetisch verstellbares, Schaltventil vorhanden. Die Arbeitskreise sind in Serie geschaltet. Wenn sich die beiden Schaltventile in Neutralstellung befinden, sind sie für den Ölrückfluss geöffnet (Open Center). Die Pumpe wird dadurch entlastet ("Kurzschluss"). Ein Pumpen-Entlastungsventil (Manual Pump Control Valve oder Automatic Unloading Valve) ist daher nicht nötig.

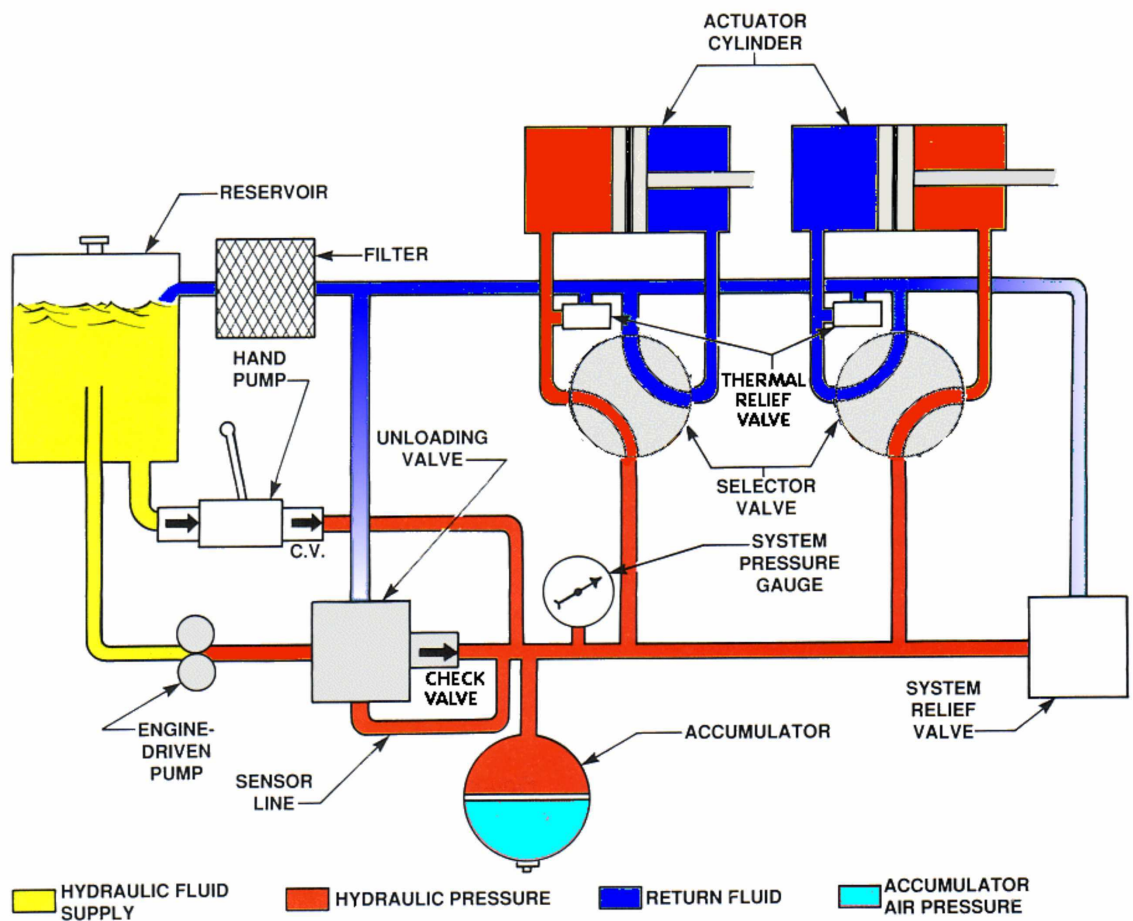
Wird nun ein Schaltventil betätigt, dann steigt der Druck und der Kolben des Fahrwerkzylinders (Landing Gear) fährt beispielsweise aus. Die Hydraulikflüssigkeit der gegenüberliegenden Kolbenseite kann über das "offene" Schaltventil der Klappen (Flaps), das nicht gleichzeitig betätigt werden darf, zurück in den Behälter fließen {wäre der zweite Zylinder größer, dann reicht die Ölmenge des ersten nicht aus um ihn vollständig auszufahren und/oder die Pumpenleistung ist dafür gar nicht ausgelegt}.

Wenn der Fahrwerkszylinder seine Endstellung erreicht hat, dann

wird das Schaltventil, meist automatisch, in die Neutralstellung zurückgedreht (open center). Die Hydraulikpumpe ist wieder entlastet ("Kurzschluss").

Eine Handpumpe erlaubt die Betätigung der Systeme auch bei Stillstand des Triebwerkes am Boden und im Notfall.

11.2.6 GESCHLOSSENES ZENTRALSYSTEM (Closed-center System)



• Complete basic aircraft hydraulic system using both an engine-driven pump and a handpump.

Bei großen Flugzeugen müssen viele Arbeitskreise (z.B. Steuerruder, Höhenflossentrimmung, Spoiler, Klappen usw.) gleichzeitig

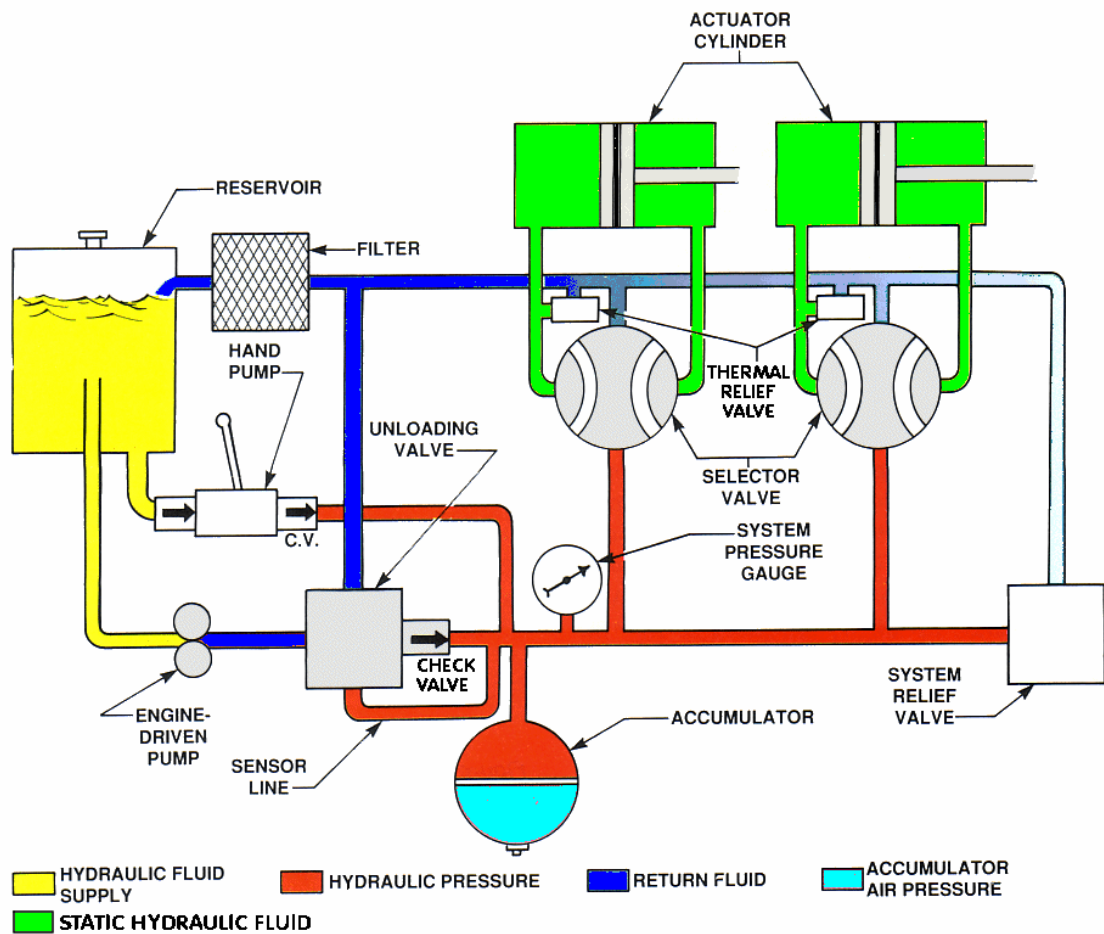
betätigt werden. Sie haben aus Redundanzgründen 3-4 Hydrauliksysteme eingebaut.

Bei geschlossenem System sind die Schaltventile der Arbeitskreise parallel geschaltet und haben in der Neutralstellung keinen Durchgang für den Rückfluss (geschlossenes Zentralsystem).

Für die Druckentlastung im Ruhezustand ist ein automatisches Pumpen-Entlastungsventil (Unloading Valve) zwischen der Pumpe und den Schaltventilen eingebaut. Bei genügend Systemdruck schaltet das Pumpen-Entlastungsventil um (durch Sensor Line) und die Pumpe fördert mit geringem Druck in den Behälter zurück. Das Pumpen-Entlastungsventil enthält auch ein Rückschlagventil (Check Valve) welches verhindert, dass Hydrauliköl aus der unter Druck stehenden Leitung in die Rückleitung fließt, wenn das Pumpen-Entlastungsventil geöffnet ist.

Ein Druckspeicher (Accumulator) in der Druckleitung, fängt Druckschwankungen ab. Der Behälter ist durch eine elastische Membrane in zwei Kammern geteilt. Die eine Kammer ist mit der Hydraulikleitung verbunden, die andere ist mit Stickstoff gefüllt.

Ein Druckbegrenzungsventil (System Pressure Relief Valve) verhindert Schäden durch zu hohe Systemdrücke (z.B. wenn das automatische Pumpen-Entlastungsventil defekt ist).



• Complete basic aircraft hydraulic system using both an engine-driven pump and a handpump.

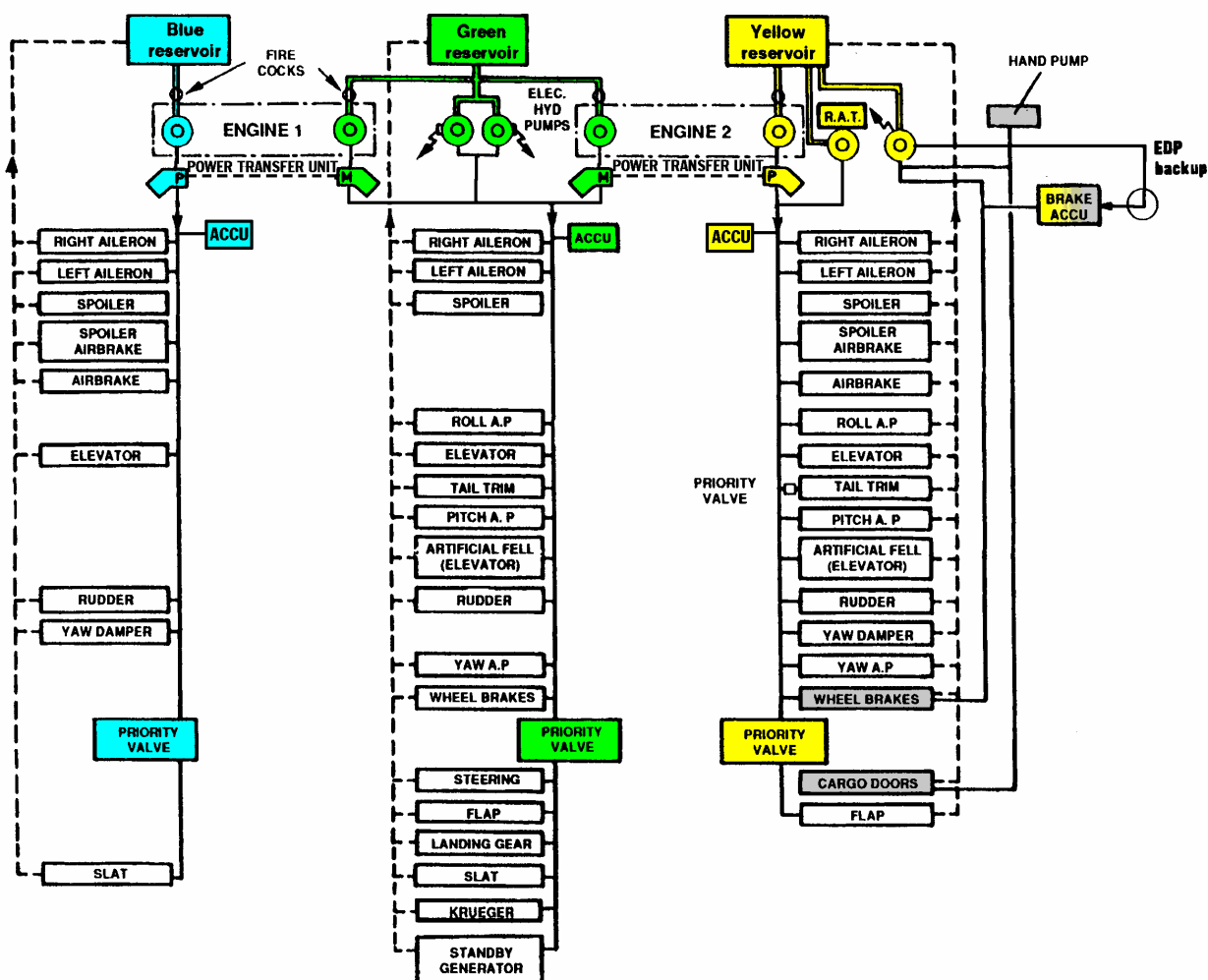
Wenn ein Arbeitskreis durch das Schaltventil vom Öl des Zentralsystems getrennt wird, dann kann das in seinen Leitungen stillstehende Öl (grün - Static Hydraulic Fluid) die Wärme nicht mehr abführen und dehnt sich aus. Um Schäden zu vermeiden, ist in jedem Arbeitskreis ein entsprechendes Überdruckventil (Thermal Relief Valve) vorhanden. Es öffnet bei Überschreiten des Höchstdruckes solange, bis der Druck wieder innerhalb erlaubter Grenzen liegt.

Rückfließendes, heißes Hydrauliköl wird meist über Wärmetauscher, die in den Kraftstofftanks liegen, geführt und so gekühlt.

11.2.7 HYDRAULIK-KOMPAKTSYSTEM (Hydraulic Power-Pack System)

Um Hydraulikanlagen für kleinere Flugzeuge zu vereinfachen, werden alle notwendigen Bauteile (Behälter, elektrisch angetriebene Pumpe, Ventile usw.) in einem Gehäuse vereinigt. Auch die elektrohydraulischen Kraftverstärker der "Fly-by-Wire"-Systeme sind im Prinzip Power Packs (siehe 9.1.3).

11.2.8 HYDRAULIKSYSTEM EINES VERKEHRSFLUGZEUGES (Airbus A310)



Jedes der drei, von einander unabhängigen Hydrauliksysteme (blau, grün, gelb), versorgt komplett die Arbeitskreise für die Primärsteuerung. Die restlichen Arbeitskreise werden, je nach Wichtigkeit, von nur zwei oder einem System versorgt.

Von jedem der beiden Triebwerke werden zwei geregelte Hydraulikpumpen angetrieben und erzeugen 3000 PSI. Das grüne Hydrauliksystem wird aus Sicherheitsgründen von zwei Pumpen (eine Pumpe pro Triebwerk) mit Energie versorgt.

Zusätzlich können elektrische Hydraulikpumpen bei einem Triebwerksausfall, bei der Wartung oder beim Vorflugcheck das grüne System mit Druck versorgen. Eine elektrische Pumpe im gelben System versorgt die Radbremzen und die Frachttür bei stillstehenden Triebwerken. Die Frachttüre kann zusätzlich mit einer Handpumpe betätigt werden.

Bei totalem Energieausfall im Fluge fährt automatisch eine Stauluftturbine (Ram Air Turbine - RAT) aus dem Flügel die eine Hydraulikpumpe antreibt.

Die einzelnen Hydrauliksysteme sind noch zusätzlich mit Druckübertragungseinheiten (Power Transfer Unit - PTU) untereinander verbunden. Sie bestehen aus zwei, vom grünen System angetriebene Hydraulikmotoren. Diese sind mechanisch mit Hydraulikpumpen in den Druckleitungen der beiden anderen

Systeme verbunden. Sollte durch einen Defekt der Druck in einem System abfallen, kann die entsprechende PTU vom Piloten zugeschaltet werden. Das grüne System erzeugt nun den Druck im defekten System.

Durch Vorzugsventile (Priority Valve) wird bei Hydraulikproblemen die Druckversorgung auf die Hydraulik der Flugzeugsteuerung konzentriert.

11.3 HYDRAULIKFLÜSSIGKEIT (Hydrauliköl, Hydraulic Fluid)

Sie transportiert die von den Pumpen erzeugte Energie zu den Arbeitszylindern und muss folgende Eigenschaften besitzen:

- konstante Viskosität über einen großen Temperaturbereich
- gute Bauteilschmierfähigkeit
- dampfblasensicher
- schwer entflammbar
- alterungsbeständig
- korrosionshemmend

Man unterscheidet zwei Hauptgruppen von Flüssigkeiten die keinesfalls miteinander vermischt werden dürfen:

11.3.1 HYDRAULIKFLÜSSIGKEIT AUF MINERALÖLBASIS

Sie entspricht dem amerikanischen Military Standard MIL-H-5606 und ist aus Petroleum hergestellt. Zur Kennzeichnung wird sie rot eingefärbt. Ein Nachteil ist ihre leichte Entflammbarkeit.

11.3.2 SYNTHETISCHE HYDRAULIKFLÜSSIGKEIT

11.3.2.1 AUF HYDRO-KARBONATBASIS

Die Hydraulikflüssigkeit auf Mineralölbasis (MIL-H-5606) eines Luftfahrzeuges kann durch diese synthetische ersetzt werden. Sie entspricht dem Military Standard MIL-H-83282, ist ebenfalls rot eingefärbt, flammhemmend und für die gleichen Materialien (Dichtungen, Schlauchleitungen) geeignet.

11.3.2.2 AUF PHOSPHORSÄURE-ESTERBASIS {aromatischer Alkohol}

Sie wurde für Großluftfahrzeuge entwickelt (MIL-H-8446, z.B. Skydrol-500), ist flammhemmend, hat einen großen Viskositätsbereich und ist hell-lila gefärbt. Ihr Nachteil ist die Aufnahme von Wasser aus der Luft (hygroskopisch) und das Auflösen von einigen Kunststoffen und Lacken. Schläuche und Dichtungen müssen aus speziellem Material gefertigt sein (z.B. Teflon).

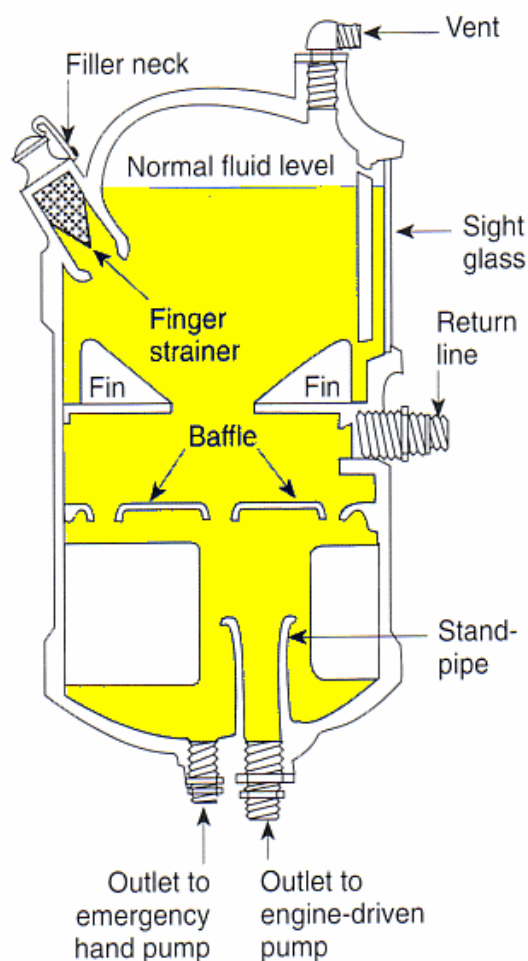
11.4 HYDRAULIKBEHÄLTER (Hydraulic Reservoirs)

Eine Hydraulikanlage benötigt einen Behälter (Tank) für die Bereitstellung des Energieüberträgers "Hydrauliköl". Der Behälter mit seinem Ölvorrat muss Mengenschwankungen im System ausgleichen, die durch unterschiedliche Verdrängungsvolumen in Arbeitszylindern, durch Temperaturschwankungen, durch Leckagen sowie durch die gleichzeitige Inbetriebnahme mehrerer Arbeitskreise entstehen.

Außerdem wird das zurückfließende Öl entschäumt, bevor es wieder den Pumpen zugeführt wird.

11.4.1 DRUCKLOSER HYDRAULIKBEHÄLTER (Non-/Unpressurized Reservoir)

Niedrig fliegende Luftfahrzeuge haben meist offene Behälter, die mit dem atmosphärischen Außendruck verbunden sind.



• A typical nonpressurized hydraulic reservoir

Von den zwei Auslassöffnungen führt jene, die mit der motorgetriebenen Pumpe verbunden ist, über ein Standrohr (Standpipe).

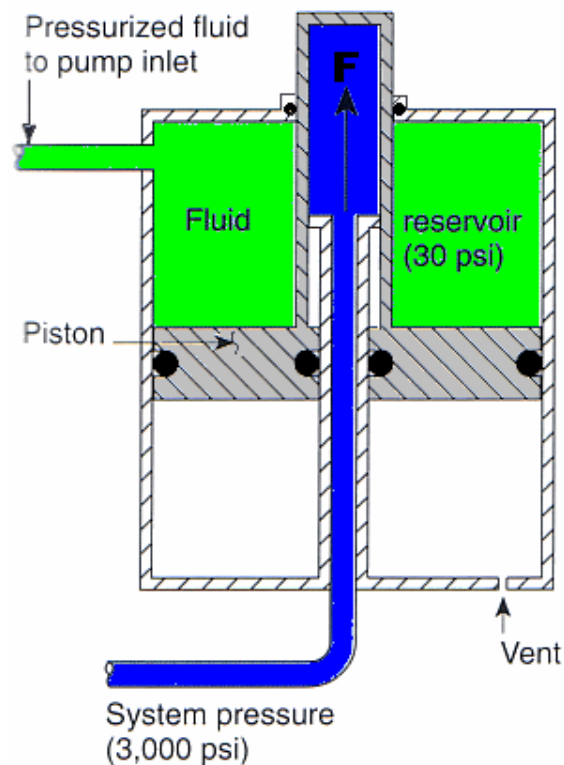
Sollte das Hydrauliksystem massiv undicht werden, wird die Flüssigkeit maximal bis zum Rand des Standrohres von der Pumpe abgesaugt. Die Restflüssigkeit steht dann noch für die Handpumpe (Emergency Hand Pump) zur Verfügung. Mit ihr können gezielt unbeschädigte Arbeitskreise (beispielsweise Fahrwerk, Klappen, Bremsen) notbetätigt werden.

11.4.2 DRUCKBEAUFSCHLAGTE HYDRAULIKBEHÄLTER (Pressurized Reservoir)

Die Behälter von komplexen Hydraulikanlagen hochfliegender Flugzeuge sind druckbeaufschlagt, sodass die Hydraulikflüssigkeit unter erhöhtem Druck steht.

Durch die Druckbeaufschlagung wird die Siedetemperatur in großer Höhe erhöht und damit die Dampfblasenbildung vermieden, sowie die Schaumbildung des in den Behälter rückfließenden Öles verringert.

Die Beaufschlagung erfolgt durch Druckluft über ein Druckregelsystem direkt vom Triebwerksverdichter (2-4 bar) oder durch die Druckkabine.



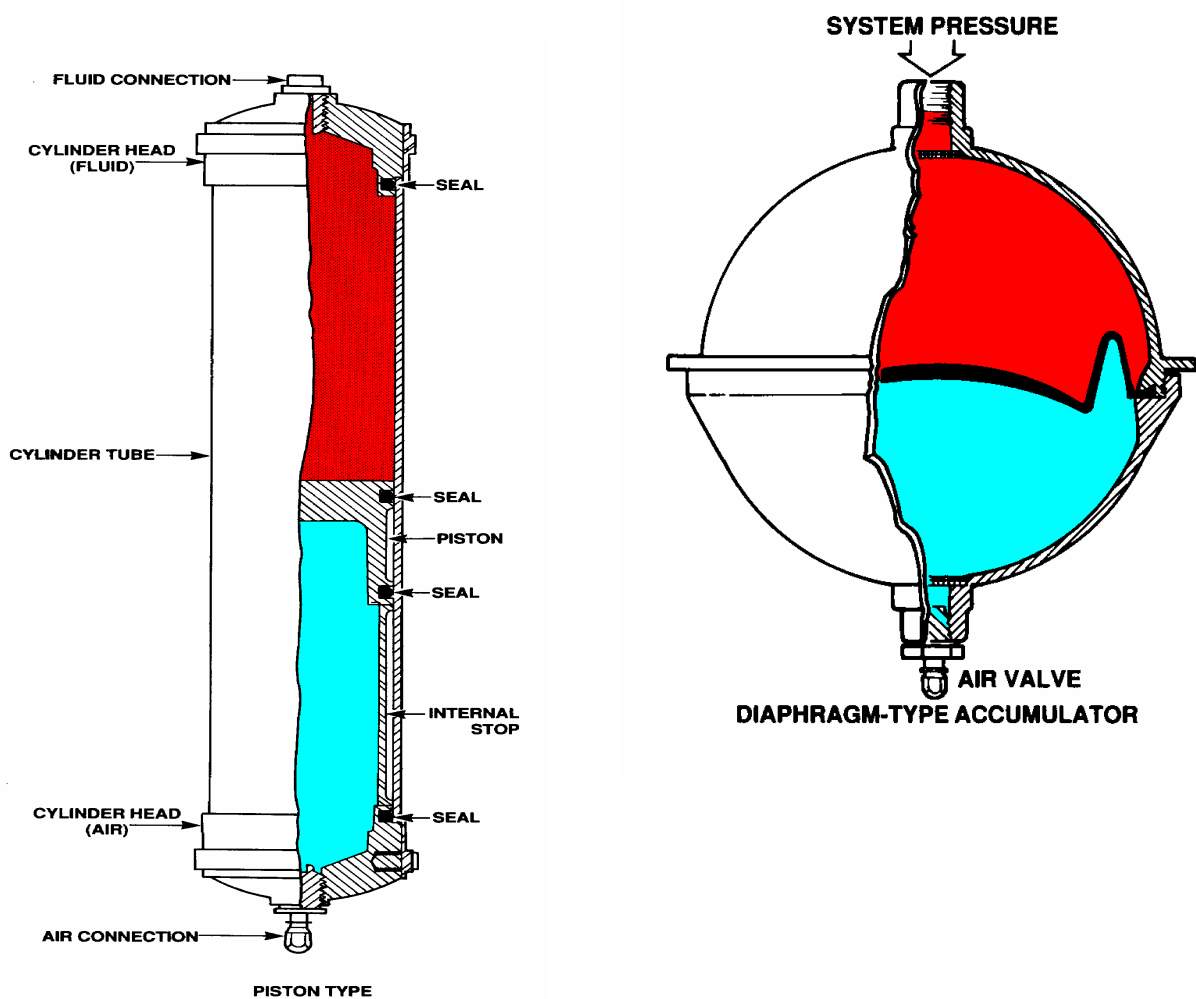
Eine weitere Möglichkeit ist die Druckbeaufschlagung durch das flugzeugeigene Hydrauliksystem. Die dazu nötige Reduktion des Druckes erfolgt nach dem Prinzip der Druckübersetzung. In einem Behälter (Reservoir) befindet sich ein Kolben mit zwei verschieden großen Kolbenflächen.

Eine kleine Kolbenfläche wird vom Luftfahrzeug-Hydrauliksystem unter Druck gesetzt (3000 PSI) und erzeugt eine bestimmte Kolbenkraft. Diese wird auf die große, ringförmige Kolbenfläche übertragen und drückt mit einem geringeren Druck (30 PSI) auf die Behälterflüssigkeit. Die Drücke verhalten sich also umgekehrt wie die Flächen.

$$F = p_{System} \cdot A_{System(klein)} = p_{Re.servoir} \cdot A_{Re.servoir(gro\beta)} \Rightarrow$$

$$\Rightarrow p_{Re.servoir} \downarrow = \frac{F}{A_{Re.servoir(gro\beta)} \uparrow}$$

11.5 DRUCKSPEICHER (Hydraulic Accumulator)



Sie sind hydraulische Energiespeicher, die eine gewisse Ölmenge unter Druck für Hydraulikanlagen bereithalten.

Druckspeicher gibt es in zylindrischer und kugelförmiger Bauform. Bei beiden Typen wird der Innenraum in zwei Kammern geteilt. Die

eine Kammer dient zur Aufnahme der Hydraulikflüssigkeit, die andere zur Aufnahme eines Gases oder einer Feder (nur bei kleinen Druckspeichern mit geringer Vorspannung), die die Flüssigkeit unter Druck halten.

Beim Kugelakku trennt eine Membrane die beiden Räume voneinander und beim Zylinderakku erfolgt dies durch einen, mit Dichtungen versehenen, Kolben.

Als Gas wird trockene Druckluft, meist jedoch Stickstoff verwendet, weil dieser trocken, unbrennbar und chemisch neutral ist. Es wird bei entspannter Hydraulikanlage auf zirka halben Systemdruck gefüllt. Wird das Hydrauliksystem in Betrieb genommen, dann wird der Stickstoff soweit zusammengedrückt, bis er den Systemdruck angenommen hat. Fällt der Druck des Systems etwas ab (z.B. gleichzeitiges Betätigen mehrerer Arbeitskreise), dann dehnt sich der Stickstoff aus und gleicht über die Membrane den Druckabfall aus.

Druckspeicher verwendet man:

- Zur kurzzeitigen Versorgung von Arbeitskreisen wie Bremsen, Fahrwerk, usw., wenn die Hydraulikpumpen ausgefallen sind.**
- Zur Unterstützung von Pumpen als Leistungsreserve, damit diese nicht so leistungsstark ausgelegt werden müssen.**
- Zum Dämpfen von Druckstößen hinter Pumpen oder anderen Baugruppen, um Beschädigungen oder Funktionsstörungen zu vermeiden.**