

**BUNDESFACHSCHULE FÜR FLUGTECHNIK**

**FLUGZEUGE  
mit  
TURBINENTRIEBWERKEN**

***AERODYNAMIK,  
STRUKTUREN und  
SYSTEME***

**4. Klasse**

**Lehrinhalte nach European Aviation Safety Agency (EASA)**

**Part-66, Modul 11a**

**Unterrichtsvorbereitung**

**Dipl.-HTL-Ing.**

**Manfred HOLZER**

## INHALTSVERZEICHNIS

<b>11.6 DRUCKERZEUGUNG (Pressure Generation)</b> .....	<b>7</b>
11.6.1 ZAHNRADPUMPE (Gear-type Pump).....	8
11.6.2 ROTORPUMPE (Gerotor-type Pump).....	9
11.6.3 FLÜGELZELLENPUMPE (Vane-type pump) .....	10
11.6.4 KOLBENPUMPE (Piston-type pump).....	12
11.6.4.1 KONSTANTPUMPE (Fixed Displacement Pump).....	13
11.6.4.2 VERSTELL- oder REGELPUMPE (Variable Displacement Pump).....	16
<b>11.7 DRUCKERZEUGUNG DURCH NOTSYSTEME (Emergency Pressure Generation).</b>	<b>18</b>
11.7.1 STAULUFTTURBINE (Ram Air Turbine - RAT) .....	18
11.7.2 DRUCKÜBERTRAGUNGSEINHEIT (Power Transfer Unit - PTU).....	19
11.7.3 HILFSAGGREGAT (Auxiliary Power Unit – APU).....	20
<b>11.8 HYDROMOTOR (Hydraulic Motor, Rotary Actuator)</b> .....	<b>21</b>
<b>11.9 DRUCKREGELUNG BEI UNGEREGLTEN PUMPEN (Pressure Control)</b> .....	<b>21</b>
<b>11.10 DRUCKVERTEILUNG (Pressure Distribution)</b> .....	<b>22</b>
11.10.1 ROHRLEITUNG (Rigid Fluid Line).....	23
11.10.1.1 VERLEGUNG.....	23
11.10.2 SCHLAUCHLEITUNGEN (FLEXIBLE PIPE, HOSE ASSEMBLY).....	24
11.10.2.1 SCHLAUCHAUFBAU .....	25
a) INNENSCHLAUCH (TUBE).....	25
b) VERSTÄRKUNGSHÜLLE (REINFORCEMENT) .....	26
c) AUSSENHÜLLE (COVER).....	26
11.10.2.2 VERLEGUNG.....	26
11.10.3 LEITUNGSVERSCHRAUBUNGEN (End Fittings).....	27
11.10.3.1 BÖRDELVERSCHRAUBUNG (Flared Fitting).....	28
a) BÖRDELN DER ROHRLEITUNGSSENDEN: .....	28
b) BEFESTIGUNG DER BÖRDELVERSCHRAUBUNGEN AN GUMMISCHLÄUCHEN: .....	30
c) BEFESTIGUNG DER BÖRDELVERSCHRAUBUNGEN AN TEFLONSCHLÄUCHEN: .....	32
d) TYPISCHE AN – VERBINDER (CONNECTOR): .....	35
11.10.3.2 BÖRDELLOSE VERSCHRAUBUNG (Flairless Fitting).....	36
a) HERSTELLEN EINER BÖRDELLOSEN ROHRLEITUNG (PRESETTING):.....	36
b) EINBAU EINER BÖRDELLOSEN ROHRLEITUNG: .....	38

c)	BEFESTIGUNG DER BÖRDELLOSEN VERSCHRAUBUNGEN AN GUMMI- ODER TEFLONSCHLÄUCHEN: .....	39
d)	TYPISCHE MS-VERBINDER (CONNECTOR):.....	40
<b>11.10.4</b>	<b>GEHÄUSEANSCHLÜSSE .....</b>	<b>40</b>
<b>11.10.5</b>	<b>ROHRLEITUNGSREPARATUREN .....</b>	<b>42</b>
<b>11.10.6</b>	<b>ALLGEMEINE LEITUNGSKENNZEICHNUNG .....</b>	<b>42</b>
<b>11.11</b>	<b>HYDRAULIKVENTILE (Hydraulic Valves) .....</b>	<b>43</b>
11.11.1	RÜCKSCHLAGVENTIL (Check Valve, Non Return Valve) .....	43
11.11.2	SCHALTVENTIL (Sequence Valve) .....	44
11.11.3	DRUCKBEGRENZUNGSVENTIL, ÜBERDRUCKVENTIL (Pressure Relief Valve) ..	45
11.11.4	HYDRAULIKSICHERUNG (Hydraulic Fuse).....	46
<b>11.12</b>	<b>DICHTRINGE .....</b>	<b>47</b>
11.12.1	FUNKTION .....	48
11.12.2	AUSBAU VON O-RINGEN .....	49
11.12.3	EINBAU VON O-RINGEN.....	50
<b>12</b>	<b>EIS- und REGENSCHUTZSYSTEME (Ice and Rain Protection) .....</b>	<b>51</b>
<b>12.1</b>	<b>EISBILDUNG (Ice Formation).....</b>	<b>51</b>
<b>12.2</b>	<b>EISEINTEILUNG (Ice Classification).....</b>	<b>51</b>
12.2.1	REIF (Rime Ice).....	51
12.2.2	GLASIGES EIS (Glance Ice) .....	51
<b>12.3</b>	<b>EISERKENNUNG (Ice Detection) .....</b>	<b>52</b>
<b>12.4</b>	<b>ARTEN VON EISSCHUTZSYSTEMEN.....</b>	<b>52</b>
12.4.1	CHEMISCHER EISSCHUTZ .....	53
12.4.1.1	ALLGEMEINES.....	53
12.4.1.2	CHEMISCHE EISVERHÜTUNG (Chemical Anti-Icing System) .....	54
12.4.1.3	CHEMISCHE ENTEISUNG (Chemical De-Icing System) .....	55
12.4.2	WARMLUFTEISSCHUTZ .....	56
12.4.2.1	ALLGEMEINES.....	56
12.4.2.2	WARMLUFT-EISVERHÜTUNG (Hot Air Anti-Icing System).....	57
12.4.2.3	WARMLUFT-ENTEISUNG (Hot Air De-Icing System) .....	57
12.4.3	ELEKTRO-THERMISCHER EISSCHUTZ .....	58
12.4.3.1	ALLGEMEINES.....	58

12.4.3.2	ELEKTRO-THERMISCHE EISVERHÜTUNG (Electrothermally Anti-Icing System)	58
12.4.3.3	ELEKTRO-THERMISCHE ENTEISUNG (Electrothermally De-Icing System)	59
12.4.4	PNEUMATISCHE ENTEISUNG (Pneumatic De-Icing System)	62
<b>12.5</b>	<b>REGENABWEISUNG und -ENTFERNUNG (Rain Repellent and Removal)</b>	<b>66</b>
12.5.1	CHEMISCHE REGENABWEISUNG (Chemical Rain Repellent System)	67
12.5.2	PNEUMATISCHE REGENABWEISUNG (Pneumatic Rain Repellent System)	68
12.5.3	REGENENTFERNUNG DURCH SCHEIBENWISCHER (Windshield Wiper System)	69
<b>13</b>	<b>FAHRWERK (Landing Gear – ATA 32)</b>	<b>71</b>
13.1	ALLGEMEINES	71
13.2	AUFBAU (Construction)	72
13.3	STOSSAUFNAHME (Shock Absorbing)	73
13.3.1	BLATTFEDERBEIN (Spring Steel Shock Strut)	73
13.3.2	GAS-ÖLFEDERBEIN (Air-oleo Shock Strut)	74
13.4	FAHRWERKSBETÄTIGUNGSSYSTEME (Extension and Retraction Systems)	76
13.4.1	ELEKTRISCHE FAHRWERKSBETÄTIGUNG	77
13.4.2	HYDRAULISCHE FAHRWERKSBETÄTIGUNG	79
13.4.3	NOTBETÄTIGUNGSSYSTEME (Emergency Extension Systems)	81
13.4.3.1	BEI ELEKTRISCHER FAHRWERKSBETÄTIGUNG	81
13.4.3.2	BEI HYDRAULISCHER FAHRWERKSBETÄTIGUNG	81
13.5	ANZEIGEN und WARNUNGEN (Indications and Warnings – A330)	82
a)	LANDING GEAR PANEL	83
b)	TOWING WARNING LIGHT	83
c)	BRAKE PRESSURE INDICATOR	83
d)	ECAM SYSTEM DISPLAY	84
13.6	RÄDER (Wheel)	84
13.6.1	FELGEN (Rim)	84
13.6.2	REIFEN (Ti{y}re)	85
13.6.2.1	REIFENARTEN	85
13.6.2.2	REIFENABNÜTZUNG	87
13.6.2.3	REIFENSCHÄDEN	88

13.6.2.4 REIFENDRUCK.....	89
<b>13.7 RADBREMSEN (Brakes).....</b>	<b>91</b>
13.7.1 BREMSEN BETÄTIGUNGSSYSTEME (Brake Actuation Systems) .....	92
13.7.1.1 KLEINERE LUFTFAHRZEUGE .....	92
13.7.1.2 GROSSFLUGZEUGE .....	96
<b>13.8 ANTIRUTSCHSYSTEM (Antiskid System).....</b>	<b>103</b>
13.8.1 FUNKTION .....	104
13.8.1.1 LANDEANFLUG .....	105
13.8.1.2 NORMALES BREMSEN .....	106
13.8.1.3 HARTES BREMSEN .....	107
<b>13.9 AUTOMATISCHES BREMSSYSTEM (Autobraking).....</b>	<b>109</b>
<b>13.10 LENKUNG (Ground Steering).....</b>	<b>109</b>
13.10.1 KLEINFLUGZEUGE .....	109
13.10.1.1 SPORNADLENKUNG (Tail Wheel Steering) .....	109
13.10.1.2 BUGADLENKUNG (Nose Wheel Steering) .....	110
13.10.2 GROSSFLUGZEUGE .....	111
<b>14 BELEUCHTUNG (Lights – ATA 33).....</b>	<b>112</b>
<b>15 SAUERSTOFFSYSTEM (Oxygen – ATA 35) .....</b>	<b>112</b>
15.1 ALLGEMEINES.....	112
15.2 SAUERSTOFFMANGEL MIT ZUNEHMENDER HÖHE .....	112
15.2.1 SAUERSTOFFZUFUHR.....	113
15.3 SAUERSTOFF- UND NOTSAUERSTOFFSYSTEME (System lay-out cockpit).....	114
15.3.1 DAUERFLUSSSYSTEM (Continous-Flow System).....	116
15.3.1.1 FUNKTION .....	117
15.3.1.2 SAUERSTOFFMASKE - DAUERFLUSSSYSTEM.....	118
15.3.2 LUNGENAUTOMATISCHES SYSTEM (Demand{auf Verlangen} -Type System)	119
15.3.2.1 FUNKTION .....	119
15.3.2.2 SAUERSTOFFREGLER FÜR LUNGENAUTOMATISCHE ATMUNG.....	120
15.3.2.3 SAUERSTOFFREGLER FÜR LUNGENAUTOMATISCHE DRUCKATMUNG	123
15.3.2.4 SAUERSTOFFMASKE – LUNGENAUTOMATISCHES SYSTEM.....	123

15.4	NOTSAUERSTOFFSYSTEM für PASSAGIERKABINEN (System lay-out cabine).	124
<b>16</b>	<b><i>PNEUMATIK- und VAKUUMSYSTEM (Pneumatic/Vacuum) .....</i></b>	<b><i>126</i></b>
16.1	ALLGEMEINES.....	126
16.1.1	VORTEILE .....	126
16.1.2	NACHTEILE .....	127
16.2	HOCHDRUCKSYSTEM .....	127
16.2.1	HAUPTSYSTEM (Full Pneumatic Sytem).....	127
16.2.2	NOTSYSTEM FÜR HYDRAULIKSYSTEME (Pneumatic Backup System) .....	129
16.3	MITTELDRUCKSYSTEM.....	130
16.4	NIEDERDRUCKSYSTEM.....	131
<b>17</b>	<b><i>WASSER- und TOILETTENSYSTEM (Water/Waste – ATA 38) .....</i></b>	<b><i>131</i></b>
17.1	FRISCHWASSERSYSTEM (Portable Water System).....	131
17.1.1	ALLGEMEINES.....	131
17.1.2	WASSERTANKS .....	132
17.1.3	WASSERERWÄRMUNG und -KÜHLUNG.....	132
17.1.4	ABWASSERENTSORGUNG.....	133
17.1.5	WARTUNG .....	133
17.2	TOILETTENSYSTEM (Toilet System).....	134
17.2.1	ALLGEMEINES.....	134
17.2.2	FUNKTION .....	135
17.2.3	WARTUNG .....	136
<b>18</b>	<b><i>BORDINSTANDHALTUNGSSYSTEM (On Board Maintenance Systems)...</i></b>	<b><i>137</i></b>
<b>19</b>	<b><i>LITERATURVERZEICHNIS .....</i></b>	<b><i>137</i></b>

## 11.6 DRUCKERZEUGUNG (Pressure Generation)

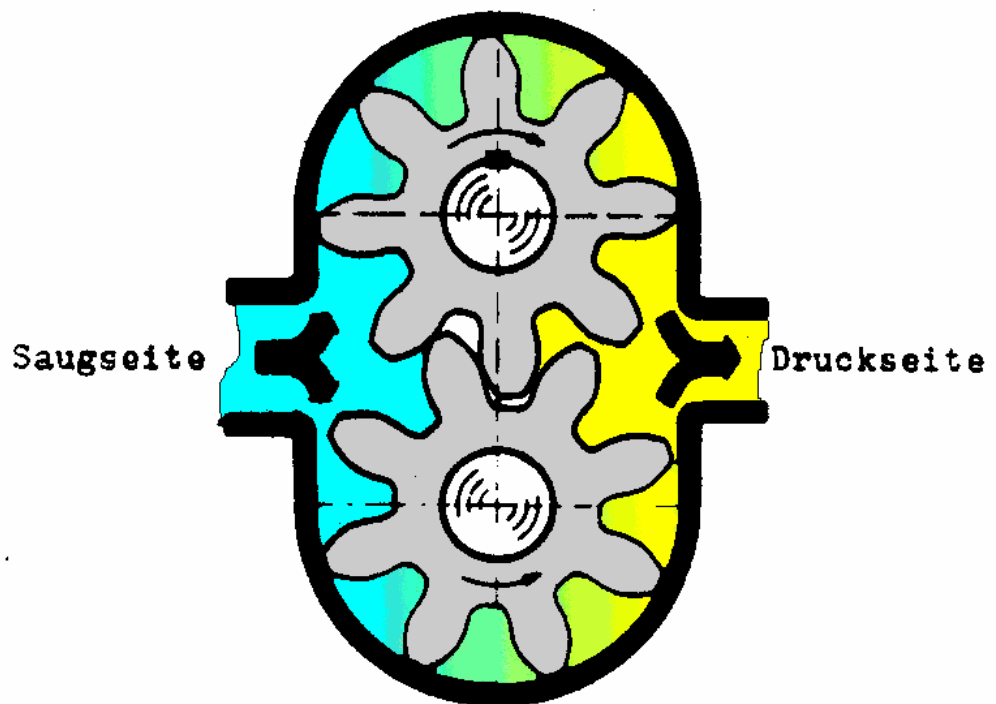
Die benötigte Hydraulikleistung eines Großluftfahrzeuges wird von Hydraulikpumpen erzeugt. Regelbare Pumpen stellen den momentan erforderlichen Volumenstrom  $\dot{V}$  zur Verfügung. Sie regeln die Leistung durch Veränderung des Volumenstromes.

Pumpen können angetrieben werden:

- Von Triebwerken (Engine Driven Pump – EDP), wenn sie laufend für eine Systemversorgung aufkommen müssen. Ihre Drehzahl schwankt in Abhängigkeit der Triebwerksdrehzahl.
- Von Elektromotoren (meist Drehstrommotoren), wenn es sich um eine Systemversorgung handelt, die oft nur zeitweise (aus- und einschaltbar) betrieben werden muss.
- Von Luftturbinen, die durch Verdichterzapflluft (Bleedair) der Turbinentriebwerke versorgt werden. Diese Antriebsart erlaubt sowohl den dauernden als auch den zeitweisen Betrieb der Pumpen.

Hydraulikpumpen arbeiten nach dem Verdrängungsprinzip und funktionieren nach verschiedenen Prinzipien:

### 11.6.1 ZAHNRADPUMPE (Gear-type Pump)

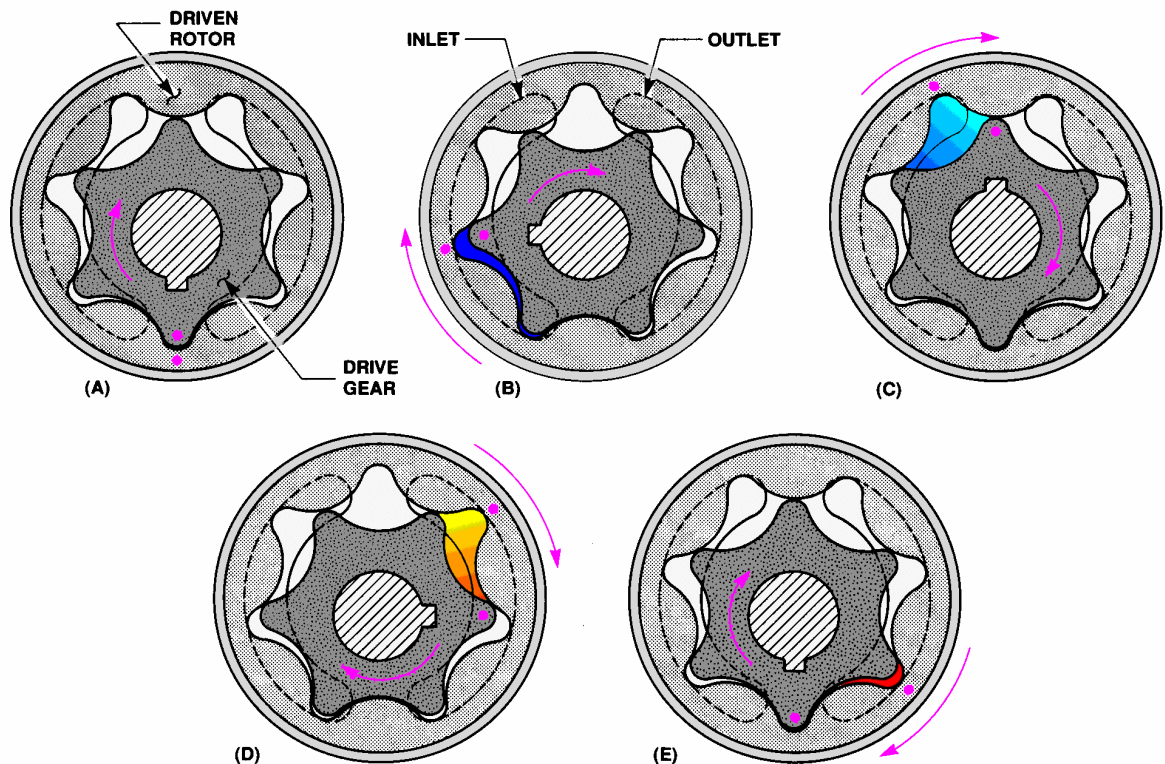


Diese unregelmäßige Pumpe ist einfach und robust, aber für hohe Drücke (über 1500 PSI) weniger geeignet (Spaltverluste, Verschleiß, laut).

Ein Zahnrad wird angetrieben und ist mit dem zweiten im Eingriff. Die Zahnspalten transportieren die Flüssigkeit außen von der Saugseite zur Druckseite, wo sie durch die innen kämmenden Zähne verdrängt und in die Druckleitung gepresst wird.



## 11.6.2 ROTORPUMPE (Gerotor-type Pump)



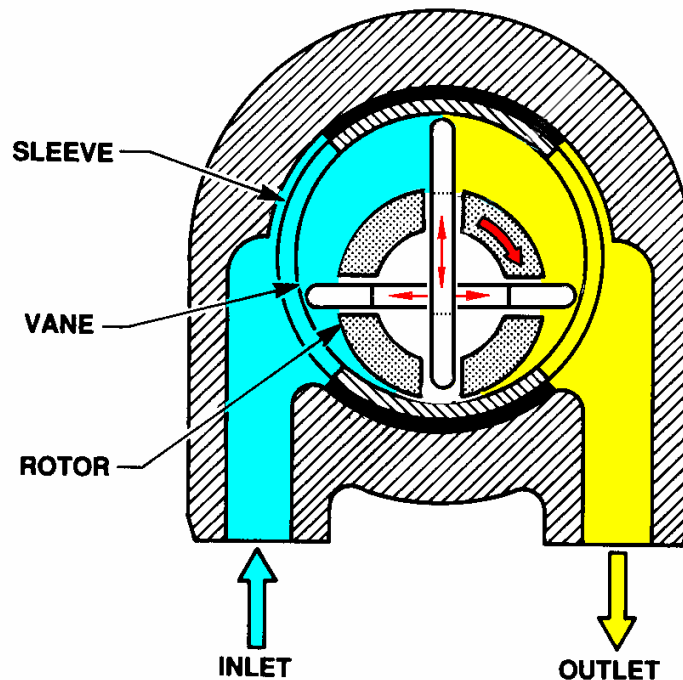
Sie besteht aus einem innenverzahnten Außenrotor und einem außenverzahnten Innenrotor. Der Innenrotor hat einen Zahn weniger und wird angetrieben.

Bei der Drehbewegung der Rotoren wird das Volumen der Pumpenzellen über der bogenförmigen, linken Einlassöffnung laufend vergrößert (Maximum bei Abbildung C). Die Pumpe saugt an.

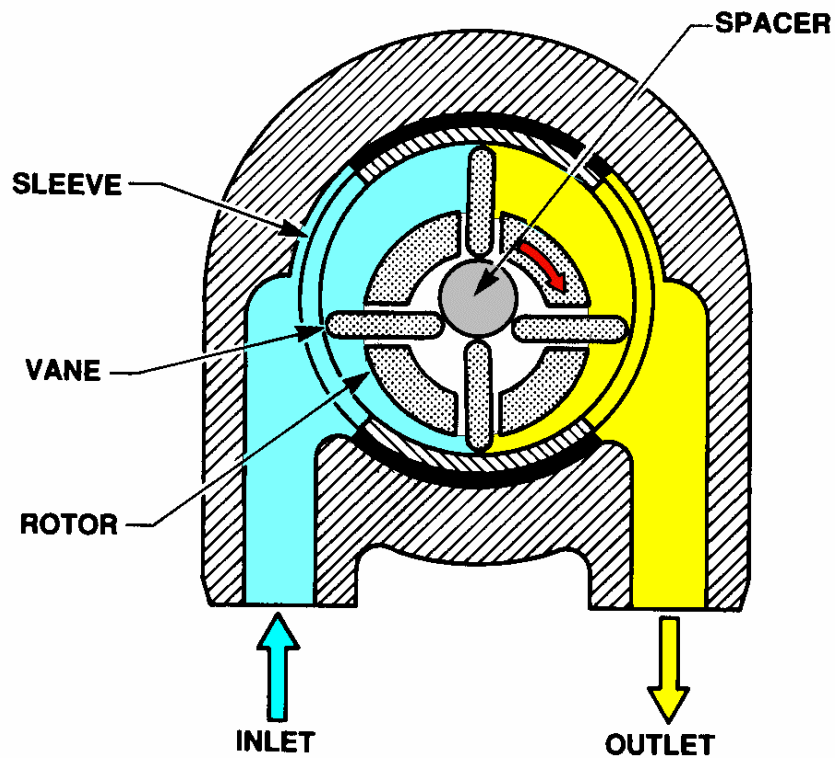
Über der bogenförmigen, rechten Auslassöffnung verkleinern sich die Räume und das Öl wird in die Druckleitung gepresst. Rotorpumpen arbeiten gleichmäßig und können höhere Drücke erzeugen.

### 11.6.3 FLÜGELZELLENPUMPE (Vane-type pump)

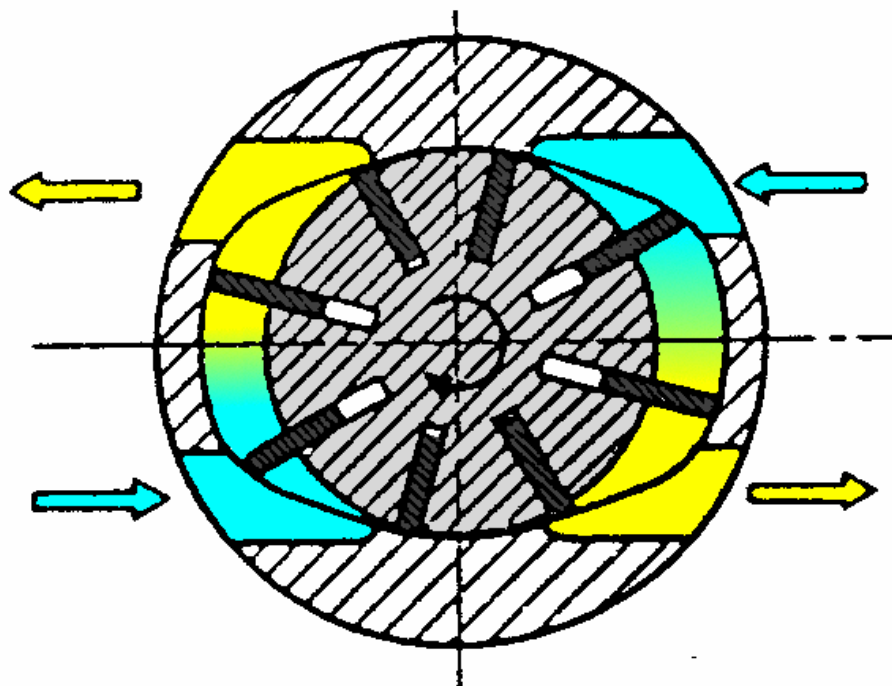
Auch bei dieser Pumpe vergrößert sich das Zellenvolumen auf der Einlassseite (ansaugen) und verkleinert sich auf der Auslassseite (ausschieben).



Eine Variante der Flügelzellenpumpe besteht aus einem Rotor, dessen Drehachse nicht mit dem Mittelpunkt des Gehäuses und der darin eingesetzten Hülse (Sleeve) übereinstimmt. Zwei, sich durchdringende Flügel sind beweglich im Rotor eingesteckt. Ihre Länge muss zwangsweise geringer sein als der Gehäuseinnendurchmesser (außermittig). Bei Drehung des Rotors werden die Flügel mechanisch, aber auch unter Mithilfe der Fliehkraft (längere Seite), vom kleiner werdenden Raum zum größer werdenden gedrückt. Durch das Vergrößern des Kammervolumens in der linken Hälfte wird angesaugt und durch sein Verkleinern in der rechten Hälfte hinausgedrückt.



Bei einer Abwandlung dieser Pumpe sind vier Flügel beweglich im Rotor eingesteckt. Ein gehäusefester, zylindrischer Zapfen (Spacer) drückt die Flügel dicht an das Gehäuse.



Bei einer weiteren Pumpenvariante sind mehrere Flügel radial in einer zentralen Trommel eingesetzt. Diese dreht sich in einem ovalen Gehäuse. Die Flügel werden durch die Fliehkraft an die Gehäusewand gedrückt. Durch die Kontur des Gehäuses vergrößern und verkleinern sich die Zellen zwischen den Flügeln innerhalb einer Umdrehung (Ansaugen und Herauspressen).

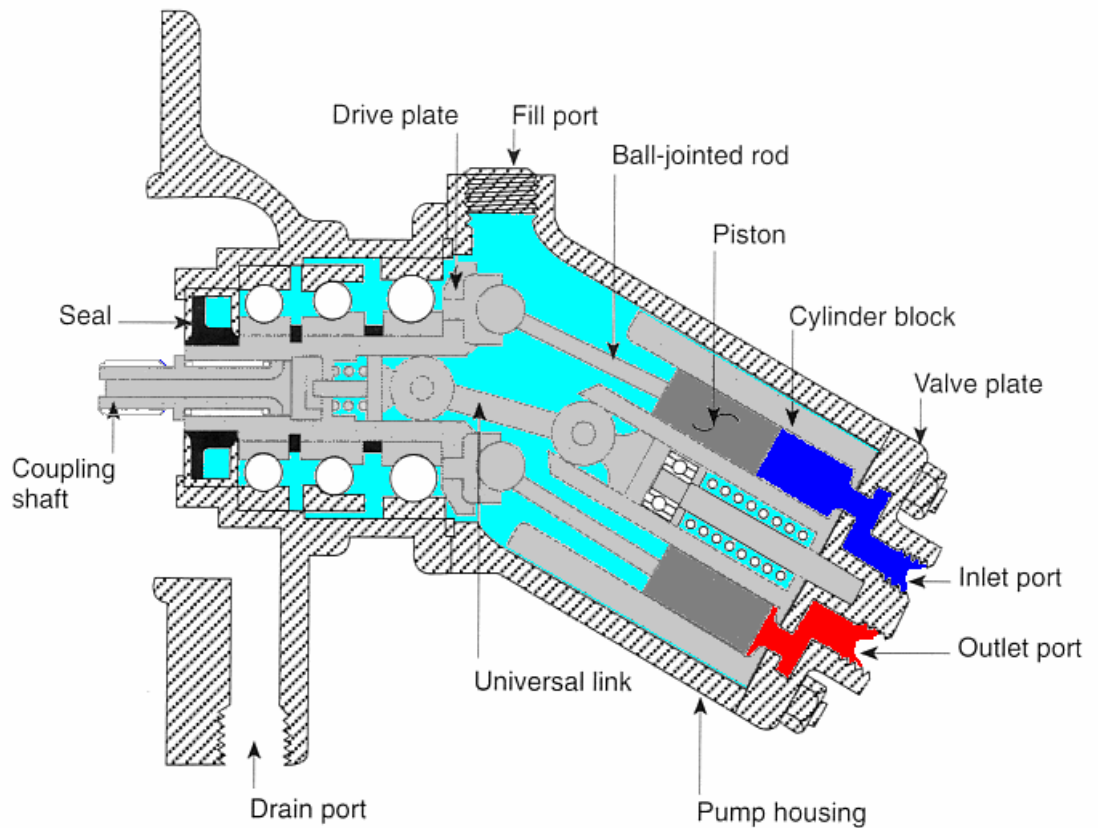
Die abgebildete Pumpe besitzt zwei Förderstadien und somit eine sogenannte "zweimalige Förderung" pro Umdrehung.

Die Flügelzellenpumpe kann ebenfalls nur geringen Druck erzeugen (Spaltverluste) und findet bei Kraftstoff- und Luftanlagen Verwendung.

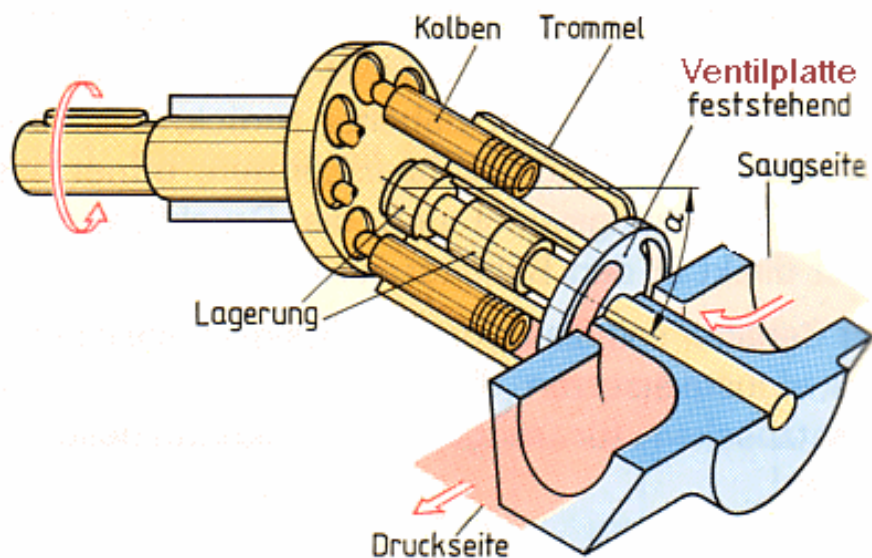
#### **11.6.4 KOLBENPUMPE (Piston-type pump)**

Axialkolbenpumpen werden ab Systemdrücken von 2000 PSI (140 bar) verwendet und können für konstantes oder variables, vom System geregeltes Fördervolumen, gebaut sein. Mehrere Kolben (7-13 Zylinder) sind parallel zur Antriebswelle (axial) angeordnet. Ihre Drehzahl beträgt zirka 4000 RPM.

### 11.6.4.1 KONSTANTPUMPE (Fixed Displacement Pump)



- *Fixed-angle, multiple-piston pump*



**Axialkolbenpumpe**

**Die Antriebswelle (Coupling Shaft) nimmt über eine Kardanverbindung (Universal Link) den Zylinderblock (Cylinder Block) mit. In diesem befinden sich die Kolben (Piston).**

**Der Zylinderblock ist zirka  $20^\circ$  zur Antriebswelle geneigt. Die Kolbenpleuel (Ball-jointed Rod) sind beweglich mit der Antriebsscheibe (Drive Plate) verbunden und drehen sich mit ihr. Durch die Neigung des Zylinderblocks sind die Kolben oben weiter von der Antriebsscheibe entfernt als unten. Dadurch kommt es innerhalb einer Umdrehung zu zwei Hubbewegungen (ansaugen von UT - OT und ausschieben von OT - UT).**

**Am Pumpenende befindet sich eine feststehende Steuerscheibe (Valve Plate). Sie besitzt je eine bogenförmige Ansaug- und Ausschiebeöffnung, die mit den zugehörigen Leitungsanschlüssen (Inlet Port, Outlet Port) verbunden sind.**

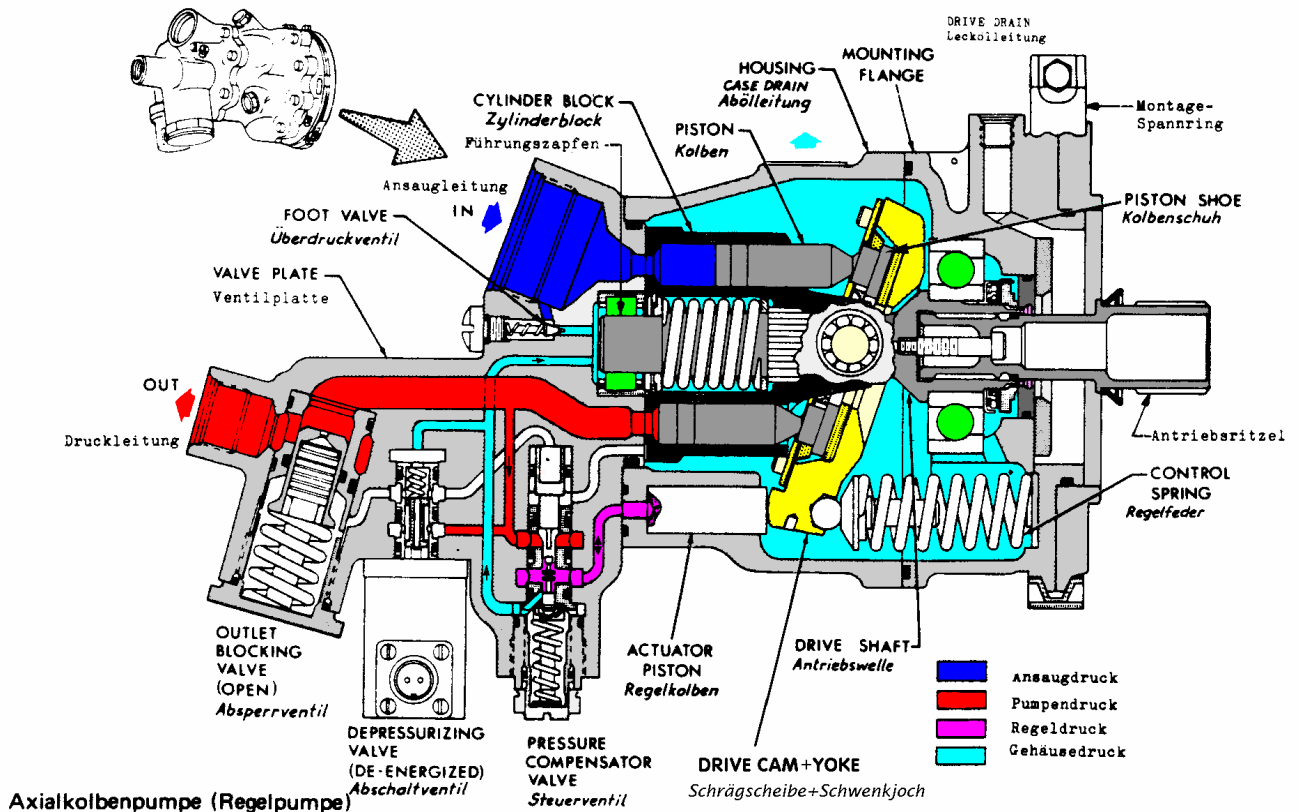
**Während der Drehung wird der Abstand zwischen Zylinderblock und Antriebsscheibe anfänglich immer größer bis er ganz oben seinen Höchstwert erreicht hat. Während dieser Drehung um  $180^\circ$  entfernt sich der jeweilige Kolben immer weiter von der Steuerscheibe. Dadurch wird das Öl in den Zylinder gesaugt. Bei weiterer Verdrehung um die restlichen  $180^\circ$ , bewegt sich der betrachtete Kolben über**

**die Ausschuböffnung der Steuerscheibe, die mit dem Druckanschluss verbunden ist. Dabei wird der Kolben immer näher zum Pumpenende bewegt und das Öl durch die Ausschuböffnung gedrückt. Dieser, für einen Zylinder beschriebene Vorgang, gilt für alle Zylinder.**

**Das Öl im freien Gehäuseraum dient zur Schmierung sowie Kühlung der gleitenden Teile. Ein um die Antriebswelle gelagerter, federbelasteter Dichtring (Seal) dichtet gegen die Welle hin ab. Eventuell durchsickerndes Hydrauliköl wird durch die Leckölleitung (Drain Port) abgeleitet.**



## 11.6.4.2 VERSTELL- oder REGELPUMPE (Variable Displacement Pump, Flow Regulating Pump)



Bei dieser selbstregelnden Pumpe liegen Antriebswelle und Zylinderblock in einer Achse. Mit der Antriebswelle rotiert der Zylinderblock um den Führungzapfen.

Eine stillstehende Schrägscheibe (Drive Cam) ist mit dem Gehäuse verbunden und kann ihre Schrägstellung durch das Schwenkjoch verändern. Auf der Schrägscheibe gleiten die Kolbenschuhe. Ein Abheben der Schuhe im Saughub wird durch einen Haltering verhindert.

Das Schwenkjoch mit der Schrägscheibe wird anfänglich durch die Regelfeder auf ihren größtmöglichen Auslenk-

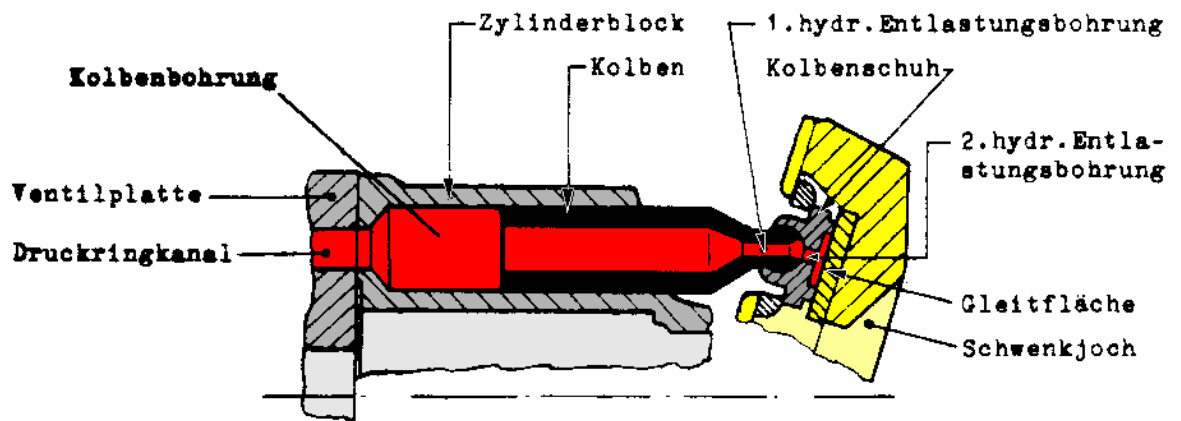


winkel eingestellt, sodass die Kolben ihren größten Hub erreichen. Die Kolben saugen Öl aus der Ansaugleitung und drücken es über die Druckleitung der Pumpe zu den Arbeitskreisen. Die Regelfeder hält das Schwenkjoch bis etwa 10% vor Erreichen des System-Nenndruckes auf volle Fördermenge. Überschreitet der Druck diesen Wert, dann drückt er über das Steuerventil den Regelkolben gegen Joch und Regelfeder und verringert so die Fördermenge. Bei Erreichen des System-Nenndruckes wird die Fördermenge weiter zurückgeregelt. Bei sinkendem Systemdruck wirkt die Regelung umgekehrt.

Eine bestimmte Ölmenge zur Schmierung und Kühlung fließt durch die Pumpe und verlässt diese über die Rückleitung. Das Gehäuse ist durch ein Überdruckventil (Foot Valve) gegen einen zu hohen Innendruck geschützt.

Der Pilot kann durch ein elektromagnetisches Abschaltventil die Ölförderung unterbinden. Dieses Ventil gibt einen Hydraulikölfluss von der Druckseite direkt auf den Regelkolben frei. Dadurch stellt sich die Pumpe annähernd auf Nullförderung (geringer Kühlkreislauf bleibt aufrecht).

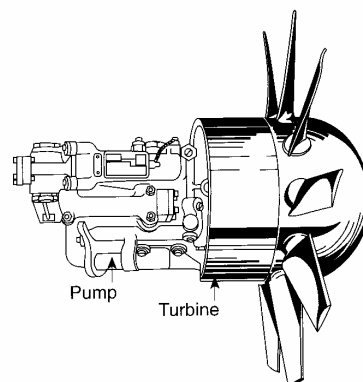
Um bei Pumpenschäden eine Trennung der Pumpe vom Triebwerk zu erreichen, muss die Antriebswelle mit einer Sollbruchstelle ausgerüstet sein.



Damit sich die gleitenden Kolbenschuhe durch eine zu hohe Flächenpressung auf die stillstehende Schrägscheibe nicht abnutzen, werden sie hydraulisch entlastet. Dazu wird über Bohrungen Drucköl zwischen die Gleitflächen eingebracht.

## 11.7 DRUCKERZEUGUNG DURCH NOTSYSTEME (Emergency Pressure Generation)

### 11.7.1 STAULUFTTURBINE (Ram Air Turbine - RAT)



- A ram air turbine can be lowered into the air flowing around the aircraft to supply hydraulic pressure for emergency actuation of systems needed to get the aircraft safely on the ground.

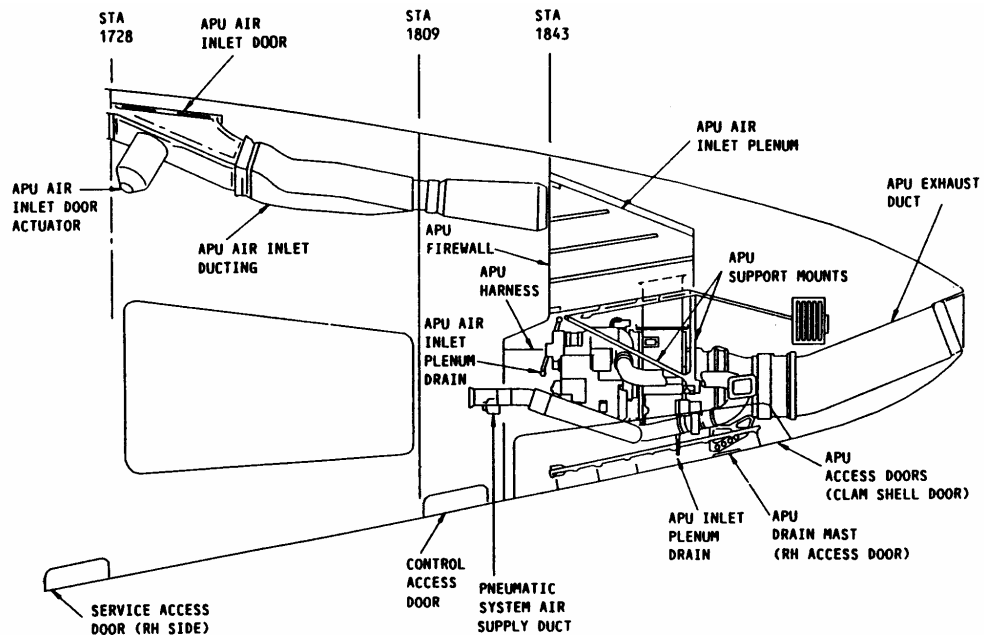
Bei totalem Triebwerkausfall wird die Stauluftturbine automatisch aus Flügel oder Rumpf ausgefahren. Sie treibt eine Hydraulikpumpe an, die den Druck zumindest in einem Hydrauliksystem aufrechterhalten kann.

### 11.7.2 **DRUCKÜBERTRAGUNGSEINHEIT (Power Transfer Unit - PTU)**

Einzelne Hydrauliksysteme können noch zusätzlich mit Druckübertragungseinheiten untereinander verbunden werden (siehe 11.2.8). Im funktionierenden System wird ein Hydraulikmotor in den Volumenstrom geschaltet. Dieser ist mechanisch mit einer Hydraulikpumpe im drucklosen System verbunden. Die PTU überträgt so Druck vom funktionierenden auf das defekte System. Hydrauliköl kann dabei nicht von einem System zum anderen gelangen. Dadurch wird verhindert, dass bei einem Leck das Öl beider Systeme ausfließt.

Dieses System kann auch umkehrbar ausgeführt sein. Dann arbeitet die ursprüngliche Pumpe als Motor und der Motor als Pumpe.

### 11.7.3 HILFSAGGREGAT (Auxiliary Power Unit – APU)



Typical APU installation.

Dieses kleine Turbinentriebwerk sitzt im Heck größerer Flugzeuge. Es ist ein reines Wellenleistungstriebwerk (erzeugt keinen Schub nur Drehmoment) und treibt über ein Getriebe einen Generator, einen Druckluftherzeuger (Verdichterzapfluft oder eigener Kompressor) und oft auch eine Hydraulikpumpe an.

Die APU erzeugt am Boden den für Kabine und Cockpit benötigten Strom. Die etwa 150°C heiße Druckluft wird zum Anlassen der Triebwerke, zum Erwärmen der Kabine und zur Eisverhütung an Flügelvorderkanten und Triebwerkseinläufen benötigt.

Bei Langstreckenflugzeugen mit zwei Triebwerken, entlastet die APU bei Problemen an den Haupttriebwerken, diese von der Generatorbelastung. Sie muss daher auch höhenanlassfähig sein.

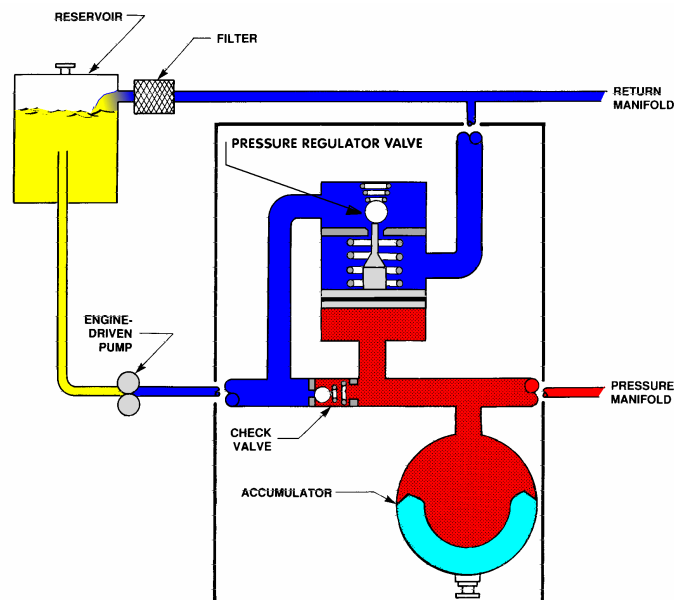
## 11.8 HYDROMOTOR (Hydraulic Motor, Rotary Actuator)

Die Prinzipien der Hydraulikpumpen werden auch bei rotierenden Hydraulikmotoren angewendet. Die erforderliche Antriebsenergie wird durch Aufnahme hydraulischer Energie (Volumenstrom) erzeugt.

Bei niedrigen Systemdrücken kann man das Funktionsprinzip (Zahnrad, Rotor usw.) frei wählen, bei hohen Systemdrücken werden meist Axialkolbenmotoren verwendet.

Hydraulikzylinder (Arbeitszylinder) werden in der Hydraulik oft auch als "Linearmotor" (Linear Actuator) bezeichnet.

## 11.9 DRUCKREGELUNG BEI UNGEREGELTEN PUMPEN (Pressure Control)



*Piston-type pressure regulator.*

Geschlossene Zentralanlagen mit diesem Pumpentyp benötigen

**Druckregler um den Druck, unabhängig von der Anzahl der momentan angesteuerten Arbeitskreise, innerhalb erlaubter Grenzen zu halten. Weiters dienen sie der Druckentlastung der Pumpe (Unloading Valve) wenn sich die Arbeitszylinder im Ruhezustand befinden.**

**Die Pumpe fördert Flüssigkeit über ein Rückschlagventil (Check Valve) in das System und füllt den Druckspeicher (Accumulator). Am Druckreglerventil (Pressure Regulator Valve) liegt dieser Druck, sowohl an der Unterseite des Kolbens, als auch am geschlossenen Kugelventil an (dieser Zustand entspricht nicht der Skizze).**

**Wird der Nenndruck erreicht, hebt sich der Kolben samt Stößel gegen die Federkraft und öffnet das Kugelventil (Skizze).**

**Nun fließt das von der Pumpe geförderte Hydrauliköl (blau) ohne nennenswerten Widerstand und somit drucklos über das Druckreglerventil zurück in den Behälter (Reservoir). Das Rückschlagventil (Check Valve) verhindert nun, dass Flüssigkeit aus den unter Druck stehenden Arbeitskreisen (rot), ebenfalls über das Druckreglerventil zurück in den Behälter fließt.**

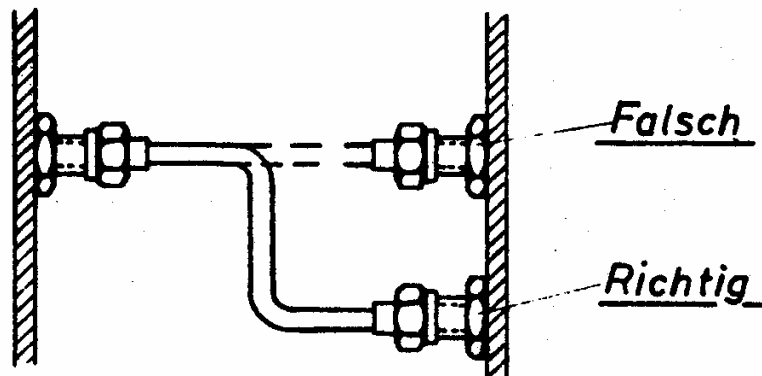
## **11.10 DRUCKVERTEILUNG (Pressure Distribution)**

**Die Verteilung und Weiterleitung von Drücken innerhalb eines Luftfahrzeuges zu den einzelnen Systembauteilen der Hydraulikanlage, erfolgt durch Rohr- und Schlauchleitungen. Leitungen gleicher Bauart werden auch in Kraftstoff-, Öl-, Luft- und Feuerlöschanlagen angewendet.**

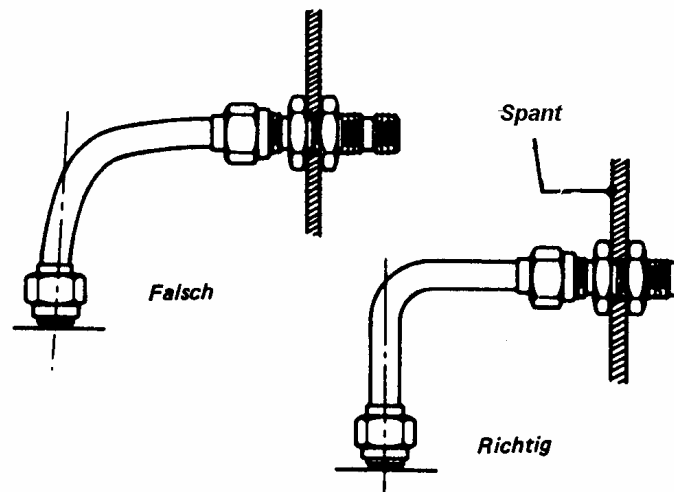
## 11.10.1 ROHRLEITUNG (Rigid Fluid Line)

Eine Rohrleitung besteht aus dem Rohr (Tube), den beiden Verschraubungen (Tube Fittings) und wird aus Aluminium, Stahl, Inconel® (80% Nickel, 14% Chrom - speziell für heiße Bereiche) oder Titan (leicht mit hoher Festigkeit) gefertigt. Rohrleitungen werden in Hochdruckleitungen für 4000 PSI (280 bar), Mitteldruckleitungen (1000 - 1500 PSI) und Niederdruckleitungen (Saug- und Rückleitungen) eingeteilt. Leitungen im feuergefährdeten Triebwerksbereich und im steinschlaggefährdeten Fahrwerksbereich dürfen nicht aus Aluminium bestehen.

### 11.10.1.1 VERLEGUNG



Die Rohre sind so zu verlegen, dass sie bei Bewegungen und Schwingungen der Flugzeugbaugruppen in ihrer Länge nachgeben können. Aus gleichem Grunde müssen auch die Eigenschwingungen der Leitungen verhindert werden. Dieses wird durch regelmäßiges Verschellen in nicht zu großen Abständen erreicht.



Die kleinsten zulässigen Biegeradien für die Rohrleitungen sind abhängig vom Rohrmaterial, der Wandstärke und dem Außendurchmesser. Dabei müssen sich die Rohre achsengenau und spannungsfrei mit den Anschlussverbindungen verschrauben lassen, damit diese nicht undicht werden.

### 11.10.2 SCHLAUCHLEITUNGEN (FLEXIBLE PIPE, HOSE ASSEMBLY)

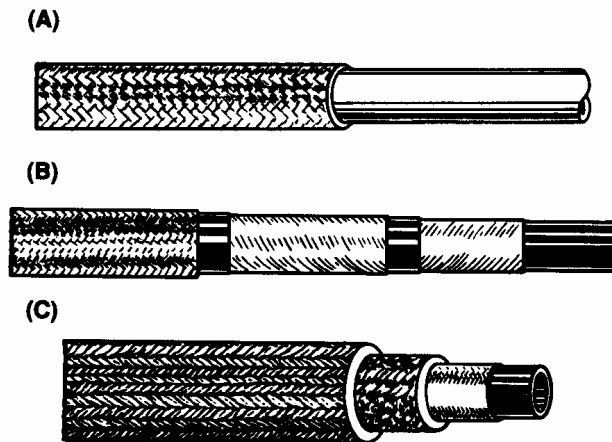
Sie werden dort benötigt, wo Rohrleitungen wegen Bewegungen von Bauteilen (z.B. Fahrwerk) nicht verwendet werden können. Außerdem werden sie eingesetzt, um Schwingungsübertragungen (z.B. vom Triebwerk zur Zelle) zu verhindern.

Eine Schlauchleitung besteht aus dem Schlauch (Hose) und den beiden Verschraubungen (Hose Fittings). Sie sind auch in Hoch-, Mittel- und Niederdruckleitungen eingeteilt.



## 11.10.2.1 SCHLAUCHAUFBAU

### a) INNENSCHLAUCH (TUBE)



*(A)—Medium-pressure hose of Teflon. (B)—High-pressure hose of Teflon, with two layers of spiral wrap stainless steel wire wound in opposite directions. A stainless steel braid encases the entire tube. (C)—A medium-pressure hose of Teflon protected from heat and abrasion by a two-layer asbestos loom fireshield.*

Durch ihn fließt das Medium. Er kann aus synthetischem Gummi bestehen. Dieser hat jedoch nur eine begrenzte Verwendungsdauer und ist nicht für jede Flüssigkeit geeignet. Das Ablaufdatum muss auf der Schlauchleitung angebracht werden.

Vielfach besteht er jedoch aus Teflon (Tetra-fluoro-ethylen). Teflon ist praktisch für alle Flüssigkeiten geeignet, kann bei Temperaturen von  $-50$  bis  $+250^{\circ}\text{C}$  verwendet werden und hat eine unbegrenzte Verwendungsdauer (ausgenommen Beschädigung).

***Achtung: Teflonschläuche benötigen andere Schlauchverschraubungen als Gummischläuche.***

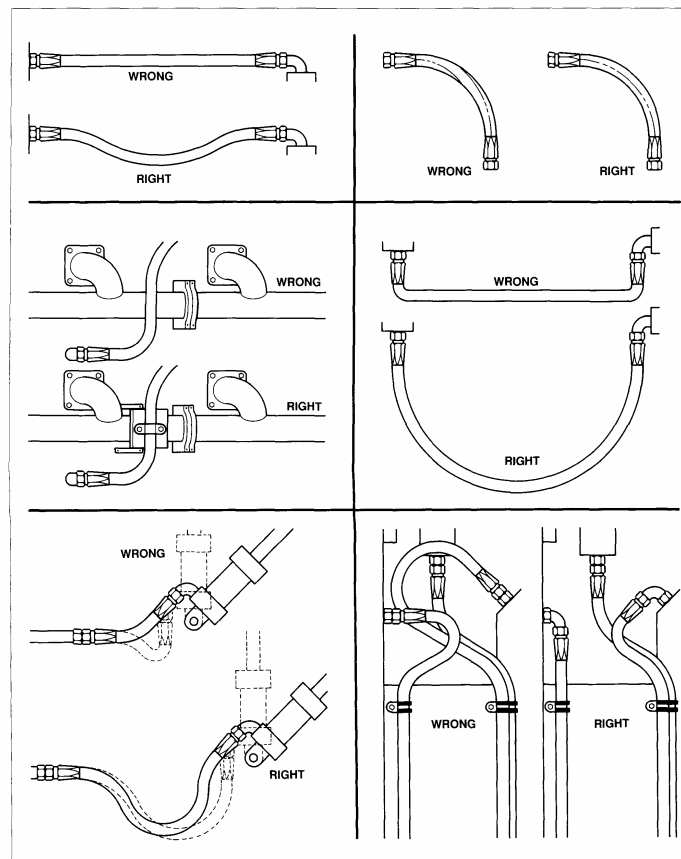
### b) VERSTÄRKUNGSHÜLLE (REINFORCEMENT)

Die Druckfestigkeit des Schlauches wird je nach Druckklasse durch ein Geflecht aus Baumwolle-, Kunstseide-, Polyester- oder Stahlfäden erreicht.

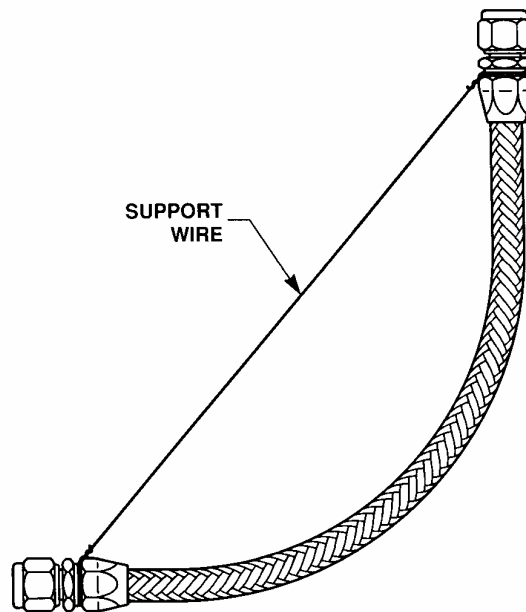
### c) AUSSENHÜLLE (COVER)

Sie dient dem Schutz vor mechanischer Beschädigung und Hitze und besteht aus Stoff- oder Stahlgeflecht oder Gummi. Im Triebwerksbereich wird über die Schlauchleitung noch eine feuerhemmende Hülle gezogen.

## 11.10.2.2 VERLEGUNG



• Flexible hose installation.



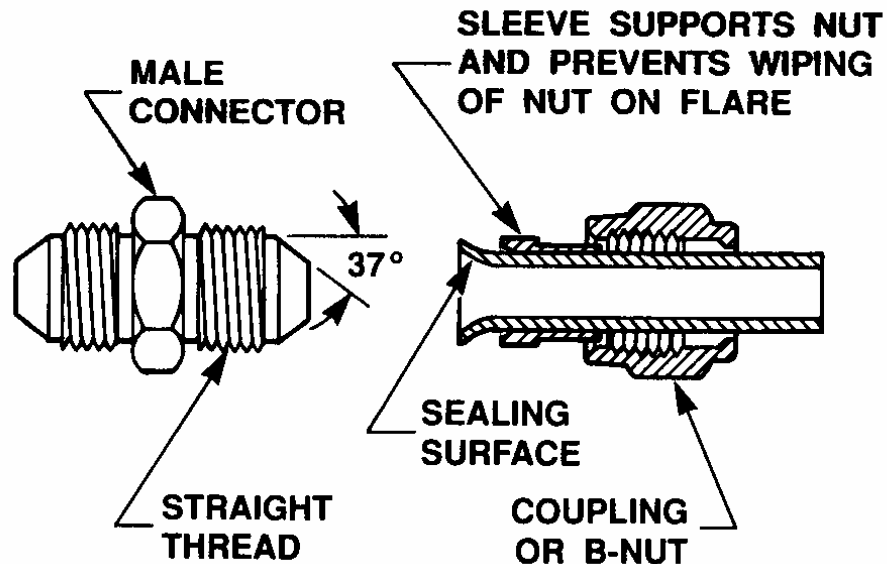
*Hose of Teflon, once it has been used, takes a set, and if removed from the airplane it must be supported in the same shape it had while it was installed.*

### 11.10.3 LEITUNGSVERSCHRAUBUNGEN (End Fittings)

Verschraubungen am Ende von Leitungen bilden den Übergang zu Geräteanschlüssen (z.B. Pumpen, Instrumente, usw.) oder mit anderen Leitungen. Sie sind immer beidseitig "weiblich" und können gleichermaßen bei Rohr- und Schlauchleitungen angewendet werden. Bei letzteren muss jedoch ein entsprechender Schlauchnippel montiert werden.

### 11.10.3.1 BÖRDELVERSCHRÄUBUNG (Flared Fitting)

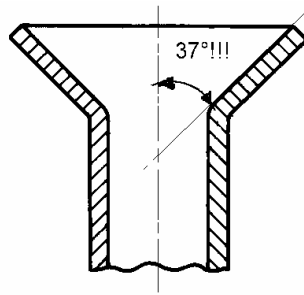
#### a) BÖRDELN DER ROHRLEITUNGSENDEN:



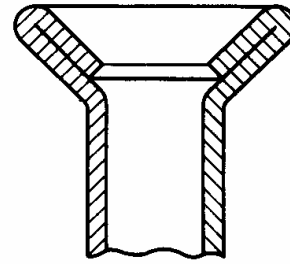
*Flare type fittings depend on the contact between the flare cone and the inside of the flared tube for the seal.*

Diese Verschraubungen entsprechen der amerikanischen "Airforce-Navy" Norm (AN). An jedem Rohrende wird eine Sechskantmutter (B-Nut) und eine Hülse (Sleeve) aufgeschoben. Dann wird mit einem Bördelwerkzeug das Ende aufgeweitet (gebördelt).

Durch Verschraubung mit dem "männlichen" Verbinder (Connector) dichtet die Bördelfläche ab.



Einfacher Bördel



Doppelter Bördel

Im Gegensatz zu KFZ-Rohren werden LFZ-Rohre nicht mit 45°, sondern mit 37°-Bördel versehen! Doppelte Bördel sind elastischer und dichten daher, speziell bei harten Aluminiumrohren, besser.

Tubing O.D.	Fitting Size	Aluminum Alloy Tubing, Nut Torque inch-lbs.	Steel Tubing, Nut, Torque inch-lbs.
1/8	-2	20-30	
3/16	-3	30-40	90-100
1/4	-4	40-65	135-150
5/16	-5	60-85	180-200
3/8	-6	75-125	270-300
1/2	-8	150-250	450-500
5/8	-10	200-350	650-700
3/4	-12	300-500	900-1000
7/8	-14	500-600	1000-1100
1	-16	500-700	1200-1400
1-1/4	-20	600-900	1200-1400
1-1/2	-24	600-900	1500-1800
1-3/4	-28	850-1050	
2	-32	950-1150	

• *Recommended torque for flare-type fittings.*

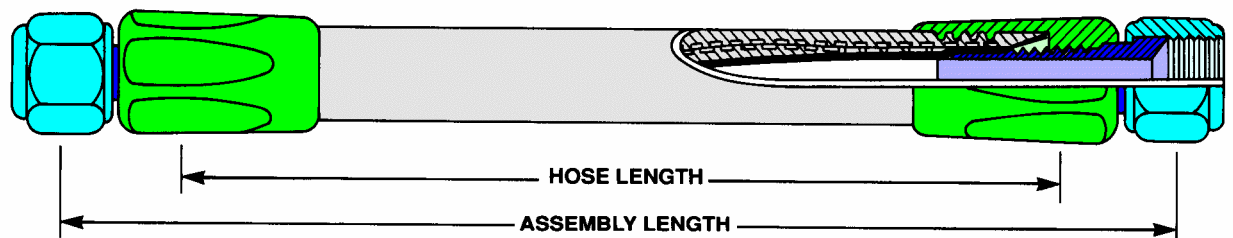
Bördelverschraubungen (Flared Tube Fittings), gibt es in Aluminium- und Stahlausführungen. Sie können für alle Druckbereiche eingesetzt werden.

Um die korrekte Befestigung (Befestigungsmuttern müssen oft nicht gesichert werden) und Dichtheit zu gewährleisten, sind die korrekten Anzugsmomente zu beachten!

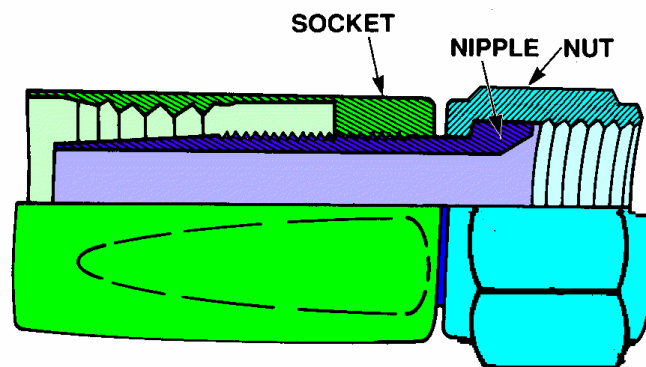
*Achtung: Zu starkes Anziehen der Bördelverschraubung führt zur Beschädigung und starker Undichtheit.*

### b) BEFESTIGUNG DER BÖRDELVERSCHRAUBUNGEN AN GUMMISCHLÄUCHEN:

Dazu muss ein Schraubnippel mit dem Schlauch verbunden werden.

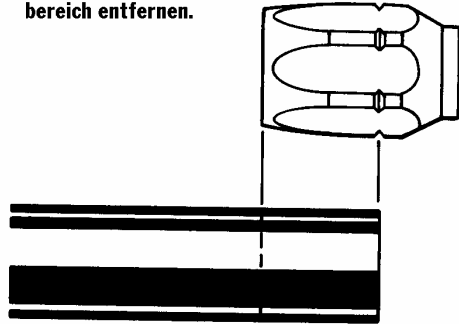


• Hose assembly measurement.

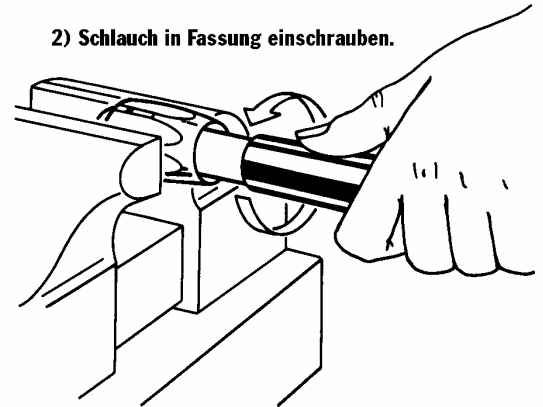


Wieder verwendbare Verschraubung mit geschraubter Fassung (Socket) und Sechskantmutter (Nut). Bei Massenfertigung werden meist gequetschte, nicht mehr zerlegbare Fassungen montiert.

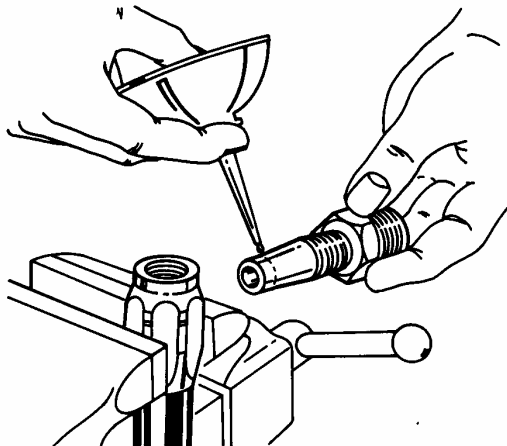
1) Einschraubtiefe anzeichnen. Bei dicken Hochdruckschläuchen Außenhülle im Einschraubbereich entfernen.



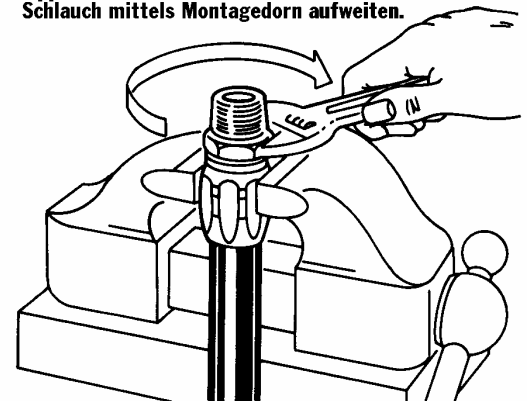
2) Schlauch in Fassung einschrauben.



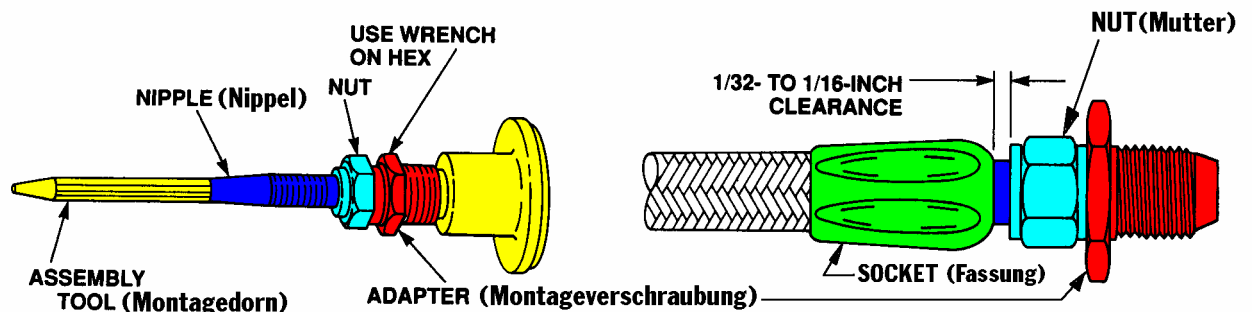
3) Nippel auf eine Montageverschraubung schrauben (damit Mutter fixiert ist) und ölen.



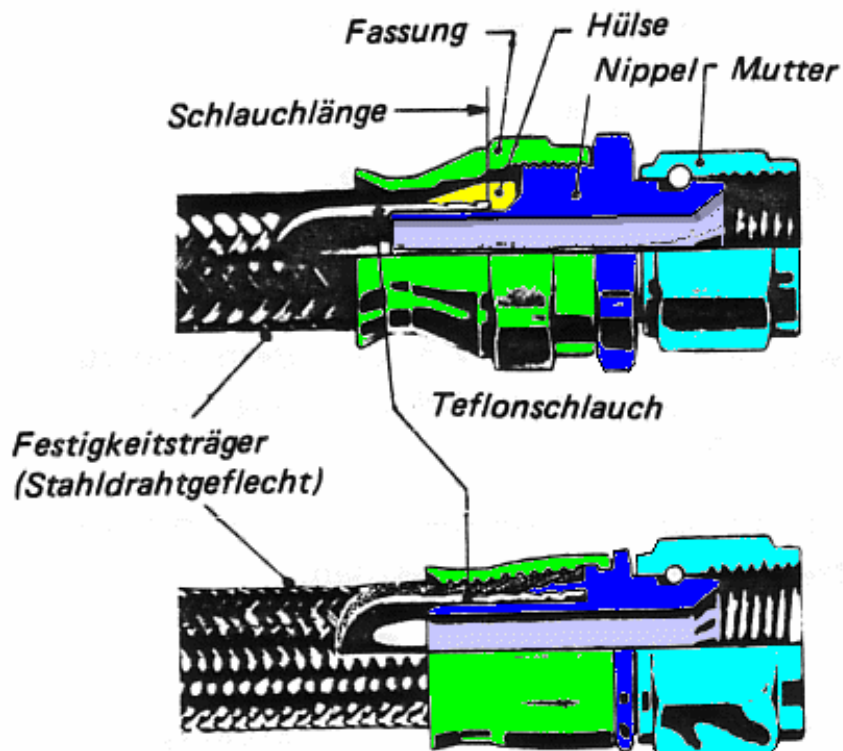
4) Nippel einschrauben. Bei Bedarf davor Schlauch mittels Montagedorn aufweiten.



• High-pressure hose assembly.



### c) BEFESTIGUNG DER BÖRDELVERSCHRAUBUNGEN AN TEFLONSCHLÄUCHEN:



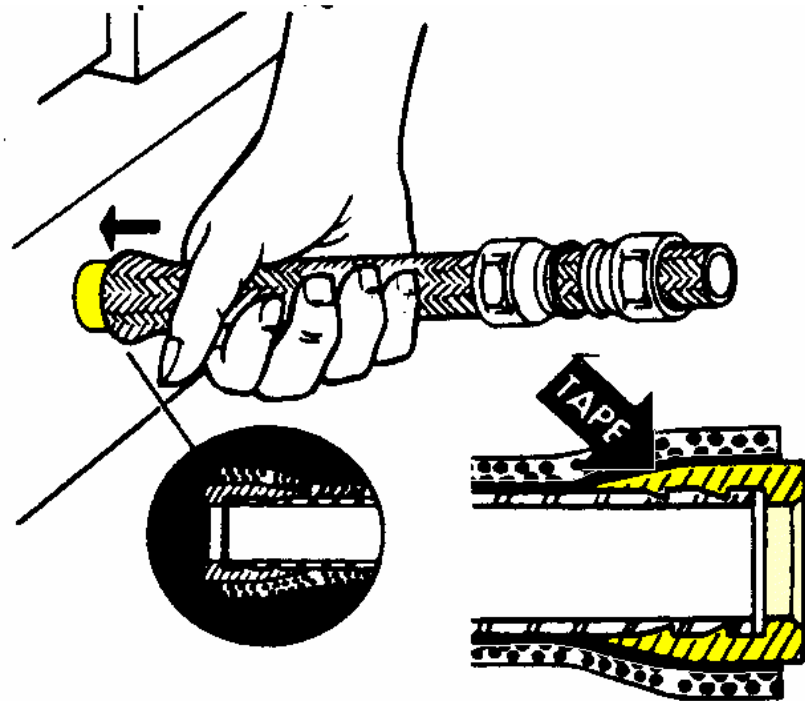
Fassung geschraubt  
(wieder verwendbar)

Fassung gequetscht

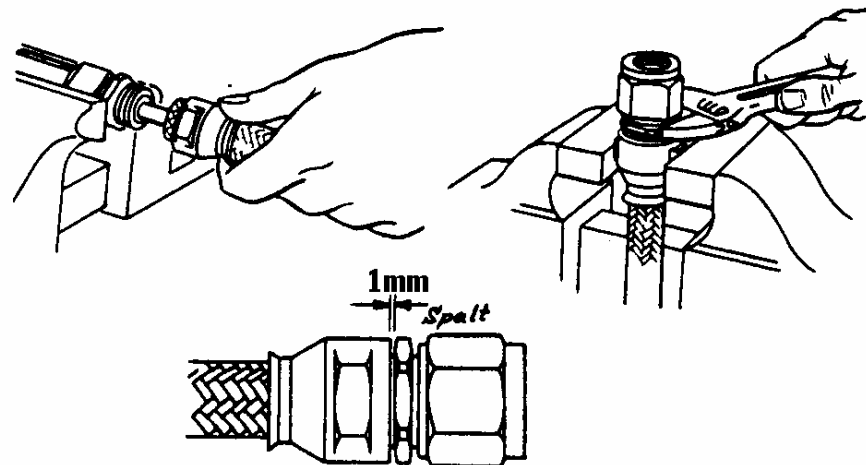
Für Teflonschläuche werden Stahl-, Titan- und Inconel® - Verschraubungen verwendet. Verstärkungs- und Außenschlauch sind zwischen Fassung und Hülse fest eingespannt. Bei der geschraubten Version befindet sich der Teflon - Innenschlauch zwischen Nippel und Hülse. Bei der gequetschten Version ist die Hülse Bestandteil des Nippels (Schlauchhersteller STRATOFLEX hat bei seinen Teflonverschraubungen keine Hülse – siehe 11.10.3.2c).



Die Montage wird wie folgt durchgeführt:



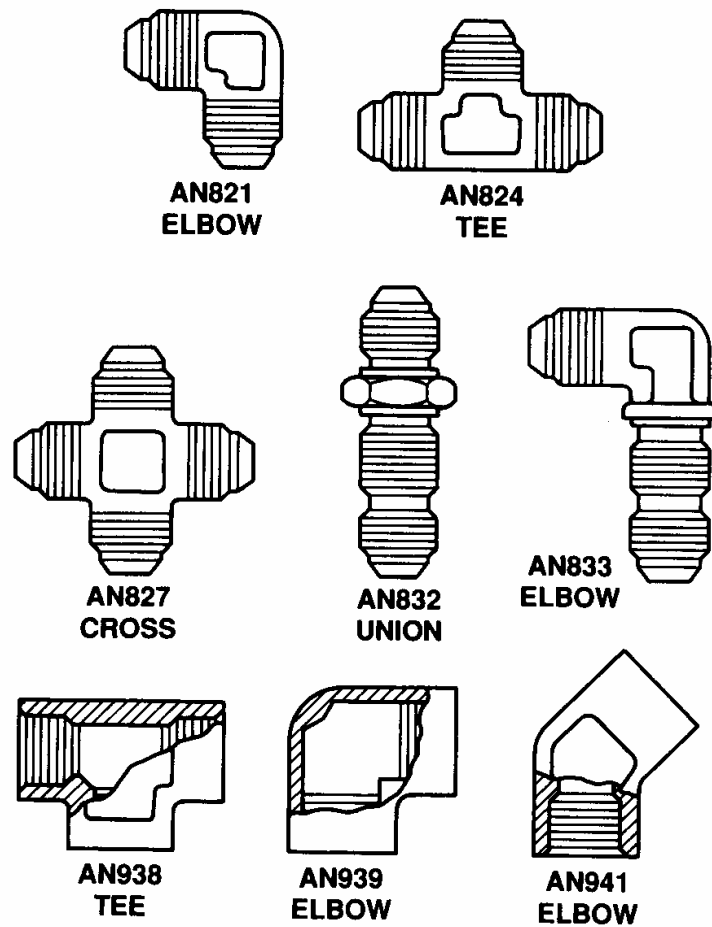
- Schlauch mit feinem Sägeblatt nach Bedarf zerschneiden (Schnittstelle vorher durch Klebeband gegen Aufgehen des Metallgeflechts schützen).
- Schlauchenden reinigen und Fassungen für beide Anschlüsse aufchieben.
- Teflon - Innenschlauch durch Bewegung mit Hülse oder Nippel vom Verstärkungsschlauch lösen.
- Hülse über den Innenschlauch schieben und bis zum Anschlag einklopfen (ein eventuell zwischen Innen- und Verstärkungsschlauch vorhandenes Klebeband gehört auf die Außenseite der Hülse).



- Schlauch auf den Nippel schieben und Fassung soweit anziehen bis ca. 1mm Spalt zwischen Fassung und Nippelsechskant verbleibt.

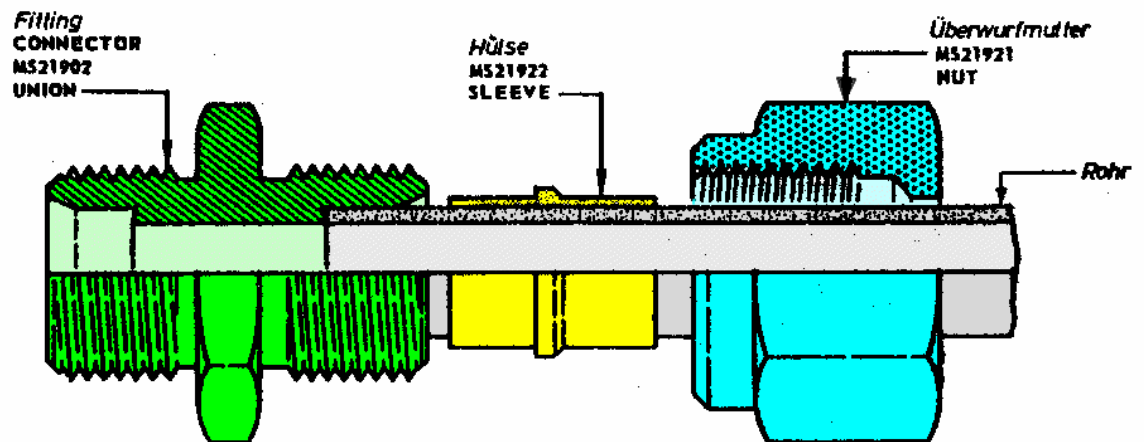
***Achtung: Nach Fertigstellung ist die Schlauchleitung auszublasen, zu spülen und auf einem Druckprüfstand mit dem Doppelten des Betriebsdruckes, mindestens 30 Sekunden lang (nicht länger als 5 Minuten) zu prüfen!***

d) TYPISCHE AN – VERBINDER (CONNECTOR):



Sie verbinden einzelne Leitungen miteinander oder diese mit Gehäusen.

### 11.10.3.2 BÖRDELLOSE VERSCHRAUBUNG (Flairless Fitting)



Einzelteile der Verschraubung

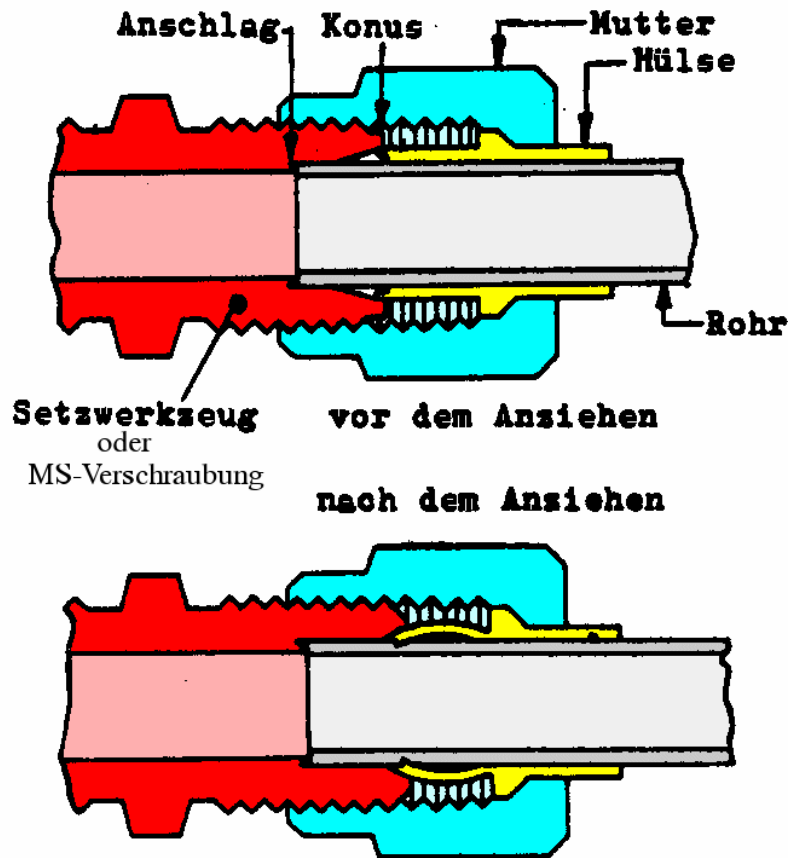
Sie ist nach dem amerikanischen "Military Standard" (MS) gefertigt und werden bei Hochdruckrohr- und Schlauchleitungen angewendet (3000 PSI und höher). Die Verschraubung ist unempfindlich gegenüber Vibrationen und Druckschwankungen. Sie besteht aus einer verformbaren Dichthülse (Schneidring), die beim Festschrauben der Überwurfmutter mit der Vorderkante in das Rohr gedrückt wird und so abdichtet. Gleichzeitig drückt sie auf die Abchrägung des Verbinders (Fitting, Connector - grün) und dichtet auch dort ab.

***Achtung: Bei der Montage der MS-Verschraubung ist zwischen Leitungsherstellung und Einbau zu unterscheiden!***

#### a) HERSTELLEN EINER BÖRDELLOSEN ROHRLEITUNG (PRESETTING):

Wird eine neue Leitung mit bördelloser Verschraubung

hergestellt, ist sie auf einem, im Schraubstock eingespannten MS-Stahlfitting oder einem eigenem Setzwerkzeug wie folgt vorzumontieren:



- Verschraubungsteile mit Hydraulikflüssigkeit ölen.  
**Gefahr: Sauerstoffleitungen niemals ölen oder fetten – Explosionsgefahr!!!**
- Mutter und Dichthülse aufchieben.
- Rohr bis zum Anschlag in das Setzwerkzeug einschieben und Mutter aufschrauben.
- Mutter soweit anziehen, bis die Hülse zu klemmen beginnt. Dies erkennt man, wenn man das Rohr beim Anziehen dreht bis es die klemmende Hülse blockiert.

- **Endgültiges Drehmoment aufbringen:**

Bei Aluminiumrohren bis einschließlich ½" Außendurchmesser, Mutter 1-1/6 Umdrehungen anziehen.

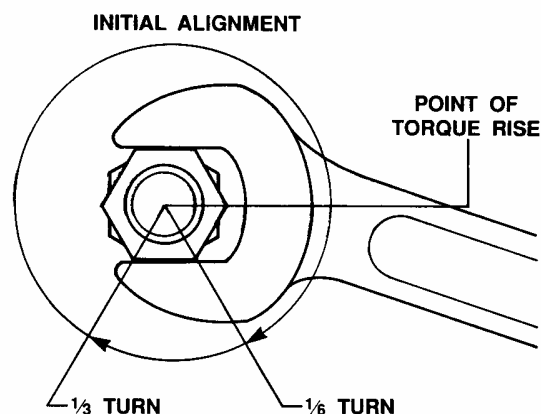
Bei Stahlrohren und Aluminiumrohren über ½" Außendurchmesser, Mutter 1 1/6-1 1/2 Umdrehungen anziehen.

- **Leitung vom Setzwerkzeug abbauen und prüfen:**

Das Rohr muss innen rundum eine gleichmäßige Auskerbung erkennen lassen. Die Hülse darf keine Risse aufweisen, muss drehbar sein und darf sich nicht verschieben lassen.

- **Leitung reinigen (ausblasen, spülen) und laut dem Montageverfahren (Punkt b) in das Luftfahrzeug einbauen.**

### b) EINBAU EINER BÖRDELLOSEN ROHRLEITUNG:



*When a flareless fitting is tightened, the nut should be run down on the fitting until opposition is felt, and then the nut tightened from 1/6 to a maximum of 1/3 turn to seal.*

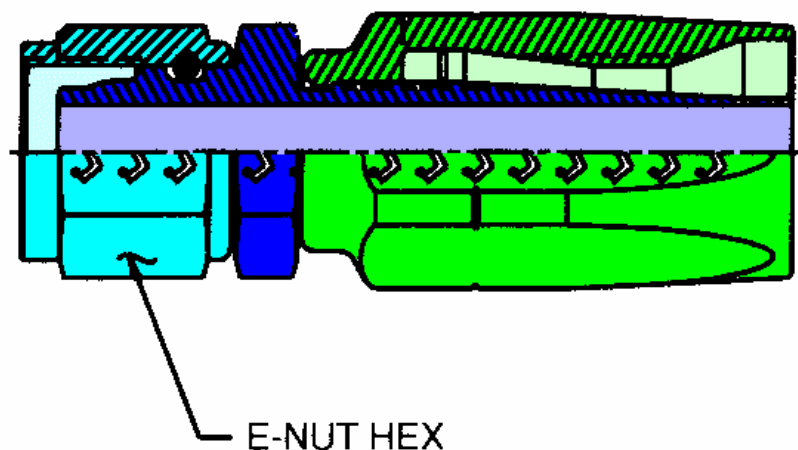
- Mutter mit der Hand möglichst fest anziehen.
- Mutter mit Schlüssel 1/6 - 1/3 Umdrehung (1 - 2 Sechskantflächen) anziehen.

**Achtung:** Sollte der Anschluss undicht sein, die Mutter nicht fester anziehen. Dies würde die Undichtheit noch vergrößern. Undichte Verbindung zerlegen, reinigen, defekte Teile tauschen!

*Oftmaliges Aus- und Einbauen verkleinert den Innendurchmesser des Rohres (erlaubt ist maximal 1mm).*

### c) BEFESTIGUNG DER BÖRDELLOSEN VERSCHRAUBUNGEN AN GUMMI- ODER TEFLONSCHLÄUCHEN:

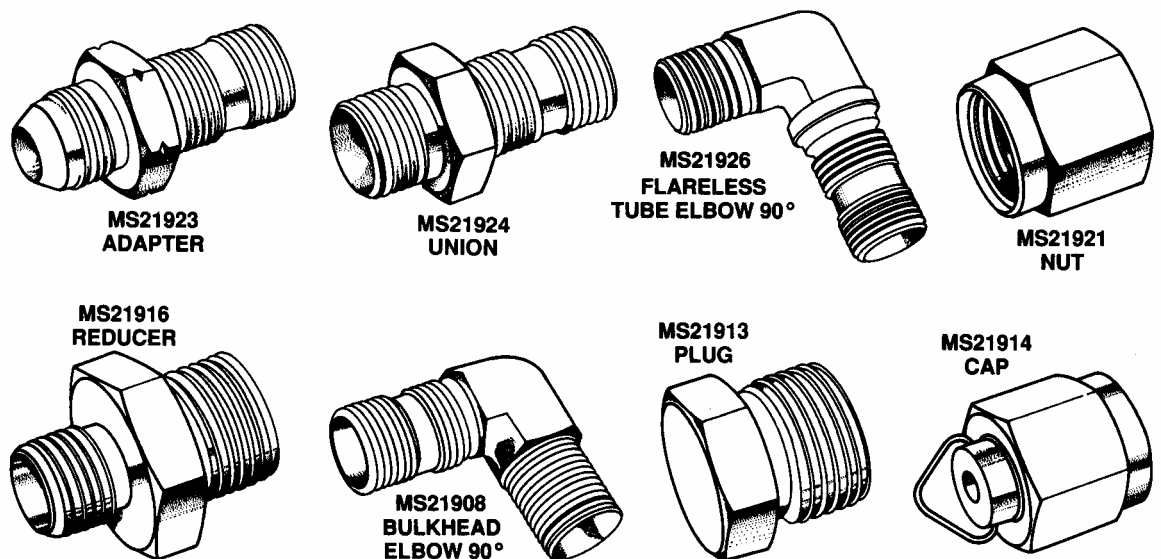
Dazu muss ein zur MS-Verschraubung passender Schraubnippel mit dem Schlauch verbunden werden. Seine Befestigung erfolgt an Gummi- und Teflonschläuchen ähnlich wie bei der Bördelverschraubung.



Der Schlauchhersteller STRATOFLEX verwendet eine Schlauchverschraubung, die nach dem amerikanischen "National Aerospace Standard" (NAS) gefertigt ist. Sie wird mit dem passenden MS- oder AS- (Aeronautical Standard) Verbinder verbunden.

#### d) TYPISCHE MS-VERBINDER (CONNECTOR):

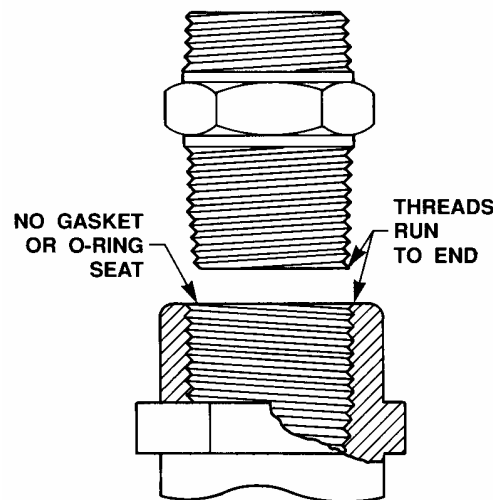
Sie verbinden einzelne Leitungen miteinander oder diese mit Gehäusen.



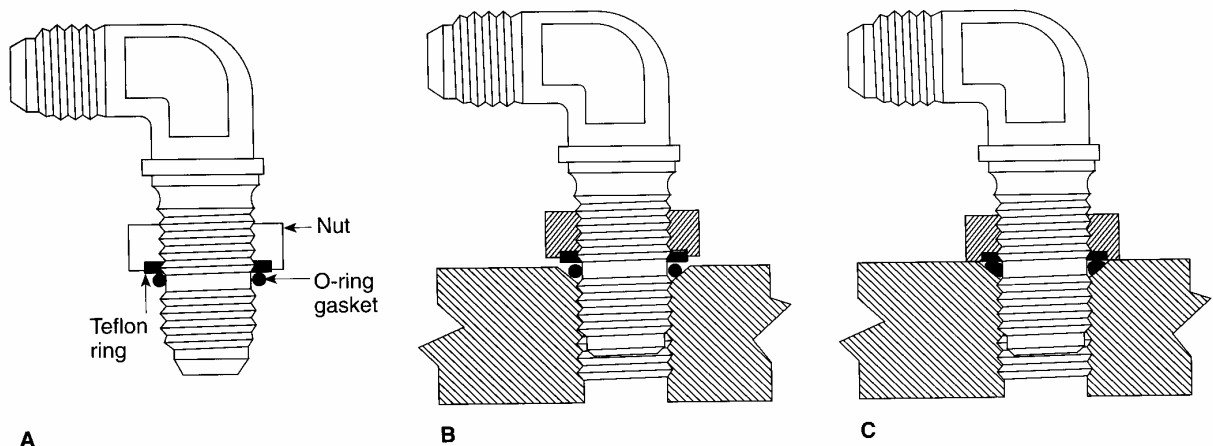
### 11.10.4 GEHÄUSEANSCHLÜSSE

Hydraulikleitungen müssen an Gehäusen von Pumpen, Ventilen, Instrumenten usw. dicht befestigt werden können.





Dies kann durch Anschlüsse mit konischem Gewinde (Rohrgewinde) erfolgen (bei einem Ellenbogenanschluss ist jedoch die Leitungsrichtung nicht einstellbar).



A

B

C

• Proper installation of a Universal fitting

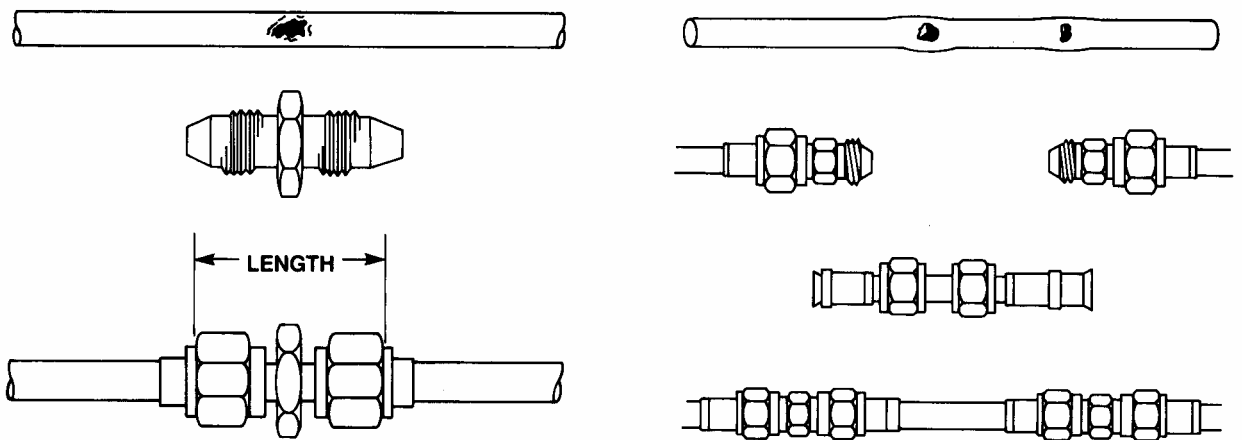
A. Screw the nut onto the upper threads and slip a Teflon ring and an O-ring gasket over the end threads into the groove.

B. Screw the fitting in until the O-ring contacts the housing.

C. Align the fitting with the connecting lines and screw the nut down until it contacts the housing. The compressed O-ring forms the fluid-tight seal.

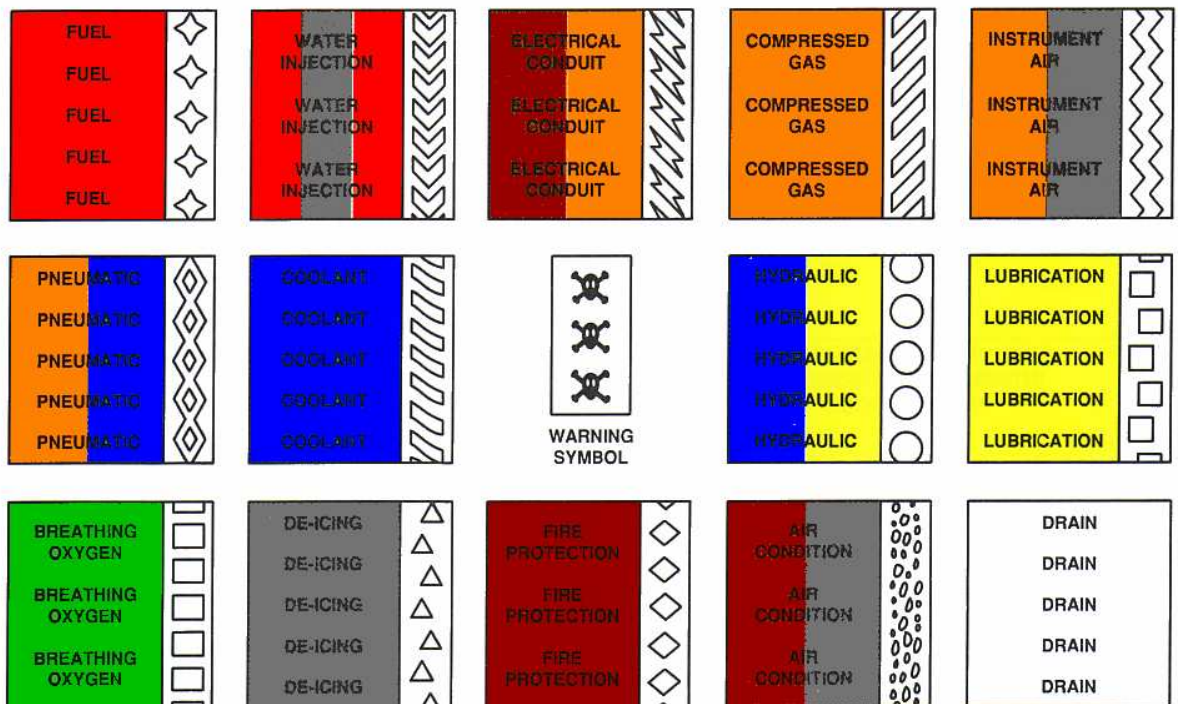
Eine Einstellung der Leitungsrichtung kann bei einem Gehäuse mit einem Verbinder für einen Rohranschluss, der normalerweise für Spant- oder Rippendurchführungen verwendet wird (Doppelgewinde auf einer Seite), erfolgen (über 360° einstellbar).

## 11.10.5 ROHRLEITUNGSREPARATUREN



Repair to a line using a spliced-in section.

## 11.10.6 ALLGEMEINE LEITUNGSKENNZEICHNUNG

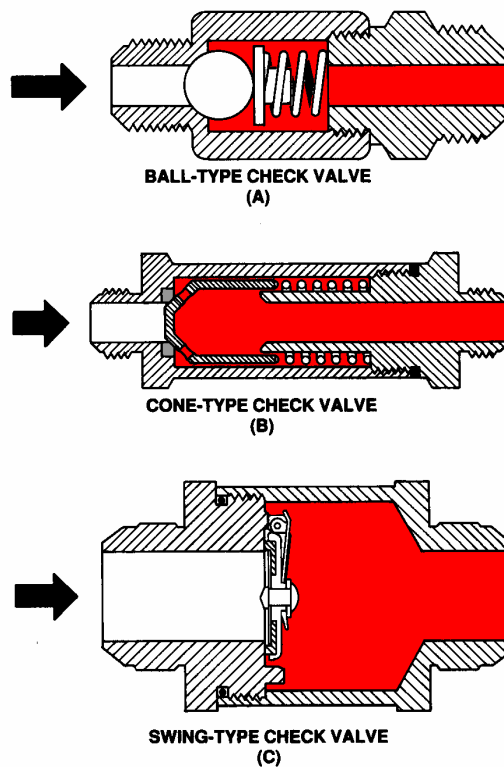


Color codes for fluid lines.

## 11.11 HYDRAULIKVENTILE (Hydraulic Valves)

In hydraulischen Anlagen, aber auch in Öl- und Kraftstoffsystemen, kommen eine Vielzahl von Ventilen und Ventilkombinationen zum Einsatz. Einige, häufig vorkommende Ventilarten sind:

### 11.11.1 RÜCKSCHLAGVENTIL (Check Valve, Non Return Valve)



*In-line check valves.*

Sie gestatten den Durchfluss nur in eine Richtung. Als Ventilkörper finden Kugeln, Konen, Teller oder Klappen Verwendung, die federbelastet auf den Sitz gedrückt werden. Findet Durchfluss statt, muss die Federkraft überwunden werden (geringer Druckverlust).

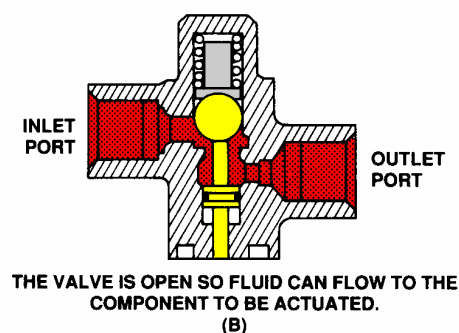
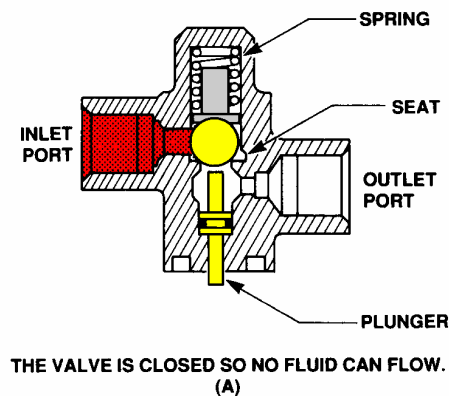
Beim Rückschlagventil muss die Durchlassrichtung außen gekennzeichnet sein (Pfeil). Beim Klappenventil (C), das wegen seiner ge-

ringen Federkraft wenig Druckverlust verursacht, ist auch die Einbaulage gekennzeichnet (TOP).

Das Kugelventil (A) und das Konusventil (B) werden auch als Druckbegrenzungsventile (Pressure Relief Valve – siehe 11.11.3) verwendet. Dazu wird die Federkraft nach dem gewünschten Schaltdruck ausgewählt.

Es gibt auch Rückschlagventile die einen reduzierten Durchfluss in Sperrrichtung gestatten (z.B für Dämpfer). Es ist meist ein Konusventil (B), mit einer kleinen Bohrung in der Mitte des Konus.

## 11.11.2 SCHALTVENTIL (Sequence Valve)

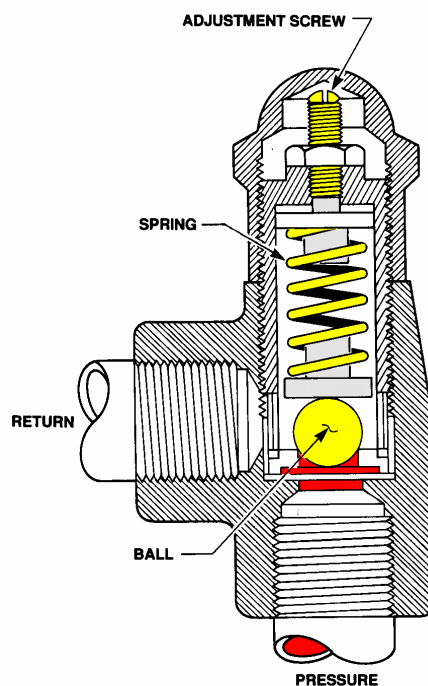


*Sequence valves.*

Sie besitzen festgelegte Schaltstellungen, die den Ölstrom sperren, freigeben oder in der Flussrichtung beeinflussen.

Dieses Ventil gibt beispielsweise den Durchfluss erst nach einem mechanischen Schaltvorgang frei. Ein Fahrwerk darf beispielsweise erst ausgefahren werden, wenn die Abdeckklappen hydraulisch geöffnet wurden. Wenn sie in geöffneter Stellung einrasten, wird über einen Betätigungsstößel (Plunger) ein Kugelventil betätigt, das den Hydraulikdruck für das Ausfahren des Fahrwerks freigibt.

### 11.11.3 DRUCKBEGRENZUNGSVENTIL, ÜBERDRUCKVENTIL (Pressure Relief Valve)



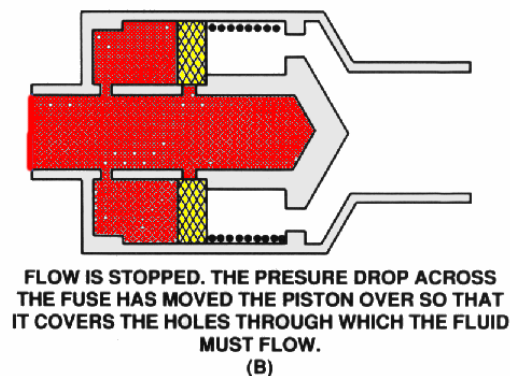
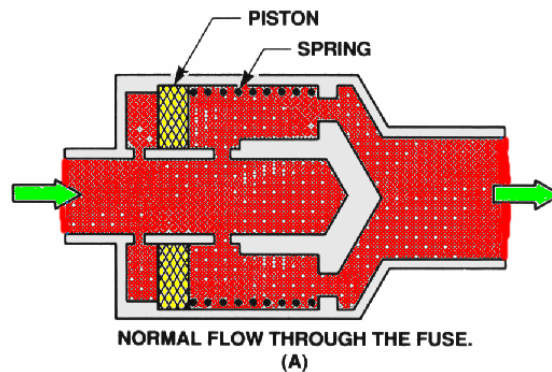
*Simple ball-type pressure relief valve.*

Durch erwärmungsbedingte Ausdehnung der Hydraulikflüssigkeit oder Fehler in der Pumpenregelung, kann es zu einem zu hohen Systemdruck kommen. Das Überdruckventil (meist einstellbar)

entlässt den überschüssigen Druck in die Rücklaufleitung.

Eine weitere, typische Anwendung dieses Ventils ist die Filterumgehung. Wenn der Druckunterschied zwischen Filterzu- und abfluss infolge von Verschmutzung zu groß wird, öffnet das Ventil um die Systemversorgung nicht zu gefährden.

### 11.11.4 HYDRAULIKSICHERUNG (Hydraulic Fuse)



Eine Hydrauliksicherung wird in einer Zuführungsleitung installiert, die besonders leckgefährdet ist (z.B. Bremsen, Fahrwerk). Wird das Flüssigkeitsvolumen, das für die Betätigung einer Baugruppe benötigt wird, stark überschritten, dann schließt die Hydrauliksicherung und schützt so das Hydrauliksystem vor einem totalen Flüssigkeitsverlust.

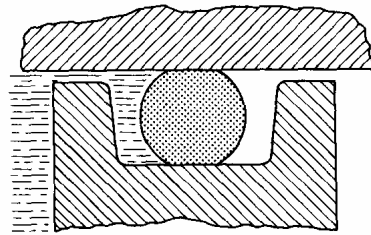
Solange der normale Systemdruck herrscht, hebt sich der Hydraulikdruck auf den Kolben auf (der Hydraulikdruck ist auf beiden Seiten des Kolbens gleich groß). Die Feder (Spring) hält den Ringkolben (Piston) von den radial liegenden Durchflussbohrungen entfernt (A).

Fällt der Druck hinter dem Ventil durch eine größere Undichtheit plötzlich ab, wirkt auf der rechten Kolbenseite nur noch die geringe Kraft der Feder, auf der linken Kolbenseite jedoch der Hydrauliksystemdruck. Dadurch wird der Kolben nach rechts zum Anschlag bewegt und verschließt die Durchflussbohrungen (B).

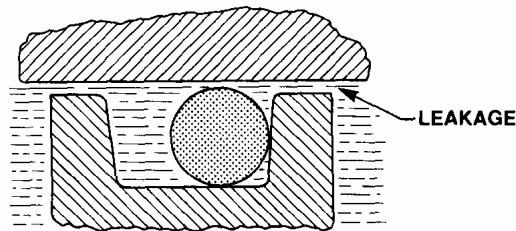
## 11.12 DICHRINGE

Die am häufigsten angewandten Dichtringe sind O-Ringe (O-förmiger Querschnitt). Sie dienen zur Abdichtung sowohl von statischen Bauteilen (z.B. Gehäusedeckel) als auch von solchen, die eine Relativbewegung ausführen (z.B. Hydraulikkolben) verwendet. Im Gegensatz zu den V- (Chevron), U- und D-Ringen dichten die O-Ringe in beiden Bewegungsrichtungen.

## 11.12.1 FUNKTION

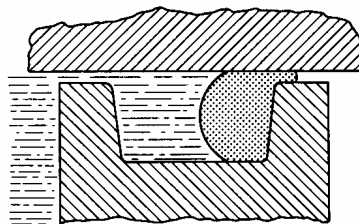


THE SEAL OF AN O-RING IS PROVIDED BY PINCHING THE SEAL BETWEEN THE TWO MOVING PARTS.  
(A)

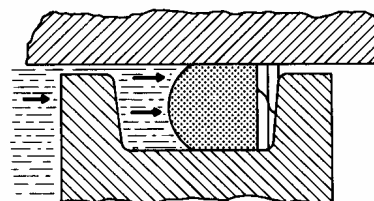


IF THERE IS NO PINCH, FLUID WILL LEAK PAST THE O-RING.  
(B)

Der ungestützte O-Ring kann bis zu einem Systemdruck von 1500 PSI eingesetzt werden. Die Ringnut muss breiter sein als der Querschnittsdurchmesser des Ringes (A) und der Ring muss leicht gequetscht sein um korrekt abzudichten (vergleiche (A) und (B)).



IF THERE IS NO BACKUP RING, THE HIGH PRESSURE WILL EXTRUDE THE O-RING BETWEEN THE MOVING PARTS.  
(A)

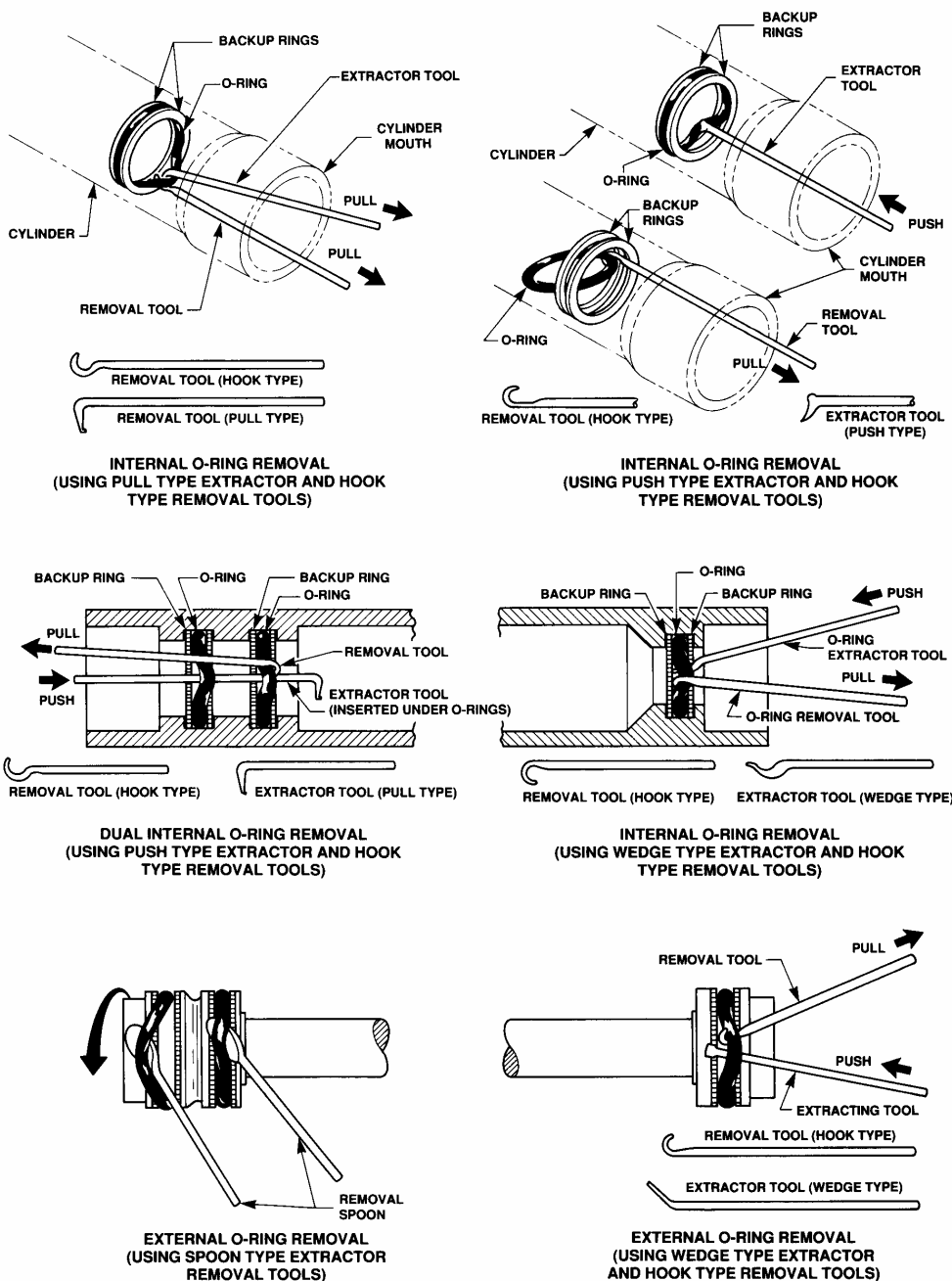


A BACKUP RING PREVENTS THE EXTRUSION OF THE O-RING.  
(B)



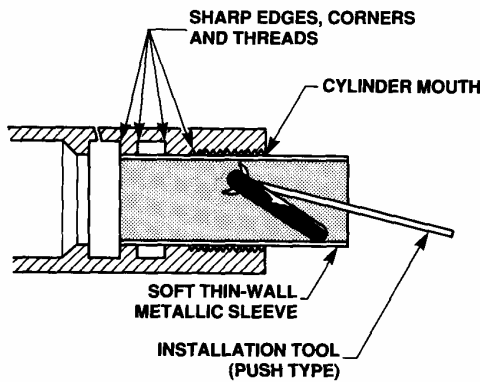
Bei Drücken über 1500 PSI würde sich der O-Ring zu stark in den Spalt der Dichtpartner quetschen und beschädigt werden (A). Um dies zu verhindern, hinterlegt man einen Teflon-Stützring (B).

## 11.12.2 AUSBAU VON O-RINGEN

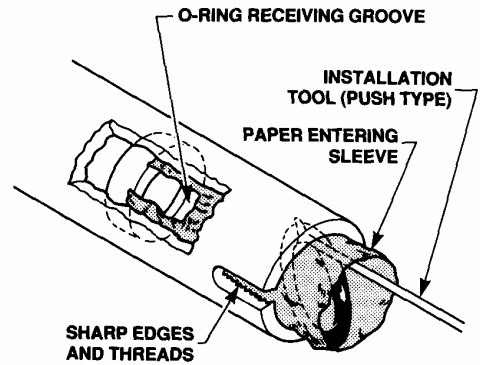


Methods of O-ring removal.

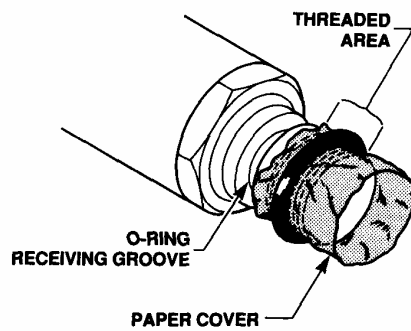
### 11.12.3 EINBAU VON O-RINGEN



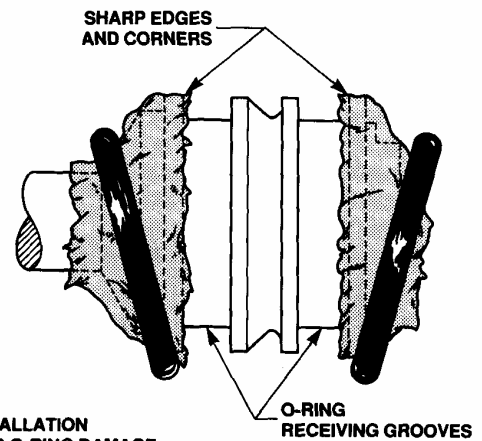
INTERNAL O-RING INSTALLATION  
(USING METALLIC SLEEVE TO AVOID O-RING  
DAMAGE FROM SHARP EDGES OR THREADS,  
AND PUSH TYPE INSTALLATION TOOL)



INTERNAL O-RING INSTALLATION  
(USING PAPER ENTERING SLEEVE TO AVOID  
O-RING DAMAGE FROM SHARP EDGES OR THREADS,  
AND PUSH TYPE INSTALLATION TOOL)



EXTERNAL O-RING INSTALLATION  
(USING PAPER COVER TO AVOID O-RING DAMAGE  
FROM SHARP EDGES OR THREADS)



**Methods of O-ring Installation.**

## 12 EIS- und REGENSCHUTZSYSTEME (Ice and Rain Protection – ATA 30)

### 12.1 EISBILDUNG (Ice Formation)

Sie entsteht durch Wassertröpfchen, die am Luftfahrzeug festfrieren. Der Eisansatz erfolgt hauptsächlich an den Vorderkanten und führt zu folgenden Problemen:

- Die Zunahme des Fluggewichtes führt zum Höhenverlust.
- Verringerung der Flugleistungen durch Veränderung der Aerodynamik.
- Blockierung oder Behinderung von Steuerung oder Trimmung.
- Unwucht an Propellern und Rotoren.
- Turbinenausfall durch Vereisung des Lufteinlasses und angesaugtem Eis.
- Ausfall von Pitotrohr und statischer Druckabnahme.

### 12.2 EISEINTEILUNG (Ice Classification)

#### 12.2.1 REIF (Rime Ice)

Entsteht beim Durchfliegen von sichtbarer Feuchtigkeit (Nebel, Wolken) unter 0°C. Dabei gefrieren die unterkühlten Wassertröpfchen am Luftfahrzeug.

#### 12.2.2 GLASIGES EIS (Glace Ice)

Treffen große Wassertropfen (Regen) auf eine unterkühlte Luftfahrzeugoberfläche entsteht eine glasige Eisschicht {wie Regen auf unterkühlter Fahrbahn}.

## 12.3 EISERKENNUNG (Ice Detection)

Diese wird bei Nacht durch Außenscheinwerfer erleichtert. An nicht einsichtigen Stellen können Eiswarnsensoren angebracht sein. Diese vibrieren beispielsweise mit einer bestimmten Frequenz. Setzt sich am Sensor Eis an, verringert sich die Schwingungsfrequenz und ein Warnlicht beginnt im Cockpit zu leuchten.

## 12.4 ARTEN VON EISSCHUTZSYSTEMEN

Es werden zwei Arten von Eisschutzsystemen verwendet:

- **EISVERHÜTUNG (Anti-Icing)**

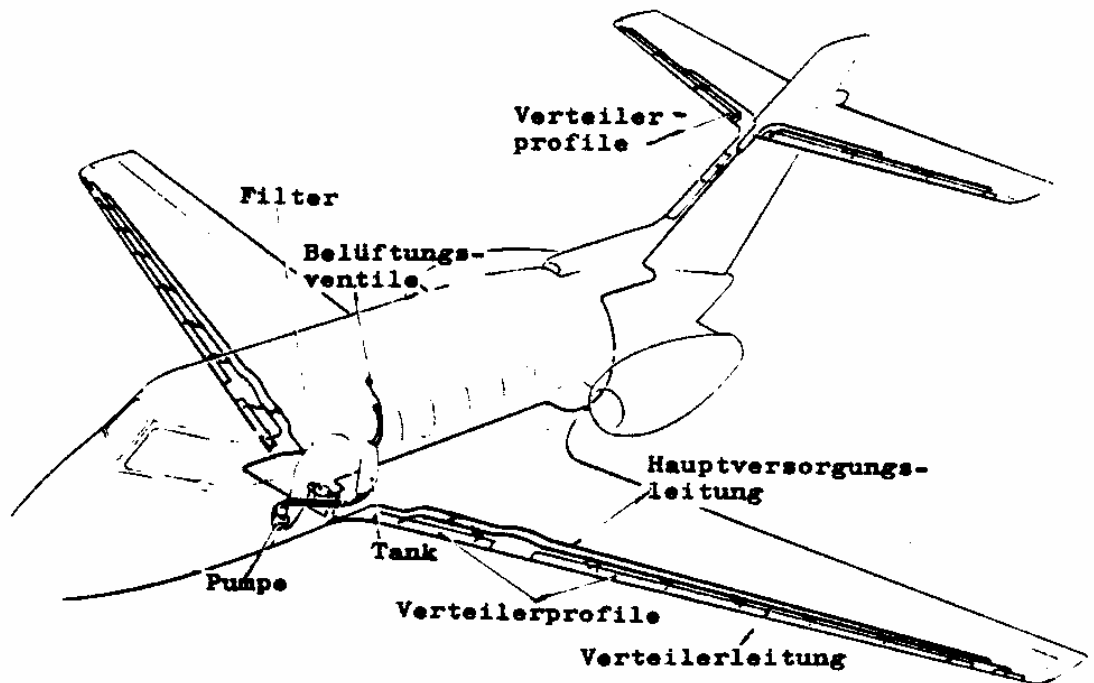
Dabei wird die Eisbildung beispielsweise an Flügeln, Leitwerk, Vergaser, Pitotrohr, Cockpitscheiben und Triebwerkseinlass schon im Ansatz verhindert.

- **ENTEISUNG (De-Icing)**

Dabei wird der Eisansatz an Flügeln und Leitwerk eine gewisse Zeit zugelassen und dann entfernt.

## 12.4.1 CHEMISCHER EISSCHUTZ

### 12.4.1.1 ALLGEMEINES



#### ● CHEMISCHE ENTEISUNG

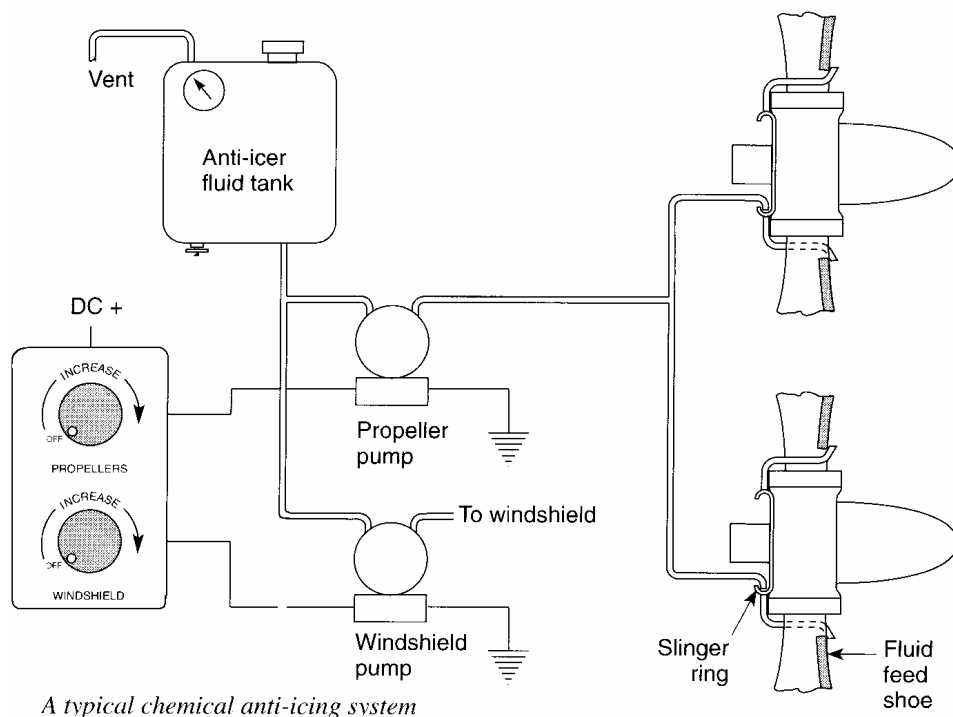
Beim chemischen Eisschutz wird ein Wasser-/Alkoholgemisch verwendet, das den Gefrierpunkt von Wasser herabsetzt. Das Gemisch tritt meist über Bohrungen oder poröse Metallstreifen an den Bauteilvorderkanten aus. Diese Schutzart kann sowohl als Eisverhütung sowie auch als Enteisung eingesetzt werden.

Durch eine Intervallschaltung wird die Auslaufdauer des Wasser-/Alkoholgemisches geregelt. Ein kurzes Intervall verhindert den Eisansatz (Anti-Icing) ein langes Intervall erlaubt die Enteisung (De-Icing).

Diese Methode wird vor allem bei Flugzeugen kleinerer und mittlerer Größe eingebaut, wenn andere Energiearten (Kompressorluft, Strom, Warmluft) nicht in ausreichender Menge für die Enteisung zur Verfügung stehen. Größere Flugzeugtypen werden elektrisch oder mit Warmluft enteis. Wegen ihren großen Oberflächen wäre hier eine Flüssigkeitsenteisung unwirtschaftlich.

### 12.4.1.2 CHEMISCHE EISVERHÜTUNG (Chemical Anti-Icing System)

Wird das Mittel vor der Eisbildung auf die vereisungsgefährdeten Bereiche aufgebracht, dann können sich die auftreffenden Wassertropfen mit dem Mittel vermischen. Der Gefrierpunkt wird herabgesetzt und es erfolgt keine Eisbildung.



**Die chemische Eisverhütung für Propellerblätter nützt die Zentrifugalkraft zur Verteilung der Enteisungsflüssigkeit. Hierbei wird die Flüssigkeit in einen in Propellerebene liegenden, innen offenen Verteilerring geleitet, von wo aus sie auf die Propellerblätter gelangt.**

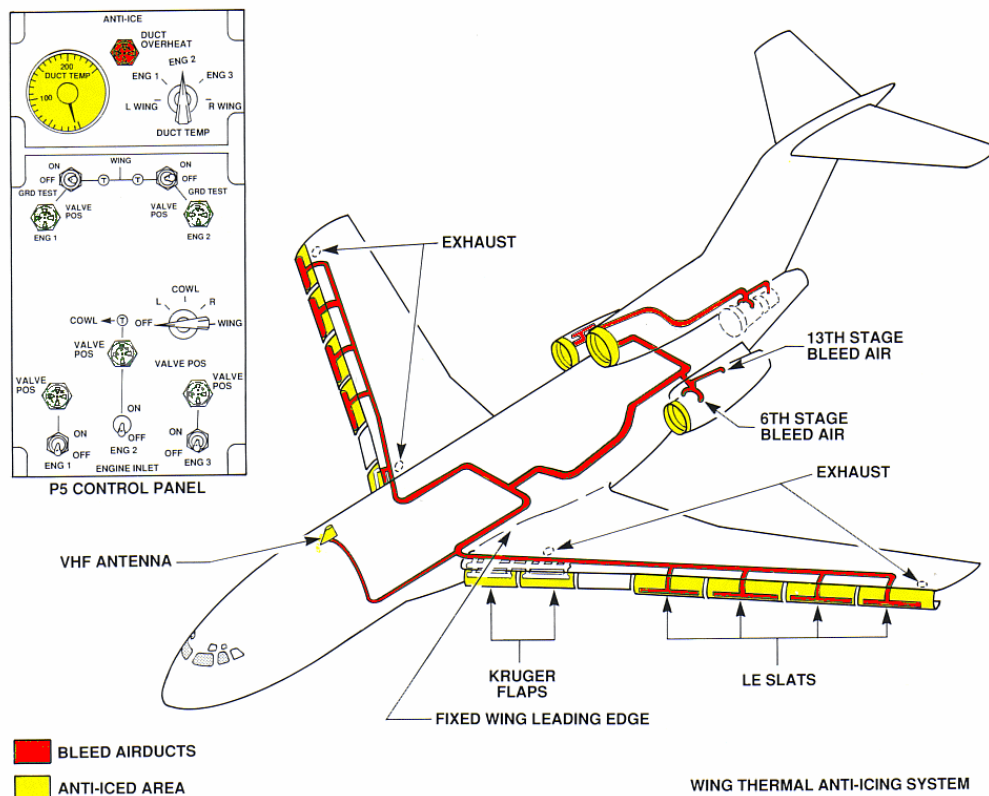
**Ähnlich arbeitet die chemische Eisverhütung für Rotorblätter bei Hubschraubern.**

#### **12.4.1.3 CHEMISCHE ENTEISUNG (Chemical De-icing System)**

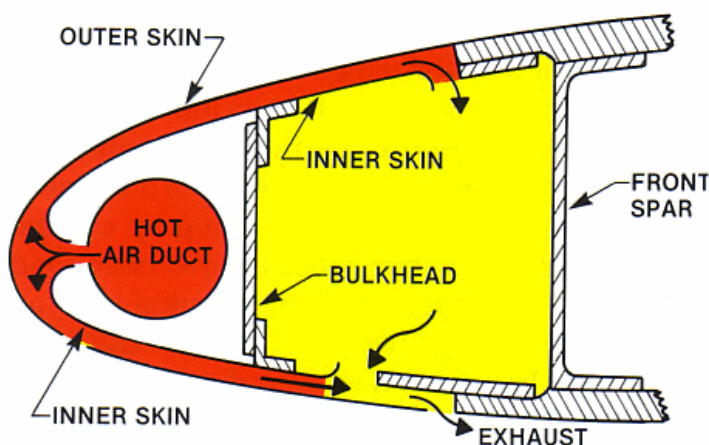
**Wird das Mittel nach dem Eisansatz auf die vereisten Bereiche aufgebracht, vermischt es sich mit dem Eis. Die Herabsetzung des Gefrierpunktes bewirkt ein Aufweichen des Eises, welches dann durch die aerodynamischen Kräfte fortgerissen wird.**

## 12.4.2 WARMLUFTEISSCHUTZ

### 12.4.2.1 ALLGEMEINES



- Wing thermal anti-icing system, Boeing 727.



- Thermal deicing is accomplished by flowing hot compressor bleed air from the engine through a duct in the leading edge of the wing.



Beim Warmlufteisschutz wird die in den Triebwerken erzeugte Wärme (Verdichterzapfluff) zur Aufheizung der zu schützenden Bereiche (Triebwerkslufteinlässe, Flügel- und Leitwerksvorderkanten) der Luftfahrzeuge verwendet. Die erzeugte Warmluft wird ohne große Umwege dahin geleitet und gelangt danach über Ablassöffnungen (Exhaust) ins Freie. Diese Schutzart kann sowohl zur Eisverhütung als auch zur Enteisung eingesetzt werden.

#### **12.4.2.2 WARMLUFT-EISVERHÜTUNG (Hot Air Anti-Icing System)**

Diese ist in zwei Systeme aufgeteilt:

- **Verdampfungssystem**

Hier wird den zu schützenden Flächen so viel Wärme zugeführt, dass alle auftreffenden Wassertropfen verdampfen.

- **Nassfließsystem**

Hier wird gerade so viel Wärme zugeführt um die zu schützenden Flächen eisfrei zu halten. Hinter diesen Bereichen, kann das durch die Luftströmung nach hinten abgedrängte Wasser anfrieren. Aus diesem Grunde kann das Nassfließsystem nur dort angewendet werden, wo das dann anhaftende oder abbrechende Eis nicht zu kritischen Bedingungen führen kann.

#### **12.4.2.3 WARMLUFT-ENTEISUNG (Hot Air De-Icing System)**

Beim Warmluft-Enteisungssystem wird das angesetzte Eis,

in periodischen Abständen entfernt. Hierbei wird den zu enteisenden Flächen ausreichend Wärme zugeführt, um die Eishafffläche anzuschmelzen. Aerodynamische Kräfte reißen dann die Eisansammlung fort.

## **12.4.3 ELEKTRO-THERMISCHER EISSCHUTZ**

### **12.4.3.1 ALLGEMEINES**

Die Verwendung eines ständig heizenden, elektrischen Eisschutzsystems für große Flächen (z.B. Flügel- und Leitwerksvorderkanten) ist wegen des hohen Energiebedarfs und des damit verbundenen hohen Gewichtes der Energieerzeuger unmöglich. Aus diesem Grunde beschränkt sich der elektrothermische Eisschutz nur auf Cockpitscheiben, kleine Lufteinlässe und Propellerblätter.

### **12.4.3.2 ELEKTRO-THERMISCHE EISVERHÜTUNG (Electrothermally Anti-Icing System)**

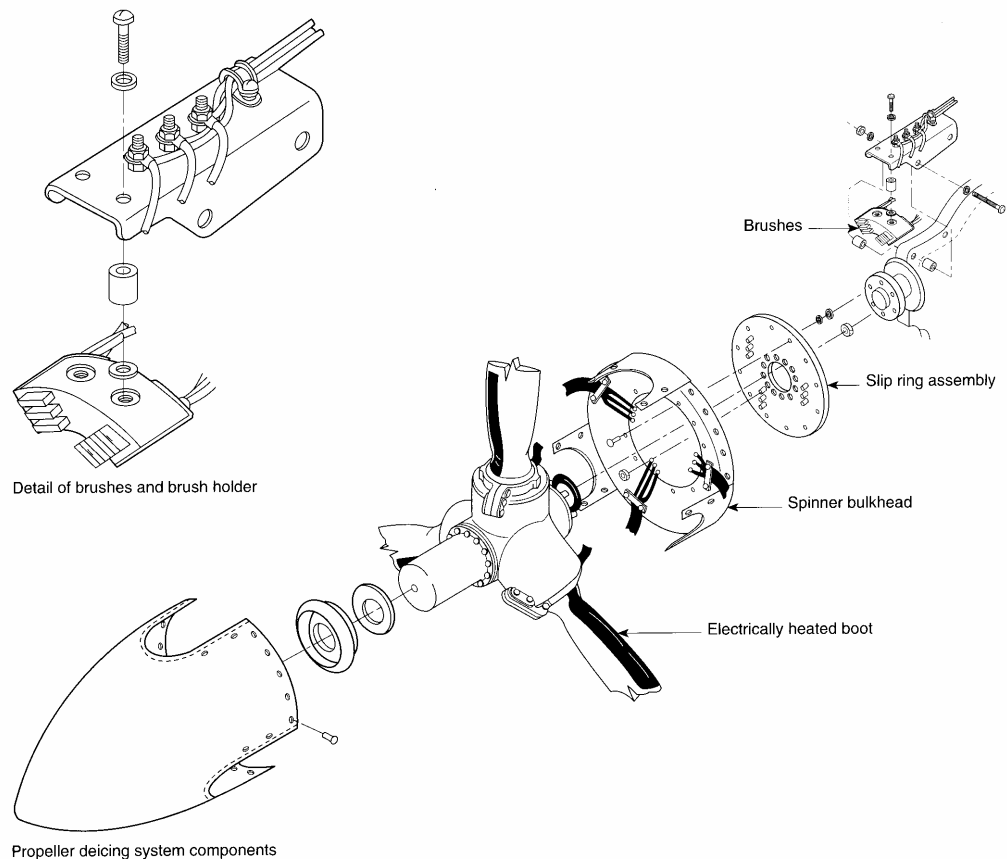
Sie wird zur Eisverhütung an mehrschichtigen Frontscheiben eingesetzt, wo man hinter der äußersten Schicht einen elektrischen Widerstand in Form einer Metallschicht einlegt. Diese erwärmt sich beim Anlegen einer elektrischen Spannung.

Man unterscheidet drei Hauptsysteme:

- Scheiben mit feinem Metallgitter
- Scheiben mit durchsichtiger Metallfolie

- Scheiben mit aufgedampftem, durchsichtigen Metall-oxydfilm

### 12.4.3 ELEKTRO-THERMISCHE ENTEISUNG (Electrothermally De-icing System)



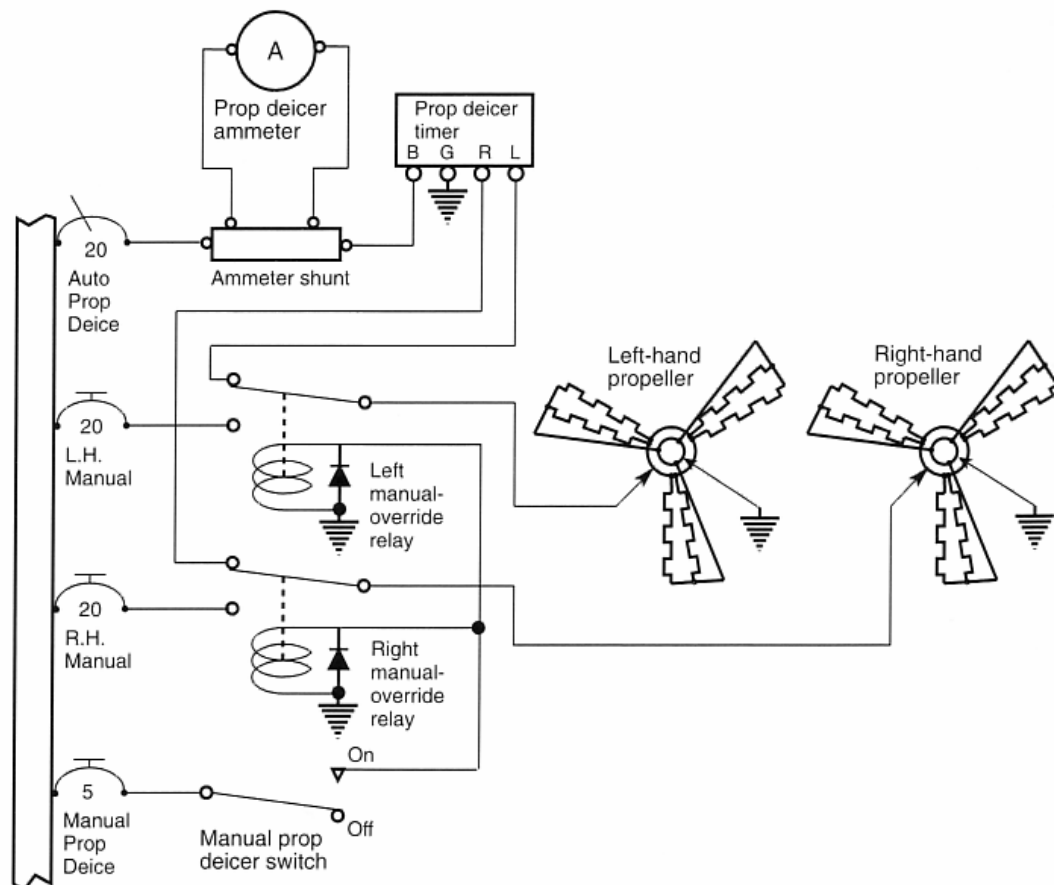
- *Electrothermally deiced propeller*

Sie arbeiten ebenfalls mit elektrischer Widerstandsheizung (Folie, Heizdrahtnetz, Heizmatten usw.), die in Fiberglas oder Gummi eingebettet und mit der Struktur verklebt ist. Hauptsächlich wird diese Art der Enteisung für Propeller und Hubschrauberrotoren verwendet.

Die Stromzufuhr erfolgt über Schleifringe an der Propel-

lernabe. Die Heizmatte muss aus erosionsbeständigem Material bestehen, das auch Hagelschlag widerstehen muss. In der Skizze ist jedes Blatt aus Redundanzgründen mit zwei Heizmatten versehen.

Alle Blätter eines Propellers müssen gleichzeitig enteist werden, um Vibrationen durch ungleichmäßigen Eisabwurf zu vermeiden.



• Electrothermal propeller deicing system

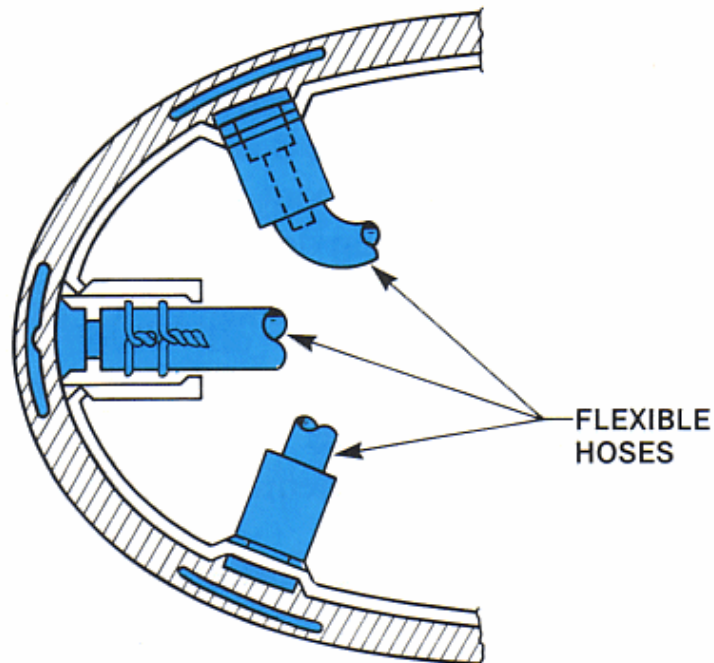
Der Schaltplan zeigt ein Enteisungssystem eines Twin-Turboprops. Bei Betätigung des "Auto Prop Deice" Schal-

**ters fließt der Strom über den "Prop deicer timer" abwechselnd im 90 Sekunden Intervall zum linken und rechten Propeller.**

**Wird der Schalter für die manuelle Propellerenteisung gedrückt (Manuell prop deicer switch), werden die beiden Überbrückungsrelais (Right/Left manual-override relay) aktiviert und dadurch die manuellen Stromversorgungskontakte geschlossen. Der Strom fließt nun nicht über den Timer, sondern über die beiden 20 Ampere –Sicherungen direkt zu beiden Propellern.**

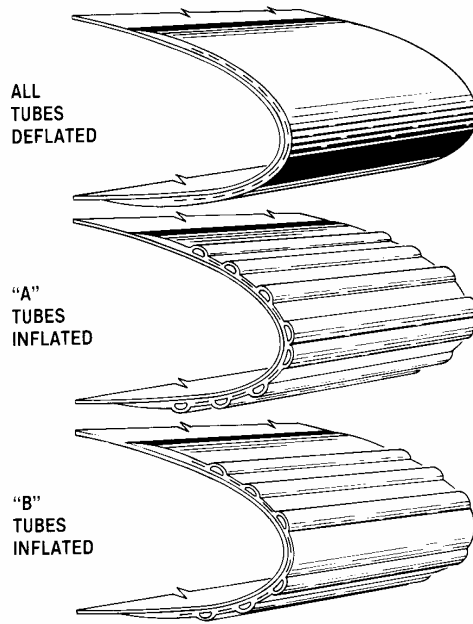
**Größere Propellerflugzeuge haben meist an jedem Propellerblatt zwei Heizelemente. Der Strom wird zuerst für ca. 30 Sekunden in das eine Heizelement, danach 30 Sekunden in das andere Heizelement eines Propellerblattes geleitet.**

## 12.4.4 PNEUMATISCHE ENTEISUNG (Pneumatic De-Icing System)



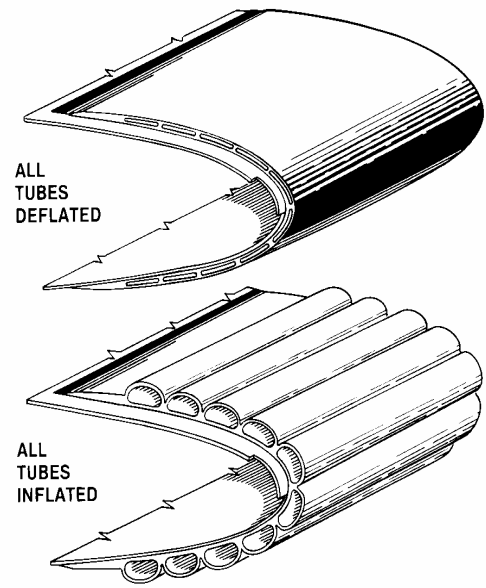
- *Pneumatic deicer boot with all tubes deflated.*

Pneumatische Enteisenungsanlagen sind nur für das Enteisen (De-Icing) geeignet und dienen dazu, bei Propellerflugzeugen und kleinen Jets Eisansätze an Flügel- und Leitwerksvorderkanten abzusprengen. Dieses erfolgt durch intervallgesteuertes Aufblasen und Leerpumpen von aufgeklebten Gummimatten (Rubber Boot). Die Steuerung dieses Enteisungsintervalles kann automatisch oder durch den Piloten erfolgen.



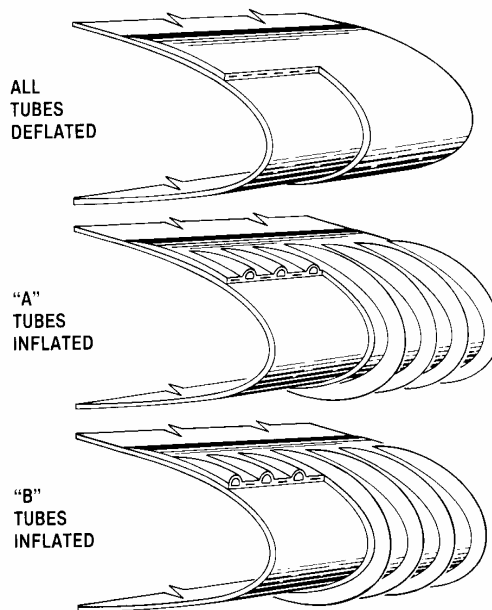
SPANWISE TUBES WITH ALTERNATE INFLATION

(A)



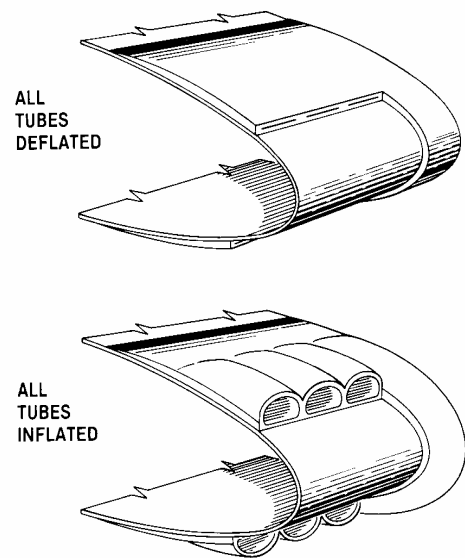
SPANWISE TUBES WITH SIMULTANEOUS INFLATION

(B)



CHORDWISE TUBES WITH ALTERNATE INFLATION

(C)



CHORDWISE TUBES WITH SIMULTANEOUS INFLATION

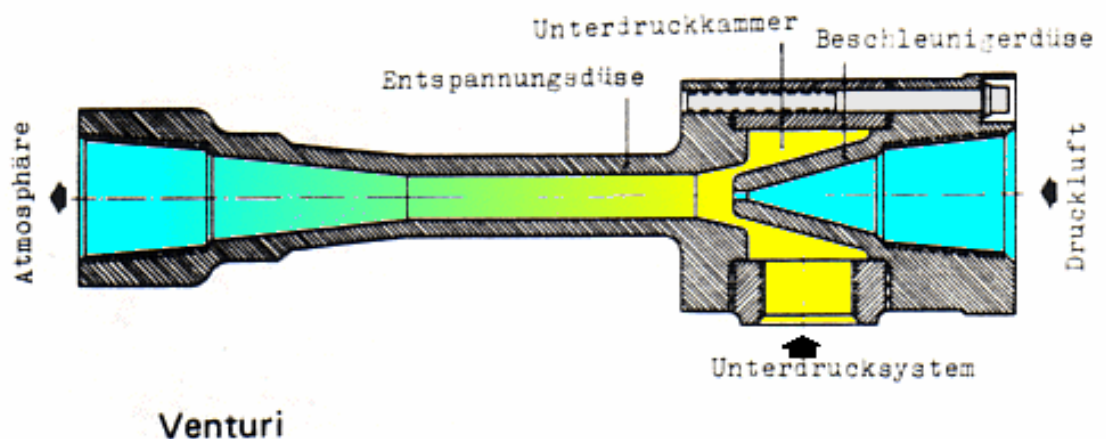
(D)

- Typical configurations of pneumatic deicer boots.

Die Enteisungsmatten bestehen aus Synthetikgummi und besitzen längliche Druckzellen, die bei engen Nasenradien in Spannweitenrichtung, bei großen Radien in Profilrichtung verlaufen. Jede Matte ist sowohl mit einem Saug- und einem Drucksystem verbunden.

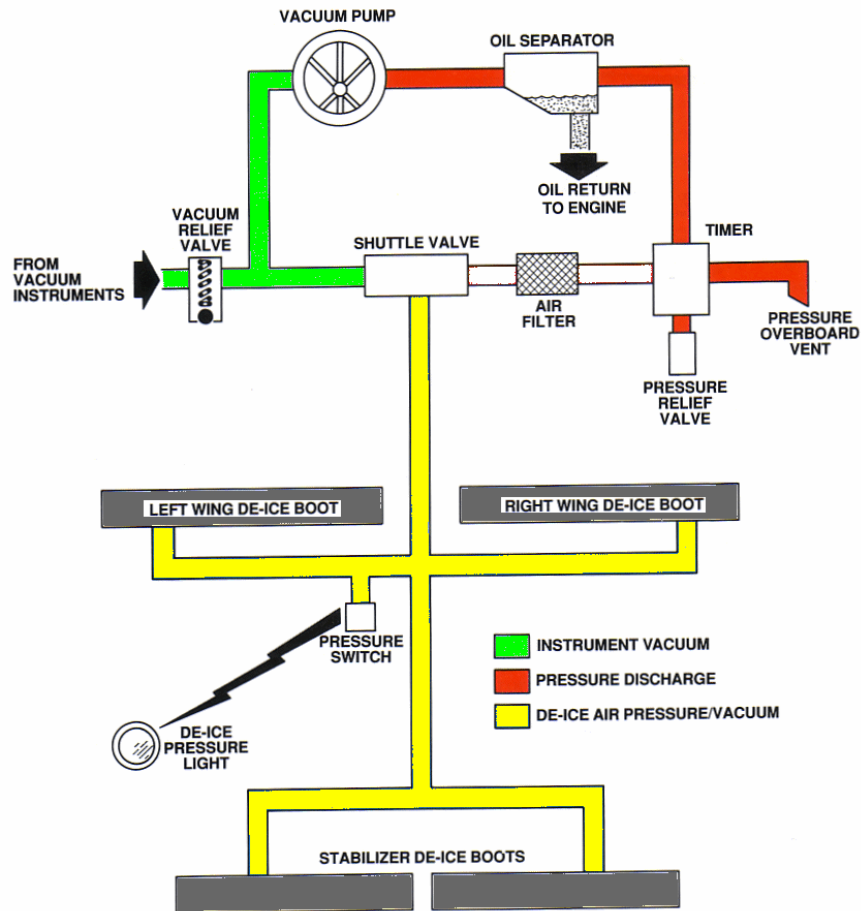
Das System kann so ausgelegt sein, dass sich die Zellen gleichzeitig (simultaneous) oder abwechselnd (alternate) ausdehnen und zusammenziehen.

Turbinenflugzeuge zapfen zur Versorgung des Saug- und Drucksystems die Triebwerksverdichter an. Die verdichtete Luft strömt vom Verdichter über ein Abschalt- und Regelventil (18PSI) in die Enteisungsmatten.



Die ebenfalls mit den Matten verbundene Unterdruckleitung führt über eine Venturidüse, die auch vom Triebwerksverdichter mit Druckluft versorgt wird, ins Freie. In dieser Düse wird der Unterdruck für das Absaugen der Luft aus den Matten erzeugt.





*Pneumatic deicer boot system for a single-engine general aviation airplane.*

Beim Enteisungssystem eines kleineren Flugzeuges werden der Druck sowie der Sog von einer Vakuumpumpe erzeugt, die auch die Kreiselinstrumente versorgt.

Bei ölgeschmierten Vakuumpumpen ist ein Ölabscheider (Oil Separator) erforderlich um das Öl aus der Luft zu entfernen und wieder in den Ölbehälter des Triebwerks zurückzuführen.

Nachdem der Pilot das System eingeschaltet hat, wird durch ein zeitgesteuertes Ventil (Timer) ein Enteisungszyklus (1-4 Aufblasintervalle) durchgeführt. Ist das Ventil offen, dann steigt der Druck.

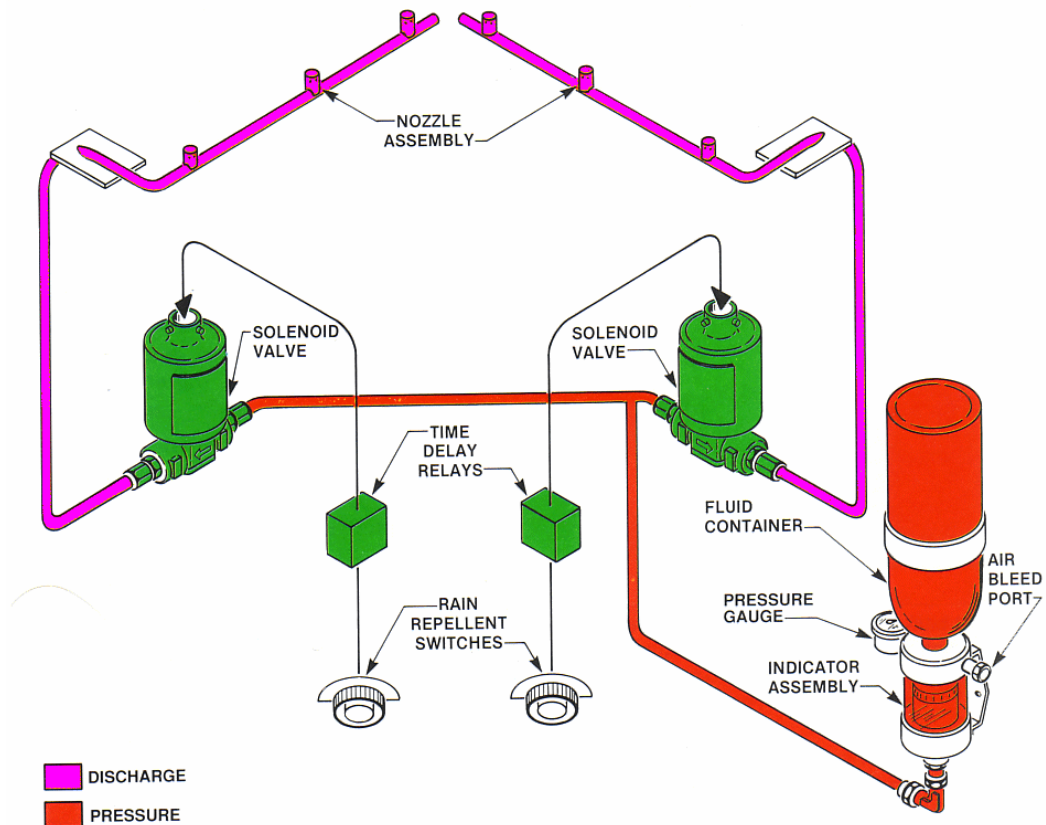
In der Folge öffnet sich ein federbelastetes Wechselventil (Shuttle Valve) und die Matten werden aufgeblasen. Schließt das zeitgesteuerte Ventil, dann verbindet das Shuttle Valve die Matten mit der Saugseite der Vakuumpumpe. Zwei Sicherheitsventile (Vacuum Relief Valve, Pressure Relief Valve) begrenzen Sog und Druck.

Bei abgeschaltetem Enteisungssystem stehen die Matten unter dauerndem Unterdruck, um die aerodynamische Form von Flügel und Leitwerk zu erhalten.

## **12.5 REGENABWEISUNG und -ENTFERNUNG (Rain Repellent and Removal)**

**Lufffahrzeuge, die routinemäßig in schlechtem Wetter operieren, benötigen Regenschutzsysteme. Folgende Systeme finden Verwendung:**

## 12.5.1 CHEMISCHE REGENABWEISUNG (Chemical Rain Repellent System)



- Chemical rain repellent system used on a jet transport airplane.

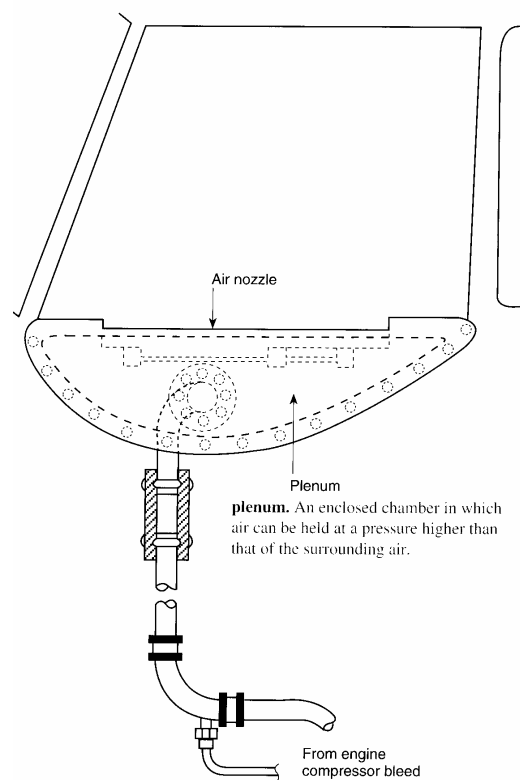
Die Repellent-Flüssigkeit steht in der Vorratsflasche unter Druck (ca. 6 bar). Das System wird mittels Druckknopf (Rain Repellent Switch) eingeschaltet. Das Zeitrelais (Time Delay Relay) öffnet für eine gewisse Zeit das Magnetventil (Solenoid Valve) und die Flüssigkeit wird von den Düsen (Nozzle Assembly) auf die entsprechende Frontscheibe gesprüht.

Die Flüssigkeit verteilt sich durch den Fahrtwind auf der Scheibe und bewirkt ein starkes Vergrößern der Oberflächenspannung des Regenwassers, wodurch sich sehr große Tropfen bilden, die vom

Luftstrom weggerissen werden. Die chemische Regenabweisung kann auch in Verbindung mit einem Scheibenwischer eingesetzt werden.

Nach einer Betätigung ist die Scheibe bei starkem Regen für zirka 10 Minuten frei von Sichtbehinderung.

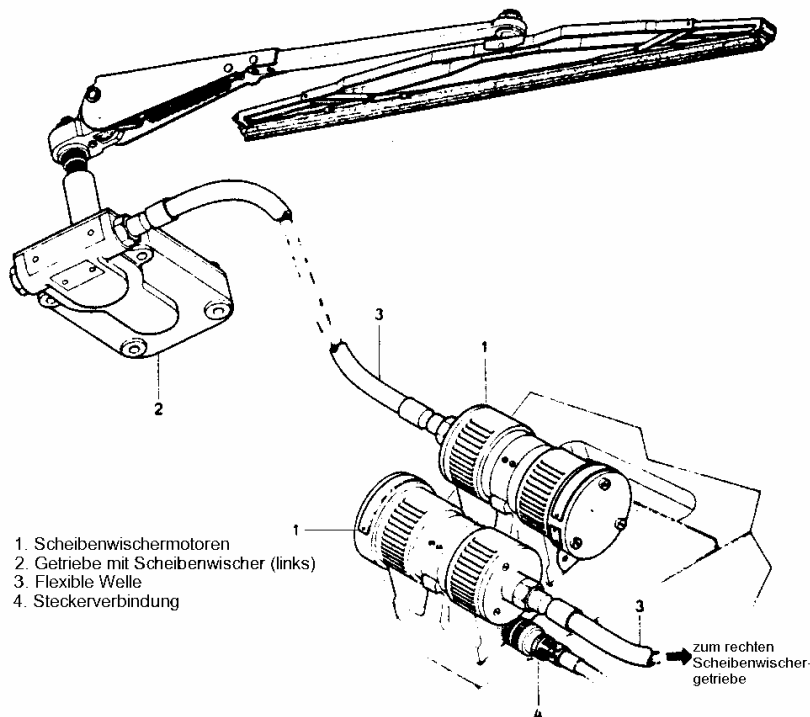
### 12.5.2 PNEUMATISCHE REGENABWEISUNG (Pneumatic Rain Repellent System)



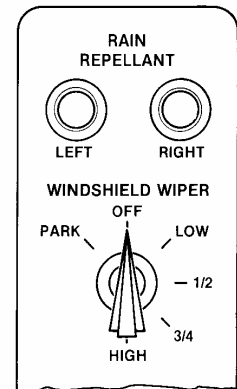
*Pneumatic rain removal system*

Luft wird vom Triebwerksverdichter über eine Düsenkammer (Plenum) auf die Außenseite der Frontscheibe geleitet und erzeugt dort einen Hochgeschwindigkeits-Luftschild. Die Wassertropfen können diesen nicht durchdringen.

## 12.5.3 REGENENTFERNUNG DURCH SCHEIBENWISCHER (Windshield Wiper System)

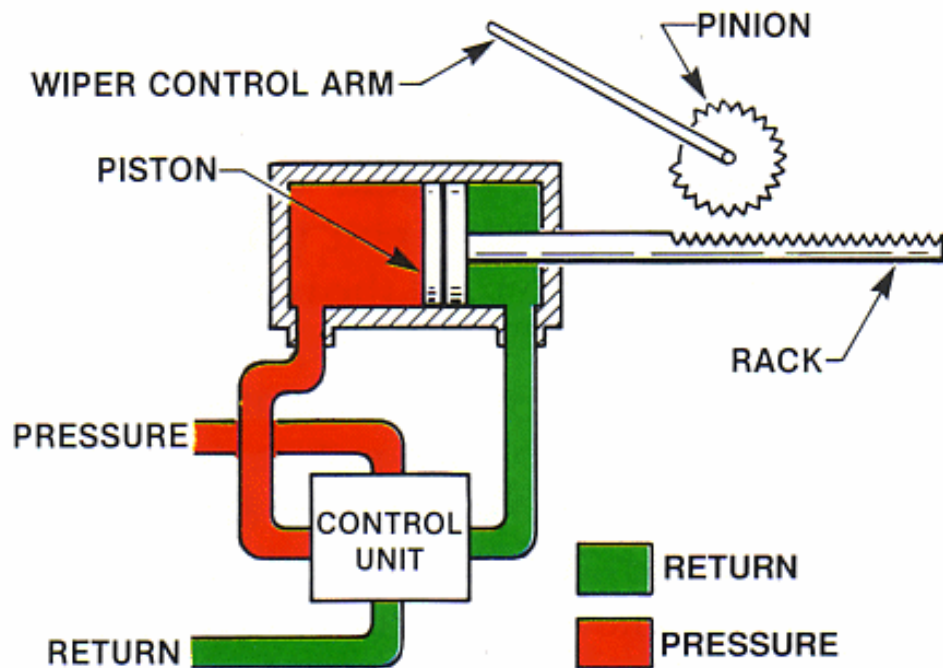


• Scheibenwischeranlage



• Rain control panel on a jet

Das Scheibenwischersystem muss hohen Luftkräften widerstehen und besteht aus zwei Wischerarmen die von je einem Elektromotor über biegsame Wellen und Getriebe angetrieben werden. Im Getriebe wird die Drehzahl herabgesetzt und die Drehbewegung in eine Schwenkbewegung umgewandelt. Der Wischerarm arbeitet mit maximal 300 Schlägen pro Minute.



- *Hydraulically operated windshield wiper.*

Bei manchen Flugzeugen werden die Scheibenwischer durch hydraulische Linearmotoren (Arbeitszylinder) angetrieben. Der Betätigungsdruck kommt vom Flugzeughydrauliksystem, der über ein Regelventil (Control Unit) periodisch den Zufluss des Hydrauliköles zum Arbeitszylinder ändert.

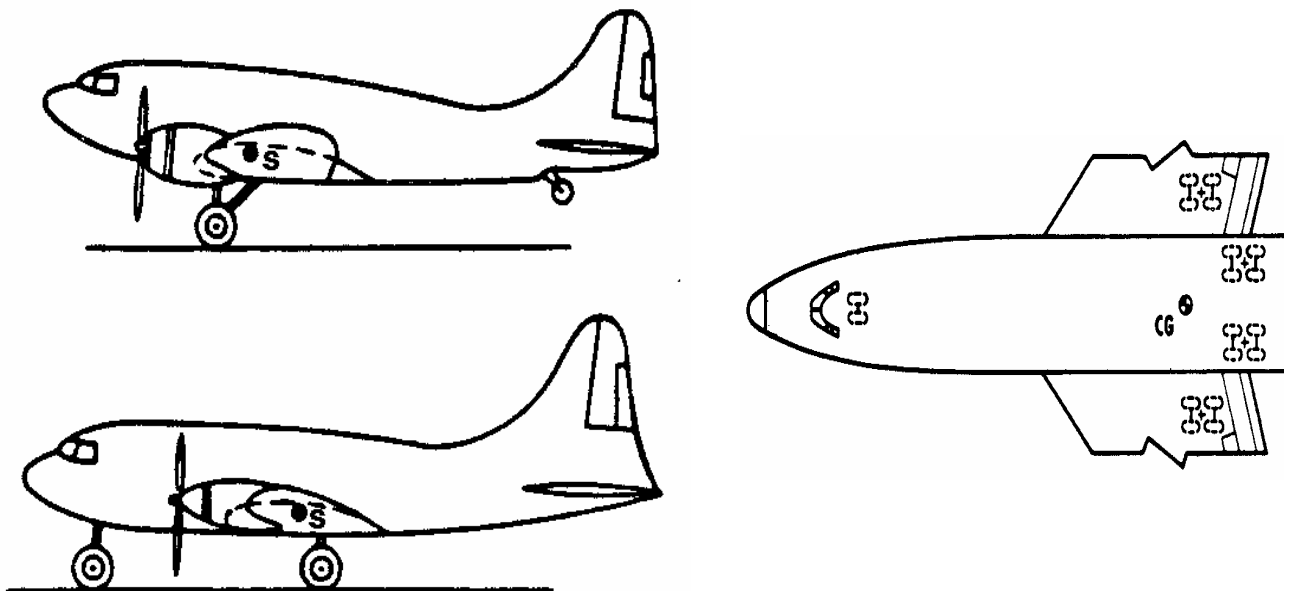
Wird der Scheibenwischer abgeschaltet, wird das Blatt in eine geschützte Parkposition gefahren.

## 13 FAHRWERK (Landing Gear – ATA 32)

### 13.1 ALLGEMEINES

Heute sind einziehbare Fahrwerke für einen wirtschaftlichen Flugbetrieb üblich. Starre, nicht einziehbare Fahrwerke, mit oder ohne Verkleidung, kommen nur noch bei kleinen oder relativ langsamen Flugzeugen vor.

Zwei Hauptfahrwerke im Bereich des Flugzeugschwerpunktes und ein lenkbares Bugfahrwerk bilden für die meisten Flugzeuge die Standardanordnung. Die zwei Hauptfahrwerke müssen etwa 90% des Flugzeuggewichtes tragen, und bei der Landung die hohe kinetische Energie des Landestoßes mit ausreichender Sicherheit übernehmen.



- Beim Heck-(Sporn-)fahrwerk müssen die Hauptfahrwerke vor dem Schwerpunkt liegen. Diese Fahrwerksart ist dadurch insta-

bil und bei Start und Landung sowie beim Rollen schwer zu beherrschen. Sie gestattet aber kurze Starts auf unbefestigten, weichen Pisten.

- Beim Bugfahrwerk liegen die Hauptfahrwerke hinter dem Schwerpunkt. Es ist stabil und heute die Standardfahrwerksart.
- Bei sehr schweren und großen Flugzeugen besteht die Schwierigkeit, die auftretenden Belastungen durch ein Dreipunktfahrwerk vom Boden auf den Festigkeitsverband des Flugzeuges und umgekehrt zu übertragen. Außerdem kann die entstehende Bodenbelastung für Piste und Rollweg zu groß werden. Hier verwendet man sogenannte aufgelöste Hauptfahrwerke.

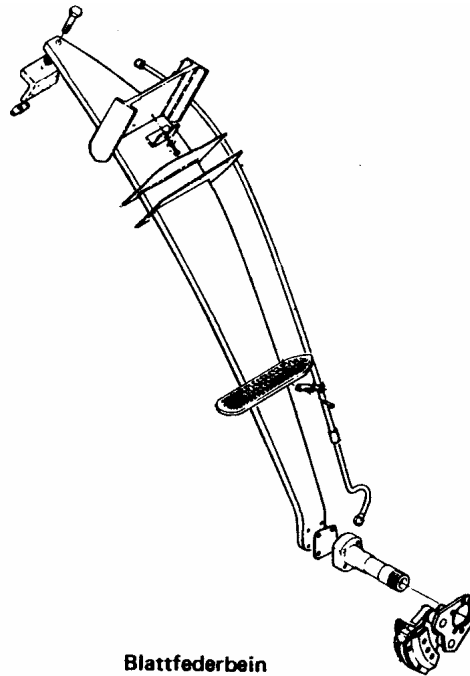
## 13.2 AUFBAU (Construction)

Fahrwerke bestehen aus hochfesten Stahl-, Aluminium- und Titanlegierungen und müssen einen Landestoß bei einer Sinkgeschwindigkeit von 3,05 m/s (10 fps) bei maximalem Landegewicht und die auftretenden Bremslasten aufnehmen können. Dabei dürfen keine bleibenden Verformungen auftreten.



## 13.3 STOSSAUFNAHME (Shock Absorbing)

### 13.3.1 BLATTFEDERBEIN (Spring Steel Shock Strut)



Blattfederbein

**Dieses Federbein aus Federstahl wird für Hauptfahrwerke an kleinen Flugzeugen verwendet, wo der Landestoß über zwei Anschlusslager in den Rumpf übertragen wird.**

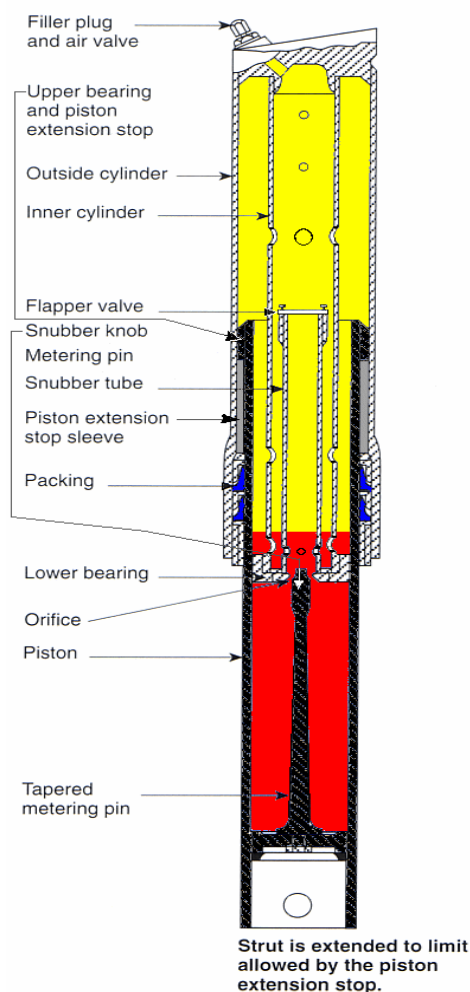
**Spur und Sturz des Rades kann durch Beilegen von entsprechend geformten Scheiben bei der Radachsenbefestigung eingestellt werden.**

**Das Blattfederbein (ebenso das ähnlich funktionierende Rohrfederbein) muss zur Aufnahme des Landestoßes seitlich ausfedern. Die Dämpfung der Bewegung erfolgt dabei durch die Reibkraft der Reifen, die bei ihrer Seitenverschiebung entsteht.**

### 13.3.2 GAS-ÖLFEDERBEIN (Air-oleo Shock Strut)

Die heute benutzten Federbeine sind pneumatisch-hydraulisch wirkende Einheiten, welche die Energie eines Stoßes beim Ein- und Ausfedern aufnehmen und dämpfen. Dabei übernimmt vorwiegend das Öl die Dämpfung und das Gas die Federungsarbeit.

Als Öl wird Hydrauliköl und als Gas Stickstoff (N<sub>2</sub>) oder trockene Pressluft verwendet. Ist die Stickstoff- und Ölfüllung eines Federbeines im richtigen Verhältnis und in der richtigen Menge gefüllt, dann kann der Kolben nicht auf den oberen Anschlag durchschlagen, was zur Beschädigung führen würde.



• Air-oleo Shock Absorber

**Das Federbein ist mit dem äußeren Zylinder (Outside Cylinder) in der Luftfahrzeugstruktur befestigt. Im äußeren Zylinder ist ein innerer Zylinder (Inner Cylinder, in der Literatur manchmal auch "Führungsrohr" bezeichnet) befestigt. Dieser dient der Stützung und Führung des beweglichen Federbeinkolbens (Piston, manchmal auch "Innerer Zylinder" bezeichnet), an dem die Räder befestigt sind.**

**Beim Landestoß strömt Öl aus dem Kolbeninneren über eine veränderbare Dämpfungsbohrung (Orifice) in ein Dämpferrohr (Snubber Tube) und von dort über Bohrungen und ein Klappen-Rückschlagventil (Flapper Valve, wird dabei abgehoben) in den inneren und äußeren Zylinderraum.**

**Der im Kolben montierte, sich nach oben hin verjüngende Dämpfungsstab (Tapered Metering Pin) reicht kurz nach Beginn des Einfederns mit seinem schmalen Ende in die Dämpfungsbohrung und lässt viel Öl nach oben strömen. Beim weiteren Einfedern verkleinert der konische Dämpfungsstab fortlaufend die Dämpfungsbohrung. Die Fließgeschwindigkeit des Öles und damit die Geschwindigkeit des Einfederns werden dadurch verringert (progressive {fortschreitende} Dämpfung). Ein Teil des Landestoßes wird dabei in Hitze umgewandelt. Der Stickstoff im Zylinderraum wird dabei komprimiert und nimmt die verbleibende Energie des Landestoßes auf.**

**Nach der Aufnahme des Landestoßes federt das Federbein wieder**

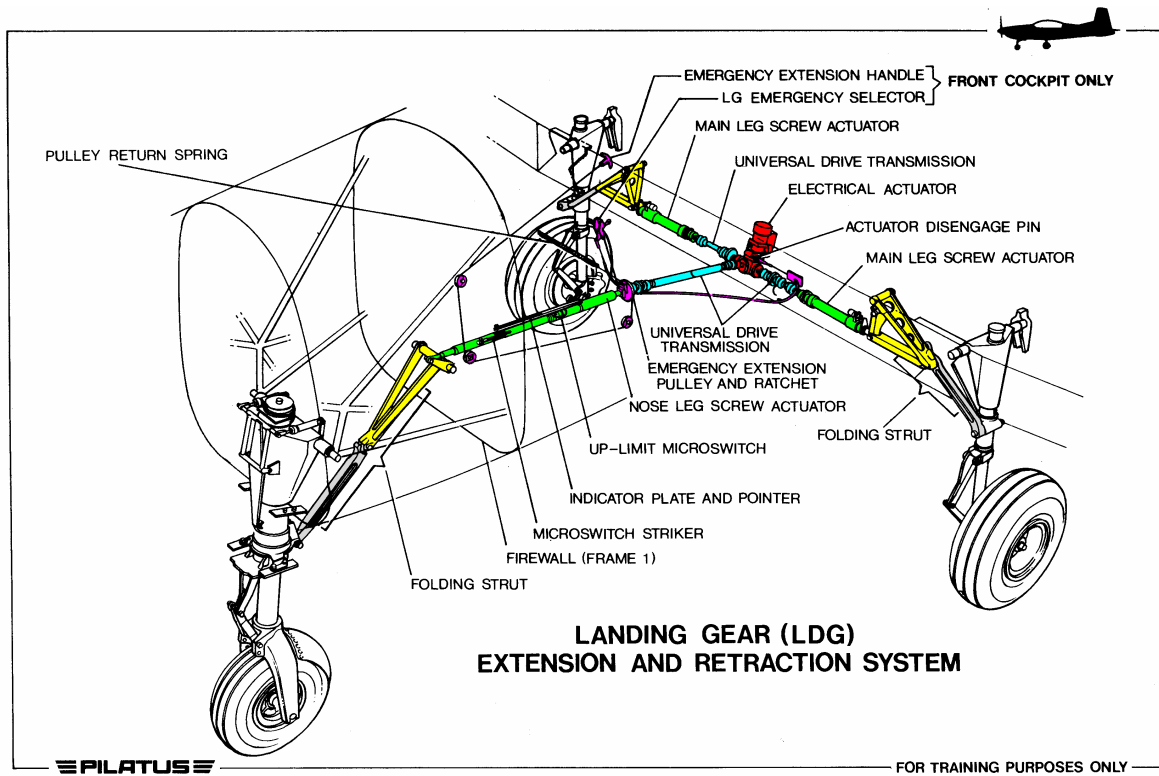
aus. Dabei drückt der komprimierte Stickstoff das Öl wieder in den Kolben und diesen wieder aus dem Zylinder. Ein zu rasches Ausfedern würde zum Hüpfen des Luftfahrzeuges führen. Deshalb wird die Fließgeschwindigkeit des Öles beim Ausfedern durch das Schließen des Rückschlagventils (Flapper Valve) eingeschränkt. Das Öl kann dann nur noch verzögert durch die seitlichen Bohrungen des Dämpferrohrs fließen.

Beim Abheben eines Luftfahrzeuges wird der Fahrwerkskolben durch die Kombination aus seinem Gewicht und dem Stickstoffdruck sehr rasch ausgefahren. Kurz bevor der Kolben an der unteren Anschlagshülse (Piston Extension Stop Sleeve) hart anschlägt, muss die Ausfedergeschwindigkeit stark verzögert werden, um eine Beschädigung zu vermeiden. Dies geschieht durch eine Verdickung am Ende des Dämpfungsstabes (Snubber Knob), die den Ölfluss durch die Dämpfungsbohrung (Orifice) stark einschränkt.

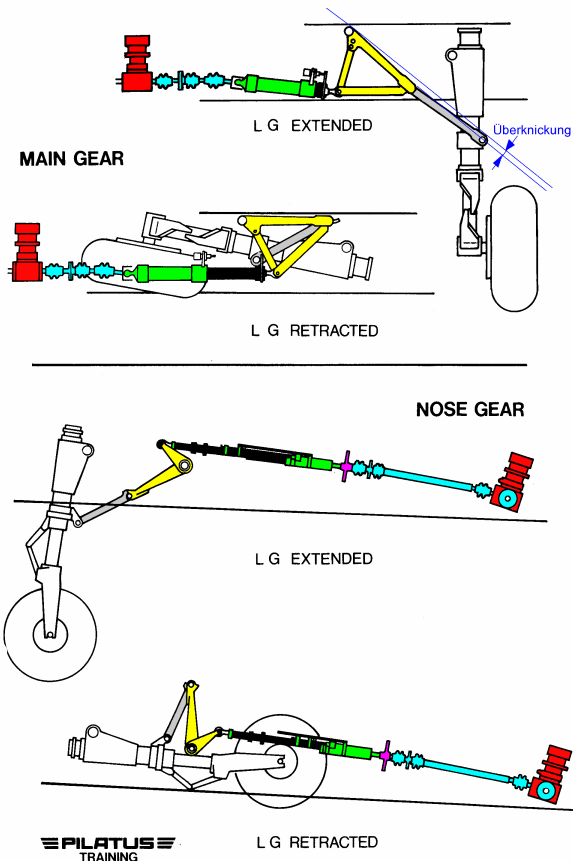
## **13.4 FAHRWERKSBETÄTIGUNGSSYSTEME (Extension and Retraction Systems)**

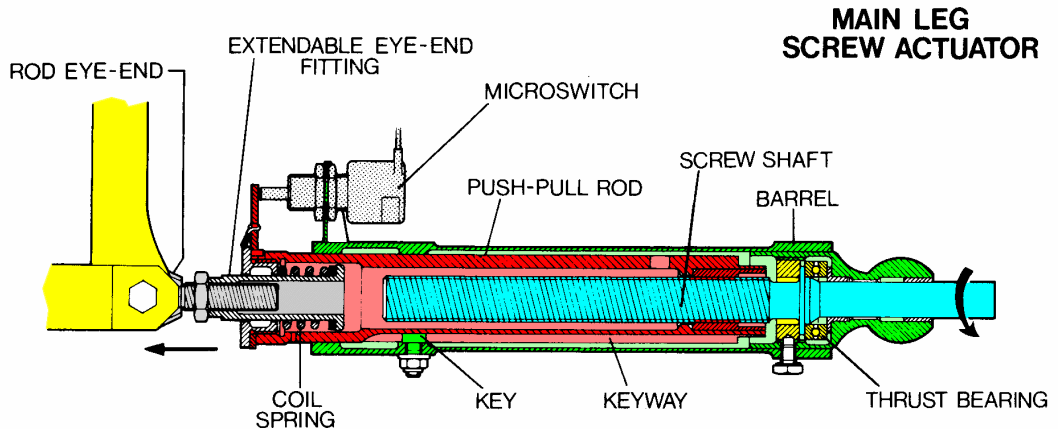
Das Fahrwerk erzeugt einen großen Widerstand und ist daher bei vielen Luftfahrzeugen einziehbar konstruiert. Dies kann manuell, elektrisch oder hydraulisch erfolgen. Die Betätigungssysteme, die Ein- und Ausfahrverriegelungen und die Fahrwerksschachtklappen müssen für die auftretenden Belastungen ausgelegt sein.

## 13.4.1 ELEKTRISCHE FAHRWERKS BETÄTIGUNG



### ACTUATION SYSTEM - SCHEMATIC





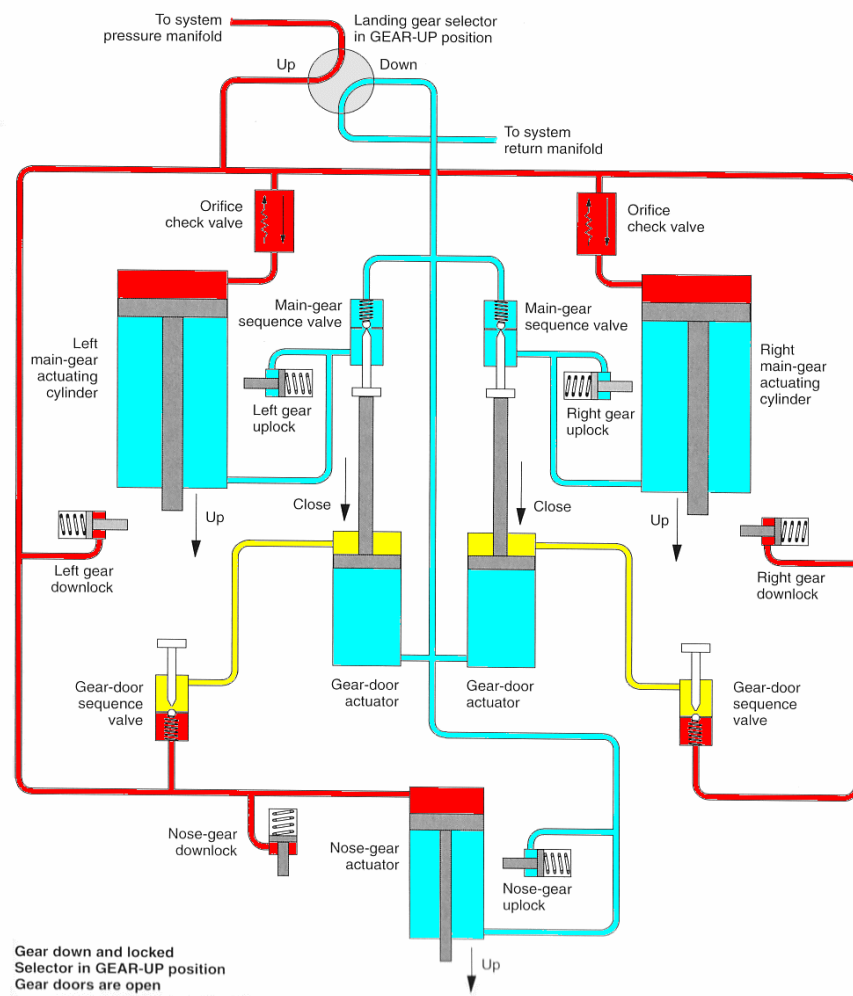
Das Herz einer elektrischen Fahrwerksbetätigung ist ein zentraler Elektromotor (Electrical Actuator) zwischen den Hauptfahrwerken. Für das Ein- und Ausfahren muss der Motor für eine Drehrichtungsumkehr ausgelegt sein.

Die Bewegung des Fahrwerkes erfolgt durch Drehwellen (Universal Drive Transmission), welche Betätigungsspindeln (Screw Actuator) antreiben. Diese betätigen direkt die Knickstreben (Folding Strut) der Fahrwerke. Im ausgefahrenen Zustand verhindert eine Überknickung der Knickstreben ihr Einbrechen bei Belastung.

Eingeschaltet wird der Motor über den Fahrwerkshebel im Cockpit, der direkt mit einem Mikroschalter (Microswitch) am Federbein verbunden ist. Als Sicherung gegen ungewolltes Einfahren der Fahrwerke am Boden kann der Stromkreis zum Motor durch den Fahrwerkshebel nur dann geschlossen werden, wenn der Mikroschalter den Flugzustand (Federbein gestreckt) „meldet“. Die Ausschaltung des zentralen Motors erfolgt über Endlagen-Mikroschalter, die in den Aus- und Einfahrverriegelungen des Fahrwerks installiert sind.

## 13.4.2 HYDRAULISCHE FAHRWERKS BETÄTIGUNG

Anstelle von Elektromotor und Betätigungsspindeln werden hier hydraulische Arbeitszylinder verwendet, welche das Fahrwerk ein- und ausfahren. Der dazu erforderliche Hydraulikdruck kommt vom Hydrauliksystem des Luftfahrzeuges.



Das Beispiel zeigt ein einfaches, im Fluge ausgefahrenes und verriegeltes DreibeinFahrwerk. Die an den Hauptfahrwerksschächten angebrachten Abdeckklappen (Gear-door) sind geöffnet. Der Fahrwerkswahlhebel (Landing Gear Selector) wurde auf "Einfahren" ("Up") gestellt.

**Hydraulikdruck baut sich nun in den einzelnen Fahrwerkskreisen auf und entriegelt die Verriegelung des ausgefahrenen Fahrwerks (Gear Downlock), indem der Verriegelungsbolzen gegen den Federdruck eingefahren wird. Der Druck oberhalb des Kolbens des entsprechenden Fahrwerkszylinders (Gear Actuating Cylinder) fährt nun die Kolbenstange aus und dadurch das jeweilige Fahrwerk ein.**

**Wenn das Fahrwerk einfährt, fließt die vorhandene Hydraulikflüssigkeit unterhalb des Fahrwerkszylinderkolbens über die Rücklaufleitung ab. Am Ende der Bewegung des Kolbens wird die Verriegelung des eingefahrenen Fahrwerks (Gear Uplock) an jedem Fahrwerksbein drucklos und die Feder drückt den Verriegelungsbolzen hinaus.**

**Gleichzeitig öffnet die Kolbenstange jedes Hauptfahrwerkszylinders in ihrer Endstellung das Nachrangschaltventil (Gear-door Sequence Valve) der Fahrwerksschachtklappe. Der nun vorhandene Druck an der Oberseite des Fahrwerksschachtklappenzyinders (Gear-door Actuator) fährt nun die Kolbenstange ein und schließt dadurch die Fahrwerksschachtklappe.**

**Am Bewegungsbeginn des Zylinderkolbens der Fahrwerksschachtklappe schließt das jeweilige Vorrangschaltventil (Main-gear Sequence Valve). Dies gewährleistet, dass beim Ausfahren zuerst die Fahrwerksschachtklappen öffnen bevor die Hauptfahrwerke ausfahren.**



Üblicherweise wird der Hydraulikkreis des Fahrwerkes, wenn es in der jeweiligen Endstellung verriegelt ist, drucklos geschaltet.

*Übung: Erklärung des Ausfahrvorganges!*

### **13.4.3 NOTBETÄTIGUNGSSYSTEME (Emergency Extension Systems)**

#### **13.4.3.1 BEI ELEKTRISCHER FAHRWERKS BETÄTIGUNG**

Bei Ausfall des elektrischen Antriebes muss das Fahrwerk noch sicher durch manuelle Betätigung in die Landstellung gebracht werden können. Dazu wird im Falle der Pilatus PC-7 der elektrische Antriebsmotor durch eine mechanische Kupplung vom Getriebe getrennt (siehe PC-7-Skizze, LG Emergency Selector), weil das Drehen von Hand mit gekoppeltem Motor nicht möglich ist. Danach lässt sich nun über eine Ratschenvorrichtung (Emergency Extension Handle) im Cockpit die Drehwelle des Bugfahrwerkes in Ausfahr-richtung drehen. Durch das zentrale Verteilergetriebe, mit dem alle Drehwellen verbunden sind, drehen sich die Wellen der Hauptfahrwerke ebenfalls in Ausfahr-richtung.

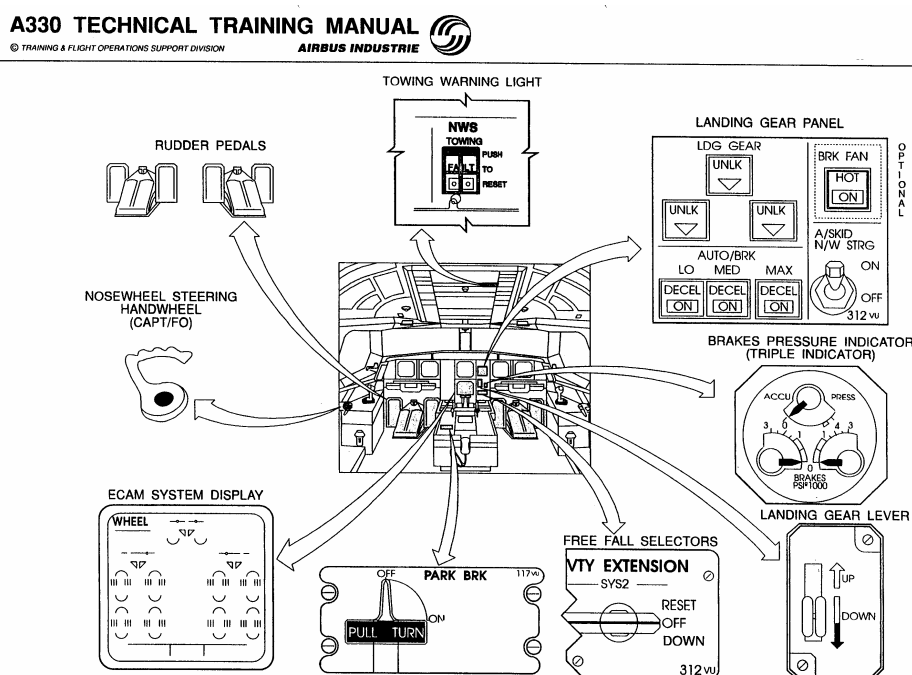
#### **13.4.3.2 BEI HYDRAULISCHER FAHRWERKS BETÄTIGUNG**

Hydraulische Fahrwerke großer Flugzeuge haben generell durch die mehrfach vorhandenen Hydrauliksysteme eine große Redundanz. Generell müssen jedoch auch alle hydraulisch betätigten Fahrwerke im Falle eines Hydraulikausfalls ausgefahren werden können.

Dies kann beispielsweise durch ein sogenanntes "Freifallventil" (Free-fall Valve) gewährleistet werden. Der Pilot kann dieses mit dem Notausfahrhebel (Emergency Extension - siehe Skizze in Punkt 13.5) betätigen und so die Leitungen miteinander verbinden. Dadurch sind die Räume ober- und unterhalb des Kolbens jedes Fahrwerkszylinders miteinander verbunden und das Fahrwerk fällt durch sein Eigengewicht, eventuell unter Mithilfe der Luftkraft, aus dem Schacht und verriegelt sich.

Eine weitere Möglichkeit besteht im Notausfahren durch Pressluft, die in den Fahrwerkszylinder gedrückt wird.

## 13.5 ANZEIGEN und WARNUNGEN (Indications and Warnings – A330)



### **a) LANDING GEAR PANEL**

- Ein "Unlock" - Warnlicht für jedes einzelne Fahrwerk zeigt rot, wenn entsprechend der Fahrwerkshebelstellung, entweder die Ein- oder Ausfahrverriegelung nicht eingerastet ist. Nach Verriegelung im ausgefahrenen Zustand leuchtet je ein grüner Pfeil. Im eingefahrenen Zustand verlischt die Anzeige.
- Mit den "Automatic Braking" - Druckknöpfen kann die gewünschte, automatische Bremsverzögerung vorgewählt werden. Der gewählte Knopf leuchtet blau. Wenn die gewählte Verzögerung erreicht wurde, ändert sich die Farbe auf grün.
- Mit dem "Anti-Skid" - Schalter werden das Antirutschsystem und die Bugfahrwerksteuerung aktiviert.
- Der "Brake Fan" - Druckknopf zeigt gelb, wenn die Bremsen zu heiß sind. Ist das Gebläse in Betrieb, ändert sich die Farbe auf grün.

### **b) TOWING WARNING LIGHT**

Das Warnlicht leuchtet, wenn beim Schleppen der maximale Buggrad-drehwinkel erreicht wird.

### **c) BRAKE PRESSURE INDICATOR**

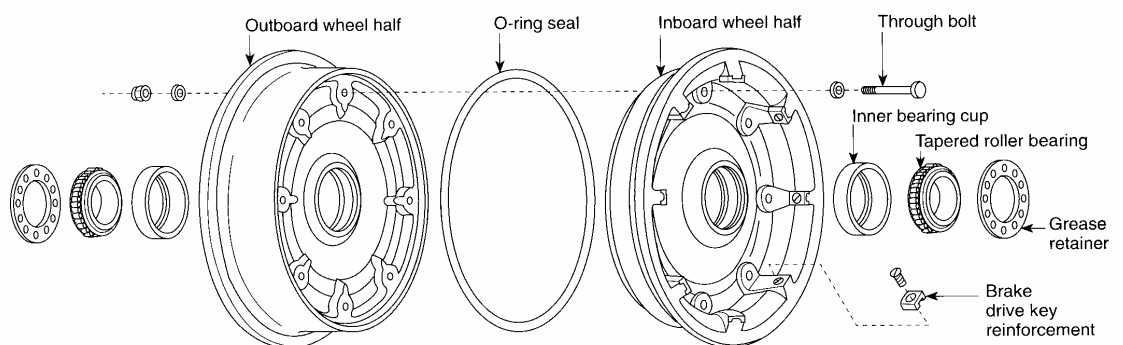
- Die "Accu Press" - Anzeige zeigt den Druck in den Bremsakkumulatoren.
- Die "Brakes" - Anzeigen zeigen den Druck, der den linken und rechten Bremsen zugeführt wird.

## d) ECAM SYSTEM DISPLAY

- Die "Wheel"-Menüseite des ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring) zeigt die Betätigungen und Anzeigen von Fahrwerk, Bremsen und Bugfahrwerksteuerung.

## 13.6 RÄDER (Wheel)

### 13.6.1 FELGEN (Rim, "Wheel")



• Exploded view of a typical two-piece wheel for a light aircraft

Da Flugzeugreifen sehr steife Seitenwände besitzen, sind die Felgen zur Montage geteilt. Ein Dichtring (O-Ring Seal) verhindert einen Druckverlust bei schlauchlosen Reifen. Sie bestehen aus Aluminium- oder Magnesiumlegierung.

Die bei Notbremsungen entstehende, große Hitze erhöht den Reifendruck beträchtlich. Die Felgen von Großflugzeugen besitzen daher Schmelzsicherungen (Fusible Plug), die den hohen Druck ablassen, bevor der Reifen explodiert.

## 13.6.2 REIFEN (Tire)

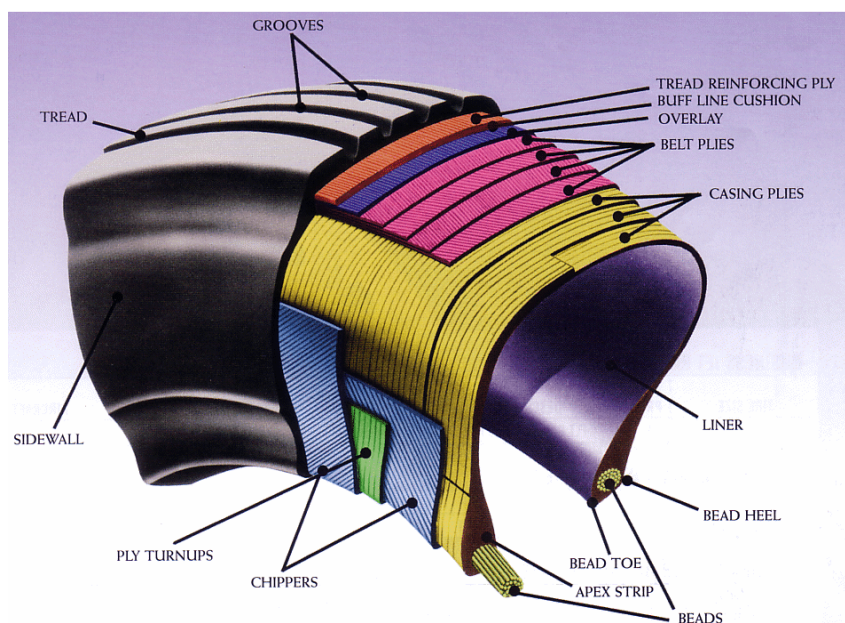
Die hohen Gewichte von Flugzeugen, der Landestoß sowie das dabei schlagartige Beschleunigen der Räder auf höchste Geschwindigkeiten erfordern spezielle Reifenkonstruktionen und umfangreiche Wartungsmaßnahmen (Kontrolle auf Beschädigung, Abnutzung und Reifendruck).

Die Reifen sind meist schlauchlos auf der Felge montiert wodurch Gewicht gespart wird. Außerdem erwärmt sich ein schlauchloser Reifen weniger, da beim Walken keine Reibung zwischen Schlauch und Reifen entsteht. Reifen von Kleinflugzeugen werden jedoch oft mit Schlauch montiert.

*Anmerkung: Beachte das Handbuch "Aircraft Tire Care and Maintenance" von Good-Year, Michelin oder Goodrich.*

### 13.6.2.1 REIFENARTEN

- **RADIALREIFEN (Radial Tire)**

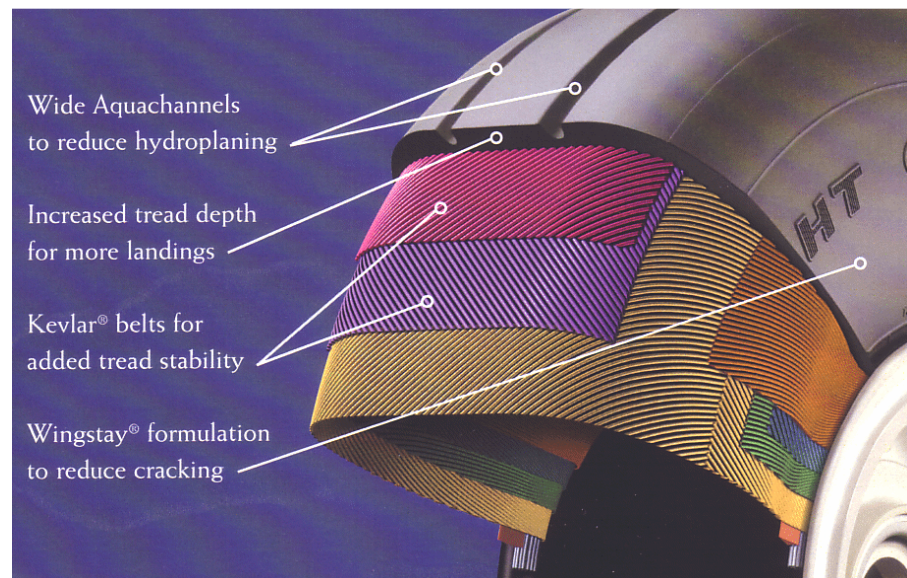


Der Festigkeitsträger, die Karkasse, besteht aus mehreren Schichten gummigetränkten Gewebes, (Casing Plies), deren Fasern von einem Drahtkern (Bead) radial zum gegenüberliegenden laufen. Diese Radialkarkassen gewährleisten die Festigkeit der Seitenflächen.

Ein Gürtel mit verschiedenen Schichten (Belt Plies, Overlay, Tread Reinforcing Ply) verstärkt die Tragfähigkeit der Lauffläche und erlaubt hohe Geschwindigkeiten.

Die Lauffläche besitzt ein einfaches Längsrillenprofil. Stollenprofile wie bei KFZ-Reifen würden sich durch die hohe Fliehkraft ablösen.

- **DIAGONALREIFEN (Bias-ply Tire)**



Die Karkasse besteht aus mehreren Schichten gummigetränkten Nylon-Gewebes (Plies), deren Fasern von ei-



nem Drahtkern (Wire Beads) in einem Winkel (abwechselnd) zum gegenüberliegenden laufen.

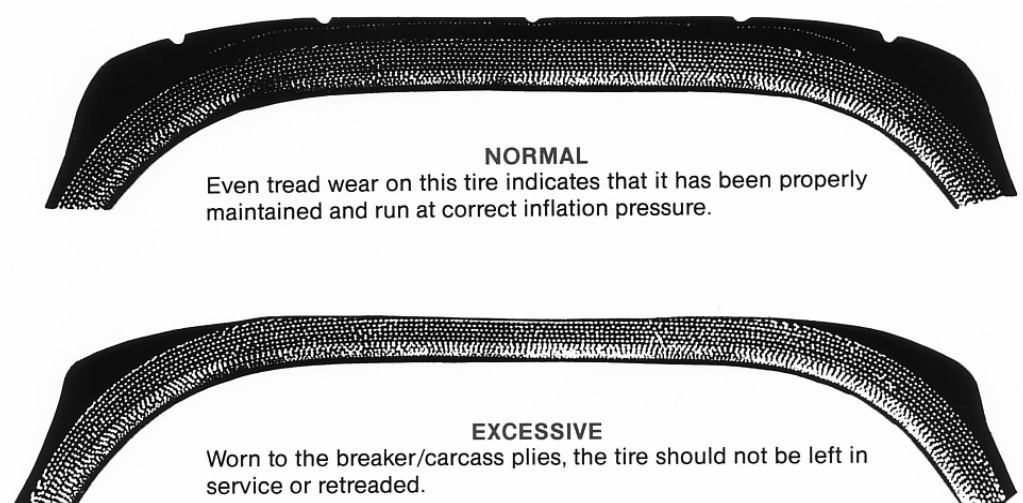
Die Gürtelschichten (Belts) haben im Prinzip dieselben Funktionen wie beim Radialreifen und bestehen bei modernen Reifen aus Kevlargewebe.

### 13.6.2.2 REIFENABNÜTZUNG

Ein Reifen muss spätestens dann getauscht werden, wenn an einer Stelle des Reifens die Profilrillen nicht mehr zu sehen sind, oder die vom Luftfahrzeug-Hersteller angegebene Maximalabnützung erreicht wurde.

Wird an einer Stelle das Gewebe sichtbar darf der Reifen nicht mehr runderneuert (aufvulkanisieren neuer Lauf- und Seitenflächen) werden.

Typische Reifenabnützung:

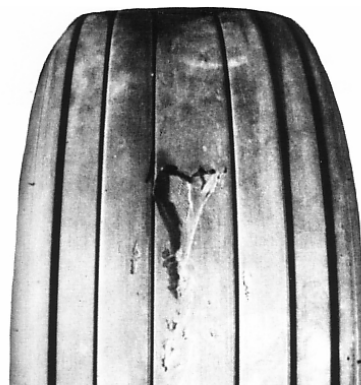


### 13.6.2.3 REIFENSCHÄDEN



**Cuts**  
Penetration by a foreign object.

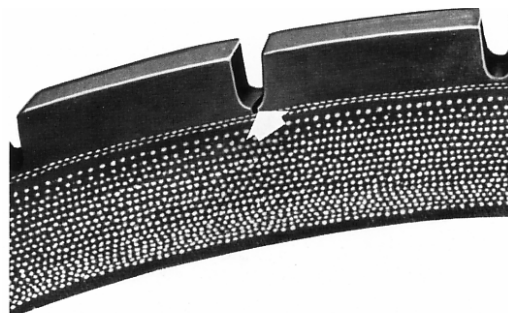
**Removal criteria:**  
1. Any cuts into the carcass ply.  
2. Cuts extending more than half of the width of a rib and being deeper than 50% of the remaining groove depth.



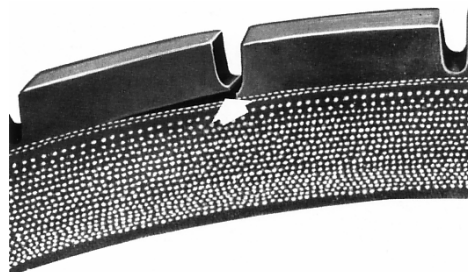
**Tread Chunking**  
A pock mark condition in the wearing portion of tread... usually due to rough or unimproved runways. Remove if fabric is visible.



**Tread Separation**  
A rather large area of separation or void between components in the tread area due to loss of adhesion. Usually caused by excessive loads or flex heating from underinflation. Remove immediately.



**Groove Cracking**  
A circumferential cracking at the base of a tread groove; remove if fabric is visible. Can result from underinflated or overloaded operation.

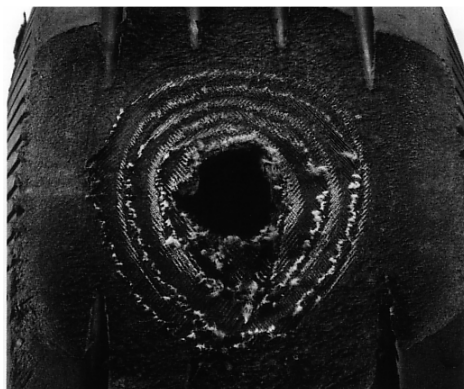


**Rib Undercutting**  
An extension of groove cracking progressing under a tread rib; remove from aircraft. Can lead to tread chunking, peeled rib or thrown tread.



**Ozone or Weather Checking/Cracking**  
Random pattern of shallow sidewall cracks. Usually caused by age deterioration, prolonged exposure to weather or improper storage. Remove if fabric is visible.





**Skid**  
An oval-shaped flat spot or skid burn in the tread rubber. May extend to or into fabric plies. Remove if balance is affected or fabric is exposed.

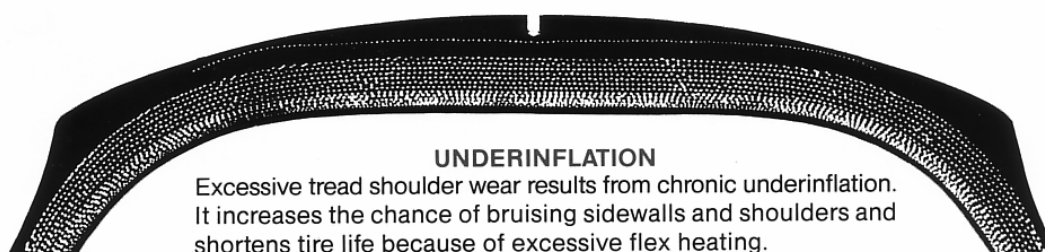


**Tread Rubber Reversion**  
An oval-shaped area in the tread similar to a skid, but where rubber shows burning due to hydroplaning during landing. Usually caused by wet or ice-covered runways. Remove if balance is affected.

### 13.6.2.4 REIFENDRUCK

**Das Aufrechterhalten des korrekten Reifendruckes ist der wichtigste Faktor der Reifenwartung. Das Einregulieren des vorgeschriebenen Fülldruckes darf nur durch Druckerhöhung, niemals durch Ablassen eines zu hohen Druckes erfolgen.**

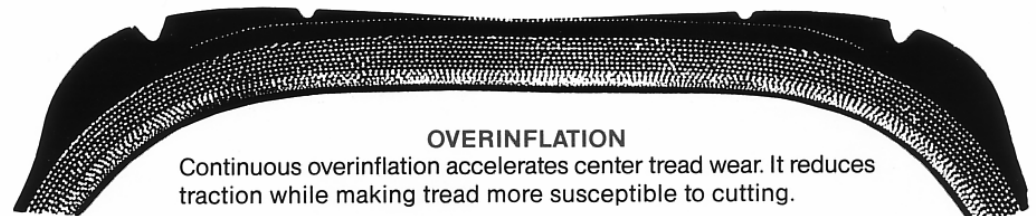
**Da der Sauerstoff der Luft mit dem Reifenmaterial chemisch reagiert und bei Radüberhitzung die Brandentfackung unterstützt, sind die Reifen größerer Luftfahrzeuge mit Stickstoff zu füllen.**



#### UNDERINFLATION

Excessive tread shoulder wear results from chronic underinflation. It increases the chance of bruising sidewalls and shoulders and shortens tire life because of excessive flex heating.

**Zu geringer Reifendruck führt zu vermehrter Abnutzung an den Reifenschultern und, durch die Walkarbeit der Seitenwände, zur Überhitzung.**



**Bei zu hohem Reifendruck nützt sich die Reifenmitte stark ab. Weiters wird die Bodenhaftung vermindert und die Felgen werden höher belastet.**

**Der Reifendruck muss bei kalten Reifen, mindestens täglich mittels geeichten Manometers kontrolliert werden. Der vorgeschriebene Druck ist dem jeweiligen Luftfahrzeugwartungshandbuch zu entnehmen. Darin wird zwischen dem Druck des unbelasteten (aufgebockten) und belasteten Luftfahrzeug unterschieden. Bei Belastung kommt es zu einer Volumenverringering im Reifen und dadurch zu einem Druckanstieg von ca. 4%.**

**Neu montierte, schlauchlose Reifen mit Nylonkarkasse vergrößern innerhalb der ersten 12 Stunden etwas ihren Durchmesser. Der dadurch entstehende Druckabfall muss wieder korrigiert werden.**



Typical tire vent markings.

Schlauchlose Reifen haben wegen der Diffusion der Gasmoleküle durch den Innengummi immer einen leichten Druckverlust. Um eine Trennung einzelner Gewebeschichten oder Blasenbildung zu verhindern, sind gekennzeichnete Entlüftungsbohrungen vorhanden.

Bei neumontierten Schlauchreifen muss der Druck in der ersten Woche öfter kontrolliert werden, da durch die Reifenmontage Luft zwischen Schlauch und Reifen gefangen wurde. Diese Luft entweicht bei Betrieb und es erfolgt ein Druckabfall.

## 13.7 RADBREMSEN (Brakes)

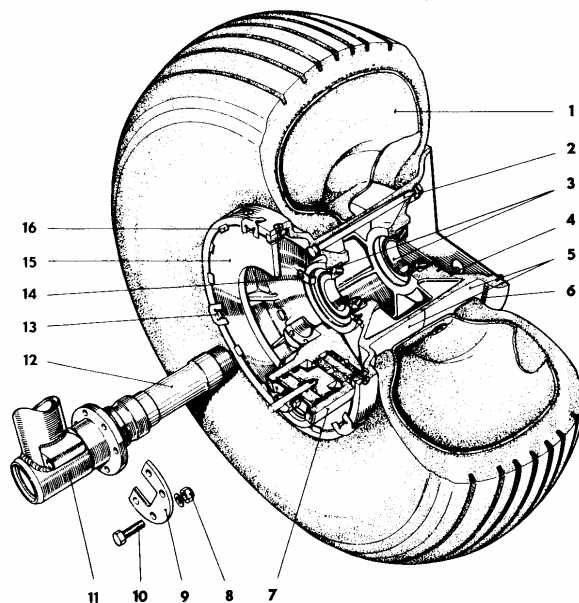
Radbremsen sind meist als Ein- oder Mehrscheibenbremsen ausgeführt. Die schweren und nicht so zuverlässigen Trommelbremsen werden im modernen Luftfahrzeugbau nicht mehr verwendet.

## 13.7.1 BREMSENBETÄTIGUNGSSYSTEME (Brake Actuation Systems)

Die Radbremsen lassen sich über die Seitenruderpedale oder Bremszusatzpedale bedienen. Bremsen werden durch hydraulische Energie betätigt. Durch unabhängige Bremsbetätigung am Hauptfahrwerk können auch Richtungsänderungen eingeleitet werden.

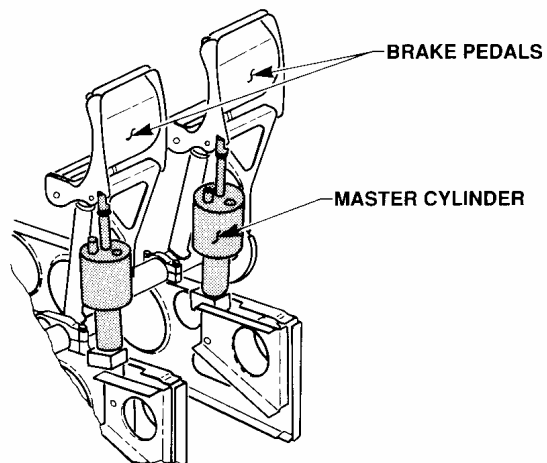
### 13.7.1.1 KLEINERE LUFTFAHRZEUGE

Bei ihnen wird die hydraulische Energie mittels Pedalkraft durch zwei Hauptbremszylinder (Master Cylinder) erzeugt und an die entsprechenden Bremsen geleitet (siehe auch 3. KLASSE, Punkt 11.2.1).

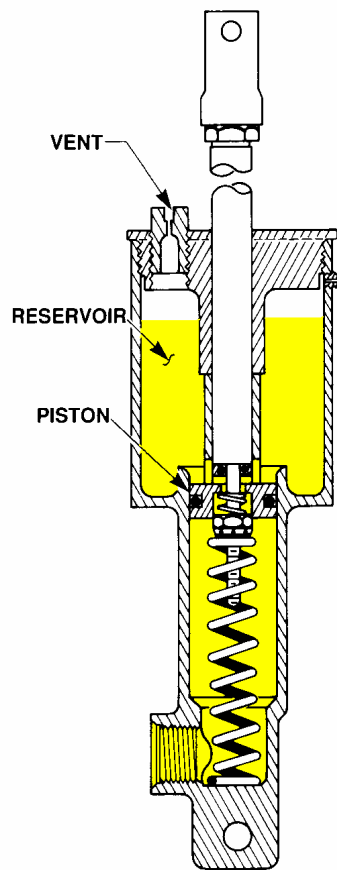


- |   |   |    |                                   |
|---|---|----|-----------------------------------|
| 1 | Reifen mit Schlauch   | 9  | Begrenzungsscheibe                |
| 2 | Bolzen  | 10 | Gewindebolzen                     |
| 3 | Konische Rollenlager  | 11 | Kolbenendstück                    |
| 4 | Luftventil  | 12 | Radachse                          |
| 5 | Felgenhälften   | 13 | Begrenzungsklemme,<br>Bremscheibe |
| 6 | Rillen (damit der Reifen auf<br>der Felge festsitzt und nicht<br>rutscht) | 14 | Gelenkhalterung                   |
| 7 | Radbremszylinder  | 15 | Bremscheibe                       |
| 8 | Mutter  | 16 | Übertragungskeile                 |

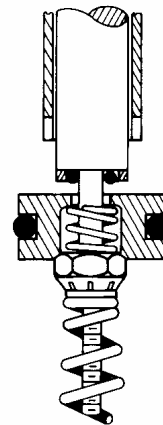
• Rad, Hauptfahrwerk



THE MASTER CYLINDERS MOUNT ON THE RUDDER PEDALS, AND PRESSURE ON THE TOP OF THE PEDALS DEPRESSES THE PISTONS IN THE MASTER CYLINDERS.  
(A)



INTERNAL VIEW OF THE BRAKE MASTER CYLINDER.  
(B)



DETAIL OF THE COMPENSATOR PORT IN THE BRAKE MASTER CYLINDER.  
(C)

- Master cylinder for individual hydraulic brakes.

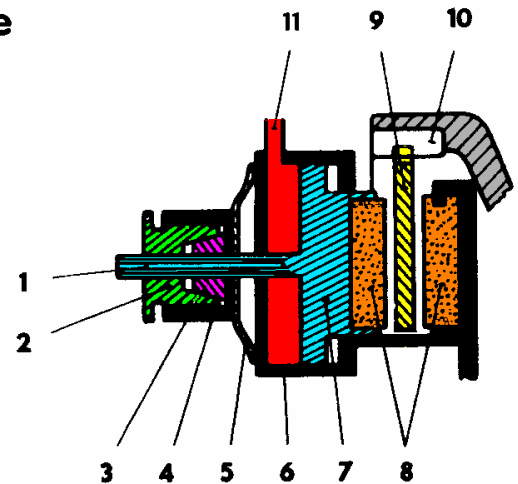
**Jede Bremsseite besitzt einen eigenen Bremskreis und das Gehäuse jedes Hauptbremszylinders beinhaltet einen belüfteten (Vent) Bremsflüssigkeitsbehälter (Reservoir) der mit Hydrauliköl gefüllt ist.**

**Der entsprechende Kolben (Piston) im Hauptbremszylinder ist mit einem Seitenruderpedal verbunden. Der Kolben wird bei der Bremsbetätigung nach unten gedrückt und erhöht dadurch im Bremszylinder des jeweiligen Rades den Hydraulikdruck auf den Bremskolben.**

**Wird das Bremspedal entlastet, dann drückt eine Rückholfeder den Kolben des Hauptbremszylinders bis an den Anschlag an der konzentrischen Kolbenstangenführung zurück. Dabei hebt die mit einem O-Ring versehene Stirnseite der beweglichen Kolbenstange vom Kolben ab. Dadurch können Hydrauliköl (Volumenvergrößerung durch Erwärmung) und Luftblasen durch eine ringförmige Öffnung (Compensator Port) in das Reservoir gelangen. Beim Abkühlen und eventuell leichtem Hydraulikölverlust kann Öl über diese Öffnung in den Zylinder nachfließen.**

## Bremse

- 1 Stift für die Selbstjustierung
- 2 Nachstellschraube
- 3 Konische Stiftführung
- 4 Schraubengehäuse
- 5 Feder
- 6 Radbremszylinder
- 7 Kolben
- 8 Bremsbelag
- 9 Bremsscheibe
- 10 Übertragungskeile
- 11 Leitung - Bremsflüssigkeit



Bei der Bremsbetätigung drückt im jeweiligen Radbremszylinder der Bremskolben (7) auf den beweglichen Bremsbelag (8 li) und bremst, zusammen mit dem festsitzenden Belag (8 re), die Bremsscheibe (9). Diese überträgt das Bremsmoment über Übertragungskeile (10), die an der Felge befestigt sind, auf das Rad. Die Bremsscheibe kann sich entlang der Übertragungskeile seitlich verschieben und sich so der Abnutzung der Bremsbeläge anpassen.

Beim Lösen der Bremse wird der Bremskolben (7) beispielsweise an einem an ihm befestigten Stift (1) durch den Federbügel (5, oftmals eine Spiralfeder) zurückgezogen. Dadurch wird die Bremsscheibe wieder freigegeben.

Um zu vermeiden, dass sich bei Abnutzung der Bremsbeläge der Pedalweg vergrößert, stellt sich der Bremskolben selbsttätig nach. Dadurch ist der Weg des Kolbens immer

gleich. Dies wird durch den Justierstift (1) gewährleistet. Er ist vorerst in der, durch die Nachstellschraube (2) einstellbaren, konischen Führung (3) unbeweglich befestigt. Die Reibung in der Führung wird durch das vorgeschriebene Anzugsmoment der Nachstellschraube bestimmt.

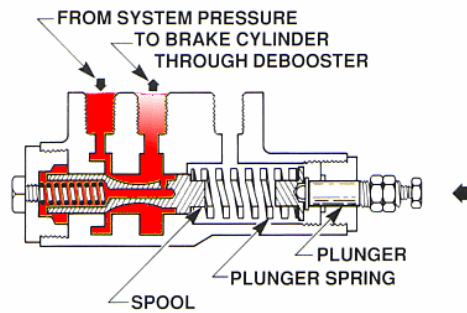
Nach einer Abnutzung der Bremsbeläge ist der Kolbenweg bis zur Klemmung der Bremsscheibe etwas länger. Der Hydraulikdruck zieht daher den Justierstift (1) mit Gewalt etwas aus der konischen Führung (3). Dadurch ist die Abnutzung wieder kompensiert und der Weg des Bremskolbens ist, unabhängig von der Belagabnutzung, immer gleich.

Im Wartungshandbuch ist die Mindestlänge angegeben, die der Justierstift mindestens aus der Nachstellschraube (2) hervorstehen muss. Ist diese erreicht, sind die Bremsbeläge abgenutzt.

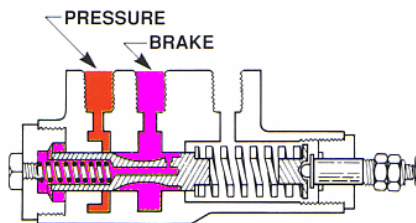
### **13.7.1.2 GROSSFLUGZEUGE**

Bei ihnen wird hydraulische Energie vom Hydrauliksystem über ein, vom Piloten betätigtes Regelventil (Control Valve) an die Bremsen geleitet.

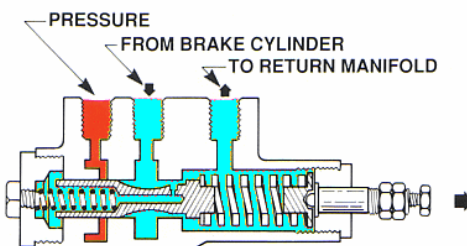




THE BRAKES ARE APPLIED AND SYSTEM PRESSURE IS DIRECTED INTO THE BRAKE SYSTEM. PART OF THE PRESSURE ACTS ON THE SPOOL TO PROVIDE AN ARTIFICIAL FEEL OF THE AMOUNT OF PRESSURE BEING SUPPLIED TO THE BRAKE.  
(A)



THE BRAKE PEDAL IS DEPRESSED AND HELD, AND PRESSURE IS TRAPPED IN THE LINE TO THE BRAKE.  
(B)



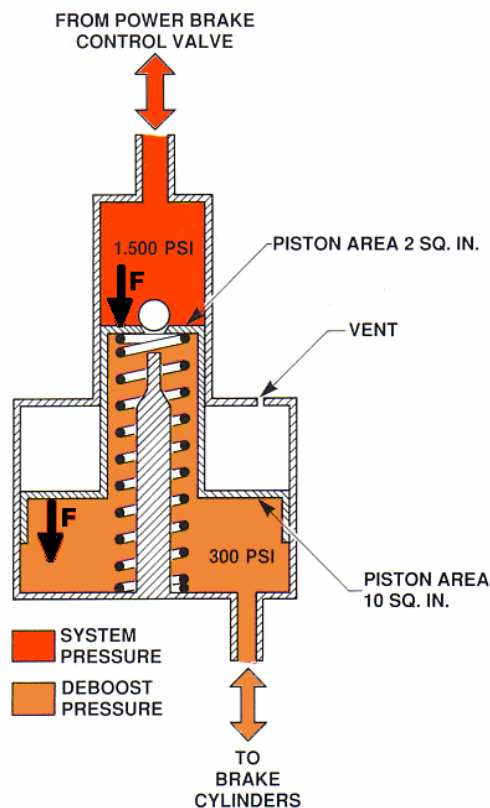
THE BRAKE PEDAL IS RELEASED, AND THE FLUID FROM THE BRAKE SYSTEM RETURNS TO THE SYSTEM PRESSURE MANIFOLD.  
(C)

- *Internal-spring hydraulic power brake control valve.*

Mit dem Bremspedal wird der Stößel (Plunger) gedrückt. Gegen eine Feder (Plunger Spring), die dem Piloten auch das Gefühl über die aufgebrachte Bremskraft gibt, wird ein Schieberkolben (Spool) nach "links" gedrückt. Dadurch wird der Druck der Hydrauliksystemleitung in die Leitung zur Bremse geführt (Bild A).

Wenn der Druckaufbau in der Bremsleitung abgeschlossen ist und der Pilot die Stellung des Bremspedals nicht verändert, wird der Schieberkolben durch den Druck auf seiner Rückseite (Hydraulik+Feder) etwas nach "rechts" gedrückt. Dadurch wird der Druck in der Bremsleitung eingeschlossen bis der Pilot den Bremspedaldruck wieder verändert (Bild B).

Wird das Bremspedal entlastet, dann wird der Schieberkolben soweit nach "rechts" gedrückt, dass der Druck der Bremsleitung in die Rücklaufleitung entweichen kann. Die Bremse wird geöffnet (Bild C).



● Brake deboost valve.

Der Hydrauliksystemdruck ist für die Bremsbetätigung oft zu hoch. Der Druck muss daher vor dem Eintritt in die Radbremszylinder reduziert werden. Dazu wird ein Druckminderungsventil (Brake Debooster Valve) davor geschaltet.

Es funktioniert nach dem Prinzip der Druckübersetzung (siehe auch 3. KLASSE, Punkt 11.4.2). In einem Gehäuse befindet sich ein Kolben mit zwei verschiedenen großen Kolbenflächen. Die kleine Kolbenfläche wird vom Luftfahrzeughydrauliksystem (System Pressure) unter Druck gesetzt (z.B. 1500 PSI) und erzeugt eine bestimmte Kolbenkraft (F). Diese wirkt einerseits auf die kleine Kolbenfläche und zwangsweise auch auf die Bremsflüssigkeit unter der großen Fläche. Der dadurch entstehende Bremsdruck ( $p=F/A$ ), der in die Radbremszylinder geführt wird, ist dadurch kleiner (z.B. 300 PSI). Die beiden Drücke verhalten sich in diesem Fall umgekehrt proportional zu den Flächen.

$$F = p_{\text{Hydrauliksystem}} \cdot A_{\text{klein}} = p_{\text{Bremsystem}} \cdot A_{\text{groß}} \Rightarrow$$

$$\Rightarrow p_{\text{Bremsystem}} \downarrow = \frac{F}{A_{\text{groß}} \uparrow}$$

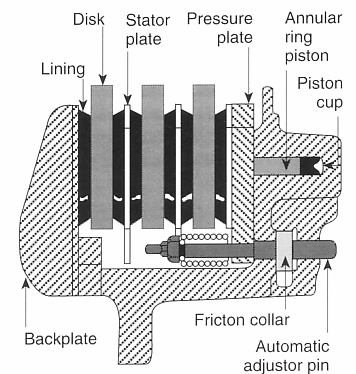
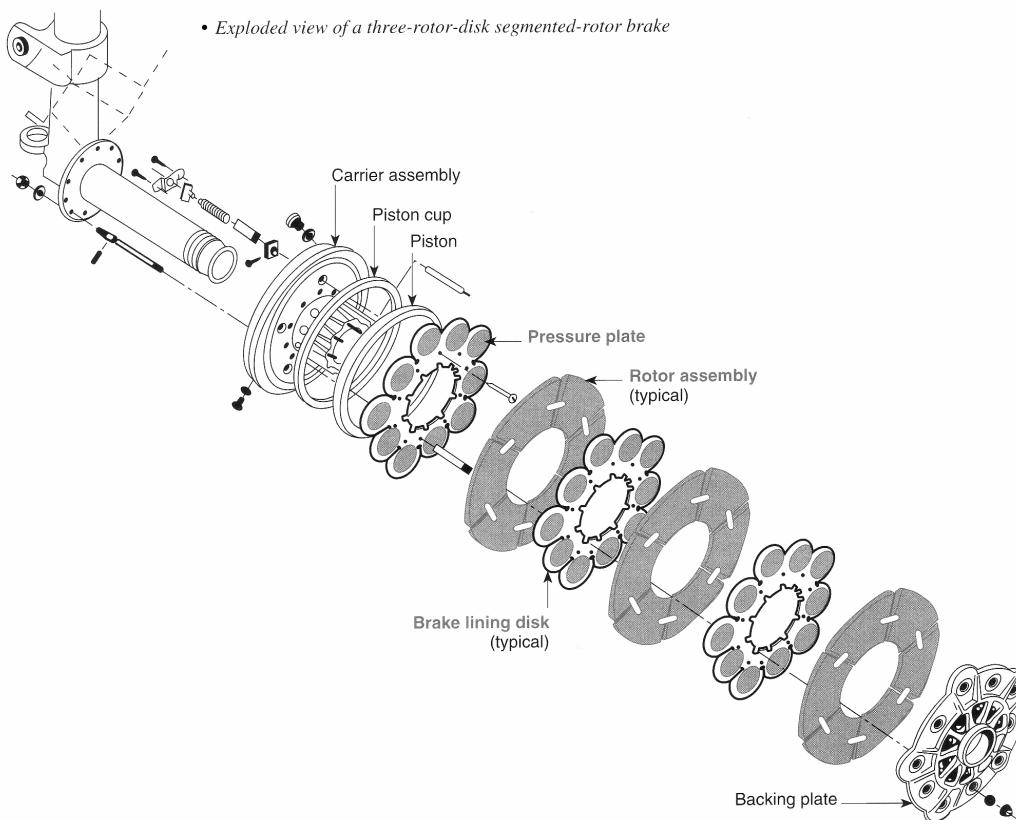
Eine weitere Funktion des Ventils ist die Vergrößerung des Flüssigkeitsvolumens, das vom Kolben in die Bremsleitung gedrückt wird. Wird beispielsweise der kleine Kolben des Hydrauliksystems einen Zoll niedergedrückt, dann werden

**zwei Kubikzoll Hydraulikflüssigkeit verdrängt.**

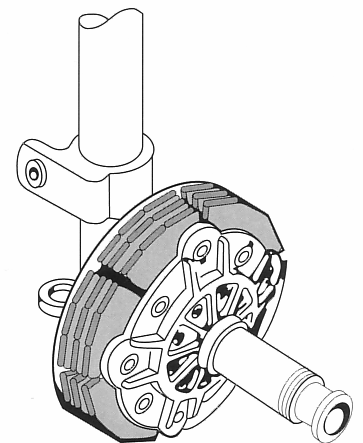
**Dadurch wird zwangsweise auch der große Kolben des Bremssystems um einen Zoll bewegt. Er drückt jedoch, wegen seiner fünfmal größeren Fläche, zehn Kubikzoll Bremsflüssigkeit (Flugzeughydraulikflüssigkeit!) in die Bremskolben.**

**Das abgebildete Druckminderungsventil hat noch ein Kugelventil eingebaut. Sollte durch eine Undichtheit im Bremssystem der Bremsflüssigkeitsstand absinken, bewegt sich auch der Kolben immer weiter nach unten. Irgendwann sitzt die Kugel am Stift auf und wird von ihrem Sitz abgehoben. Nun kann Öl vom Luftfahrzeug-Hydrauliksystem das Bremssystem wieder automatisch auffüllen. Hebt sich der Kolben wieder vom Stift ab, verschließt die Kugel wieder die Öffnung.**

**Das Kugelventil kann auch noch innerhalb eines händisch zu betätigenden Ventils liegen. Dies verhindert bei einem Bremsleitungsbruch den Totalverlust der Hydraulikflüssigkeit indem trotz abgehobener Kugel ein Nachfließen der Flüssigkeit erst durch einen Piloteneingriff möglich ist.**



• Cutaway view of a three-rotor-disk segmented-rotor brake



• View of an installed three-rotor-disk segmented-rotor brake.

Bei großen Flugzeugen kommen Mehrscheibenbremsen zum Einsatz. Zusätzlich bestehen die Stahlscheiben aus miteinander verbundenen Einzelsegmenten. Sie können die gewaltige Hitzeentwicklung, die beispielsweise bei einem Startabbruch oder einer Notlandung entsteht, besser abführen. Die Bremscheiben (Rotor assembly) sind seitlich verschiebbar mit der Felge verkeilt und drehen sich mit dieser. Zwischen den Bremscheiben liegen die Bremsbelagscheiben (Brake lining disk oder Stator plate),

die wiederum seitlich verschiebbar mit der Radachse verkeilt sind. Auf ihnen sind beidseitig Bremsbelagplättchen (Lining) aufgenietet.

Diese spezielle Bremse in der Skizze besitzt einen ringförmigen Kolben (Piston oder Annular ring piston) der über eine Druckplatte (Pressure plate) die Bremsscheiben und Bremsbelagscheiben aneinander presst.

Meist haben Mehrscheibenbremsen jedoch mehrere, im Kreis oder in zwei Parallelkreisen angeordnete Einzylinder (z.B. 14 Stück bei MD 80) um die Druckplatte zu betätigen. Die Hälfte der Kolben wird vom Hydrauliksystem A, die andere Hälfte vom System B angesteuert.

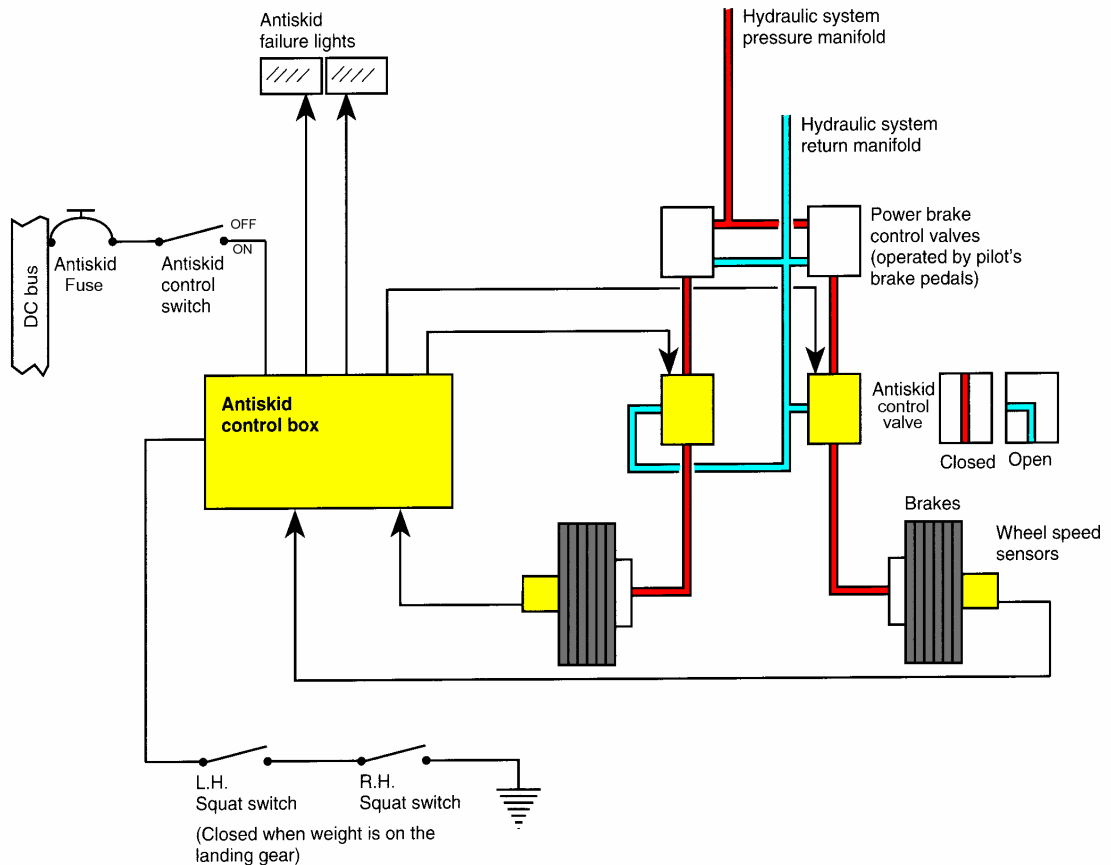
Die automatische Nachstellung (Automatic adjustor pin) funktioniert ähnlich wie unter Punkt 13.7.1.1 "Kleinere Luftfahrzeuge" erklärt.

Als Scheibenmaterial findet häufig auch gepresstes Kohlefaserverbundmaterial Verwendung. Diese Scheiben sind zwar dicker als Stahlscheiben, halten jedoch höhere Temperaturen aus und sind um vieles leichter.

## 13.8 ANTIRUTSCHSYSTEM (Antiskid System)

Das "Antiskid"-System wird zum Abbremsen nach dem Aufsetzen, speziell bei nasser oder vereister Rollbahn benötigt. Großflugzeuge besitzen mehr als ein bremsbares Rad auf jeder Seite und alle Bremsen der Fahrwerke einer Seite werden mit einem Seitenruderpedal (meist mit Pedalspitze) betätigt. Es ist dadurch für den Piloten unmöglich zu erkennen, wenn eines der Räder blockiert. Wird jedoch das Blockieren nicht sofort beendet, wird der Reifen zerstört und das Flugzeug kann außer Kontrolle geraten.

Im Gegensatz zu früheren "Antiskid"-Systemen (und dem ABS beim KFZ) verhindern moderne, elektronische Systeme nicht nur das Blockieren sämtlicher bremsbarer Räder, sondern gewährleisten zu jedem Zeitpunkt der Bremsphase und bei allen Rollbahnzuständen primär eine optimale Bremsverzögerung (die Antiblockierfunktion ergibt sich daraus automatisch) und damit die kürzest mögliche Bremsstrecke. Dies wird dadurch erreicht, dass beim Bremsen die Umfangsgeschwindigkeit der Lauffläche aller Räder etwas geringer (zirka 80%) als die momentane Rollgeschwindigkeit des Flugzeugs ist. Dieser erwünschte, geringe Schlupf (Slip) gewährleistet eine optimale Bremsverzögerung.



• Antiskid brake system used on a typical light turbine-engine-powered airplane

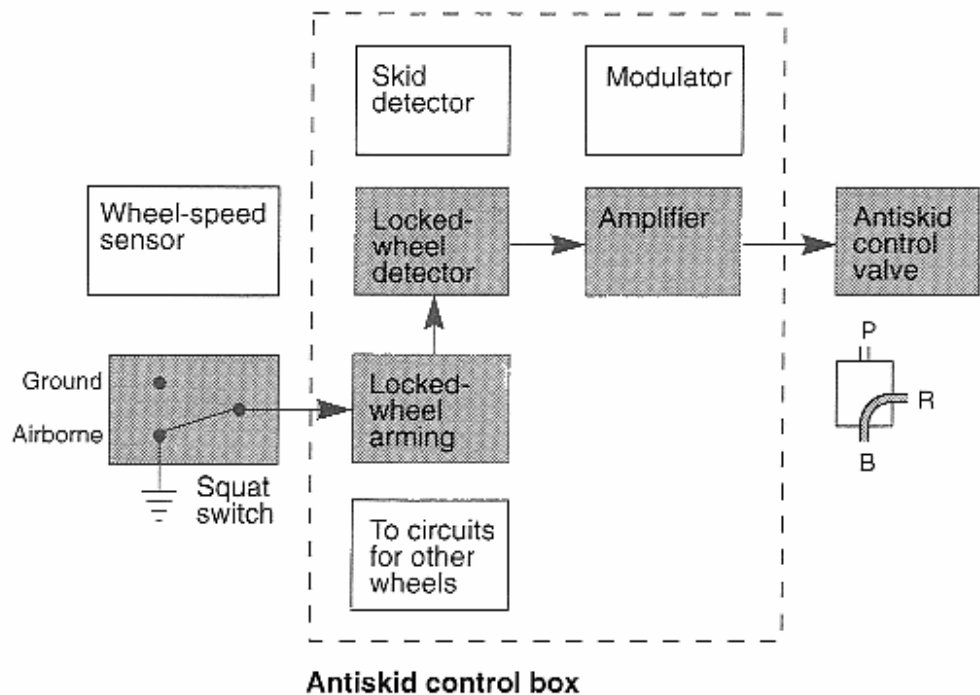
### 13.8.1 FUNKTION

An allen bremsbaren Rädern des Flugzeuges befinden sich Drehzahlgeber (Wheel-Speed Sensors) in Form von Gleich- oder Wechselstromgeneratoren, die je nach Raddrehzahl verschieden hohe elektrische Signale (Spannung oder Frequenz) liefern. Wenn der Pilot oder das automatische Bremssystem eine Bremsung auslöst, werden die von den Drehzahlgebern gemessenen Radverzögerungen (Drehzahländerung) der einzelnen Räder durch eine zentrale Regeleinheit (Antiskid Control Box) ausgewertet. Entsprechende elektrische Signale werden dann verstärkt und an die Bremsdruckregelventile (Antiskid Control Valves) der Räder über-



mittelt. Diese regeln bei Bedarf den Bremsdruck individuell für jedes Rad etwas zurück um die optimale, vorprogrammierte Bremsverzögerung zu erreichen.

### 13.8.1.1 LANDEANFLUG



- *Antiskid control box with the airplane in the air.*

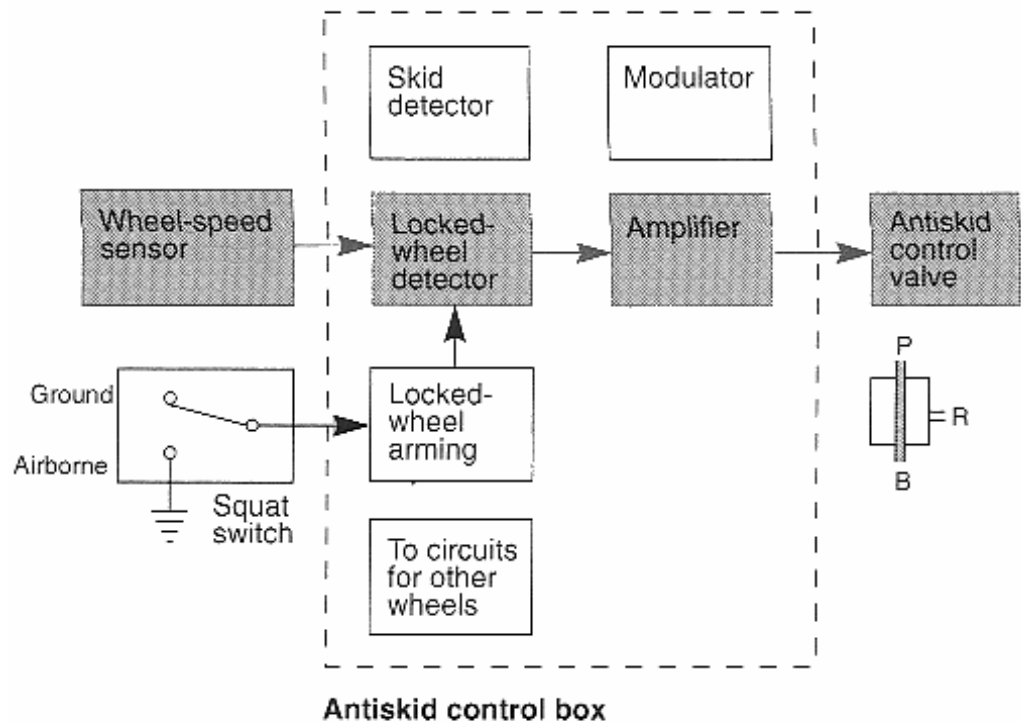
*The antiskid valve is held open so no pressure can be applied to the brake regardless of the position of the brake pedals.*

**Der Fahrwerkbodenschalter (Squat{hinsetzen} switch) am Federbein steht beim unbelasteten Fahrwerk auf Masse (Airborne). Da sich die Fahrwerksräder nicht drehen, wird vom "Locked-wheel arming {Auslösung}"-Schaltkreis das Signal für ein blockiertes Rad ausgelöst.**

**Das Blockiersignal wird vom "Locked-wheel detector"**

empfangen, vom "Amplifier" verstärkt und in das elektrohydraulische "Antiskid control valve" geschickt. Dieses entlässt den eventuell in den Radbremszylindern vorhandenen Bremsdruck (Pilot steht irrtümlich auf der Bremse) in die Rücklaufleitung des Hydrauliksystems. Dadurch wird ein Aufsetzen mit gebremsten Rädern verhindert.

### 13.8.1.2 NORMALES BREMSEN



- *Antiskid control box with the airplane on the ground. The wheels have built up a speed of 20 mph or more and the antiskid valve is open, allowing full pressure to be applied to the brakes.*

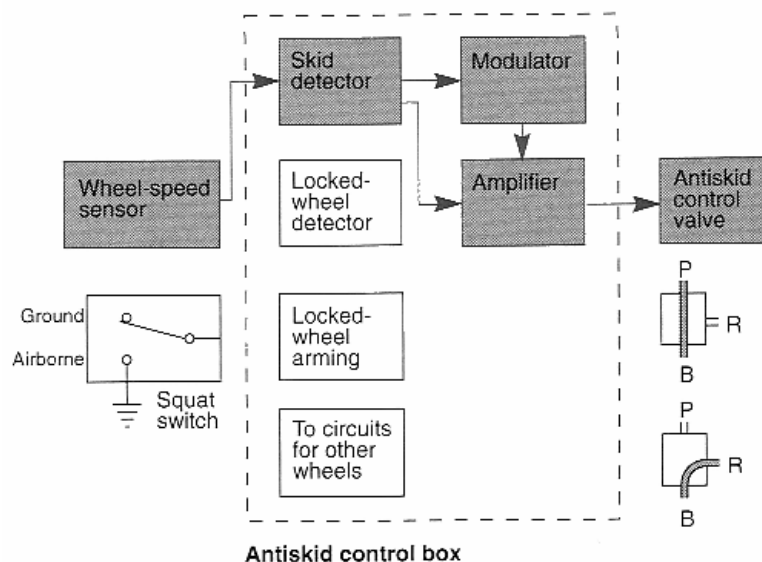
Nach dem Aufsetzen ändert der Fahrwerksbodenschalter durch das Flugzeuggewicht seine Schaltstellung auf "Ground". Dadurch wird der, nur für den Landeanflug be-

nötigte, "Locked-wheel arming"-Schaltkreis abgeschaltet. Solange die Rollgeschwindigkeit über 20 MPH beträgt, ist nun das "Antiskid"-System in Funktion.

Das Signal des "Wheel-Speed Sensors" ist nun groß genug, sodass der "Locked-wheel detector" das "Antiskid control valve" so schaltet, dass der aufgebrauchte Bremsdruck vollständig in die Bremsen geführt wird.

Unter 20 MPH schaltet das "Antiskid"-System automatisch ab, um dem Piloten das Lenken des Flugzeuges mit den Bremsen zu ermöglichen.

### 13.8.1.3 HARTES BREMSEN



● Antiskid control box with the airplane on the ground. All wheels are turning at more than 20 mph. The skid detector is sensing the rate of change of wheel speed and sending the appropriate signal to the modulator. The signal from the modulator is amplified and sent to the antiskid control valve, which applies or releases the brakes to keep the tire in the slip area but prevents a skid from developing.

**Wird die Raddrehzahl stärker verzögert als programmiert (Schlupf zu groß), wird ein Signal, das vom "Wheel-Speed Sensor" erzeugt wird, vom "Skid detector" über den "Amplifier" zum "Antiskid control valve" geführt. Dieses beginnt zu öffnen und entlässt den Bremsdruck in den Hydrauliktank und das Rad wird nicht mehr gebremst.**

**Gleichzeitig sendet der "Skid detector" das elektrische Signal, das etwas vor Beginn des Lösens dieser Bremse gemessen wurde zum "Modulator", der es gespeichert hat und damit nun seinerseits das "Antiskid control valve" anspeist. Dadurch entsteht ein Bremsdruck, der für den optimalen Schlupf etwas zu gering ist (Bremswirkung zu gering).**

**Ein Zeitschaltkreis im "Modulator" erhöht nun in kurzen Zeitabständen ganz wenig den Bremsdruck, bis die Drehzahlverzögerung und damit der Schlupf des betroffenen Rades wieder größer ist als programmiert. Dann beginnt der Vorgang wieder von vorne.**

**Dadurch erfolgt eine ständige Neuanpassung des Bremsdruckes an die Rollbahnbeschaffenheit (z.B teilweise vereist).**

## 13.9 AUTOMATISCHES BREMSSYSTEM (Autobraking)

Moderne Großflugzeuge besitzen ein automatisches Bremssystem. Der Pilot kann an einer Schalttafel einen Bremsverzögerungswert auswählen (siehe Skizze bei 13.5), mit dem das Flugzeug nach dem Aufsetzen, ohne Zutun des Piloten, automatisch abgebremst wird.

Um die vorgewählte Verzögerung exakt einzuhalten, wird der Bremsdruck beispielsweise automatisch verringert, wenn der Pilot die Schubumkehr zuschaltet.

Das automatische Bremssystem schaltet sich aus wenn der Pilot die normalen Bremsen betätigt, den Gashebel vorschiebt oder die Luftbremsen einfährt.

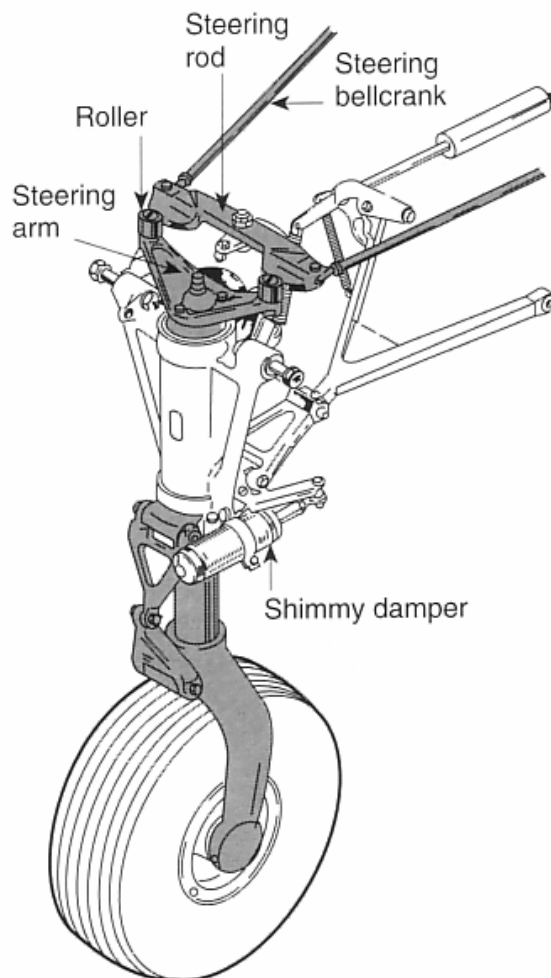
## 13.10 LENKUNG (Ground Steering)

### 13.10.1 KLEINFLUGZEUGE

#### 13.10.1.1 SPORNADLENKUNG (Tail Wheel Steering)

Bei ihr ist meist das drehbare Spornrad über Spiralfedern mit den Anlenkhebeln des Seitenruders verbunden. Dadurch kann der Pilot das Flugzeug beim Rollen innerhalb eines Winkels von etwa  $\pm 45^\circ$  lenken. Wird dieser Winkel überschritten (einseitiges Bremsen und Rangieren) dann klinkt sich der Sporn aus und ist frei um  $360^\circ$  drehbar. Rollt das Flugzeug wieder geradeaus, dann klinkt sich der Sporn wieder in seine Lenkstellung ein.

### 13.10.1.2 BUGRADLENKUNG (Nose Wheel Steering)



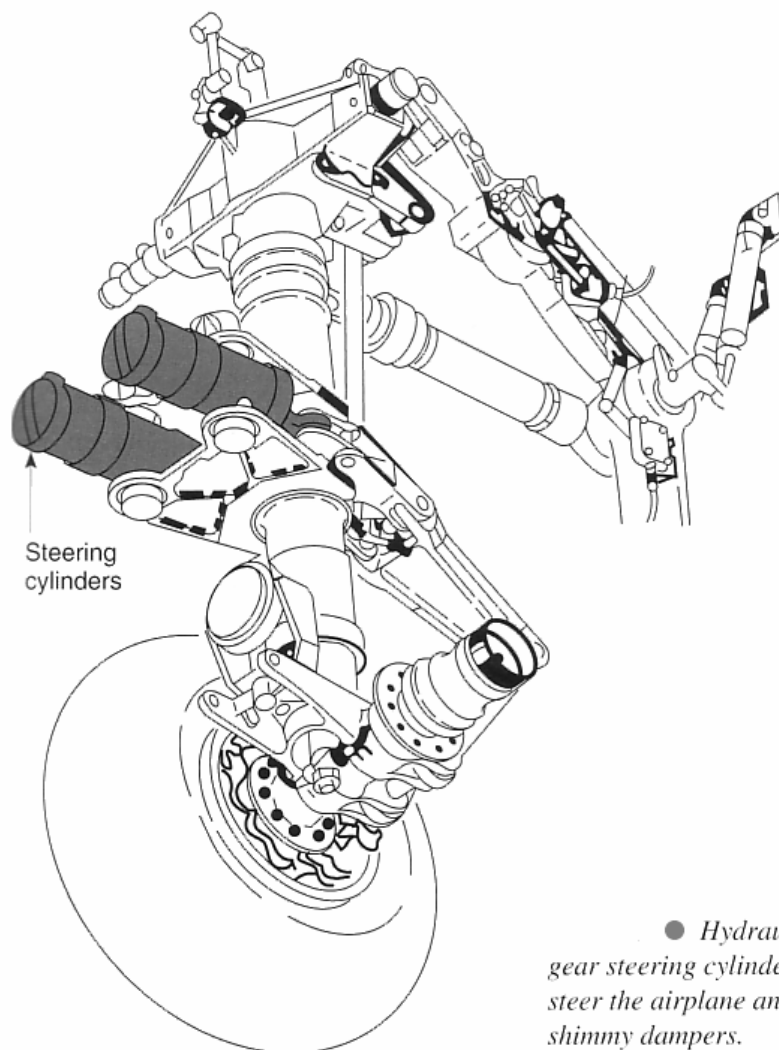
● *Nose wheel steering for a retractable landing gear*

**Bugräder kleiner Flugzeuge sind entweder frei drehbar und das Flugzeug wird durch einseitiges Bremsen gelenkt oder direkt mit den Seitenruderpedalen verbunden.**

**Die Skizze zeigt ein einziehbares Bugfahrwerk. Im ausgefahrenen Zustand liegen die Rollen (Roller) der Anlenkhebel (Steering arm) am Lenkhebel (Steering bellcrank) an und es kann gelenkt werden. Im eingefahrenen Zu-**

stand ist die Lenkung vom Bugrad getrennt. Ein hydraulischer Flutterdämpfer (Shimmy damper) zwischen dem drehbaren und dem feststehenden Bugradteil verhindert das Bugradflattern.

### 13.10.2 GROSSFLUGZEUGE



● *Hydraulically operated nose gear steering cylinders allow the pilot to steer the airplane and also serve as shimmy dampers.*

Diese haben Bugradlenkungen die hydraulisch betätigt werden. Durch ein kleines Lenkrad betätigt der Pilot ein Steuerventil, das den Hydraulikdruck an die entsprechende Kolbenseite der Steuer-

zylinder (Steering Cylinder) führt. Beide Kolbenseiten werden durch einen Akkumulator und ein Druckbegrenzungsventil immer auf einem bestimmten Druck gehalten. Dadurch sind die Steuerzylinder gleichzeitig auch Flatterdämpfer.

Bei einigen, sehr großen Flugzeugen mit aufgelöstem Fahrwerk werden ab einem bestimmten Bugradeinschlag auch die Hauptfahrwerksräder eingelenkt um das verschleißintensive "Radieren" zu vermeiden. Ein Rechner ermittelt die zum Bugradeinschlag passenden, verschiedenen Lenkwinkel der inneren und äußeren Hauptfahrwerke. Bei Start und Landung bleiben die Hauptfahrwerke in ihrer Neutralstellung blockiert.

## **14 BELEUCHTUNG (Lights – ATA 33)**

(Siehe ETE, 4. KLASSE, Modul 11.14)

## **15 SAUERSTOFFSYSTEM (Oxygen – ATA 35)**

### **15.1 ALLGEMEINES**

Sauerstoff (O<sub>2</sub>) ist ein geruchloses, farbloses und nicht brennbares Gas. Es unterstützt die Verbrennung, denn jede Verbrennung ist eine Verbindung mit Sauerstoff.

### **15.2 SAUERSTOFFMANGEL MIT ZUNEHMENDER HÖHE**

Wie bereits in Modul 11a.4.6 – Druckregelung (siehe FASS, 3. Klasse) erwähnt beträgt der Anteil des lebensnotwendigen Sauerstoffvolumens am gesamten Luftvolumen (100%) zirka 20%.



**Der Teildruck (Partialdruck) des Sauerstoffes beträgt ebenfalls nur 20% des gesamten Luftdruckes in der betrachteten Höhe (z.B. zirka 200hPa in Meereshöhe). Auf diesen Teildruck sind bekanntlich die Aufnahme von Sauerstoff in das Blut (Atmung), sowie seine Abgabe an die Gewebszellen ausgelegt. Da bei zunehmender Höhe mit dem Luftdruck auch der Sauerstoffteildruck abnimmt, wird speziell das Gehirn mit zu wenig Sauerstoff versorgt. Dies kann zum Tode führen.**

### **15.2.1 SAUERSTOFFZUFUHR**

**Beim Fliegen in großen Höhen muss daher der Sauerstoffteildruck den menschlichen Erfordernissen angepasst werden. Dies kann entweder durch eine Druckkabine (siehe FASS, 3. Klasse, Modul 11a. 4.6.1.2 - "Druckkabine") oder durch Zufuhr von Sauerstoff durch das Sauerstoffsystem erfolgen.**

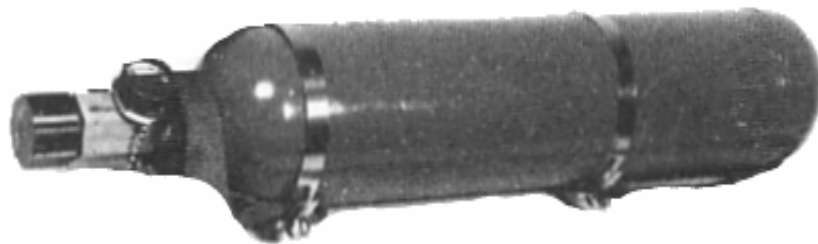
**Bei hochfliegenden Flugzeugen ohne Druckkabine wird ab zirka 3000m der Atemluft über eine Atemmaske zusätzlicher Sauerstoff beim Einatmen beigemischt. So wird der Sauerstoffanteil im Atemluftvolumen erhöht und dadurch der Sauerstoffteildruck auf einem unkritischen Wert gehalten. Zwischen 12000m - 15000m muss jedoch mit leichtem Sauerstoffüberdruck geatmet werden, da der Sauerstoffdruck für die normale Atmung zu gering ist. Dazu wird der Sauerstoff in die Atemmaske gedrückt.**

**Ein Aufsteigen in noch größere Höhen ist jedoch durch die allei-**

nige Zufuhr von Sauerstoff nicht möglich, da der Luftdruck ab zirka 15000m soweit abnimmt, dass das Blut schon bei Körpertemperatur siedet. Es tritt im Blut Gasbildung auf und der Mensch stirbt an einer Gasembolie (Gasbläschen gelangen ins Herz). Dies kann durch einen unter Druck stehenden Anzug (Druckanzug) oder eines ebensolchen Cockpits (spezielle Druckzelle) verhindert werden.

## 15.3 SAUERSTOFF- UND NOTSAUERSTOFFSYSTEME (System lay-out cockpit)

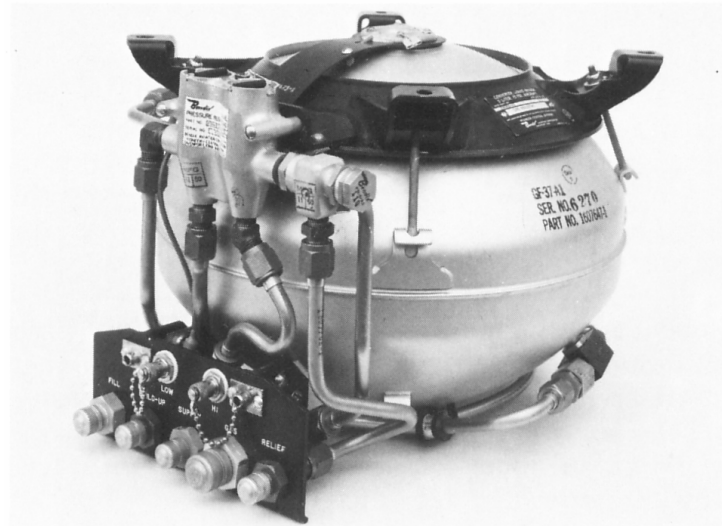
Für die Sauerstoffversorgung der Besatzungen und vereinzelt auch der Passagiere hochfliegender Kleinflugzeuge ohne Druckkabine, sowie für die Notsauerstoffversorgung von Großflugzeugbesatzungen wird, wegen der guten Regelbarkeit und Handhabung, gasförmiger Sauerstoff (Gaseous Oxygen) verwendet.



- Most general-aviation aircraft store oxygen in steel, high-pressure cylinders.

Dieser wird üblicher Weise in Hochdruck-Stahlflaschen (grün! lackiert) unter einem Druck zwischen 125 und 170bar gelagert. Medizinischer und Industriesauerstoff darf wegen seines hohen Wasserge-

haltes in der Luftfahrt nicht verwendet werden (Korrosions- und Vereisungsgefahr).



Der abgebildete Flüssigsauerstoffbehälter einer F-104 G (Starfighter) enthält ein Volumen von 5 l flüssigem Sauerstoff, was ca. 4 m<sup>3</sup> gasförmigen Sauerstoffs entspricht.

Kampfflugzeuge führen den Sauerstoff platzsparend in flüssiger Form (Liquid Oxygen - LOX) mit. Dazu muss er in einem doppelwandigen, vakuumisolierten Stahlbehälter gelagert werden, da der Siedepunkt des flüssigen Sauerstoffes bei  $-183^{\circ}\text{C}$  (bei 1013 hPa) liegt und er nur unter dieser Temperatur flüssig, ohne hohem Druck gespeichert und transportiert werden kann. Aus 1 Liter Flüssigsauerstoff entstehen 862 Liter gasförmiger Sauerstoff, der über einen Druckregler zur Atemmaske gelangt. Im zivilen Bereich wird flüssiger Sauerstoff wegen der schwierigen Handhabung bei der extrem tiefen Temperatur nicht verwendet.

Eine weitere Möglichkeit der Sauerstofferzeugung für Militärflugzeuge ist das "Onboard Oxygen Generating System" (OBOGS). Dabei

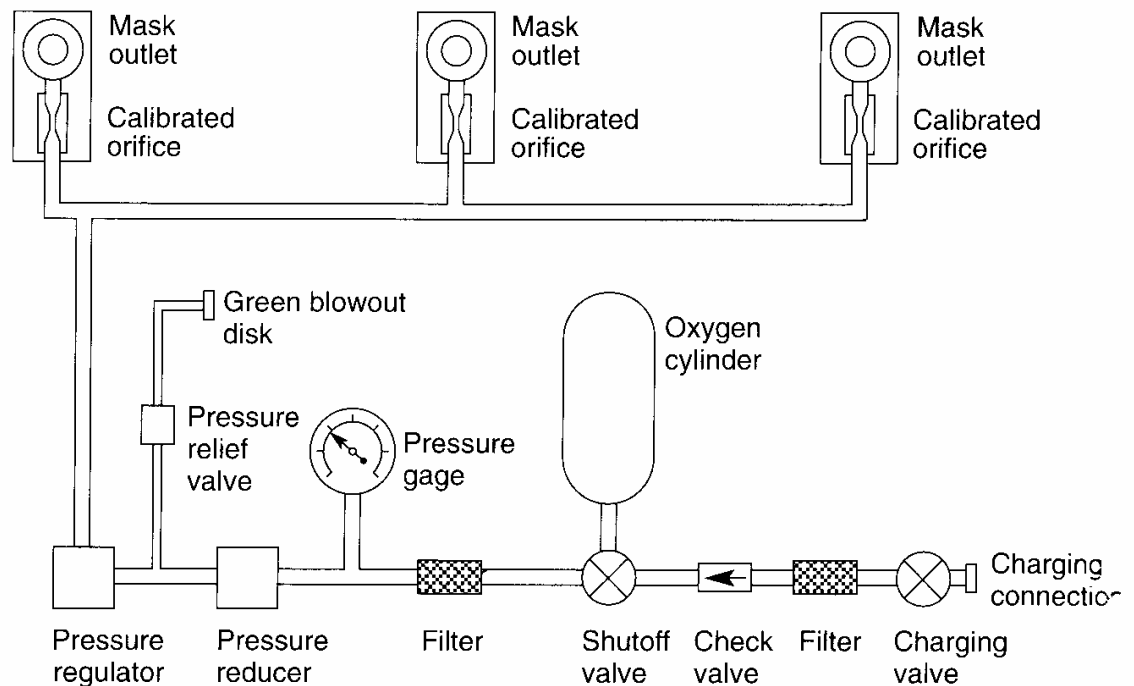
wird der Sauerstoff aus Verdichterzapfluff gefiltert (Mechanically Separated Oxygen). Ein spezielles Filtermaterial blockiert den Stickstoff und die sonstigen Gase, die in der Luft enthalten sind und lässt nur den Sauerstoff passieren. Das System hat den Vorteil, dass der Sauerstoff nicht unter hohem Druck oder tiefer Temperatur steht.

Man unterscheidet zwei Arten von Atemsystemen für gasförmigen Sauerstoff:

### 15.3.1 **DAUERFLUSSSYSTEM (Continous-Flow System)**

Dieses einfache System wird vornehmlich für Besatzung und Passagiere kleinerer Flugzeuge ohne Druckkabine verwendet, die nicht sehr oft Sauerstoff benötigen. Wird es aktiviert, fließt der Sauerstoff kontinuierlich zu den Masken. Da der Sauerstoffzufluss nicht mit dem Atemrhythmus synchronisiert ist, hat das System einen hohen Sauerstoffverbrauch.

### 15.3.1.1 FUNKTION

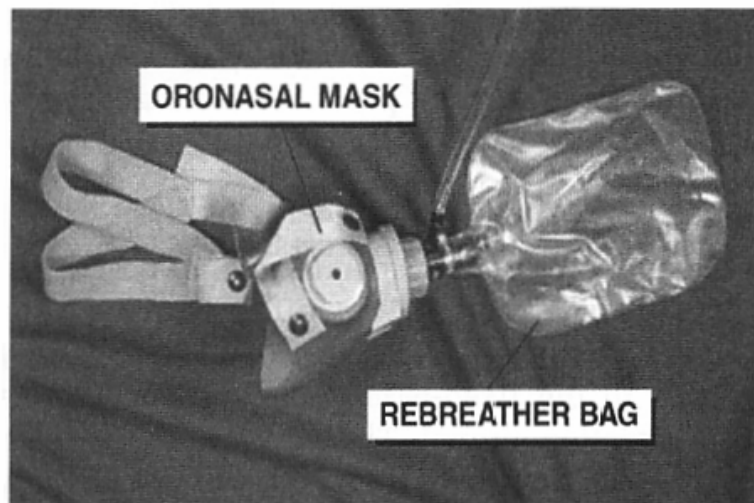


● A typical continuous-flow oxygen system

**Der Druck aus der eingebauten Flasche (Oxygen Cylinder) wird durch ein Druckminderungsventil (Pressure Reducer) verringert. Im zentralen Druckregler (Pressure Regulator) wird durch Aneroiddosen die Flughöhe ermittelt und die dafür erforderliche Menge Sauerstoff für die Masken dosiert.**

**Für den Fall einer Fehlfunktion des Druckminderungsventils entlässt ein Überdruckventil den Druck ins Freie. Dabei wird die Berstscheibe (Green Blowout Disk) zerstört um die Fehlfunktion anzuzeigen.**

### 15.3.1.2 SAUERSTOFFMASKE - DAUERFLUSSSYSTEM



- Rebreather type masks are used with continuous flow oxygen systems.

Die Masken für dieses System besitzen einen Rückatembeutel (Rebreather Bag) und bedecken Mund und Nase (Oronasal Mask).

Der Mensch atmet zirka 80% des eingeatmeten Sauerstoffes wieder aus. Dabei wird die am Schluss eingeatmete Luft als erste wieder ausgeblasen. Durch ihre kurze Verweildauer in der Lunge ist sie sauerstoffreicher als jene am Ende des Ausatemvorganges.

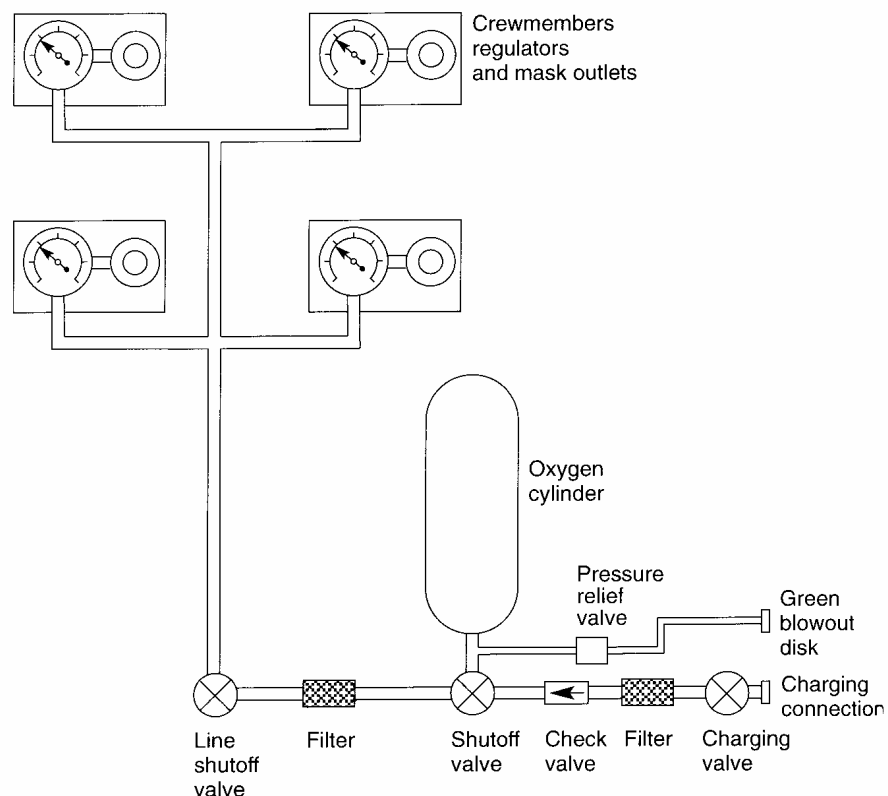
Etwas Sauerstoff wird dauernd in den Atembeutel eingeblasen. Zusätzlich wird sauerstoffreiche Luft in den Beutel ausgeatmet und füllt diesen. Die restliche, sauerstoffarme, ausgeatmete Luft strömt über die locker sitzende Maske oder ein Ventil ins Freie. Danach wird die, im Atembeutel befindliche, sauerstoffreiche Luft eingeatmet.

## 15.3.2 LUNGENAUTOMATISCHES SYSTEM (Demand{auf Verlangen} -Type System)

Dieses System wird hauptsächlich als Notsystem für die Besatzungen in Druckkabinen von Geschäftsreise-, Verkehrs- und Militärflugzeugen verwendet. Es wird jedoch auch als Sauerstoffsystem für Besatzungen von hochfliegenden Flugzeugen ohne Druckkabine verwendet (z.B. PC-7, Skyvan).

Im Gegensatz zum Dauerflusssystem fließt hier der Atemsauerstoff nur beim Einatmen des jeweiligen Benützers ("auf Verlangen" oder eben "lungenautomatisch").

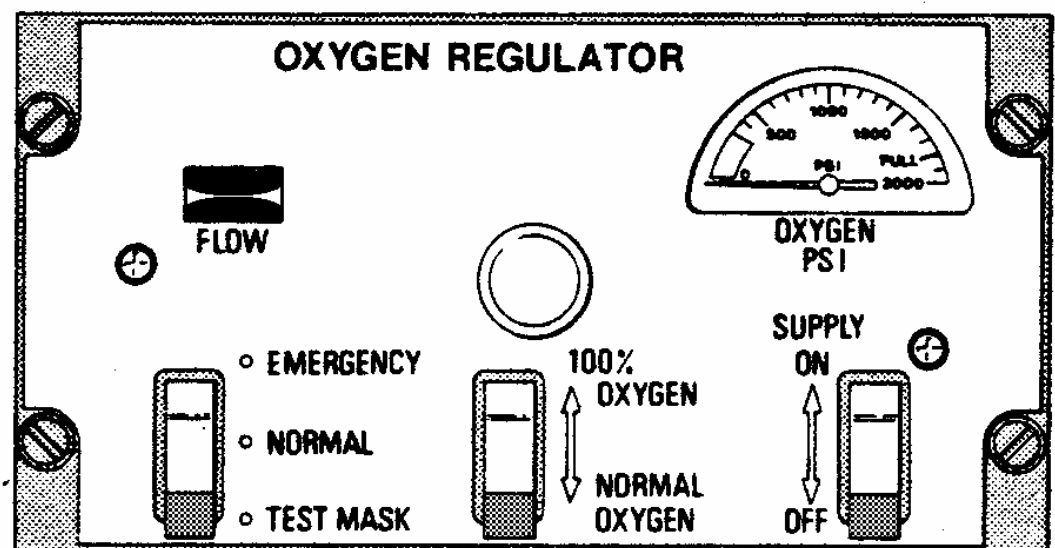
### 15.3.2.1 FUNKTION



- A typical demand-type oxygen system

Der Sauerstoff aus den Flaschen (bei Militärflugzeugen auch flüssiger oder gefilterter Sauerstoff) fließt zu den lungenautomatischen Sauerstoffreglern der Besatzungsmitglieder (Crewmembers Regulators, Demand Oxygen Regulator) und dann, wenn eingeatmet wird, in die entsprechenden Sauerstoffmasken.

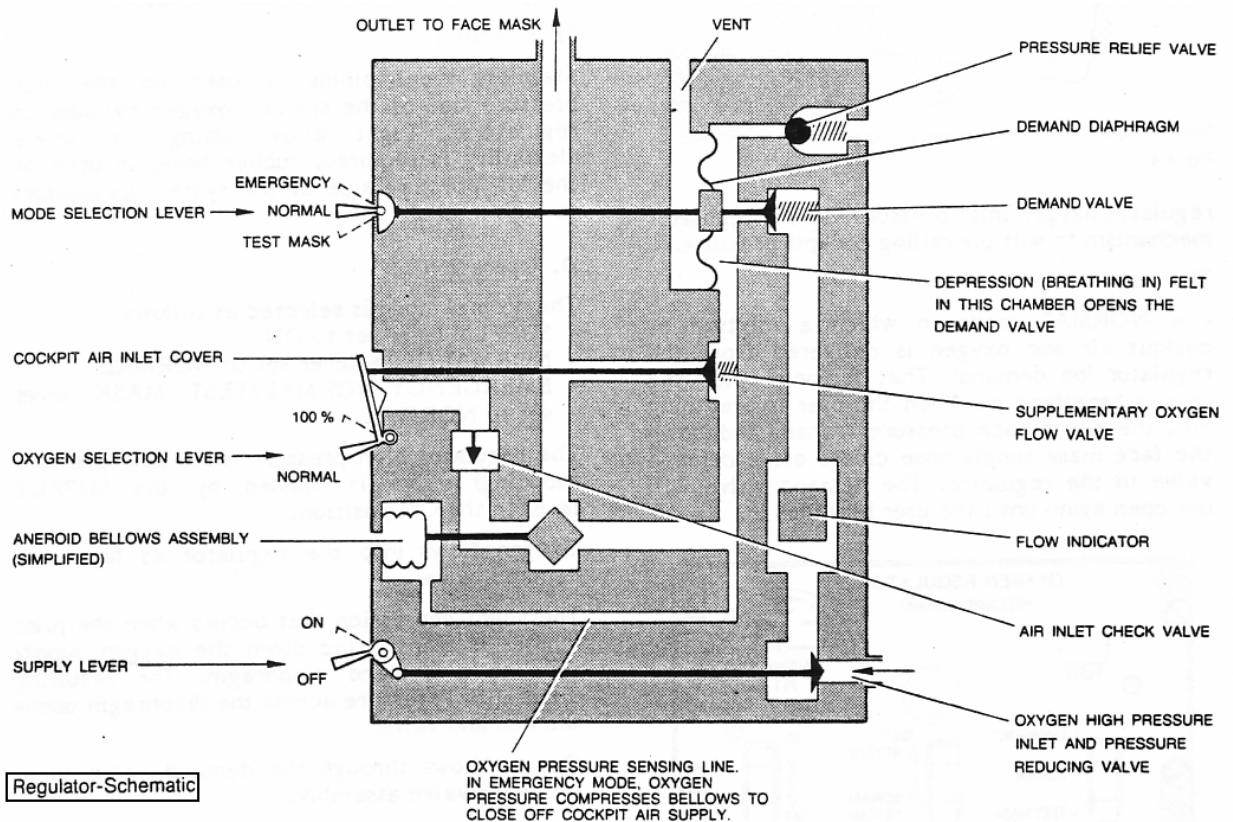
### 15.3.2.2 SAUERSTOFF-BEDARFSREGLER FÜR LUNGENAUTOMATISCHE ATMUNG (Diluter{Verdünner}-Demand Oxygen Regulator)



Regulator Control Panel

Wenn der Versorgungsschalter (Supply Lever) eingeschaltet wird, kann Sauerstoff über ein Druckreduzierungsventil (Oxygen High Pressure Inlet and Pressure Reducing Valve) bis zum Bedarfsventil (Demand Valve) in den Regler einfließen.





Das Bedarfsventil wird durch die Membrane (Demand Diaphragm), deren Oberseite mit der Kabine verbunden ist (Vent), erst dann geöffnet, wenn der Benutzer einatmet und dadurch der Druck auf der rechten Membraneseite (Skizze) etwas unter den Kabinendruck sinkt. Somit kann Sauerstoff zur Maske (Outlet to Face Mask) fließen.

Ein von einem Dosenbalg (Aneroid Bellows Assembly) gesteuertes Ventil mischt Kabinenluft, deren Menge von der Flughöhe abhängig ist, zu. In niedriger Höhe wird viel Luft zugemischt. Mit zunehmender Höhe zieht der Balg den Ventilkörper immer weiter nach links (skizzenbezogen) und reduziert so den Luftzufluss über das Lufteinlassventil

**(Cockpit Air Inlet Cover). Ab zirka 10.000m schließt der Dosenbalg das Ventil, sodass 100% Sauerstoff geatmet wird.**

**100% Sauerstoff kann jedoch bei Bedarf in jeder Höhe geatmet werden. Dazu muss der Sauerstoffwahlschalter (Oxygen Selection Lever) auf 100% geschaltet werden. Dadurch wird das Lufteinlassventil (Cockpit Air Inlet Cover) geschlossen und das Sauerstoffzusatzventil (Supplementary Oxygen Flow Valve) geöffnet. Der Sauerstoff fließt nun über dieses Ventil direkt zur Maske.**

**Bei einem Defekt des Sauerstoffreglers kann der Benutzer den Modus-Wahlschalter (Mode Selection Lever) auf "Emergency" schalten. Dadurch wird das Bedarfsventil (Demand Valve) geöffnet und es fließt Sauerstoff unter leichtem Überdruck kontinuierlich zur Maske (keine lungenautomatische Atmung!). Ein Rückschlagventil (Air Inlet Check Valve) verhindert dabei das Ausströmen des Sauerstoffes über das Lufteinlassventil (Cockpit Air Inlet Cover) in die Kabine.**

**Der gleiche Schalter kann auch auf "Test Mask" geschaltet werden. Durch den entstehenden Überdruck (Funktion wie bei "Emergency") kann festgestellt werden, ob die Maske korrekt sitzt und dicht ist.**

Der Blinker (Flow Indikator) zeigt dem Benutzer ob der Sauerstoffregler korrekt arbeitet. Fließt Sauerstoff zeigt er weiß, sonst schwarz.

### 15.3.2.3 SAUERSTOFF-BEDARFSREGLER FÜR LUNGENAUTOMATISCHE DRUCKATMUNG (Pressure-Demand Oxygen Regulator)

Dieser Reglertyp ist für hochfliegende Flugzeuge vorgesehen. Er ist im Prinzip gleich aufgebaut wie der davor besprochene. Über 12.000m wird jedoch der Sauerstoff (100%) beim Einatmen (lungenautomatische Atmung!) unter leichtem Überdruck (11mbar) in die Lungen gedrückt.

### 15.3.2.4 SAUERSTOFFMASKE – LUNGENAUTOMATISCHES SYSTEM



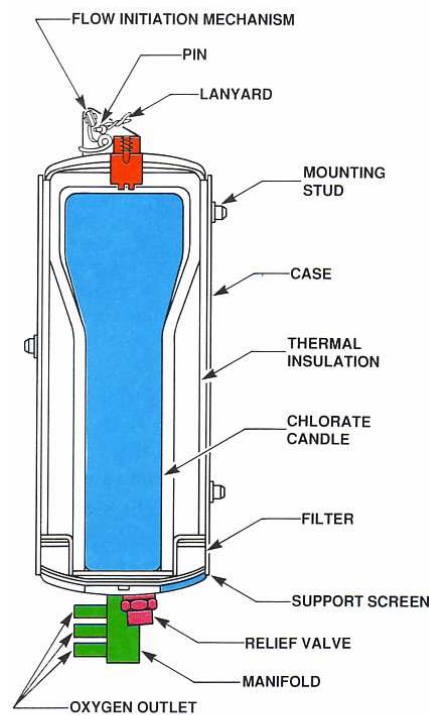
● Demand-type masks deliver oxygen only when the wearer inhales.

Die Masken für dieses System können als Mund-/Nasemaske (Oronasal Mask) oder auch als Vollgesichtsmaske (Full Face Mask) ausgeführt sein.

Die Maske ist über den Atemschlauch mit dem Sauerstoffregler verbunden. Sie hat ein Einlass- und Auslassventil sowie ein eingebautes Mikrofon.

In Passagierflugzeugen finden Masken Verwendung, wo der Sauerstoffregler und seine Bedienschalter direkt an der Maske angebracht sind.

## 15.4 NOTSAUERSTOFFSYSTEM für PASSAGIERKABINEN (System lay-out cabine)



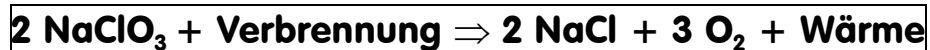
• Chemical oxygen candle.

Für Passagierflugzeuge wäre das Mitführen einer großen Menge an gasförmigen Sauerstoff in Flaschen eine große Gefahr (Notlandung, Feuer, etc.). Man verwendet daher chemische Sauerstofferzeuger, sogenannte Sauerstoffgeneratoren (Oxygen Candle) die ursprüng-

lich für U-Boote entwickelt wurden.

Jede Fluggastsitzreihe verfügt über einen Sauerstoffgenerator. Sie sind entweder in den Rückenlehnen in der Decke oder in der Seitenwand untergebracht. Die Generatoren bestehen aus gepresstem Natriumchlorat, einer Wärmeisolierschicht (Thermal Insulation), einem Filter, dem Zündmechanismus (Flow Initiation Mechanism) und den Maskenanschlüssen (Oxygen Outlet).

Beim Verbrennen von Natriumchlorat entstehen Kochsalz und Sauerstoff (45% des gesamten Gewichtes). Von Sauerstoff werden etwa 7% für den Verbrennungsvorgang gebraucht.



Ausgelöst wird die Anlage bei Kabinendruckverlust über einen Kabinendrucksensor, der ein elektrisches Signal zur Zündung und zur Öffnung der Maskenkästen gibt.

Wenn die Generatoren einmal gezündet wurden, dann kann der Brennvorgang nicht mehr gestoppt werden. Die Temperatur erhöht sich bis auf 250°C.

Die Vorteile dieser Sauerstoffanlage liegen in der Gewichts- und Platzersparnis und in der einfachen Wartung (kein Rohrleitungssystem, keine Sauerstoffbehälter, wenig Regelorgane). Nachteilig ist die kurze Benutzungsdauer von zirka 15 Minuten.

Die Masken, die für dieses System verwendet werden sind einfache Dauerflussmasken mit Atembeutel (Rebreather Bag – siehe 15.3.1.2).

## **16 PNEUMATIK- und VAKUUMSYSTEM (Pneumatic/Vacuum – ATA 36)** *{griechisch Pneuma = Wind, Atem}*

### **16.1 ALLGEMEINES**

In Flugzeugen werden folgende Anlagen durch Luft, die unter Über- oder Unterdruck steht, versorgt:

- **Kabinenklimatisierung und Kabinendruckregelung**
- **Enteisung**
- **Notbetätigung von Fahrwerk, Klappen, Bremsen, Frachttüren, usw. die im Normalfall hydraulisch betätigt werden**
- **Betätigung von Fahrwerk, Klappen, Bremsen, Frachttüren, usw.**
- **Antrieb von Kreiselinstrumenten**

#### **16.1.1 VORTEILE**

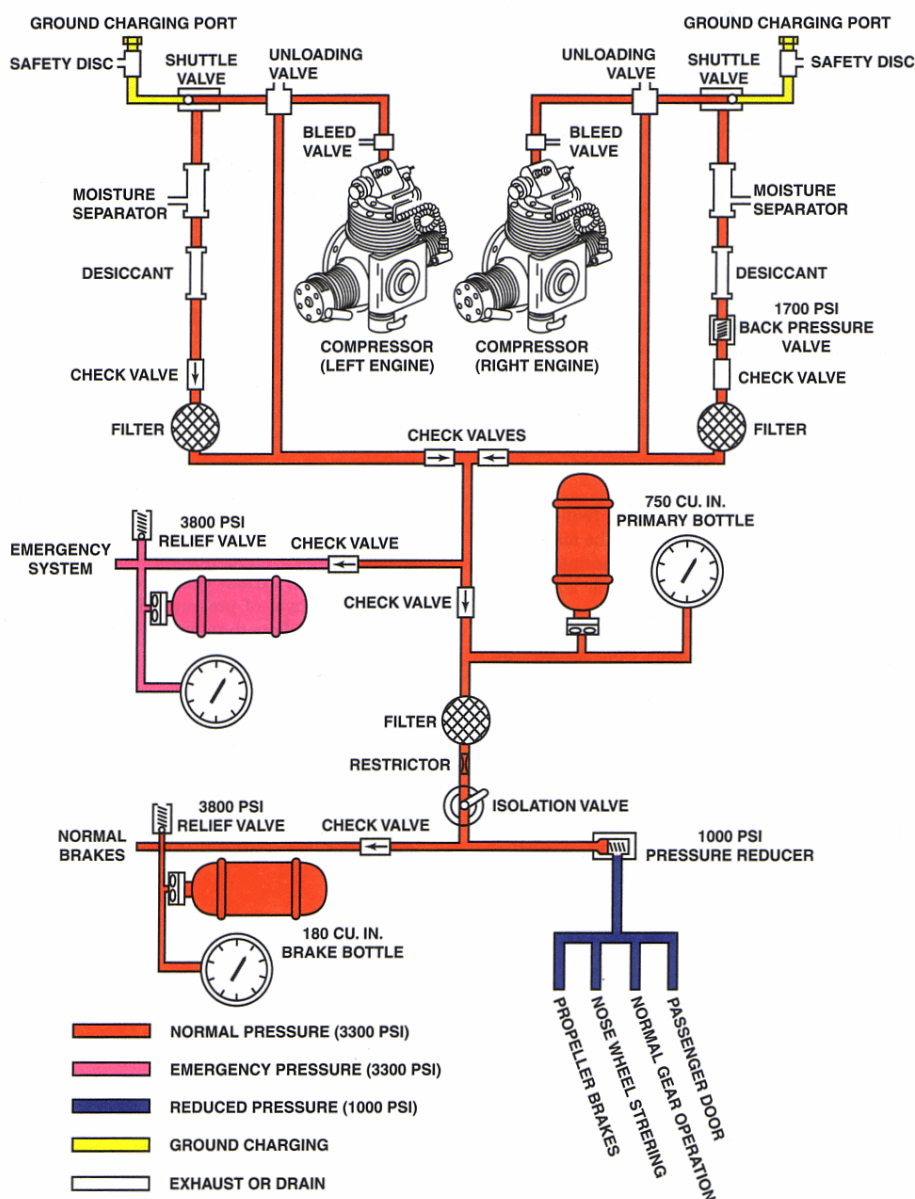
- **Luft steht überall und billig zur Verfügung**
- **Die Bauteile eines Pneumatiksystems sind leicht, billig und einfach**
- **Druckluft ist leichter als Hydraulikflüssigkeit und benötigt kein Rücklaufsystem**
- **Druckluftsysteme haben relativ wenige Temperaturprobleme.**
- **Keinerlei Brandgefahr**

## 16.1.2 NACHTEILE

- Wegen der Zusammendrückbarkeit der Luft sind gleichförmige Kolbengeschwindigkeiten nicht möglich
- Abblasende Druckluft verursacht Lärm

## 16.2 HOCHDRUCKSYSTEM

### 16.2.1 HAUPSYSTEM (Full Pneumatic System)



- A typical pneumatic system on a twin-engine turboprop airplane powers normal brakes, the passenger door, normal gear operation, nosewheel steering, and propeller brakes.

**Derartige Systeme werden oft bei zweimotorigen Turboprop-Flugzeugen verwendet. Je ein Kompressor wird vom Hilfsgetriebe eines Triebwerkes angetrieben. Sie saugen Luft über einen Ansaugschacht an und bringen sie auf den gewünschten Druck.**

**Ein Druckablassventil (Bleed Valve) wird durch den Triebwerksöldruck geschlossen gehalten. Bei Ausfall oder Abstellen der Triebwerke wird durch den Öldruckabfall die Druckluft ins Freie abgelassen. Dadurch wird die Kompressorantriebslast von den Triebwerken genommen (erleichtert beispielsweise das Wiederanlassen im Fluge).**

**Danach fließt die Druckluft zum Druckregelventil (Unloading Valve). Es hält den Druck zwischen 2900 und 3300 PSI. Steigt der Druck über 3300 PSI dann wird die Luft solange abgelassen, bis der Druck auf 2900 PSI abgesunken ist.**

**Der federbelastete Kolben eines Wechselventils (Shuttle Valve) verschließt bei stehendem Triebwerk die Leitung zum jeweiligen Kompressor und öffnet die Verbindung zu den Füllventilen (Ground Charging Port). Dies erlaubt das Füllen der Anlage am Boden.**

**Um zu verhindern, dass die in der Luft immer vorhandene Feuchtigkeit beim Druckabfall durch die Betätigung der Arbeitskreise gefriert (Expansionskälte) sind mechanische und chemische Entfeuchter (Moisture Separator, Dessicant) eingebaut. Da diese bei**



hohem Druck am Besten funktionieren, wird der Druck am Boden bei Bedarf meist über das rechte Füllventil ergänzt. Hier ist ein als "Back Pressure Valve" bezeichnetes Druckbegrenzungsventil eingebaut welches erst öffnet, wenn die Außenbordluftquelle 1700 PSI Druck überschreitet.

Über Mikrofilter und Rückschlagventile (Check Valve) gelangt die Druckluft zu den Arbeitskreisen. Das System besitzt drei Druckluftflaschen. Die Hauptflasche (Primary Air Bottle) versorgt alle Systeme, mit Ausnahme des Notsystems (Emergency System). Die Flasche im Notsystem enthält Druckluft zum Ausfahren des Fahrwerkes und zum Bremsen bei Ausfall des Hauptpneumatiksystem.

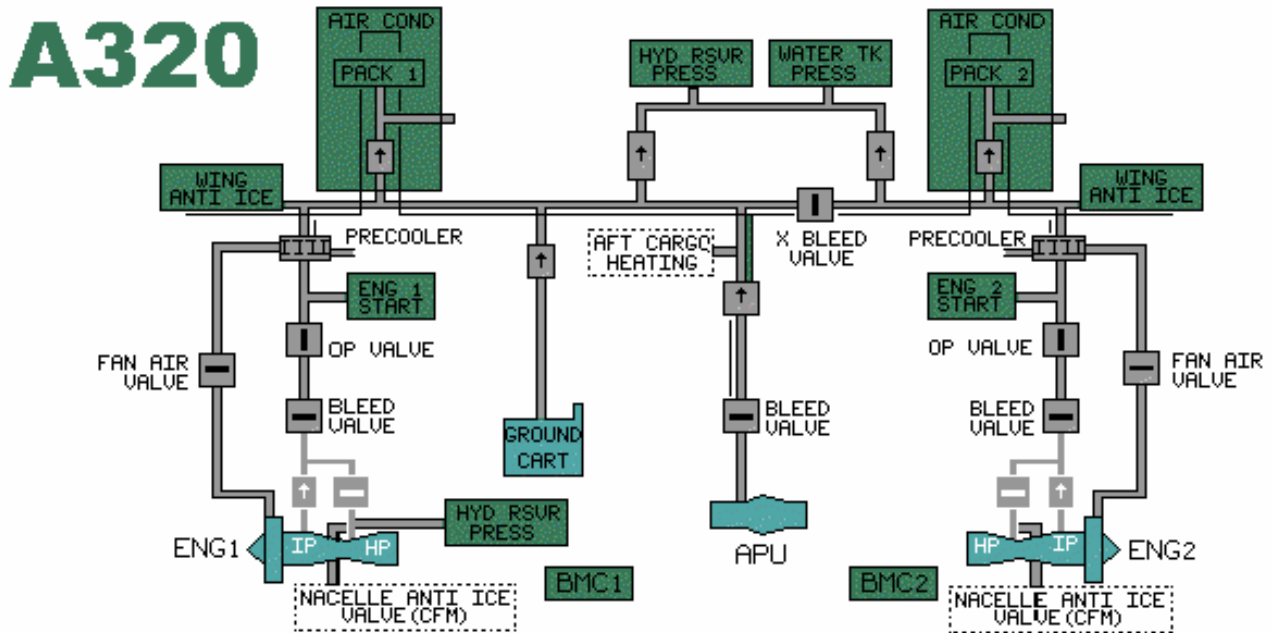
Der normale Bremsvorgang wird durch eine eigene Flasche im Bremssystem jederzeit gewährleistet.

Ein Druckreduzierventil (Pressure Reducer) verringert den Luftdruck zu Betätigung von Passagiertür, Fahrwerk, Bugfahrwerklenkung und Propellerbremse auf 1000 PSI.

### **16.2.2 NOTSYSTEM FÜR HYDRAULIKSYSTEME (Pneumatic Backup System)**

Bei manchen Luftfahrzeugen werden im Falle eines Ausfalls des Hydrauliksystems beispielsweise Fahrwerk und Bremsen pneumatisch betätigt.

Dazu wird am Boden Luft oder Stickstoff in Stahlflaschen gespeichert (ca. 3000 PSI). Fährt das Fahrwerk wegen eines Hydraulikdefektes nicht aus wird das pneumatische Notsystem betätigt. Druckluft strömt in die Hydraulikzylinder ein und betätigt das Fahrwerk und die Bremsen.



The Intermediate Pressure (IP) stage is normally used. When the IP pressure is too low (low engine speed), the HP valve pneumatically opens and regulates at 36 psi. The valve is used to connect the HP stage to the engine bleed air system. Note: This valve is springloaded closed in the absence of upstream pressure.

## 16.3 MITTELDRUCKSYSTEM

Die Druckluft eines Mitteldrucksystems wird als Zapfluft (Bleed Air) von den Triebwerksverdichtern entnommen und über Druckregelventile zu den Arbeitskreisen (z.B. Warmluftenschutz, Kabinenluftklimatisierung, Kabinendruckregelung) geführt.

## 16.4 NIEDERDRUCKSYSTEM

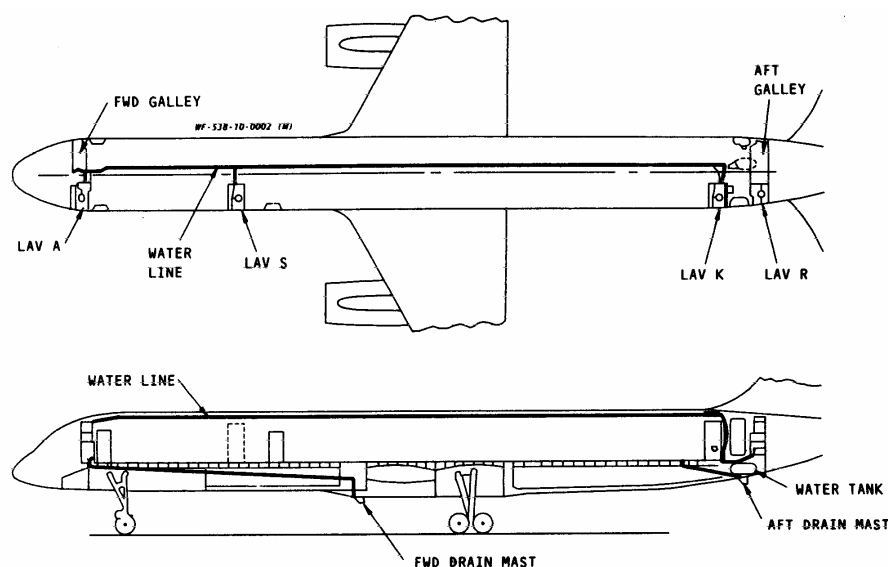
Dabei handelt es sich meist um Vakuumsysteme zum Antrieb der Kreiselinstrumente. Meist erzeugen motorgetriebene Flügelzellenpumpen im Instrumentengehäuse Unterdruck. Die Cockpitluft wird dadurch über einen Filter in das Instrumentengehäuse gesaugt und treibt den Kreisel an.

Modernere Luftfahrzeuge verwenden dazu Überdruck, der von ungeschmierten Flügelzellenpumpen ("Dry Pump") erzeugt wird (besitzen Kohlefaserflügel). Dies ist erforderlich, da Pumpen, die durch das Motorölsystem mitgeschmiert werden ("Wet Pump"), trotz Ölabscheider das Instrumenteninnenleben verölen würden.

## 17 WASSER- und TOILETTENSYSTEM (Water/Waste – ATA 38)

### 17.1 FRISCHWASSERSYSTEM (Portable Water System)

#### 17.1.1 ALLGEMEINES



• Potable water distribution system. (Boeing)

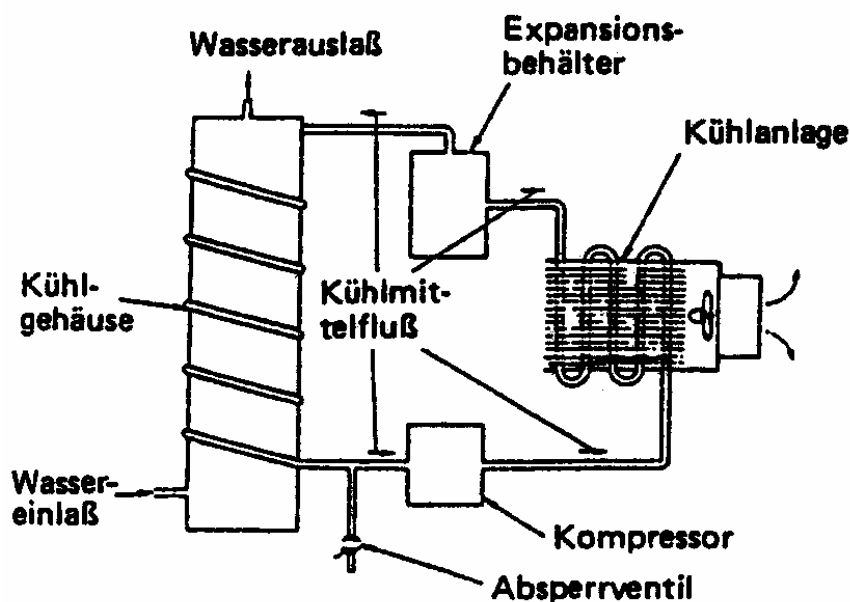
Die Frischwasserwasserversorgung von Verkehrsflugzeugen sorgt in Toiletten (Lavatory) und Küchen (Galley) für Wasch- und Trinkwasser.

### 17.1.2 WASSERTANKS

Sie sind meist aus faserverstärktem Kunststoff gefertigt und befinden sich unterhalb des Kabinenfußbodens. Durch eine Druckluftquelle (Kompressorzapfluff oder Systemkompressor) werden die Tanks oberhalb des Wasserspiegels druckbeaufschlagt. Dadurch wird das Wasser aus den Tanks unter Druck zu den Verbrauchern geführt.

### 17.1.3 WASSERERWÄRMUNG und -KÜHLUNG

Die Aufheizung des Frischwassers erfolgt entweder durch Boiler oder durch Durchlauferhitzer.



● Wasserkühler (schematisch)

Die Kühlung des Trinkwassers erfolgt durch eine Kühlanlage. Ein Kühlmedium (Freon)- wird durch einen Kompressor komprimiert und dann in einem Wärmetauscher (Kühler) abgekühlt. Über ein Expansionsventil kann das Gas sich wieder ausdehnen. Die dabei entstehende Expansionskälte wird zur Kühlung eines Behälters verwendet, durch den das Trinkwasser hindurchläuft.

#### **17.1.4 ABWASSERENTSORGUNG**

Das Schmutzwasser wird entweder in Behältern gesammelt und am Boden entsorgt. Bei Langstreckenflugzeugen wird es über ein eigenes Rohrleitungssystem ins Freie geführt.

Die Abflussrohre werden normalerweise mit warmer Kabinenabluft durchströmt, um ein Einfrieren zu verhindern. Der Abwasserstutzen an der Unterseite des Rumpfes ist zusätzlich elektrisch beheizt.

Um einen dauernden Kabinendruckverlust über die Abflussrohre zu verhindern, werden entweder die Abflusstöpsel der Waschbecken federbelastet geschlossen gehalten oder Schwimmerventile verschließen nach Abfluss des Wassers die Rohrleitung.

#### **17.1.5 WARTUNG**

Die allgemeine Wartung der Trinkwasseranlage umfasst das Füllen, das Entleeren bei Frostgefahr und die Desinfizierung der gesamten Anlage.

Beim Desinfizieren werden dem Wasser Desinfektionsmittel beim Füllen zugesetzt. Danach werden die Wasserauslässe an jeder Entnahmestation solange geöffnet, bis das nach Chlor riechende Desinfektionsmittel mit dem Wasser austritt. Nach einer Einwirkzeit von etwa einer Stunde wird die Lösung wieder abgelassen und die Anlage gespült.

Danach wird Frischwasser gefüllt. Sollte eine Wasseraufnahme auf hygienekritischen Plätzen notwendig sein, kann dem Wasser beim Füllen ein Desinfektionsmittel zugesetzt werden.

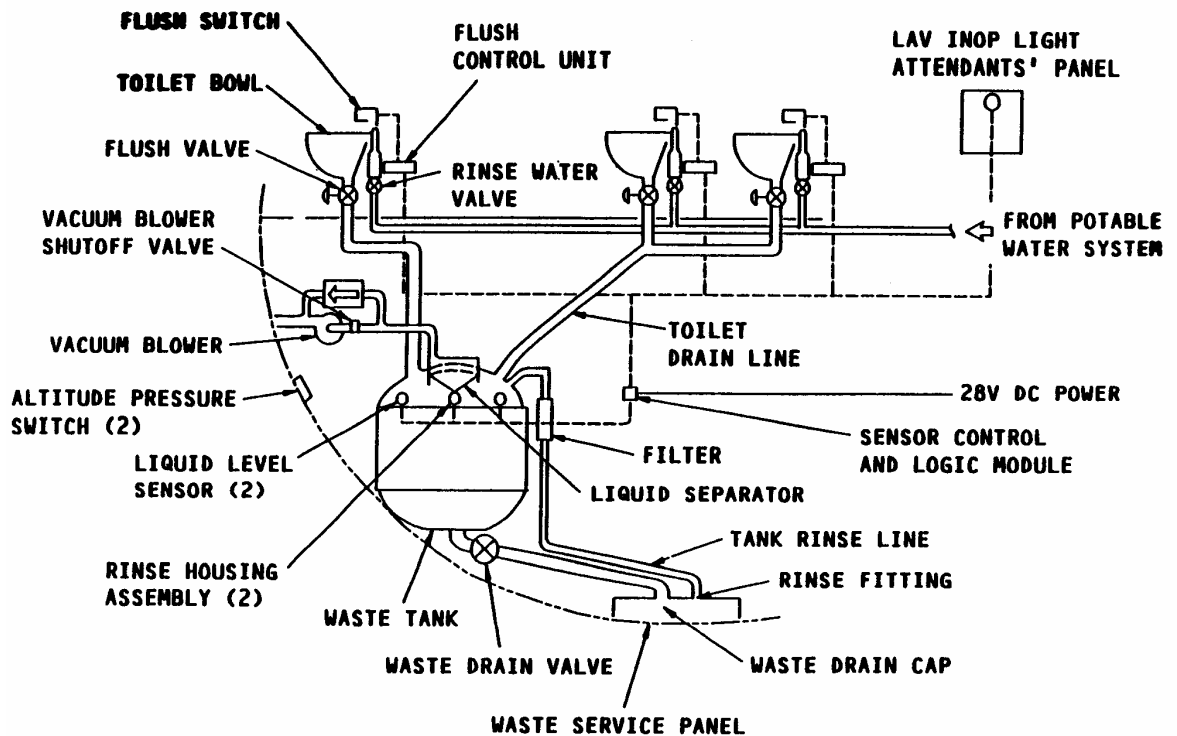
## 17.2 TOILETTENSYSTEM (Toilet System)

### 17.2.1 ALLGEMEINES

Die Toilettenanlagen von kleineren Flugzeugen sind reine Behälteranlagen ohne Spülung. Sie bestehen aus einem Toilettensitz mit Fäkalienbehälter, in den ein Kunststoffsack für die Fäkalienaufnahme eingehängt wird. Dieser Sack wird am Boden getauscht.

Verkehrsflugzeugtoilettenanlagen besitzen eine Spülung und ein oder mehrere Toilettenbehälter werden am Boden entleert und gespült.

## 17.2.2 FUNKTION



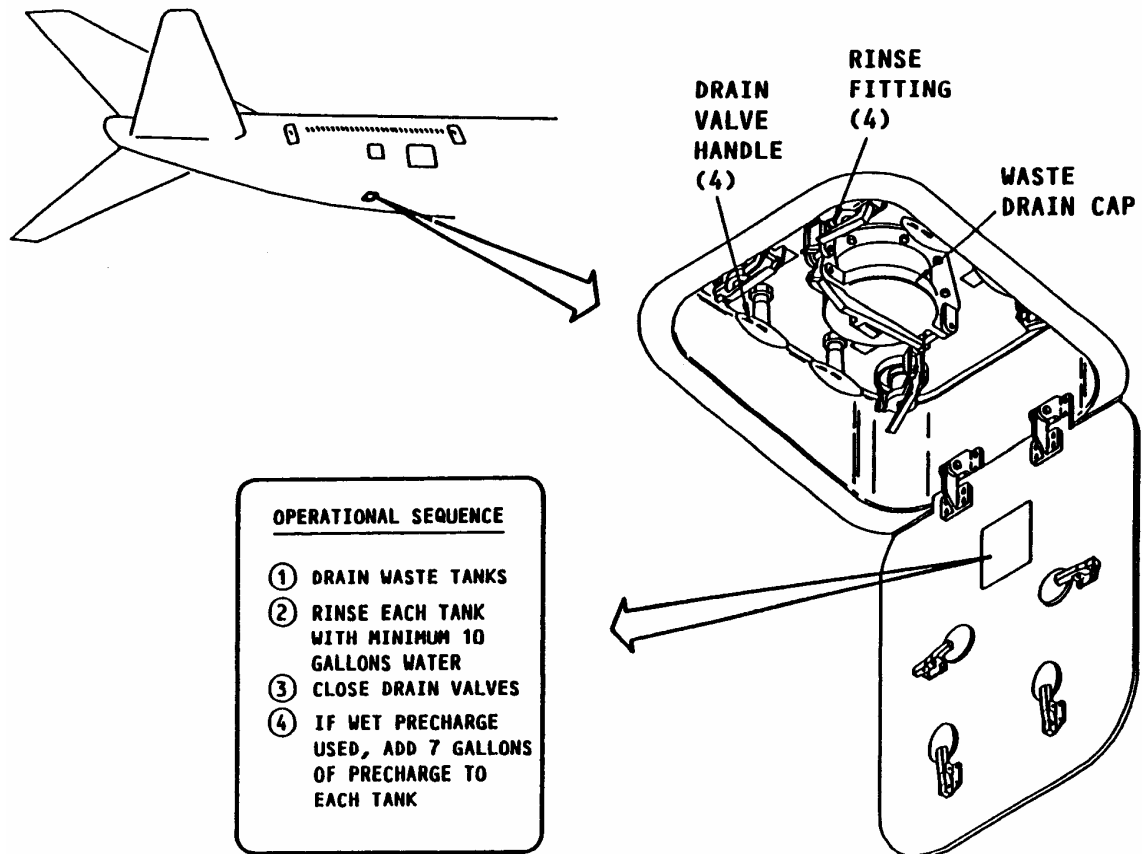
● 747-400 Toilet waste system summary. (Boeing)

Frischwasser aus dem Wassersystem wird zu Toilettenspülung verwendet. Durch Unterdruck im Toilettenbehälter werden die Fäkalien durch die Abflussrohre in den Behälter transportiert. Eine Steuereinheit (Flush Control Unit) regelt die Schaltzeiten des Spülventils (Rinse Water Valve) und die Schaltzeiten des Vakuumbelüfters (Vacuum Blower).

Das Vakuumbelüfter arbeitet nur in Höhen unter 5000m. In größeren Höhen ist das Gebläseventil (Vacuum Blower Shutoff Valve) geschlossen und das erforderliche Vakuum wird durch die Druckdifferenz zwischen Kabine und Außenluft erzeugt (über das Gebläseumgehungsventil).

Der Füllstand des Toilettenbehälters wird durch zwei Sensoren (Liquid Level Sensor) überwacht und eine Überfüllung wird im Cockpit angezeigt.

### 17.2.3 WARTUNG



● 747 Waste service panel. (Boeing)

Das Entleeren des Toilettenbehälters am Boden erfolgt über den "Waste Drain" – Anschluss, an dem ein Entsorgungstank angeschlossen wird. Nach Öffnen des Ablassventils durch den "Drain Valve Handle" entleert sich der Behälter. Abschließend wird er mittels Druckwasser, das über den Spülanschluss (Rinse Fitting) eingeleitet wird, gereinigt.



## 18 BORDINSTANDHALTUNGSSYSTEM (On Board Maintenance Systems – ATA 45)

(Siehe "Digitaltechnik und Instrumentensysteme", 4. KLASSE)

## 19 LITERATURVERZEICHNIS

<b>VERZEICHNIS DIVERSER FACHLITERATUR:</b>		
<b>TITEL</b>	<b>AUTOR</b>	<b>VERLAG</b>
A&P Technician - General Textbook	-	Jeppesen Sanderson, USA
A&P Technician - Airframe Textbook	-	Jeppesen Sanderson, USA
Aviation Maintenance Technican Series - General	Dale Crane	Aviation Supplies & Academics, USA
Aviation Maintenance Technican Series - Airframe	Dale Crane	Aviation Supplies & Academics, USA
Grundlagen der Luftfahrzeugtechnik - Flugwerk	Autorenkollektiv	TÜV Rheinland, D
Transport Category Aircraft Systems	Thomas W. Wild	Jeppesen Sanderson, USA
Technologie des Flugzeuges	Klaus Engmann	Leuchtturm Verlad, D
Hochgeschwindigkeits-Aerodynamik	F. Dubs	Birkhäuser Verlag, D
Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges	Klaus Hünecke	Motorbuchverlag, D
Airframe Structural Design	Michael C. Y. Niu	Conmilit Press LTD, USA
Handling The Big Jets	D. P. Davies	Civil Aviation Authority, GB