



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

## Projekt

Studiendepartment Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

### **Aufarbeitung und Beschreibung ausgewählter Flugzeugkomponenten**

Verfasser: Jan Köhler

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Abgabedatum: 21.11.06

# Kurzreferat

In dieser Projektarbeit werden unterschiedliche Flugzeugsystemkomponenten beschrieben. Dabei handelt es sich um Komponenten der Hydraulik, Beleuchtung, Feuerschutzanlagen, Kabineneinrichtung, Elektrik, Sauerstoffversorgung, Kommunikation und des Fahrwerks. Es wird näher auf die Funktionsweise der Komponenten sowie auf das Zusammenwirken der einzelnen Komponenten zu einem gesamten System eingegangen. Alle diese ausgewählten Flugzeugkomponenten stammen von AIRBUS Flugzeugen der Lang- und Kurzstreckenversionen. Die Beschreibung der Komponenten basiert auf Wartungshandbücher des Flugzeugherstellers.

Zur besseren Veranschaulichung sind einige der Komponenten zu Schnittmodellen verarbeitet worden.





## STUDIENDEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUBAU

# Aufarbeitung und Beschreibung ausgewählter Flugzeugkomponenten

Aufgabenstellung für ein *Projekt 2*

## Hintergrund

Es sind am Studiendepartment Flugzeugkomponenten vorhanden, weitere Komponenten werden von Firmen der Hochschule angeboten. Die Komponenten sollen der Unterstützung der Lehre dienen.

## Aufgabe

Die Flugzeugkomponenten - vor allem Komponenten von Flugzeugsystemen - sollen so aufbereitet werden, dass sie in einem Schaukasten im Studiendepartment Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau ausgestellt werden können. Von einigen Komponenten sind zum besseren Verständnis der Funktionsweise in einer Werkstatt Schnittmodelle anzufertigen. Teilweise muss der ursprüngliche Einsatzort der Komponenten ermittelt werden. In einem Bericht soll die Funktionsweise der Teile beschrieben werden. Darüber hinaus sind auch die Grundlagen der Auslegung der Komponenten zu skizzieren.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

# Erklärung

Hiermit versichere ich, dass dieses Projekt nach den Richtlinien der Prüfungs- und Studienordnung der Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg, eigenständig von mir bearbeitet und erstellt wurde. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

2006-11-21      J. Köhler

.....  
Datum              Unterschrift

# Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	7
Verzeichnis der Tabellen.....	9
Liste der Symbole.....	10
Liste der Abkürzungen.....	11
<b>1 Einleitung</b> .....	<b>12</b>
1.1 Ziel der Projektarbeit.....	12
1.2 Übersicht der Systemkomponenten.....	12
1.3 ATA-Kapitel.....	13
1.4 Hydrauliksysteme in AIRBUS Flugzeugen .....	13
<b>2 Bugradlenksystem (ATA 32)</b> .....	<b>15</b>
2.1 Lenkbarkeit bei der Landung .....	16
2.2 Lenkbarkeit beim Startvorgang.....	16
2.3 Verhältnis zwischen Eingangs- und Ausgangssignal.....	17
2.4 Bestandteile des Bugradlenksystems .....	17
2.5 Beschreibung der Komponenten .....	19
2.6 Der Lenkmechanismus des Bugfahrwerks .....	26
2.7 Genauere Betrachtung des Rotating Selector Valve .....	28
2.8 Genauere Funktionsweise eines Servoventils .....	29
2.9 Der Lenkmechanismus des Bugfahrwerks .....	30
2.9.1 Die Überdeckung von Servoventilen .....	30
2.9.2 Druckverläufe unterschiedlicher Überdeckungen.....	33
2.9.3 Die Form von Steuerkanten.....	35
<b>3 Triebwerksbetriebene Hydraulikpumpe (ATA 29)</b> .....	<b>38</b>
3.1 Beschreibung der Hydraulikpumpe.....	39
3.2 Beschreibung der Ventile .....	40
<b>4 Vakuum Toilette (ATA 38)</b> .....	<b>42</b>
4.1 Bestandteile des Toilettensystems.....	42
4.2 Beschreibung der Komponenten .....	43
4.3 Wasserversorgung .....	45
4.4 Spülvorgang der Toilette.....	48
4.5 Kontrollsysteme.....	48

<b>5</b>	<b>Rauch- und Feuermelder (ATA 26)</b> .....	51
5.1	Unterscheidung der Rauchmelder .....	52
5.2	Die Elektrodenmethode .....	53
5.3	Die Fotoelektrische Methode .....	54
<b>6</b>	<b>Halon Löschbehälter (ATA 26)</b> .....	56
<b>7</b>	<b>Sauerstoffversorgung</b> .....	57
7.1	Sauerstoffsystem des Flugpersonals.....	57
7.2	Tragbares Sauerstoffsystem .....	58
7.3	Sauerstoffsystem der Passagiere .....	59
7.4	Chemischer Sauerstoffgenerator .....	60
7.5	Sauerstoffmaske der Passagiere .....	61
<b>8</b>	<b>Bedientafel der Bordküche (ATA 25)</b> .....	63
8.1	Galley allgemein.....	63
8.2	Dry Unit Galley .....	63
8.3	Wet Unit Galley.....	63
8.4	Beschreibung der Galley Systeme.....	65
<b>9</b>	<b>Kabinensysteme (ATA 23 und 33)</b> .....	67
9.1	Kabinenbeleuchtung allgemein .....	67
9.2	Passagier Leselampen.....	67
9.3	Passagier Lautsprecher .....	69
<b>10</b>	<b>Cabin Intercommunication and Data System (ATA 23)</b> .....	70
10.1	Forward Attendant Panel.....	72
10.2	Attendant Indication Panel .....	73
10.3	Aft Attendant Panel .....	74
10.4	Programming and Test Panel .....	75
	<b>Literaturverzeichnis</b> .....	77
	<b>Anhang A Bilder der ausgewählten Systemkomponenten</b> .....	78

# Verzeichnis der Bilder

<b>Bild 2.1</b>	Handlenkrad .....	15
<b>Bild 2.2</b>	Lenkbarkeit des Bugfahrwerks.....	16
<b>Bild 2.3</b>	Verhältnis zwischen Eingangs- und Ausgangssignal.....	17
<b>Bild 2.4</b>	Schematischer Aufbau des Bugradlenksystems .....	19
<b>Bild 2.5</b>	Schnittdarstellung des Selector Valve .....	23
<b>Bild 2.6</b>	Selector Valve .....	23
<b>Bild 2.7</b>	Schnittdarstellung des Servoventils .....	24
<b>Bild 2.8</b>	Schnittdarstellung des Steering Actuator .....	25
<b>Bild 2.9</b>	Position und Einbau des Rotating Selector Valve.....	25
<b>Bild 2.10</b>	Bugfahrwerk bei 0° Auslenkung .....	27
<b>Bild 2.11</b>	Bugfahrwerk bei 16,8° Auslenkung .....	27
<b>Bild 2.12</b>	Bugfahrwerk bei maximaler Auslenkung.....	28
<b>Bild 2.13</b>	Verstellpositionen des RSV .....	29
<b>Bild 2.14</b>	Servoventil mit Düse-Prallplatte-System - Funktionsprinzip .....	29
<b>Bild 2.15</b>	Negative und Positive Überdeckung bei Servoventilen.....	31
<b>Bild 2.16</b>	Leckage bei positiver Überdeckung.....	32
<b>Bild 2.17</b>	Öffnungsfläche-Hub-Kennlinie bei verschiedenen Überdeckungen.....	33
<b>Bild 2.18</b>	Druckverläufe unterschiedlicher Überdeckungen.....	33
<b>Bild 2.19</b>	Strömungskräfte am Kolbenschieber .....	36
<b>Bild 2.20</b>	Steuerkolben mit Fase .....	37
<b>Bild 2.21</b>	Steuerkolben mit Kerben.....	37
<b>Bild 3.1</b>	Triebwerksbetriebene Hydraulikpumpe .....	38
<b>Bild 3.2</b>	Querschnitt der Triebwerksbetriebenen Hydraulikpumpe .....	39
<b>Bild 3.3</b>	Schalttafel des Hydrauliksystems.....	41
<b>Bild 4.1</b>	Vakuum Toilette.....	43
<b>Bild 4.2</b>	Schematische Darstellung des Toilettensystems.....	44
<b>Bild 4.3</b>	Frischwassertank .....	46
<b>Bild 4.4</b>	Water Conditioner .....	46
<b>Bild 4.5</b>	Potable Water System Service Panel.....	47
<b>Bild 4.6</b>	Schematische Darstellung des Spülvorgangs .....	48
<b>Bild 5.1</b>	Schematische Darstellung des Rauchmeldesystems .....	51
<b>Bild 5.2</b>	Rauchmelder nach dem Ionisationsverfahren .....	53
<b>Bild 5.3</b>	Fotoelektrischer Rauchmelder.....	53
<b>Bild 5.4</b>	Meßbrücke der Rauchmeldung .....	54
<b>Bild 5.5</b>	Ionisation zwischen zwei Elektroden.....	54
<b>Bild 5.6</b>	Fotoelektrische Rauchererkennung .....	55
<b>Bild 5.7</b>	Prinzipskizze eines Fotoelektrischen Rauchmelders.....	55
<b>Bild 6.1</b>	Temperaturanzeige im Müllbehälter .....	56

<b>Bild 7.1</b>	Quick Donning Mask .....	57
<b>Bild 7.2</b>	Tragbare Sauerstoffmaske .....	58
<b>Bild 7.3</b>	Tragbare Schutzhaube .....	59
<b>Bild 7.4</b>	Manuelles Auslösen der Sauerstoffversorgung im Cockpit .....	59
<b>Bild 7.5</b>	Chemischer Sauerstoffgenerator .....	60
<b>Bild 7.6</b>	Sauerstoffmaske der Passagiere .....	62
<b>Bild 7.7</b>	Verkleidung des Sauerstoffbehälters der Passagiere .....	62
<b>Bild 8.1</b>	Schematischer Aufbau eines Galley Control Panel .....	64
<b>Bild 8.2</b>	Elektrischer Ofen .....	65
<b>Bild 8.3</b>	Lage des Ofens in der Küche .....	65
<b>Bild 8.4</b>	Kaffeemaschine .....	65
<b>Bild 8.5</b>	Lage der Kaffeemaschine in der Küche .....	65
<b>Bild 9.1</b>	Leselampen und Lautsprecher der Passagiere .....	67
<b>Bild 9.2</b>	Leselampen der Passagiere .....	68
<b>Bild 9.3</b>	Forward Attendant Panel .....	68
<b>Bild 10.1</b>	Schematischer Aufbau des CIDS-Systems .....	71
<b>Bild 10.2</b>	CIDS-Director .....	72
<b>Bild 10.3</b>	DEU A .....	72
<b>Bild 10.4</b>	Sprechanlage des Kabinenpersonals .....	74
<b>Bild 10.5</b>	Aft Attendant Panel .....	74
<b>Bild 10.6</b>	Programming and Test Panel .....	76
<b>Bild A.1</b>	Rotating Selector Valve .....	78
<b>Bild A.2</b>	Servoventil .....	78
<b>Bild A.3</b>	Solenoid Valve .....	79
<b>Bild A.4</b>	Vakuum Toilette .....	79
<b>Bild A.5</b>	Rauchmelder nach dem Ionisationsverfahren .....	80
<b>Bild A.6</b>	Fotoelektrischer Rauchmelder .....	80
<b>Bild A.7</b>	Halon Löschbehälter .....	81
<b>Bild A.8</b>	Sauerstoffmasken der Passagiere (Verkleidung) .....	81
<b>Bild A.9</b>	Sauerstoffmasken der Passagiere (Sauerstoffmasken) .....	82
<b>Bild A.10</b>	Galley Control Unit .....	82
<b>Bild A.11</b>	Lautsprecher, Leselampen, Sitznummernbeleuchtung .....	83
<b>Bild A.12</b>	Lautsprecher, Leselampen, Sitznummernbeleuchtung (Rückseite) .....	83
<b>Bild A.13</b>	DEU A .....	84
<b>Bild A.14</b>	DEU A (Innenansicht) .....	84



## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 2.1</b>	Durchflussrichtung der Hydraulikflüssigkeit innerhalb des RSV .....	28
<b>Tabelle 10.1</b>	Einstellung der Klasseneinteilung .....	75

## Liste der Symbole

$A$	Öffnungsfläche am Servoventil
$b$	Umfang des Kolbens
$F_S$	Resultierende Kraft am Steuerkolben
$F_1$	Kraft an Steuerkolben 1
$F_2$	Kraft an Steuerkolben 2
$h$	Spalthöhe
$l$	Spaltlänge (Überdeckung)
$P_A$	Druck am Verbraucher A
$P_B$	Druck am Verbraucher B
$p^1 - p^2$	Druckabfall im Spalt
$Q$	Durchfluss-Strom
$S$	Hub des Steuerkolbens

## Griechische Symbole

$\eta$	Viskosität der Druckflüssigkeit
--------	---------------------------------

## Liste der Abkürzungen

AAP	Additional Attendant Panel
ACP	Area Call Panel
ACU	Aircraft Cooling Unit
AIP	Attendant Indication Panel
AMM	Aircraft Maintenance Manual
ATA	Air Transport Association of America
BITE	Built-In Test Equipment
BSCU	Brake and Steering Control Unit
CAM	Cabin Assignment Module
CIDS	Cabin Intercommunication and Data System
CMM	Component Maintenance Manual
CSM/G	Constant Speed Motor Generator
DEU	Decoder Encoder Unit
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
EWD	Engine Warning Display
FAP	Forward Attendant Panel
FCU	Flush Control Unit
FWC	Flight Warning Computer
GAC	Galley Air Cooler
LCD	Liquid Crystal Display
LVDT	Linear Variable Differential Transducer
PTP	Programming and Test Panel
PTU	Power Transfer Unit
RAT	Ram Air Turbine
RSV	Rotating Selector Valve
RC	Remote Chiller
RU	Recirculation Unit
SD	System Display
SDCU	Smoke Detector Control Unit
VSC	Vacuum System Controller

# 1 Einleitung

## 1.1 Ziel der Projektarbeit

Das Ziel dieser Projektarbeit ist die grundlegende Funktionsweise und die Einsatzorte von Komponenten von Flugzeugsystemen zu beschreiben. Die Flugzeughandbücher „Aircraft Maintenance Manual“ (AMM) und „Component Maintenance Manual“ (CMM) wurden dazu als grundlegende Informationsquelle für die Bearbeitung dieses Berichts verwendet. Alle zu den Komponenten gehörenden Bilder stammen auch von diesen Handbüchern.

Die Flugzeugteile wurden für den Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau der Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW Hamburg) von der **Lufthansa Technik AG** sowie der **Airbus Deutschland GmbH** für Lehrzwecke zur Verfügung gestellt.

Die ausgewählten Teile sollen im Schaukasten des Fachbereichs Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau zur Veranschaulichung ausgestellt werden. Anhand einer dazugehörigen Kurzbeschreibung erhält der Betrachter einige Kurzinformationen über die ausgestellten Teile.

Dieser ausführlichere Bericht wird auf der Internetseite von Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz der HAW Hamburg veröffentlicht.

## 1.2 Übersicht der Systemkomponenten

In folgender Übersicht sind die im Projekt beschriebenen Systemkomponenten mit den entsprechenden ATA-Kapiteln aufgeführt:

**ATA 23 Kommunikation**  
„Decoder Encoder Unit A“  
Passagier Lautsprecher

**ATA 29 Hydraulikanlagen**  
Magnetventil

**ATA 35 Sauerstoffanlagen**  
Sauerstoffherzeuger

**ATA 25 Ausrüstung**  
Bedientafel der Bordküche

**ATA 32 Fahrwerksanlagen**  
„Rotating Selector Valve“  
Servoventil

**ATA 38 Wasseranlagen**  
Vakuum Toilette

**ATA 26 Feuerschutzanlagen**  
Fotoelektrischer Rauchmelder  
Ionisations-Rauchmelder  
Halon Löschbehälter

**ATA 33 Beleuchtung**  
Kabinenlampen

## 1.3 ATA-Kapitel

Die ATA – Air Transport Association of America, eine Organisation der Luftfahrtgesellschaften, erstellte zusammen mit den Flugzeugherstellern bereits in den fünfziger Jahren für den Betrieb, die Wartung, Instandhaltung, Ersatzteilversorgung, für Spezialwerkzeuge und Bodendienstgeräte Spezifikationen, die den Airlines den Betrieb von Flugzeugen unterschiedlicher Hersteller erleichtert. Bei den Spezifikationen handelt es sich um die Normierung der Dokumentation. So lassen sich Flugzeughandbücher unabhängig vom Hersteller ohne große Umstellungen durch das entsprechende Personal des Betreibers bewältigen.

Durch die Spezifikation ATA 100 ist jedem Flugzeugsystem eine feste Kapitelnummer zugeordnet. Die Kapitel werden durch eine zusätzliche Nummerierung weiter unterteilt.

Die beschriebenen Systemteile dieses Projekts sind auch durch entsprechende ATA-Kapitel bezeichnet.

## 1.4 Hydrauliksysteme in AIRBUS Flugzeugen

Um einige Abschnitte der Projektarbeit verständlicher zu machen und um generelles Grundwissen über eines der wichtigsten Flugzeugsysteme zu vermitteln, ist das Hydrauliksystem von **Airbus** Flugzeugen zunächst kurz zusammengefasst. Als Beispiel wird das Flugzeugmodell **Airbus A320** gewählt.

### Hydraulikversorgung

Die Hydraulikanlagen versorgen die Flugsteuerung, die Betätigung und Verriegelung der Fahrwerke und Fahrwerkstore, die Bugradlenkung, Bremsanlage, Schubumkehr der Triebwerke, Frachtraumtüren und die Notstromversorgung mit einem Hydraulikdruck von 3000 psi (206 bar). Die Verteilung erfolgt über Rohrleitungen. Die Hochdruckleitungen in feuergefährdeten Zonen sind aus rostfreiem Stahl, die übrigen aus Titanlegierungen gefertigt. Die meisten Leitungen des Niederdrucksystems bestehen aus Aluminiumlegierungen und sind mit einem Anstrich zum Korrosionsschutz versehen.

Eines der gängigsten Hydraulikflüssigkeiten in der Luftfahrt ist das so genannte **Skydrol**. Es ist ein rein chemisches Produkt, welches auf Phosphat-Ester basiert. Es ist eine klare Flüssigkeit und hat eine leicht bläulich-violette Färbung. Durch seine geringe Dichte, hohe Wirksamkeit auch bei geringen Temperaturen, Schwerentflammbarkeit und seine gute Verträglichkeit mit Metallen, wird Skydrol in der Luftfahrt sehr geschätzt. Es ist jedoch sehr aggressiv gegenüber bestimmte Lack- und Kunststoffarten und reizt Augen und Haut.

## Hauptversorgungssystem

Die Hydraulik-Hauptversorgung ist in drei Kreise aufgeteilt, die durch Farbnamen gekennzeichnet sind. Zwischen den Kreisen besteht keine hydraulische Verbindung. Bei Ausfall einzelner Hydraulikkreise oder von Einzelkomponenten ist so immer – auch durch den Einsatz der Notversorgungskreise – eine ausreichende Versorgung der Verbraucher gewährleistet.

Zu den Hauptbauteilen eines jeden Versorgungskreises gehören ein Hydraulikreservoir und Hydraulikpumpen. Die Reservoirs werden durch Zapfluß vom Triebwerk mit Druck beaufschlagt.

### Der grüne Hydraulikkreis

Der grüne Kreis wird von der Hydraulikpumpe des linken Triebwerkes mit Druck beaufschlagt und versorgt die Betätigung und Verriegelung der Fahrwerke sowie der Fahrwerkstore, die Bugradlenkung, die Normalbremsanlage, die Schubumkehr des linken Triebwerkes und einige Bereiche der Flugsteuerung. Außerdem versorgt der grüne Kreis die **Power Transfer Unit (PTU)**, über die eine mechanische Verbindung zu dem gelben Kreis besteht.

### Blauer Hydraulikkreis

Der blaue Kreis wird von einer Elektropumpe betrieben und versorgt einige Bereiche der Flugsteuerung sowie im Bedarfsfall den durch einen Hydraulikmotor angetriebenen Generator (**Constant Speed Motor/Generator - CSM/G**) für die elektrische Notversorgung. Auch wurde in diesen Kreis die Stauluftturbine (**Ram Air Turbine - RAT**) integriert.

### Gelber Hydraulikkreis

Der gelbe Kreis wird von der Hydraulikpumpe des rechten Triebwerkes mit Druck beaufschlagt und versorgt die Frachtraumtüren, die Not- und Parkbremsanlage, die Schubumkehr des rechten Triebwerkes und einige Bereiche der Flugsteuerung. Außerdem versorgt der gelbe Kreis die Power Transfer Unit (PTU), über die eine mechanische Verbindung mit dem grünen Kreis besteht. Zusätzlich verfügt dieser Kreis über eine elektrische Hydraulikpumpe. Die Betätigung der Frachtraumtore ist auch mittels einer Handpumpe gegeben, die gleichfalls Bestandteil des gelben Kreises ist.

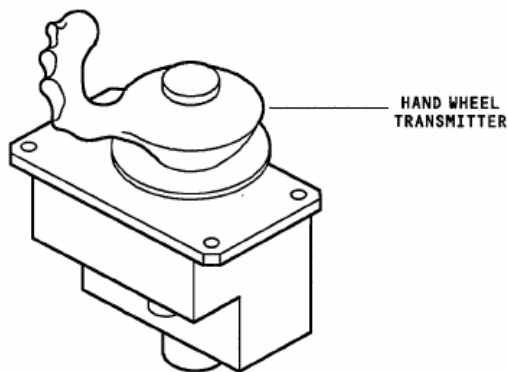
### Power Transfer Unit (PTU)

Zwischen dem gelben und dem grünen Hydraulikkreis besteht eine mechanische Koppelung über die PTU. Dieses ermöglicht eine gegenseitige Druckversorgung ohne Austausch von Hydraulikflüssigkeit. Bei der PTU handelt es sich um zwei zusammengeschlossene Motor-Pumpeneinheiten, d.h. je nach Bedarf kann die Pumpe als Motor oder umgekehrt wirken. Fällt beispielsweise die vom linken Triebwerk angetriebene Hauptpumpe des grünen Systems aus, so wird auf der gelben Systemseite der PTU die Motor-Pumpeneinheit als Motor wirksam. Dieser treibt über eine gemeinsame Welle die Motor-Pumpeneinheit auf der grünen Systemseite der PTU an, die dann als Pumpe arbeitet und Hydraulikdruck im grünen System erzeugt.

## 2 Bugradlenksystem (ATA 32)

Die Lenkung des Bugfahrwerks ist ein computergesteuertes elektrohydraulisches System, um die Richtung des Flugzeugs auf dem Boden zu ändern. Das Lenksystem wird von dem grünen Hydrauliksystem versorgt. Die Funktionsweise des Lenksystems wird von dem „Brake and Steering Control Unit“ (BSCU) gesteuert und überwacht. Das primäre Eingangssignal des BSCU sind zwei Handlenkräder im Cockpit, die zum Steuern des Flugzeugs am Boden dienen (Bild 2.1). Die sekundären Eingangssignale sind die Ruderpedale und das Autopilot.

Mit den Eingangssignalen berechnet das BSCU den momentanen Lenkwinkel des Fahrwerks, die Lenkgeschwindigkeit sowie die Lenkrichtung und sendet Ausgangssignale an die elektrohydraulischen Komponenten, die den Lenkmechanismus ausführen.



**Bild 2.1** Handlenkrad

Das Lenksystem wird elektronisch gesteuert und hydraulisch betrieben. Die Elektronikbauteile geben elektronische Steuersignale an elektrohydraulische Ventile, die den Durchfluss von Hydraulikflüssigkeit regeln. Die Hydraulikflüssigkeit treibt Aktuatoren an, die für die Umsetzung des hydraulischen Drucks in eine mechanische Bewegung zuständig sind. Über Sensoren lässt sich die Position des Fahrwerks bestimmen, damit das BSCU und somit die Piloten über den Bewegungsmechanismus informiert werden.

Im Rollvorgang lässt sich das Bugfahrwerk mit den Handlenkrädern, bezogen auf die Längsachse des Flugzeugs, um  $74^\circ$  drehen. Dabei können beide Lenkräder von jedem Piloten abwechselnd betätigt werden. Der Ausschlag des Bugfahrwerks wird ab einer Flugzeuggeschwindigkeit von 10 Knoten aus Sicherheitsgründen eingeschränkt, damit der Pilot bei einer zu hohen Geschwindigkeit keinen zu großen Ausschlag durchführen kann. Der mögliche Ausschlagwinkel sinkt mit Zunahme der Flugzeuggeschwindigkeit.

Die Lenkung des Bugfahrwerks kann auch mittels der Ruderpedale durchgeführt werden. Wenn das Flugzeug sich im Stand befindet und der Pilot einen Ruderausschlags-Test durchführen möchte, kann er über einen Knopf im Handlenkrad die Lenkwirkung der Pedale deak-

tivieren. Somit wird bei Betätigung der Pedale nur ein Ruderausschlag ermöglicht und die Reifen des Bugfahrwerks bleiben dabei vor Abrieb verschont.

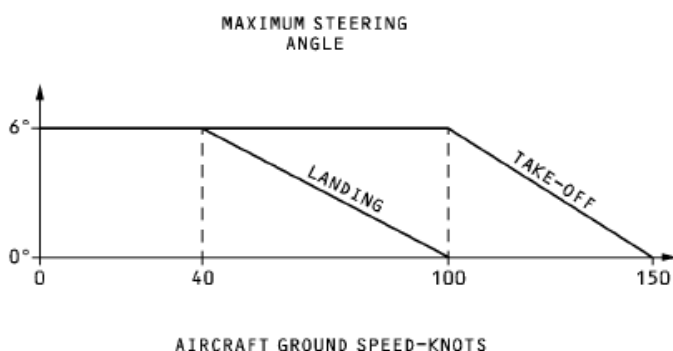
Die Lenkbarkeit des Bugrads ist beim Start- und Landevorgang über einen bestimmten Ablauf festgehalten. Im nächsten Abschnitt wird die Lenkbarkeit des Bugrads in verschiedenen Rollphasen beschrieben.

## 2.1 Lenkbarkeit bei der Landung

Ab dem Landestoß bis zu einer Geschwindigkeit von 100 Kt ist kein Lenkausschlag mit dem Bugrad möglich (Bild 2.2). Ab 100 Kt bis 40 Kt steigt der Lenkausschlag proportional zur Geschwindigkeit bis auf maximal  $6^\circ$ , jeweils rechts und links von der Flugzeuglängsachse. Von 40 Kt bis zum Stillstand des Flugzeugs bleibt der maximale Lenkausschlag bei  $6^\circ$ . Erst bei Vollendung der Landung ist die Lenkung des Bugrads ohne Einschränkung verwendbar.

## 2.2 Lenkbarkeit beim Startvorgang

Bei einer Geschwindigkeit von 0 bis 100 Kt beträgt der maximal mögliche Lenkausschlag beim Startvorgang  $6^\circ$  (Bild 2.2). Ab einer Geschwindigkeit von 100 Kt sinkt die Lenkbarkeit proportional zur Geschwindigkeit bis sie bei einer Geschwindigkeit von 150 Kt den Wert  $0^\circ$  erreicht. In diesem Punkt kann der Pilot das Flugzeug nur mit Hilfe der aerodynamischen Kräfte steuern. Sobald das Bugrad abgehoben und entlastet ist, schaltet sich das Lenksystem automatisch aus.

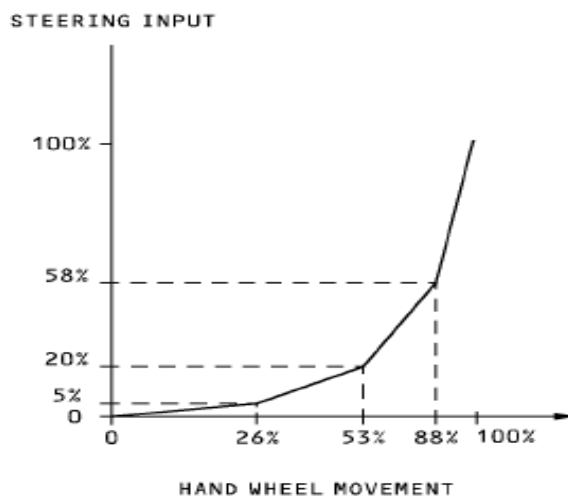


**Bild 2.2** Lenkbarkeit des Bugfahrwerks



## 2.3 Verhältnis zwischen Eingangs- und Ausgangssignal

Die Bewegung des Piloten am Handlenkrad wird nicht in dem Verhältnis 1:1 auf das Bugfahrwerk übertragen. Wie im linken Diagramm von Bild 2.3 dargestellt ist, ändert sich das Verhältnis zwischen Eingangssignal des Piloten zu Ausgangssignal des Bugfahrwerks. Bei kleinen Drehbewegungen des Lenkrads erhält man ein vergleichbar schwaches Ausgangssignal. Je größer die Drehbewegung, umso größer wird das Verhältnis zwischen Ausgangssignal und Eingangssignal. Durch dieses Prinzip kann der Pilot bei kleineren Drehbewegungen, die präzise durchgeführt werden müssen, feinfühlicher steuern. Je größer die Lenkbewegung, umso unbedeutender wird die präzise Steuerbarkeit.



**Bild 2.3** Verhältnis zwischen Eingangs- und Ausgangssignal

Das Lenksystem kann im Cockpit über das Engine/Warning Display (EWD) und das System Display (SD) von den Piloten überwacht werden.


## 2.4 Bestandteile des Bugradlenksystems

Das Bugradlenksystem ist aus folgenden Komponenten zusammengesetzt:

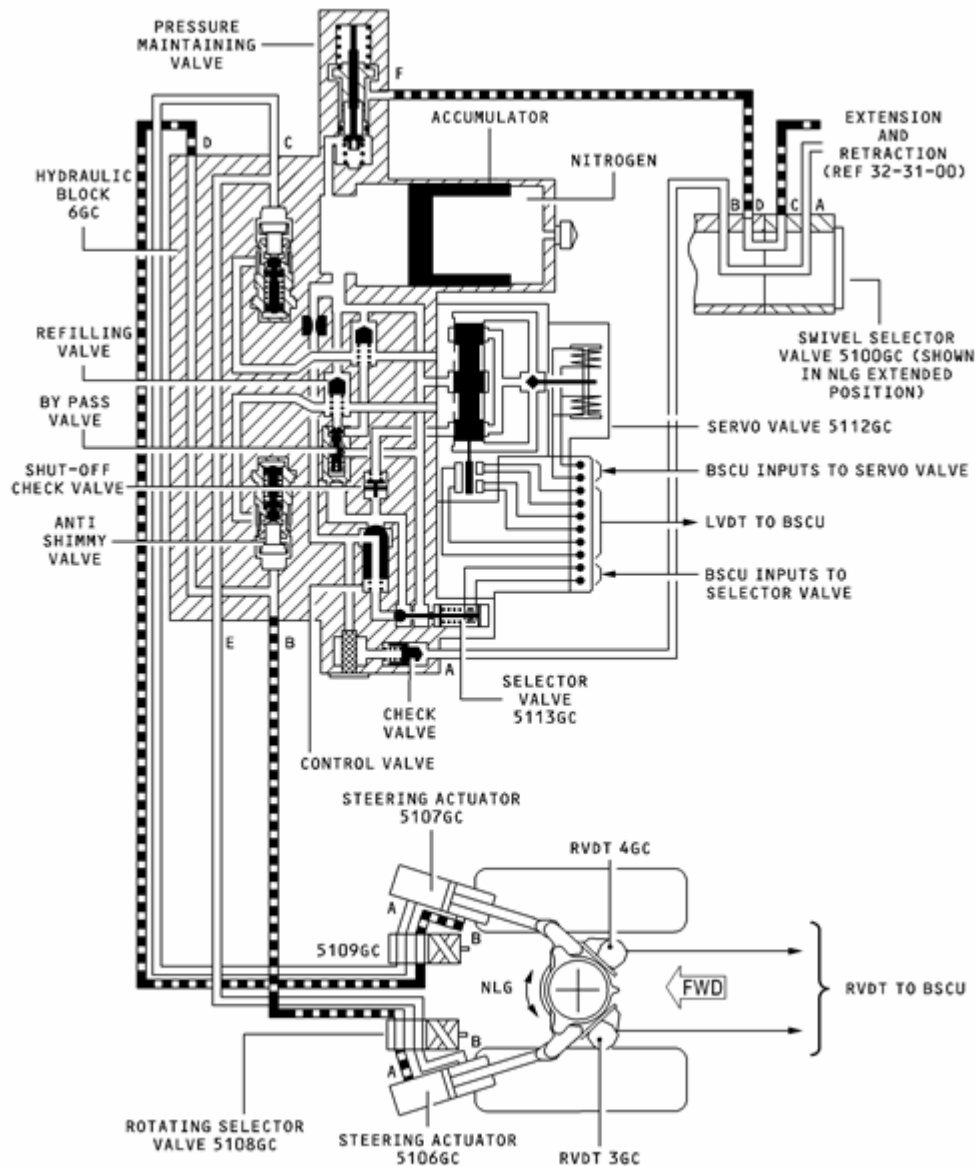
- Swivel Selector Valve
- Hydraulic Block
- Selector Valve
- Servo Valve
- zwei Rotating Selector Valves
- zwei Steering Actuators

In Bild 2.4 ist der gesamte hydraulische Aufbau des Bugradlenksystems schematisch dargestellt. Die Bedeutung der einzelnen Komponenten sowie die allgemeine Funktionsweise des Lenksystems werden im nächsten Abschnitt beschrieben. Auf die Komponenten „Servo Valve“ und „Rotating Selector Valve“ wird näher eingegangen.

Um die schematische Darstellung besser zu verstehen, sind folgende Symbole erläutert:

<b>Symbol</b>	<b>Bedeutung</b>
	Rückflussleitung
	Zuflussleitung
	Elektrische Anschlüsse
	Filterelement

Die Zu- und Rückflussleitungen sind in der schematischen Darstellung nur für eine Lenkrichtung veranschaulicht, in diesem Fall eine Rechtsdrehung des Fahrwerks. Für eine Linksdrehung wird die Abflussleitung zur Zuflussleitung und umgekehrt genauso. Die Flussrichtung der Hydraulikflüssigkeit wird durch das Servoventil bestimmt.



**Bild 2.4** Schematischer Aufbau des Bugradlenksystems

## 2.5 Beschreibung der Komponenten

Die im folgenden Abschnitt beschriebenen Komponenten sind in der schematischen Darstellung in Bild 2.4 wieder zu finden.

### Swivel Selector Valve

Folgendes Ventil dient als Schnittstelle zwischen der Hydraulikdruckversorgung des Grünen Hydrauliksystems und dem „Hydraulic Block“. Nach dem Ausfahren des Bugfahrwerks öffnet sich das Ventil und der Hydraulic Block erhält Hydraulikdruck aus dem grünen Hydrauliksystem. Sobald das Fahrwerk eingefahren ist, schließt das Ventil die Versorgungsleitung

und öffnet die Rückflussleitung, damit die nicht mehr gebrauchte Hydraulikflüssigkeit zurück in das Grüne System befördert werden kann.

Der **Hydraulic Block** ist die elektrohydraulische Steuerzentrale der Bugfahrwerkslenkung und ist aus vielen Komponenten zusammengesetzt. Der Hydraulic Block verfügt über sechs hydraulische Anschlüsse und steuert über verschiedene Ventile die Fließrichtung der Hydraulikflüssigkeit. Über den Hydraulic Block werden die elektrischen Signale des BSCU umgewandelt und letztendlich die Aktuatoren gesteuert, die den Lenkmechanismus ausführen. Das genaue Zusammenwirken der einzelnen Komponenten wird in einem weiteren Abschnitt beschrieben.

Folgende Komponenten sind Bestandteil des „Hydraulic Block“:

- zwei Check Valves,
- Micron Filter,
- Control Valve,
- zwei Refilling Valves,
- By-pass Valve,
- zwei Anti-shimmy Valves,
- Akkumulator,
- Pressure Maintaining Valve,
- Restrictor.

Das **Check Valve** ist ein Absperrventil und befindet sich am Versorgungskanal des Hydraulic Block. Das Absperrventil lässt die Hydraulikflüssigkeit in Richtung des „Hydraulic Block“ fließen und verhindert einen Rückfluss in das Grüne Hydrauliksystem. Für den Fall, dass die Druckversorgung im Grünen Hydrauliksystem versagt, bleibt der Druck aufgrund des Absperrventils innerhalb des Hydraulic Block bestehen.

Ein weiteres Absperrventil, das so genannte „**Shut-off Check Valve**“ befindet sich zwischen dem „Selector Valve“ und dem „Servo Valve“. Bei unebenen Fahrbahnen und bei hohen Geschwindigkeiten beginnt das Bugrad zu flattern. Die Aktuatoren beginnen zu schwingen und drücken einen Teil der Hydraulikflüssigkeit zurück zum Hydraulic Block. Das Absperrventil ist bei so einer Situation dafür zuständig den Rückfluss der Hydraulikflüssigkeit zu dämpfen.

Ein **Filter** verhindert den Verschleiß in dem Hydraulic Block, der durch Späne sowie Verschmutzungen in der Hydraulikflüssigkeit verursacht wird.

Das **Control Valve** ist ein Steuerventil und verhindert einen Durchfluss von Hydraulikflüssigkeit zum Servoventil. Das Ventil besitzt eine kleine Bohrung, die bis zur Ventildfeder führt. Durch diese Bohrung fließt Hydraulikflüssigkeit aus dem Versorgungskanal. Wenn das Selec-

tor Valve geschlossen ist, kann die Hydraulikflüssigkeit, die von dem Steuerventil kommt, nicht weiter fließen und drückt über die Stirnfläche im Bereich der Feder das Ventil zu. Sobald sich das Selector Ventil öffnet, wird das Steuerventil entlastet und lässt aus dem Versorgungskanal Hydraulikflüssigkeit zum Servoventil fließen.

Das **Refilling Valve** stellt einen Druckausgleich zwischen dem Versorgungskanal und den Zu- und Abflussleitungen der Aktuatoren dar. Für den Fall, dass der Druck, der aus dem Servoventil zu den Aktuatoren fließt, kleiner ist als in dem Versorgungsbereich des Hydraulic Blocks, öffnet sich das Ventil um einen Ausgleich herzustellen. Der wesentliche Grund hierfür ist, um Kavitation in den Aktuatoren zu vermeiden. In der Regel bleiben beide Ventile geschlossen.

Kavitation ist nach **HVBG 2004** die Bildung und Auflösung von Hohlräumen in Flüssigkeiten durch Druckschwankungen. Die häufigste Ursache für Kavitation sind schnell bewegte Objekte in Flüssigkeiten, wie zum Beispiel Aktuatoren. Eine Flüssigkeit verdampft bei niedrigem Druck schon bei niedrigen Temperaturen. Nach dem *Gesetz von Bernoulli*<sup>1</sup> ist der Druck in einer Flüssigkeit umso geringer, je höher die Geschwindigkeit ist. Falls die Geschwindigkeit so hoch ist, dass der Druck unter den Verdampfungsdruck der Flüssigkeit fällt, bilden sich Dampf- oder Gasblasen. Mit dem Ansteigen des Drucks kondensiert der Dampf in den Hohlräumen schlagartig. Dabei treten extreme Druck- und Temperaturspitzen auf.

Die Folge davon ist eine hohe Materialabtragung und langfristig führt dies zur Zerstörung von Bauteilen.

Das **By-pass Valve** trennt die Verbindung zwischen den beiden Refilling Valves. Es wird hydraulisch betrieben, um die Zu- und Abflussleitung der Aktuatoren voneinander zu trennen. Wenn die Aktuatoren mit Druck versorgt werden, muss gewährleistet sein, dass die Zu- und Abflussleitung keine Verbindung miteinander eingehen. Fährt das Fahrwerk auf seine Ausgangslage zurück, öffnet sich das By-pass Valve, da nun aus beiden „Anti-Shimmy Valves“ Hydraulikflüssigkeit zum Servoventil zurückfließt. Damit kann die aus beiden Aktuatoren zurückfließende Hydraulikflüssigkeit über eine gemeinsame Leitung zum Servoventil zurückgelangen.

---

<sup>1</sup> „Das Gesetz von Bernoulli besagt, dass die Summe aus dem die potentielle Energie verkörperndem statischen Druck und dem der kinetischen Energie entsprechendem Staudruck an jeder Stelle längs des Strömungsweges konstant ist“. (Will 2004, S. 39)

Die **Anti-shimmy Valves** steuern die Zu- und Abflussleitung der Aktuatoren und haben folgende Funktionen:

- Die Hydraulikflüssigkeit aus den Aktuatoren zurückfließen zu lassen,
- den Durchfluss der Rückflussleitung auf einen bestimmten Wert zu reduzieren und
- den Durchfluss der Rückflussleitung zu erhöhen, wenn der Druck einen bestimmten Wert überschreitet.

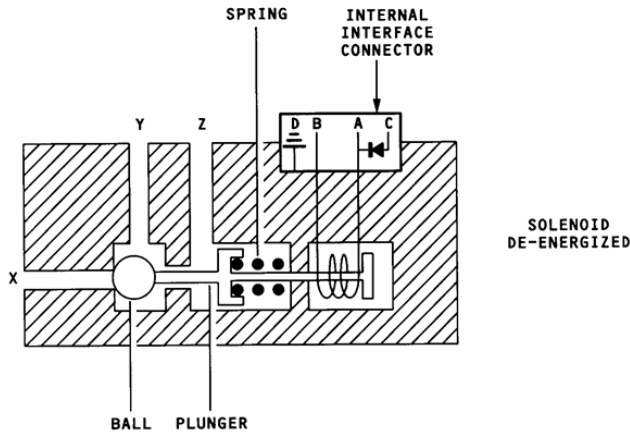
Je nachdem aus welcher Richtung dieses Ventil durchflossen wird, ruft es unterschiedliche Wirkungen hervor. Sobald sich Hydraulikdruck in der Zuleitung des Ventils befindet, öffnet sich das Ventil ganz und lässt die Hydraulikflüssigkeit zu den Aktuatoren fließen. Wird das Ventil umgekehrt durchströmt, begrenzt es den Durchfluss. Erst ab einem bestimmten Druck ist es in der Lage sich weiter zu öffnen, um einen größeren Durchfluss zu ermöglichen.

Durch die Verzögerungsfunktion wird erzielt, dass Flatterbewegungen des Bugfahrwerks leicht gedämpft werden und die Räder des Bugfahrwerks stabilisiert werden. Dieses Dämpfersystem hat die Bezeichnung „Anti-Shimmy System“.

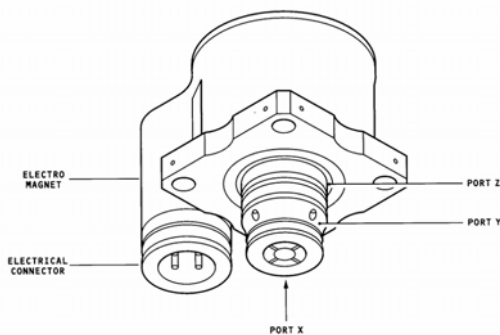
Der **Akkumulator** verhindert Kavitation, indem er Druckschwankungen in dem Hydrauliksystem reduziert. Dieser besteht aus zwei Kammern. In einer der Kammern befindet sich Stickstoffgas und die andere ist an das Hydrauliksystem angeschlossen. Beide Kammern sind über einen Kolben voneinander getrennt. Sobald der Druck im Hydrauliksystem ansteigt, wird der Kolben verschoben und verdichtet das Stickstoffgas. Wenn der Druck wieder absinkt, wirkt das komprimierte Stickstoffgas der Kolbenbewegung entgegen und erzeugt wieder Druck in dem System.

Über das **Pressure Maintaining Valve** wird der Druck in dem Hydraulic Block geregelt. Falls das System einen zu hohen Druck aufweist, wird über dieses Ventil Hydraulikflüssigkeit wieder an das Grüne System freigegeben.

Das **Selector Valve** ist ein elektrisch gesteuertes Kugelventil. Über eine elektromagnetische Spule wird ein magnetisches Feld erzeugt, das das Schiebeelement des Ventils in Bewegung setzt. Wenn die Magnetspule unter Spannung steht, bewegt sich der Schieber entgegengesetzt der Federkraft und öffnet das Ventil. Bei diesem Vorgang wird der Kanal Z geschlossen, Kanal X und Y werden miteinander verbunden (Bild 2.5). Steht die Magnetspule nicht unter Spannung, entspannt sich die Feder des Ventils, schließt Kanal X und eine Verbindung zwischen Kanal Y und Z wird hergestellt.



**Bild 2.5** Schnittdarstellung des Selector Valve



**Bild 2.6** Selector Valve

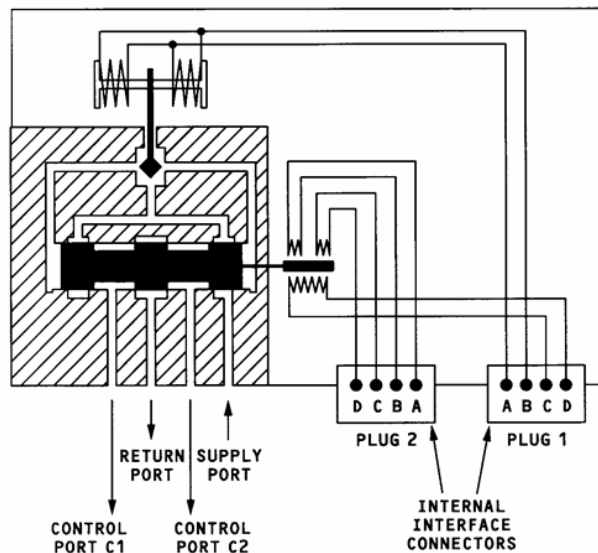
Das **Servoventil** ist ein elektrohydraulisches Ventil, das die Aktuatoren in Abhängigkeit eines elektrischen Eingangssignals mit Hydraulikdruck versorgt. Ein beweglicher Steuerkolben wird über seine zwei außen liegenden Steuerflächen mit einem so genannten Düsen-Prallplatte-System in Bewegung gebracht. Die Bewegungsrichtung des Steuerkolbens hängt von dem elektrischen Eingangssignal an einem Verstellmotor ab, dem so genannten Torquemotor. Eine detaillierte Beschreibung der Funktionsweise von Servoventilen folgt im Abschnitt 2.8.

Insgesamt hat das Servoventil vier Hydraulikantriebsanschlüsse, die mit dem Hydraulic Block verbunden sind (Bild 2.7):

- ein Versorgungskanal, der das Ventil mit Druck versorgt,
- eine Rückflussleitung, die die Hydraulikflüssigkeit der Aktuatoren zurück zum pressure maintaining Valve zurückführt,
- zwei Kanäle, die zu den Aktuatoren hin- und zurückführen.

Ein so genannter „**Linear Variable-Differential Transducer**“ (LVDT) registriert die Bewegung des Steuerkolbens, sodass die Stellung des Ventils zu jedem Zeitpunkt überwacht werden kann.

Das Servoventil besitzt an seinem Gehäuse zwei elektrische Anschlüsse. Über einen Anschluss erhält der Torquemotor ein elektrisches Signal von dem BSCU, der letztendlich für die Bewegung des Steuerkolbens zuständig ist. Über den anderen Anschluss werden die von dem LVDT erfassten Daten, über die Bewegung des Steuerkolbens, an das BSCU gesendet.



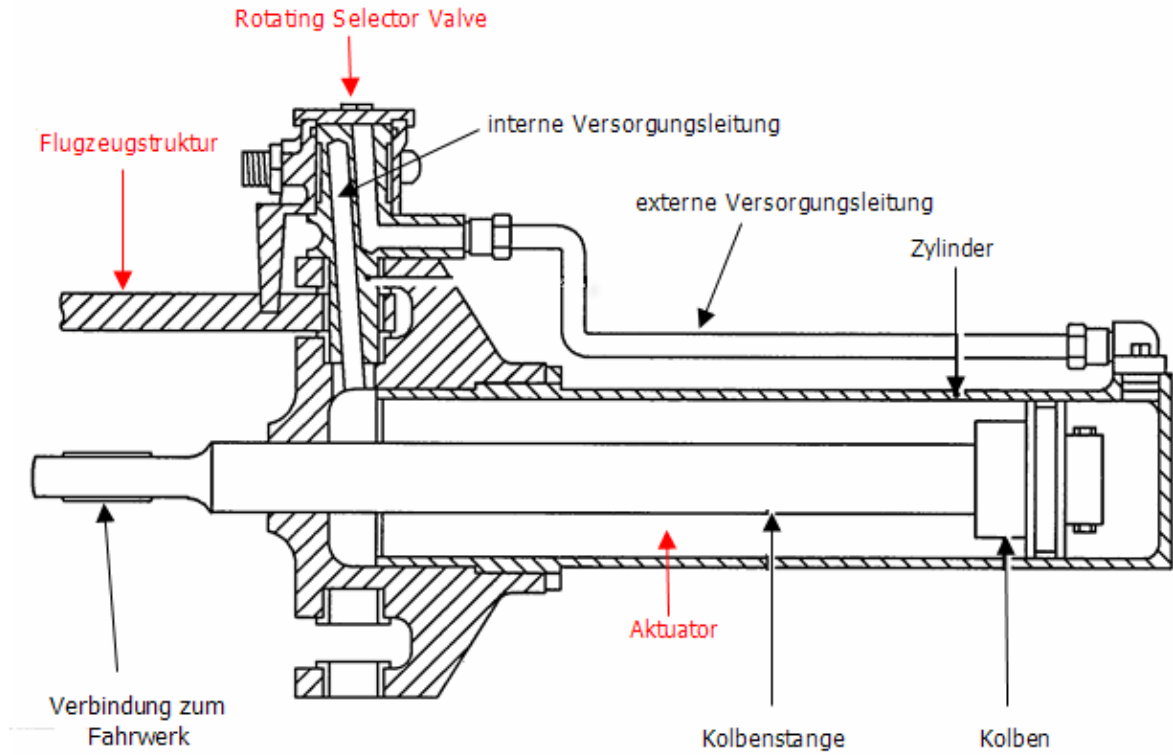
**Bild 2.7** Schnittdarstellung des Servoventils

Zwei **Steering Actuator** werden gleichzeitig betrieben, um die Lenkbewegung des Bugfahrwerks auszuführen. Beide Aktuatoren unterstützen sich gegenseitig, unabhängig davon ob eine Rechts- bzw. Linksdrehung ausgeführt wird.

Die Aktuatoren bestehen aus Zylinder, Gehäuse, Kolben- und Kolbenstange und eine interne bzw. externe Versorgungsleitung (Bild 2.8). Das Gehäuse verbindet den Aktuator mit dem „Rotating Selector Valve“ und der Flugzeugstruktur. Über die externe Versorgungsleitung wird die Kolbenstange des Aktuators ausgefahren, wobei die interne Leitung für das Einfahren zuständig ist. Die Kolbenstange ist mit dem beweglichen Teil des Fahrwerks verbunden und das Gehäuse des Aktuators ist drehbar an der Flugzeugstruktur verankert.

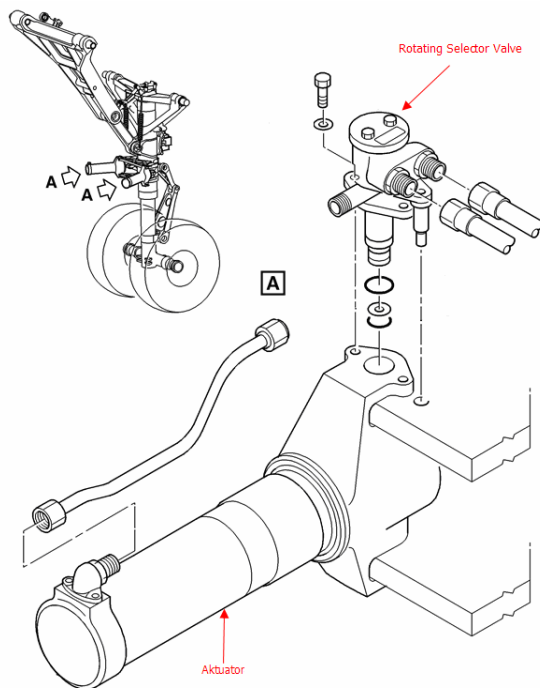
Der **Rotating Selector Valve** (RSV) bildet die Schnittstelle zwischen dem Hydraulic Block und den Aktuatoren und ist jeweils an jedem der beiden Aktuatoren vorhanden (Bild 2.8). Je nach Lenkmanöver erhält der RSV Hydraulikdruck von dem Hydraulic Block und leitet diesen Druck an die Aktuatoren weiter. Der RSV ist ein Ventil, das rein mechanisch über die Bewegung des Bugfahrwerks gesteuert wird. Er besteht aus einem beweglichen Kern, der seine Position mit der Bewegung des Fahrwerks ändert und einem festen Teil, der an dem Gehäuse des Aktuators und mit einem Positionierungsstift an der Flugzeugstruktur montiert ist. Innerhalb des RSV befinden sich Hydraulikkanäle, die je nach Position des Fahrwerks unterschiedliche Verbindungen zueinander herstellen. Wenn sich das Fahrwerk dreht, bewegt sich der bewegliche Teil des RSV mit und verändert über die Kanäle die Durchflussrichtung der Hydraulikflüssigkeit.





**Bild 2.8** Schnittdarstellung des Steering Actuator

In folgendem Bild ist der Anschluss des Rotating Selector Valve an dem Aktuator und die Lage am Bugfahrwerk dargestellt:



**Bild 2.9** Position und Einbau des Rotating Selector Valve

## 2.6 Der Lenkmechanismus des Bugfahrwerks

Die Voraussetzung für den Betrieb des Lenkungssystems sind folgende Punkte:

- Vorhandensein von Hydraulikdruck des Grünen Systems,
- Aufsetzen eines der Hauptfahrwerke,
- eingefahrene Fahrwerksverkleidung,
- Aktivierung des Lenkungssystems im Cockpit,
- das Bugfahrwerk nicht im Abschleppmodus.

Wenn alle Bedingungen erfüllt sind, aktiviert das BSCU das Selector Valve. Damit öffnet sich das Control Valve und versorgt das Servoventil mit Hydraulikflüssigkeit. Über elektrische Signale steuert das BSCU das Servoventil und positioniert den Steuerkolben mittig, damit die Aktuatoren zunächst nicht mit Druck versorgt werden.

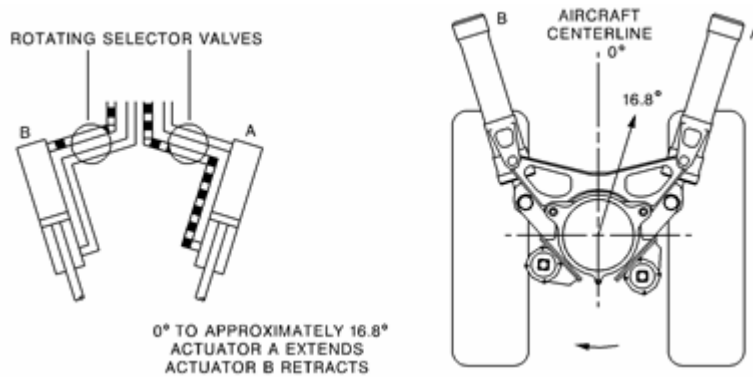
Wenn das Control Valve geöffnet ist, fließt auch ein Teil der Hydraulikflüssigkeit durch das By-pass Valve. Damit werden die zwei Versorgungsleitungen der Aktuatoren voneinander getrennt.

Sobald der Pilot das Handlenkrad, die Ruderpedale oder das Autopilot betätigt, aktiviert er das Lenksystem über das BSCU. Das BSCU berechnet die Differenz zwischen der momentanen Position des Fahrwerks mit der zu erzielenden Auslenkung und sendet ein elektrisches Signal an das Servoventil. Das Servoventil gibt die Druckleitung an die Aktuatoren frei, die das Fahrwerk zum Rotieren bringen. Das BSCU erfasst zu jedem Zeitpunkt die Position des Steuerkolbens des Servoventils über das LVDT.

Im folgenden Abschnitt ist der Lenkmechanismus anhand von drei Abbildungen genauer erläutert. Auf der linken Seite der Bilder sind die Aktuatoren, die Rotating Selector Valve sowie die Zu- und Abflussleitungen schematisch dargestellt. Auf der rechten Seite der Bilder ist das Fahrwerk mit Aktuatoren als Draufsicht zu sehen. Hierbei ist darauf zu achten, dass sich die nicht bewegenden Teile des Fahrwerks an der Flugzeugstruktur verbunden sind. Alle anderen Teile sind Bestandteile des Lenkmechanismus und nehmen an der Drehbewegung teil.

Zu Bild 2.10:

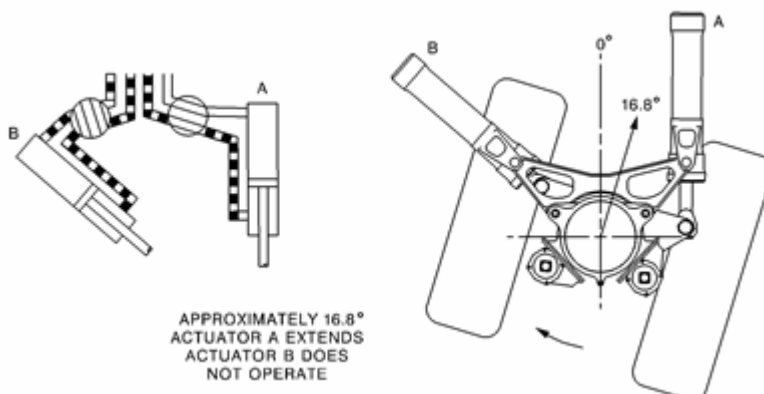
Zu diesem Zeitpunkt öffnet das Servoventil die Zu- und Abflussleitungen der Aktuatoren. Das Fahrwerk ist zu  $0^\circ$  ausgelenkt und zeigt in Richtung der Flugzeuglängsachse. Die Rotating Selector Valve sind in dieser Fahrwerksstellung geöffnet. In diesem Fall wird eine Rechtsdrehung ausgeführt, d.h. Aktuator **A** wird so angeströmt, dass der Kolben an den beweglichen Teil des Fahrwerks drückt. Aktuator **B** wird umgekehrt angeströmt und zieht das Fahrwerk zu sich.



**Bild 2.10** Bugfahrwerk bei 0° Auslenkung

Zu Bild 2.11:

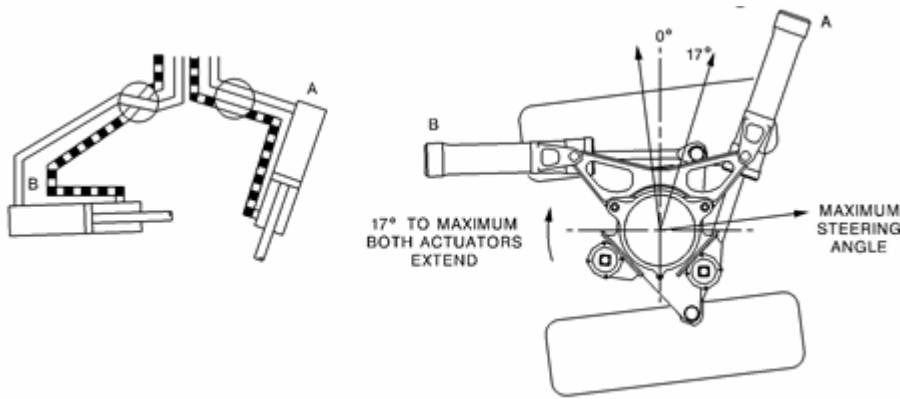
Bei der Fahrwerksstellung von 16,8°, bezogen auf die Längsachse des Flugzeugs, erreicht Aktuator **B** seinen maximalen Rückzug. Um eine weitere Drehung zu ermöglichen, muss Aktuator **B** nun dieselbe Bewegung ausführen wie Aktuator **A**. In dieser Winkelstellung blockiert der RSV des Aktuators **B** die Zu- und Abflussleitung, nur Aktuator **A** wird weiterhin mit Hydraulikdruck versorgt und führt die Drehbewegung weiter aus.



**Bild 2.11** Bugfahrwerk bei 16,8° Auslenkung

Zu Bild 2.12:

Ab der Fahrwerksstellung von 17° beginnt nun Aktuator **B** das Fahrwerksbein zusammen mit Aktuator **A** zu drücken. Der RSV hat die Zu- und Abflussleitung des Aktuators **B** vertauscht und die Bewegungsrichtung des Aktuators damit geändert. Der RSV des Aktuators **A** bleibt unverändert, dies erklärt sich dadurch, dass sich das Aktuatorgehäuse des Aktuators **A** insgesamt nur wenig bewegt. Durch die starke Drehbewegung des Gehäuses von Aktuator **B**, kann sich der RSV entsprechend an die Richtungsänderung des Aktuatorkolbens anpassen.



**Bild 2.12** Bugfahrwerk bei maximaler Auslenkung

## 2.7 Genauere Betrachtung des Rotating Selector Valves

Der RSV hat vier Öffnungen, die mit den Buchstaben A, B, C und D gekennzeichnet sind (Bild 2.13). Anschlüsse A und B sind über den Hydraulic Block mit dem Servoventil verbunden. Anschluss **D** führt zur externen Versorgungsleitung des Aktuators, wobei Anschluss **C** innerhalb des RSV zur anderen Kammer des Aktuators führt.

In folgender Tabelle ist die Durchflussrichtung der Hydraulikflüssigkeit in Abhängigkeit von der Winkelstellung dargestellt. Die Positionsbezeichnungen beziehen sich auf die Angaben in Bild 2.13.

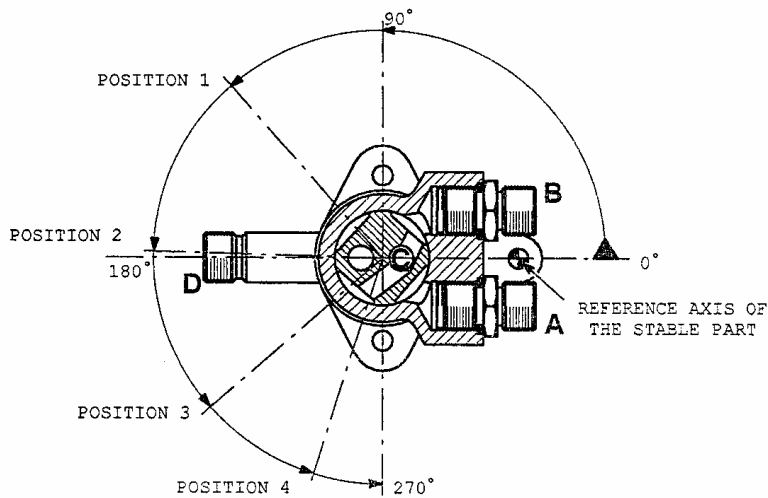
**Tabelle 2.1** Durchflussrichtung der Hydraulikflüssigkeit innerhalb des RSV

Position	Fahrwerksstellung	Winkel	Durchflussrichtung
2	Links	178°	A zu D      C zu B
4	Rechts	252°	A zu C      D zu B
1	Links	131°	Kein Durchfluss
3	Rechts	221°	Kein Durchfluss

In den Positionen **2** (178°) und **4** (252°) öffnet der RSV vollständig die Leitungen zum Aktuator. An Position **2** fließt die Hydraulikflüssigkeit von der Versorgung **A** über den Anschluss **D** zur externen Leitung des Aktuators. Dieser Vorgang schiebt den Aktuator aus dem Zylinder heraus. Aus der internen Leitung des Aktuators wird die herausgepresste Hydraulikflüssigkeit über die Verbindung **C** und **B** zurück zum Hydraulic Block befördert. In Position **4** bewegt sich die Hydraulikflüssigkeit entgegengesetzt zu Position **2**.

Bewegt sich das Ventil außerhalb dieser festgelegten Positionen werden die Ports **A** und **D** sowie **C** und **B** stufenweise isoliert sowie miteinander verbunden.

Der RSV bildet einen rein automatischen Mechanismus, der sich an die Bewegung des Fahrwerks anpasst und die Lenkbewegung steuert. Als Eingangssignal erhält der RSV Hydraulikdruck von dem Servoventil.

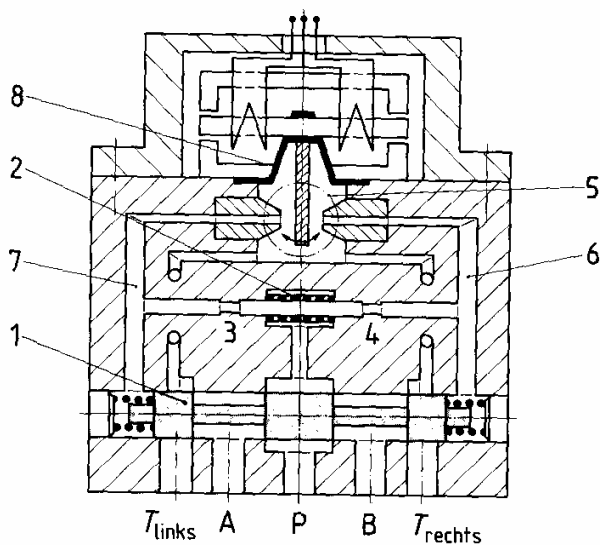


**Bild 2.13** Verstellpositionen des RSV

## 2.8 Genauere Funktionsweise eines Servoventils

In diesem Abschnitt soll näher auf die Funktionsweise von Servoventilen eingegangen werden. Das hierzu als Beispiel verwendete Servoventil funktioniert nach demselben Prinzip wie das zuvor im Abschnitt 2.4 beschriebene Servoventil des Flugzeugfahrwerks.

Anhand der vereinfachten Schnittdarstellung eines Servoventils soll dessen Funktionsprinzip veranschaulicht werden (Bild 2.14).



**Bild 2.14** Servoventil mit Düsen-Prallplatte-System – Funktionsprinzip (Grollius 2006)

Die von einer Pumpe geförderte Hydraulikflüssigkeit gelangt über den Anschluss **P** bei der in Bild 2.14 gezeichneten Ausgangsstellung des Steuerkolbens (1) über den Filter (2) und die Drosseln (3) und (4) zu dem Düsen-Prallplatte-System (5) und fließt über die Anschlüsse  $T_{\text{links}}$  und  $T_{\text{rechts}}$  zum Behälter (Tank) zurück.

In der Ausgangsstellung haben beide Düsen den gleichen Abstand von der Prallplatte, sodass in den Bohrungen (6) und (7) gleich große Drücke herrschen, die zusammen mit den gleich großen Federkräften den Steuerkolben in der Ausgangsstellung halten, und somit die Verbraucheranschlüsse **A** und **B** gesperrt sind.

Soll ein Teil der von der Pumpe geförderten Hydraulikflüssigkeit zum Verbraucheranschluss **A** fließen, muss sich der Steuerkolben nach rechts bewegen, damit eine entsprechende Öffnung entsteht. Die Bewegung des Steuerkolbens nach rechts wird durch die Auslenkung der an der Biegefeder (8) befestigten Prallplatte nach links erreicht. Dadurch verringert sich der Abstand der linken Düse zur Prallplatte und der Abstand der rechten Düse zu Prallplatte vergrößert sich: in der Bohrung (7) stellt sich ein größerer Druck als in der Bohrung (6) ein. Als Folge davon wird der Steuerkolben so weit nach rechts verschoben, bis sich ein neues Kräftegleichgewicht aus Federkräften und Öldrücken gebildet hat. Jetzt fließt ein Teil der Hydraulikflüssigkeit von **P** nach **A** und damit zum Verbraucher (z.B. Aktuator).

Soll der Anschluss **B** des Verbrauchers versorgt werden, muss der Steuerkolben nach links geschoben werden, die Prallplatte muss entsprechend die rechte Düse blockieren.

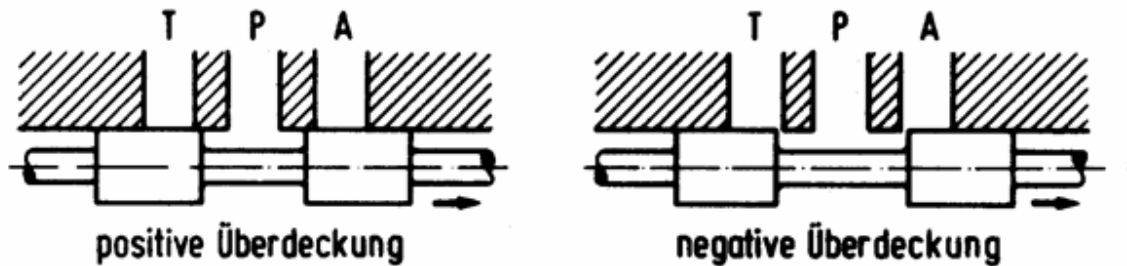
Die Auslenkung der Prallplatte erfolgt durch einen Torquemotor der über einen Anker mit der Prallplatte verbunden ist. Das elektromagnetische Feld des Motors erzeugt ein Drehmoment im Anker und lenkt die Prallplatte in eine bestimmte Richtung aus. Die Richtung der Auslenkung wird von der Polarität des Motors bestimmt.

Zur Verstellung des Steuerkolbens genügt eine geringe elektrische Eingangsleistung. Die hydraulische Ausgangsleistung kann bis zum  $10^6$ -fachen der elektrischen Eingangsleistung betragen. Das Servoventil kann deshalb als Verstärker mit großem Verstärkungsfaktor angesehen werden.

## 2.9 Entwurfskriterien bei der Auslegung von Servoventilen

### 2.9.1 Die Überdeckung von Servoventilen

Wichtiger Aspekt bei der Auslegung von Servoventilen ist die so genannte Überdeckung. Es wird zwischen **positiver** und **negativer Überdeckung** und **Nullüberdeckung** unterschieden. Bei der positiven Überdeckung werden beim Schalten des Ventils für kurze Zeit alle Anschlüsse gesperrt, hingegen bei der negativen Überdeckung mehrere Anschlüsse kurzzeitig geöffnet werden. In Bild 2.15 wird dieser Vorgang veranschaulicht.



**Bild 2.15** Negative und Positive Überdeckung bei Servoventilen

Verschließt der Kolben beim Öffnen des Ventils zuerst den Rücklauf **T** und öffnet dann erst den Anschluss **A**, so spricht man von positiver Überdeckung. Dabei sind kurzzeitig Pumpenanschluss **P**, Verbraucher **A** und Rücklauf **T** voneinander getrennt.

Wird umgekehrt zuerst die Verbindung zwischen Pumpe und Verbraucher hergestellt und dann erst der Rücklauf abgesperrt, so spricht man von negativer Überdeckung. Bei einem Ventil mit negativer Überdeckung sind also kurzzeitig Pumpen- und Verbraucheranschluss und Rücklauf miteinander verbunden.

Bei Ventilen mit **positiver Überdeckung** sind unerwünschte Druckspitzen bzw. Schaltstöße zu erwarten, weil der Druck während des Schaltens nicht zusammenbricht. Dafür sind Leckölverluste geringer und ein unter Last stehender Verbraucher kann deshalb nicht absinken. Die Druckspitzen lassen sich mildern, wenn die Steuerkanten mit Fasen oder mit über dem Umfang gleichmäßig verteilten Nuten versehen werden.

Ein weiterer Nachteil von positiven Überdeckungen ist der große Tothub, der durchfahren werden muss, bis der Verbraucher seine Bewegung aufnimmt. So wird bei Systemen mit hohen Anforderungen in Bezug auf die Reaktionszeit eher auf die positive Überdeckung verzichtet.

**Negative Überdeckungen** werden bei Schaltventilen benutzt, um den angetriebenen Endverbraucher ruhig anlaufen zu lassen, oder um bei Verschieben des Kolbens entstehenden Druckstöße zu vermeiden. Es kann aber bei bestimmten Lastverhältnissen zu unerwünschten Zylinderbewegungen kommen.

Bei der **Nullüberdeckung** wird in dem Moment, in dem die erste Verbindung (z.B. Pumpe zu Tank) getrennt wird, die zweite Verbindung (z.B. Pumpe zu Verbraucher) geschlossen. Der Vorteil dieser Methode sind die kurzen Schaltwege, die ein schnelles Schalten ermöglichen.

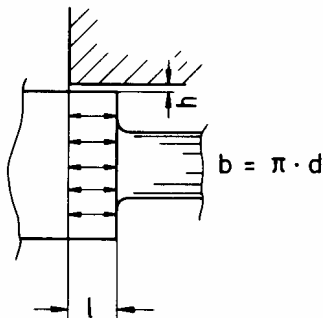
Eine wichtige Charakteristik bei der Auswahl der Überdeckung ist die **Leckage**. Bei Servoventilen kommt es wegen des zwischen Schieber und Gehäuse erforderlichen Spiels zu unvermeidbaren Leckagen. In der Regel hat eine positive Überdeckung kleinere Leckagen, da der Steuerkantenabstand beim Steuerkolben breiter ist als die Kanalbreite. Der Nachteil dabei ist, dass Verschmutzungen in der Hydraulikflüssigkeit zwischen Kolben und Gehäuse eine

Verklebung verursachen können. Dieser Effekt kann allerdings durch Ölausgleichsnuten im Bereich der Überdeckung vermindert werden. Bei der negativen Überdeckung und der Nullüberdeckung treten hingegen größere Leckagen auf.

Leckagen sind abhängig vom Differenzdruck zwischen allen Anschlüssen. Die Länge der Überdeckung und die Höhe des Dichtspates sind für die Leckage zusätzlich von Bedeutung (Bild 2.16). Folgendes Gesetz beschreibt die Leckage zwischen Steuerkolben und Gehäuse (Hagen-Poiseuillesches Gesetz):

$$Q = \frac{b \cdot h}{12 \cdot \eta \cdot l} (p_1 - p_2). \quad (2.1)$$

- $Q$  Durchfluss-Strom,  
 $b$  Umfang des Kolbens,  
 $h$  Spalthöhe,  
 $l$  Spaltlänge (Überdeckung),  
 $\eta$  Viskosität der Druckflüssigkeit,  
 $p_1 - p_2$  Druckabfall im Spalt.

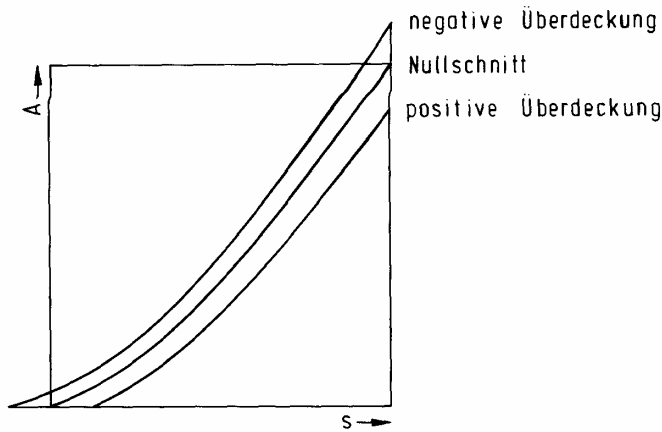


**Bild 2.16** Leckage bei positiver Überdeckung (Scheffel 1986)

Bei der negativen Überdeckung und der Nullüberdeckung ist die Überdeckung  $l$  im Gegensatz zur positiven Überdeckung klein. Das begründet den höheren Durchflussstrom im Spalt.

Das Diagramm in Bild 2.17 verdeutlicht den Verlauf der Leckage bei den unterschiedlichen Überdeckungsarten. Die negative Überdeckung zeigt bei gleichem Kolbenhub eine größere Öffnungsfläche als die positive Überdeckung, außerdem kann die negative Überdeckung den Durchfluss-Strom nie absperren, d.h. bei  $S = 0$  bleibt ein Durchfluss erhalten.



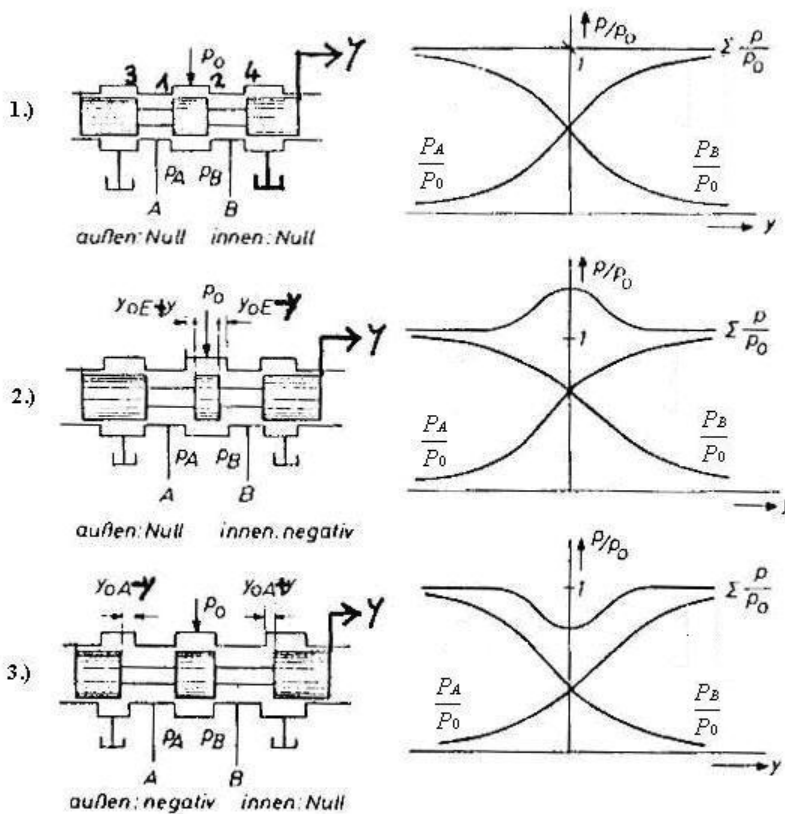


**Bild 2.17** Öffnungsfläche-Hub-Kennlinie bei Verschiedenen Überdeckungen (Scheffel 1986)

A Öffnungsfläche  
S Hub des Steuerkolbens

## 2.9.2 Druckverläufe unterschiedlicher Überdeckungen

Im folgenden Bild sind drei unterschiedliche Servoventile dargestellt. Die Steuerschieber der drei Ventile enthalten jeweils drei Steuerkolben. Der Unterschied der Ventile liegt in der Überdeckung der Steuerkanten.



**Bild 2.18** Druckverläufe unterschiedlicher Überdeckungen (Scholz 1991)

Das **erste** Ventil weist an allen drei Steuerkolben eine **Nullüberdeckung** auf.

Das **zweite** Ventil besitzt auf dem inneren Steuerkolben eine **negative Überdeckung**. Die Spalten werden mit  $y_{oE} + y$  und  $y_{oE} - y$  beschrieben. Dabei ist  $y$  die Verschiebung des gesamten Steuerkolbens und  $y_{oE}$  die Spaltbreite. Bei Zunahme von  $y$  (siehe Koordinatenrichtung) vergrößert sich der Spalt bei  $y_{oE} + y$ , wobei der Spalt bei  $y_{oE} - y$  sich verkleinert. Die äußeren Steuerkolben haben im Gegensatz zum inneren Kolben eine **Nullüberdeckung**.

Beim **dritten** Ventil hat der innere Steuerkolben eine **Nullüberdeckung** und die beiden äußeren eine **negative Überdeckung**.

Die Diagramme auf der rechten Seite von Bild 2.18 enthalten die Druckverläufe der Verbraucheranschlüsse A und B. Im Wesentlichen beschreiben die Kurven die Verstärkung des Servoventils in Abhängigkeit von dem Hub des Steuerkolbens.

In der Ausgangsstellung  $y = 0$  haben beide Anschlüsse A und B denselben Druck von  $P_A/P_0 = P_B/P_0$ . Um Anschluss A mit Hydraulikflüssigkeit zu versorgen, muss der Steuerkolben in die positive  $y$ -Richtung verschoben werden. Damit schließt Anschluss B und der Druck  $P_B/P_0$  verkleinert sich. Wenn Anschluss A seine maximale Öffnung erreicht hat, entspricht der Druck mit  $P_A/P_0 = 1$  an dieser Stelle dem Druck der Versorgungsleitung.

In negativer  $y$ -Richtung wird entsprechend Anschluss B geöffnet. Da der Steuerkolben eine Symmetrie aufweist, haben beide Anschlüsse gleiche Druckverläufe.

Mit  $S_1 = y_{01E} + y$ ,  $S_2 = y_{02E} - y$ ,  $S_3 = y_{01A} - y$  und  $S_4 = y_{02A} + y$  ergeben sich für die Verbraucheranschlüsse  $P_A$  und  $P_B$  nach **Scholz 1991** folgende Berechnungsformeln:

$$P_A = P_0 \cdot \frac{1}{1 + \left(\frac{S_3}{S_1}\right)^2} \quad \text{und} \quad (2.2)$$

$$P_B = P_0 \cdot \frac{1}{1 + \left(\frac{S_4}{S_2}\right)^2}. \quad (2.3)$$

Der Schnittpunkt der Kurven  $P_B/P_0$  und  $P_A/P_0$  bildet die Ausgangsstellung des Steuerkolbens, den so genannten Leerlauf. Der Druck ist an dieser Stelle abhängig von der Art der Überdeckung.

Bei dem **zweiten** Servoventil ist dieser Leerlaufdruck höher als bei den anderen. Der Grund hierfür ist die negative Überdeckung im inneren Kolben. Da die negative Überdeckung eine hohe Leckage aufweist, gelangt auch im Leerlaufzustand Hydraulikflüssigkeit an die beiden Verbraucheranschlüsse A und B.

Das **erste** Servoventil hat im Gegensatz zum zweiten aufgrund der Nullüberdeckung eine kleinere Leckage, deshalb gelangt weniger Hydraulikflüssigkeit an die Anschlüsse A und B.

Das **dritte** Servoventil hat neben der Nullüberdeckung des inneren Kolbens eine negative Überdeckung der Steuerkanten an den äußeren Kolben. Durch die Leckage gelangt zwar Hydraulikflüssigkeit in den Zylinder, jedoch fließt diese über die offenen Tankanschlüsse zurück in den Tank und erzeugt einen vergleichsweise kleinen Druck an den Verbraucheranschlüssen.

Bei der Überlagerung beider Druckverläufe, im Diagramm als Summe von  $P/P_0$  gekennzeichnet, wird die beschriebene Charakteristik von Überdeckungen erkenntlich.

Die **Steigung** der Kennlinien im Bereich des Schnittpunktes beschreibt die Geschwindigkeit des Druckaufbaus aus dem Leerlauf bis zum Kolbenanschlag. Dabei ist zu erkennen, dass die Ventile mit Nullüberdeckung den Druckaufbau schneller ermöglichen können.

### 2.9.3 Die Form von Steuerkanten

Ein weiteres Auslegungskriterium von Steuerkolben bei Servoventilen ist die Form der **Steuerkanten**. Diese haben einen wesentlichen Einfluss auf das Schaltverhalten des Servoventils. Unterschieden werden drei typische Arten von Steuerkanten:

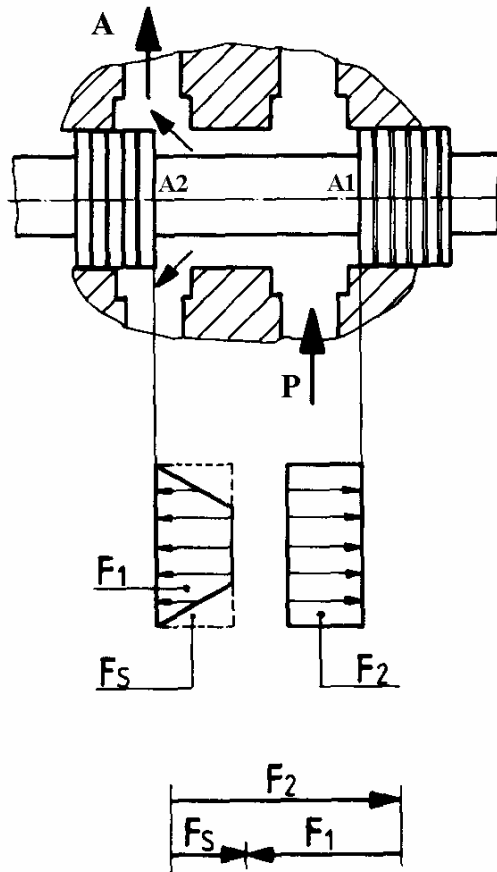
- die **gerade Steuerkante**,
- die **Steuerkante mit Fase**,
- die **Steuerkante mit Einkerbungen**.

Wird der Steuerkolben auf eine Zwischenstellung gehalten und nicht zum Anschlag ausgelenkt, lässt sich der Durchfluss-Strom der Hydraulikflüssigkeit drosseln. Mit **geraden Steuerkanten** ist die Drosselung jedoch nicht feinfühlig durchführbar. Grund hierfür sind entstehende Strömungskräfte, die den Steuerkolben aus der gewünschten Haltestellung wieder in die neutrale Position des Ventils verschieben.

Anhand von Bild 2.18 lässt sich die Entstehung der Strömungskräfte beschreiben. Bewegt sich der Steuerkolben nach links, stellt er eine Verbindung zwischen der Versorgungsquelle **P** und dem Verbraucher **A** her. Der Steuerkolben mit der Fläche **A2** steht dabei offen und drosselt den Durchfluss-Strom zum Verbraucher **A**. Aufgrund der Kantenumströmung der Fläche **A2** verliert der Steuerkolben an druckbeaufschlagter Fläche. Der Grund dafür ist, dass die Strömungsgeschwindigkeit in der Drosselstellung aufgrund der Querschnittsverengung stark zunimmt und der Druck folglich stark abnimmt. Da die entgegengesetzte Fläche **A1**, die keine Drosselkante hat, mit dem vollen Druck auf der gesamten Fläche beaufschlagt ist, ist ihre Kraftwirkung größer, sodass als Summe dieser beiden Kräfte eine Strömungskraft nach rechts wirkt.

Daraus ergibt sich die Strömungskraft  $F_s$  aus dem Kräftegleichgewicht zu:

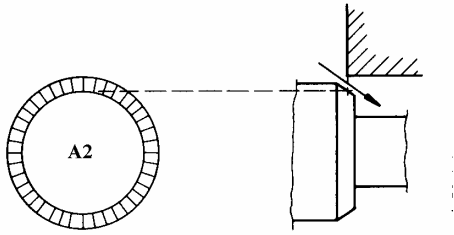
$$F_s = F_1 - F_2. \quad (2.4)$$



**Bild 2.19** Strömungskräfte am Kolbenschieber (Scheffel 1986)

Um die Feinsteuerbarkeit der Ventile zu erhöhen, hat man statt der geraden Steuerkanten **Fasen** eingeführt, die aufgrund ihrer Form den Kolbenquerschnitt schrittweise und nicht schlagartig freigeben. Eine Faser verbessert zwar die Feinsteuerbarkeit, erhöht jedoch die Leckage, weil die Überdeckung dadurch reduziert wird.

In Bezug auf die Strömungskräfte bringt die Faser eher ungewollte Wirkungen hervor. Der engste Drosselspalt zwischen Zylindergehäuse und Kolben liegt jetzt auf der Faser und nicht mehr auf der Oberfläche des Kolbens (Bild 2.19). Dadurch verkleinert sich die druckbeaufschlagte Fläche **A2** des Kolbens. Als Resultat vergrößert sich die Strömungskraft und verursacht eine größere Verschiebung des Kolbens in die Schließposition.

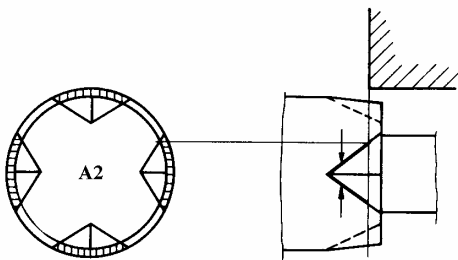


**Bild 2.20** Steuerkolben mit Fase (**Scheffel 1986**)

Als Kompromiss zwischen der geraden Steuerkante und der Steuerkante mit Fase, verwendet man **Steuerkolben mit Kerben** (Bild 2.20). Da die Kerben nur in bestimmter Anzahl vorliegen, bleibt ein gewisser Anteil an Zylinderfläche vorhanden, um eine ausreichende Überdeckung zu ermöglichen und den Leckstrom zu reduzieren.

Hinsichtlich der Strömungskräfte bringt die Einkerbung an der Steuerkante Vorteile mit sich. Die Einkerbungen bewirken, in Bezug auf die Durchströmung der Flüssigkeit an der Drosselstelle, einen ähnlichen Effekt wie die Fasen, d.h. eine Verkleinerung der druckbeaufschlagten Steuerfläche. Allerdings bleibt ein großer Teil der Fläche mit gerader Steuerkante vorhanden, um die Wirkung der Strömungskräfte zu reduzieren.

Der Steuerkolben mit Kerben bringt somit Vorteile hinsichtlich der Feinsteuerbarkeit und der Reduzierung der Leckage und der Strömungskräfte mit sich.



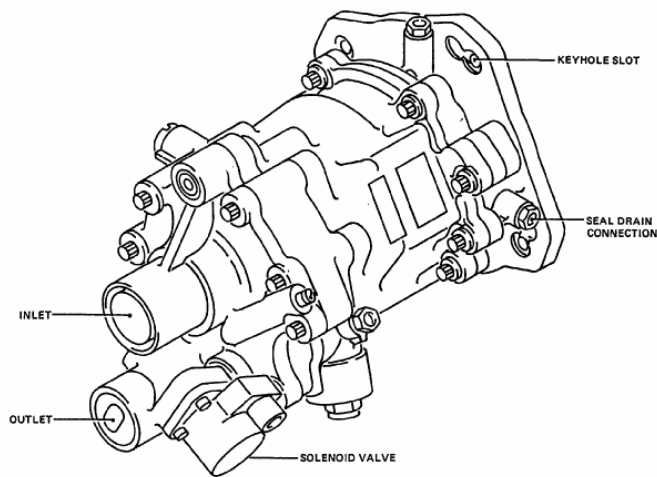
**Bild 2.21** Steuerkolben mit Kerben (**Scheffel 1986**)

Als Alternative zu den Dreieckskerben werden auch halbkreisförmige oder ähnliche Geometrien verwendet.

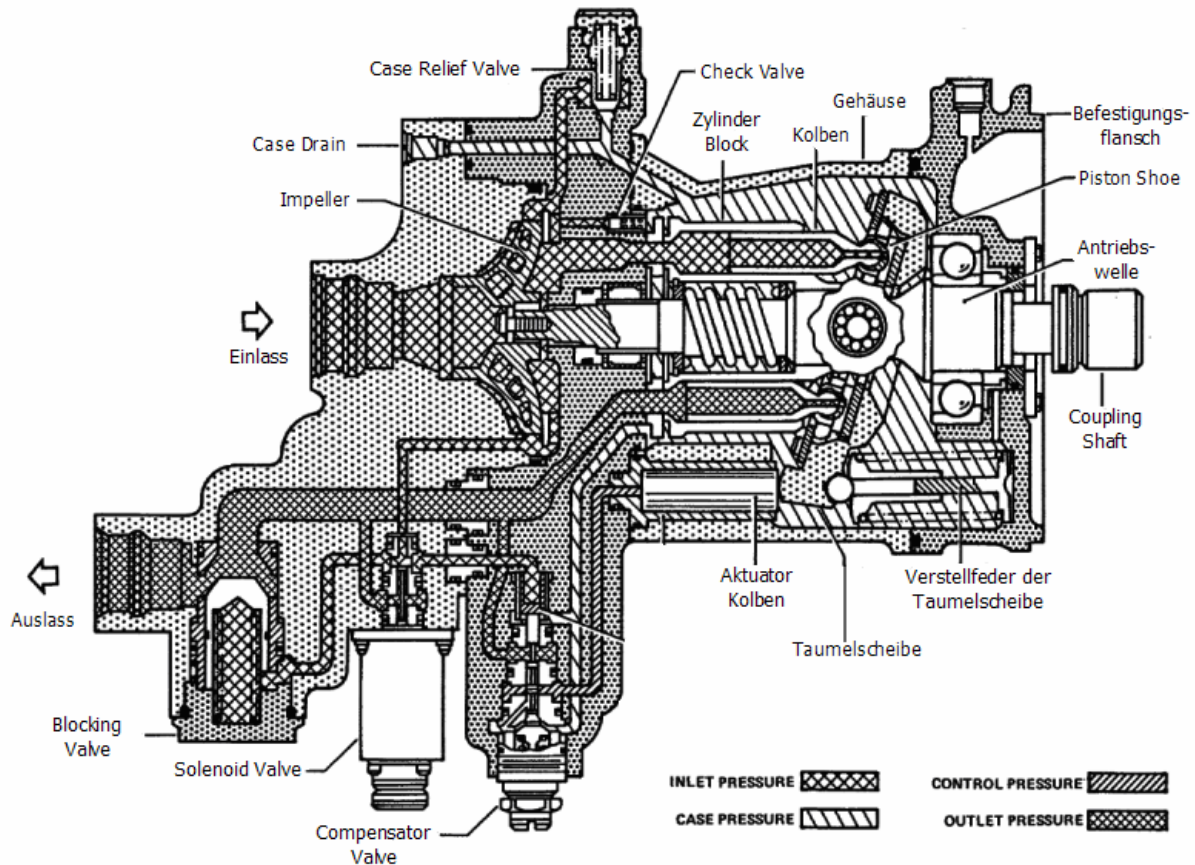
### 3 Triebwerksbetriebene Hydraulikpumpe (ATA 29)

Die Triebwerksbetriebenen Hydraulikpumpen sind die Hauptversorger von Hydraulikdruck im Flugzeug. Es gibt zusätzlich noch elektrisch betriebene Pumpen, die eine unterstützende Funktion haben, falls viele Verbraucher das Hydrauliksystem gleichzeitig beanspruchen. Die Hydraulikpumpen sind aus verschiedenen Komponenten zusammengesetzt. Wichtig sind die Ventile, die den Fluss der Hydraulikflüssigkeit, sowie den Mechanismus der Pumpe steuern. Im folgenden Abschnitt wird die Bedeutung der Ventile beschrieben, sowie die generelle Funktionsweise der Hydraulikpumpe erläutert.

In den folgenden Bildern ist die Hydraulikpumpe als Ganzes und als Querschnitt dargestellt:



**Bild 3.1** Triebwerksbetriebene Hydraulikpumpe



**Bild 3.2** Querschnitt der Triebwerksbetriebenen Hydraulikpumpe

### 3.1 Beschreibung der Hydraulikpumpe

Flugzeugtriebwerke übertragen ein Drehmoment auf die Antriebswelle (Coupling Shaft) der Pumpe. Auf dieser Welle sitzt ein Zylinderblock, der aus mehreren Zylindern zusammengesetzt ist. Innerhalb dieser Zylinder bewegen sich Kolben, die die Hydraulikflüssigkeit ansaugen bzw. herausdrücken.

Die Kolben im Zylinderblock sind an einem Ende mit einer schwenkbaren Taumelscheibe verbunden. Die Taumelscheibe kann seinen Winkel zur Antriebswelle verstellen, dadurch kann die Drehbewegung der Welle in eine axiale Kolbenbewegung umgewandelt werden.

Befindet sich die Taumelscheibe ohne Anstellwinkel senkrecht zur Welle, entsteht keine Kolbenbewegung und somit keine Pumpenwirkung.

Wird der Winkel der Taumelscheibe geändert, werden die Kolben auf einer Seite in den Zylinderblock reingedrückt und erzeugen einen Hydraulikdruck durch das Verkleinern des Zylindervolumens. Auf der gegenüberliegenden Zylinderblockseite bewegen sich die Kolben aus dem Zylinderblock heraus und saugen Hydraulikflüssigkeit durch das Vergrößern des Zylindervolumens an. Somit entstehen Saug- und Druckseite in den Zylindern der Pumpe.

In einer Umdrehung bewegt sich jeder Kolben zum Anschlag des Zylinderblocks und wieder zurück und erzeugt eine Saug- bzw. Druckbewegung.

Die Hydraulikpumpe ist aus folgenden Ventilen zusammengesetzt:

- Check Valve
- Case Relief Valve
- Compensator Valve
- Solenoid Valve

### 3.2 Beschreibung der Ventile

Die Hydraulikflüssigkeit des Systems wird als Kühlmedium verwendet, um die entstehende Wärme der bewegenden Teile der Pumpe abzuführen. Aus diesem Grund befindet sich eine Verbindungsleitung zwischen dem Einlauf der Pumpe und dem Pumpengehäuse. Über die Sogwirkung der Pumpe gelangt die Hydraulikflüssigkeit in das Pumpengehäuse. Das **Check Valve** sitzt innerhalb dieser Verbindungsleitung und verhindert das Zurückfließen der Hydraulikflüssigkeit aus dem Pumpengehäuse. Die Hydraulikflüssigkeit innerhalb des Pumpengehäuses kann aus dem so genannten „Case Drain“ wieder in den Einlauf der Pumpe befördert werden, damit kein Überdruck entsteht.

Falls der Ansaugmechanismus der Pumpe versagt, kann dennoch über ein Laufrad, den so genannten „Impeller“, Hydraulikflüssigkeit in das Pumpengehäuse geführt werden.

Für den Fall, dass der Druck im Pumpengehäuse stark ansteigt, öffnet sich das **Case Relief Valve** um die Hydraulikflüssigkeit wieder in den Einlauf der Pumpe zu führen. Das Ansteigen des Drucks im Pumpengehäuse kann entstehen, wenn der oben beschriebene „Case Drain“ verstopft ist.

Das **Compensator Valve** ist ein Druckbegrenzungsventil, das für einen konstanten Druck in dem Hydrauliksystem sorgt. Sobald die Pumpe den Betriebsdruck von 196,55 bar übersteigt, öffnet sich das Ventil und lässt Hydraulikflüssigkeit durch. Die Hydraulikflüssigkeit wird an einen Aktuator Kolben geführt, der den Einstellwinkel der Taumelscheibe verkleinert und somit den Kolbenhub verringert und den Druck reduziert.

Sinkt der Druck unterhalb des Betriebsdrucks, zieht sich der Aktuator Kolben wieder zurück und ermöglicht den Ausschlag der Taumelscheibe. Die Taumelscheibe ist über eine Feder so eingestellt, dass sie immer eine maximale Leistung der Pumpe ermöglicht.

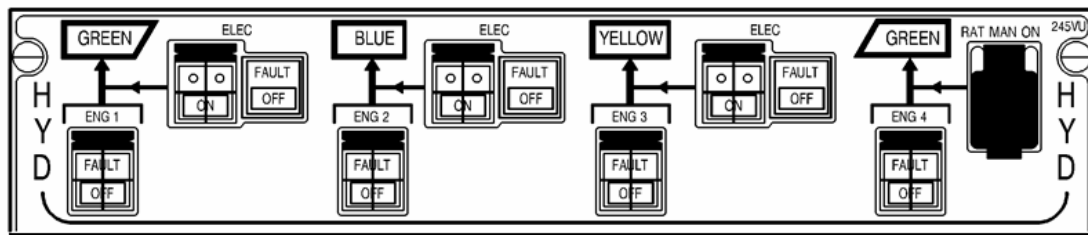
Das **Solenoid Valve** ist ein Magnetventil, das elektromagnetisch über eine Spule gesteuert wird. Ein elektrischer Anschluss an dem Gehäuse des Ventils versorgt die Spule mit einer



Spannung, die zusammen mit der Spule ein elektromagnetisches Feld erzeugt. Das Ventil enthält einen Steuerschieber, der durch das magnetische Feld in Bewegung gesetzt wird und entsprechende Hydraulikkanäle öffnet.

Die Funktion dieses Ventils ist den Betrieb der Pumpe zu unterbinden und von dem Hydrauliksystem zu isolieren. Eingeschaltet wird das Ventil durch den Piloten im Cockpit, wenn eine Pumpe versagt.

Im folgenden Bild ist ein Auszug aus dem „Overhead Panel“, der Schalttafel oberhalb der Pilotensitze (Bild 3.3). Die Pumpe des Grünen Hydrauliksystems würde der Pilot durch Drücken des „ENG 1 FAULT OFF“ Knopfes ausschalten.



**Bild 3.3** Schalttafel des Hydrauliksystems

Sobald das Ventil aktiv ist, öffnet es, die Hochdruckleitung die zum „EDV Piston“ und zum „Blocking Valve“ führt. Der EDV Piston ist ein Kolben, der das Druckbegrenzungsventil (Compensator Valve) soweit öffnet, dass es keinen Einfluss mehr auf die Stellung des Aktuatorkolbens hat. Der Aktuator wird nun von der Hochdruckleitung versorgt und drückt die Taumelscheibe auf seine Nullstellung.

Wenn sich am Austritt der Pumpe kein Druck befindet, wird das „Blocking Valve“ durch seine Federkraft geschlossen gehalten. Befindet sich Druck im System, öffnet sich das Ventil um die Hydraulikflüssigkeit zum Verbraucher fließen zu lassen. Wenn das Solenoid Valve jedoch geöffnet ist, gelangt Hydraulikdruck in den hinteren Teil des Blocking Valve und unterstützt die Federwirkung. Dadurch schließt das Ventil und der Betrieb der Pumpe ist eingestellt.

Im Overhead Panel leuchtet ein entsprechendes Warnsignal und in einem der Überwachungsdisplays wird die Unterbrechung der Hydraulikpumpe signalisiert.

## 4 Vakuum Toilette (ATA 38)

Das Vakuum-Toilettensystem entleert den Inhalt der Toilettenschüssel mittels Vakuum und Wasser in einen Abwassertank, den so genannten „Water Waste Tank“, der im unteren Teil des Rumpfs installiert ist.

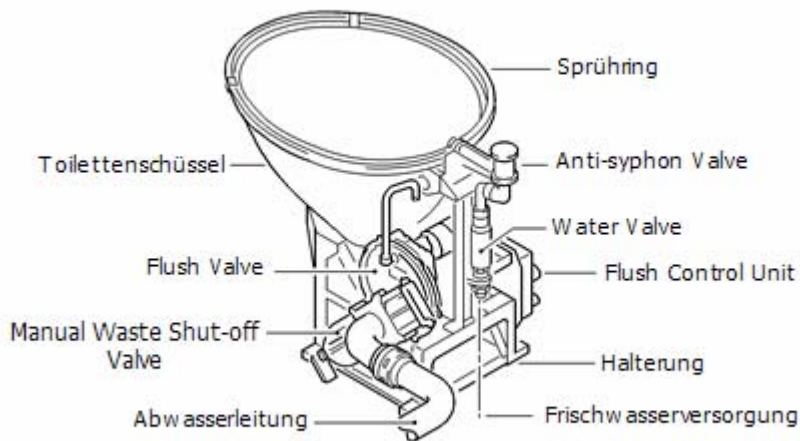
Die Spülung erfolgt durch frisches Wasser aus dem Trinkwassertank. Durch eine Druckleitung gelangt das frische Wasser in die Toilettenschüssel und wird über einen Unterdruck in das Abwassersystem geführt.

Der Unterdruck, der zum Absaugen erforderlich ist, wird in Flughöhen über 16000ft durch den Kabinen-Differenzdruck erzeugt. Die Höhe wird von einem Sensor außerhalb der Druckkabine ermittelt. Unterhalb dieser Höhe und am Boden wird bei einem Spülvorgang ein Vakuum Generator eingeschaltet, um die Luft aus der Toilettenschüssel zu saugen und damit den Abfall zu befördern. Die abgesaugte Luft wird über Bord abgeleitet.

### 4.1 Bestandteile des Toilettensystems

Eine Toilette besteht aus folgenden Komponenten (Bild 4.1):

- Toilettenschüssel,
- Vacuum System Controller,
- Water Valve,
- Anti-syphon Valve,
- Flush Valve,
- Manual Waste Shut-off Valve,
- Flush Control Unit,
- Halterung,
- Sprühhing,
- Abwasserleitung.



**Bild 4.1** Vakuum Toilette

## 4.2 Beschreibung der Komponenten

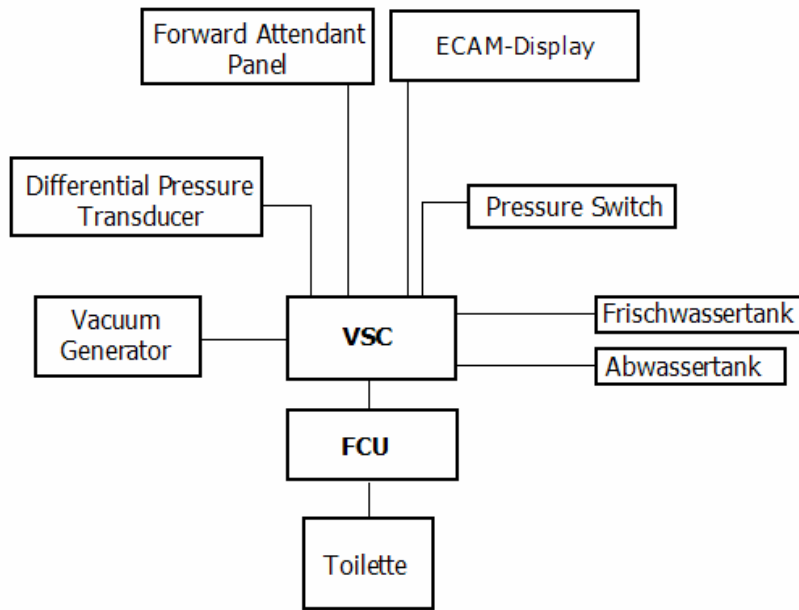
Das gesamte Toilettensystem wird von einem „**Vacuum System Controller**“ (VSC) überwacht. Der VSC übermittelt Fehlermeldungen der Toilettenanlage an das Cockpit sowie den Überwachungsdisplays des Flugpersonals. Die Funktionalität der elektrisch gesteuerten Ventile der Toilette erhält der VSC über die „**Flush Control Unit**“ (FCU), die im nächsten Abschnitt beschrieben ist.

Der VSC erhält außerdem Informationen über die Druckdifferenz in der Toilettenanlage und gibt bei Flughöhen unter 16000 ft ein Anlaufsignal an den Vakuum Generator, der das notwendige Vakuum für die Spülung erzeugt.

Die Füllstandsmessungen der Frischwasser- und Abwassertanks werden von dem VSC kontrolliert. Sollte der Frischwassertank leer, bzw. der Abwassertank voll sein, unterbricht der VSC den Betrieb der Toilette und gibt Fehlermeldungen frei.

Die „**Flush Control Unit**“ (FCU) ist seitlich an der Halterung der Toilette befestigt. Die FCU ist eine elektronische Steuereinheit, die den kompletten Spülvorgang der Toilette steuert und überwacht. Die elektrisch gesteuerten Ventile der Toilette erhalten beim Auslösen des Spülvorgangs Eingangssignale von der FCU. Außerdem bildet die FCU die Schnittstelle zwischen der Toilettenanlage und dem VSC, d.h. Fehler, die in der Toilette entstehen, werden dem VSC gemeldet.

Um die Zusammenhänge der Systeme leichter verständlich zu machen, ist im Bild 4.2 eine schematische Darstellung aufgeführt.



**Bild 4.2** Schematische Darstellung des Toilettensystems

Die **Toilettenschüssel** ist aus rostfreiem Stahl hergestellt und ist auf der Innenseite mit einer haftfreien Oberfläche versehen. An dem oberen Rahmen der Schüssel ist ein Sprühring befestigt, der frisches Wasser in die Schüssel sprüht. Die Schüssel ist auf einer Halterung befestigt und ist am unteren Teil an das Abwassersystem verbunden.

Der **Sprühring** verläuft am oberen Rand der Toilettenschüssel und wird über das „Anti-Syphon Valve“ mit Frischwasser versorgt. Entlang des Sprühings befinden sich Düsen, die das Wasser mit hohem Druck auf die Schüsselinnenfläche spritzen, um Unreinheiten zu beseitigen.

Das „**Water Valve**“ ist ein Ventil, das für die Wasserversorgung aus dem Frischwassertank zuständig ist und wird von einem elektrischen Schalter gesteuert. Es bildet die Schnittstelle zwischen der Frischwasserversorgung und der Toilettenspülung. Das Öffnen und Schließen des Ventils wird elektrisch von dem FCU gesteuert.

Das „**Anti-syphon Valve**“ ist am oberen Rand der Schüssel befestigt und mit dem Sprühring und dem Water Valve verbunden. Es erlaubt das frische Wasser nur in Richtung des Sprühings zu fließen. Zurückfließendes Wasser wird durch das Ventil in die Toilettenschüssel abgeleitet.

Das „**Flush Valve**“ stellt die Verbindung zwischen der Toilettenschüssel und der Abwasserleitung dar. Wird das Ventil geöffnet, fließt das Abwasser, getrieben durch den Unterdruck, durch ein 51mm breites Kunststoffrohr in den Abwassertank. Im Ventil öffnet sich dabei eine Klappe, die von einem elektrischen Motor betrieben ist. Für den Fall eines Versagens befindet

sich ein weiteres Ventil, das so genannte „**Manual Waste Shut-off Valve**“. Dieses Ventil wird mechanisch betätigt und übernimmt die Funktion des Flush Valve.

### 4.3 Wasserversorgung

Der Wassertank für das Wassersystem des Flugzeugs befindet sich unterhalb der Kabine im Cargo Bereich. Der Tank ist aus GFK hergestellt und ist aus folgenden Einheiten zusammengesetzt:

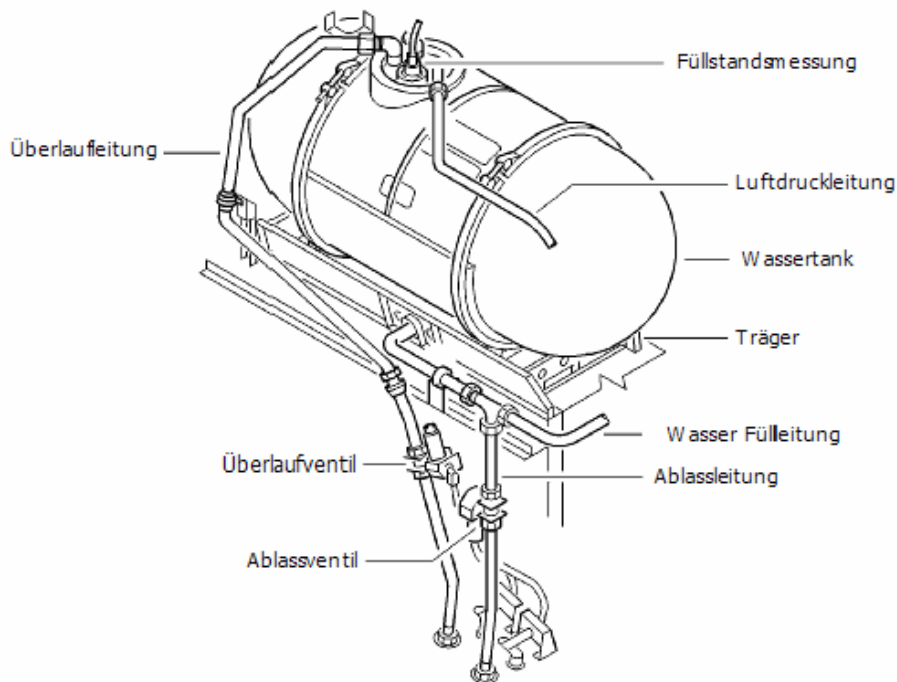
- Überlauf mit Überlaufventil,
- Luftdruckversorgung,
- Versorgungsleitung für Frischwasser,
- Wasserstand Messgerät,
- Abflussleitung.

Der Tank muss einen Druck von 1,5 - 1,72 bar halten und etwa 200l Wasser aufnehmen können. Mit dem Luftdruck über die Luftdruckversorgung wird das Wasser aus dem Tank zum fließen gebracht und über isolierte und elektrisch beheizte Wasserleitungen an die Küchen und die Toiletten geführt.

Der Luftdruck kommt aus der Zapfluft der Triebwerke, aus dem Hilfstriebwerk und der Luftdruckversorgung am Boden. Für den Fall, dass alle diese Luftdrucksysteme ausfallen, kann ein elektrisch betriebener Kompressor eingesetzt werden.

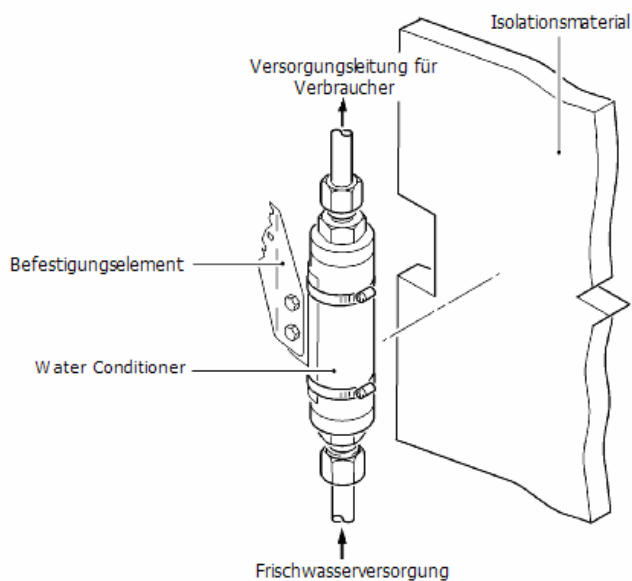
Über Druckbegrenzungsventile wird sichergestellt, dass der Betriebsdruck konstant bleibt und ein Rückschlagventil ermöglicht die Luft nur in Richtung des Wassertanks zu strömen. Luftfilter reinigen die Luft und schützen das Wasser vor Unreinheiten. Ein weiteres Ventil, genannt „Air-No-Water Valve“, sorgt dafür, dass kein Wasser in das Pneumatiksystem eindringt. Mechanisch- und elektrisch gesteuerte Ventile bestimmen die Bewegungsrichtung des Wassers von dem Tank zu den einzelnen Verbrauchern.

In Bild 4.3 ist der Wassertank mit den dazugehörigen Anschlüssen dargestellt.



**Bild 4.3** Frischwassertank

Zwischen dem Frischwassertank und dem Verbraucher wird das Wasser durch einen „Water Conditioner“ geleitet (Bild 4.4). Dieses Gerät filtert das Wasser, um eine Kalkbildung sowie die Anlagerung von Mineralien in den Armaturen und Leitungen zu vermeiden. Der Water Conditioner funktioniert magnetisch, indem es ein permanentes schwaches magnetisches Feld aufbaut, um Teilchen an sich zu ziehen. Damit das magnetische Feld nicht andere Systemteile des Flugzeugs beeinträchtigt, ist es ausreichend abgeschirmt. Um eine Eisbildung zu verhindern, ist es mit einer Wärmeisolation versehen.



**Bild 4.4** Water Conditioner

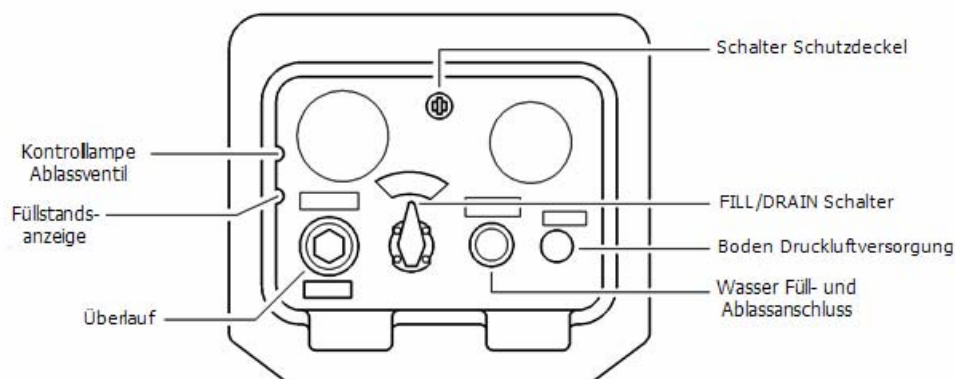
Der Wasserstand des Tanks wird mittels eines Kondensators gemessen, der je nach Füllstand unterschiedliche elektrische Ausgangssignale übermittelt. Der Wasserstand wird über eine Anzeige für das Flugpersonal am „Forward Attendant Panel“ während des Fluges sowie für das Bodenpersonal außen am Rumpf angezeigt.

Die Messeinheit des Wasserstandes ist mit zwei Schaltern verbunden. Wenn der Tank leer ist, wird die Zuflussleitung zu den Toiletten sowie zur Küche abgeschaltet. Damit die Wasserspeicher für beheiztes Wasser nicht unnötig Wärmenergie produzieren, wird die elektrische Versorgung der Wasserspeicher in den Toiletten über einen weiteren Schalter unterbrochen, sobald kein Wasser vorhanden ist.

Wenn der Frischwassertank voll ist, wird über einen Schalter das Ventil des Versorgungskanals geschlossen, sodass kein weiteres Wasser nachgefüllt werden kann.

Am Boden wird frisches Wasser über das „Potable-Water System Service Panel“ nachgefüllt, sowie entleert. Dafür muss der Schutzdeckel für das Bedienelement geöffnet werden. Sobald der Schutzdeckel geöffnet ist, aktiviert ein Schalter das Anzeigesystem des Wasserfüllstandes.

Zum Entleeren des Tanks muss der Hebel im Bedienelement auf „DRAIN“ und zum Befüllen auf „FILL“ gestellt werden (Bild 4.5). Dabei wird ein Ventil, das so genannte „Fill/Drain Valve“ je nach Hebelstellung elektrisch für das Entleeren oder das Befüllen eingestellt. Das Befüllen und Entleeren des Tanks geschieht über eine elektrische Pumpe, die einen Druck von etwa 50 psi herstellt. Sobald der Tank beim Befüllen vollständig mit Wasser gefüllt ist, schließt das Messsystem des Füllstands das Ventil der Wasserversorgung und die elektrische Pumpe wird ausgeschaltet. Falls die Füllstandsmessung defekt ist, öffnet und schließt sich Parallel zum „Fill/Drain Valve“ ein Überlaufventil, damit das überschüssige Wasser über Bord herausgelassen werden kann. Eine Warnleuchte im Bedienelement warnt das Bodenpersonal vor Überlaufen von Wasser.

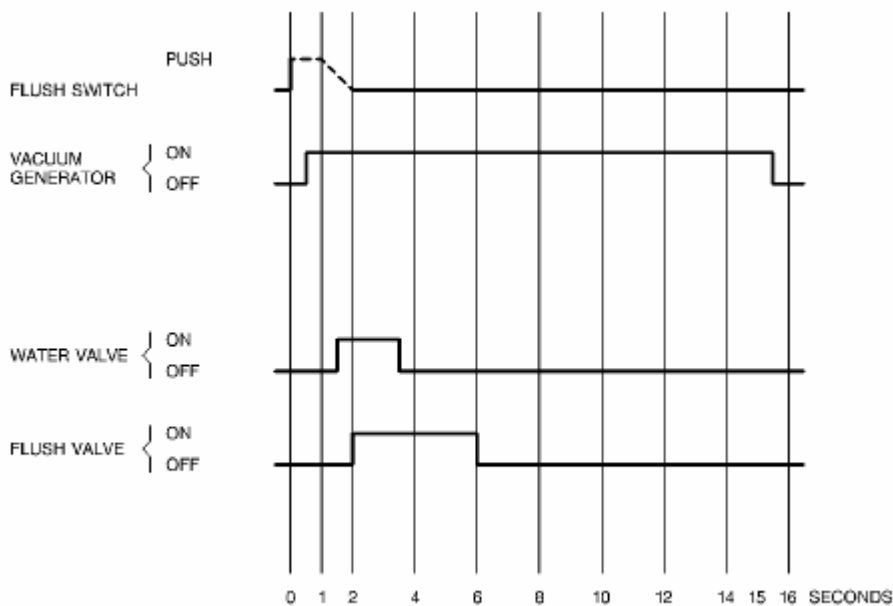


**Bild 4.5** Potable Water System Service Panel

## 4.4 Spülvorgang der Toilette

Der Spülvorgang beginnt mit dem Auslösen des Spülknopfes, der die Flush Control Unit aktiviert. Je nach Flughöhe wird der Vacuum Generator eingeschaltet und läuft für etwa 15 Sekunden. Oberhalb von 16000 ft ist es nicht erforderlich den Vakuum Generator zu betreiben, deshalb wird dieser vom VSC abgeschaltet. Etwa 1,6 Sekunden nach Auslösen des Spülvorgangs öffnet sich das Water Valve und bleibt für 1,7 Sekunden geöffnet. In dieser Zeit wird 0,2 l Frischwasser über den Sprühling in die Toilettenschüssel befördert. Das Flush Valve öffnet sich nach 2,2 Sekunden nach Betätigung des Spülknopfes und bleibt für 4 Sekunden geöffnet. Jetzt kann der Unterdruck den Toiletteneinhalt über das Abwasserrohr in den Abwasserbehälter leiten. Der gesamte Spülvorgang dauert etwa 16 Sekunden. Der komplette Ablauf wird von dem Flush Control Unit elektronisch gesteuert und überwacht.

Der Spülvorgang ist in folgender schematischer Darstellung veranschaulicht:



**Bild 4.6** Schematische Darstellung des Spülvorgangs

## 4.5 Kontrollsysteme

Die **Flush Control Unit** (FCU) steuert die Dauer und die Reihenfolge der einzelnen Schritte des Spülvorgangs, wie in der schematischen Darstellung aus Bild 4.6 dargestellt. Eingeschaltet wird die FCU sobald die Spültaste der Toilette betätigt wird. Ein FCU „**Built in Test Equipment**“ (BITE) überwacht die Funktionsweise des FCU und vergleicht dabei Soll-Ist-Werte der einzelnen Zeitabschnitte des Spülvorgangs. Das FCU BITE über-



wacht zusätzlich das Water Valve und das Flush Valve auf Funktionalität. Jeder Fehler wird an das VSC gemeldet.

Das VSC ist dafür zuständig, dass das komplette System der Toilettenspülung gesteuert und überwacht wird und entsprechende Fehler an die Piloten sowie das Flugpersonal weitergeleitet werden.

Das VSC ist mit folgenden Systemen verbunden:

- Vacuum Generator
- Altitude Pressure Switch
- Differential Pressure Transducer
- Füllstandmessgerät
- Centralized Fault and Display Unit (CFDU)

Der **Vacuum Generator** erhält von dem VSC eine Freigabe sobald der Altitude Pressure Switch eine bestimmte Druckdifferenz registriert hat und wird erst dann in Betrieb gesetzt.

Der **Altitude Pressure Switch** registriert eine Druckdifferenz und leitet ein Signal an das VSC, der den Vacuum Generator in Gang setzt.

Der **Differential Pressure Transducer** misst die Druckdifferenz und wandelt Druckwerte in ein für das VSC lesbares Signal um. Falls der Altitude Pressure Switch versagt, kann der Vacuum Generator mit der Differenzdruckmessung des Differential Pressure Transducers betrieben werden. Sobald der Altitude Pressure Switch und der Vacuum Generator versagen, während sich das Flugzeug unterhalb einer Höhe von 16000 ft befindet, misst der Differential Pressure Transducer eine zu kleine Druckdifferenz und blockiert über das VSC die Bedienung der Toilettenspülung.

Das **Füllstandsmessgerät** alarmiert das VSC, sobald der Frischwassertank leer oder der Abwassertank voll ist und unterbricht die Bedienung der Toilette.

Sobald das VSC Fehler im Toilettensystem erkennt, werden diese an das **Centralized Fault and Display Unit**, ein Überwachungsdisplay im Cockpit, weitergeleitet.

Folgende Kontrollen führt das System durch:

- Der Differenzdruck der Spülung wird geprüft. Sobald eine Meldung vom Pressure Switch ankommt, wird die Stromversorgung für den Vacuum Generator aktiviert.
- Die Stromversorgung des Flugzeugs durch die Triebwerksgeneratoren wird überwacht und überprüft, um sicherzustellen, dass die Ventile und Motoren mit ausreichendem Strom versorgt werden.
- Die Temperatur des Vacuum Generator und des Kompressors wird während des Spülvorgangs überwacht.
- Der Differenzdruck der Toilettenanlage wird überprüft während der Vacuum Generator in Betrieb ist.
- Sobald der durch den Generator erzeugte Unterdruck nicht ausreichend ist, wird der Spülvorgang durch das VSC unterbrochen.
- Der Füllstand der Abwasser- und Frischwassertanks wird überwacht und an dem FAP angezeigt.
- Sobald sich das Flugzeug mit ausgefahrenem Fahrwerk auf dem Boden befindet, oder die Klappe des Water Waste Panel geöffnet ist, wird der Betrieb der Toilettenspülung gestoppt. Im FAP erscheint ein Leuchtsignal.

Sobald das VSC Fehler im Betrieb der Toilettenanlage erkennt, wird der Betrieb der Toilettenspülung sofort gestoppt und das Flugpersonal über eine Leuchtanzeige im FAP alarmiert.

## 5 Rauch- und Feuermelder (ATA 26)

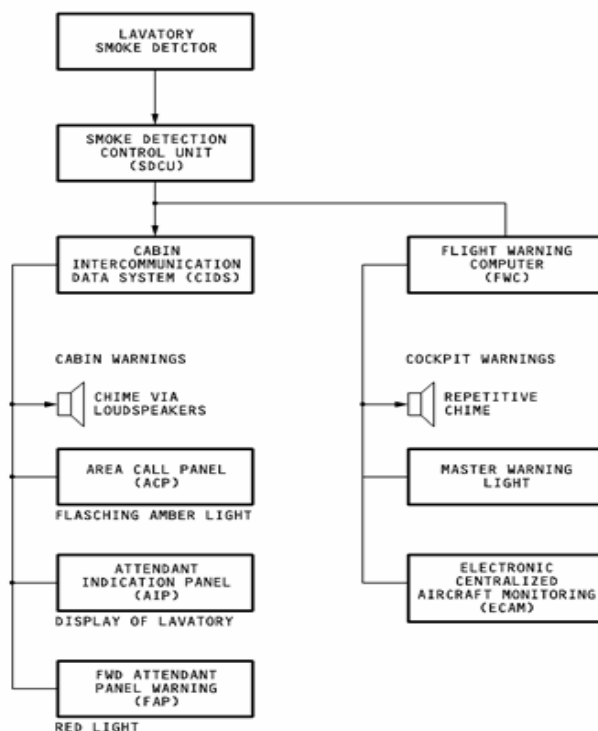
Die Toiletten eines Flugzeugs sind gegen den Ausbruch eines Feuers über Sicherheitssysteme geschützt. Man unterscheidet zwischen dem Feuerlöschsystem in dem Abfallbehälter der Toilette und der Rauchererkennung in der Toilettenkabine. Zunächst wird auf die Rauchererkennung in der Kabine der Toilette eingegangen.

An der Decke der Toilettenkabine befindet sich ein Rauchmelder, der eine Rauchentwicklung frühzeitig erkennt und ein Warnsystem aktiviert. Nachdem Rauch in der Toilettenkabine erkannt wurde, sendet der Rauchmelder ein Signal an die elektronische Kontrolleinheit „**Smoke Detector Control Unit**“ (SDCU).

Diese Einheit bildet die Schnittstelle zwischen dem Rauchmeldersignal und den Überwachungssystemen des Flugzeugs. Aus Sicherheitsgründen ist die SDCU doppelt ausgeführt. Sobald ein System fehlerhaft ist, wird das zweite automatisch in Betrieb gesetzt.

Das „**Cabin Intercom And Data System**“ (CIDS) ist das Überwachungssystem für die Kabine des Flugzeugs, wobei der „**Flight Warning Computer**“ (FWC) Informationen an das Cockpit weiterleitet.

In Bild 5.1 wird der Zusammenhang der unterschiedlichen Systeme durch die schematische Darstellung deutlich. Die „**Forward Attendant Panel**“ (FAP), „**Attendant Indication Panel**“ (AIP) und „**Area Call Panel**“ (ACP) sind Displays, die sich in den Arbeitsbereichen des Flugpersonals befinden.



**Bild 5.1** Schematische Darstellung des Rauchmeldesystems

Erhält das SDCU von dem Rauchmelder ein Signal, wird dieses an den FWC und das CIDS weitergeleitet. Das CIDS ist zuständig für die Alarmierung in den Aufenthaltsorten des Flugpersonals. Folgende

Warnsignale werden über das CIDS an das Flugpersonal geleitet:

- Ein rotes Leuchtsignal auf dem FAP,
- eine rosafarbene Blinkleuchte auf allen AIP,
- eine gelbfarbene Blinkleuchte auf dem ACP,
- akustische Meldungen über alle Lautsprecher innerhalb der Kabine sowie in den Arbeitsbereichen des Flugpersonals.

Der FWC alarmiert die Piloten über folgende Meldungen:

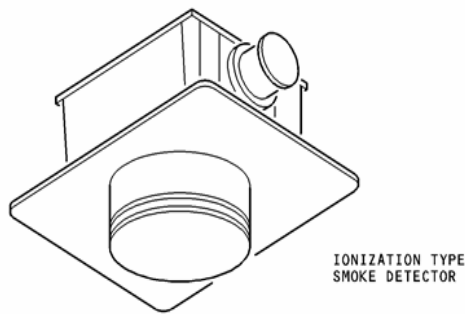
- Eine sich wiederholende akustische Meldung,
- eine rote Warnleuchte,
- eine Warnanzeige auf dem oberen ECAM Display, ein Überwachungsdisplay im Cockpit.

Diese Warnsysteme sind lediglich ein Beispiel für ein bestimmtes Flugzeugmodell, die Art und Weise der Alarmierung kann sich in jedem Flugzeug unterscheiden.

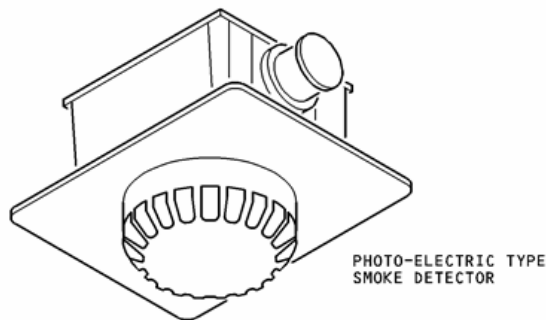
Um zu überprüfen, ob alle Feuermelde- und Löschsysteme funktionsfähig sind, kann der Pilot aus dem Cockpit während des Fluges und auf dem Boden, über einen bereits beschriebenen BITE, einen Test durchführen. Dieser Test ist Bestandteil der Sicherheitsvorkehrungen vor jedem Flug. Dabei werden alle Systeme auf Funktionalität überprüft und Daten jedes Fluges überwacht und gespeichert. Der Test dauert etwa 60s.

## 5.1 Unterscheidung der Rauchmelder

Je nach Flugzeugausstattung werden unterschiedliche Rauchmelder eingebaut. Zu unterscheiden sind die **Ionisationsmethode** und die **fotoelektrische Methode**. Optisch sind die zwei verschiedenen Rauchmelder in den Bildern 5.2 und 5.3 zu unterscheiden.



**Bild 5.2** Rauchmelder nach dem Ionisationsverfahren

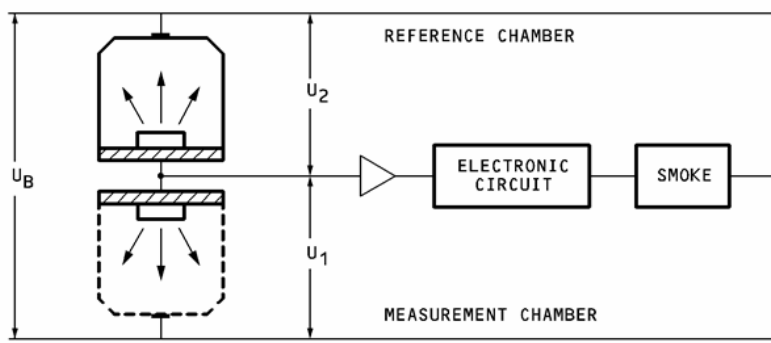


**Bild 5.3** Fotoelektrischer Rauchmelder

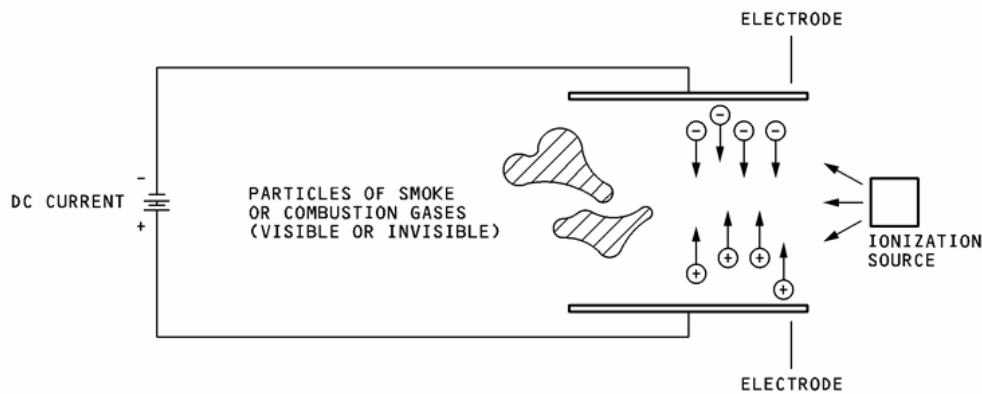
## 5.2 Die Elektrodenmethode

Bei der Elektrodenmethode sind zwei Elektroden in einer Messbrücke verschaltet (Bild 5.4 und 5.5). Die zwischen den Elektroden bewegte Luft wird durch schwache radioaktive Strahlen zu einer Ionisation erzwungen und setzt Ionen in Bewegung. Die Rauchpartikel und andere Gase lagern sich an die ionisierten Bestandteile der Luft an und beeinflussen die Wanderung der Ionen und erhöhen somit den elektrischen Widerstand der Elektroden. Diese Widerstandsänderung hat eine Spannungsänderung  $\Delta U_1$  zur Folge. Die Spannungsänderung wird vom SDCU registriert und ein digitales Signal an die entsprechenden Überwachungscomputer gesendet.

Der Vorteil dieser Methode ist die große Erkennungsbandbreite, d.h. neben der Erkennung von sichtbarem Rauch, kann der Melder auch kleinste Schwebstoffe wahrnehmen.



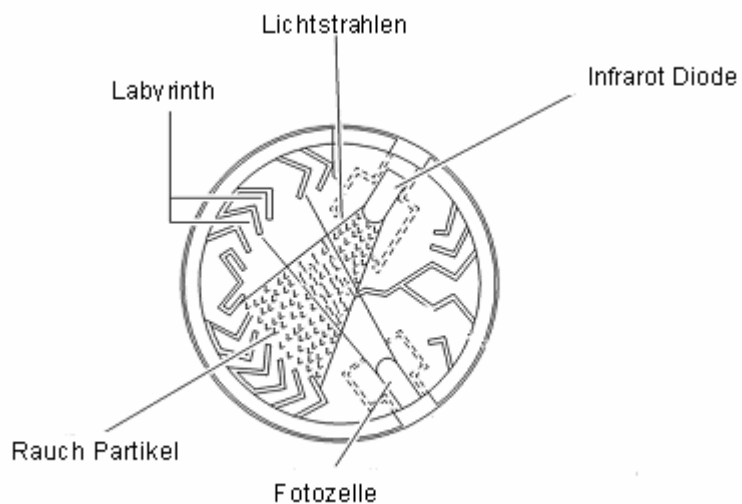
**Bild 5.4** Meßbrücke der Rauchmeldung



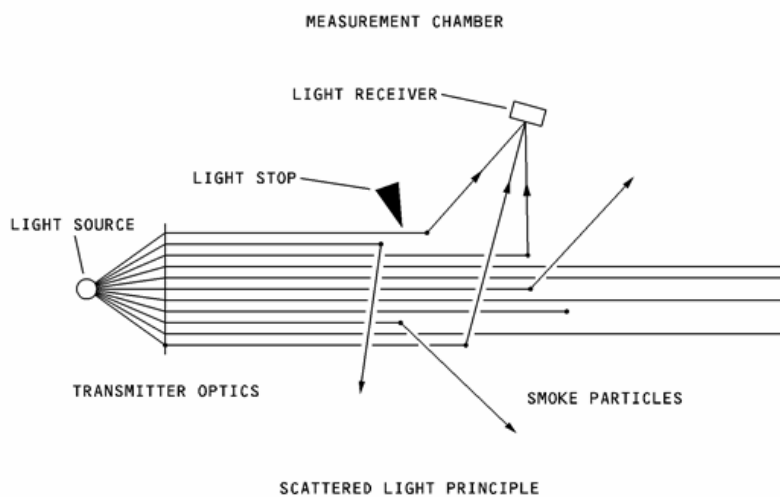
**Bild 5.5** Ionisation zwischen zwei Elektroden

### 5.3 Die Fotoelektrische Methode

Die Fotoelektrische Methode arbeitet nach dem Streulichtverfahren (Bild 5.6 und 5.7). Mit einem Infrarotsender wird Licht in eine Messkammer gestreut. Der Lichtstrahl des Infrarotsenders ist so eingestellt, dass er die Fozelle in klarer Luft nicht erreicht. Dies kommt dadurch zustande, dass das Licht des Infrarotsenders an den Gehäusewänden der Messkammer durch ein Labyrinth aus schwarzem, nicht reflektierendem Material aufgenommen wird. Befinden sich aber Rauchpartikel in der Toilettenkabine und somit in der optischen Kammer des Rauchmelders, so werden die von der Lichtquelle ausgesandten Lichtstrahlen auf die Rauchpartikel gestrahlt. Ein Teil des Lichtstrahls fällt dann aufgrund der Reflektion mit den Rauchpartikeln auf die lichtempfindliche Fozelle. Die Fozelle wird aktiviert und leitet dann ein Signal an den SCDU.



**Bild 5.6** Fotoelektrische Rauchererkennung



**Bild 5.7** Prinzipskizze eines fotoelektrischen Rauchmelders

## 6 Halon Löschbehälter (ATA 26)

Wie in Abschnitt 5 beschrieben, verfügt das Feuerlöschsystem der Toilette über einen mit Halongas befüllten Druckbehälter, der sich in dem Abfallbehälter der Toilettenkabine befindet. Das Feuerlöschsystem in dem Abfallbehälter verläuft vollautomatisch.

Halongas ist bereits in sehr geringer Konzentration löschwirksam gegen Feuer. Da Halongas die Ozonschicht angreift, ist es in vielen Ländern verboten und darf nur dort eingesetzt werden, wo es nicht durch andere Löschmittel ersetzt werden kann (etwa in Flugzeugen).

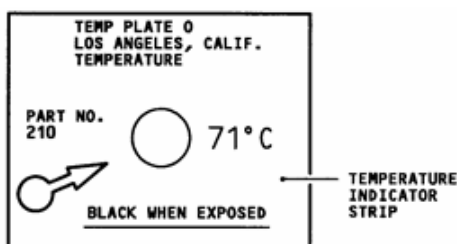
Der Löschbehälter, der zwischen 100 und 130 g Halongas aufnehmen kann, ist leicht zylinderförmig mit einem Volumen von 10 inch<sup>3</sup> und besteht aus vier Komponenten:

- Aufhängung,
- Nachfüllventil,
- Entladungsrohr,
- Druckanzeige.

Das Entladungsrohr des Druckbehälters ist mit einem entzündbaren leichtschmelzenden Material geschlossen gehalten. Sobald ein Feuer im Abfallbehälter der Toilette ausgelöst wird und eine Temperatur von 79° C erreicht ist, schmilzt dieses Material und öffnet den Druckbehälter. Innerhalb von 3 bis 15 Sekunden wird das gesamte Halongas in den Müllbehälter gesprüht.

Der Druckbehälter ist aus Messing hergestellt und weist ein Gewicht von etwa 0,35 kg auf. Alle Verbindungsteile zum Müllbehälter sind aus Korrosionsschutz vernickelt. Die entzündbare Spitze des Entladungsrohrs ist mit einem speziellen Lack gegen Korrosion geschützt.

Im Bereich des Abfallbehälters befindet sich zusätzlich eine Temperaturanzeige (Bild 6.1). Die Anzeige besteht aus einem beschrifteten Klebestreifen, der in dem Raum des Abfallbehälters geklebt wird. In der Mitte des Streifens befindet sich eine kreisförmige Anzeigefläche, die im normalen Zustand grau ist. Sobald die Temperatur von über 71°C auftritt, verändert sich die Farbe von grau zu schwarz. Somit kann das Flug- und Bodenpersonal über die Entstehung von Wärme im Müllbehälter alarmiert werden, auch wenn das Löschsystem nicht aktiviert wurde.



**Bild 6.1** Temperaturanzeige im Müllbehälter



## 7 Sauerstoffversorgung (ATA 35)

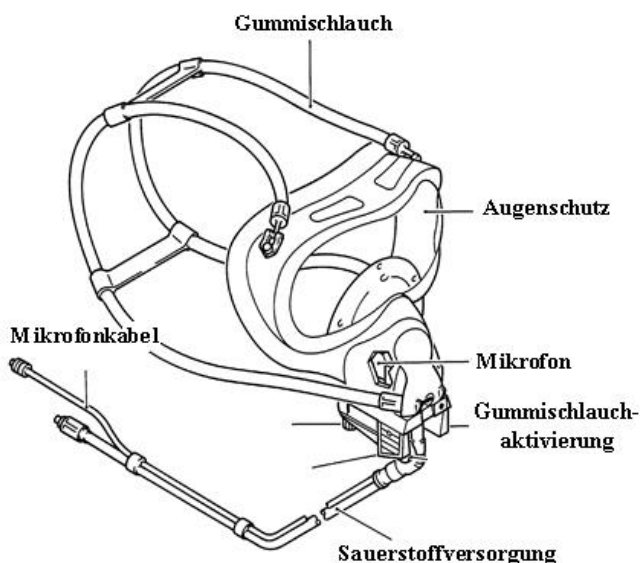
Für den Fall einer plötzlichen Dekompression durch einen Schaden in der Struktur der Flugzeugzelle oder eines Versagens der Kabinendrucksteuerung, ist eine Notversorgung mit Sauerstoff gewährleistet.

Das Sauerstoffsystem für das Flugpersonal und die Passagiere, sowie das tragbare Sauerstoffsystem, bilden die drei voneinander unabhängigen Sauerstoffsysteme eines Passagierflugzeugs.

### 7.1 Sauerstoffsystem des Flugpersonals

Bei einem Druckabfall sowie bei Rauch- und Gasentwicklung in der Kabine und im Cockpit wird das Sauerstoffsystem aktiviert. An allen Arbeitsbereichen des Flugpersonals befinden sich Masken, die eine Sauerstoffversorgung, Augenschutz und ein Funkkommunikationssystem beinhalten. Diese Masken werden als „Quick Donning Masks“ bezeichnet (Bild 7.1). Die Sauerstoffversorgung dieser Masken erfolgt durch Druckbehälter, die durch entsprechende Druckminderer ausgestattet sind. Die leichte Bedienbarkeit der Masken ermöglicht das Aufsetzen innerhalb von 5 Sekunden. Die Befestigung am Kopf geschieht über aufblasbare Gummischläuche, die über einen Knopf an der Maske bedient werden. Dabei werden die Schläuche beim Aufblasen soweit gedehnt bis die Maske aufgesetzt werden kann. Danach wird die Luft aus den Schläuchen durch das Lösen des Knopfes entfernt und die elastischen Schläuche drücken sich auf dem Kopf der Person fest.

Die Maske schützt die Augen, den Mund- und Nasenbereich und ist auch für Brillenträger geeignet.



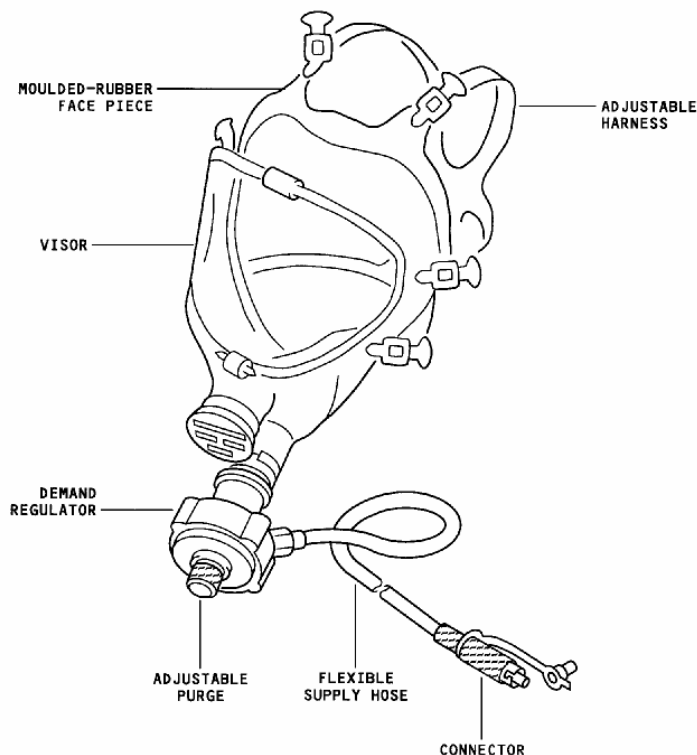
**Bild 7.1** Quick Donning Mask

## 7.2 Tragbares Sauerstoffsystem

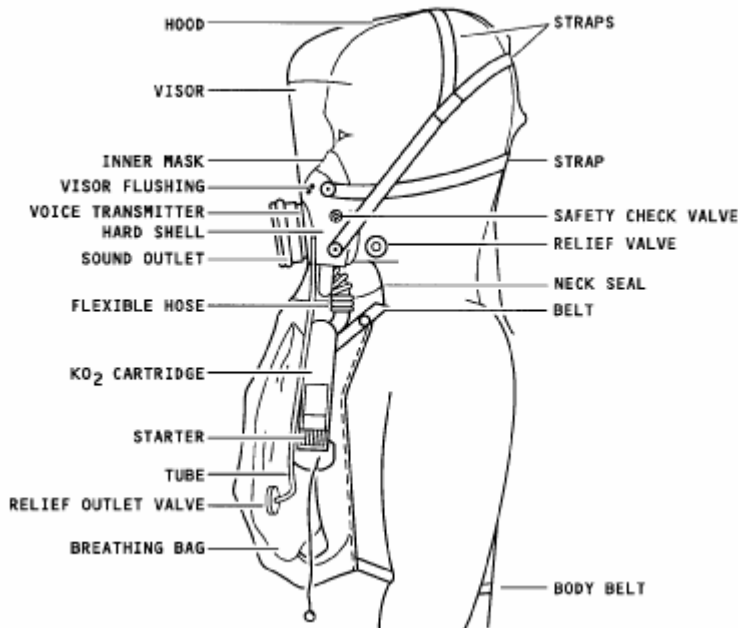
Damit sich das Flugpersonal bei einem Druckverlust sowie bei Rauch- und Gasentwicklung innerhalb der Kabine bewegen kann, befinden sich in der Kabine an bestimmten Stellen tragbare Masken mit Druckbehältern (Bild 7.2). Meistens befinden sie sich im Cockpit, an den Sitzplätzen des Flugpersonals, in der Küche und in einigen Gepäckstauflächen. Falls ein Passagier in einem Notfall Erste Hilfe benötigt, kann das Flugpersonal sich mit der Sauerstoffversorgung frei bewegen. Die Masken bieten Schutz für den gesamten Kopfbereich, sodass der Augen- und Atembereich geschützt ist. Um ein Feuer in der Kabine zu löschen, gibt es zusätzlich tragbare Schutzhauben, die größere Teile des Körpers bedecken, um Schutz gegen das Feuer zu gewährleisten (Bild 7.3). Diese Hauben sind weiterhin mit einem Kommunikationssystem ausgestattet, damit sich das Flugpersonal untereinander verständigen kann.

Die Sauerstoffflaschen haben ein Volumen von 311,5 l und werden mit einem Druck von 124 bar beaufschlagt. Bei einem Verbrauch von 20 l/min, reicht die Sauerstoffversorgung für etwa 15 min aus.

Die Anschlüsse der Sauerstoffflaschen sind universell für unterschiedliche Masken verwendbar, sodass auch Piloten ihre Quick Donning Masks anschließen können um sich frei zu bewegen.



**Bild 7.2** Tragbare Sauerstoffmaske

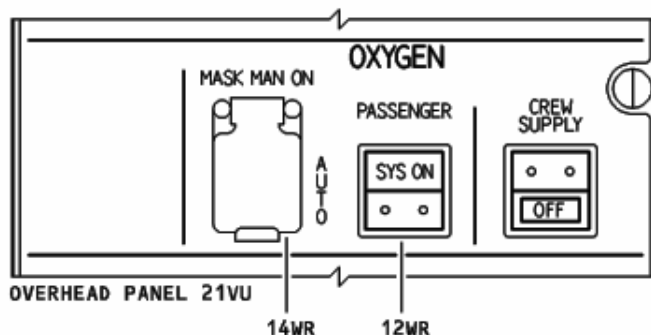


**Bild 7.3** Tragbare Schutzhaube

### 7.3 Sauerstoffsystem der Passagiere

Oberhalb der Passagiersitze, in den Toiletten, an den Stationen des Flugpersonals sowie in der Küche sind Sauerstoffmasken für die Passagiere angebracht. Der Sauerstoff der Passagiere wird durch chemische Sauerstoffgeneratoren hergestellt. Die Sauerstoffgeneratoren sind über flexible Schläuche an die Masken verbunden.

Wenn der Druck in der Kabine auf einen Druck vergleichbar mit dem Druck auf 14000 +0 - 500ft Höhe abfällt, wird ein Druckschalter verschaltet und aktiviert das Notfall-Sauerstoffsystem automatisch. Für den Fall, dass der Druckschalter versagt, kann das Sauerstoffsystem im „Overhead Panel“, eine Bedientafel des Cockpits, mit dem Schalter „Mask Man On“ durch den Piloten aktiviert werden (Bild 7.4).



**Bild 7.4** Manuelles Auslösen der Sauerstoffversorgung im Cockpit

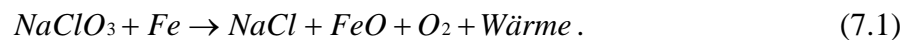
Sobald die automatische Sauerstoffversorgung aktiviert wird, klappt die Verkleidung der Sauerstoffmasken der Passagiere auf und sendet ein elektrisches Signal an die Piloten im Cockpit. In dem Moment, indem die Passagiere die Maske an sich herangezogen haben, werden die Sauerstoffgeneratoren ausgelöst und ermöglichen eine Versorgung von etwa 15 Minuten.

Diese Zeit sollte dem Piloten ermöglichen an Höhe zu verlieren, um den Druck in der Kabine wieder zu normalisieren.

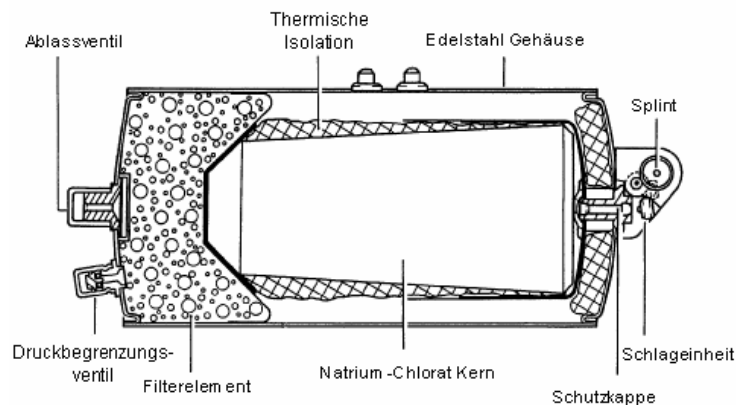
## 7.4 Chemischer Sauerstoffgenerator

Das Gerät besteht aus einem Natrium-Chlorat Kern mit einer Verkleidung aus Edelstahl (Bild 7.5). Das Natrium-Chlorat löst in Verbindung mit Eisen eine chemische Reaktion aus. Dabei entsteht Wärmeenergie, die das Natrium-Chlorat löst. Als Abfallprodukte entstehen Sauerstoff, Eisenoxid und Salz. Bei der Umwandlung des Natrium-Chlorats werden 38% der Gesamtmasse in Sauerstoff umgewandelt. Die entstehende Wärme kann bis zu 260° C betragen, sodass der Sauerstoffgenerator von anderen Strukturteilen gut geschützt werden muss.

Die chemische Reaktion kann nach **Scholz 2003** wie folgt beschrieben werden:



Ausgelöst wird die Reaktion über eine Schlageinheit, die über eine Feder unter Spannung gehalten wird und mit einem Splint gesichert wird. Der Splint ist über eine Schnur mit der Maske befestigt. Sobald der Passagier die Maske mit Schnur an sich heranzieht wird der Splint gelöst, die Feder entspannt sich und schlägt mit der Schlageinheit gegen eine Schutzkappe, die das Natrium-Chlorat mit dem Eisen verbindet. Die Sauerstoffgeneration wird somit ausgelöst und läuft solange bis das Natrium-Chlorat aufgebraucht ist.



**Bild 7.5** Chemischer Sauerstoffgenerator

Vor dem Ablassventil des Sauerstoffgenerators befindet sich ein Filter, der die erzeugte Luft reinigt und den Passagier vor Unreinheiten schützt. Für den Fall, dass das Ablassventil blockiert, wird die Luft über ein Druckbegrenzungsventil freigelassen, damit sich im Sauerstoffgerät kein Druck aufbaut.

## 7.5 Sauerstoffmaske der Passagiere

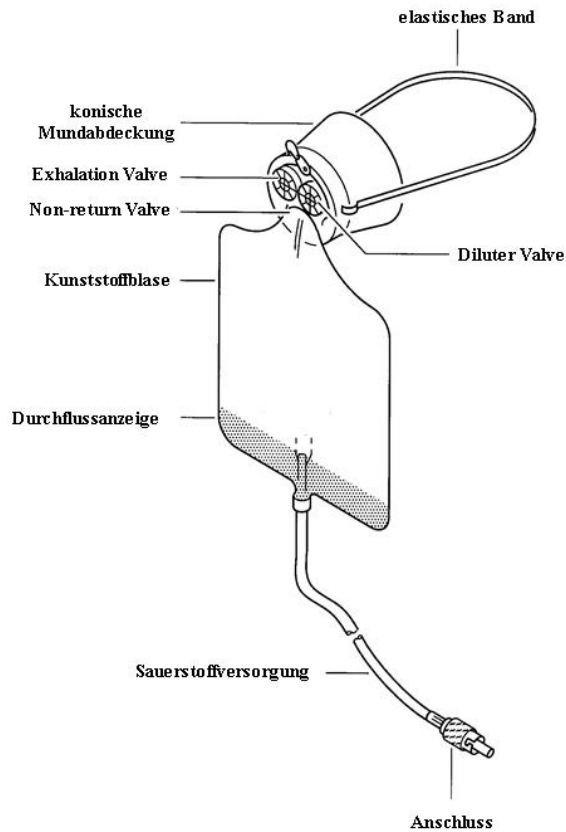
Die Sauerstoffmaske ist konisch aufgebaut und ist mit einer durchsichtigen Kunststoffblase verbunden (Bild 7.6). Die Blase füllt sich mit 0,5 bis 1 l Sauerstoff, um den generierten Sauerstoff zu speichern, falls der Passagier nicht die komplette Menge an erzeugtem Sauerstoff benötigt.

Der Atemvorgang mit der Maske wird über drei Ventile gesteuert, dem „**Exhalation Valve**“, dem „**Non-return Valve**“ sowie dem „**Diluter Valve**“. Bei einem Atemzug öffnet sich das Non-return Valve, sodass Sauerstoff von der Kunststoffblase in die Maske gelangen kann. Wenn die Blase geleert ist, öffnet sich das Diluter Valve und lässt weitere Umgebungsluft in die Maske hinein, um sich mit dem generierten Sauerstoff zu vermischen. Beim Ausatmen wird das Non-return Valve geschlossen, damit die ausgeatmete Luft nicht in die Blase mit frischem Sauerstoff gelangt, gleichzeitig öffnet sich das Exhalation Valve, um die ausgeatmete Luft an die Umgebung abzugeben (**Scholz 2003**).

Dieses System wird als „**Constant Flow System**“ bezeichnet, da der Sauerstoffdurchfluss kontinuierlich gleich stattfindet und sich nicht an den Atmungszustand des Passagiers anpasst. Ein anpassungsfähiges Atmungssystem ist bei der chemischen Sauerstofferzeugung nicht möglich, da die chemische Reaktion der Sauerstofferzeugung nach dem Auslösen nicht mehr anzuhalten ist.

An dem Gehäuse des Sauerstoffgeräts befindet sich eine Anzeige, die von gelb auf schwarz wechselt, sobald die Sauerstoffversorgung aufgebraucht ist.

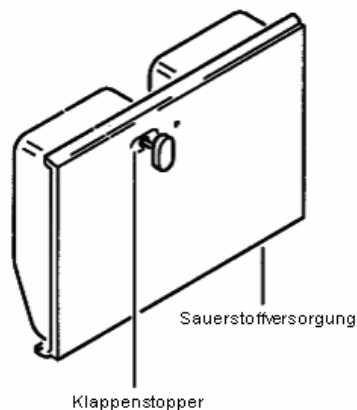
In dem flexiblen Schlauch wird farblich gekennzeichnet, ob ein Durchfluss an Sauerstoff stattfindet, indem eine grüne Farbmarkierung erscheint.



**Bild 7.6** Sauerstoffmaske der Passagiere

Die Verkleidung der Sauerstoffbehälter oberhalb der Sitze ist mit einer elektrischen Verriegelung geschlossen gehalten. Sobald die Verriegelung ein elektrisches Signal erfährt, wird sie gelöst und die Schutzklappe wird über eine gespannte Feder geöffnet.

Für die Bodenwartung besteht eine Möglichkeit die Klappe unter einem bestimmten Winkel zu öffnen, ohne dass die Masken herunterfallen. Dafür muss man einen Klappenstopper um 90° drehen und die Klappe öffnet sich soweit, dass eine Inspektion der Masken möglich ist (Bild 7.7). Für die Bodeninspektion werden die Klappen der Sauerstoffmasken im Cockpit mit dem Schalter „Mask Man On“ geöffnet.



**Bild 7.7** Verkleidung des Sauerstoffbehälters der Passagiere

## 8 Bedientafel der Bordküche (ATA 25)

### 8.1 Galley allgemein

Je nach Fluggesellschaft haben Flugzeuge unterschiedliche Arten von Kücheneinrichtungen und Ausstattungen. Man unterscheidet zwischen der „Dry Unit Galley“ und der „Wet Unit Galley“.

### 8.2 Dry Unit Galley

Die „Dry Unit Galley“ hat nur die Funktion Speisen und Getränke aufzubewahren. Eine Strom- und Wasserversorgung wird hierbei nicht benötigt, da alle Speisen und Getränke am Boden zubereitet werden und während des Fluges lediglich serviert werden.

### 8.3 Wet Unit Galley

Diese Küchenkonfiguration findet man hauptsächlich in Langstreckenflügen in denen kalte und warme Speisen sowie Getränke zubereitet werden. Diese Art Küche hat eine Strom- und Trinkwasserversorgung sowie ein Abwassersystem, das mit der Toilettenanlage in Verbindung steht.

Die Wet Unit Galley wird von dem Bordnetz mit einer Spannung von 115V versorgt. Alle elektrischen Systeme der Küche sind über Sicherungen geschützt, die sich in dem „**Galley Control Panel**“ befinden. Das Galley Control Panel ist ein Bedienelement für das Flugpersonal und befindet sich in der Küche. Hier lassen sich alle Sicherungen der Küchensysteme überwachen und bestimmte Systeme über beleuchtete Schaltknöpfe ein- und ausschalten.

In Bild 8.1 ist lediglich als Beispiel der Aufbau eines Galley Control Panels schematisch dargestellt.

Im Galley Control Panel, das Bestandteil dieses Projekts ist, befinden sich Schalter und Sicherungen für folgende Systeme:

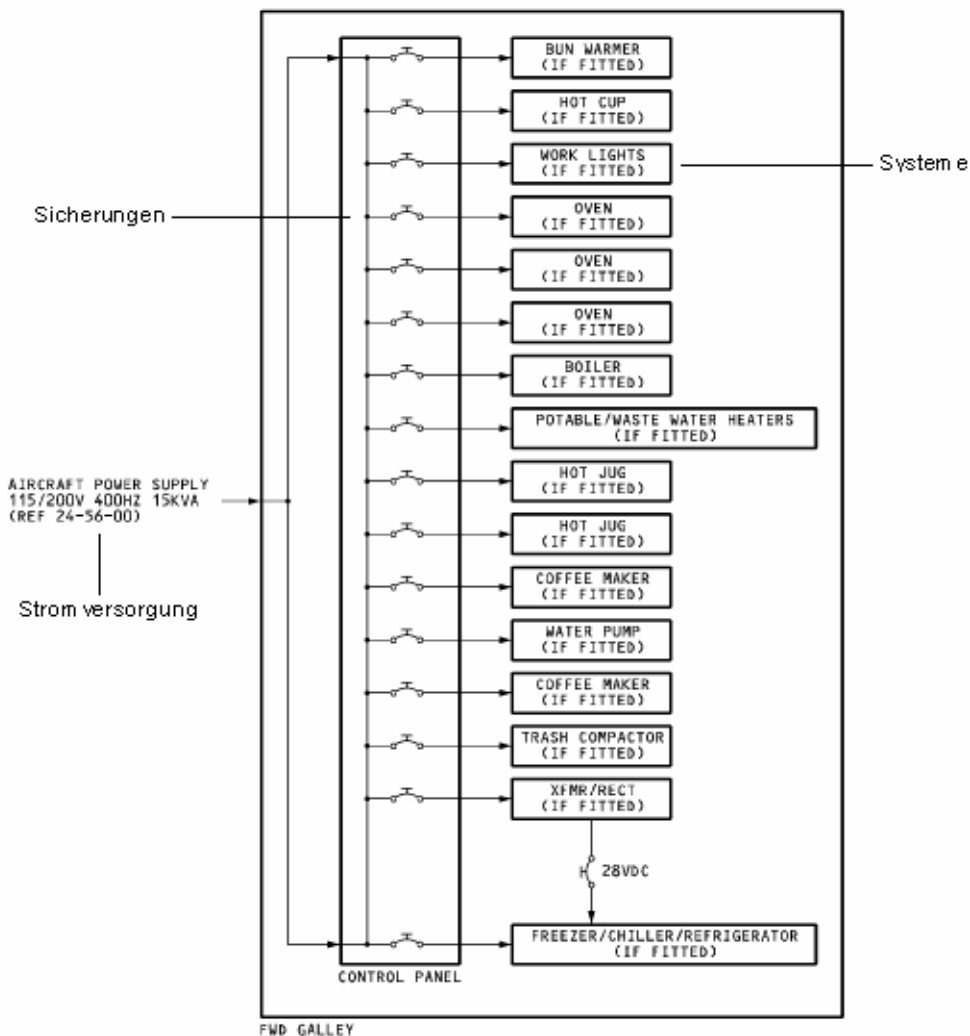
#### **Sicherungen:**

- Heizöfen,
- Beleuchtung Arbeitsbereich,
- Getränkezubereiter (Kaffee- und Teemaschine),
- Kühlaggregat,

- Testsystem für Zu- und Abwasserleitung,
- Gleichrichter,
- Deckenbeleuchtung.

### Schalter:

- Galley Heizung,
- Beleuchtung Arbeitsbereich,
- Testschalter für Zu- und Abwassersystem,
- Kühlaggregat,
- Deckenbeleuchtung.

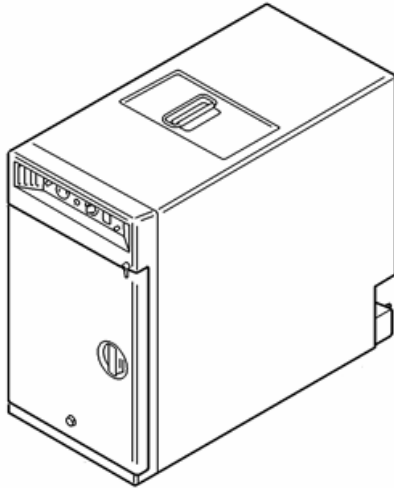


**Bild 8.1** Schematischer Aufbau eines „Galley Control Panel“

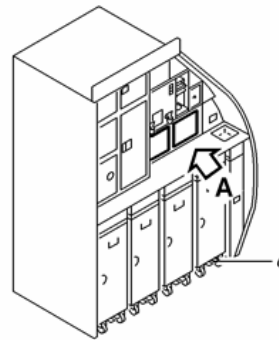


## 8.4 Beschreibung der Galley Systeme

Um warme Speisen zubereiten zu können, besitzt der **Ofen** eine Zeit- und Temperatursteuerung (Bild 8.2 und 8.3). Über ein Bedienelement lassen sich Zeit und Temperatur eines Heizvorgangs einstellen.



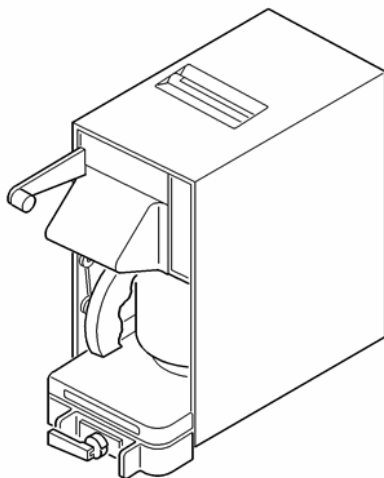
**Bild 8.2** Elektrischer Ofen



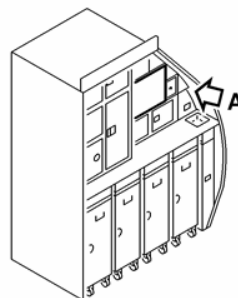
**Bild 8.3** Lage des Ofens in der Küche

Der **Wasserkocher** wird direkt von dem Trinkwassertank der unteren Rumpfhälfte versorgt und beheizt das Wasser durch die elektrische Energieversorgung des Bordnetzes.

Mit dem **Getränkzubereiter** lassen sich heiße Getränke wie Kaffee und Tee zubereiten (Bild 8.4 und 8.5). Der Getränkzubereiter wird von dem Trinkwassersystem versorgt. Beheizt wird das Wasser entweder über einen Behälter mit Heizspirale, oder mit einer Kanne auf einer heißen Bodenplatte. Der Getränkzubereiter hat zusätzlich eine Armatur, über der man kaltes und warmes Wasser in eine Tasse einfüllen kann.



**Bild 8.4** Kaffeemaschine



**Bild 8.5** Lage der Kaffeemaschine in der Küche

Die **Beleuchtung der Küche** geschieht über Leuchtstofflampen. Diese befinden sich im Bereich der Küchendecke sowie in den Arbeitsbereichen. Am Galley Control Panel lassen sich beide Bereiche über unterschiedliche Schalter ein- und ausschalten.

Das **Kühlaggregat** der Küche regelt die Temperatur der Speisen und Getränke in den Servierwagen sowie in dem Küchenraum.

Folgende Komponenten sind Bestandteil des Kühlsystems:

- Recirculation Unit,
- Remote Chiller,
- Galley Air Cooler,
- Air Cooling Unit,
- Kühlleitungen,
- Temperatursensoren.

Die „**Recirculation Unit**“ (RU) enthält eine Pumpe und versorgt die „**Remote Chiller**“ (RC), „**Galley Air Cooler**“ (GAC) und „**Air Cooling Unit**“ (ACU) mit Kühlflüssigkeit über Kühlleitungen. Das Kühlmittel wird von dem Remote Chiller auf eine bestimmte Temperatur abgekühlt. Der Abkühlvorgang erfolgt wie in einem gewöhnlichen Kühlschrank. Die Kühlflüssigkeit wird über einen elektrischbetriebenen Verdichter auf einen hohen Druck gebracht. Die Flüssigkeit erwärmt sich infolge der Verdichtung. Danach wird die Flüssigkeit abgekühlt, der Druck bleibt beim Abkühlvorgang konstant. Anschließend wird die Flüssigkeit durch eine Düse geführt, wobei der Druck durch eine Expansion abnimmt und sich die Flüssigkeit stark abkühlt. Die abgekühlte Flüssigkeit des Remote Chillers wird zu den Galley Air Cooler und Air Cooling Unit weitergeleitet. Beide Systeme wandeln die kalte Flüssigkeit in kalte Luft um, die in der Regel eine Temperatur von 4° C aufweist. Die kalte Luft zirkuliert in den Speise- und Getränkewagen sowie in dem umgebenen Raum.

Temperatursensoren sind an den Kühlleitungen angebracht und senden elektrische Signale an die Recirculation Unit, die die Temperatur entsprechend angleicht.

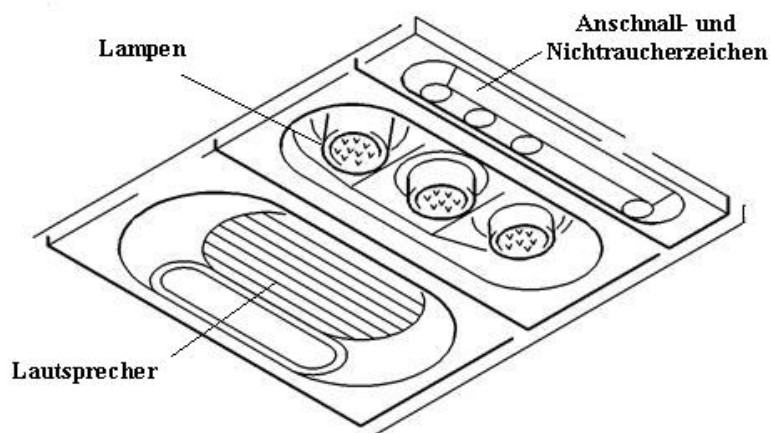
Kondenswasser, das sich in den Leitungen sowie Geräten ansammelt wird in das Abwassersystem weitergeleitet.

Der **Gleichrichter** wandelt die 115V Wechselspannung des Bordnetzes in eine Gleichspannung um, da bestimmte Systeme der Küche nicht mit einer Wechselspannung betrieben werden können.

Das Flugpersonal kann während des Fluges, sowie am Boden, mit dem **Testsystem für Zu- und Abwasserleitung** das Abwassersystem sowie die Wasserzuleitung über ein computergesteuertes System auf Funktionalität überprüfen.

## 9 Kabinensysteme (ATA 23 und 33)

Das Bauteil in Bild 9.1 ist Bestandteil zweierlei ATA-Kapitel. Die Leselampen und Sitznummerbeleuchtung gehören zum Kapitel Beleuchtung. Der Ansagenlautsprecher und das Nichtraucherzeichen sind ein Teil der Kommunikation. Hierbei handelt es sich um die Kommunikation zwischen Flugpersonal und Passagiere sowie Cockpit und Passagiere. Beide Systeme befinden sich zwar innerhalb eines Kastens, sind aber an unterschiedlichen Stromkreisen angeschlossen. Die Beleuchtung ist am Stromkreis mit der Bezeichnung „LW“ und die Kommunikation an Stromkreis „RH“ angeschlossen. Zunächst wird auf das Kapitel der Beleuchtung näher eingegangen.



**Bild 9.1** Leselampen und Lautsprecher der Passagiere

### 9.1 Kabinenbeleuchtung allgemein

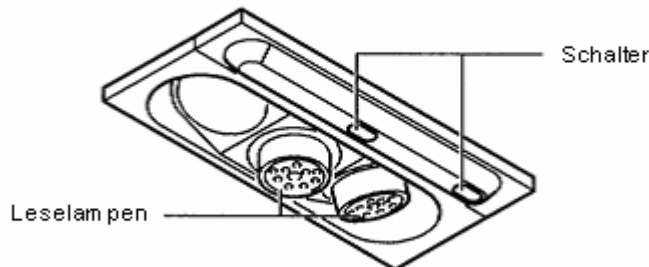
Die Kabine wird von länglichen Leuchtstofflampen beleuchtet. Diese verlaufen an der Kabinenwand oberhalb der Fenster und in der Kabinenmitte hinter den Gepäckstauflächen. Das Flugpersonal steuert die Beleuchtung über das „Forward Attendant Panel“ sowie das „Additional Attendant Panel“. Beides sind Bedienschnittflächen in den Arbeitsbereichen des Flugpersonals.

### 9.2 Passagier Leselampen

Die Leselampen der Passagiere befinden sich oberhalb der Passagiersitze und lassen sich über einen Schalter durch den Passagier an- und ausschalten (Bild 9.2). Als Leuchtmittel werden Glühlampen mit einer hohen Leuchtkraft verwendet. Heutzutage werden zunehmend Leucht-

dioden als Leselampen verwendet, da sie energiesparend sind und eine längere Haltbarkeit aufweisen.

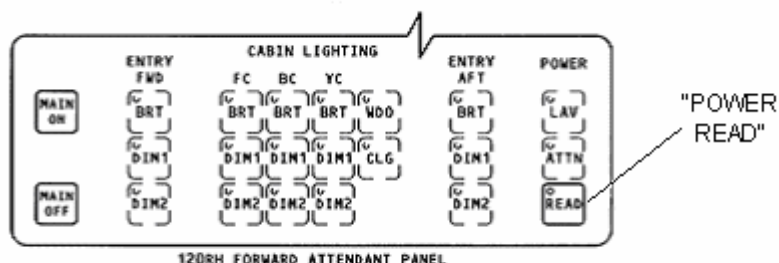
Das Flugpersonal kann über das FAP die Stromversorgung der Leselampen überwachen und entsprechende Fehler im System erkennen.



**Bild 9.2** Leselampen der Passagiere

Die Beleuchtungseinheit wird von Sammelschienen mit einer Wechselspannung von 115V versorgt. Die Sammelschienen werden über Sicherungen und Relais verschaltet und über Transformatoren wird die 115V Wechselspannung auf 6V reduziert, um die Glühlampen zu versorgen.

Die gesamte Beleuchtung in der Kabine lässt sich durch das Flugpersonal an dem FAP ein- und ausschalten. Dies geschieht über den Knopf „POWER READ“ (Bild 9.3).



**Bild 9.3** Forward Attendant Panel

Mit dem so genannten „Programming and Test Panel“ kann man alle Leselampen auf Funktionalität überprüfen. Beim Testdurchlauf werden alle Leselampen für 3 Sekunden eingeschaltet und der Stromverlauf registriert. Anschließend wertet das Programm den Test aus und zeigt defekte Glühlampen an.

### 9.3 Passagier Lautsprecher

Die Lautsprecher der Passagiere befinden sich oberhalb der Sitze und werden verwendet, um Ansagen für Passagiere, Unterhaltungsmusik und Tonsignale an die Kabine zu senden. Jeder Lautsprecher ist an einem so genannten DEU A angeschlossen. Die Bedeutung der DEU's wird im Abschnitt 10 näher erläutert. An jedem einzelnen Lautsprecher lassen sich Lautstärke- und Frequenzeinstellungen durchführen.

Sobald die Triebwerke gestartet sind, erhöht sich der Lärmpegel in der Kabine. Entsprechend werden die Lautsprecher der Passagiere automatisch auf 6 dB erhöht. Für den Fall, dass der Druck in der Kabine abfällt und die Sauerstoffmasken aktiviert werden, wird die Lautstärke der Lautsprecher um weitere 4 dB erhöht, um Ansagen leichter verständlich zu machen. Jeder Lautsprecher wird über einen eigenen Verstärker versorgt, der in dem DEU A eingebaut ist. Der Verstärker hat ein Ausgangssignal mit dem Bereich -20 dB bis +10 dB in 2 dB Schritten. Der negative dB-Bereich bedeutet, dass ein zu hohes Eingangssignal gedämpft wird.

## 10 Cabin Intercommunication and Data System (ATA 23)

Mit dem „**Cabin Intercom and Data System**“ (CIDS) ist es möglich zahlreiche Kabinensysteme zu kontrollieren, zu überwachen und zu testen. Die Programmierung des CIDS ist abhängig von der Kabinenauslegung eines Flugzeugs. Da das CIDS ein anpassungsfähiges System ist, kann es in jedem Flugzeugtyp eingebaut werden, ohne große Umbauten in der Hardware durchführen zu müssen.

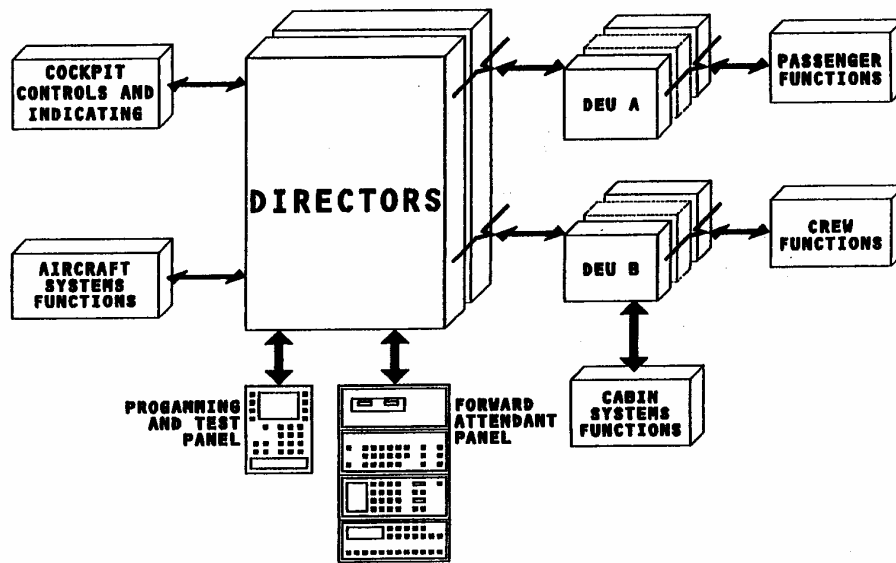
Die Spannungsversorgung des CIDS geschieht über Bussysteme. Im normalen Betrieb wird das CIDS über den „Service Bus“ mit einer Gleichspannung von 28V versorgt. Versagt der Service Bus, kommen zwei Batterien als weitere Spannungsversorgungen zum Einsatz, die sogenannten „Essential Bus“ und „Hot Battery Bus“. Wenn die Notfallspannungsversorgung einsetzt, werden einige Anwendungen des CIDS gestoppt, sodass nur die essentiellen Systeme betrieben werden.

Folgende Kabinensysteme werden von dem CIDS verwaltet:

- Ansagen an Passagiere,
- interne Kommunikation des Flugpersonals,
- beleuchtete Warn- und Hinweisschilder,
- allgemeine Kabinenbeleuchtung,
- Toiletten Rauchmeldersystem,
- Beleuchtung der Fluchtwege,
- Druckbehälter der Notrutschen,
- Unterhaltungssysteme (Video, Musik).

Das CIDS ist aus folgenden Komponenten zusammengesetzt:

- Director,
- Forward Attendant Panel,
- Decoder Encoder Units,
- Programming and Test Panel,
- Additional Attendant Panel,
- Attendant Indication Panel.



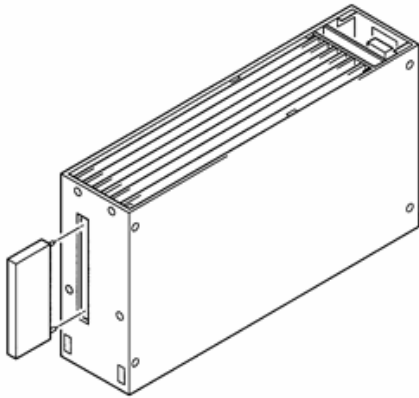
**Bild 10.1** Schematischer Aufbau des CIDS-Systems

Der „Director“ ist der zentrale Computer des CIDS-Systems und ist zur Sicherheit doppelt vorhanden (Bild 10.2). Director 1 arbeitet im Normalbetrieb. Director 2 übernimmt sofort die Funktion von Director 1 für den Fall, dass dieser ausfällt. Falls beide Systeme versagen, wird das Gerät betrieben, das einen weniger gravierenden Fehler aufweist. Beide Geräte haben, abgesehen von der Stromversorgung, identische Ein- und Ausgangsbussbelegungen.

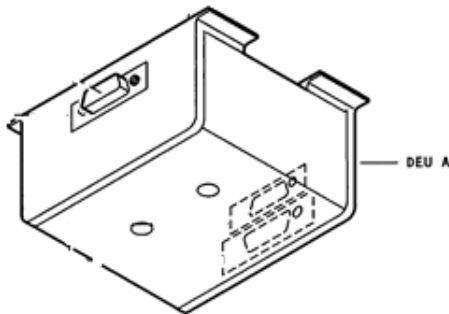
Alle Ausgangssignale der oben genannten Kabinensysteme und der CIDS-Komponenten werden von dem Director empfangen. Die Kommunikation zwischen dem Director und der Kabinensysteme geschieht über so genannte „Decoder Encoder Units“ (DEU's) vom Typ A und B (Bild 10.3). Die DEU's des Typs A bilden die Schnittstelle zwischen den Directors und die für die Passagiere relevanten Systeme, wobei die DEU's des Typs B die Schnittstelle zwischen den Directors und die für das Kabinenpersonal relevanten Systeme bildet.

Ein DEU A kann bis zu maximal 3 Passagiersitze versorgen. Die DEU A sind oberhalb der Sitze entlang der gesamten Kabine verlegt und führen alle zum Director, der sich im Bug des Flugzeugs im Avionikbereich befindet. Um Gewicht und Kabel zu sparen ist nicht jedes DEU A direkt an den Director verbunden, sondern über eine Reihenschaltung. Dabei ist jedes zweite DEU A in Reihe miteinander verbunden, d.h. für den Fall, dass eine Kabelverbindung versagt, fallen nur die Hälfte der DEU's aus.

Die DEU B befinden sich im Bereich der Türen und sind an die Sprechanlage, die Drucksensoren der Druckbehälter für Notrutschen und an der Notfallstromversorgung angeschlossen. Im Vergleich zu den DEU A, sind an jeder Flugzeugseite alle DEU's der Sorte B in Reihe geschaltet.



**Bild 10.2** CIDS Director



**Bild 10.3** DEU A

## 10.1 Forward Attendant Panel

Das „**Forward Attendant Panel**“ (FAP) ist für das Kabinenpersonal im vorderen Bereich des Flugzeugs in der Nähe der Tür 1 platziert. Von hieraus können alle an das CIDS angeschlossenen Systeme kontrolliert und kommandiert werden. Das FAP ist an die Directors und an die DEU's des Typs B angeschlossen.

Die Bedienoberfläche des FAP teilt sich in vier Hauptbereiche auf:

- Klimaanlage
- Kabinenbeleuchtung
- Ansagen und Hintergrundmusik
- Wasser und Verschiedenes



**Klimaanlage:**

In diesem Bereich des FAP werden die Temperaturen der Klimabereiche der Kabine angezeigt.

Der **Kabinenbeleuchtungsbereich** des FAP beinhaltet mehrere Drucktaster zur Einstellung der Kabinenbeleuchtung. Unterteilt wird die Kabine in die Eingangsbereiche und die Passagierkabine. In beiden Bereichen befinden sich je zwei Beleuchtungsgruppen an der Decke und zwei an den beiden Fensterreihen. Die Einstellung der Helligkeit der Beleuchtungskörper geschieht über Drucktaster mit den Wahlmöglichkeiten:

- BRT (volle Helligkeit)
- DIM1 (50% Helligkeit)
- DIM 2 (10% Helligkeit)

Die Stromversorgung für die Toilettenbeleuchtung, die Beleuchtung der Arbeitsbereiche des Flugpersonals und die Passagierleselampen wird ebenfalls von hier gesteuert.

**Ansagen und Hindergrundmusik**

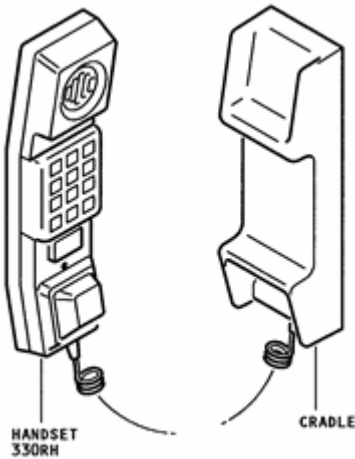
Dieser Bedienbereich dient dem Auswählen und Abspielen von gespeicherten Ansagen sowie der Auswahl und der Lautstärkenregelung der Hintergrundmusik.

**Wasser und Verschiedenes**

Auf den beiden LCD-Anzeigen wird der Wasserstand der Frischwasser- und Abwassertanks angezeigt.

**10.2 Attendant Indication Panel**

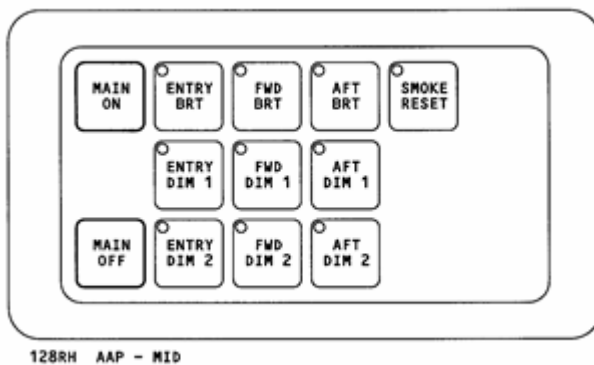
Das „**Attendant Indication Panel**“ (AIP) ist das Bedienelement für die Sprechanlage für Passagieransagen, sowie für die interne Kommunikation zwischen dem Flugpersonal innerhalb der Kabine (Bild 10.4). Das AIP wird zusätzlich für die Anzeige von Fehlermeldungen des CIDS in Form von optischen Signalen verwendet. Damit ist es für das Flugpersonal auch in größeren Entfernungen möglich, auf Systemfehler aufmerksam zu werden.



**Bild 10.4** Sprechanlage des Kabinenpersonals

### 10.3 Aft Attendant Panel

Das „Aft Attendant Panel“ (AAP) ist das Bedienelement für die Beleuchtung der Kabine und der Eingangsbereiche, sowie das Testsystem der Rauchmelder und befindet sich im hinteren Eingangsbereich der Kabine. Über das AAP lässt sich die Beleuchtung der Kabinenbereiche vergleichbar mit dem FAP steuern. Nachdem ein Test des Rauchmeldesystems durchgeführt wird und ein Fehler entdeckt wird, erscheinen in den AAP und FAP Warnleuchten. Diese lassen sich über den Knopf „Smoke Reset“ zurücksetzen (Bild 10.5). Falls ein schwerwiegender Fehler auftritt, kann dieser während des Fluges zurückgesetzt werden, nach der Landung erscheinen die Warnleuchten jedoch wieder, um das Wartungspersonal am Boden zu alarmieren. Nach der Landung ist es nicht mehr möglich über den Smoke Reset Knopf die Warnleuchten auszuschalten.



**Bild 10.5** Aft Attendant Panel

## 10.4 Programming and Test Panel

Das „**Programming and Test Panel**“ (PTP) befindet sich links neben dem FAP und ist nach dem Öffnen einer Klappe in der Kabinenverkleidung zugänglich (Bild 10.6).

Folgende Funktionen beinhaltet das PTP:

- Überwachung des Fehlerstatus des CIDS und der an das CIDS angeschlossenen Systeme,
- Durchführung von CIDS Komponententests und Darstellung der Testergebnisse,
- Darstellung der detaillierten BITE-Fehlerdaten, die in den Directors gespeichert werden,
- Programmierung von CIDS Funktionen sowie Modifikation des Kabinen Layouts.

Das PTP hat ein alphanumerisches LCD Display, aufgeteilt in 4 Zeilen mit einer Länge von 20 Zeichen je Zeile. Außerhalb des Displays, an den beiden Enden der jeweiligen Zeilen, befinden sich Drucktaster. Diese werden durch die Zeichen > und < auf dem Display als anwählbar gekennzeichnet.

Das PTP wird durch Gleichspannungssammelschienen mit Strom versorgt. Um das Display einzuschalten, muss der Drucktaster „DISPL ON“ betätigt werden. Das Display wird automatisch 10 Minuten nach der letzten Betätigung einer Taste abgeschaltet. Zur Eingabe von Daten steht eine alphanumerische Tastatur zur Verfügung.

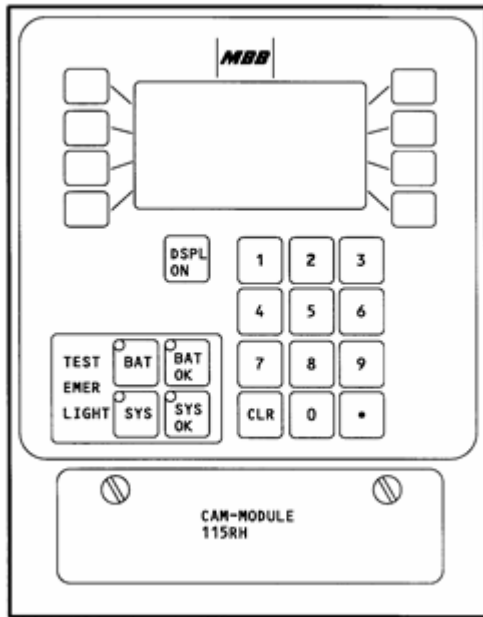
Für den operationellen Betrieb des CIDS ist das Vorhandensein des „Cabin Assignment Moduls“ (CAM) im PTP Voraussetzung. Diese Einheit speichert die Information über das Kabinen-Layout und Systemeigenschaften.

Im CAM können drei vom Hersteller definierte und ein vom Betreiber modifiziertes Kabinen-Layout gespeichert sein (Layout 1, 2, 3, M). In der Basiskonfiguration befindet sich nur ein durch den Hersteller definiertes Kabinen-Layout. Das vom Betreiber definierte Kabinen-Layout (M) basiert auf einer der gespeicherten Herstellerdefinitionen und ist deshalb nicht in den Basisdefinitionen veränderbar.

### Beispiel

Ist in der Herstellerdefinition eine 3 Klasseneinteilung vorgegeben, lassen sich in der Betreiberdefinition nur die Anzahl der Sitzreihen der jeweiligen Klasse (mit minimal 1 je Klasse) festlegen.

Layout Varianten	Klasseneinteilung		
Layout 1:	1. Klasse Sitzreihe 1-6	2. Klasse Sitzreihe 7-15	3. Klasse Sitzreihe 15-35
Layout M:	1. Klasse Sitzreihe 1-2	2. Klasse Sitzreihe 2-3	3. Klasse Sitzreihe 3-45



**Bild 10.6** Programming and Test Panel

## Literaturverzeichnis

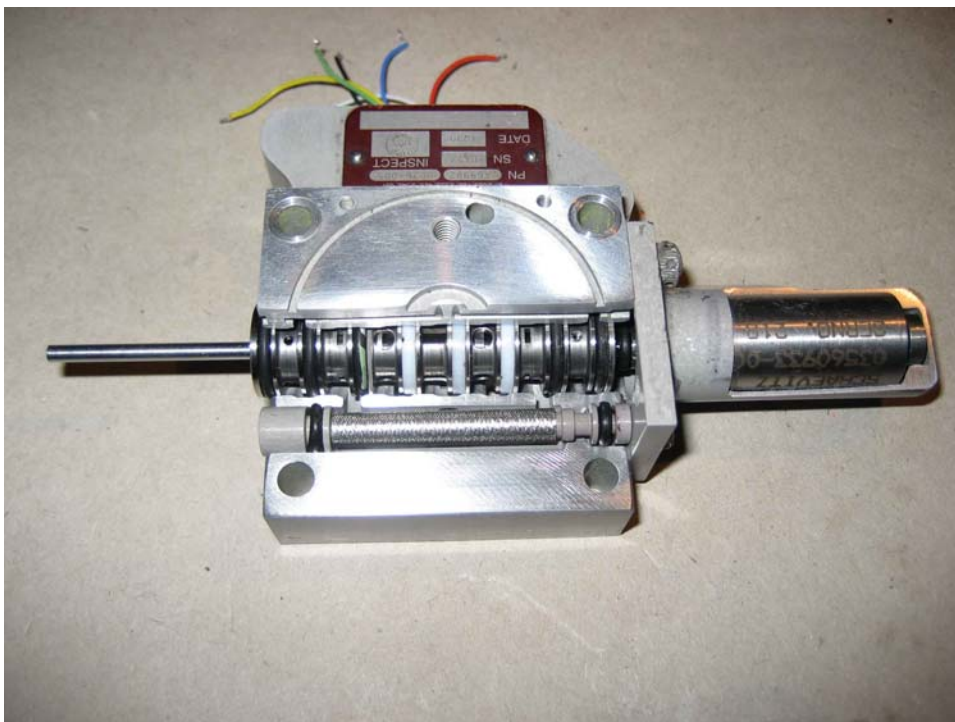
- Airbus A320** AIRBUS INDUSTRIE: Aircraft Maintenance Manual, ATA 23, ATA 25, ATA 26, ATA 35, 2005.-Firmenschrift
- Airbus A340** AIRBUS INDUSTRIE: Aircraft Maintenance Manual, ATA 29, ATA 32, ATA 33, ATA 38, 2004.-Firmenschrift
- Grollius 1995** GROLLIUS, Horst-W.: *Grundlagen der Hydraulik*. München : Hanser, 2006
- HVBG 2004** SCHUSTER, Udo (Bearb.): *Untersuchung des Alterungsprozess von hydraulischen Ventilen*. – URL: [http://www.hvbg.de/d/bia/pub/rep/-rep04/pdf\\_datei/rep6\\_04.pdf](http://www.hvbg.de/d/bia/pub/rep/-rep04/pdf_datei/rep6_04.pdf) (2004-08)
- Scheffel 1986** SCHEFFEL, Gerd; PASCHE, Eckart: *Elektrohydraulik : Stetiges Bewegen mit 2-Wege-Einbauventilen und Kolbenschieberventilen*. Düsseldorf : VDI-Verlag, 1986.
- Scholz 1991** SCHOLZ, Dieter: *Technical Note: Equations for a preliminary actuator design*, 1991.-Firmenschrift
- Scholz 2003** SCHOLZ, Dieter: *Aircraft Systems – Lecture Notes*. Hamburg, Hochschule für angewandte Wissenschaften, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2003
- Will 2004** WILL, Dieter; STRÖHL, Hubert; GEBHARDT, Norbert (Hrsg.): *Hydraulik : Grundlagen, Komponenten, Schaltungen*. Berlin Heidelberg : Springer, 2004

## Anhang A

### Bilder der ausgewählten Systemkomponenten



**Bild A.1** Rotating Selector Valve



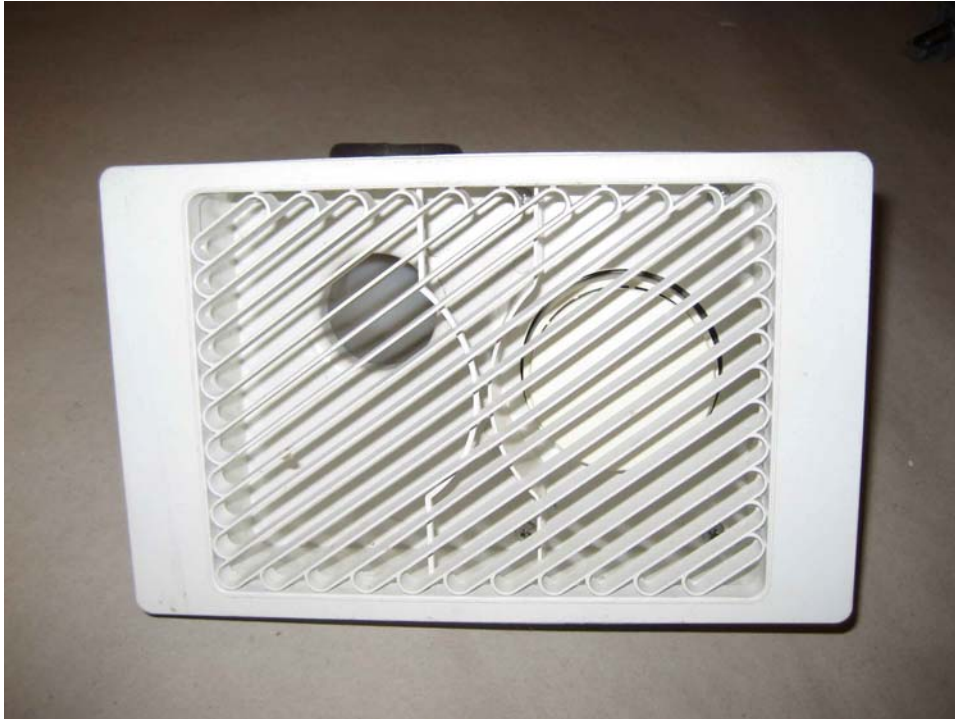
**Bild A.2** Servo Valve (ohne Torquemotor)



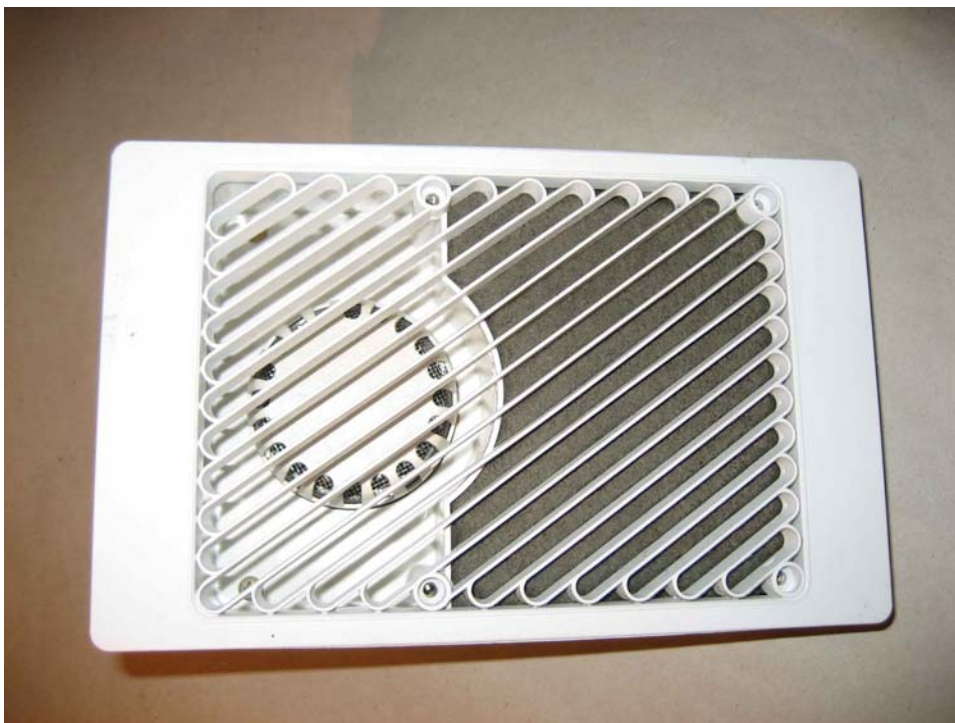
**Bild A.3** Solenoid Valve



**Bild A.4** Vakuum Toilette



**Bild A.5** Rauchmelder Ionisationsverfahren

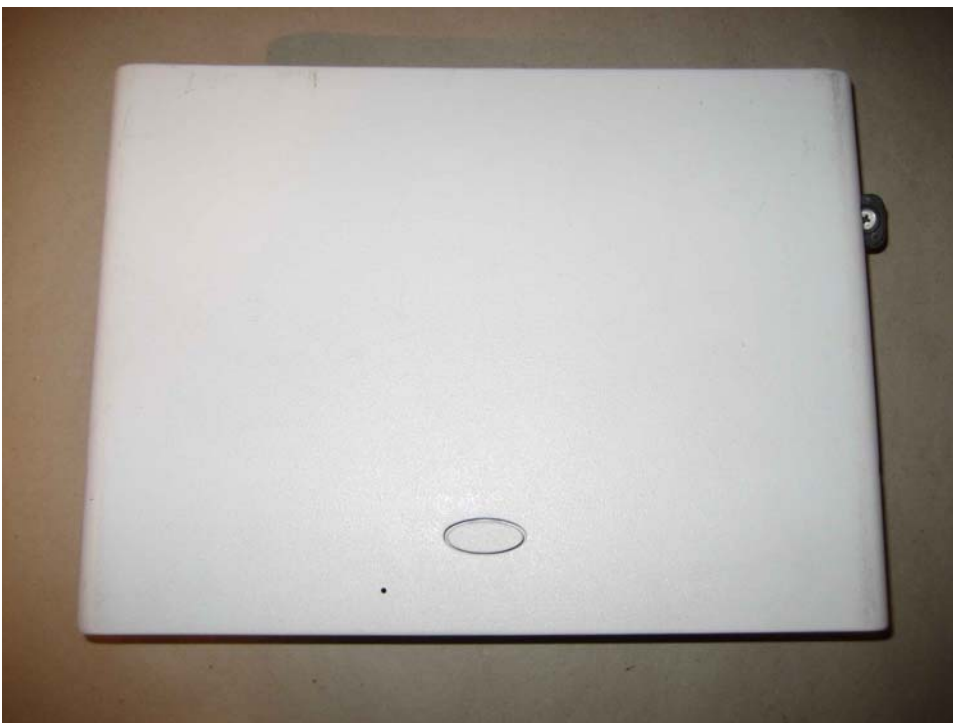


**Bild A.6** Fotoelektrischer Rauchmelder





**Bild A.7** Halonlöschbehälter



**Bild A.8** Sauerstoffversorgung der Passagiere (Verkleidung)



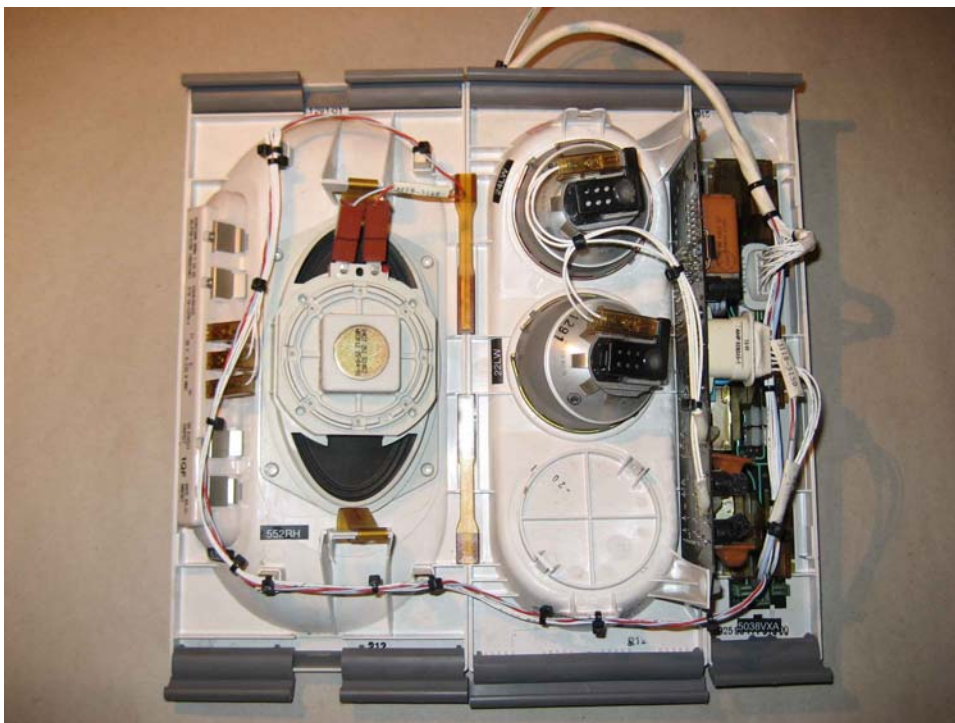
**Bild A.9** Sauerstoffversorgung der Passagiere (Sauerstoffmasken)



**Bild A.10** Galley Control Unit



**Bild A.11** Lautsprecher, Leselampen, Sitznummernbeleuchtung



**Bild A.12** Lautsprecher, Leselampen, Sitznummernbeleuchtung (Rückseite)



Bild A.13 DEU A

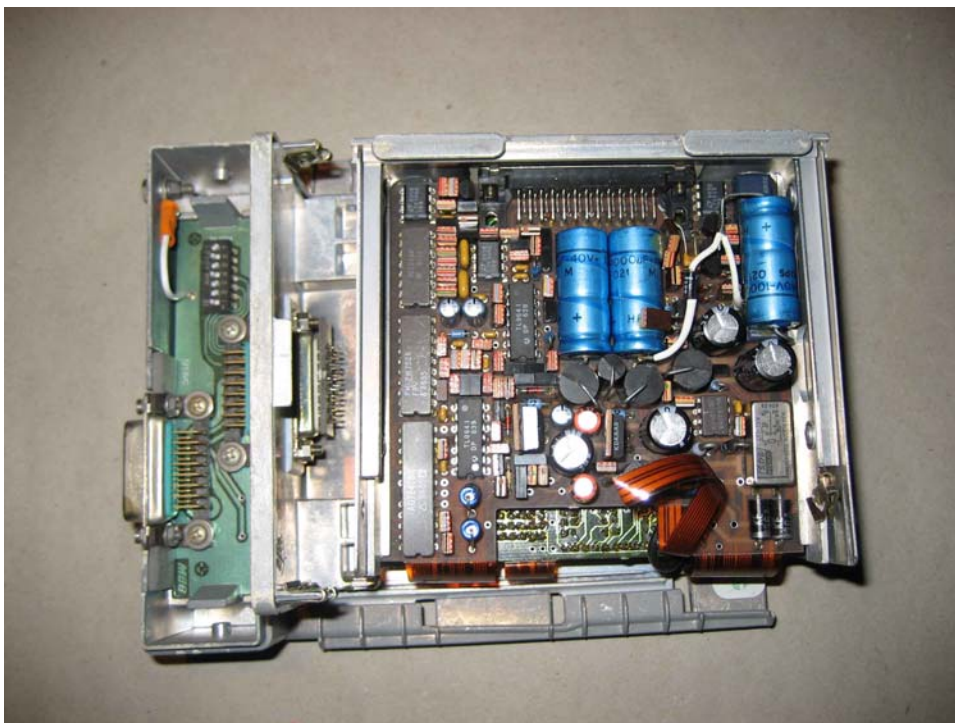


Bild A.14 DEU A (Innenansicht)