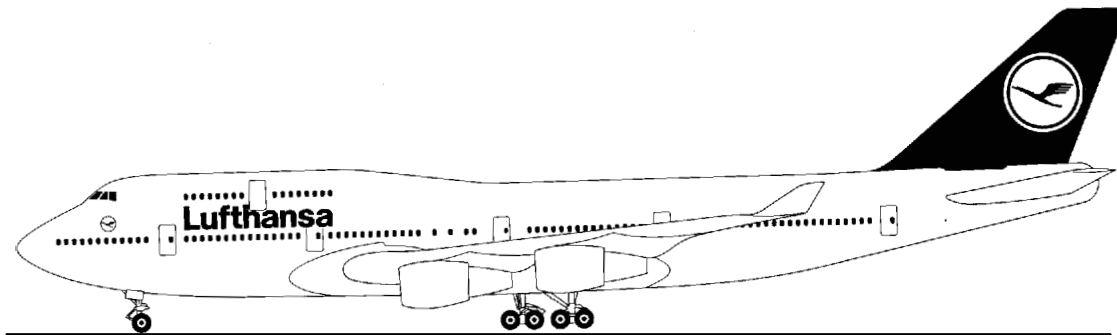




Lufthansa Technical Training

Training Manual B 747-430



ATA 36

Pneumatic

ATA 30 - 10

Wing Thermal Anti-Ice

ATA 30 - 80

Ice Detection

WF - B12 - M



Lufthansa Technical Training

For training purpose and internal use only.

Copyright by Lufthansa Technical Training GmbH.

All rights reserved. No parts of this training manual may be sold or reproduced in any form without permission of:

Lufthansa Technical Training GmbH

Lufthansa Base Frankfurt

D-60546 Frankfurt/Main

Tel. +49 69 / 696 41 78

Fax +49 69 / 696 63 84

Lufthansa Base Hamburg

Weg beim Jäger 193

D-22335 Hamburg

Tel. +49 40 / 5070 24 13

Fax +49 40 / 5070 47 46

Inhaltsverzeichnis

| | | | |
|--|---|---|-----------|
| ATA 36 PNEUMATIC | 1 | | |
| 36 - 00 GENERAL | 2 | | |
| INTRODUCTION | 2 | | |
| AIR SUPPLY CONTROL TEST UNIT (ASCTU) | 4 | | |
| 36 - 10 DISTRIBUTION | 6 | | |
| BASIC SCHEMATIC BESCHREIBUNG | 6 | | |
| PANEL BESCHREIBUNG | 10 | | |
| HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) | 28 | | |
| HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE (HPSOV) | 30 | | |
| HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) AND -VALVE (HPSOV) | 32 | | |
| HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) AND -VALVE (HPSOV) | 34 | | |
| HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) AND -VALVE (HPSOV) | 36 | | |
| HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) AND -VALVE (HPSOV) SCHEMATIC | 38 | | |
| INTERMEDIATE PRESSURE CHECK VALVE (IP - CHECK VALVE) | 40 | | |
| PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) | 42 | | |
| PRESSURE REGULATING VALVE (PRV) | 44 | | |
| PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) UND PRESSURE REGULATING VALVE (PRV) | 46 | | |
| PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) UND PRESSURE REGULATING VALVE (PRV) | 48 | | |
| PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) UND PRESSURE REGULATING VALVE (PRV) SCH. . | 50 | | |
| PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) UND PRESSURE REGULATING VALVE (PRV) | 52 | | |
| FAN AIR TEMPERATURE SENSOR (FATS) | 54 | | |
| FAN AIR MODULATING VALVE (FAMV) | 56 | | |
| FAN AIR TEMPERATURE SENSOR AND -VALVE SCHEMATIC | 58 | | |
| BLEED AIR PRECOOLER | 60 | | |
| | | PRESSURE REGULATING SHUTOFF VALVE (PRSOV) | 62 |
| | | ANZEIGE UND WARNUNGEN | 66 |
| | | MANUALLY OPERATE THE PRSOV | 68 |
| | | PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE (PRSOV) | 70 |
| | | PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE (PRSOV) SCHEMATIC | 72 |
| | | LINKES UND RECHTES WING ISOLATION VALVE | 74 |
| | | APU ISOLATION VALVE | 76 |
| | | APU CHECK VALVE | 78 |
| | | PNEUMATIC GROUND AIR CONNECTORS (2) | 80 |
| | | WING ISOLATION VALVE | 82 |
| | | APU ISOLATION VALVE | 84 |
| | 36 - 20 INDICATION | | 86 |
| | MANIFOLD PRESSURE INDICATION | | 86 |
| | ENGINE BLEED AIR PRESSURE INDICATION | | 88 |
| | ENGINE BLEED AIR TEMPERATURE INDICATION ... | | 90 |
| | PNEUMATIC INDICATION CIRCUIT | | 92 |
| | GROUND TEST - PNEUMATIC SYSTEM | | 96 |
| | BLEED AIR FLOW SYSTEM | | 100 |
| | BLEED AIR FLOW SENSOR | | 100 |
| | BLEED AIR FLOW SIGNAL CONDITIONER | | 102 |
| ATA 30 ICE AND RAIN PROTECTION | 104 | | |
| 30 - 10 WING THERMAL ANTI-ICE | 104 | | |
| WING THERMAL ANTI-ICE SYSTEM | 104 | | |
| WING THERMAL ANTI-ICE SWITCH | 106 | | |
| WING THERMAL ANTI-ICE INDICATION | 108 | | |
| WING THERMAL ANTI-ICE VALVE | 110 | | |
| WING THERMAL ANTI-ICE FUNKTION | 112 | | |
| GROUND TEST - WING THERMAL ANTI-ICE | 114 | | |

Bildverzeichnis

| | | | | | |
|-----------|---|----|-----------|---|-----|
| Figure 1 | PNEUMATIC MANIFOLD SYSTEM | 3 | Figure 34 | PRSOV MANUAL OPERATION | 69 |
| Figure 2 | AIR SUPPLY CONTROL TEST UNIT (ASCTU) | 5 | Figure 35 | PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE SCH. 71 | |
| Figure 3 | BASIC SCHEMATIC | 7 | Figure 36 | PRESSURE REGULATING SHUT OFF VALVE SCHEMATIC | 73 |
| Figure 4 | BASIC SCHEMATIC | 9 | Figure 37 | WING ISOLATION VALVE | 75 |
| Figure 5 | BLEED CONTROL MODULE | 11 | Figure 38 | APU ISOLATION VALVE | 77 |
| Figure 6 | BLEED CONTROL MODULE | 13 | Figure 39 | APU CHECK VALVE | 79 |
| Figure 7 | ECS SYNOPTIC PAGE | 15 | Figure 40 | 3" GROUND CONNECTION | 81 |
| Figure 8 | ECS SYNOPTIC PAGE | 17 | Figure 41 | WING ISOLATION VALVE CIRCUIT | 83 |
| Figure 9 | ECS MAINTENANCE PAGE - AIR SUPPLY | 19 | Figure 42 | APU ISOLATION VALVE CIRCUIT | 85 |
| Figure 10 | ECS MAINTENANCE PAGE - AIR SUPPLY | 21 | Figure 43 | MANIFOLD DUCT PRESSURE TRANSMITTER | 87 |
| Figure 11 | EICAS DISPLAYS | 23 | Figure 44 | ENGINE BLEED AIR PRESSURE SENSOR / -OVERPRESSURE SWITCH | 89 |
| Figure 12 | PANEL DESCRIPTION | 25 | Figure 45 | ENGINE BLEED AIR TEMPERATURE SENSOR / -OVERTEMPERATURE SWITCH | 91 |
| Figure 13 | PANEL DESCRIPTION | 27 | Figure 46 | PNEUMATIC TEMPERATURE INDICATION CIRCUIT | 93 |
| Figure 14 | HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER | 29 | Figure 47 | PNEUMATIC PRESSURE INDICATION CIRCUIT | 95 |
| Figure 15 | HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE | 31 | Figure 48 | GROUND TEST - PNEUMATIC SYSTEM | 97 |
| Figure 16 | HPSOV CONTROLLER AND -VALVE | 33 | Figure 49 | GROUND TEST - PNEUMATIC SYSTEM | 99 |
| Figure 17 | HPSOV CONTROLLER AND -VALVE | 35 | Figure 50 | BLEED AIR FLOW SENSOR | 101 |
| Figure 18 | HPSOV CONTROLLER AND -VALVE FUNKTIONS-SCH. 37 | | Figure 51 | SIGNAL CONDITIONER | 103 |
| Figure 29 | HPSOVC AND HPSOV SCHEMATIC | 39 | Figure 52 | WING THERMAL ANTI-ICE SYSTEM | 105 |
| Figure 20 | INTERMEDIATE PRESSURE CHECK VALVE | 41 | Figure 53 | THERMAL ANTI-ICE CONTROL MODULE | 107 |
| Figure 21 | PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) | 43 | Figure 54 | WING THERMAL ANTI-ICE INDICATION | 109 |
| Figure 22 | PRESSURE REGULATING VALVE (PRV) | 45 | Figure 55 | WING THERMAL ANTI-ICE VALVE | 111 |
| Figure 23 | PRV CONTROLLER AND -VALVE SCHEMATIC | 47 | Figure 56 | WING THERMAL ANTI-ICE FUNKTION | 113 |
| Figure 24 | PRV CONTROLLER AND -VALVE SCHEMATIC | 49 | Figure 57 | GROUND TEST | 115 |
| Figure 25 | PRV CONTROLLER UND -VALVE FUNKTIONS SCH. | 51 | Figure A | BASIC SCHEMATIC | 116 |
| Figure 26 | PRVC AND PRV SCHEMATIC | 53 | Figure B | HPSOVC, HPSOV, PRVC AND PRV FUNKTION | 117 |
| Figure 27 | FAN AIR TEMPERATURE SENSOR (FATS) | 55 | Figure C | PNEUMATIC SYSTEM SCHEMATIC | 118 |
| Figure 28 | FAN AIR MODULATING VALVE (FAMV) | 57 | | | |
| Figure 29 | FAN AIR TEMPERATURE SENSOR AND -VALVE SCH. .. | 59 | | | |
| Figure 30 | BLEED AIR PRECOOLER | 61 | | | |
| Figure 31 | PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE (PRSOV) | 63 | | | |
| Figure 32 | PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE (PRSOV) | 65 | | | |
| Figure 33 | PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE | 67 | | | |



ATA 36 PNEUMATIC



36 - 00 GENERAL

INTRODUCTION

Das Pneumaticsystem stellt am Boden und im Fluge Druckluft für die pneumatischen Verbraucher zur Verfügung, die für ihre Funktion temperatur- und druckregulierte Druckluft benötigen.

Die Druckluft kann geliefert werden,

- von den Triebwerken aus der 8.- oder 14.Stufe.
- von der Auxiliary Power Unit (APU) am Boden und in Air bis zu einer Airplane Altitude von 15 000ft.
- am Boden über zwei 3" Anschlüsse von einer externen Druckluftquelle.

CAUTION: *IMMER ERST DAS ELEKTRISCHE BORDNETZ IN BETRIEB NEHMEN, BEVOR DAS PNEUMATIC SYSTEM UNTER DRUCK GESETZT WIRD, UM SCHÄDEN IM ENVIRONMENTAL CONTROL SYSTEM (ECS) ZU VERMEIDEN.*

Folgende Verbraucher werden von dem Pneumatic System versorgt und sind unter folgenden ATA - Chaptern zu finden :

- | | |
|-------------|-------------------------------------|
| • ATA 21 | Air Conditioning and Pressurization |
| • ATA 21 | Cargo Heating |
| • ATA 26 | Smoke Detection |
| • ATA 27 | Leading Edge Flap Drives |
| • ATA 29 | Hydraulic Reservoir Pressurization |
| • ATA 29 | Air Driven Hydraulic Pumps |
| • ATA 30-10 | Wing Thermal Anti-Ice |
| • ATA 30-20 | Nacelle Anti-Ice |
| • ATA 38 | Water Tank Pressurization |
| • ATA 78 | Fan Thrust Reverser |
| • ATA 80 | Engine Starter |

Die Valves des Pneumatic Systemes sind :

- **SPRINGLOADED CLOSED :**

- High Pressure Shutoff Valve (HPSOV)
- Pressure Regulating Valve (PRV)
- Pressure Regulating Shutoff Valve (PRSOV)

- **SPRINGLOADED OPEN :**

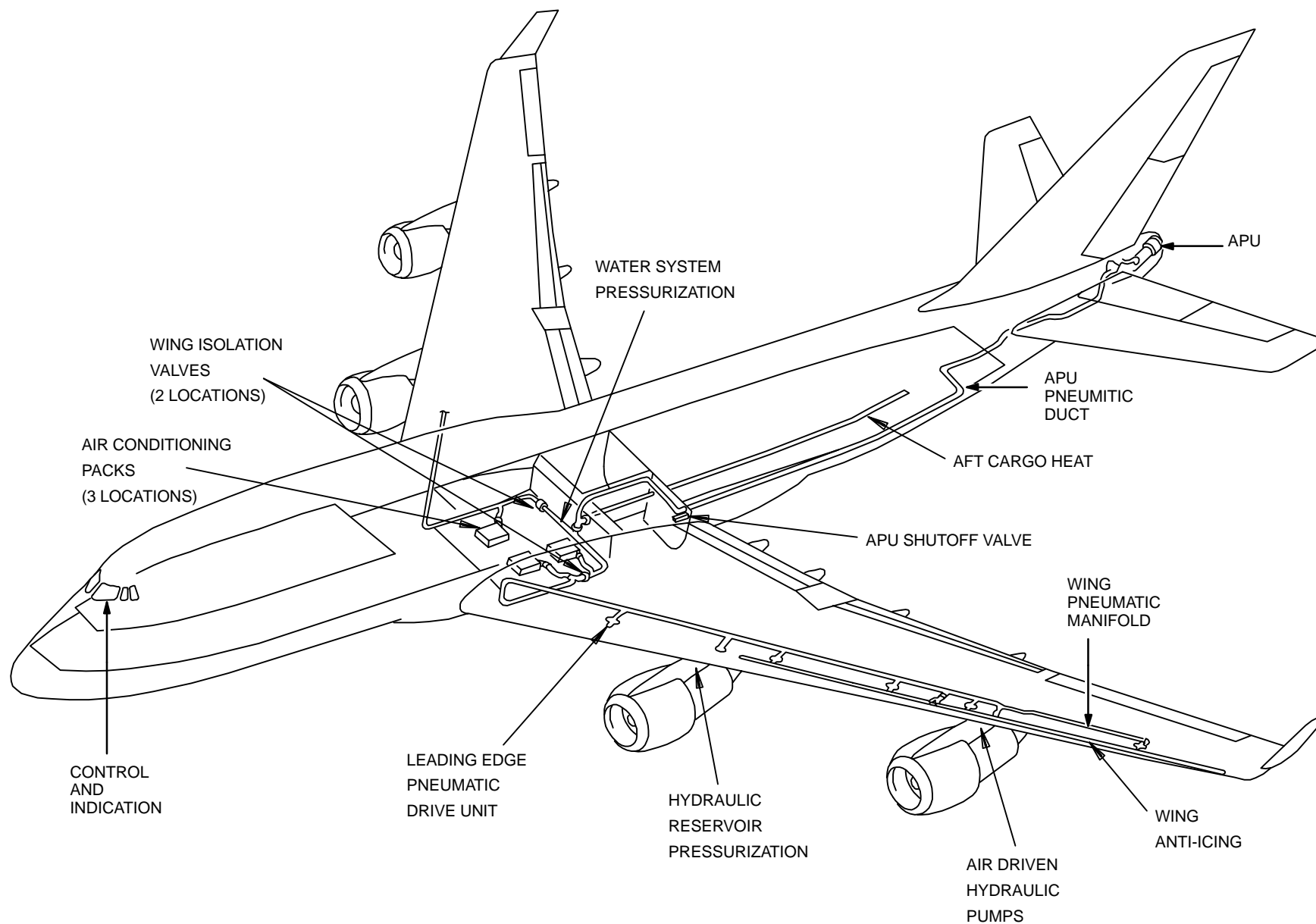
- Fan Air Modulating Valve (FAMV)

- **ELECTRICALLY CONTROLLED :**

- High Pressure Shutoff Valve Controller (HPSOVC)
- Pressure Regulating Valve Controller (PRVC)
- Pressure Regulating Shutoff Valve (PRSOV)

- **PNEUMATICALLY OPERATED :**

- High Pressure Shutoff Valve (HPSOV)
- Pressure Regulating Valve (PRV)
- Fan Air Modulating Valve (FAMV)
- Pressure Regulating Shutoff Valve (PRSOV)

**Figure 1 PNEUMATIC MANIFOLD SYSTEM**

**AIR SUPPLY CONTROL TEST UNIT (ASCTU)****BESCHREIBUNG**

Die **AIR SUPPLY CONTROL TEST UNIT** ist die zentrale Steuereinheit im Pneumatic System, **mit der Ausnahme für:**

- **Fan Air System**
 - Fan Air Temperature Sensor
 - Fan Air Modulating Valve
- **Isolation Valves**
 - Linkes und rechtes Wing Isolation Valve
 - APU Isolation Valve

Aufgaben der Air Supply Control Test Unit :

- sie erhält Hauptsignale
- sie steuert die Bauteile
- sie überwacht die Positionen der Bauteile
- sie kontrolliert die Bauteile durch BITE-Switches
- sie schaltet das SYSTEM FAULT - Light
- sie erhält Meßsignale von Systemcomponenten
- die ASCTU besteht aus mehreren Schaltkarten (SRU's)

NOTE: Die ASCTU ist bei allen Combi-Flugzeugen und PAX-Flugzeugen D-ABVA bis -VN direkt am Durchgang im E 2-4 Rack zum vorderen Frachtraum eingebaut, bei -VO und folgende ist es der 3.Computer vom Durchgang zur Mitte.

FEHLERANZEIGE

NOTE: Für alle auftretenden Fehler in dem Pneumatic System beachte als erstes die Software Version der ASCTU, siehe FIM !

Wenn ein Fehler in der Air Supply Control Test Unit (ASCTU) aufgetreten ist, erscheint die

Status Message :

BLEED ASCTU A (36 10 20 00)

oder

BLEED ASCTU B (36 10 21 00).

Auf der MCDU ist zur EICAS Message die passende CMCS Message ersichtlich :

ASCTU CH-A FAIL OR ASCTU-A OUTPUT BUS FAIL (36 108)

oder

ASCTU CH-B FAIL OR ASCTU-B OUTPUT BUS FAIL (36 112)

Wenn auf dem EICAS Display ein Pneumatic System Fehler angezeigt wird, der in Verbindung mit der CMCS Message

ASCTU DC BUS (#) INACTIVE

auftritt, überprüfe zuerst, daß der entsprechende Circuit Breaker (P6-4H32-35) gedrückt ist !

INPUT MONITORING

Die ASCTU, sowie die einzelnen System Componenten können mittels Input Monitoring, auf Fehler kontrolliert werden.

- ASCTU A = **E / 59** / LBL / SDI
- ASCTU B = **E / 40** / LBL / SDI

NOTE: Genauere Angaben zu LBL/SDI siehe Schematics / FIM.

PNEUMATIC GENERAL

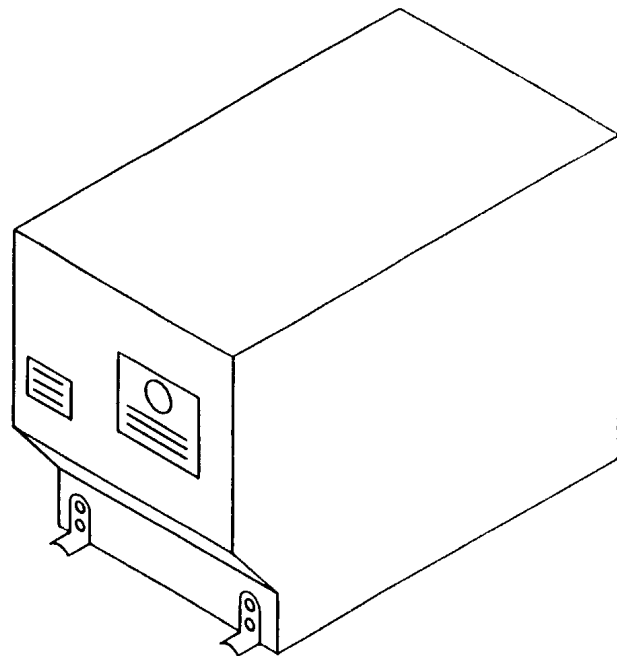
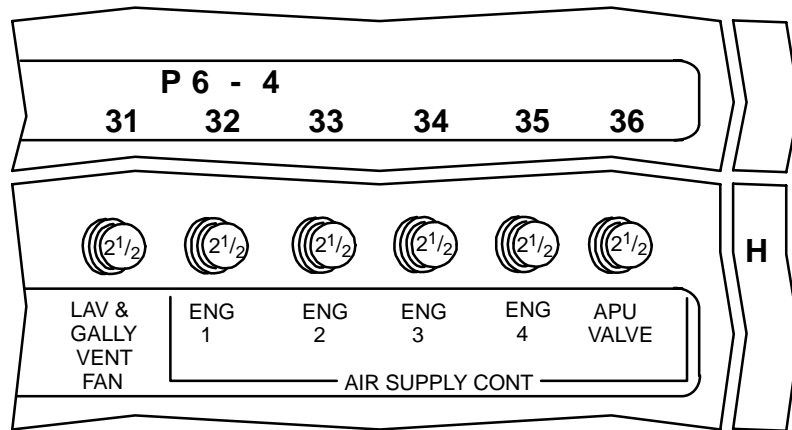


**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2 / B 12

36 - 00



**AIR SUPPLY CONTROL TEST UNIT
(A S C T U)**

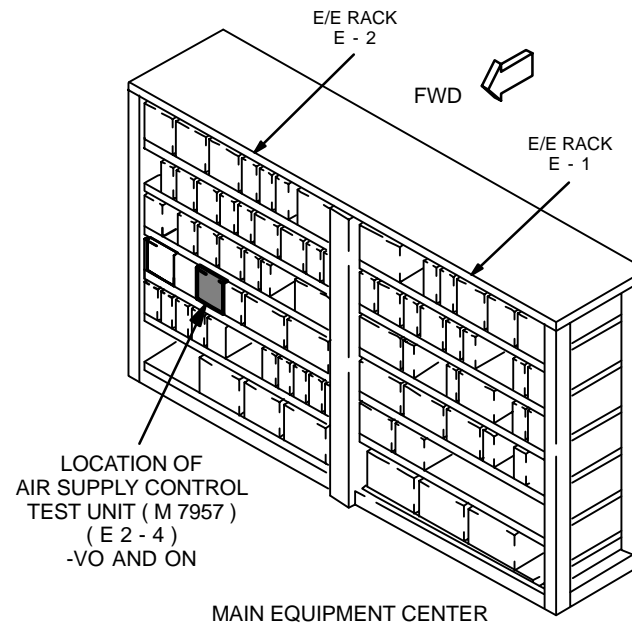
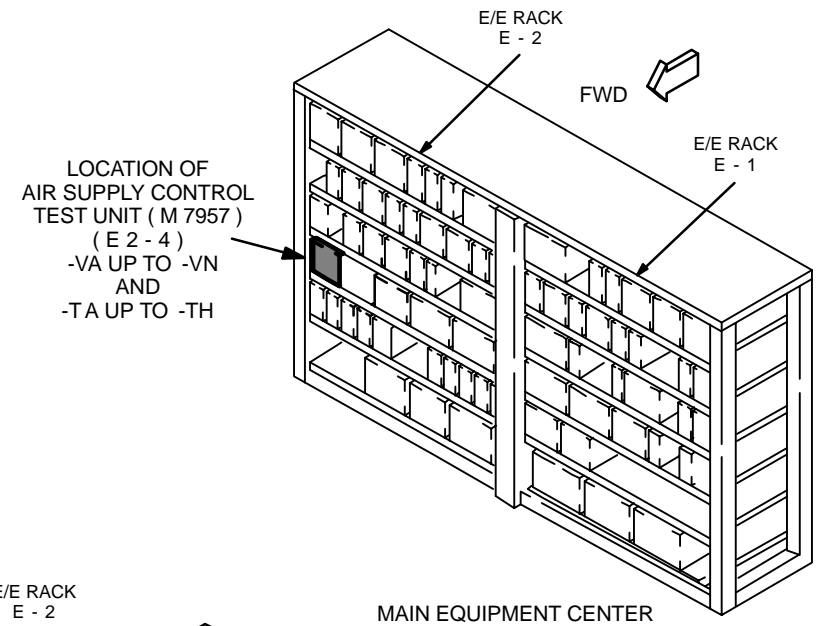


Figure 2 AIR SUPPLY CONTROL TEST UNIT (ASCTU)



36 - 10 DISTRIBUTION

BASIC SCHEMATIC BESCHREIBUNG

Wird der Engine Bleed Air Switch auf dem P5-Panel in die ON-Position geschaltet, werden über die Air Supply Control Test Unit (ASCTU)

- der High Pressure Shut Off Valve Controller (HPSOVC)
- der Pressure Regulator Valve Controller (PRVC)
- das Pressure Regulator Shut Off Valve (PRSOV)

elektrisch nach OPEN angesteuert.

Der **HPSOV Controller steuert das HPSOV** an, öffnet es und regelt

- < 27 000ft auf einen Ausgangsdruck von 105±5psi
- lineare Ausgangsdruckabnahme zwischen 27 000ft und 42 000ft
- > 42 000ft auf einen Ausgangsdruck von 77psi

Der HPSOVC und das HPSOV wird überwacht durch

- System Fault-Light
- EICAS- und CMCS Messages

Das HPSOV kann auch durch Betätigung des Reverse Thrust Levers nach STOW oder DEPLOY geöffnet werden, trotzdem sich der EBA Switch in der OFF-Position befindet.

Das **Intermediate Check Valve (ID-Check Valve)** der 8.Stufe

- erlaubt einen Luftfluß aus der 8.Stufe, wenn das HPSOV geschlossen ist
- schließt, wenn das HPSOV geöffnet ist
(Pressure im Engine Bleed Air Duct > 8.Stufen Pressure)

Der **PRV Controller steuert das PRV** an, öffnet es und regelt den Engine Bleed Air Pressure auf 97psi (innerhalb einer Regelbandbreite)

- das PRV kann auch geöffnet werden, trotz Engine Bleed Air Switch in OFF, wenn :
der Nacelle Anti-Ice Switch nach ON oder AUTO geschaltet wird
oder

durch das Betätigen des Reverse Thrust Levers nach STOW oder DEPLOY des entsprechenden Engines

Der PRVC und das PRV wird überwacht durch

- System Fault-Light
- EICAS- und CMCS Messages

Der **Fan Air Temperature Sensor (FATS)** mißt die Temperatur der Engine Bleed Air am Precooler-Ausgang und steuert das **Fan Air Modulating Valve (FAMV)**. Damit wird eine Precooler-Auslaßtemperatur von 177°C geregelt. Die Regelbandbreite liegt zwischen 160°C und 193°C

Der FATS und das FAMV wird überwacht durch

- EICAS- und CMCS Messages
- Bleed Air Pressure Sensor

Der **Bleed Air Pressure Sensor und der Bleed Air Temperature Sensor** geben die Meßsignale über die ASCTU zur Indication auf die ECS Maintenance Page (Air Supply).

Beide Bauteile werden überwacht durch

- EICAS- und CMCS Messages

Der **Overpressure Switch** schaltet bei einem Engine Bleed Air Pressure von > 110psi

- das System Fault-Light
und
- EICAS- und CMCS Messages

Der **Overheat Switch** schaltet bei einer Engine Bleed Air Temperature von > 243°C

- das System Fault-Light
und
- EICAS- und CMCS Messages
und über ASCTU wird angesteuert
- der HPSOV Controller nach CLOSED, das HPSOV schließt
- der PRV Controller nach CLOSED, das PRV schließt

die Overheat-Condition wird in der ASCTU in einem Verriegelungscircuit verriegelt. Der Reset erfolgt durch den Engine Bleed Air Switch (ON/OFF/ON)



REFER TO A3 PAGE

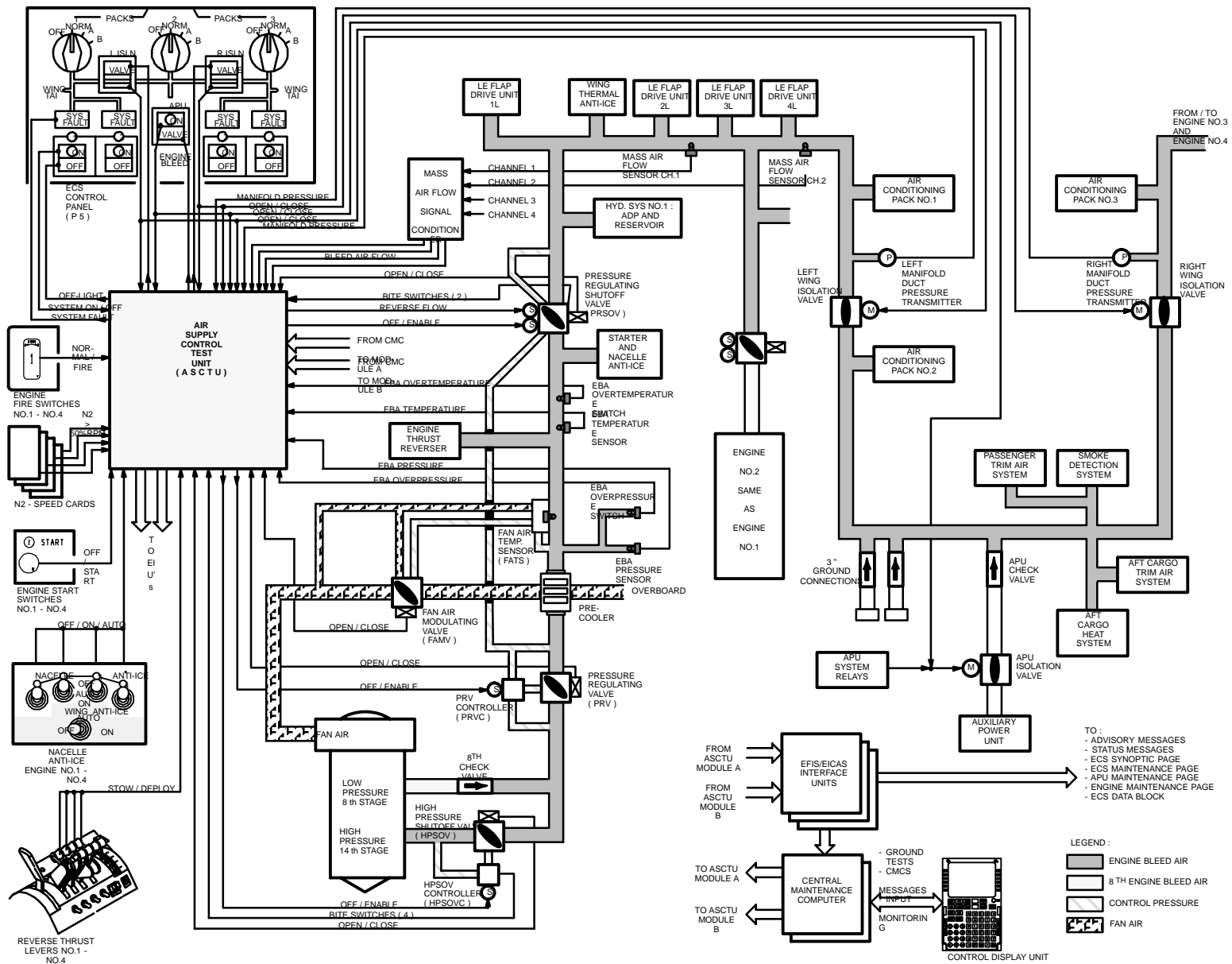


Figure 3 BASIC SCHEMATIC

PNEUMATIC GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2 / B 12

36 - 00

Das **Pressure Regulating and Shut Off Valve (PRSOV)** ist die Schnittstelle zwischen dem Engine- und Aircraft Pneumatic System und erfüllt 5 Funktionen:

- **SHUTOFF VALVE FUNKTION**
gesteuert durch den Engine Bleed Air Switch (OPEN / CLOSED)
oder
Engine Fire Switch (CLOSED)
- **CHECK VALVE FUNKTION**
die Funktion spricht an und schließt das Valve, wenn der Pneumatic Pressure im Aircraft Pneumatic Manifold größer ist als im Engine Pneumatic Manifold.
- **REVERSE FLOW FUNKTION**
Die Funktion wird von dem Engine Start Switch (START) des entsprechenden Engines angesteuert, wenn der Engine Bleed Air Switch nach ON geschaltet ist oder wenn der Engine Bleed Air Switch nach ON geschaltet ist und der Ground Thrust Reverser Operation Switch nach ENABLE geschaltet wird.
- **TEMPERATURE CONTROL**
Steigt die Engine Bleed Air Temperature am PRSOV auf 220°C, so beginnt das Valve zu schließen und ist bei einer Temperatur von **232°C fast geschlossen**.
- **PRESSURE CONTROL**
Regelt den Engine Bleed Air Pressure auf 45psi.

Das PRSOV wird überwacht durch

- OFF-Light im Engine Bleed Air Switch
(Valve FULL CLOSED = Light ON)
- EICAS- und CMCS Messages

Die Pneumatic strömt in den Aircraft Pneumatic Manifold und steht den dort angeschlossenen Systemen zur Verfügung.

Das **linke und rechte Wing Isolation Valve** verbindet die drei Teile des Pneumatic Manifolds (linke Wing-, Crossover- und rechte Wing Manifolds) miteinander

Sie werden direkt angesteuert durch den jeweiligen Isolation Valve Switch nach OPEN und CLOSED

Die Isolation Valves werden überwacht von

- dem VALVE-Light im Isolation Valve Switch
- EICAS- und CMCS Messages

Das **APU Isolation Valve** verbindet den APU Pneumatic Manifold mit dem Crossover-Duct

- Es wird direkt angesteuert durch den APU Isolation Valve Switch, zusätzlich muß der APU N1 Drehzahl > 95% RPM betragen, Fire Switch : NORMAL, APU Start : LATCHED

Das APU Isolation Valve wird überwacht von

- dem VALVE-Light im APU Isolation Valve Switch
- EICAS- und CMCS Messages

Die **Air Supply Control Test Unit (ASCTU)** ist die zentrale Steuereinheit des gesamten Pneumatic Systemes.

Die ASCTU verarbeitet die Signale von dem Engine Bleed Control Module (P5) und den Komponenten des Pneumatic Systemes und stellt über die EFIS/EICAS Interface Units Pneumatic System Informationen auf

- Main EICAS Display
- ECS Synoptic Page
- ECS Maintenance Page (Air Supply)

zur Verfügung.

Ein **linker und ein rechter Duct Pressure Sensor** messen den Pneumatic Pressure in dem entsprechenden Wing Manifold, der auf

- dem Main EICAS Display
- der ECS Synoptic Page
- der ECS Maintenance Page (AIR SUPPLY)
- der Engine Performance Maintenance Page

angezeigt wird.



REFER TO A3 PAGE

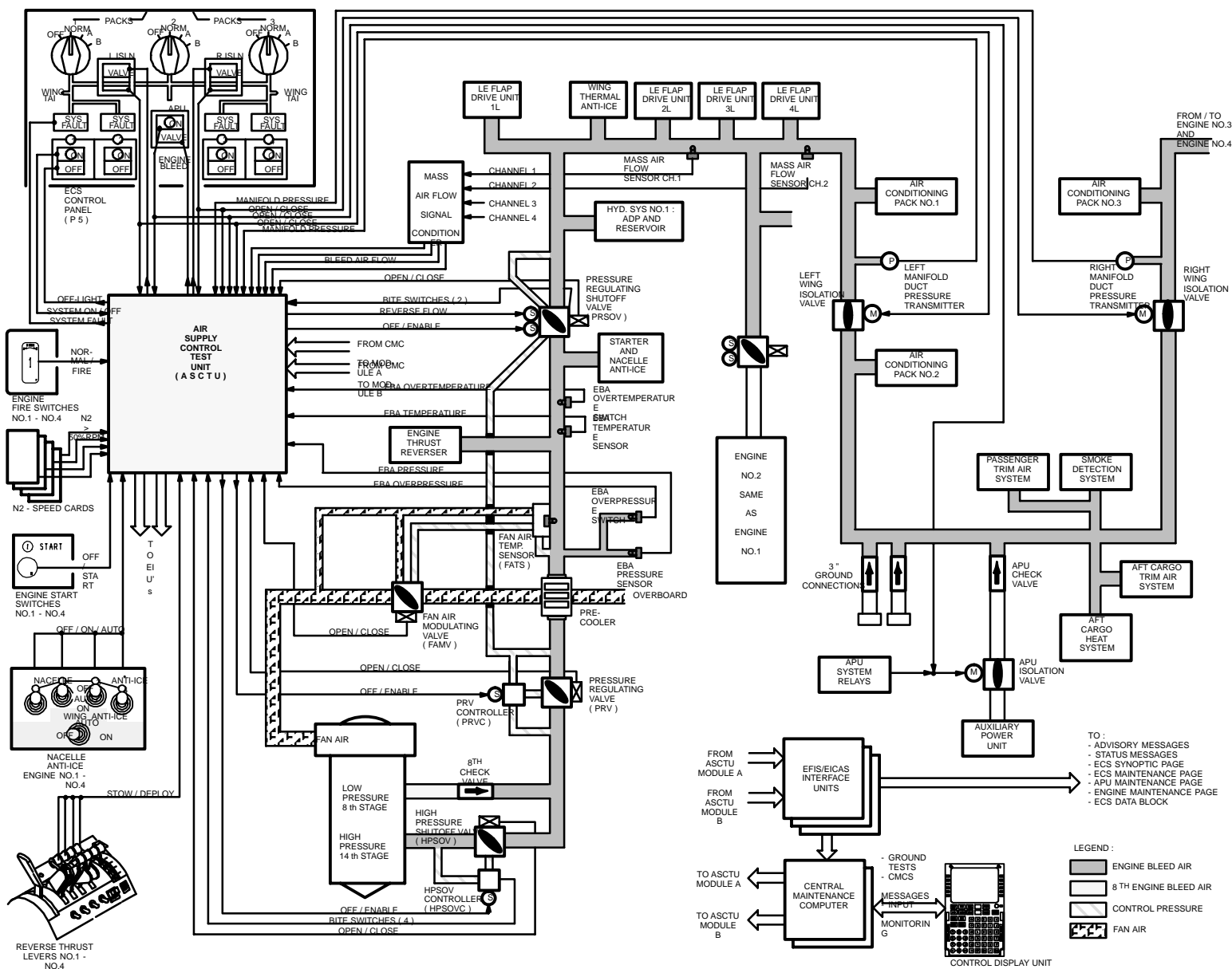


Figure 4 BASIC SCHEMATIC



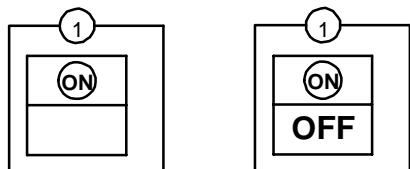
PANEL BESCHREIBUNG

ECS CONTROL PANEL (P 5)

Engine Bleed Air Switch

- schaltet ein Steuersignal über die ASCTU zum
 - Pressure Regulator Shut Off Valve (PRSOV)
 - High Pressure Shut Off Valve Controller (HPSOVC)
 - Pressure Regulator Valve Controller (PRVC)
- Engine Bleed Air Switch "OFF-Light" (amber)
 - leuchtet, wenn das PRSOV geschlossen ist
(Ventilkappenposition über CLOSED-Limit Switch)

- **OPEN SIGNAL** (aufgedrucktes ON-Sign sichtbar) :

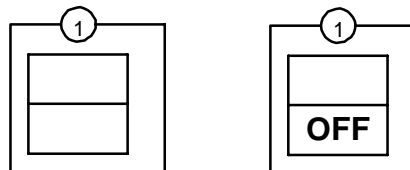


- öffnet, wenn
 - Steuerdruck vorhanden ist
 - keine Overheat Conditions bestehen
 - das Engine Fire Handle in NORMAL-Position steht

folgende Valves :

- das HPSOV über seinen HPSOV Controller
- das PRV über seinen Controller
- das PRSOV

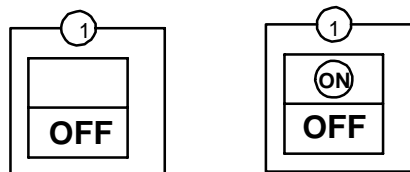
- **CLOSED SIGNAL** (aufgedrucktes ON-Sign nicht sichtbar) :



schließt folgende Valves :

- das HPSOV über den HPSOV Controller
- das PRV über den PRV Controller
- das PRSOV

- **OFF -LIGHT**



- das Pressure Regulator and Shutoff Valve (PRSOV) meldet durch den CLOSED-Limit Switch die vollgeschlossene Position.

System Fault-Light (amber)



- leuchtet, wenn :
 - das HPSOV commanded CLOSED und Valve NOT CLOSED
 - das HPSOV commanded OPEN und Valve NOT OPEN
 - das PRV commanded CLOSED und Valve NOT CLOSED
 - das PRV commanded OPEN und Valve NOT OPEN
 - das HPSOV NOT CLOSED und der Druck in der 14.Stufe >127psi
 - das PRV NOT CLOSED nach Engine Start Valve NOT CLOSED
 - Engine Bleed Air Overheat > 243°C
 - Engine Bleed Air Overpressure > 110psi

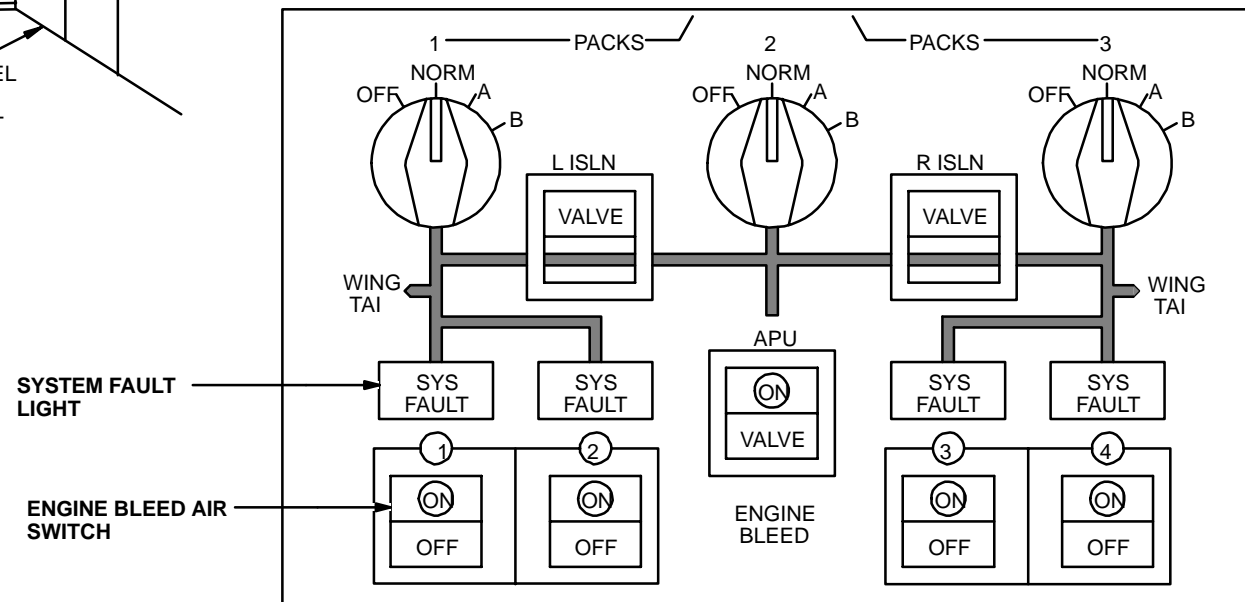
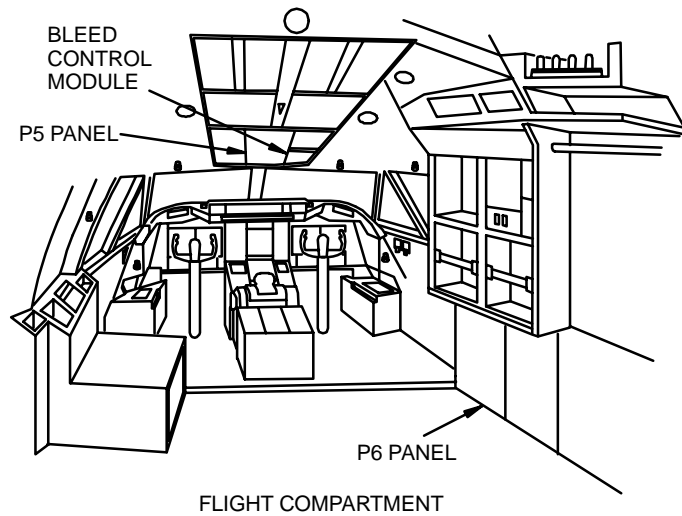
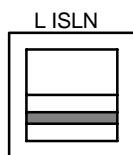


Figure 5 BLEED CONTROL MODULE

Left and Right Wing Isolation Valve Switch

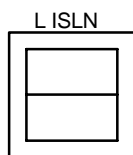
- steuert das dazugehörige Isolation Valve **direkt** nach OPEN und CLOSED

- **OPEN :**



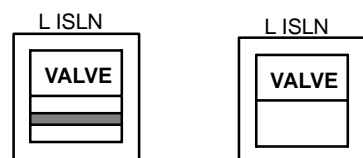
aufgedruckte Flow Bar im Switch ist sichtbar

- **CLOSED :**



Feld im Switch ist blank

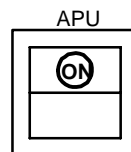
- **Wing Isolation "VALVE"-Light :**



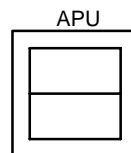
überwacht die Isolation Valve Stellung

leuchtet, wenn :

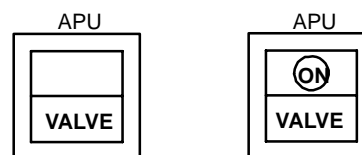
- das Valve im Transit ist
- die Valve-Stellung nicht mit dem Valve-Switch übereinstimmt (Disagree)

APU Isolation Valve Switch**OPEN :**

- steuert das APU Isolation Valve **direkt** nach OPEN, wenn :
 - APU Isolation Valve Switch nach OPEN betätigt und
 - APU Drehzahl N1 >95% RPM und
 - APU Fire Switches in NORMAL und
 - APU Steuerkreise stromversorgt sind.

CLOSED :

- steuert das APU Isolation Valve **direkt** nach CLOSED, wenn :
 - APU Isolation Valve Switch nach CLOSED betätigt oder
 - APU Drehzahl N1 <95% RPM oder
 - APU Fire Switches in FIRE oder
 - APU Steuerkreise nicht stromversorgt sind.

APU Isolation Valve "VALVE"

- APU Isolation "VALVE"-Light :

überwacht die Isolation Valve Stellung

leuchtet, wenn :

 - das Valve im Transit ist
 - die Valve-Stellung nicht mit dem Valve-Switch übereinstimmt (Disagree)

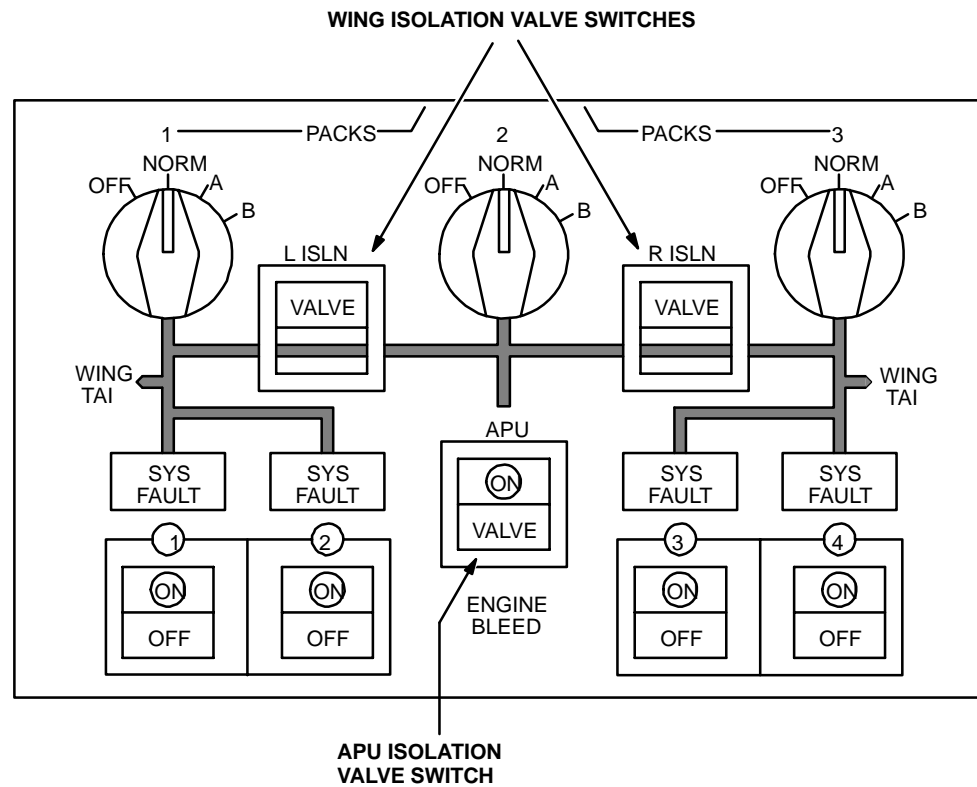
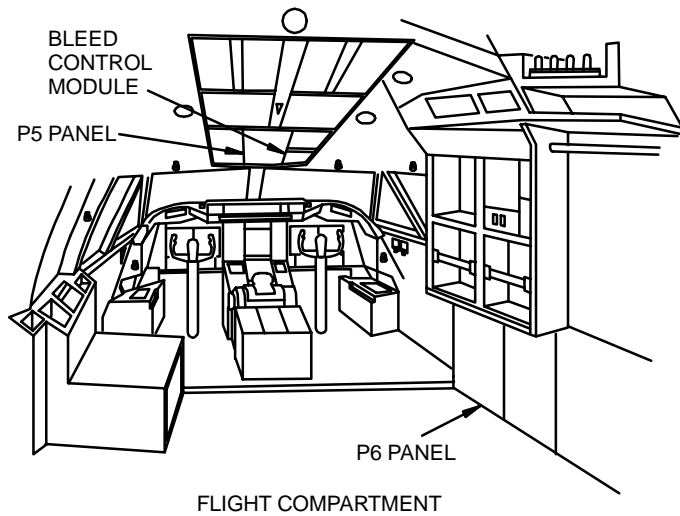


Figure 6 BLEED CONTROL MODULE

PNEUMATIC GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2 / B 12

36 - 00

ECS SYNOPTIC PAGE

Bleed Flow Indication

- Blank :



Kein Luftfluß vorhanden

- Flow Bar (green) :



Luftfluß vorhanden

NOTE: wird nur angezeigt, wenn eine Druckluftquelle und ein Verbraucher vorhanden sind

Engine Bleed Indication (PRSOV Status Symbol)

- white (OFF)



PRSOV geschlossen und Engine Bleed Air Switch in OFF
oder

PRSOV geschlossen und Engine Bleed Air Switch in ON und das Triebwerk steht

- amber (OFF)



PRSOV geschlossen, Engine Bleed Air Switch in ON und das Triebwerk läuft (> 50% RPM N2)

- green (Flow Bar im Symbol)

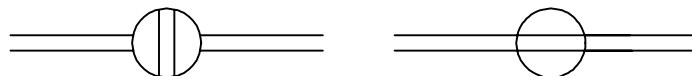


PRSOV geöffnet, ein Luftfluß vom Triebwerk ins Pneumatic System erfolgt

Bleed Isolation Valve Status Symbol

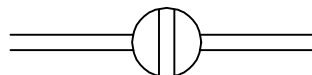
(Wing- und APU Isolation Valves)

- amber



Bleed Isolation Valve im Transit

- white (Innensymbol nicht in Flußrichtung)



Bleed Isolation Valve CLOSED

- white (Innensymbol in Flußrichtung)



Bleed Isolation Valve OPEN,
Flow Bar zeigt bei geöffneten Valve den Luftfluß durch das Bleed Isolation Valve an

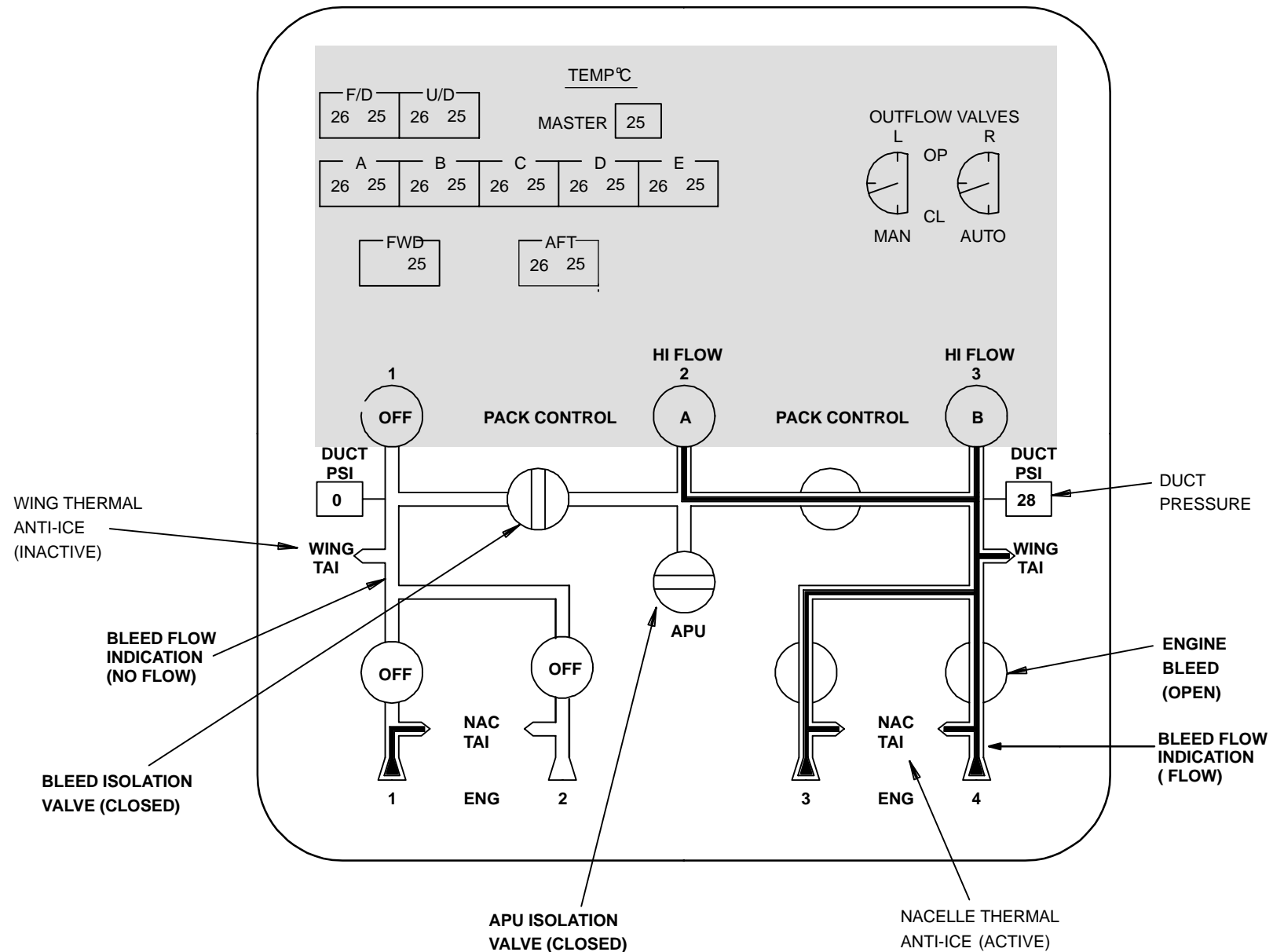


Figure 7 ECS SYNOPSIS PAGE

PNEUMATIC GENERAL



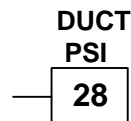
Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2 / B 12

36 - 00

Manifold Duct Pressure Indication



- die Indication erfolgt in PSI
- amber
 - der Ductpressure <11psi
- white
 - der Ductpressure >11psi

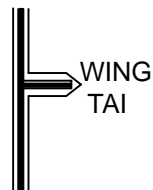
Wing Thermal Anti-Ice Indication (WTAI)

- WTAI Symbol Blank



WTAI System ausgeschaltet (Valve CLOSED)

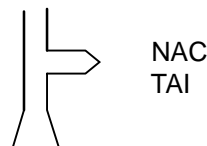
- WTAI Symbol mit Flow Bar



WTAI System eingeschaltet (Valve OPEN)

Nacelle Anti-Ice Indication (NAI)

- NAI Symbol Blank



NAI System ausgeschaltet (Valve CLOSED)

- NAI Symbol mit Flow Bar



NAI System eingeschaltet (Valve OPEN)

External Air Indication (EXT AIR)



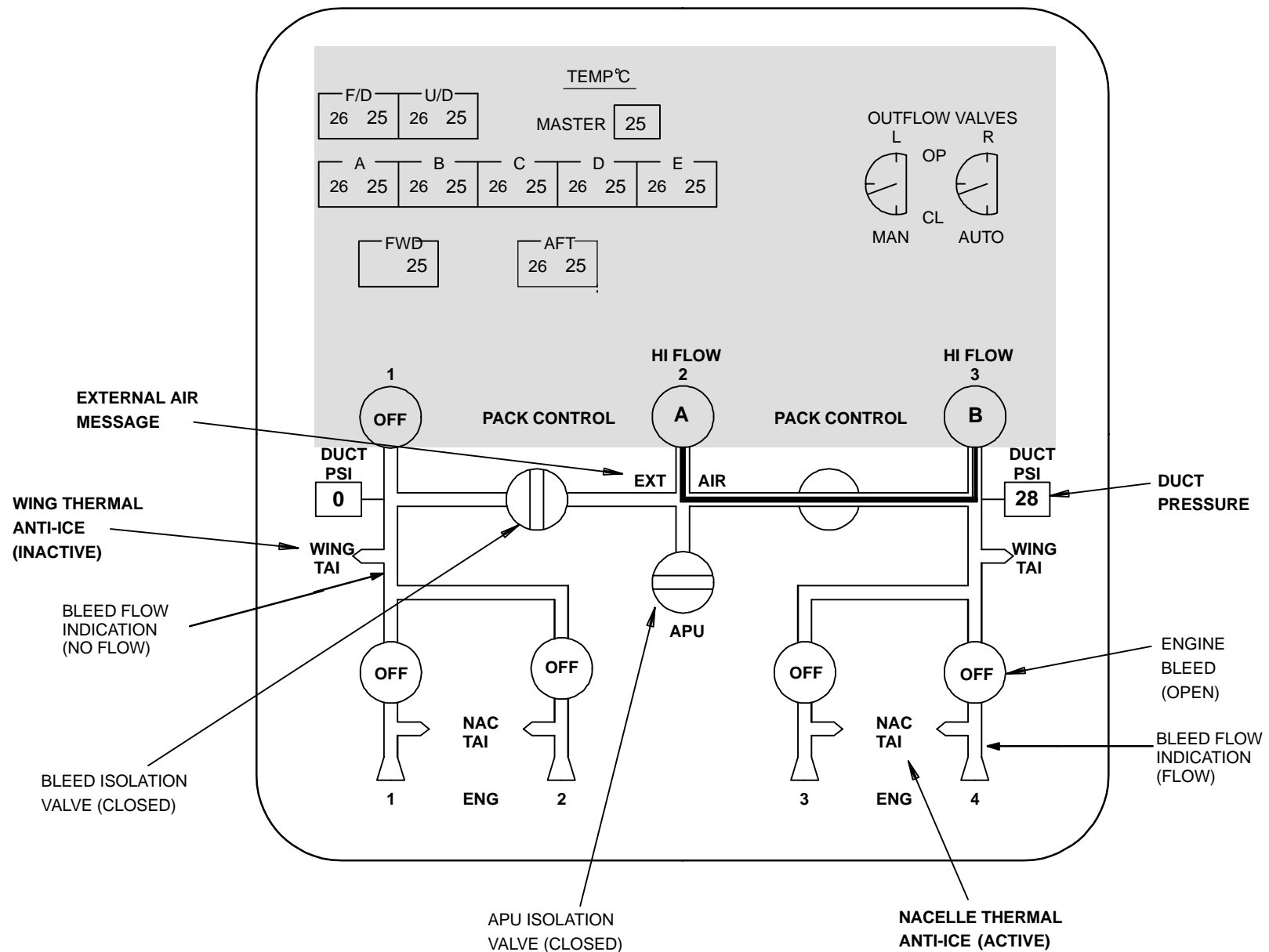
- Die Message **EXT AIR** erscheint, wenn alle 4 PRSOV 's CLOSED oder das linke und rechte Isolation Valve CLOSED und das APU Isolation Valve CLOSED und External Air von einem Ground Card über die 3" Ground Connection in das Pneumatic System eingespeist wird.

NOTE: Wenn auf der ECS Synoptic Page einzelne Flow Segmente nicht oder falsch angezeigt werden, beachte für die Fehlerbehebung den besonderen Teil in dem

Fault Isolation Manual (FIM) :

36 - 20 - 00

Logic Diagrams of ECS Synoptic Flow Diagrams

**Figure 8 ECS SYNOPSIS PAGE**

PNEUMATIC GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2 / B 12

36 - 00

ECS MAINTENANCE PAGE (AIR SUPPLY SYSTEM)

HIGH PRESS CONT (High Pressure Shutoff Valve Controller, HPSOVC)

- die Indication wird von dem High Pressure Controller Pressure Control BITE-Switch (HPC PC) gesteuert.
- **CLOSED** :
der BITE-Switch PC meldet einen Servo Pressure von <14psi zur Betätigung des HPSOV's
- **OPEN** :
der BITE-Switch PC meldet einen Servo Pressure von >14psi zur Betätigung des HPSOV's

HIGH PRESS VLV (High Pressure Shutoff Valve, HPSOV)

- die Indication wird von den OPEN- und CLOSED-Limit Switch des HPSOV gesteuert
- **CLOSED** :
 - kein 14.Stufen Druck von dem Triebwerk vorhanden
(Servo Pressure < 14psi)
 - oder
 - Engine Bleed Air Switch geschaltet OFF
 - oder
 - Engine Bleed Air Overheat Condition (> 243°C)
 - oder
 - Flight Altitude abhängig (siehe HPSOV)
 - oder
 - der Engine Fire Switch ist nach FIRE betätigt
- **OPEN** : 14.Stufen Druck vorhanden, kein Fire, kein OVHT und :
 - Engine Bleed Air Switch geschaltet ON
 - oder
 - Flight Altitude abhängig (siehe HPSOV)
 - oder
 - Thrust Reverser betätigt nach STOW/DEPLOY

PRESS REG VLV (Pressure Regulating Valve, PRV)

- die Indication wird von den OPEN- und CLOSED-Limit Switch des Pressure Regulating Valve's gesteuert
- **CLOSED** :
 - Engine Bleed Air System drucklos
 - oder
 - Engine Bleed Air Switch in OFF
 - oder
 - Engine Bleed Air Overheat Condition (> 243°C)
 - oder
 - Engine Bleed Air System Pressure > 97psi
 - oder
 - Engine Start
 - oder
 - der Engine Fire Switch ist nach FIRE betätigt
- **REGLTG** (*Regulating*) :
 - das PRV regelt die Engine Bleed Air auf 97psi, innerhalb der Regelbandbreite
- **OPEN** : EBA System hat Druck, kein FIRE, kein OVHT und :
 - Engine Bleed Air Switch in ON
 - und
 - Engine Bleed Air Pressure < 97psi
 - oder
 - Nacelle Anti-Ice geschaltet ON oder AUTO, wenn der Engine Bleed Air Switch OFF geschaltet ist
 - oder
 - Thrust Reverser nach STOW / DEPLOY

ENG DUCT PRESSURE (Engine Duct Pressure)

- white
- zeigt den Pneumatic Pressure innerhalb des Engine Bleed Air Systemes in PSI an

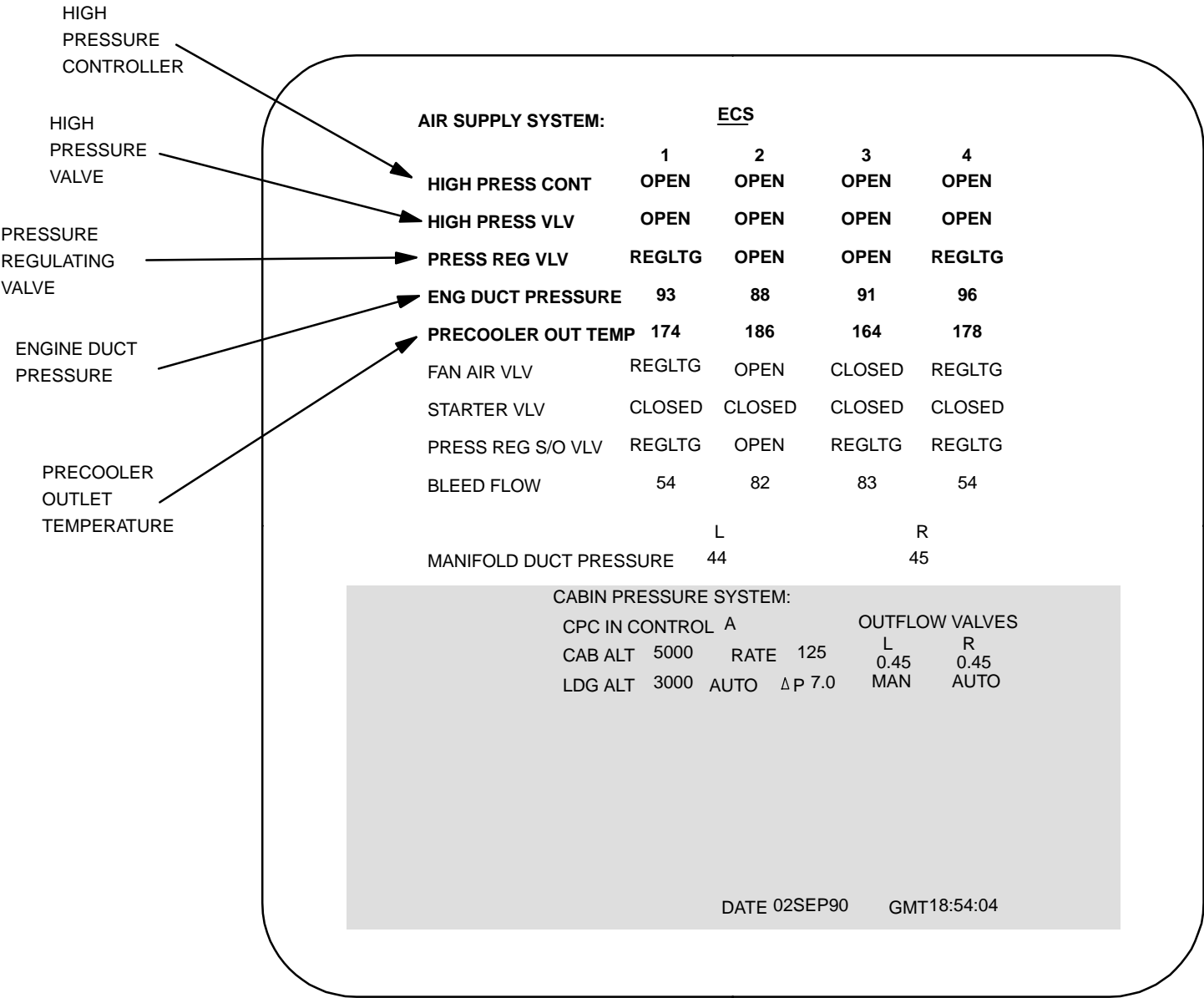


Figure 9 ECS MAINTENANCE PAGE - AIR SUPPLY

PNEUMATIC GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2 / B 12

36 - 00

PRECOOLER OUT TEMP

(Precooler Outlet Temperature)

- white
- zeigt die Precooler Outlet Temperature in °C an

FAN AIR VLV

(Fan Air Modulating Valve)

- die Indication wird von den OPEN- und CLOSED-Limit Switches des Fan Air Modulating Valves gesteuert
- **CLOSED** :
Engine Bleed Air Temperature < 160°C
- **REGLTG** (*Regulating*):
die Engine Bleed Air Temperature befindet sich im Regelbereich des Fan Air Temperature Sensors von 160°C bis 193°C
- **OPEN** :
Engine Bleed Air System drucklos
oder
Engine Bleed Air Temperature > 193°C

STARTER VLV :

(Starter Valve)

- die Indication des Starter Valves wird von dem CLOSED-Limit Switch gesteuert
- **CLOSED** :
Starter Valve CLOSED
- **OPEN** :
Starter Valve NOT CLOSED

PRESS REG S/O VLV :

(Pressure Regulating and Shut Off Valve)

- die Indication wird von den OPEN- und CLOSED-Limit Switch des Pressure Regulating and Shut Off Valves gesteuert
- **CLOSED** :
 - das Pneumatic- bzw. Engine Bleed Air System ist drucklos
oder
 - der Engine Bleed Air Switch ist geschaltet OFF
oder
 - der Engine Fire Switch ist nach FIRE betätigt
oder
 - Overheat Condition im Engine Bleed Air System
- **REGLTG** (*Regulating*) :
 - das PRSOV regelt die Engine Bleed Air auf 45psi, innerhalb der Regelbreite
- **OPEN** :
 - der Engine Bleed Air Switch ist geschaltet ON und EBA vorhanden
oder
 - Engine Start (Reverse Flow Funktion) und Pneumatic Air vorhanden

BLEED FLOW :

- white
- es wird die Luftflußmenge von dem Triebwerk/Triebwerken in das Pneumatic System in
kg/min
angezeigt

MANIFOLD DUCT PRESSURE

- white
- es wird der Manifold Duct Pressure im rechte bzw. linken Wing Manifold in
PSI
angezeigt

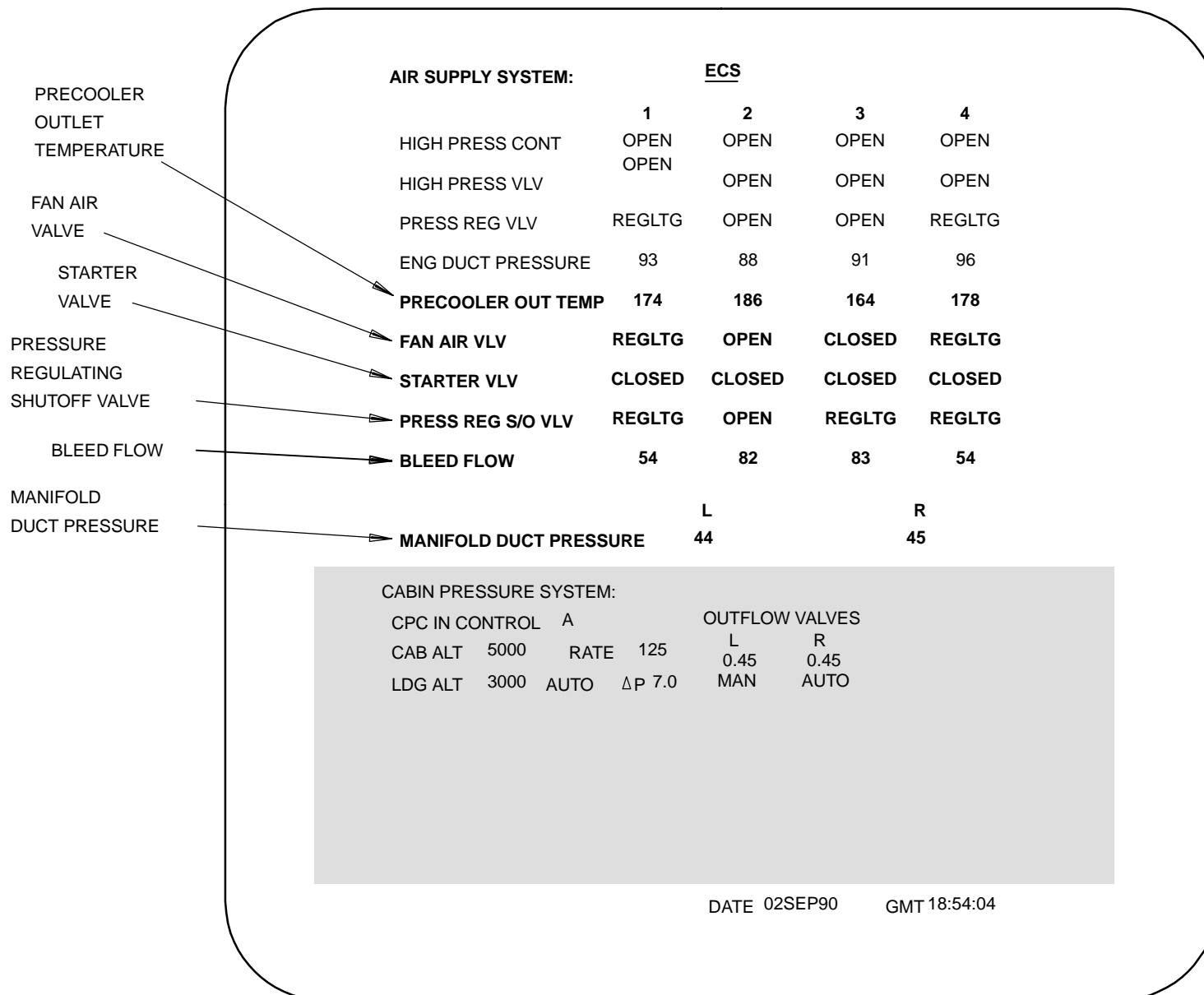


Figure 10 ECS MAINTENANCE PAGE - AIR SUPPLY

PNEUMATIC GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2 / B 12

36 - 00

MAIN EICAS DISPLAY

(EICAS Normal Format und EICAS Compacted Format)

MANIFOLD DUCT PRESSURE INDICATION

- die Indication erfolgt in **PSI**
- AMBER :
 - Manifold Duct Pressure < 11 psi
- WHITE
 - Manifold Duct Pressure > 11 psi

ENGINE PERFORMANCE MAINTENANCE PAGE

MANIFOLD DUCT PRESSURE INDICATION

- white
- die Indication erfolgt in **PSI**

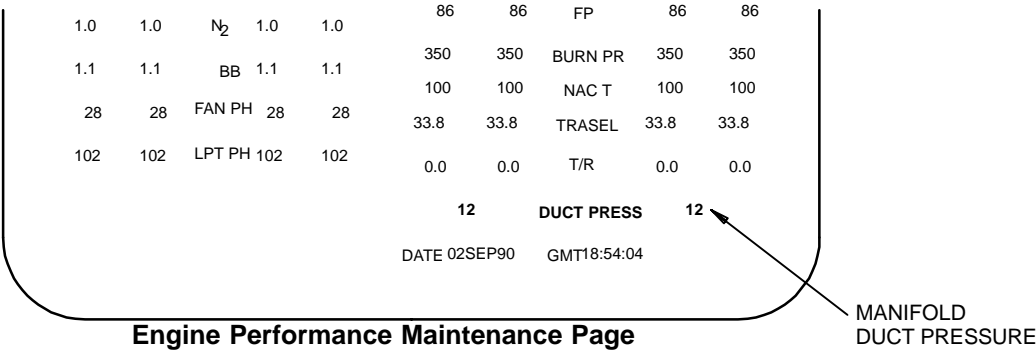
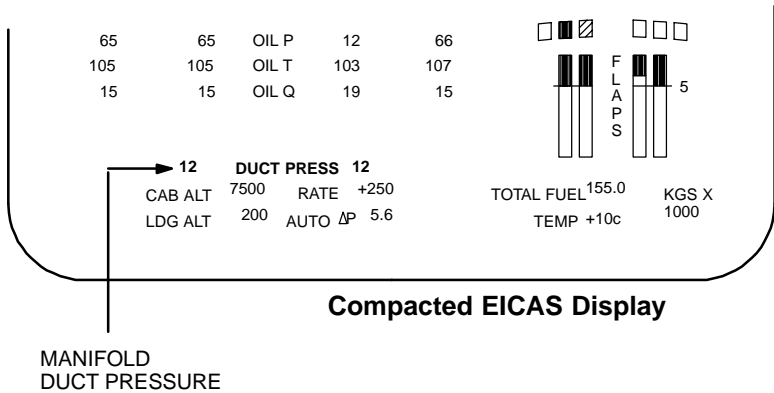
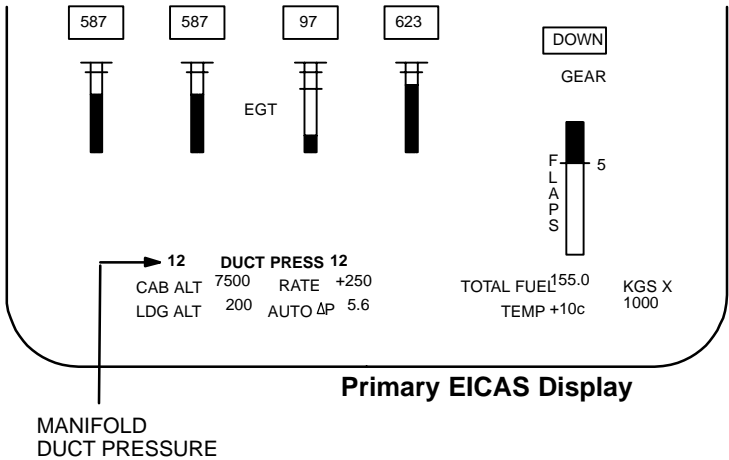


Figure 11 EICAS DISPLAYS

PNEUMATIC GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2 / B 12

36 - 00

Engine Fire Handle Switch

Steuert im Pneumatic System die Bauteile :

- **NORMAL**
 - keine Auswirkungen
 - **FIRE**
 - PRSOV nach CLOSED
- und
- PRVC steuert PRV nach CLOSED
- und
- HPSOVC steuert HPSOV nach CLOSED

Engine Start Switch

Steuert im Pneumatic System :

- das PRSOV
- das PRV durch den PRVC

Wird der Engine Start Switch gezogen, so :

- öffnet das PRSOV und ermöglicht einen Luftfluß zum Engine Start Valve (Reverse Flow Solenoid wird angesteuert)
Grundvoraussetzung: Engine Bleed Air Switch: ON und Pneumatic Air vorhanden
- schließt das PRV über den PRVC
(gesteuert vom Engine Start Valve)

Nacelle Anti-Ice Switch

Steuert im Pneumatic System :

- das PRV durch den PRVC

Wird der Nacelle Anti-Ice Switch (#) in die ON- oder AUTO-Position geschaltet und der *Engine Bleed Air Switch* befindet sich in der *OFF-Position*, so :

- öffnet das PRV über den PRVC und ermöglicht einen Luftfluß aus der 8.Stufe des Triebwerkes zu dem entsprechenden Nacelle Anti-Ice System, aber nur unter der Voraussetzung, daß der HPSOV CLOSED Limit Switch CLOSED meldet.

Wird der Nacelle Anti-Ice Switch (#) in die ON- oder AUTO-Position geschaltet und der *Engine Bleed Air Switch* befindet sich in der *ON-Position*, so :

- erfolgt ein Luftfluß aus der 8. oder 14.Stufe des Triebwerkes zu dem entsprechenden Nacelle Anti-Ice System

NOTE: Sollte das Nacelle Anti-Ice System aktiv sein und der Thrust Reverser des entsprechenden Triebwerkes wird betätigt, so wird während der TRANSIT-Phase des Thrust Reversers, das dazugehörige Nacelle Anti-Ice System abgeschaltet

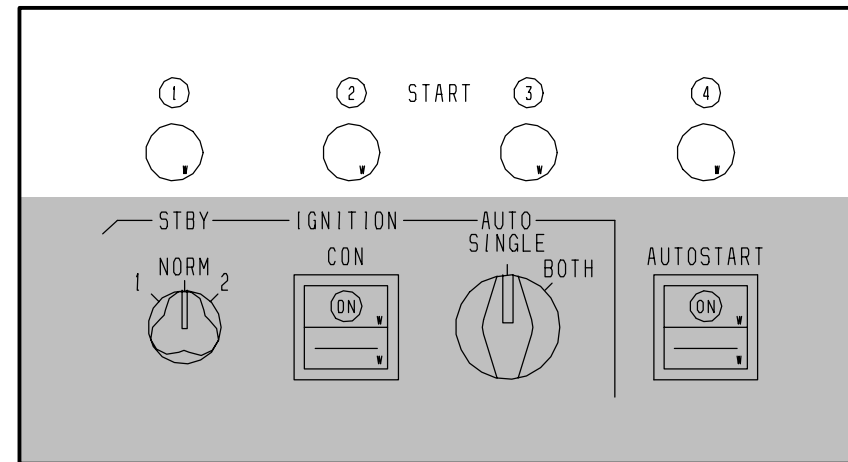
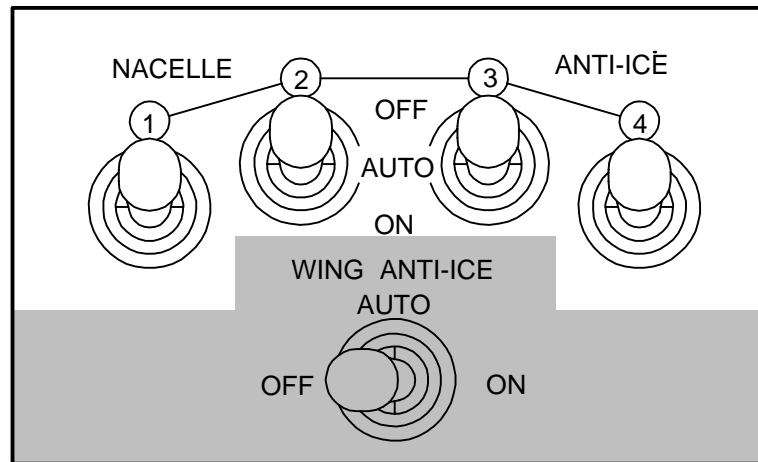
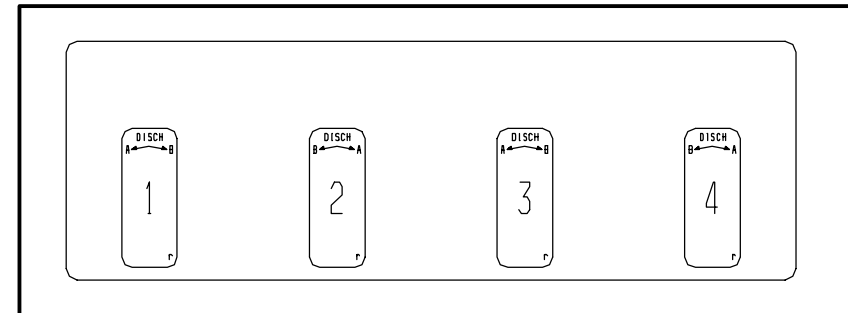
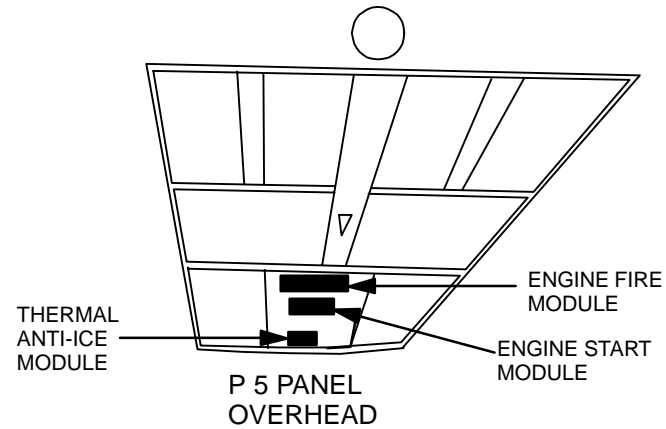


Figure 12 PANEL DESCRIPTION

PNEUMATIC GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2 / B 12

36 - 00

Reverse Lever (#)

Im Engine Bleed Air System besteht folgender Zustand :

- Enine : RUNNING
- der Engine Fire Switch : NORMAL
- Engine Bleed Air Switch : OFF
- OFF-Light im EBA-Switch : ON
- Engine Bleed Air Temp. : < 243°C
- HPSOV : CLOSED
- PRV : CLOSED

Es kann im Ground Zustand des Flugzeuges durch Betätigen des Reverse Thrust Levers (#) in Richtung

- STOW
oder
- DEPLOY

im Engine Bleed Air System über die ASCTU (Air Supply Control Test Unit) der jeweilige

- HPSOV Controller
und
- PRV Controller

angesteuert werden und die Valves öffnen. Damit steht Engine Bleed Air aus der 8. oder 14.Stufe des Triebwerkes mit 97psi zur Verfügung.

Dadurch ist ein Betätigen des Thrust Reversers nach STOW oder DEPLOY bei OFF geschalteten Engine Bleed Air System möglich, wobei gleichzeitig das dazugehörige Nacelle Anti-Ice System ausgeschaltet wird, sollte es eingeschaltet sein.

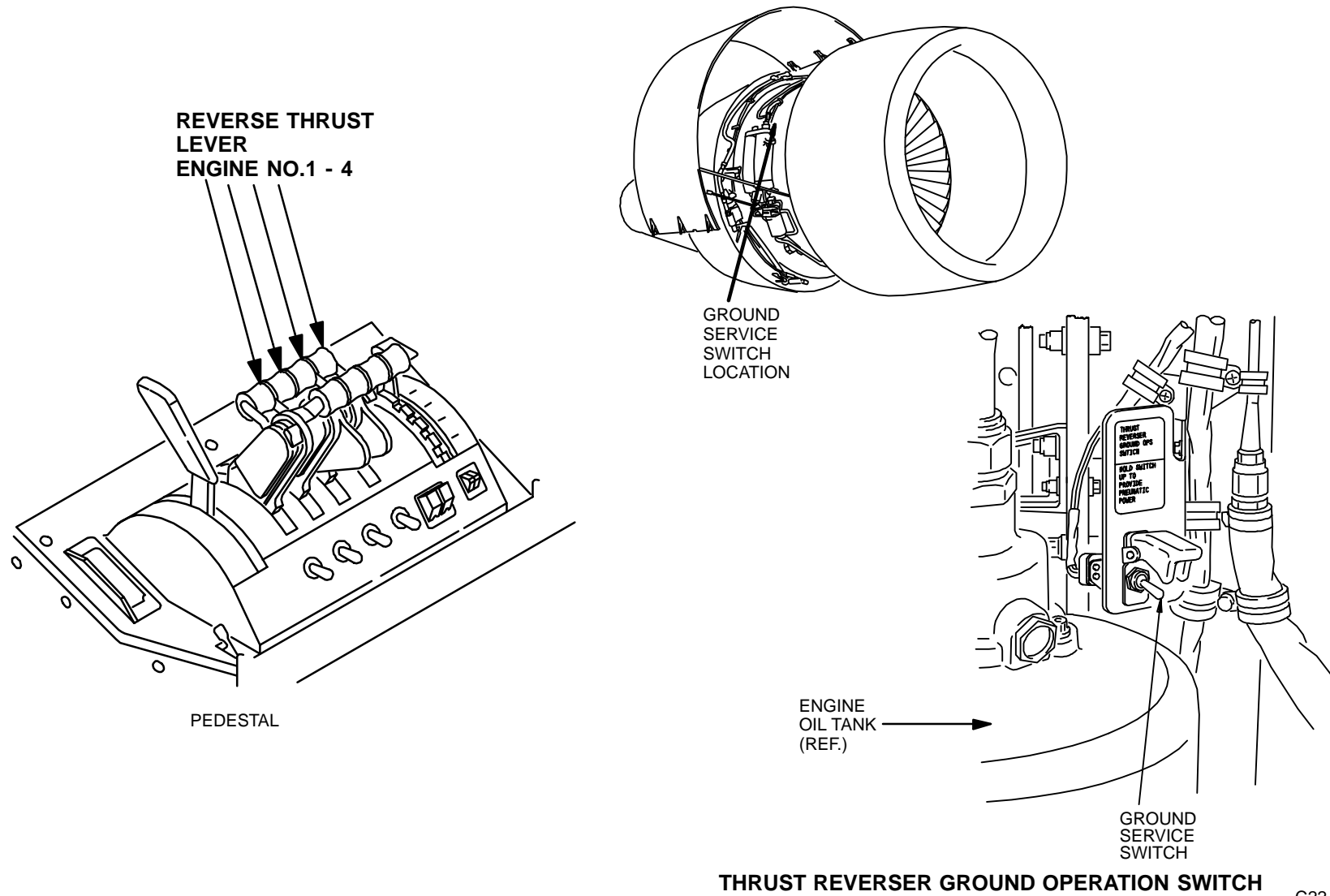
NOTE: *Thrust Reverser Operation mit Engine Bleed Air.*
Bei laufendem Triebwerk und Engine Bleed Air Switch in OFF wird mit dem Reverse Lever das HPSOV und PRV nach OPEN gefahren. Sollte Nacelle Anti-Ice System eingeschaltet sein, wird es ausgeschaltet.

Thrust Reverser Ground Operation Switch (#)

Der Switch ermöglicht die Operation des Thrust Reversers am Boden, ohne den Engine Start Switch des dazugehörigen Triebwerkes im Cockpit betätigen zu müssen, d.h. es wird ausschließlich die Reverse Flow Funktion des PRSOV's angesteuert.

- Flugzeug am Boden
- Pneumatic System ist druckversorgt
- Engine Bleed Air Switch in ON
- Thrust Reverser Ground Operation Switch nach ENABLE betätigen und halten
- Reverse Lever nach STOW oder DEPLOY betätigen
- EEC-Switch betätigen (Not at all Airplanes)

NOTE: *Thrust Reverser Operation mit External Air.*
Bei stehenden Triebwerk und Engine Bleed Air Switch in ON wird mit dem Thrust Reverser Ground Operation Switch (Switch halten) das PRSOV auf Reverse Flow gesteuert.
Durch Betätigen des Reverse Levers läßt sich jetzt der Thrust Reverser fahren.
(bei manchen Flugzeugen muß der EEC Test - Switch geschaltet werden)



C22 723

Figure 13 PANEL DESCRIPTION



36 - 10 DISTRIBUTION

HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC)

BESCHREIBUNG

- der HPSOVC ist in 11⁰⁰-Position an dem Triebwerk in der Nähe des Fan Frames angebaut
- der HPSOVC steuert das High Pressure Shutoff Valve (HPSOV) pneumatisch nach OPEN bzw. CLOSE
- die elektrischen Steuersignale für den HPSOVC (OPEN / CLOSED) kommen von der ASCTU
- der HPSOVC erhält Supply Pressure zur Steuerung des HPSOV aus der 14.Stufe des Triebwerkes
- der HPSOVC besteht aus folgenden Komponenten :
 - Gußaluminiumgehäuse
 - Magnetic Shutoff Solenoid
 - OPEN / CLOSED - Steuerung von der ASCTU
 - vier BITE - Pressure Switches
 - Druckinformationen an die ASCTU
 - PC - BITE Pressure Switch
 - PD (PH - PC) - BITE Pressure Switch
 - PL - BITE Pressure Switch
 - PH - BITE Pressure Switch
 - Aneroid Dose
 - höhenabhängige 14.Stufendruck Ausgangsdruck-Steuerung
 - < 27000ft Flight Altitude ⇒ max.105psi
 - 27000ft < Flight Altitude < 42000ft ⇒ lineare Druckabnahme von 105psi auf 77psi
 - > 42000ft Flight Altitude ⇒ max.77psi
 - High Stage Pressure Sense Port (14.Stufe) mit Filterelement (Supply Pressure)
 - Signal Pressure Port (Actuator Servo Pressure) zur Betätigung des HPSOV
- der HPSOVC ist ein LRU - Bauteil

- die einzelnen Komponenten des HPSOV sind SRU - Bauteile

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem High Pressure System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED (#)

und / oder

Advisory Message

BLEED HP ENG (#)

und die

Status Message

BLEED HP ENG (#) erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich

BLEED - (#) HIGH PRESSURE CONTROLLER / HPSOV FAIL

oder

BLEED - (#) HIGH PRESSURE CONTROLLER FAIL

oder

z.B. BITE - Switch Fehler :

BLEED (#) HIGH PRESSURE CONTROLLER HIGH PRESSURE SWITCH FAIL

PNEUMATIC DISTRIBUTION

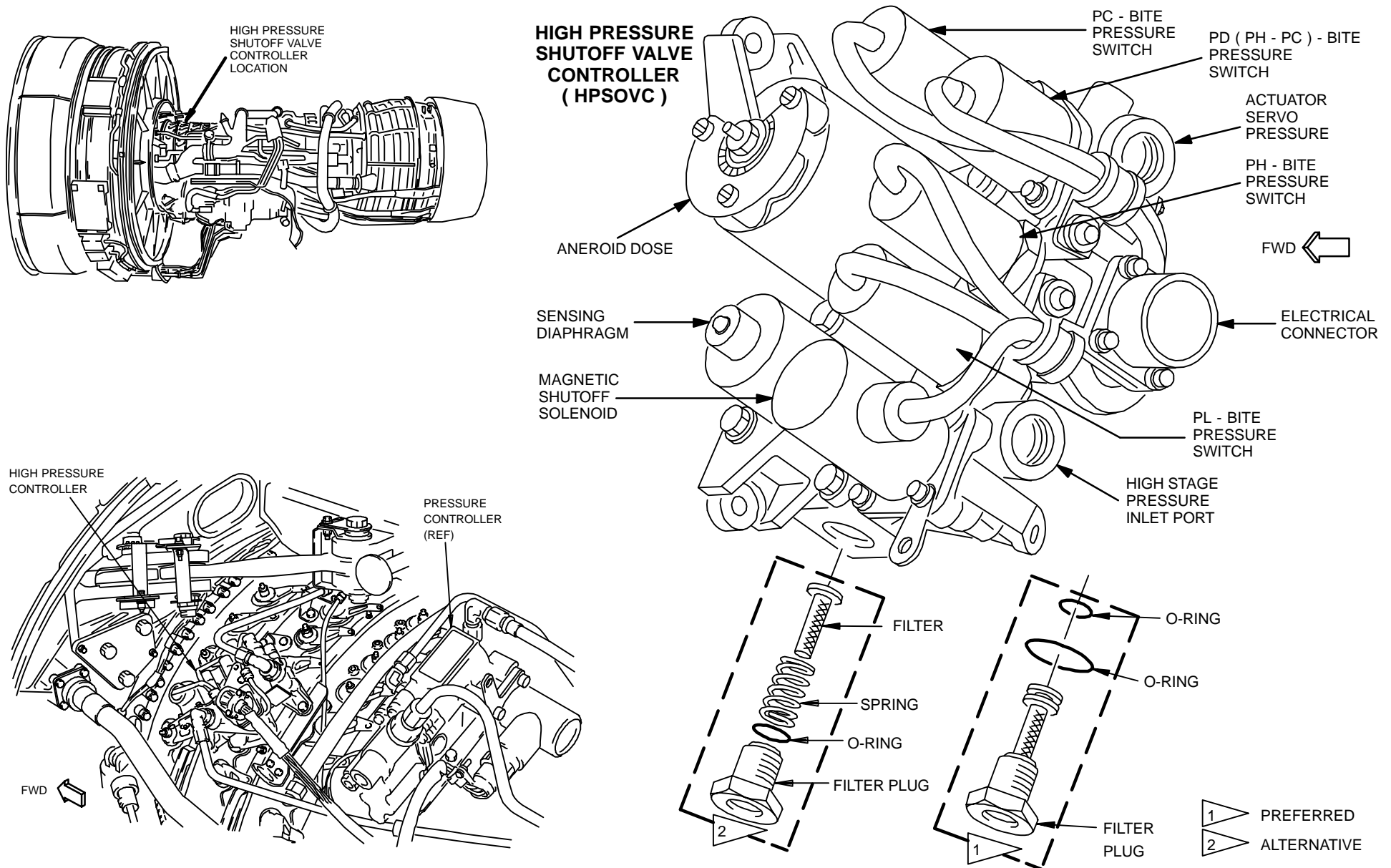


Figure 14 HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER

PNEUMATIC DISTRIBUTION



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

36 - 10

HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE (HPSOV)

BESCHREIBUNG

- das HPSOV ist in 3⁰⁰-Position am Triebwerk ca. 3ft hinter dem Fan Frame in dem 14.Stufen Duct angebaut
- das HPSOV ist **FEDERBELASTET CLOSED** und wird **pneumatisch nach OPEN betätigt**
- der Valve Actuator erhält auf der kleinen Actuatorseite CLOSED-Pressure (14.Stufendruck) und auf der großen Actuatorseite OPEN-Pressure von dem HPSOVC
- Minimum OPEN - Pressure 10psi
- das HPSOV hat einen Manual Position Indicator
- das HPSOV besitzt einen OPEN- und CLOSED POSITION - Switch, die die Valve Position an die ASCTU übertragen
- über den verlängerten Valveshaft und Locking Crank ist ein Manual Override möglich
 - es wird der Locking Pin aus dem Valve Actuator geschraubt ⇒ der Actuator Servo Pressure wird nach Ambient abgelassen
 - der Locking Pin wird durch den Locking Crank in den Valve Body geschraubt ⇒ das Valve ist MANUAL CLOSED & LOCKED ⇒ das Pneumatic System kann begrenzt mit der 8.Stufen Luft weiterhin betrieben werden
 - die Rückrüstung erfolgt in umgekehrter Reihenfolge

NOTE: Wird der Locking Pin in dem Valve Actuator belassen und ein zweiter Locking Pin durch den Locking Crank eingesetzt, so wird der Valve Actuator intern zerstört !

NOTE: Das High Pressure Shutoff Valve (HPSOV) und das Pressure Regulating Valve (PRV) sind baugleich und untereinander austauschbar

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem High Pressure System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED (#)

und / oder die
Status Message

BLEED HP ENG (#) erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich

BLEED - (#) HIGH PRESSURE CONTROLLER / HPSOV FAIL

oder

BLEED - (#) HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE FAIL

Sollte der Controller / das Valve sich nicht in der angesteuerten Position befinden (fehlerhaft geöffnet / fehlerhaft geschlossen) erscheinen die oben angegebenen EICAS Messages mit einer auf den Fehler weisenden CMCS Message

BLEED (#) HIGH PRESSURE CONTROLLER / HPSOV FAIL OPEN

oder

BLEED (#) HIGH PRESSURE CONTROLLER / HPSOV FAIL CLOSED

PNEUMATIC DISTRIBUTION

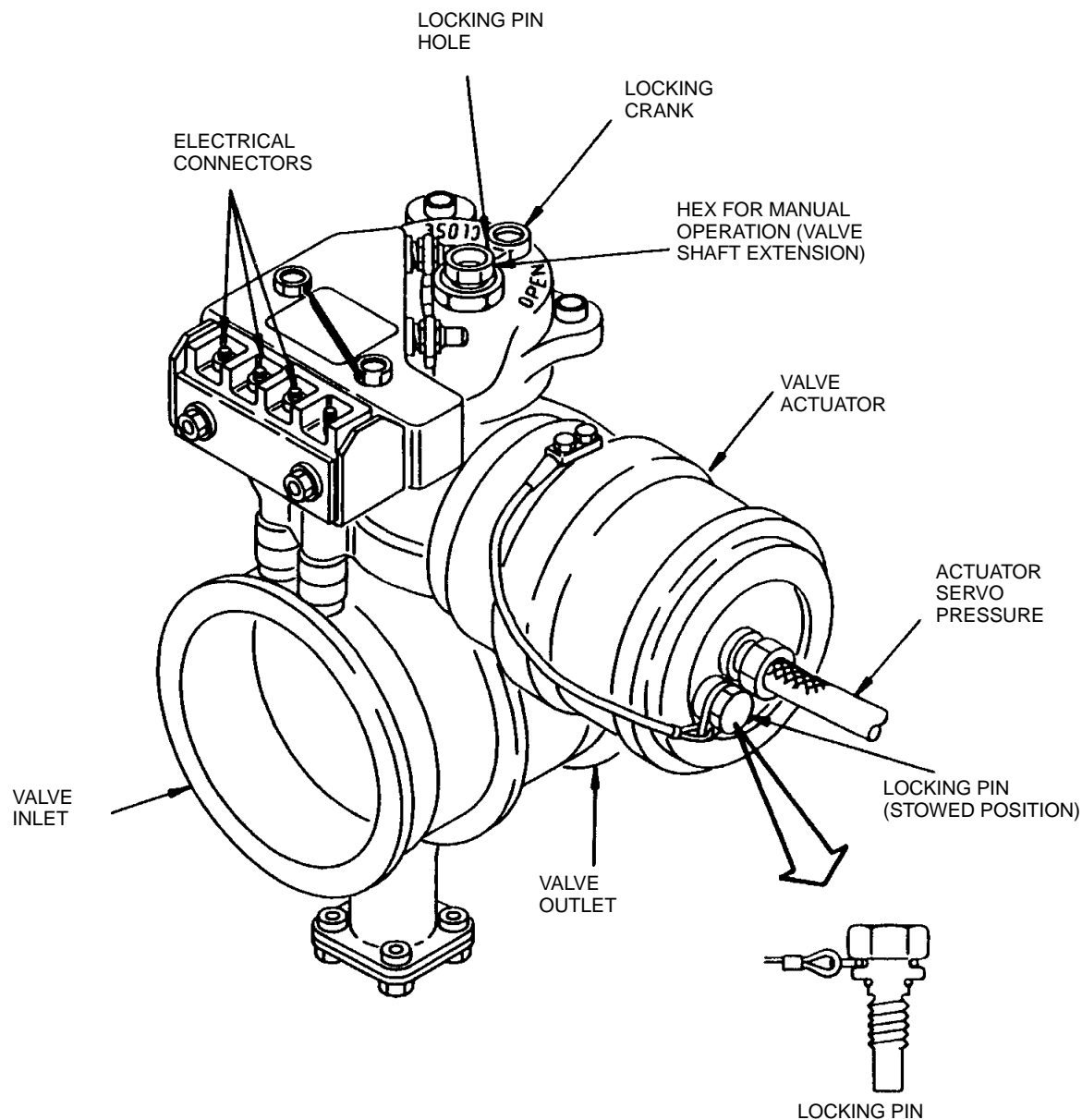
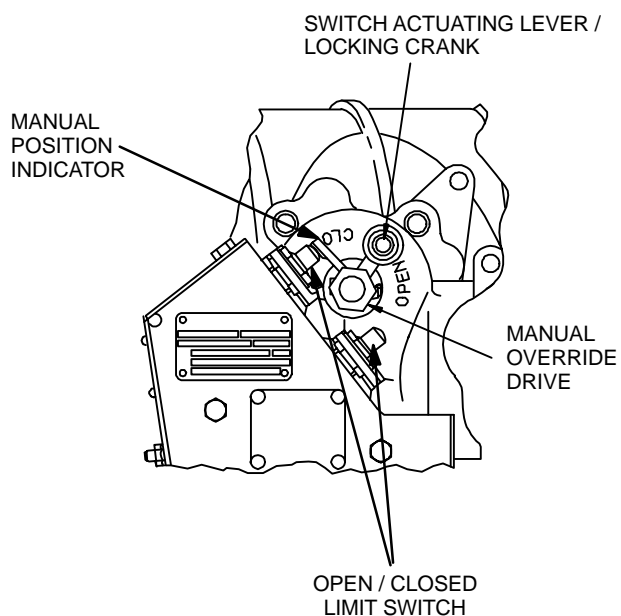
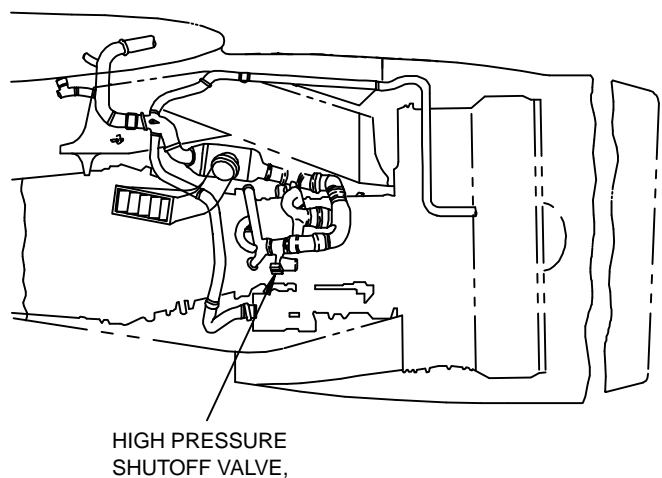


Figure 15 HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE

**HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) AND -VALVE (HPSOV)**

Die elektrische Ansteuerung des Magnetic Solenoids nach OPEN bzw. CLOSED erfolgt durch die ASCTU. In Abhängigkeit von der Ansteuerung wird der Servo Pressure vom HPSOVC zum HPSOV durchgesteuert oder abgesperrt.

Das federbelastet geschlossene HPSOV wird durch den Servo Pressure geöffnet.

Grundvoraussetzung in allen Öffnungs-Modes :

- *Engine Fire Switch in NORM-Position*
- *Engine Bleed Air Temperature < 243° C*

Ö F F N E N :**1. MODE :**

- Engine Bleed Air Switch (#) : ON

2. MODE :

- Engine Bleed Air Switch (#) : ON
und
- Reverse Lever (#) : STOW or DEPLOY
und
- Nacelle Anti-Ice Switch (#) : OFF


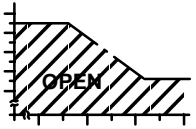
3. MODE :

- Engine Bleed Air Switch (#) : OFF
und
- Reverse Lever (#) : STOW or DEPLOY
und
- Nacelle Anti-Ice Switch (#) : OFF

4. MODE :

- Flight Altitude < 27 000FT, HPSOV OPEN bei einem 14. Stufen Pressure von < 105PSI
- Flight Altitude < 42 000FT, HPSOV OPEN bei einem 14. Stufen Pressure von < 77PSI



| HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE (HPSOV) | | | | | | |
|---|---------------------------------|---------------------------------------|--|--|---|---|
| CONTROLLED BY HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) | | | | | | |
| | ENGINE FIRE SWITCH : NORM | ENGINE BLEED AIR SWITCH : ON | ENGINE BLEED AIR SWITCH : OFF | ENGINE BLEED OVERTEMP < 243°C | NACELLE ANTI-ICE : OFF  | HPSOVC OPEN COMMAND |
| 1. MODE : ENGINE BLEED AIR SWITCH : ON | × | × | | × | | ⇒ × |
| 2. MODE : THRUST REVERSER MOVES TO STOW OR DEPLOY | × | × | | × | × | ⇒ × |
| 3. MODE : THRUST REVERSER MOVES TO STOW OR DEPLOY | × | | × | × | × | ⇒ × |
| 4. MODE : THE HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE WILL AUTOMATICALLY OPEN, CONTROLLED BY THE ANEROID BELLOW IF : THE FLGHT ALTITUDE < 27 000FT BY < 105PSI, THE FLIGHT ALTITUDE < 42000FT BY < 77PSI. | | | | | |  |
| | | | | | | ELECTRICALLY CONTROLLED |
| | | | | | | PNEU. CONT. |

 NACELLE ANTI-ICE SYSTEM AUTOMATICALLY OFF,
WHILE THRUST REVERSER IN TRANSIT.

Figure 16 HPSOV CONTROLLER AND -VALVE

**HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) AND -VALVE (HPSOV)****SCHLIESSEN :****1. MODE :**

- Engine Fire Switch (#) : FIRE

2. MODE :

- Engine Bleed Air Switch (#) : OFF
und
- Thrust Reverser (#) : NOT DRIVES

3. MODE :

- Overheat Switch (/ #) : >243°C
(Beschreibung siehe 36-20, Bleed Air Temperature Indication)

4. MODE :

- Flight Altitude > 27 000FT, HPSOV CLOSED bei einem 14. Stufen Pressure von > 105PSI
- Flight Altitude > 42 000FT, HPSOV CLOSED bei einem 14. Stufen Pressure von > 77PSI

ANZEIGE UND WARNUNG

Das SYSTEM FAULT - Light und die entsprechenden EICAS Messages :
Advisory Message

BLEED (#)

und / oder
Status Message

BLEED HP ENG (#)

erscheinen, wenn :

- der HPSOVC nach CLOSED angesteuert wurde und das HPSOV geöffnet bleibt
- der HPSOVC nach OPEN angesteuert wurde und das HPSOV geschossen bleibt
- der PH- BITE-Switch einen 14. Stufen Druck von >127psi meldet und das HPSOV noch OPEN meldet.




| HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE (HPSOV) CONTROLLED BY HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) | | | | HPSOVC CLOSE- COMMAND | ELECTRICALLY CONTROLLED |
|---|---|---|---|---|-------------------------|
| 1. MODE : ENGINE FIRE SWITCH : F I R E | X | | | ⇒ X | |
| 2. MODE : ENGINE BLEED AIR SWITCH : O F F AND THRUST REVERSER: NOT DRIVES | | X | | ⇒ X | |
| 3. MODE : ENGINE BLEED OVERTEMP > 243°C | | | X | ⇒ X | |
| 4. MODE : THE HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE WILL AUTOMATICALLY CLOSED, CONTROLLED BY THE ANEROID BELLOW IF : THE FLGHT ALTITUDE > 27 000FT BY > 105PSI, THE FLIGHT ALTITUDE > 42000FT BY > 77PSI. | | | |  | PNEU. CONT. |

Figure 17 HPSOV CONTROLLER AND -VALVE



HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) AND -VALVE (HPSOV)

Die elektrische Funktions-Schematik gibt eine Übersicht der einzelnen Funktionen des High Pressure Shutoff Valve Controllers in Verbindung mit dem High Pressure Shutoff Valve.

Die Funktionen des

- Ö F F N E N S
bzw.
- S C H L I E S S E N S

sind aus den vorhergehenden Tabellen zu entnehmen.

Der High Pressure Shutoff Valve Controller wird von 4 BITE-Switches überwacht, deren Signale zur ASCTU übertragen werden.

- **PC** (Pressure Control)
schaltet bei einem Druck von >14psi in der Servo Pressure Line vom HPSOVC (minimum OPEN-Pressure)
- **PD** (Pressure Differential PH - PC)
schaltet bei einem Differenzdruck von >20psi zwischen dem 14.Stufen Pressure und der Servo Pressure Line
- **PL** (Pressure Low)
schaltet bei einem Druck von >62psi in der Eingangsleitung (14.Stufen Pressure)
- **PH** (Pressure High)
schaltet bei einem Druck von >127psi in der Eingangsleitung (14.Stufen Pressure)



REFER TO A3 PAGE

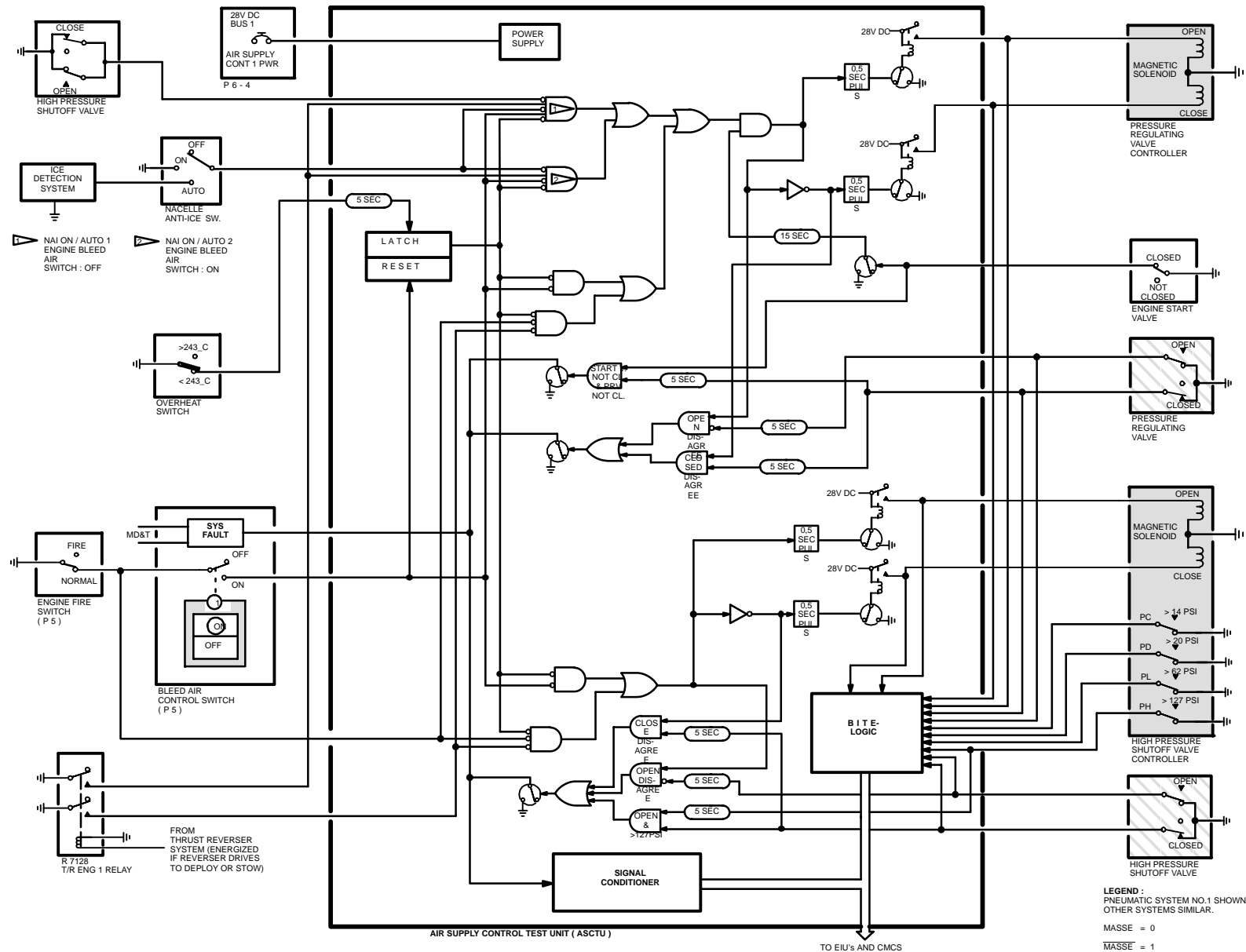


Figure 18 HPSOV CONTROLLER AND -VALVE FUNKTIONS-SCHEMATIC



HIGH PRESSURE SHUTOFF VALVE CONTROLLER (HPSOVC) AND -VALVE (HPSOV) SCHEMATIC

DESCRIPTION

Der Supply Pressure für den High Pressure Shutoff Valve Controller (HPSOVC) wird über eine Sense Line aus der 14.Stufe des Triebwerkes entnommen und über das Inlet Filter in den HPSOVC geleitet.

Das Magnetic Solenoid steuert nach dem OPEN-Command den Actuator Servo Pressure zur Betätigung des High Pressure Shutoff Valves (HPSOV) nach OPEN und es wird gegenüber der Federkraft und CLOSED-Pressure geöffnet.

Ein Minimum OPEN-Pressure von 10psi muß überschritten werden, um das HPSOV zu öffnen.

Über den Locking Pin in dem Valve Actuator erfolgt die De-Activation des HPSOV, indem der Actuator Servo Pressure abgelassen wird und gleichzeitig der Locking Pin zur manuellen Blockierung des Valves benutzt wird.

Das Magnetic Solenoid sperrt nach einem CLOSED-Command den Actuator Servo Pressure ab und das HPSOV wird durch die Federkraft und CLOSED-Pressure (wenn vorhanden) geschlossen.

Der High Pressure Shutoff Valve Controller wird von 4 BITE-Switches überwacht, deren Signale zur ASCTU übertragen werden.

- **PC** (Pressure Control)
schaltet bei einem Druck von >14psi in der Servo Pressure Line vom HPSOVC (minimum OPEN-Pressure)
- **PD** (Pressure Differential PH - PC)
schaltet bei einem Differenzdruck von >20psi zwischen dem 14.Stufen Pressure und der Servo Pressure Line
- **PL** (Pressure Low)
schaltet bei einem Druck von >62psi in der Eingangsleitung (14.Stufen Pressure)
- **PH** (Pressure High)
schaltet bei einem Druck von >127psi in der Eingangsleitung (14.Stufen Pressure)

Das High Pressure Shutoff Valve wird durch einen OPEN- und CLOSED-Limit Switch überwacht, deren Signale zur ASCTU übertragen werden.

In dem High Pressure Shutoff Valve Controller wird das Magnetic Solenoid indirekt überwacht.

PNEUMATIC DISTRIBUTION

REFER TO DIN A3 PAGE

LEGEND :

① SUPPLY PRESSURE

② ACTUATOR SERVO PRESSURE

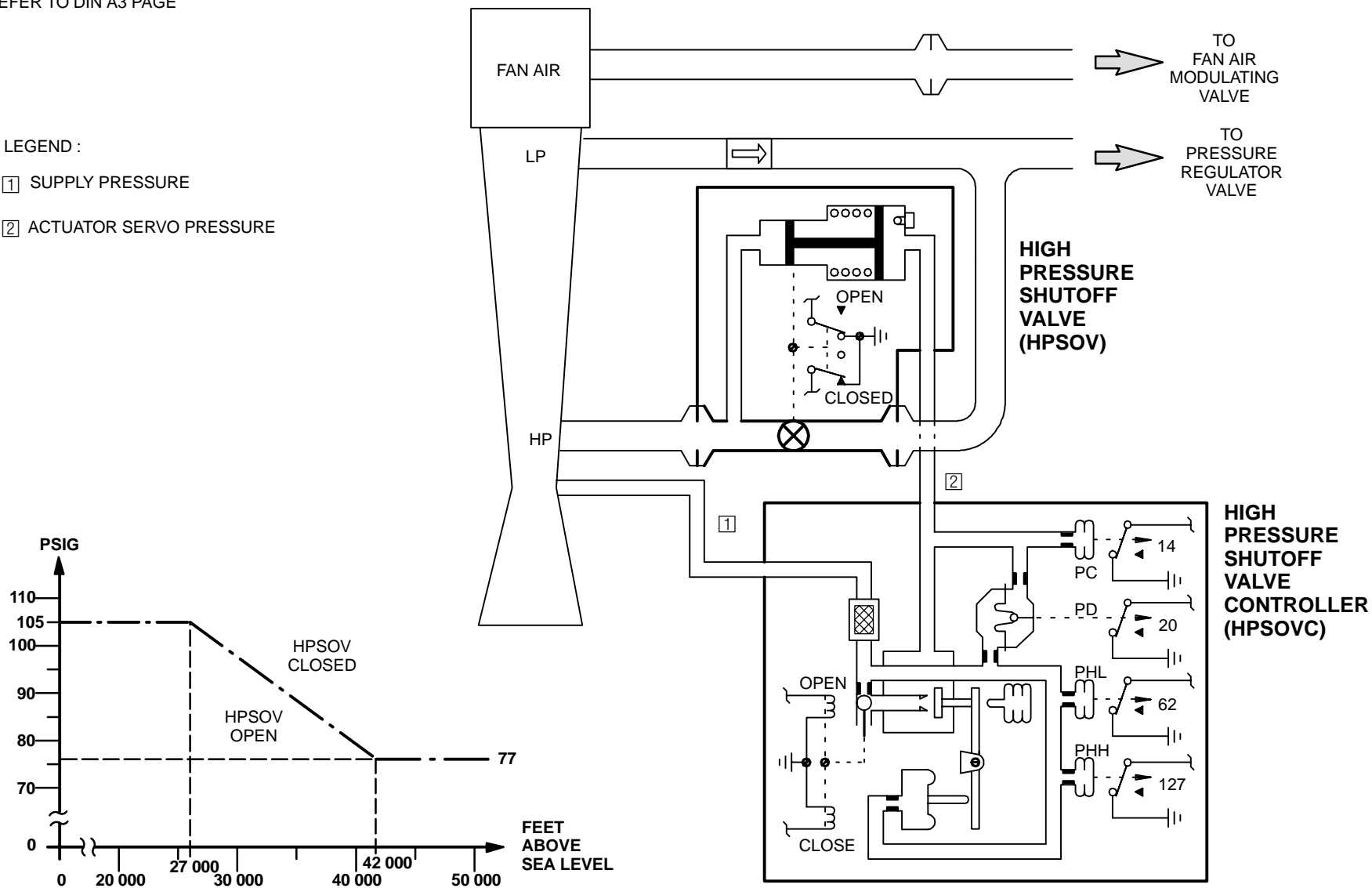
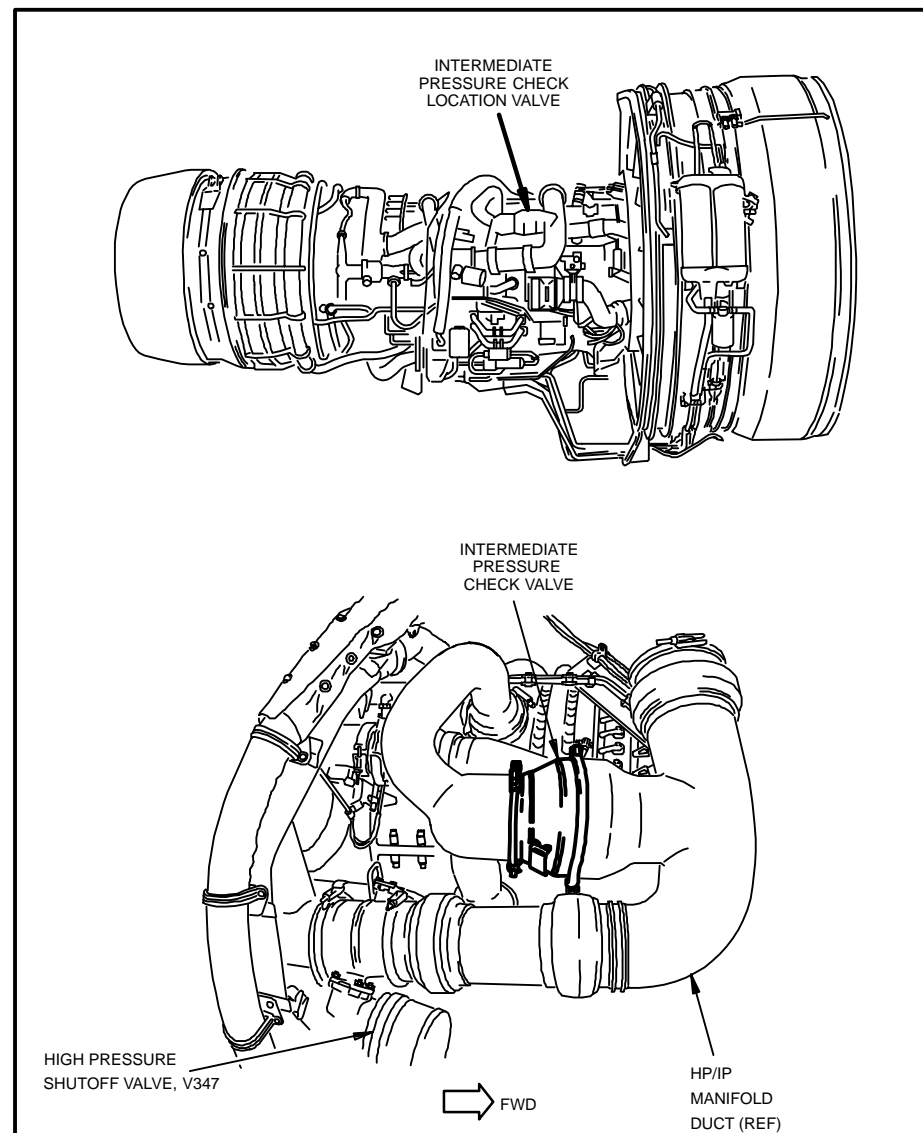


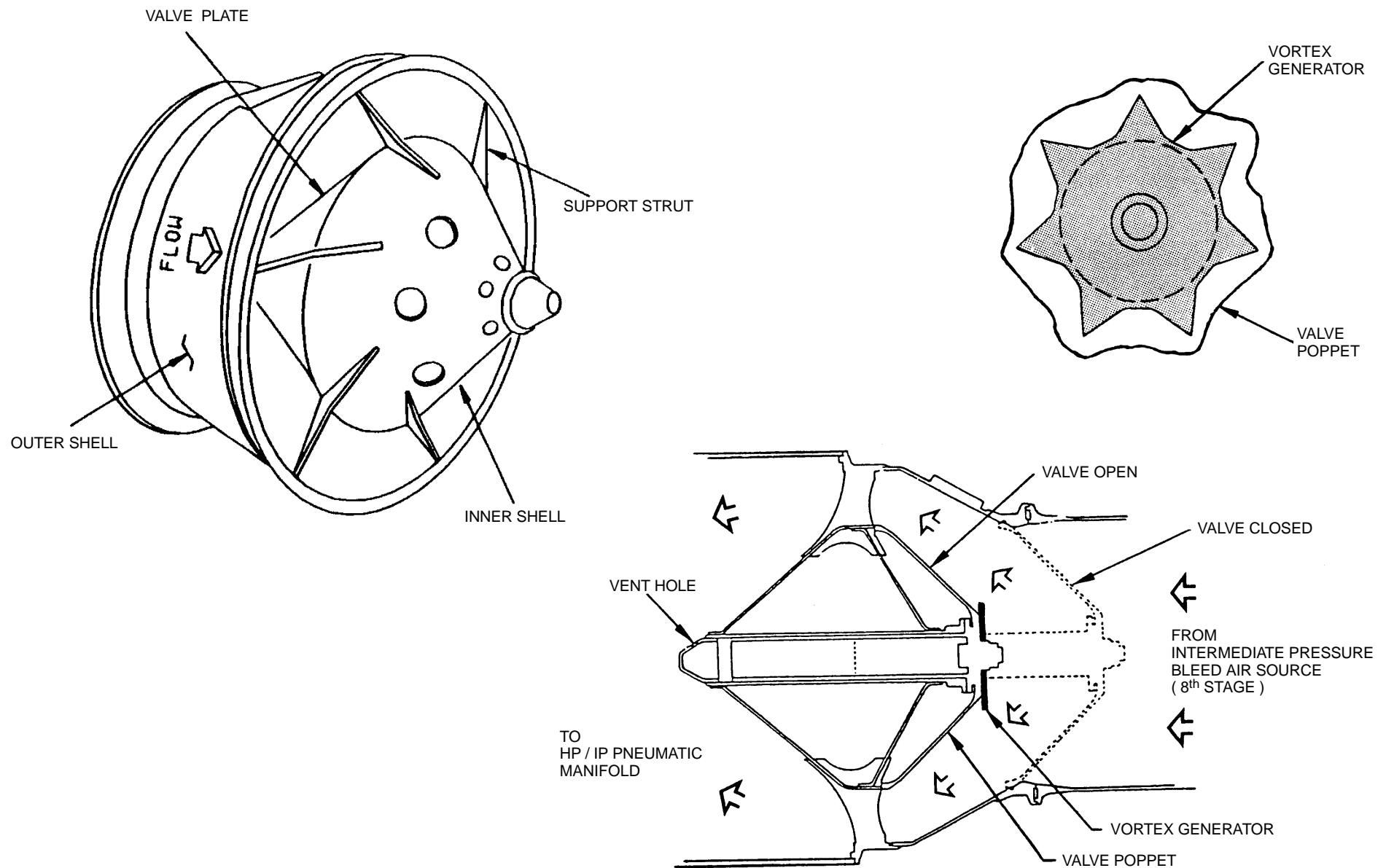
Figure 19 HPSOVC AND HPSOV SCHEMATIC

INTERMEDIATE PRESSURE CHECK VALVE (IP - CHECK VALVE)

BESCHREIBUNG

- Das Intermediate Pressure Check Valve ist in 3⁰⁰-Position ca. 3ft hinter dem Fan Frame am Triebwerk installiert
- das Valve besteht aus folgenden Bauteilen :
 - outer shell
 - inner shell with strut supports
 - tube guide
 - movable tube / valve plate assembly.
- das Valve ist zwischen dem Intermediate- und HP/IP - Pressure Manifold eingebaut
- der Outlet Flange ist größer als der Inlet Flange, dadurch kann es nur in einer Position eingebaut werden, zusätzlich befindet sich auf dem Valve ein Flußrichtungspfeil
- das Valve wird pneumatisch betätigt
 - es wird geschlossen, wenn die 14.Stufe des Triebwerkes die Pneumatic in das System liefert und damit die 8.Stufe absperrt
 - es wird von dem 8.Stufendruck geöffnet, wenn das HPSOV geschlossen ist und damit wird die Luft aus dem IP - System in das Pneumatic System gefördert
- zur Laufzeitverlängerung wurde das Valve mit einem Vortex Generator versehen, der die Öffnungskraft von der 8.Stufe auf das Valve Poppet verteilt,
- gleichzeitig wurde die hohle Valve Poppet Stange mit einem Vent Hole versehen, die die Geschwindigkeit des Öffnens bzw. Schließens verringert



**Figure 20 INTERMEDIATE PRESSURE CHECK VALVE**

**PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC)****BESCHREIBUNG**

- der PRVC ist in 11⁰⁰ Position an dem Triebwerk ca. 2ft hinter dem Fan Frame angebaut
- der PRVC steuert das Pressure Regulating Valve (PRV) OPEN / REGULATING / CLOSED
- die elektrischen Steuersignale für den PRVC (OPEN / CLOSE) kommen von der ASCTU
- 1. Port :
 - der PRVC erhält Supply Pressure über ein Filter Element zur Steuerung des PRV aus der 8. oder 14.Stufe (Upstream) des Triebwerkes
- 2.Port :
 - der PRVC erhält Regulated Pressure (Downstream), dadurch regelt der PRVC das PRV selbsttätig auf 97psi (innerhalb einer vorgegebenen Regelbandbreite)
- 3.Port :
 - der Actuator Servo Pressure dient zur Betätigung des PRV nach OPEN
- der PRVC besteht aus folgenden Komponenten :
 - Gußaluminiumgehäuse
 - Magnetic Shutoff Solenoid
 - OPEN / CLOSED - Steuerung
- der PRVC ist ein LRU - Bauteil
- die einzelnen Komponenten des PRVC sind SRU - Bauteile
- der PRVC ist selbst nicht direkt überwacht, er wird indirekt durch die Stellung des PRV und der angesteuerten Position überwacht

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Pressure Regulating System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED (#)

und / oder die
Status Message

BLEED PRV ENG (#) erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich

BLEED - (#) PRV CONTROLLER FAIL

oder

BLEED - (#) PRESSURE REGULATING VALVE / CONTROLLER FAIL

Sollte der Controller / das Valve sich nicht in der angesteuerten Position befinden (fehlerhaft geöffnet / fehlerhaft geschlossen) erscheinen die oben angegebenen EICAS Messages mit einer auf den Fehlerweisenden CMCS Message

BLEED (#) PRESSURE REGULATING VALVE / CONTROLLER FAIL OPEN

oder

**BLEED (#) PRESSURE REGULATING VALVE / CONTROLLER FAIL
CLOSED**

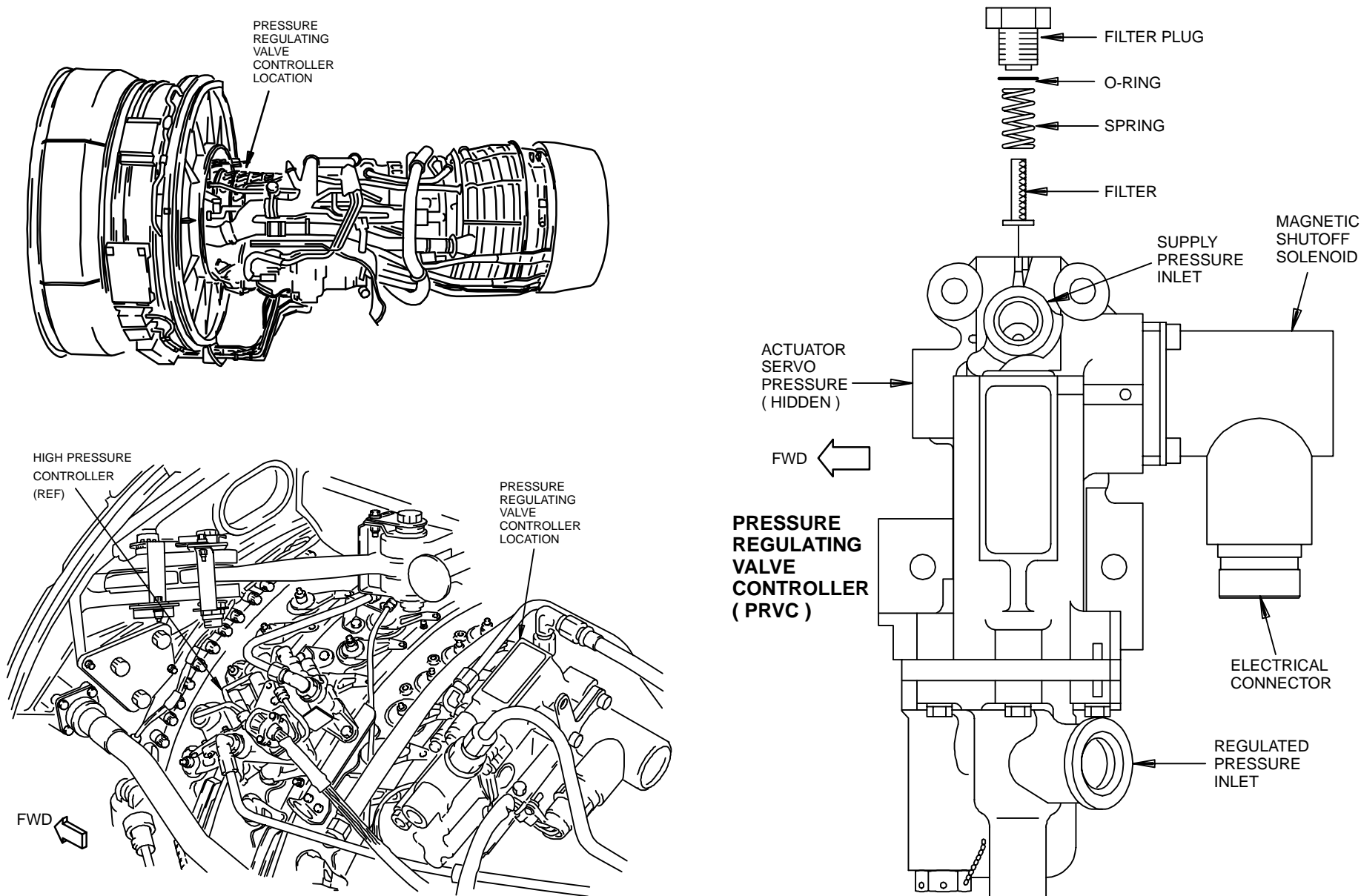


Figure 21 PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC)

**PRESSURE REGULATING VALVE (PRV)****BESCHREIBUNG**

- das PRV ist in 1⁰⁰-Position am Triebwerk direkt vor dem Precooler in dem Pneumatic Duct eingebaut
- das PRV ist **FEDERBELASTET CLOSED** und wird **pneumatisch nach OPEN betätigt**
- der Valve Actuator erhält auf der kleinen Actuatorseite CLOSED-Pressure (8. oder 14.Stufendruck) und auf der großen Actuatorseite OPEN-Pressure von dem PRVC
- Minimum OPEN - Pressure 10psi
- das PRV hat einen Manual Position Indicator
- das PRV besitzt einen OPEN- und CLOSED Position - Switch, die die Valve Position an die ASCTU übertragen
- über den verlängerten Valveshaft und Locking Crank ist ein Manual Override möglich
 - es wird der Locking Pin aus dem Valve Actuator geschraubt ⇒ der Actuator Servo Pressure wird nach Ambient abgelassen
 - der Locking Pin wird durch den Locking Crank in den Valvebody geschraubt ⇒ das Valve ist MANUAL CLOSED & LOCKED ⇒ das Pneumatic System steht nicht mehr zur Verfügung
 - die Rückrüstung erfolgt in umgekehrter Reihenfolge

NOTE: Wird der Locking Pin in dem Valve Actuator belassen und ein zweiter Locking Pin durch den Locking Crank eingesetzt, so wird der Valve Actuator intern zerstört !

NOTE: Das High Pressure Shutoff Valve (HPSOV) und das Pressure Regulating Valve (PRV) sind baugleich und untereinander austauschbar

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Pressure Regulating System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED (#)

und / oder die
Status Message

BLEED PRV ENG (#) erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

BLEED - (#) PRESSURE REGULATING VALVE FAIL

oder

BLEED - (#) PRESSURE REGULATING VALVE / CONTROLLER FAIL

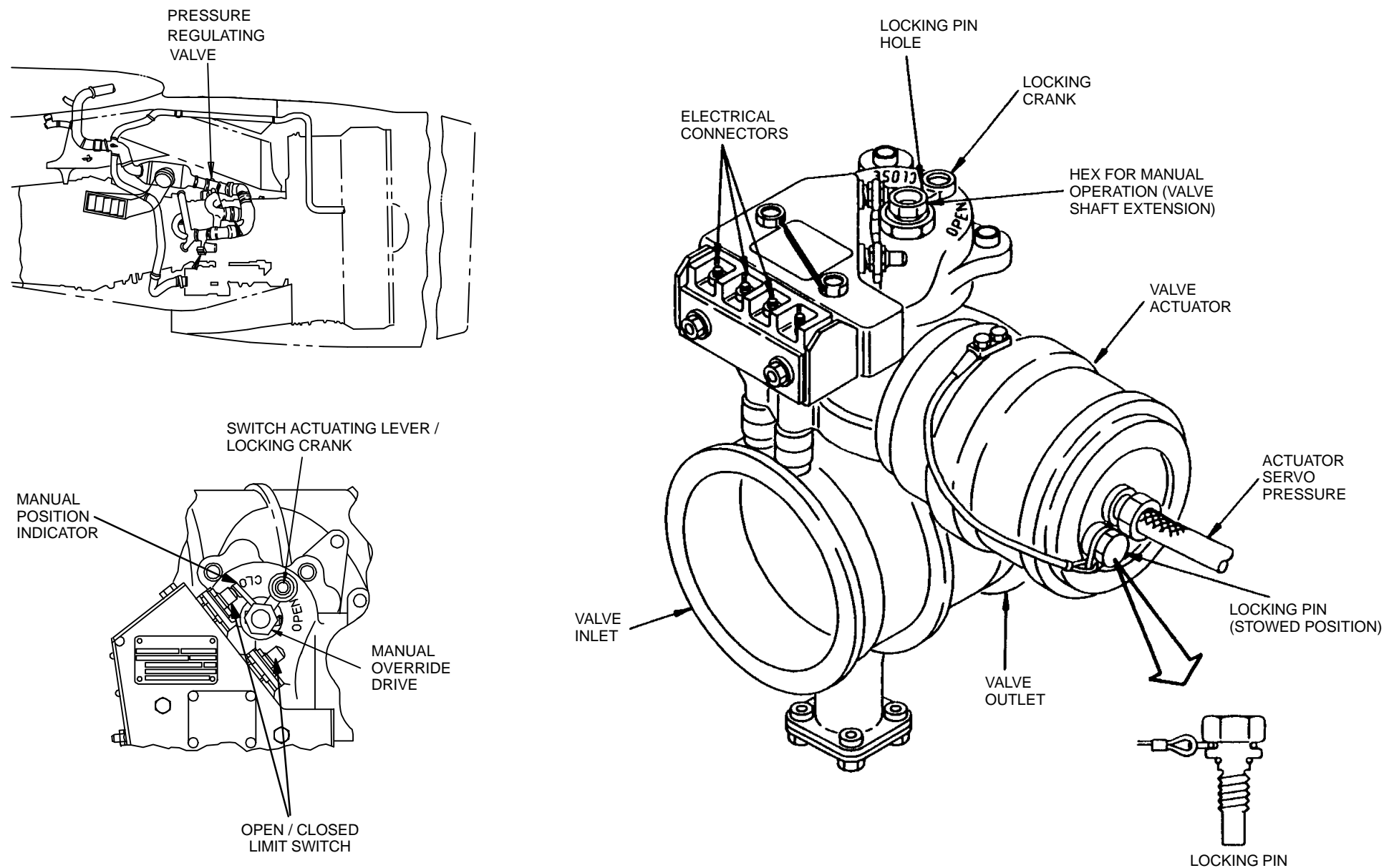


Figure 22 PRESSURE REGULATING VALVE (PRV)

**PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) UND PRESSURE REGULATING VALVE (PRV)**

Die elektrische Ansteuerung des Magnetic Solenoids nach OPEN bzw. CLOSED erfolgt durch die ASCTU. In Abhängigkeit von der Ansteuerung wird der Servo Pressure vom PRVC zum PRV durchgesteuert oder abgesperrt. Das federelastet geschlossene PRV wird durch den Servo Pressure geöffnet.

Grundvoraussetzung in allen Öffnungs-Modes :

- **Engine Fire Switch in NORM-Position**
- **Engine Bleed Air Temperature < 243° C**
- **Engine Bleed Air Pressure < 97 psi**
- **Starter Valve > 15sec. CLOSED**

Ö F F N E N :• **1. MODE :**

Engine Bleed Air Switch (#) : ON

- Das PRV kann auch über den PRVC geöffnet werden, unabhängig der Stellung des Engine Bleed Air Switches (ON oder OFF). Wenn der zum Triebwerk gehörige Nacelle Anti-Ice Switch (P 5) nach AUTO oder ON in AIR geschaltet wird. (Siehe 2.Mode und 3.Mode).

• **2. MODE : (NAI : ON / AUTO)**

Engine Bleed Air Switch (#) : ON

und

Thrust Reverser (#) : NOT IN TRANSIT

• **3. MODE : (NAI : ON / AUTO)**

Engine Bleed Air Switch (#) : OFF

und

High Pressure Shutoff Valve : CLOSED

und

Thrust Reverser (#) : NOT IN TRANSIT

- Das PRV kann über den PRVC auch geöffnet werden, unabhängig der Stellung des Engine Bleed Air Switches (ON oder OFF). Wenn der zum Triebwerk gehörigen Thrust Reverser nach STOW oder DEPLOY betätigt wird. (Siehe 4.Mode und 5.Mode).

• **4. MODE : (Thrust Reverser IN TRANSIT)**

Engine Bleed Air Switch (#) : ON

und

Thrust Reverser IN TRANSIT

und

Nacelle Anti-Ice wird für die Reverser-Transitzeit abgeschaltet.

• **5. MODE : (Thrust Reverser IN TRANSIT)**


Engine Bleed Air Switch (#) : OFF

und

Thrust Reverser IN TRANSIT

und

Nacelle Anti-Ice wird für die Reverser-Transitzeit abgeschaltet.

| RESSURE REGULATING VALVE (PRV) CONTROLLED BY PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) | | | | | | | | | | |
|--|---------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|--|--------------------------------------|---|--|---|---|--|
| | ENGINE FIRE SWITCH : NORM | ENGINE BLEED AIR PRESS < 97 PSI | ENGINE BLEED AIR SWITCH : ON | ENGINE BLEED AIR SWITCH : OFF | ENGINE BLEED OVERTEMP < 243° C | NACELLE ANTI-ICE : OFF  | HIGH PRESS SHUTOFF VALVE : CLOSED | STARTER VALVE CLOSED (> 15 SEC.) | THRUST REVERSER NOT IN TRANSIT | PRESSURE REGULATING VALVE OPEN COMMAND |
| 1. MODE : ENGINE BLEED AIR SWITCH : ON | X | X | X | | X | | | X | | ⇒ X |
| 2. MODE : NACELLE ANTI - ICE SWITCH : ON / AUTO | X | X | X | | X | | | X | X | ⇒ X |
| 3. MODE : NACELLE ANTI - ICE SWITCH : ON / AUTO | X | X | | X | X | | X | X | X | ⇒ X |
| 4. MODE : THRUST REVERSER STOW / DEPLOY | X | X | X | | X | X | | X | | ⇒ X |
| 5. MODE : THRUST REVERSER STOW / DEPLOY | X | X | | X | X | X | | X | | ⇒ X |

ELECTRICALLY CONTROLLED

 NACELLE ANTI-ICE SYSTEM AUTOMATICALLY OFF,
WHILE THRUST REVERSER IN TRANSIT.

Figure 23 PRV CONTROLLER AND -VALVE SCHEMATIC

**PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) UND PRESSURE REGULATING VALVE (PRV)****SCHLIESSEN :****1. MODE :**

- Engine Bleed Air Pressure : > 97 PSI
oder

2. MODE :

- Engine Bleed Air Switch : OFF
und
- Thrust Reverser : NOT IN TRANSIT oder NAI : OFF

3. MODE :

- Engine Fire Switch (#) : FIRE
oder

4. MODE :

- Overheat Switch (#) : > 243°C
(Beschreibung siehe 36-20, Bleed Air Temperature Indication)
oder

5. MODE :

- Engine Start Valve (#) : NOT CLOSED
 - das Magnetic Solenoid des PRVC ist nach OPEN angesteuert
 - der Startvorgang des Engines wird durch den Engine Start Switch eingeleitet
 - das Engine Start Valve verläßt die CLOSED-Position, es wird das Magnetic Solenoid des PRVC von der ASCTU nach CLOSED angesteuert und das PRV schließt
 - nachdem das Engine Start Valve wieder die CLOSED-Position erreicht hat, wird in der ASCTU ein Time Delay angesteuert und das Magnetic Solenoid des PRVC bleibt für weitere 15sec nach CLOSED angesteuert.

- nachdem die Zeit des Time Delays abgelaufen ist, steuert die ASCTU den PRVC wieder nach OPEN und das PRV öffnet. (Damit kann das Triebwerk ohne pneumatische Belastung auf die IDLE-Drehzahl laufen).

ANZEIGE UND WARNUNG

Das SYSTEM FAULT-Light und die EICAS-Message :

Advisory Message

- **BLEED (#)**
und / oder
Status Message
- **BLEED PRV ENG (#)**

erscheinen wenn:

- der PRVC nach CLOSED angesteuert wurde und das PRV geöffnet bleibt
- der PRVC nach OPEN angesteuert wurde und das PRV geschlossen bleibt
- Engine Start Valve NOT CLOSED und das PRV weiterhin NOT CLOSED meldet



| | RESSURE REGULATING VALVE (PRV) CONTROLLED BY PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) | | | | | PRESSURE REGULATING VALVE CLOSE COMMAND | |
|--|---|---|---|---|---|---|--|
| 1. MODE : ENGINE BLEED AIR PRESS > 97 PSI | X | | | | | ⇒ X | PNEU. CONT. ELECTRICALLY CONTROLLED |
| 2. MODE : ENGINE BLEED AIR SWITCH : OFF THRUST REVERSER: NOT IN TRANSIT AND NAI : OFF | | X | | | | ⇒ X | |
| 3. MODE : ENGINE FIRE SWITCH : F I R E | | | X | | | ⇒ X | |
| 4. MODE : ENGINE BLEED OVERTEMP > 243°C | | | | X | | ⇒ X | |
| 5. MODE : STARTER VALVE NOT CLOSED | | | | | X | ⇒ X | |

Figure 24 PRV CONTROLLER AND -VALVE SCHEMATIC



PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) UND PRESSURE REGULATING VALVE (PRV) SCHEMATIC

Die elektrische Funktions-Schematic gibt eine Übersicht der einzelnen Funktionen des Pressure Regulating Valve Controllers in Verbindung mit dem Pressure Regulating Valve.

Die Funktionen des

- Ö F F N E N S
bzw..
- S C H L I E S S E N S

sind aus den vorhergehenden Tabellen zu entnehmen.



REFER TO A3 PAGE

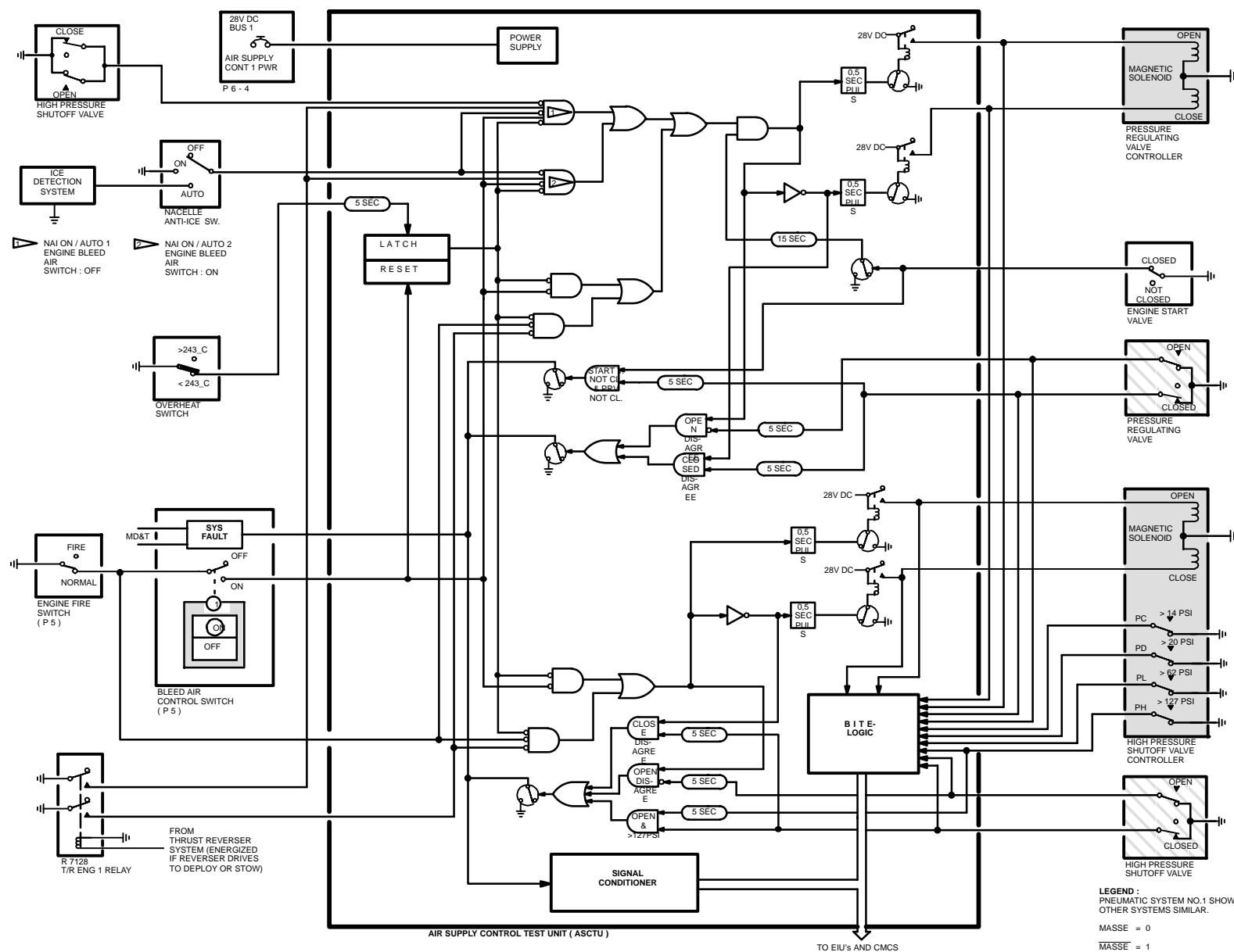


Figure 25 PRV CONTROLLER UND -VALVE FUNKTIONS SCHEMATIC



PRESSURE REGULATING VALVE CONTROLLER (PRVC) UND PRESSURE REGULATING VALVE (PRV)

BESCHREIBUNG

Der Supply Pressure für den Pressure Regulator Valve Controller (PRVC) wird über eine Sense Line aus dem Engine Pneumatic Duct vor dem Pressure Regulator Valve entnommen und über ein Inlet Filter in den PRVC geleitet.

Das Magnetic Solenoid steuert nach einem OPEN-Command von der ASCTU den Actuator Servo Pressure zur Betätigung des Pressure Regulator Valves (PRV) nach OPEN und es wird gegenüber der Federkraft und CLOSED-Pressure geöffnet.

Ein Minimum OPEN-Pressure von 10psi muß überschritten werden, um das PRV zu öffnen.

Über die Regulated Pressure Sense Line wird der Engine Bleed Air Pressure hinter dem PRV abgefragt und in den PRVC übertragen. Der gemessene Pressure dient zur Pressure Regulation auf 97psi, d.h.

- Engine Bleed Air Pressure < 97psi = Valve OPEN
- Engine Bleed Air Pressure > 97psi = Valve CLOSED

Über den Locking Pin in dem Valve Actuator erfolgt die De-Activation des PRV, indem der Actuator Servo Pressure abgelassen wird und gleichzeitig der Locking Pin zur manuellen Blockierung des Valves benutzt wird.

Das Magnetic Solenoid sperrt nach einem CLOSED-Command den Actuator Servo Pressure ab und das PRV wird durch die Federkraft und CLOSED-Pressure (wenn vorhanden) geschlossen.

In dem Pressure Regulator Valve Controller wird das Magnetic Solenoid indirekt überwacht.

Das Pressure Regulator Valve wird durch einen OPEN- und CLOSED-Limit Switch überwacht, deren Signale zur ASCTU übertragen werden.

PNEUMATIC DISTRIBUTION

REFER TO DIN A3 PAGE

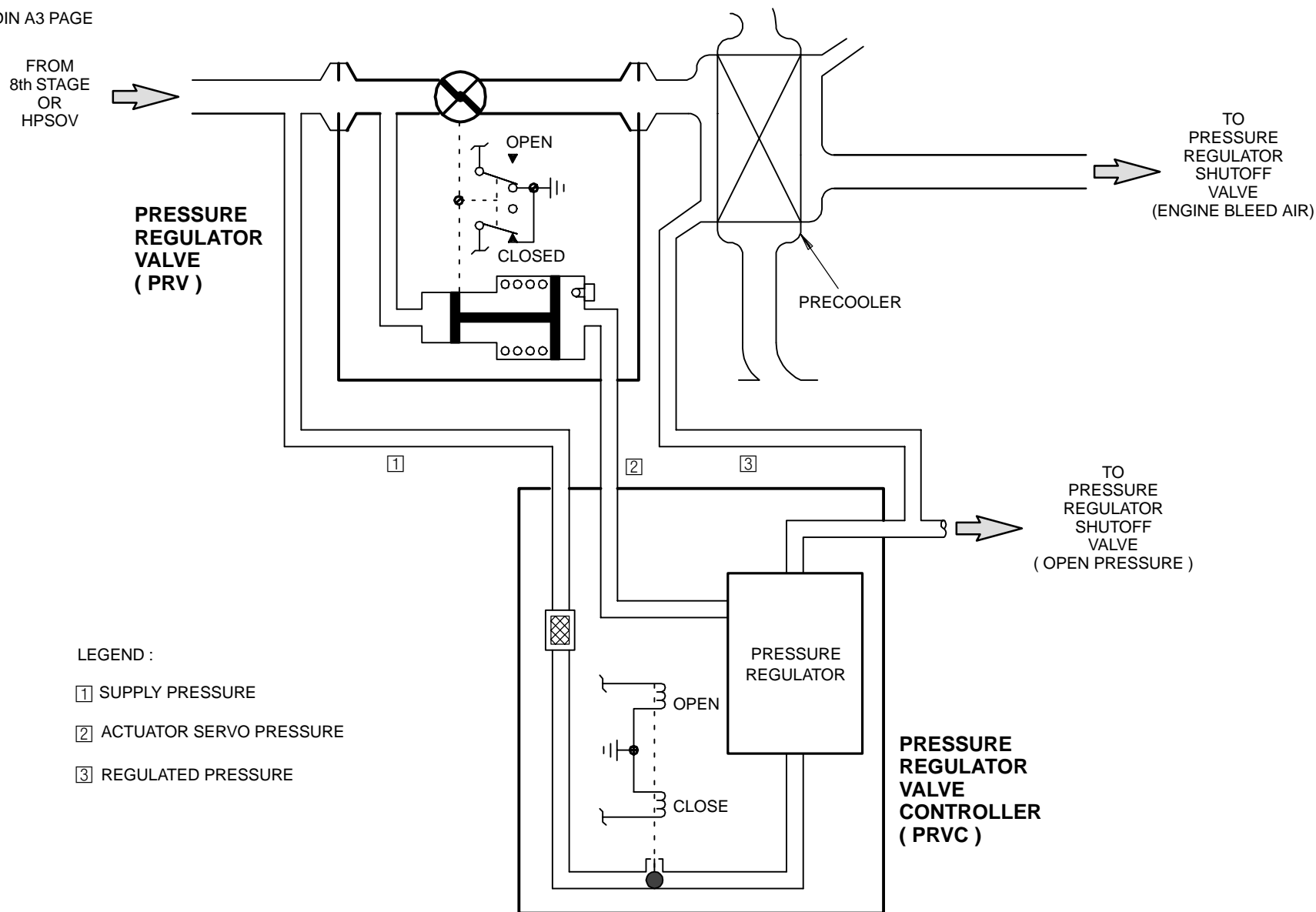


Figure 26 PRVC AND PRV SCHEMATIC



FAN AIR TEMPERATURE SENSOR (FATS)

BESCHREIBUNG

- je Triebwerk mißt ein Fan Air Temperature Sensor die Engine Bleed Air Temperature hinter dem Precooler und vor dem Pressure Regulator Shutoff Valve (PRSOV) und steuert dadurch das Fan Air Modulating Valve
- der Sensor ist **grundsätzlich links in dem Engine Strut**, direkt auf dem Pneumatic Duct angebaut
- der Sensor ist durch zwei hintereinanderliegende Zugangsklappen erreichbar

NOTE: Zur Befestigung des äusseren Zugangsdeckels untere Reihe sind spezielle Schrauben zu verwenden !

- der Sensor ist eine Bi-Metall Temperature Probe
- der Sensor ist auf eine Temperaturregelung der Engine Bleed Air von 177°C (Regelbereich : 160°C - 193°C) eingestellt
- der Sensor moduliert den CLOSED - Pressure zu dem Fan Air Modulating Valve
- der Sensor wird intern mittels Fan Air aus dem Fan Air Luftstrom des Triebwerkes gekühlt
- der Sensor wird nur indirekt, in Verbindung mit dem Fan Air Modulating Valve überwacht

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Fan Air System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED (#)

und die Status Message

BLEED FAMV ENG (#)

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

BLEED - (#) FAN AIR MODULATING VALVE / FAN AIR TEMPERATURE SENSOR FAIL

Sollte der Sensor / das Valve sich nicht in der angesteuerten Position befinden (fehlerhaft geöffnet / fehlerhaft geschlossen) erscheinen die oben angegebenen EICAS Messages mit einer auf den Fehlerweisenden CMCS Message

BLEED (#) TEMPERATURE CONTROL SYSTEM FAIL OPEN

oder

BLEED (#) TEMPERATURE CONTROL SYSTEM FAIL CLOSED

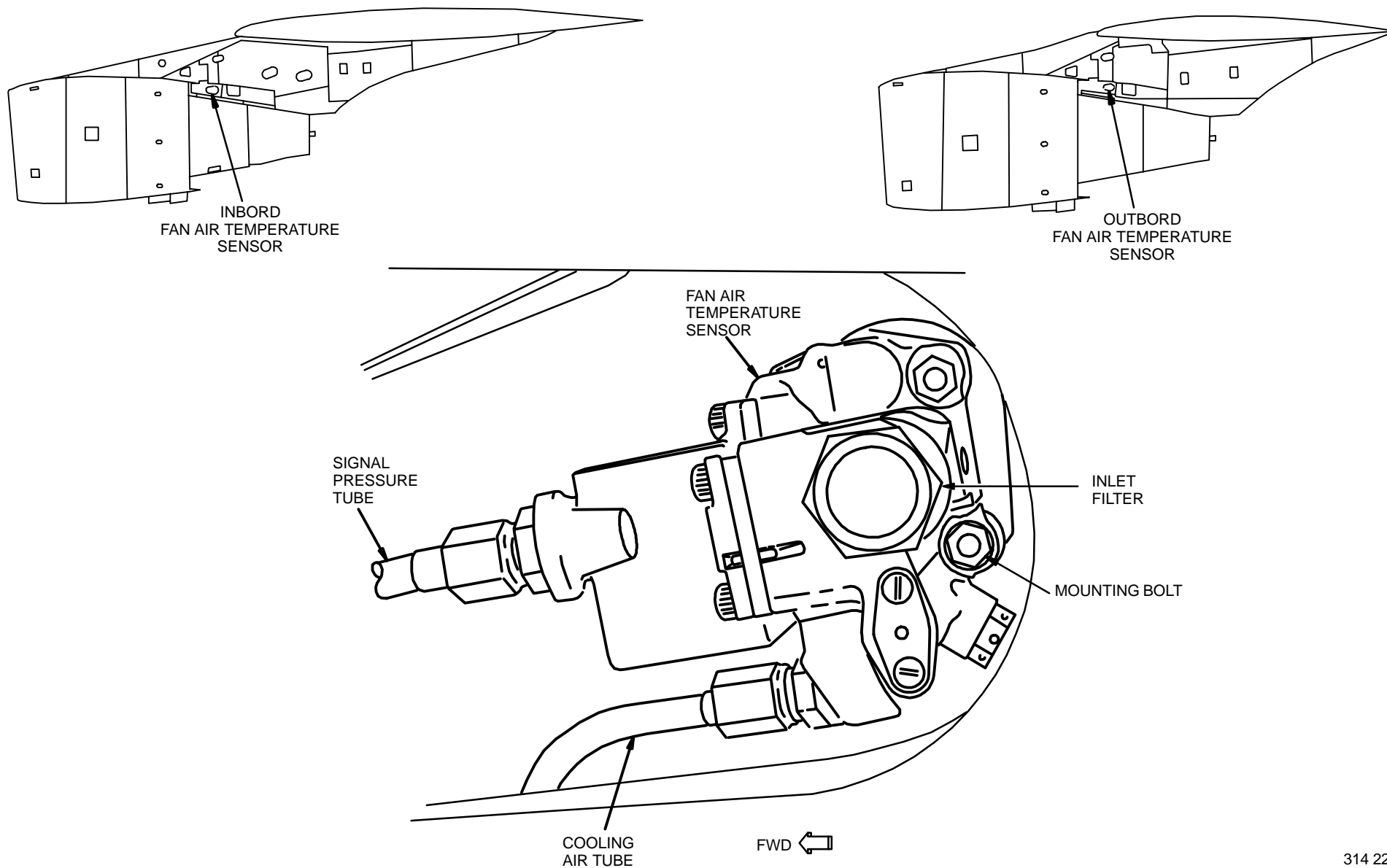


Figure 27 FAN AIR TEMPERATURE SENSOR (FATS)

**FAN AIR MODULATING VALVE (FAMV)****BESCHREIBUNG**

- das Fan Air Modulating Valve (FAMV) ist auf der linken Seite des Triebwerkes, direkt an dem Precooler installiert und durch Öffnen der linken Thrust Reverser Couling erreichbar
- es ist ein 9" Butterfly - Valve
- das FAMV ist **FEDERBELASTET OPEN** und wird durch den Actuator Servo Pressure von dem Fan Air Temperature Sensor nach CLOSE betätigt
- das Valve wird intern durch Fan Air aus dem Fan Air Luftstrom über eine Bohrung in dem Spacer Assembly versorgt
- das Valve kann bei einer Fehlfunktion des Fan Air Temperature Sensors oder des Fan Air Modulating Valves in zwei verschiedenen Stellungen stillgesetzt werden :
 - 1.Möglichkeit des Deaktivierens :
 - Über den Locking Pin in dem Valve Actuator erfolgt die De-Activation des Fan Air Modulating Valves, indem der Actuator Servo Pressure abgelassen wird und gleichzeitig der Locking Pin zur manuellen Blockierung des Valves in der Position von 48°-OPEN (INTERMEDIATE) benutzt wird.
 - 2.Möglichkeit des Deaktivierens :
 - das Fan Air Modulating Valve kann auch, durch Öffnen der Actuator Servo Pressure Leitung am Fan Air Temperature Sensor, in der FULL OPEN - Position ausser Betrieb gesetzt werden.
- das Fan Air Modulating Valve wird durch einen OPEN- und CLOSED-Limit Switch überwacht, deren Signale zur ASCTU übertragen werden.
- das Fan Air Modulating Valve wird auf der ECS Maintenance Page mit
 - **OPEN**
 - **REGLTG**
 - **CLOSED**
 angezeigt.

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Fan Air System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED (#)

und die Status Message

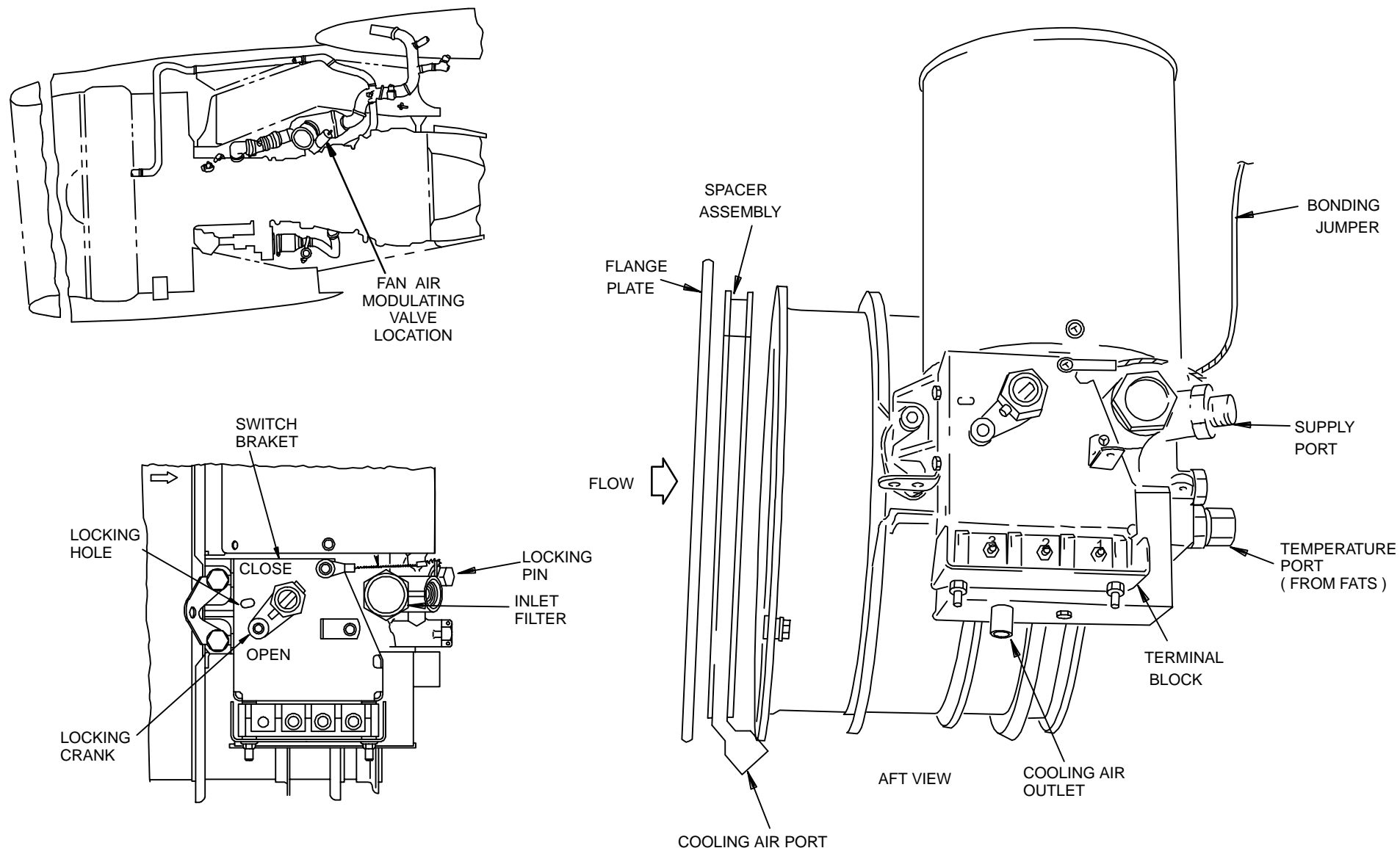
BLEED FAMV ENG (#)

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

BLEED - (#) FAN AIR MODULATING VALVE / FAN AIR TEMPERATURE SENSOR FAIL

NOTE: Der Bleed Air Pressure Sensor (#) arbeitet mit den Limit-Switches des Fan Air Modulating Valves (#) für die Fehler-Indication zusammen, d.h. es muß ein Bleed Air Pressure von > 14psi vorhanden sein und das Flugzeug im AIR-Zustand, erst dann kann die Message für das Fan Air Modulating Valve generiert werden.

**PNEUMATIC
DISTRIBUTION****Lufthansa
Technical Training****B 747 - 430****B 1****36 - 10****Figure 28 FAN AIR MODULATING VALVE (FAMV)**

**FAN AIR TEMPERATURE SENSOR AND -VALVE SCHEMATIC****BESCHREIBUNG**

Der Supply Pressure für den Fan Air Temperature Sensor (FATS) wird direkt aus den Engine Bleed Air Duct entnommen und über ein Inlet Filter in den FATS geleitet.

Der Supply Pressure wird durch die gemessene Temperature des Sensors moduliert und als Actuator Servo Pressure (CLOSED-Pressure), direkt über die Sense Line zu dem Fan Air Modulating Valve geleitet.

Der Fan Air Modulating Valve Actuator selbst bekommt über eine Sense Line und einem Inlet Filter Supply Pressure auf der OPEN-Seite (kleine Kreisfläche) zugeführt. Der Supply Pressure von dem Fan Air Temperature Sensor wird in einer Pressure Regulator Control reduziert und auf die entgegengesetzte Seite des Actuators CLOSED-Seite (große Kreisfläche) geleitet.

Der Servo Pressure von dem Fan Air Temperature Sensor zum Fan Air Modulating Valve ist um so größer, je geringer die Engine Bleed Air Temperature ist (siehe Tabelle).

Das Fan Air Valve wird **ausschließlich** durch den Fan Air Temperature Sensor gesteuert, d.h.

- Precooler Outlet Temperature **< 160°C** ⇒
Actuator Servo Pressure **HOCH** ⇒
Fan Air Modulating Valve **CLOSED**
- Precooler Outlet Temperature **> 160°C und < 193°C** ⇒
Actuator Servo Pressure **MITTEL** ⇒
Fan Air Modulating Valve **MODULIERT**
- Precooler Outlet Temperature **> 193°C** ⇒
Actuator Servo Pressure **KLEIN** ⇒
Fan Air Modulating Valve **OPEN**

Über eine Bohrung, in dem Spacer Assembly vor dem Fan Air Modulating Valve wird Cooling Air abgenommen, die in das Fan Air Modulating Valve und den Fan Air Temperature Sensor geleitet wird und damit die Bauteile intern kühlt. Über Auslässe wird die Cooling Air wieder nach Ambient geleitet. Befindet sich das Fan Air Valve in dem geschlossenen Zustand ist an diesem eine gewollte Leckage vorhanden.

1.Möglichkeit des Deaktivierens:

- Über den Locking Pin in dem Valve Actuator erfolgt die De-Activation des Fan Air Modulating Valves, indem der Actuator Servo Pressure abgelassen wird und gleichzeitig der Locking Pin zur manuellen Blockierung des Valves in der Position von 48°-OPEN (INTERMEDIATE) benutzt wird.

2.Möglichkeit des Deaktivierens:

- das Fan Air Modulating Valve kann auch, durch Öffnen der Actuator Servo Pressure Leitung am Fan Air Temperature Sensor, in der FULL OPEN - Position ausser Betrieb gesetzt werden.

Der Fan Air Temperature Sensor wird nicht direkt überwacht.

Das Fan Air Modulating Valve wird durch einen OPEN- und CLOSED-Limit Switch überwacht, deren Signale zur ASCTU übertragen werden.

NOTE: Der Bleed Air Pressure Sensor (#) arbeitet mit den Limit-Switches des Fan Air Modulating Valves (#) für die Fehler-Indication zusammen, d.h. es muß ein Bleed Air Pressure von > 14psi vorhanden sein und das Flugzeug im AIR-Zustand, erst dann kann die Message für das Fan Air Modulating Valve generiert werden.

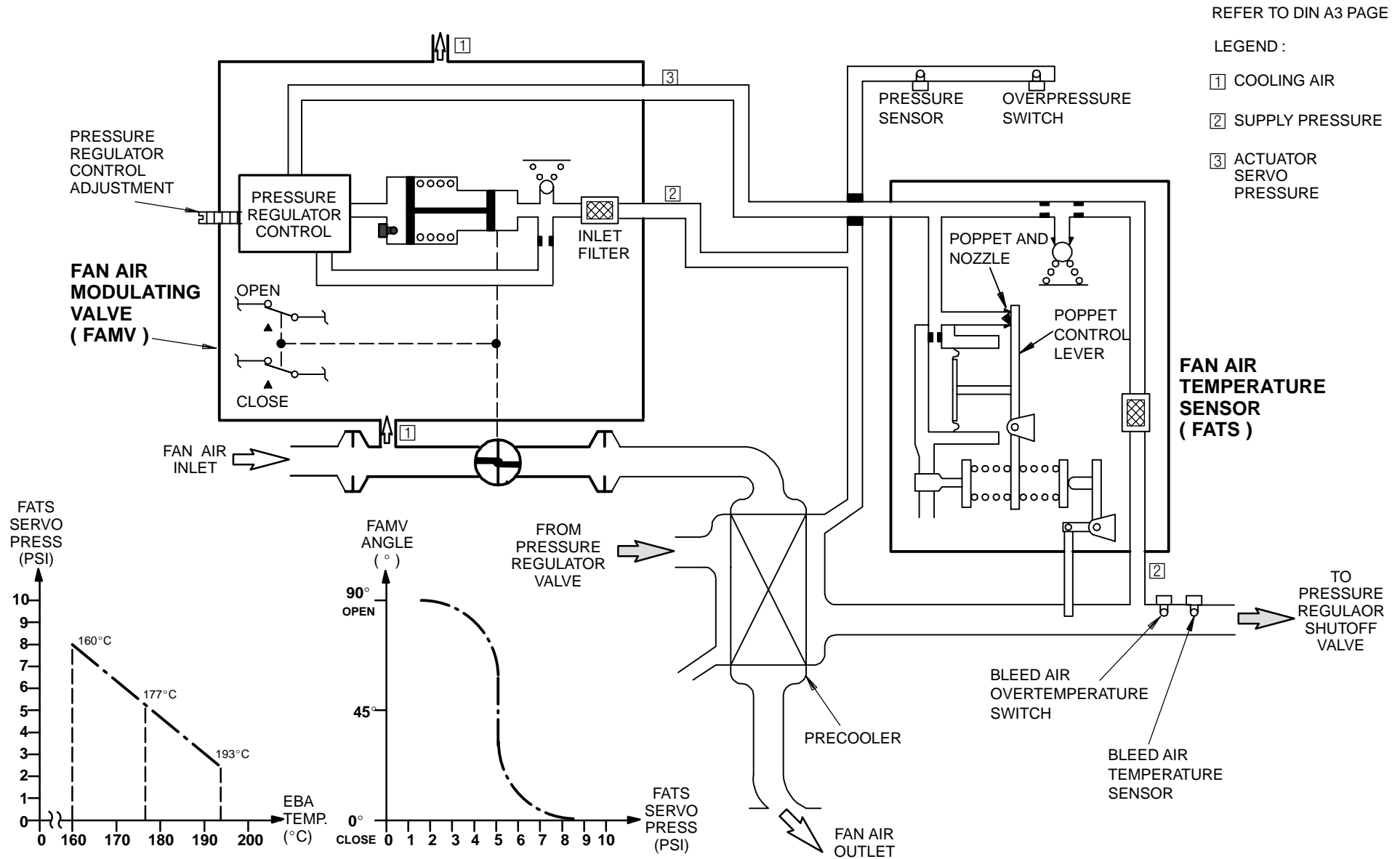


Figure 29 FAN AIR TEMPERATURE SENSOR AND -VALVE SCHEMATIC



BLEED AIR PRECOOLER

BESCHREIBUNG

- der Engine Bleed Air Precooler ist unterhalb des Engine Struts und oberhalb des Engine Compressor Case installiert
- der Precooler ist ein Air-To-Air Heat Exchanger als ein Crossflow Type
 - die Engine Bleed Air und die Fan Air strömen in einem Winkel von ca. 90° über den Precooler
 - den Fan Air kühlt die Engine Bleed Air über die eingebauten Fins und Cooling Blades
- die Engine Bleed Air aus dem HP / IP - Manifold strömt von der Vorderseite in den Precooler ein und wird Temperatur geregelt und fließt hinten über den Outlet Duct im Engine Strut zum Pressure Regulating Shutoff Valve
- die Fan Air, entnommen aus dem Fan Air Luftstrom in der linken Thrust Reverser Half, strömt über das Fan Air Modulating Valve von links in den Precooler ein, kühlt die Engine Bleed Air und fließt auf der rechten Seite des Precoolers über den Outlet Duct und Outlet Grill in der rechten Core Cowl wieder in den Fan Air Luftstrom zurück
- am Precooler Inlet (HP / IP - Pressure) ist eine Sense Line angeschlossen, die den Druck zum Pressure Regulating Valve (PRV) und zum Pressure Regulating Shutoff Valve (PRSOV) führt
- am Precooler Outlet (HP / IP - Pressure) ist eine zweite Sense Line angeschlossen, die den Druck zum Fan Air Modulating Valve (FAMV), Engine Bleed Air Temperature Sensor und Engine Bleed Air Overpressure Switch führt
- der Precooler wiegt ca. 59kg (130lbs)
- der Precooler hat keine direkte Überwachung, eine Beschädigung, interner Bruch des Precooler ist nur über die Messages des Fan Air Temperature Sensors / -Valves möglich

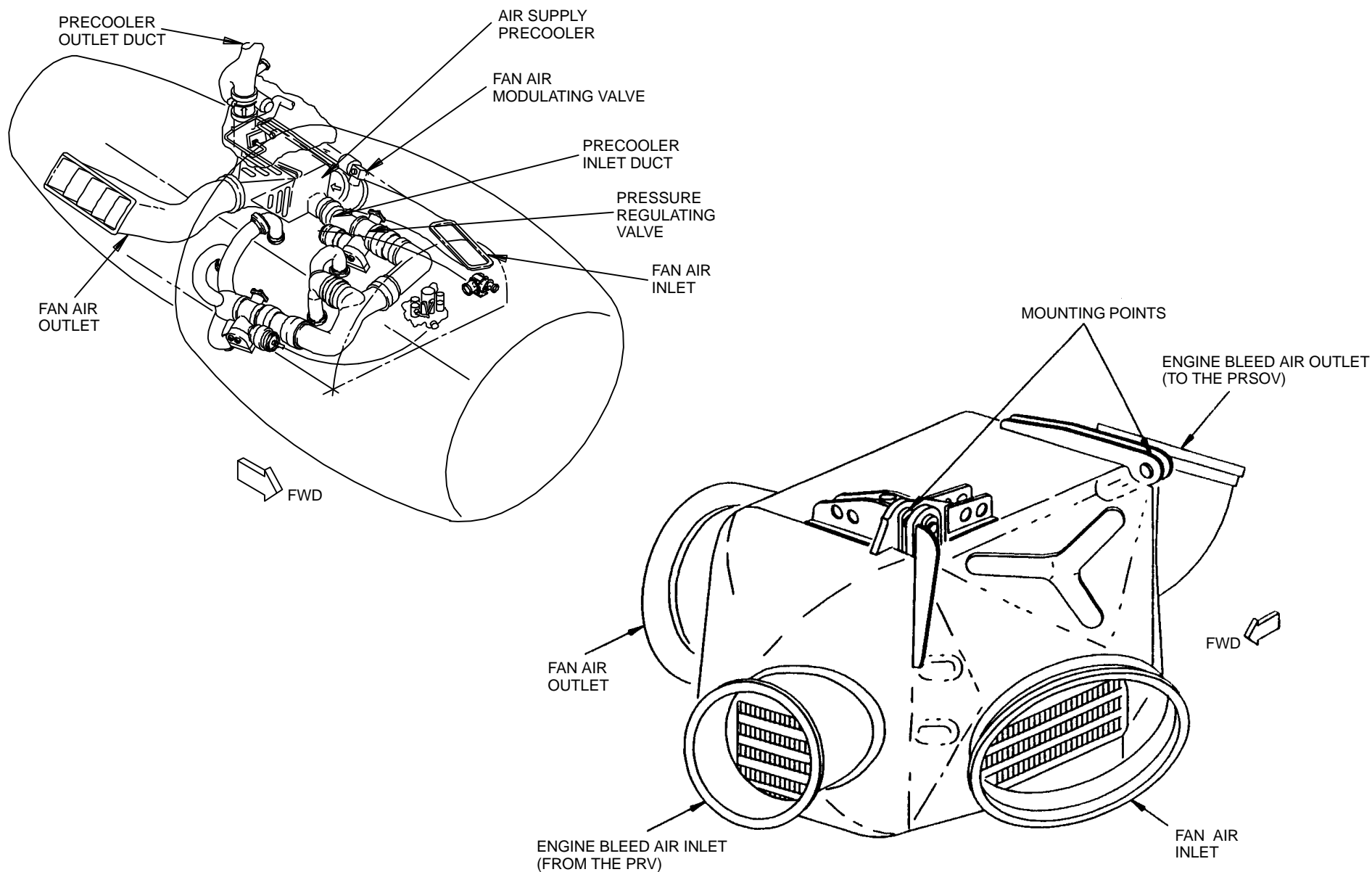


Figure 30 BLEED AIR PRECOOLER



PRESSURE REGULATING SHUTOFF VALVE (PRSOV)

BESCHREIBUNG

- das Pressure Regulating Shutoff Valve ist das zentrale Absperrventil der Engine Bleed Air (EBA) vom triebwerksseitigen zum zellenseitigen Pneumatic Manifold.
- es ist ein Solenoid gesteuertes und pneumatisch betätigtes Ventil, welches **FEDERBELASTET GESCHLOSSEN** ist.
- das PRSOV ist in den Engine Strut eingebaut und von der linken, wie der rechten Seite über Zugangsklappen zugänglich.
- das PRSOV besteht aus folgenden Bauteilen :
 - ein Pressure Control Assembly
 - ein Reverse Flow Prevention System
 - ein Overtemperature Control System
 - zwei Pressure Switches (Signale zur ASCTU)
 - ein OPEN- und ein CLOSED Position - Switch (Signale zur ASCTU)
 - ein Control System Magnetic Latching Solenoid
 - ein Reverse Flow Solenoid (Pull Type)

SHUTOFF FUNCTION :

- Das Valve ist / wird geschlossen, wenn das **SHUTOFF - Solenoid erregt** wurde durch:
 - Engine Bleed Air Switch (#) : OFF *oder*
 - Engine Fire Handle (#) : FIRE *oder*
 - OPEN - Pressure : nicht vorhanden
(Overheat Switch (#) : meldet OVERHEAT)
- Es öffnet, wenn das **SHUTOFF - Solenoid nicht erregt** ist und OPEN-Pressure zur Verfügung steht, durch :
 - Engine Bleed Air Switch (#) : ON *und*
 - Engine Fire Handle (#) : NORMAL *und*
 - OPEN - Pressure : vorhanden
(Overheat Switch (#) : meldet KEIN OVERHEAT)

REVERSE FLOW CHECK FUNCTION :

- Die Reverse Flow Check Function verhindert ein Rückströmen von Pneumatic Air in das Triebwerk von einer anderen Pneumaticquelle, indem der Upstream Pressure mit dem Downstream Pressure verglichen wird. Bei einem höheren Downstream Pressure schließt das Valve.
- Die Reverse Flow Check Function wird durch das REVERSE FLOW (OPEN) - Solenoid übersteuert :
 - bei Engine Start
 - bei Thrust Reverser Ground Operation
- Diese Funktion ist während des Triebwerkstartes nicht aktiv.

REVERSE FLOW FUNCTION :

- Bei Engine Start läßt das PRSOV einen Reverse Flow zu. Dabei wird die Reverse Flow Check Funktion übersteuert. Durch das Schalten des Engine Start Switches (#) wird das Reverse Flow Solenoid erregt und Pneumatic Pressure aus dem zellenseitigen Pneumatic Manifold öffnet das PRSOV-
solange, wie der Start Switch (#) betätigt ist
Diese Funktion ist nur möglich, wenn der Bleed Air Switch in ON steht und damit das SHUTOFF-Solenoid nicht erregt und das OPEN-Solenoid erregt ist.

PRESSURE REGULATOR FUNCTION :

- Der anstehende Pneumatic Pressure aus dem triebwerkseitigen Pneumatic Manifold und das stromlose CLOSED-Solenoid öffnet das Ventil und regelt den Druck auf 45 PSI.
- Die am Ventil angeschlossene Downstream Pressure Sense Line gibt ein Feedback Signal.

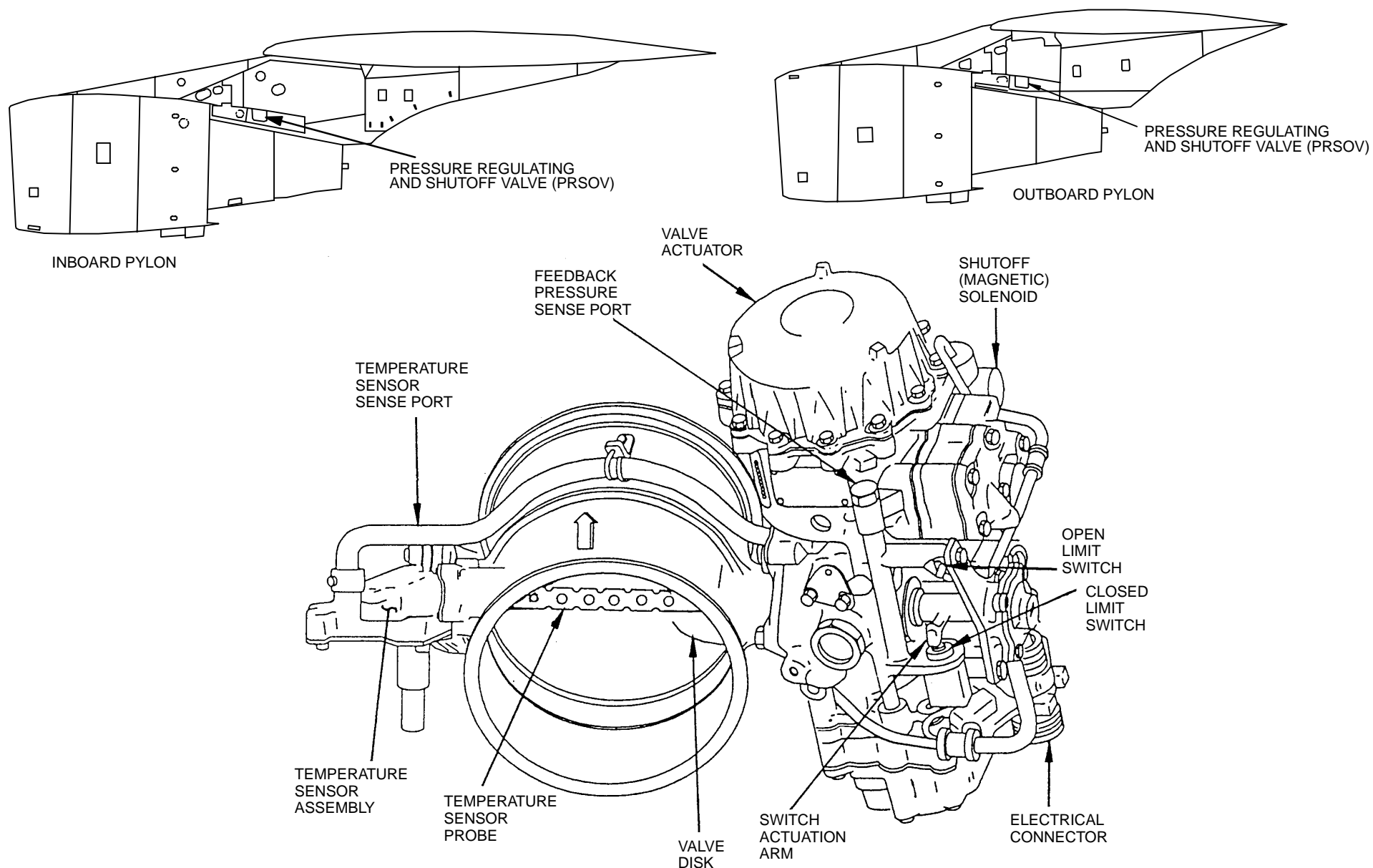


Figure 31 PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE (PRSOV)

PNEUMATIC DISTRIBUTION



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

36 - 10

TEMPERATURE REGULATOR FUNCTION :

- schützt das zellenseitige Pneumatic System vor Übertemperatur
- steigt die Temperatur auf $> 220^{\circ}\text{C}$, gemessen durch einen Temperature Sensor im Valve, so beginnt es zu schließen und ist bei einer Temperatur von **ca. 232°C fast geschlossen** bis zu einer Restluftmenge von ca. 35 lbs/min. Die Funktion tritt in Kraft bei dem Versagen des Fan Air Temperature Control Systemes
- Diese Funktion ist während des Triebwerkstartes nicht aktiv.

OPEN- UND CLOSED POSITION SWITCH :

- Der OPEN- und der CLOSED Limit - Switch melden die PRSOV - Position an die ASCTU zur Indication und Fehleranzeigen
- Die Position des CLOSED Limit - Switches wird zusätzlich über die ASCTU für das OFF - Light in dem Bleed Air Switch direkt verwendet.

BITE PRESSURE - SWITCHES :

- Die beiden BITE Pressure Switches (PL und PH) geben Druckinformationen von dem PRSOV in die ASCTU zur Funktionskontrolle des Valves

MANUAL OVERRIDE FUNCTION :

- Der Manual Override des Pylon Valves ist von außen **grundsätzlich auf der linken Seite des Engine Strut** zugänglich und kann mit einer Verlängerung betätigt werden. Der Manual Drive Shaft wird durch Drücken mit dem Valve Drive Shaft verbunden.
 - Zum manuellen Öffnen muß im Uhrzeigersinn gedreht und gehalten werden (Reverse Flow Solenoid Fehler).
 - Zum manuellen Schließen muß gegen den Uhrzeigersinn gedreht und gehalten werden (Closed Solenoid Fehler).
 - Zum manuellen Schließen und Verriegeln muß ca. 45° über die Closed-Position gegen den Uhrzeigersinn gedreht werden bis die Verriegelungsnase in der Lock Plate einrastet.

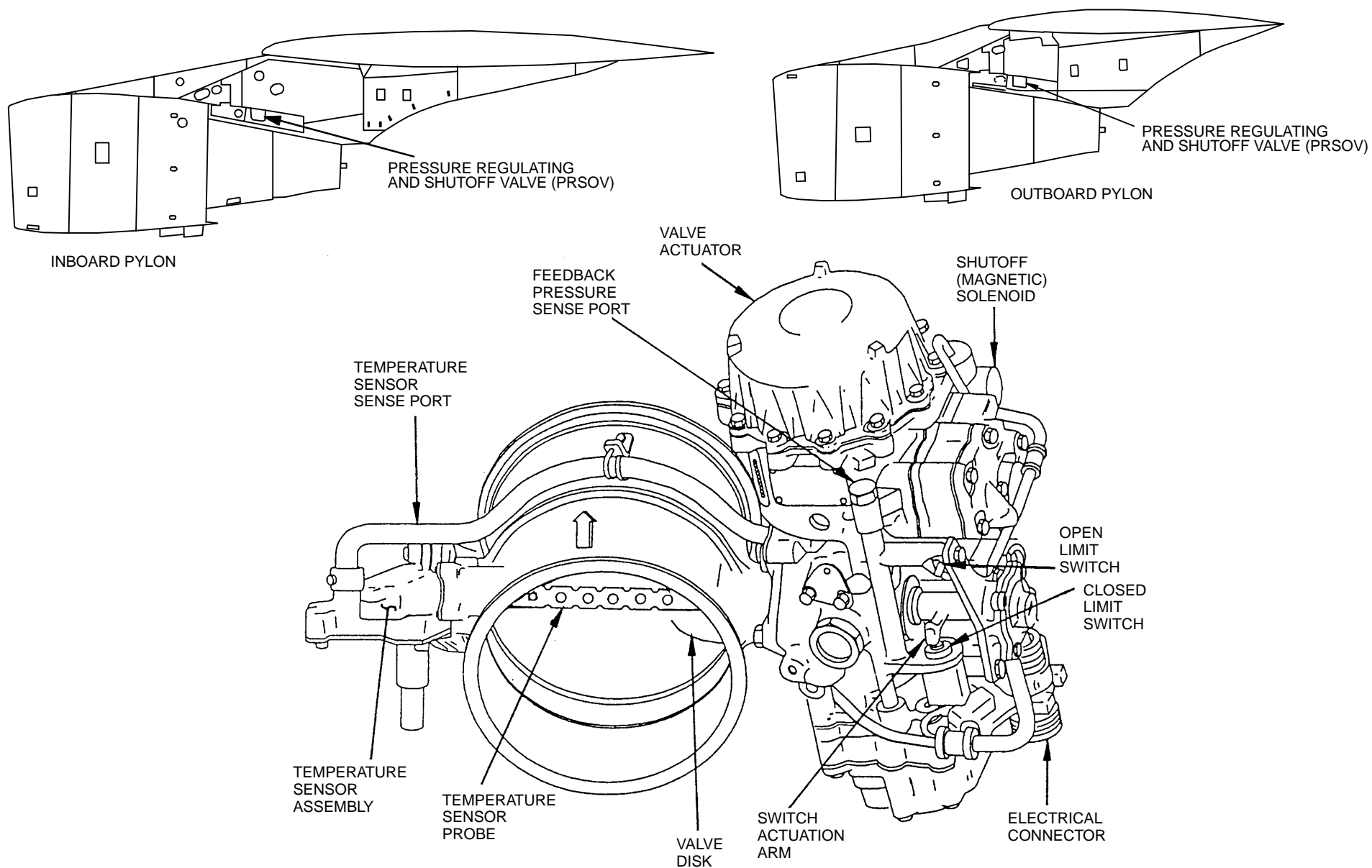


Figure 32 PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE (PRSOV)

**ANZEIGE UND WARNUNGEN**

- **OFF-Light** (amber) leuchtet, wenn :
der CLOSED-Limit Switch : CLOSED meldet
- EICAS Messages:
> **BLEED (#) OFF** (Advisory Message)
erscheint, wenn :
der CLOSED-Limit Switch : CLOSED meldet
und
das Triebwerk > 50% RPM N2 läuft.

FEHLERANZEIGE

NOTE: Für alle auftretenden Fehler in dem Pneumatic System beachte als erstes die Software Version der ASCTU, siehe FIM !

Wenn ein Fehler in dem Pressure Regulating and Shut Off Valve System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED (#)

und die
Status Message

BLEED (#) OVHT

und / oder
Status Message

ENG (#) START VALVE

angezeigt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

BLEED - (#) PRESSURE REGULATING & SHUTOFF VALVE FAIL

Wenn ein Engine Start ausgeführt wird und das Reverse Flow (OPEN) - Solenoid **nicht erregt** wird, d.h. das PRSOV öffnet nicht für Reverse Flow, dann erscheint die

Advisory- / Status Message

ENG (#) START VLV

und die
CMCS Message

BLEED (#) PRSOV START FAIL

Wenn die Temperature Control Funktion des PRSOV's das Valve bei > 232°C **nicht in die fast geschlossene Position** getätigt hat, so erscheint die CMCS Message

BLEED (#) PRSOV TEMPERATURE TOPPING FAIL

PNEUMATIC DISTRIBUTION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

36 - 10

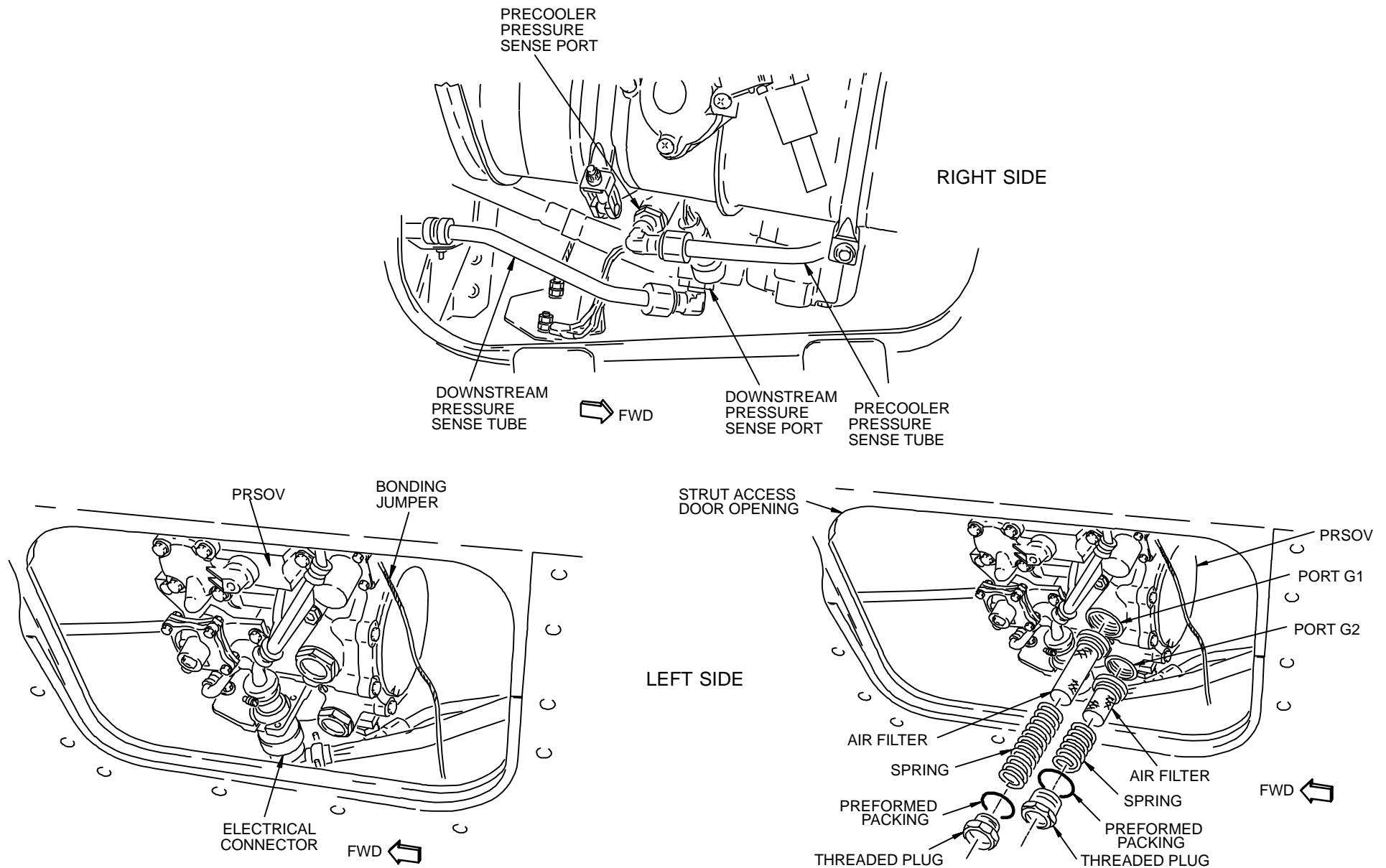


Figure 33 PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE

**MANUALLY OPERATE THE PRSOV****A. Special Tools and Equipment**

- (1) G71021-6 Drive Extension - Starter Valve and PRSOV

B. References

- (1) 36-00-00/201, Pneumatic System

C. Access

- (1) Location Zone
 - 452 Engine 1 - Strut Torque Box
 - 462 Engine 2 - Strut Torque Box
 - 472 Engine 3 - Strut Torque Box
 - 482 Engine 4 - Strut Torque Box

D. Lock the PRSOV in the closed position

WARNING: DO NOT OPERATE THE THRUST REVERSER DURING MANUAL OPERATION OF THE PRSOV. THRUST REVERSER OPERATION DURING MANUAL OPERATION OF THE PRSOV CAN CAUSE INJURY AND DAMAGE.

- (1) Put the applicable ENGINE BLEED switch on the P5 Overhead Panel to the OFF position.
- (2) Push the manual override drive in approximately 1/4 inch with the drive extension.
- (3) Turn the manual override drive 90 degrees or more in the counter clockwise direction.

NOTE: The valve will be locked in the closed position.

E. Unlock the PRSOV

WARNING: DO NOT OPERATE THE THRUST REVERSER DURING MANUAL OPERATION OF THE PRSOV. THRUST REVERSER OPERATION DURING MANUAL OPERATION OF THE PRSOV CAN CAUSE INJURY AND DAMAGE.

- (1) Push the manual override drive in approximately 1/4 inch with the drive extension.
- (2) Turn the manual override drive 90 degrees or more in the clockwise direction.

NOTE: The valve will be released and in the spring loaded closed position.

F. Open the PRSOV

WARNING: DO NOT OPERATE THE THRUST REVERSER DURING MANUAL OPERATION OF THE PRSOV. THRUST REVERSER OPERATION DURING MANUAL OPERATION OF THE PRSOV CAN CAUSE INJURY AND DAMAGE.

- (1) Do one of the steps that follow:

NOTE: The torque required to open the PRSOV depends on manifold pneumatic pressure. If unpressurized, the valve normally opens easily. If pressurized, the valve may require up to 50 foot-pounds to open.

- (a) Depressurize the applicable wing pneumatic manifold:
 - 1) Put the wing isolation valve switch (L ISLN or R ISLN) on the affected side to the closed position (P5 overhead panel).
 - 2) If the other engine on the same wing is running, put that ENGINE BLEED switch to the OFF position (P5 overhead panel).
- (b) Supply pressure to the pneumatic system (AMM 36-00-00/201).

CAUTION: DO NOT TURN THE MANUAL OVERRIDE DRIVE QUICKLY WHEN THERE IS NO WING PNEUMATIC PRESSURE. FAST OPERATION OF THE MANUAL OVERRIDE DRIVE MAY RESULT IN TEMPORARY JAMMING OF THE ACTUATOR OR POSSIBLE DAMAGE TO THE DIAPHRAGMS.

- (2) Slowly turn the manual override drive 90 degrees in the clockwise direction.

NOTE: The valve will be in the open position. The valve does not lock in the open position.

- (3) Supply pressure to the affected wing pneumatic manifold (AMM 36-00-00/201), if not pressurized.

PNEUMATIC DISTRIBUTION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

36 - 10

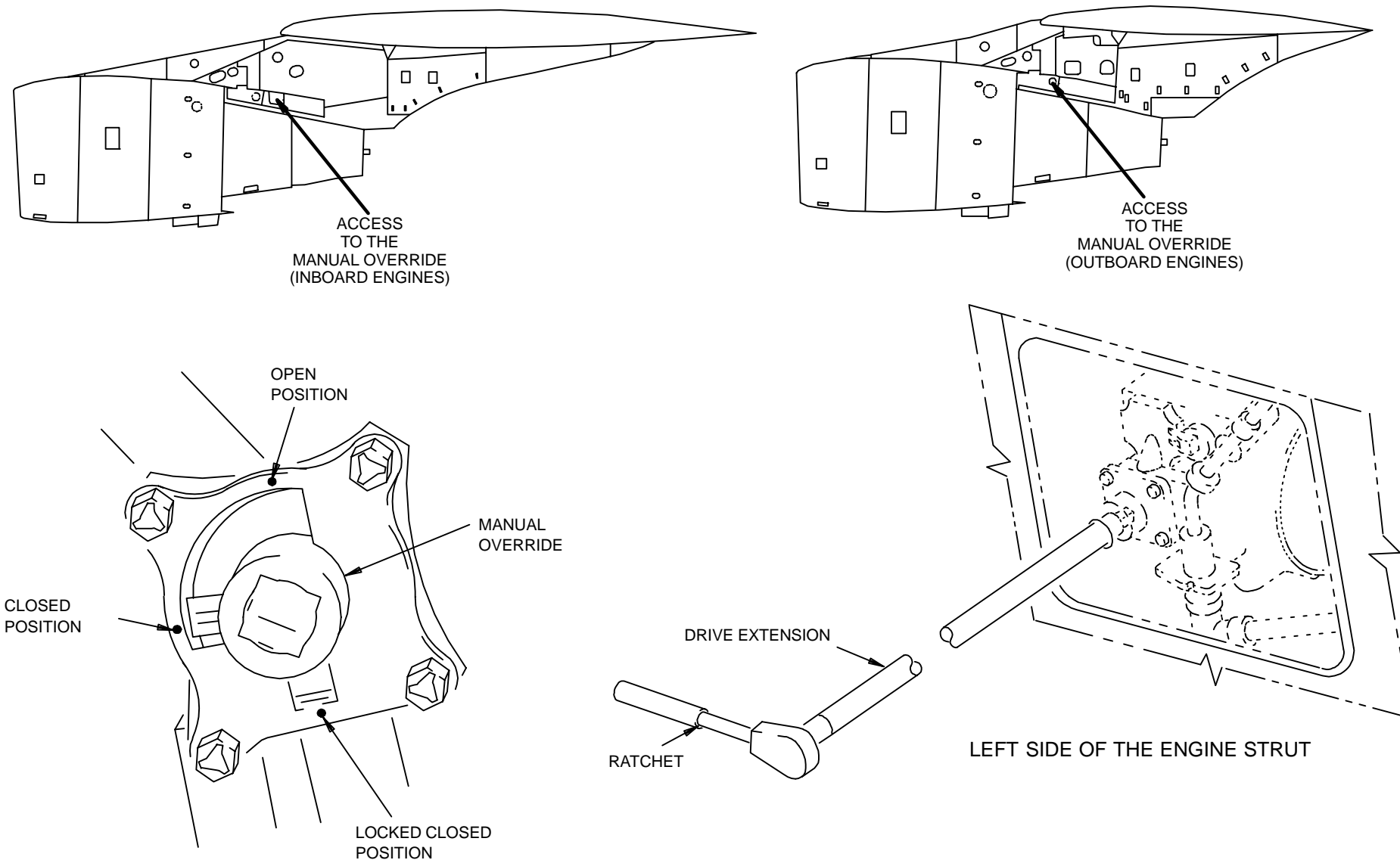


Figure 34 PRSOV MANUAL OPERATION



PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE (PRSOV)

Die elektrische Ansteuerung des Magnetic Solenoids nach OPEN bzw. CLOSED und des Pull Type Solenoids nach REVERSE FLOW erfolgt durch die ASCTU. In Abhängigkeit von der Ansteuerung wird der Servo Pressure zum PRSOV durchgesteuert oder abgesperrt.

Das federbelastet geschlossene PRSOV wird durch den Servo Pressure geöffnet.

• ÖFFNEN :

Engine Fire Switch (#) : NORMAL
und
Engine Bleed Air Switch (#) : ON

• SCHLIESSEN :

Engine Fire Switch (#) : FIRE
oder
Engine Bleed Air Switch (#) : OFF

NOTE: Das PRSOV schließt auch bei Bleed Air Overheat (> 243°C), jedoch nicht durch die Ansteuerung der ASCTU sondern auf Grund des fehlenden OPEN-Pressure (HPSOV und PRV : CLOSED).

• REVERSE FLOW :

Engine Fire Switch (#) : NORMAL
und
Engine Bleed Air Switch (#) : ON
und
Engine Start Switch (#) : START

NOTE: Die elektrische Ansteuerung des Reverse Flow Solenoids (Pull Type) kann nur erfolgen, wenn der Engine Bleed Air Switch sich in der ON-Position befindet.

Für Systemüberprüfungen am Boden, die am Engine Bleed Air Duct angeschlossen sind :

- Thrust Reverser System
- Nacelle Anti-Ice System
- Pneumatic Duct Leak Check

kann die Reverse Flow Funktion des PRSOV unter Umgehung des Engine Start Switches durch einen am Triebwerk angebauten Thrust Reverser Ground Operation Switch ausgelöst werden, wenn :

- Engine Fire (#) : NORMAL
- EBA-Switch (#) : ON
- AIR/GROUND-System : GROUND
- EEC Test Switch (#) P 461 : TEST (NOT AT ALL)
- Thrust Reverser Ground Ops Switch : ENABLE

geschaltet, und der Thrust Reverse Lever betätigt wird.

Vorteil :

- das Engine Start Valve bleibt geschlossen (Starter dreht nicht an)

BITE - PRESSURE SWITCHES :

zwei BITE-Pressure Switches, die den Downstream Pressure des PRSOV's messen, senden die Signale in die ASCTU zur Systemkontrolle.

- Pressure Low Switch (PL) öffnet bei > 20psi (Servo Pressure)
- Pressure High Switch (PH) öffnet bei > 55psi (Manifold Pressure)

Figure 35 PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE SCHEMATIC

**PRESSURE REGULATING AND SHUTOFF VALVE (PRSOV) SCHEMATIC****DESCRIPTION**

Der Supply Pressure für das Pressure Regulator and Shutoff Valve (PRSOV) wird direkt im Valve aus dem Engine Pneumatic Duct entnommen und über ein Inlet Filter eingeleitet.

- einmal Engine Bleed Air Pressure (Normal Flow)
- einmal Pneumatic Duct Pressure (Engine Start)

Das Magnetic Solenoid steuert nach dem OPEN-Command den Actuator Servo Pressure zur Betätigung des Valves nach OPEN gegen die Federkraft durch.

Das Reverse Flow Solenoid steuert nach dem OPEN-Command den Actuator Servo Pressure zur Betätigung des Valves nach OPEN gegen die Federkraft nur durch, wenn auch das Magnetic Solenoid ein OPEN-Command erhalten hat.

Ein Minimum OPEN-Pressure von 10psi muß überschritten werden, um das PRSOV zu öffnen.

Der Reverse Flow Limiter führt die Check Valve-Funktion des Valve durch und schließt das Valve, wenn der Pressure in dem Pneumatic Manifold größer ist als in dem Engine Manifold (> 0.13psi).

NOTE: Die Check Valve Funktion ist abgeschaltet, wenn ein Engine Start durchgeführt wird.

Im Pressure Controller wird der Pneumatic Pressure auf 45psi geregelt.

Im Temperature Controller wird die Temperatur der Bleed Air überwacht und greift in die Regelung ein, wenn die Temperatur 220°C (428°F) überschreitet und steuert das Valve in Richtung CLOSED. Erreicht die Temperatur den Wert

von 232°C (450°F), so ist das Valve **NEARLY CLOSED** und eine Restluftmenge (ca. 35lbs.) durchströmt weiterhin das Valve.

NOTE: Die Temperature Protection ist abgeschaltet, wenn ein Engine Start durchgeführt wird.

Das Magnetic Solenoid sperrt nach einem CLOSED-Command den Actuator Servo Pressure ab und das PRSOV wird durch Federkraft und Pneumatic Pressure geschlossen.

Das Pressure Regulator and Shutoff Valve wird durch einen OPEN- und CLOSED-Limit Switch überwacht, deren Signale zur ASCTU übertragen werden. Der CLOSED-Limit Switch **steuert zusätzlich das OFF-Light** in dem Engine Bleed Air Switch.

Der Pneumatic Pressure ist hinter der Ventilklappe aber noch in dem Pressure Regulator and Shutoff Valve. Er wird durch 2 BITE-Switches überwacht :

- **PL** (Pressure Low)
schaltet bei einem Pressure von 20psi
- **PH** (Pressure High)
schaltet bei einem Pressure von 55psi

Das PRSOV kann manuell nach
- OPEN oder
- CLOSED oder
- CLOSED & LOCKED
betätigt werden.

PNEUMATIC DISTRIBUTION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 2

36 - 10

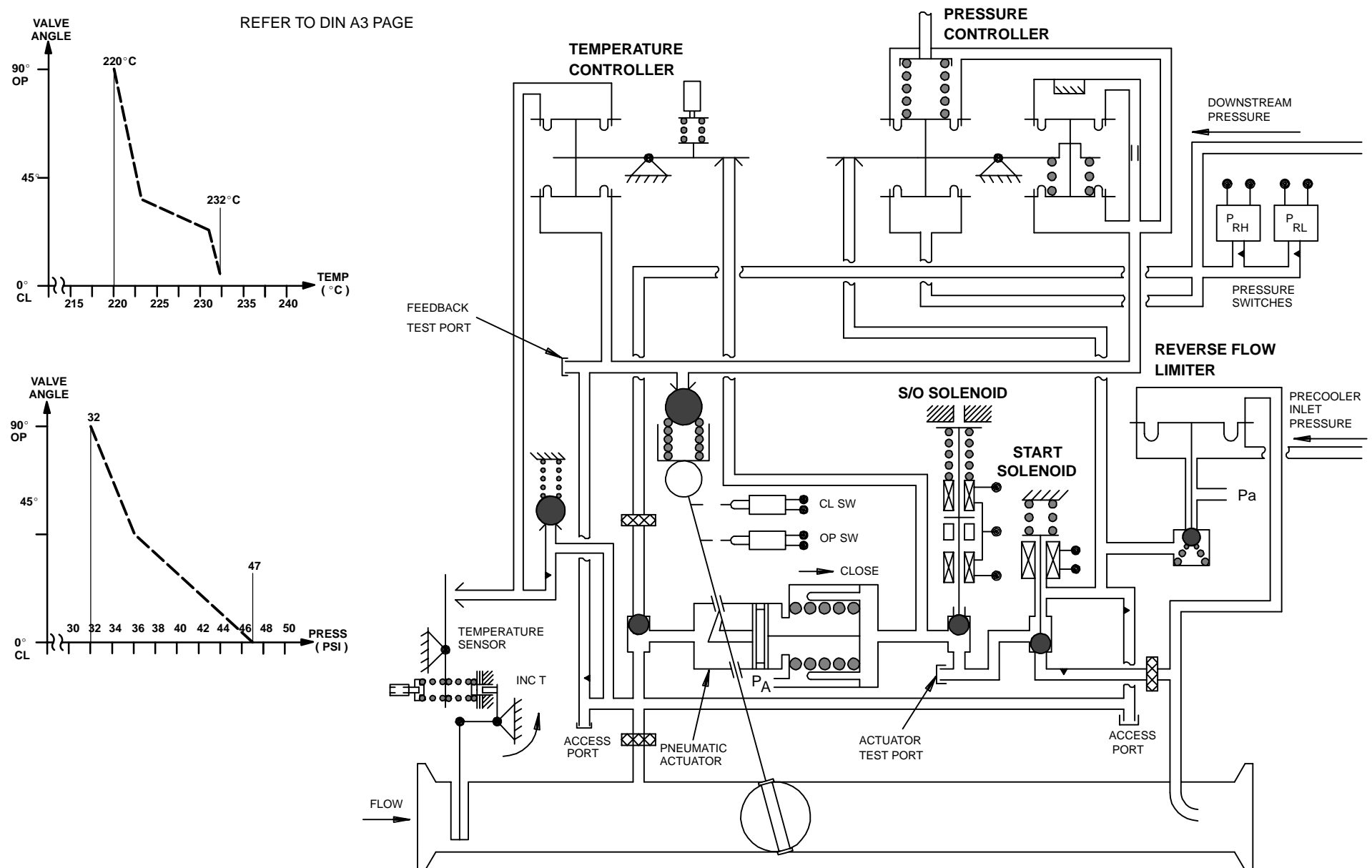


Figure 36 PRESSURE REGULATING SHUT OFF VALVE SCHEMATIC



LINKES UND RECHTES WING ISOLATION VALVE

BESCHREIBUNG

- das linke und rechte Wing Isolation Valve ermöglicht das Verbinden bzw. Aufteilen des Pneumatic Manifolds in drei separate Teilstücke.
- die Valves werden durch einen linken und rechten Wing Isolation Switch auf dem ECS Controlpanel (P5) direkt nach OPEN und CLOSED gesteuert.
- es sind 115V AC motorgetriebene Valves mit einer 7" Absperrklappe, deren Stellung über einen mechanischen Position Indicator abgelesen werden kann
- durch einen 5/32" Manual Drive Shaft kann das Valve von Hand betätigt werden.
- die Valves sind im Bereich der Air Conditioning Bay vom Pack No. 2 bzw. Pack No. 3 eingebaut.
- austauschbar mit dem APU Isolation Valve.

INDICATION

- **VALVE-Light** (amber) leuchtet, wenn
 - das Valve sich nicht in der angesteuerten Position befindet (Transit / Disagree)

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Wing Isolation Valve System des Pneumatic Systems aufgetreten ist, wird die

Advisory Message

BLEED ISLN L (36 10 43 00)

BLEED ISLN R (36 10 45 00)

und / oder

Status Message

BLEED ISLN L (36 10 44 00)

BLEED ISLN R (36 10 46 00)

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

ISOLATION VALVE L FAIL (36 057)

ISOLATION VALVE R FAIL (36 058)

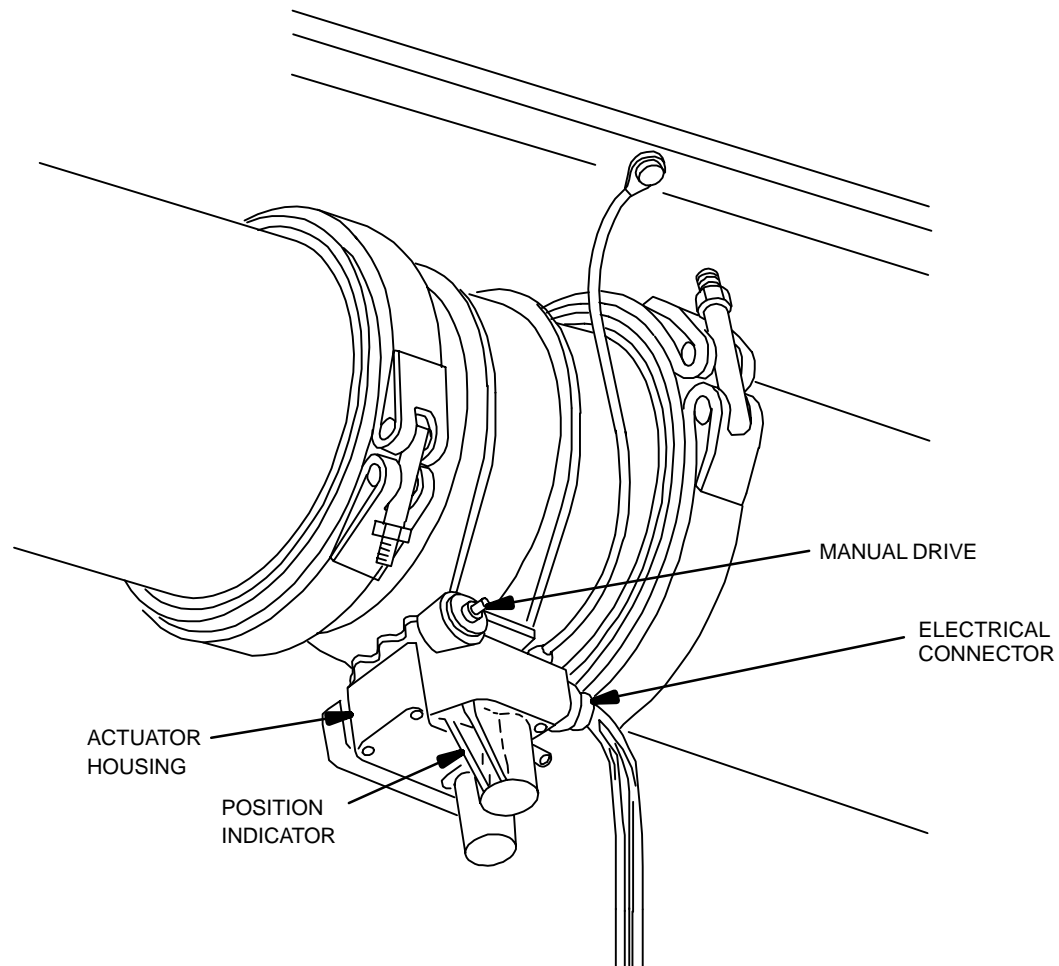
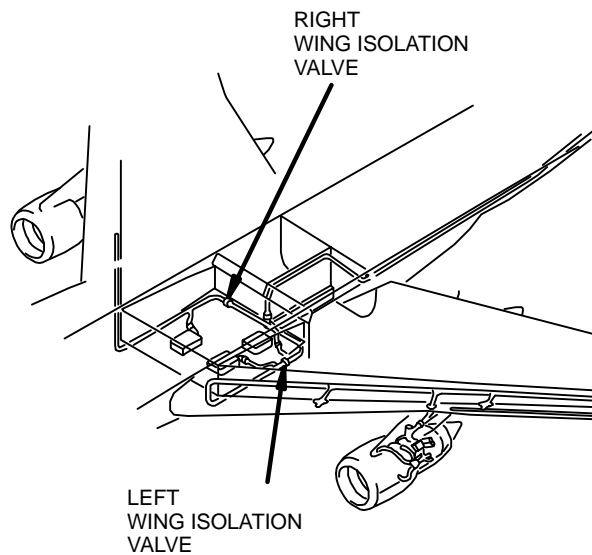


Figure 37 WING ISOLATION VALVE

**APU ISOLATION VALVE****BESCHREIBUNG**

- das APU Isolation Valve stellt die Verbindung zwischen dem APU Bleed Air Duct und Crossover Duct dar. Es sperrt die APU Bleed Air ab oder lässt sie in den Crossover Duct strömen.
- das Valve wird durch den APU Bleed Air Switch auf dem ECS Control Panel (P5) direkt nach OPEN und CLOSED gesteuert.
- es ist ein 115V AC motorgetriebenes Valve mit einer 7" Absperrklappe, deren Stellung über einen mechanischen Position Indicator abgelesen werden kann.
- durch einen 5/32" Manual Drive Shaft kann das Valve von Hand betätigt werden.
- das APU Isolation Valve ist im linken Body Gear Wheel Well an der Rückwand oben links eingebaut.
- austauschbar mit den Wing Isolation Valves.

INDICATION

- **VALVE-Light** (amber) leuchtet, wenn
 - das Valve sich nicht in der angesteuerten Position befindet (Transit / Disagree)

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem APU Isolation Valve System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

> BLEED ISLN APU (36 10 06 00) (IDS S/W -009 and on)
oder

BLEED ISLN APU (36 10 06 00) (IDS S/W -008 and earlier)
und / oder
Status Message

BLEED ISLN APU (36 10 07 00)
erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

APU ISOLATION VALVE FAIL (36 059)

NOTE: Wenn die EICAS Message für ein fehlerhaftes APU Isolation Valve angezeigt wird, erfolgt gleichzeitig damit ein AUTO SNAPSHOT von der APU MAINTENANCE PAGE (ATA 49) !

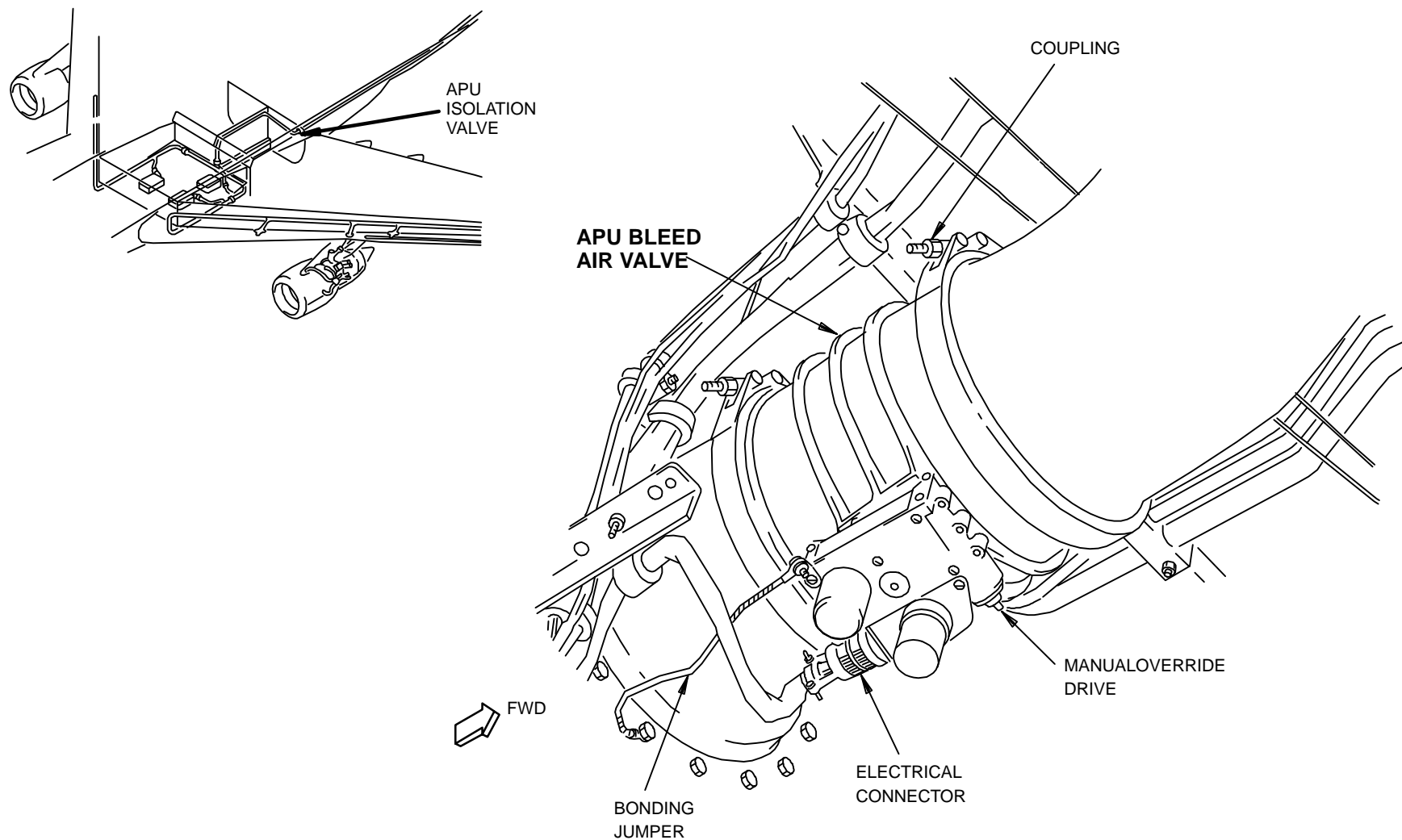


Figure 38 APU ISOLATION VALVE



APU CHECK VALVE**BESCHREIBUNG**

- das APU Check Valve verhindert ein Rückströmen von Pneumatic Air aus den Crossover Duct in den APU Bleed Air Duct.
- ist ein Butterfly Valve.
- eingebaut im linken Wing Gear Wheel Well auf der Vorderseite.

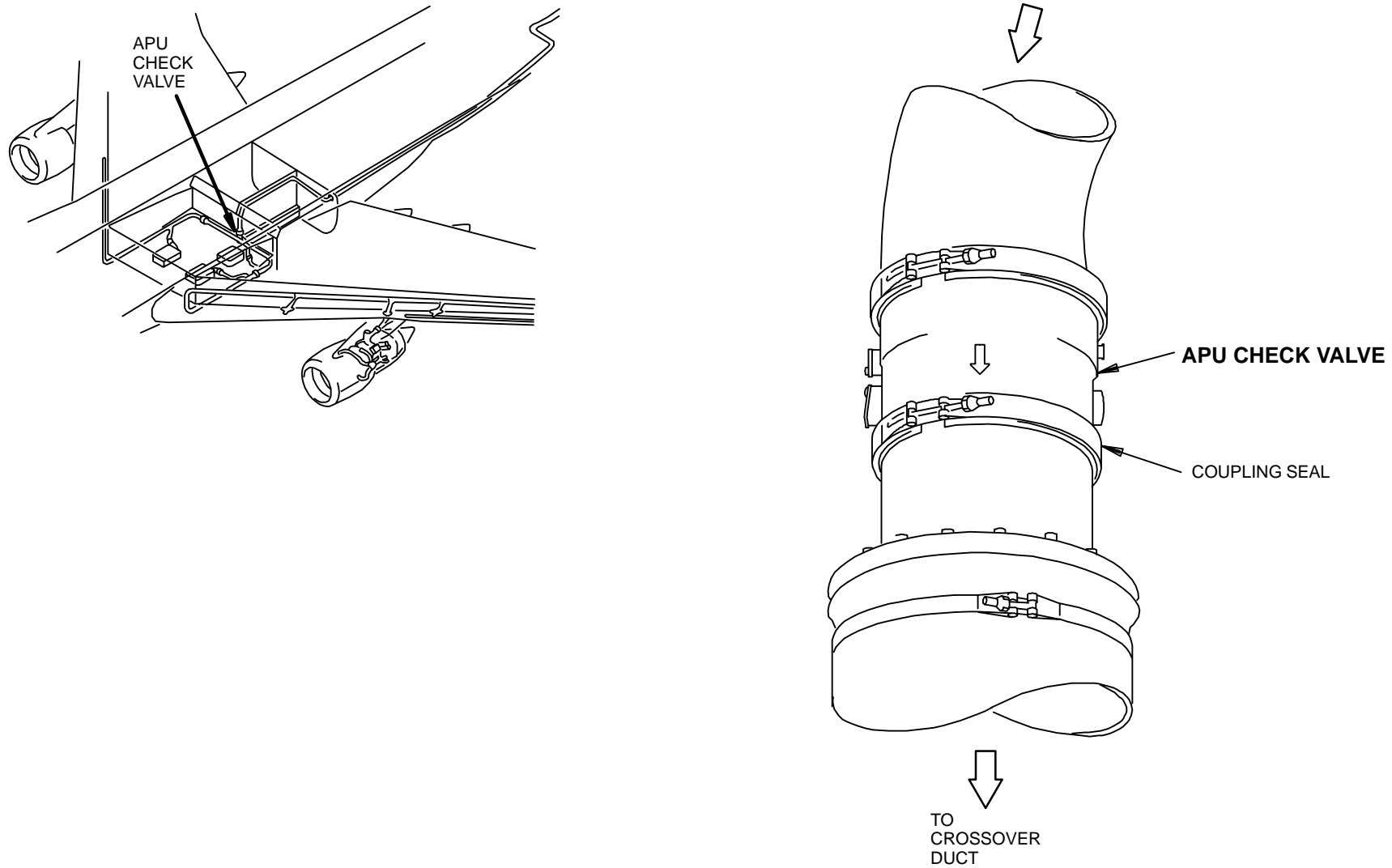


Figure 39 APU CHECK VALVE



PNEUMATIC GROUND AIR CONNECTORS (2)**BESCHREIBUNG**

- Die zwei 3" Pneumatic Ground Air Connectors dienen zur Versorgung des Pneumatic Systems mit einem Bodengerät.
- Sie führen in den Crossover Duct und sind mit einem Butterfly Check Valve versehen.
- Diese befinden sich hinter einer Zugangsklappe an der Rumpfunterseite zwischen der Air Conditioning Bay No. 2 und dem linken Wing Gear Wheel Well.

NOTE: Nach dem Abnehmen des Schlauches ist das eingebaute Check Valve auf die geschlossene Position zu überprüfen.

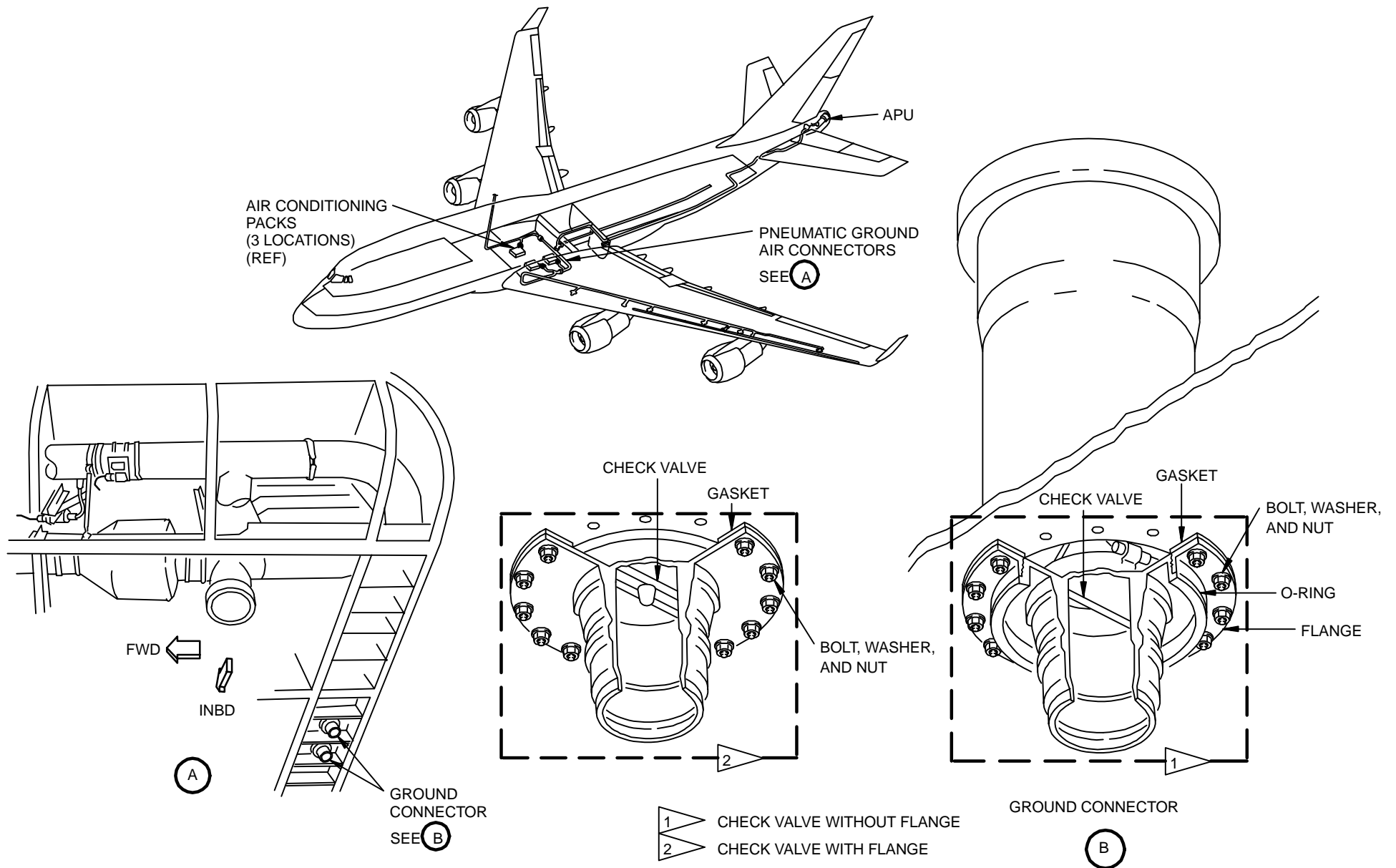


Figure 40 3" GROUND CONNECTION



WING ISOLATION VALVE

FUNKTION

- Für die Steuerung und Betätigung des linken und rechten Isolation Valves sind 115V AC erforderlich.
- Auf dem Bleed Control Module (P 5) befinden sich ein linker und rechter Isolation Valve Switch.
- Wenn der Switch in die Valve OPEN-Position betätigt wurde, wird das Valve direkt angesteuert und öffnet bzw. umgekehrt.
- Durch die Isolation Valves kann das Pneumatic Duct System in drei Teile getrennt oder zusammen geschaltet werden.

CAUTION: ***AM WING ISOLATION VALVE SWITCH AUF DEM
BLEED CONTROL MODULE (P5) LIEGEN 115V AC
AN !***

- Die Überwachung der Wing Isolation Valves erfolgt durch die OPEN- und CLOSED-Limit Switches, die die Position an die ASCTU melden und die Indication ausführt.

INDICATION :

- **VALVE-Light** (amber) leuchtet, wenn
 - das Valve sich im TRANSIT befindet
 - oder
 - ein Disagree zwischen der VALVE- und SWITCH-Position besteht

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Wing Isolation Valve System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED ISLN L (36 10 43 00)

BLEED ISLN R (36 10 45 00)

und / oder

Status Message

BLEED ISLN L (36 10 44 00)

BLEED ISLN R (36 10 46 00)

erzeugt.

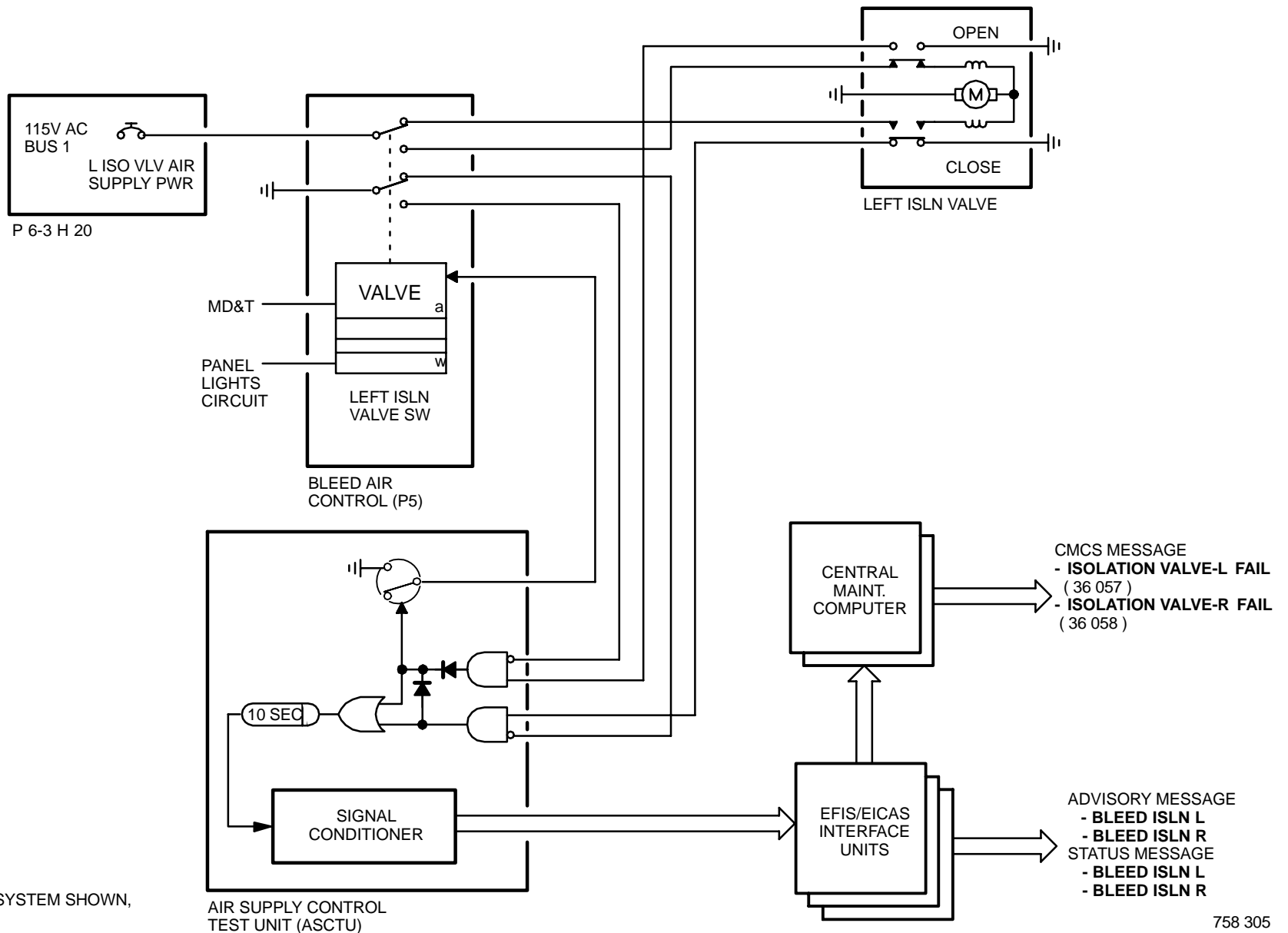
Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

ISOLATION VALVE L FAIL (36 057)

ISOLATION VALVE R FAIL (36 058)



NOTE :
POWER SUPPLY
"R ISO VLV AIR
SUPPLY PWR" :
115V AC BUS 3
P 6-3 H 24



NOTE :
LEFT ISOLATION VALVE SYSTEM SHOWN,
RIGHT SYSTEM SIMILAR.

Figure 41 WING ISOLATION VALVE CIRCUIT

758 305

**APU ISOLATION VALVE****FUNKTION**

- Für die Steuerung des APU Isolation Valves sind 28V DC / Bus 2 erforderlich.
- Für die Betätigung des APU Isolation Valves sind 115V AC / Bus 2 erforderlich.
- Mit dem APU ISO-Switch wird über das Air Supply APU Valve Control-Relay (R 7745) das Valve OPEN und Closed gesteuert.
- Durch das geöffnete APU Isolation Valve wird das Pneumatic System durch die APU unter Druck gesetzt.
- Die folgenden Bedingungen müssen erfüllt sein, damit das Control Relay (R 7745) erregt ist und das APU Isolation Valve öffnen kann :
 - APU Isolation Valve Switch : ON
 - APU Fire Switch : NORMAL
 - APU Start Latch Relay : ERREGT
(APU MCS : ON oder START-Position)
 - N1 Speed Relay : ERREGT
(APU N1 > 95% RPM)
 - Bei Fehlen einer dieser 4 Funktionen fährt das APU ISO VLV zu.

NOTE: MAINTENANCE TIP 747-400 MT 36-013 :

Loss of pneumatic duct pressure, typically during main engine start accompanied by CMC message 49021 - "APU GUIDE VANE ACT TORQUE MOTOR FAILED" with no associated EICAS messages. A slow moving or stuck actuator will be detected by the APU controller, and will result in CMC message 49021 being set, the APU isolation valve being command closed, and duct pressure decreasing to zero. The APU controller removes the ground from the relay R 7715, thus de-energizing the relay and commanding the APU isolation valve to closed.

INDICATION :

- **VALVE-Light** (amber) leuchtet, wenn
 - das Valve sich im TRANSIT befindet
 - oder
 - ein Disagree zwischen der VALVE- und SWITCH-Position besteht

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem APU Isolation Valve System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die

Advisory Message

> BLEED ISLN APU (36 10 06 00) (IDS S/W -009 and on)
oder

BLEED ISLN APU (36 10 06 00) (IDS S/W -008 and earlier)
und / oder
Status Message

BLEED ISLN APU (36 10 07 00)
erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

APU ISOLATION VALVE FAIL (36 059)

NOTE: Wenn die EICAS Message für ein fehlerhaftes APU Isolation Valve angezeigt wird, erfolgt gleichzeitig damit ein AUTO SNAPSHOT von der APU MAINTENANCE PAGE (ATA 49) !

PNEUMATIC DISTRIBUTION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

36 - 10

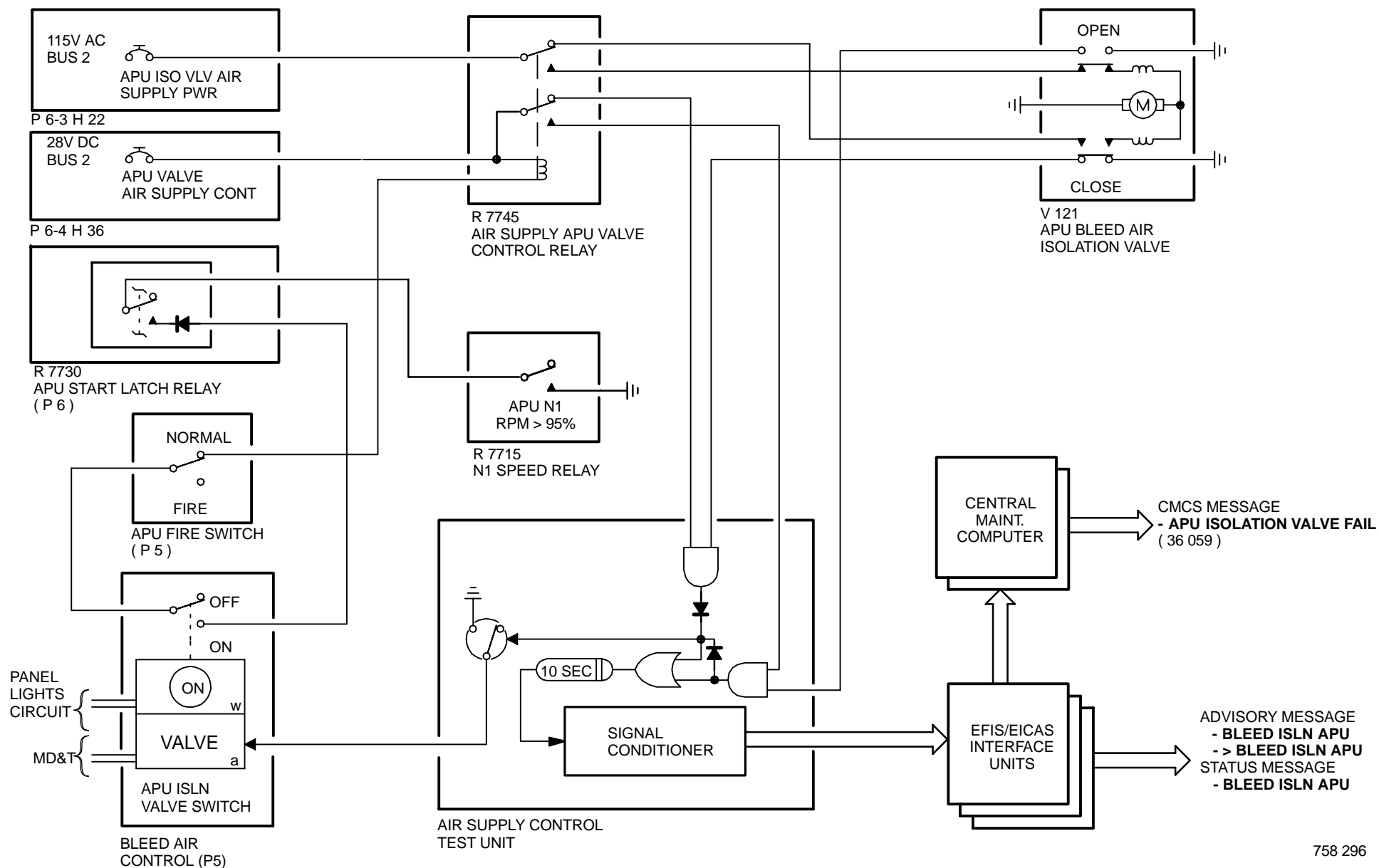


Figure 42 APU ISOLATION VALVE CIRCUIT



36 - 20 INDICATION

MANIFOLD PRESSURE INDICATION

MANIFOLD DUCT PRESSURE TRANSMITTER (2)

- je ein Manifold Duct Pressure Transmitter mißt in dem linken und rechten Wing Manifold

NOTE: Liefert die APU, bei geschlossenen Wing Isolation Valves, die Pneumatic in das System, so wird **kein** Manifold Duct Pressure angezeigt.

- der linke Manifold Duct Pressure Transmitter ist in der Air Conditioning Bay No.2 und der rechte in der A/C Bay No.3 eingebaut
- die Transmitter arbeiten als Strain Gage Based Pressure Transducer
- der gemessene Wert wird an die ASCTU übertragen und über die EFIS/EICAS Interface Units (EIU's) auf :
 - Main EICAS Display
 - ECS Synoptic Page
 - ECS Maintenance Page
 - APU Maintenance Page
 - Engine Performance Maintenance Page

als

DUCT PRESS bzw. **MANIFOLD DUCT PRESS**

in

PSI

angezeigt.

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Manifold Pressure Indication System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

ENG (#) START VLV

und / oder

Status Message

ENG (#) START VLV

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

MANIFOLD PRESSURE SENSOR - L FAIL (36 060)

MANIFOLD PRESSURE SENSOR - R FAIL (36 061)

PNEUMATIC INDICATION

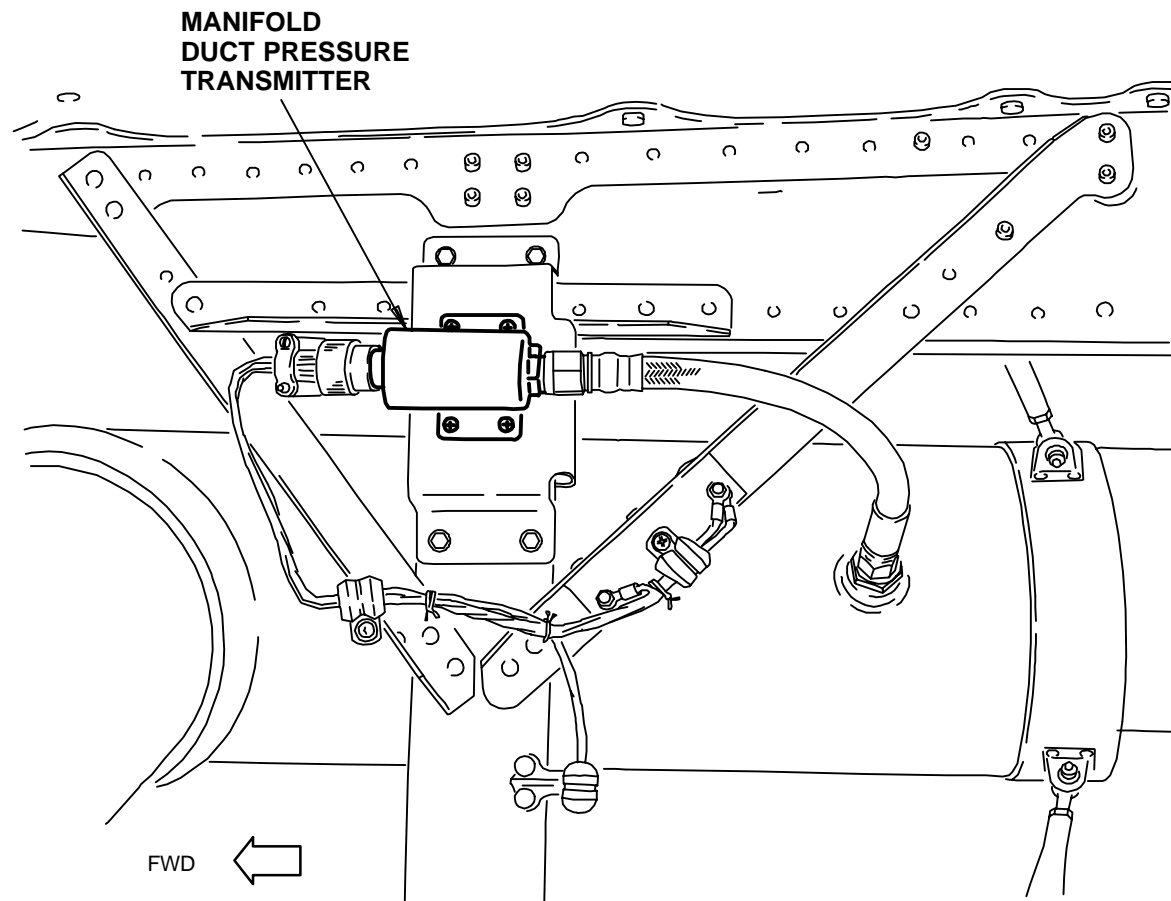
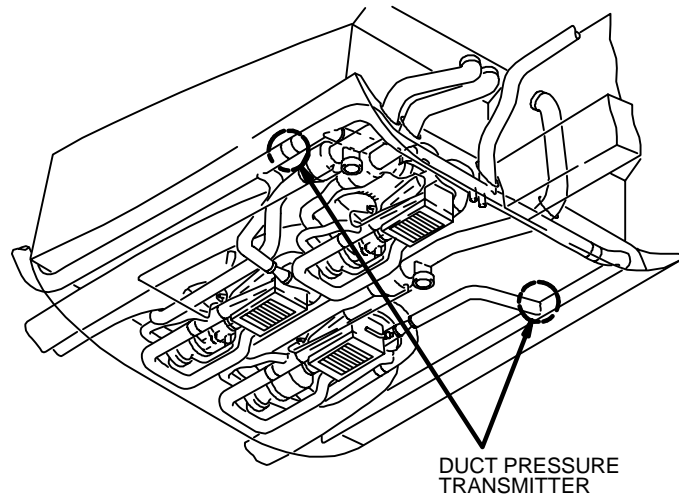


Figure 43 MANIFOLD DUCT PRESSURE TRANSMITTER

PNEUMATIC INDICATION



ENGINE BLEED AIR PRESSURE INDICATION

BLEED AIR PRESSURE SENSOR (4)

- je Triebwerk mißt ein Engine Bleed Air Pressure Sensor den Precooler Outlet Pressure, der durch das PRV geregelt wurde
- über einen T-Fitting am Precooler Auslaß, führt eine Sense Line zum Pressure Sensor/Overpressure Switch und die andere als OPEN - Pressure zum FAMV
- der Sensor ist **grundsätzlich inboardseitig des jeweiligen Engine Struts** eingebaut und nur zu erreichen, indem die LE-Flap ausgefahren werden
- der gemessene Wert wird an die ASCTU übertragen und über die EIU's **ausschließlich** auf der ECS Maintenance Page "AIR SUPPLY" als **ENG DUCT PRESS** in **PSI** angezeigt.

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Engine Bleed Air Pressure Indication System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED (#)

und / oder

Status Message

BLEED OVPRESS (#)

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

BLEED - (#) PRESSURE SENSOR FAIL

BLEED AIR OVERPRESSURE SWITCH (4)

- je Triebwerk überwacht ein Engine Bleed Air Overpressure Switch den Precooler Outlet Pressure, der durch das PRV geregelt wurde
- über einen T-Fitting am Precooler Auslaß, führt eine Sense Line zum Pressure Sensor/Overpressure Switch und die andere als OPEN - Pressure zum FAMV
- der Switch ist **grundsätzlich inboardseitig des jeweiligen Engine Struts** eingebaut und nur zu erreichen, indem die LE-Flap ausgefahren werden
- der Overpressure Switch ist NORMAL CLOSED und öffnet bei einem EBA Pressure von **> 110psi**, die ASCTU löst dann folgendes aus :
 - EICAS- und CMCS Messages
 - SYSTEM FAULT - Light.
- im Pneumatic System selbst wird **kein Bauteil angesteuert**

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Engine Bleed Air Pressure Indication System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory Message

BLEED (#)

und / oder

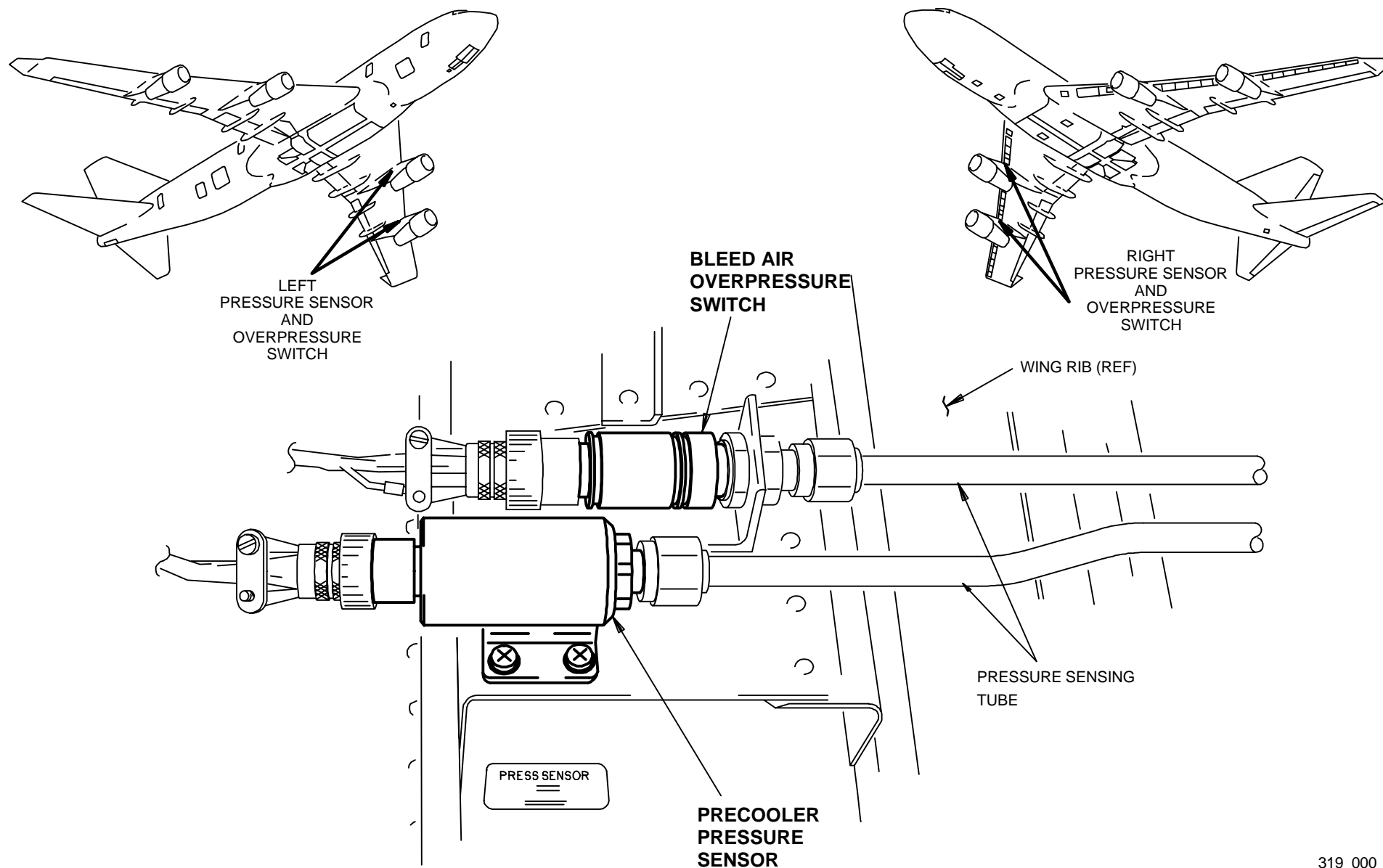
Status Message

BLEED OVPRESS (#)

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

BLEED - (#) OVERPRESSURE SWITCH FAIL

**Figure 44 ENGINE BLEED AIR PRESSURE SENSOR / -OVERPRESSURE SWITCH**

PNEUMATIC INDICATION



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

36 - 20

ENGINE BLEED AIR TEMPERATURE INDICATION

BLEED AIR TEMPERATURE SENSOR (4)

- je Triebwerk mißt ein Engine Bleed Air Temperature Sensor die Precooler Outlet Temperature, die durch das Fan Air System geregelt wurde
- der Sensor ist **grundsätzlich rechts im Engine Strut**, neben dem Over-temperature Switch, direkt auf dem Engine Bleed Air Duct angebaut
- die Bauteile sind durch zwei hintereinander liegende Zugangsklappen erreichbar

NOTE: Zur Befestigung des äusseren Zugangsdeckels untere Reihe sind spezielle Schrauben zu verwenden !

- der gemessene Wert wird an die ASCTU übertragen und über die EIU's ausschließlich auf der ECS Maintenance Page "AIR SUPPLY" als

PRECOOLER OUTLET TEMP

in °C

angezeigt.

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Engine Bleed Air Temperature System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory- und / oder Status Message

BLEED (#) OVHT

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich

BLEED - (#) TEMPERATURE SENSOR FAIL

BLEED AIR OVERTEMPERATURE SWITCH (4)

- je Triebwerk überwacht ein Engine Bleed Air Overtemperature Switch die Precooler Outlet Temperature, die durch das Fan Air System geregelt wurde
- der Switch ist **grundsätzlich rechts im Engine Strut**, neben dem Temperature Sensor, direkt auf dem Engine Bleed Air Duct angebaut
- die Bauteile sind durch zwei hintereinander liegende Zugangsklappen erreichbar

NOTE: Zur Befestigung des äusseren Zugangsdeckels untere Reihe sind spezielle Schrauben zu verwenden !

- der Overtemperature Switch ist NORMAL CLOSED und öffnet bei einer EBA Temperature von **> 243°C**, die ASCTU löst dann folgendes aus :
 - EICAS- und CMCS Messages
 - SYSTEM FAULT - Light : ON
 - PRVC : CLOSED ⇒ PRV : CLOSED
 - HPSOVC : CLOSED ⇒ HPSOV : CLOSED
 - ⇒ PRSOV : CLOSED ⇒ OFF - Light : ON

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Engine Bleed Air Temperature System des Pneumatic Systemes aufgetreten ist, wird die Advisory- und / oder Status Message

BLEED (#) OVHT

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

BLEED - (#) OVERTEMP SWITCH FAIL

PNEUMATIC INDICATION

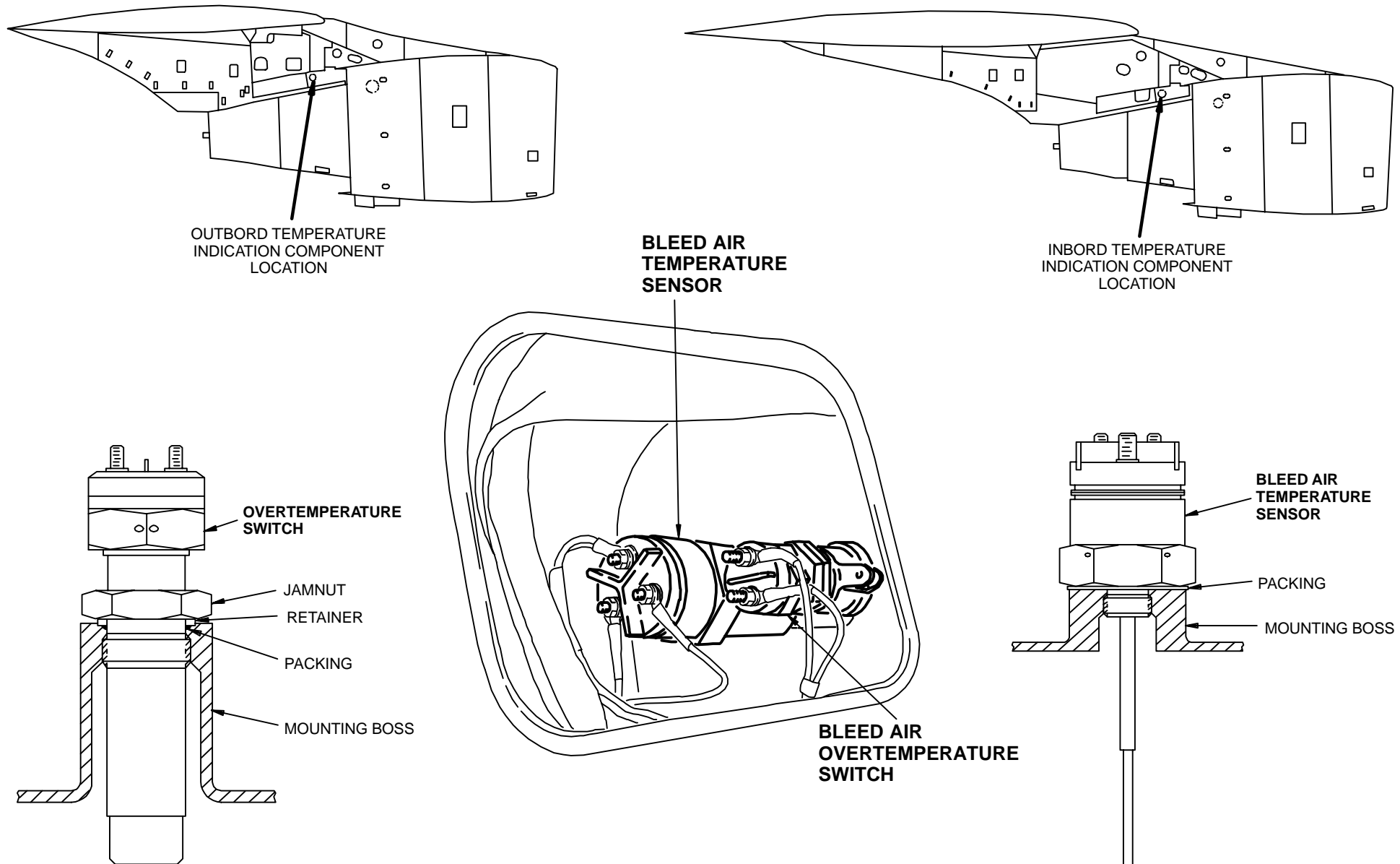


Figure 45 ENGINE BLEED AIR TEMPERATURE SENSOR / -OVERTEMPERATURE SWITCH



36 - 20 INDICATION

PNEUMATIC INDICATION CIRCUIT

TEMPERATURE SENSOR

- die nach dem Precooler gemessene Engine Bleed Air Temperatur wird zur BITE-Logic der ASCTU übertragen
- über die EFIS/EICAS-Interface Units erfolgt die Indication für jedes Triebwerk getrennt als

PRECOOLER OUT TEMP

in °C

auf der ECS Maintenance Page AIR SUPPLY des Auxiliary EICAS Display.

OVERHEAT SWITCH

- wird eine Engine Bleed Air Temperatur von $> 243^{\circ}\text{C}$ für $> 5\text{sec}$ gemessen, so öffnet der Switch
- in der ASCTU wird der Overheat in einem Latching Circuit verriegelt
- von der ASCTU wird der HPSOVC nach CLOSED angesteuert und das HPSOV schließt
- von der ASCTU wird der PRVC nach CLOSED angesteuert und das PRV schließt
- das SYSTEM FAULT-Light leuchtet und gleichzeitig werden die EICAS Messages
BLEED (#) OVHT (Advisory Message) oder
BLEED (#) OVHT / PRV (Advisory Message) und / oder
BLEED (#) OVHT (Status Message)
angezeigt
- der Latching Circuit innerhalb der ASCTU kann nach dem Abkühlen der Engine Bleed Air Switches ($< 243^{\circ}\text{C}$) mit dem Engine Bleed Air Switch aufgehoben werden, indem er von ON nach OFF und wieder nach ON geschaltet wird.

NOTE: Es schließt danach auch das Pressure Regulating and Shutoff Valve (PRSOV), da der zum Öffnen des Valves benötigte OPEN-Pressure fehlt, so erscheint zusätzlich das OFF-Light im Engine Bleed Air Switch.
Typische Indication für die Engine Bleed Air Overheat Condition.

PNEUMATIC INDICATION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

36 - 20

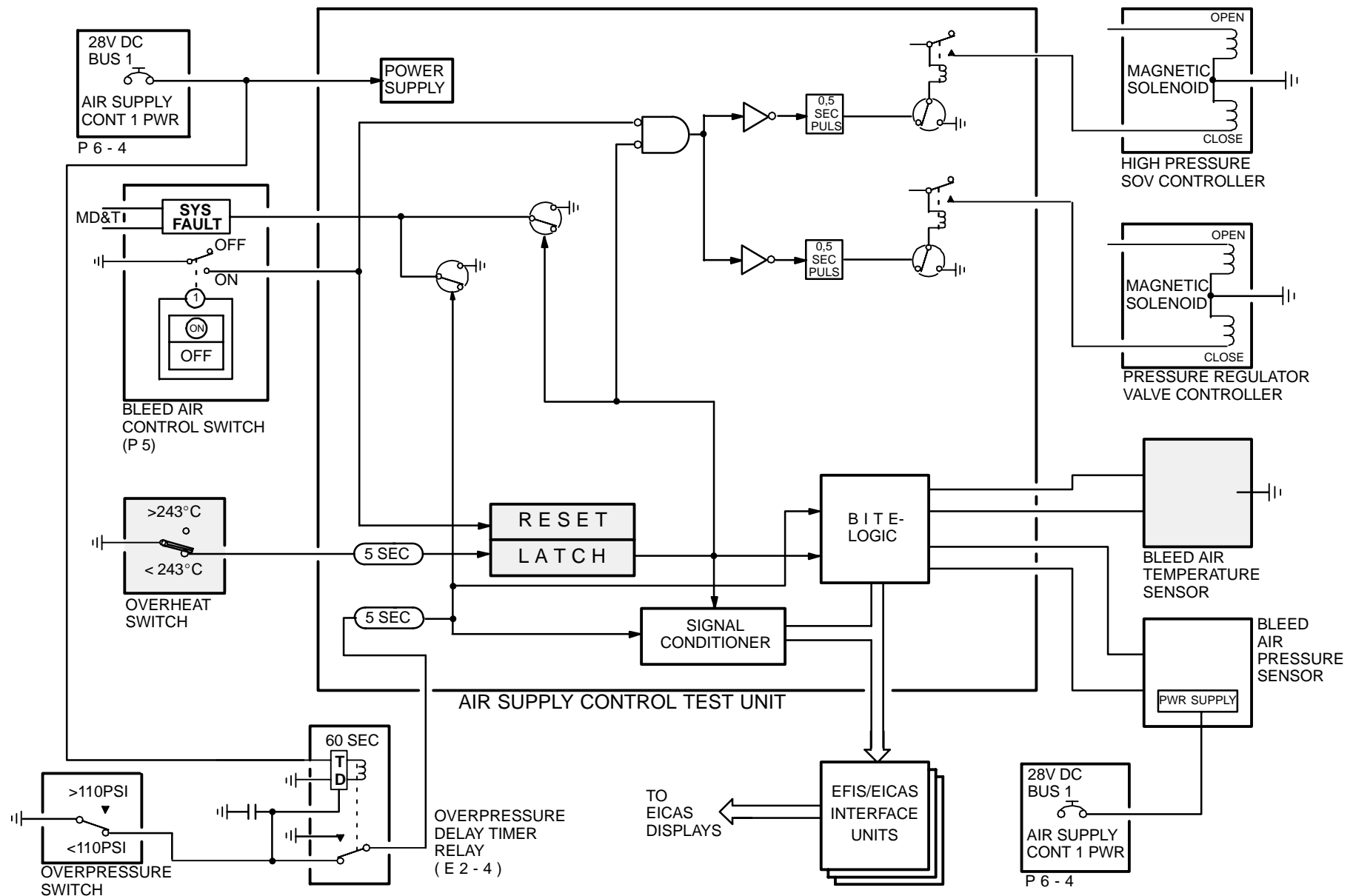


Figure 46 PNEUMATIC TEMPERATURE INDICATION CIRCUIT

PNEUMATIC INDICATION



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2

36 - 20

BLEED AIR PRESSURE SENSOR

- der gemessene Engine Bleed Air Pressure wird zur BITE-Logic der ASCTU übertragen
- über die EFIS/EICAS Interface Units erfolgt die Indication für jedes Triebwerk getrennt als

ENG DUCT PRESSURE

in **PSI**

auf der ECS Maintenance Page AIR SUPPLY des Auxiliary EICAS Display.

NOTE: Der Bleed Air Pressure Sensor (#) arbeitet mit den Limit-Switches des Fan Air Modulating Valves (#) für die Fehler-Indication zusammen, d.h. es muß ein Bleed Air Pressure von > 14psi vorhanden sein und das Flugzeug im AIR-Zustand, erst dann kann die Message für das Fan Air Modulating Valve generiert werden.

OVERPRESSURE SWITCH

- wird ein Engine Bleed Air Pressure vom > 112 +2.5/-5psi für > 5sec. gemessen, so öffnet der Switch
- das SYSTEM-FAULT - Light leuchtet und gleichzeitig werden die EICAS-Messages

Advisory Message

BLEED (#)

und / oder

Status Message

BLEED (#) OVPRESS

angezeigt

NOTE: Ist die ASCTU P/N S210U121-4 eingebaut, wird die Status Message **BLEED (#) OVPRESS** unterdrückt, wenn der CLOSED Limit Switch des PRV und PRSOV : CLOSED melden.
Das SYSTEM FAULT - Light erscheint grundsätzlich.

Nach der Modification :

- Einbau eines Overpressure Delay Timer Relays
somit ist ein Take Off mit ausgeschalteten Air Conditioning Packs möglich
- Bei ausgeschalteten Packs wird ein auftretender Engine Bleed Air Overpressure (zu langsame Regelung des Pressure Regulator Valves) für 60sec. unterdrückt. In dieser Zeit regelt das Pressure Regulator Valve den Engine Bleed Air Pressure auf den geforderten Wert von 97psi.

PNEUMATIC INDICATION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

36 - 20

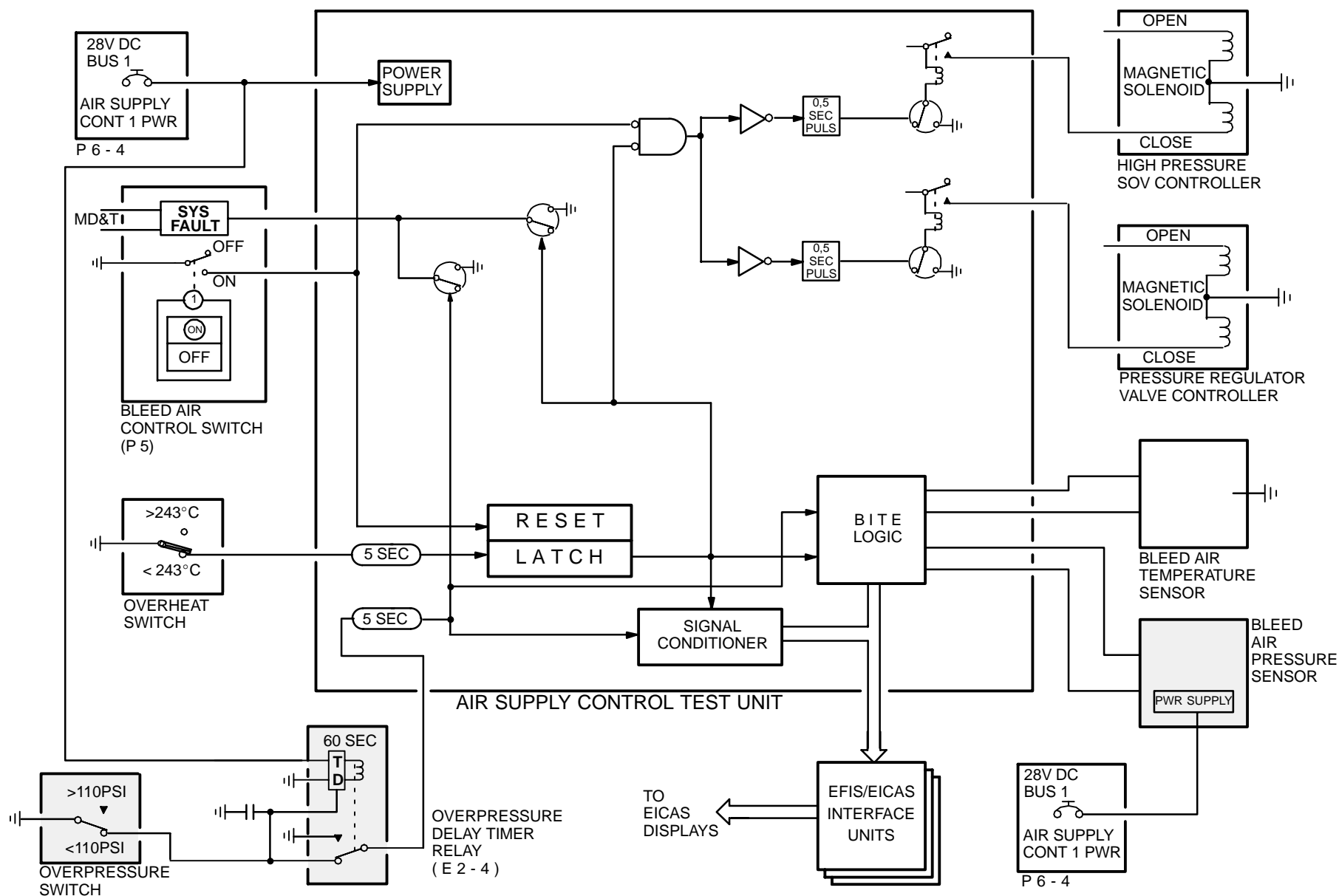


Figure 47 PNEUMATIC PRESSURE INDICATION CIRCUIT

PNEUMATIC GROUND TEST



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

36 - 10

GROUND TEST - PNEUMATIC SYSTEM

A. General

(1) These bleed system ground tests are available in the form of a built-in-test to check the operational status of the engine bleed air supply system and to diagnose system faults with the use of the Central Maintenance Computer System (CMCS).

These tests are available on airplanes with CMCS software version 685-2270-008.

(a) **Bleed System Electrical Ground Test**

This test performs electrical checks of the entire bleed system.

The engine must not be in operation, but the APU or the ground cart may be in use.

Input signals (which do not need pneumatic power to operate) to the ASCTU are monitored for proper values.

(b) **Bleed System APU Ground Test**

This test performs the engine X (where engine X is the selected engine) bleed system test with the selected engine X not in operation.

Pneumatic air must be supplied by the APU or by a ground cart for this test.

Valve positions, pressures and other signals to the ASCTU are monitored for proper values while the selected engine X bleed system is pressurized.

(c) **Bleed System Engine Ground Test**

This test performs the engine X (where engine X is the selected engine) bleed system test with the selected engine X in operation. Valve positions, pressures and other signals to the ASCTU are monitored for proper values while the selected engine X bleed system is pressurized.

B. References

- (1) 24-22-00/201, Manual Control

C. Access

- (1) Location Zones
 - 221 Control Cabin, LH
 - 222 Control Cabin, RH

D. Prepare for the Test

- (1) Supply electrical power (Ref 24-22-00/201).
- (2) CMC S/W -008 WITH IDS S/W GE -007, GE -902;

Do these steps in sequence to make sure the ground test results will be correct:

- (a) Open and then close this circuit breaker:
 - 1) P415 Power Distribution Center - Right Panel
 - a) 415L39 CMC RIGHT
 - (b) Open and then close this circuit breaker:
 - 1) P414 Power Distribution Center - Left Panel
 - a) 414L8 CMC LEFT
- (3) Prepare the CDU for the test:
 - (a) Push the MENU key on the CDU to show the MENU.
 - (b) Push the line select key (LSK) that is adjacent to < CMC to show the CMC MENU.
 - (c) If < RETURN shows after you push the LSK, push the LSK that is adjacent to <RETURN until you see the CMC MENU.
 - (d) Push the LSK that is adjacent to < GROUND TESTS to show the GROUND TESTS menu.
 - (e) Push the NEXT PAGE key until you find < 36 PNEUMATICS.
 - (f) Push the LSK that is adjacent to < PNEUMATICS to show the GROUND TESTS menu for the pneumatic system.

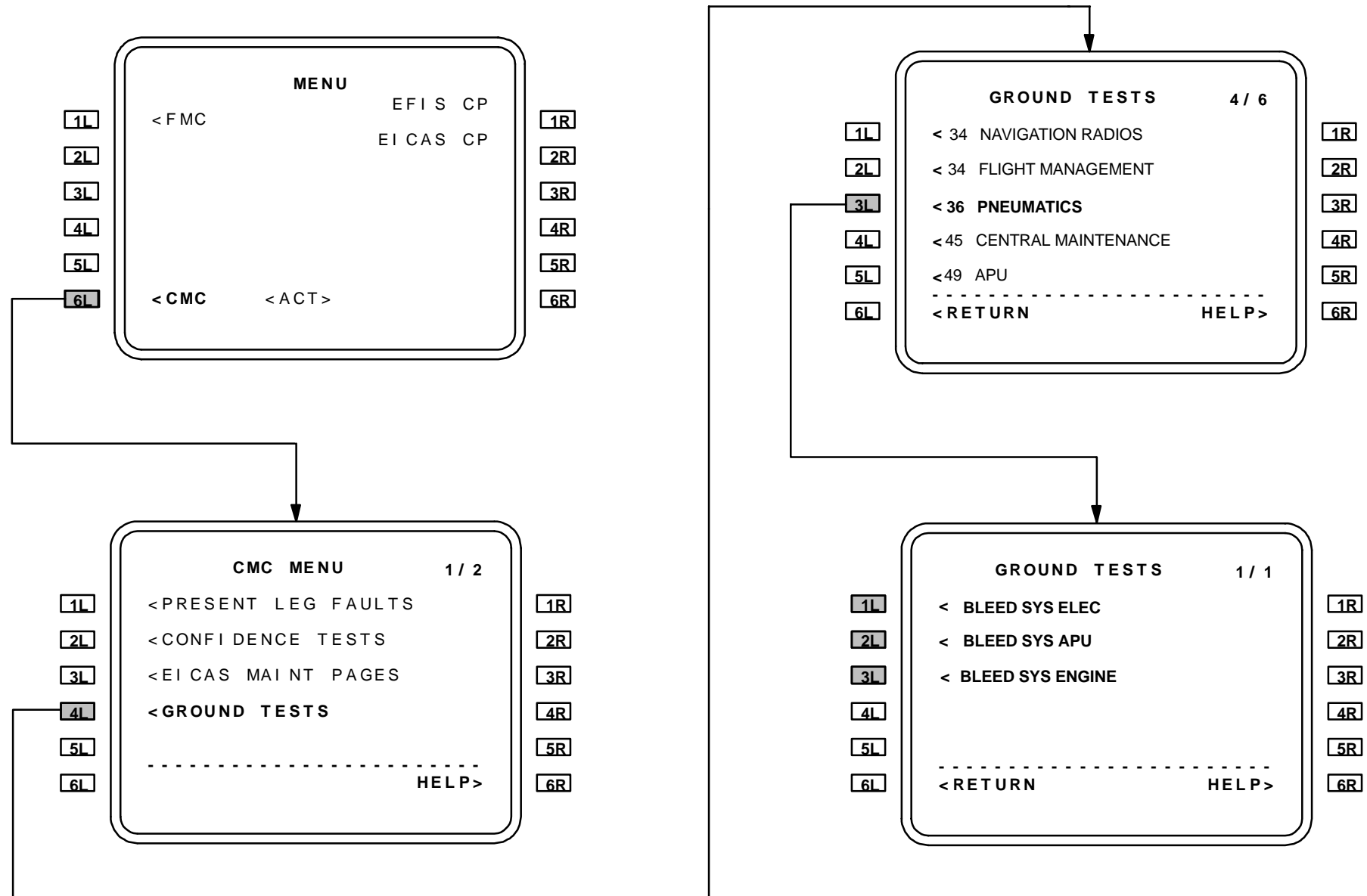


Figure 48 GROUND TEST - PNEUMATIC SYSTEM

**E. Bleed System Ground Test.**

- (1) Push the LSK that is adjacent to the applicable prompt
< BLEED SYS ELEC or
< BLEED SYS APU or
< BLEED SYS ENG.
 - (a) When the TEST PRECONDITIONS page shows, make sure each instruction on the page is completed. (Push the NEXT PAGE key to show the subsequent pages.)
 - (b) Push the LSK that is adjacent to START TEST >.
- (2) Do the instructions that show on the CDU.
- (3) When the test is completed, look for PASS or FAIL > adjacent to
< BLEED SYS ELEC or < BLEED SYS APU or < BLEED SYS ENG.

NOTE: If a PASS indication shows, no failures occurred during the test.

- (a) If FAIL > shows:
 - 1) Push the LSK that is adjacent to FAIL > to see the GROUND TEST MSG pages for the failure.
 - 2) Push the NEXT PAGE key until you find all the GROUND TEST MSG pages.
 - 3) Make a list of all CMCS messages, CMCS message numbers, and ATA numbers that show on the GROUND TEST MSG pages.
 - 4) Go to the CMCS Message Index of the Fault Isolation Manual (FIM) to find the corrective action for each CMCS message.

F. Put the Airplane in Its Usual Condition

- (1) Remove the electrical power if it is not necessary (Ref 24-22-00/201).

PNEUMATIC GROUND TEST



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

36 - 10

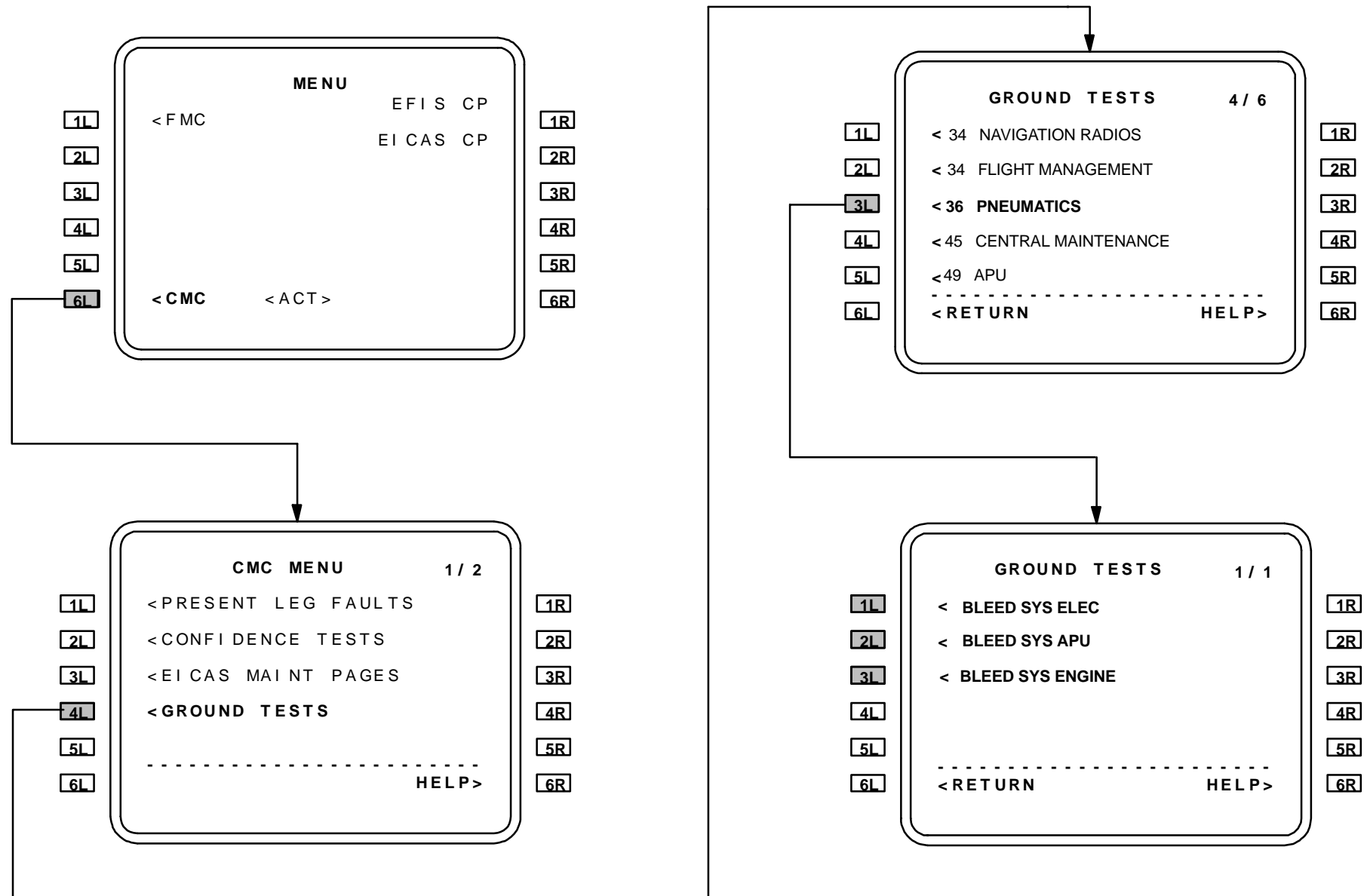


Figure 49 GROUND TEST - PNEUMATIC SYSTEM

PNEUMATIC INDICATION



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

36 - 20

BLEED AIR FLOW SYSTEM

BESCHREIBUNG

- das Bleed Air Flow System besteht aus vier Bleed Air Flow Sensoren und einem Signal Conditioner
- die Bleed Air Flow Sensoren messen den Luftfluß von dem Pneumatik System der Triebwerke
- die gemessenen Werte werden in den Signal Conditioner übertragen und dort unabhängig voneinander verarbeitet
- die digitalisierten Werte werden über die ASCTU und den EIU's zu der **ECS Maintenance Page AIR SUPPLY** übertragen und als **BLEED FLOW** in **kg/min** angezeigt
- Die Spannungsversorgung für das Mass Air Flow Measurement System ist mit dem Circuit Breaker : **AIR SUPPLY FLOW IND** auf dem P 415 B 30 abgesichert.

BLEED AIR FLOW SENSOR

BESCHREIBUNG

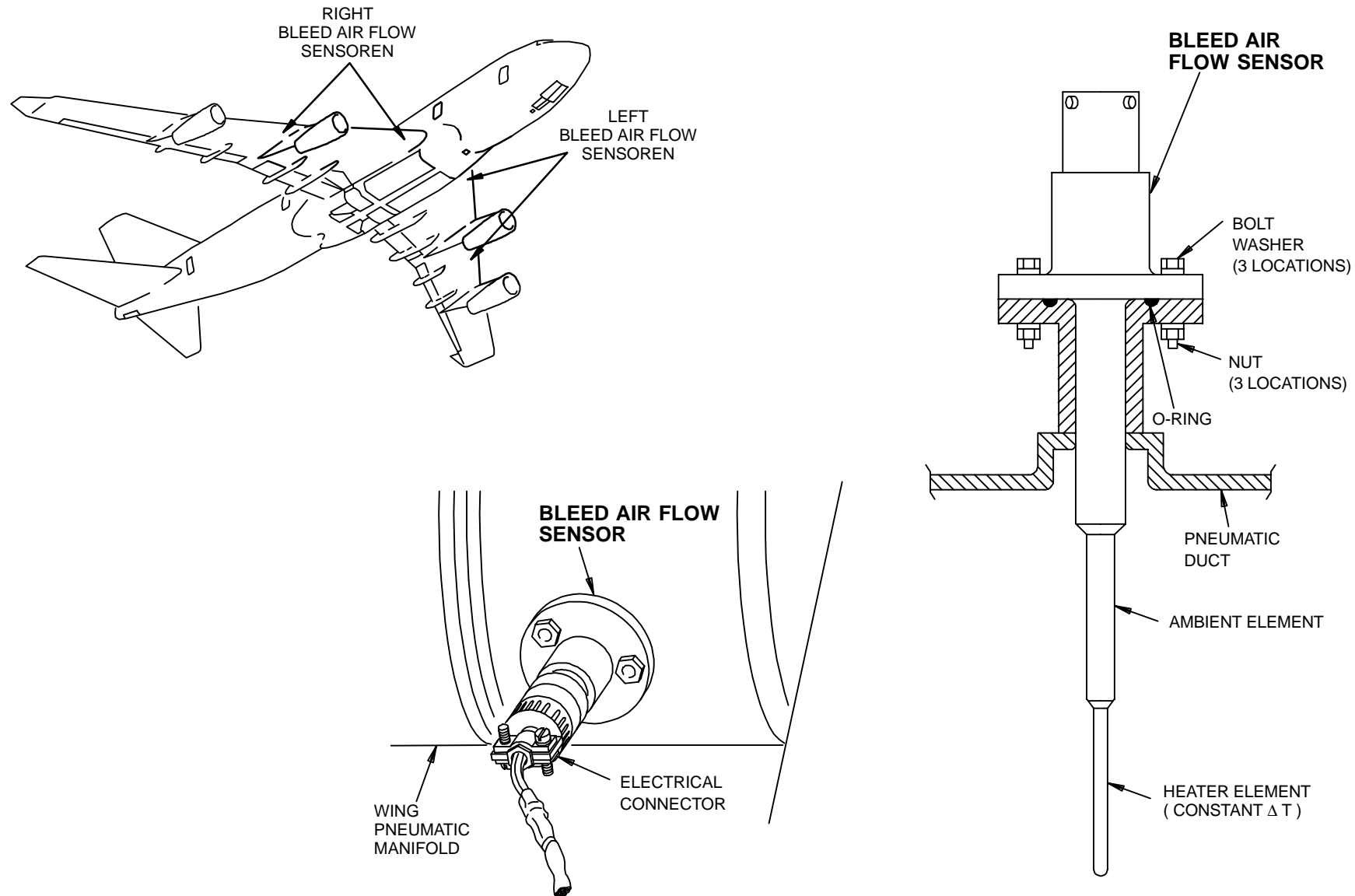
- der Bleed Air Flow Sensor hat zwei Flow Sensor Elemente
 - ein Element mißt die Ambient Duct Temperature
 - das andere Element wird von den Signal Conditioner gesteuert beheizt, sodaß eine festgelegte Temperatur oberhalb des Ambient Elementes erreicht wird
- die Mass Air Flow Rate ist proportional der Differenz der beiden Elemente
- die Bleed Air Flow Sensoren werden als Channel 1 bis 4 bezeichnet, (gezählt von links nachs rechts)
 - der Bleed Air Flow Sensor No.1 und No.4 sind jeweils 1m outboardseitig des inboard Engine direkt auf dem Wing Pneumatic Manifold aufgebaut und messen somit den Bleed Air Mass Flow des Pneumatic Systemes von Engine No.1 bzw. No.4
 - der Bleed Air Flow Sensor No.2 und No.3 sind jeweils 3m outboardseitig des Rumpfes direkt auf dem Wing Pneumatic Manifold aufgebaut und messen somit den Bleed Air Mass Flow des Pneumatic Systemes von Engine No.1 und 2 bzw. No.3 und No.4

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler an dem Bleed Air Flow Sensor aufgetreten ist, wird auf der MCDU nur die CMCS Message

BLEED (#) AIRFLOW SENSOR FAIL

angezeigt.

**PNEUMATIC
INDICATION****Lufthansa
Technical Training****B 747 - 430****B 1****36 - 20****Figure 50 BLEED AIR FLOW SENSOR**

A81 739

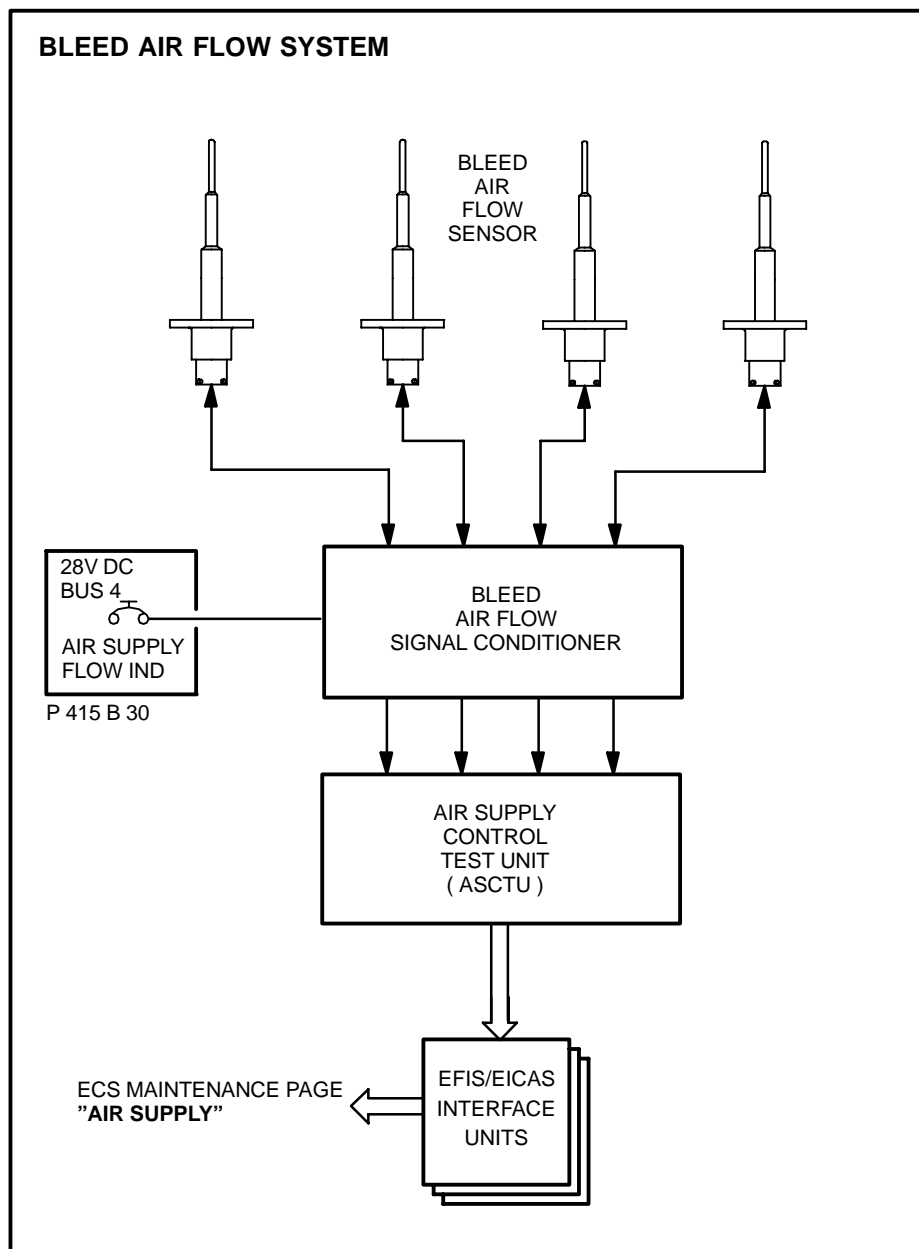
PNEUMATIC INDICATION



BLEED AIR FLOW SIGNAL CONDITIONER

BESCHREIBUNG

- der Signal Conditioner des Bleed Air Flow Systemes besteht aus 4 Kanälen, jeder beinhaltet :
 - Channel of Excitation
 - Bridges
 - Amplifier Circuit
- der Signal Conditioner mißt die Spannung, um eine festgesetzte Temperatur-Differenz zwischen dem Self-Heated Sensor und dem Ambient Sensor aufrecht zu erhalten
- die von dem Signal Conditioner zu dem Self-Heated Sensor ausgesandte Spannungssignal zwischen 0 - 5V DC ist proportional zu der Mass Air Flow Rate in dem entsprechenden Wing Pneumatik-Manifold
- diese 4 einzelnen Signale werden von dem Signal Conditioner aufbereitet und an die ASCTU übertragen
- der Bleed Air Flow Signal Conditioner ist in dem E/E Compartment im Rack E1-5 eingebaut



PNEUMATIC INDICATION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

36 - 20

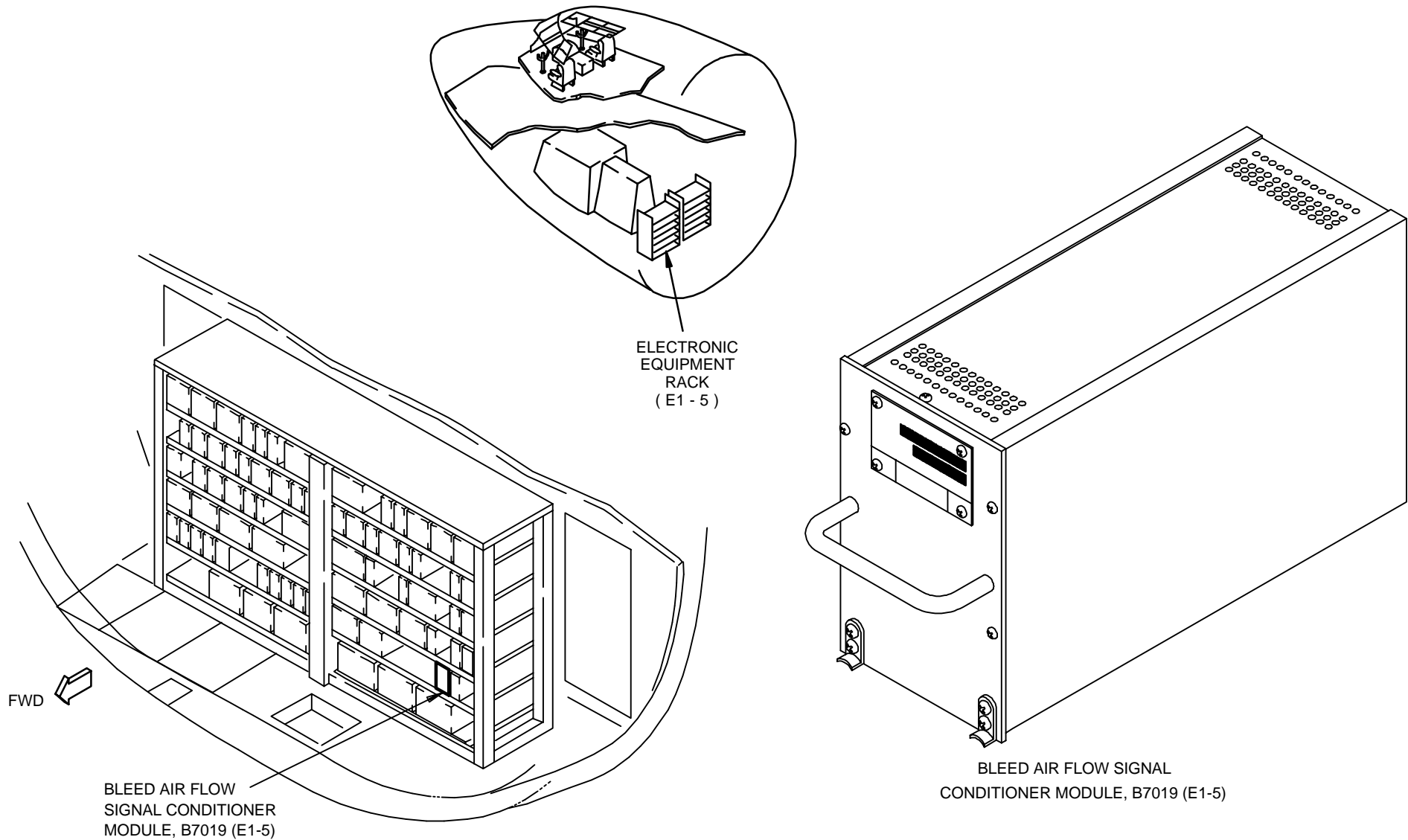


Figure 51 SIGNAL CONDITIONER



ATA 30 ICE AND RAIN PROTECTION

30 - 10 WING THERMAL ANTI-ICE

WING THERMAL ANTI-ICE SYSTEM

BESCHREIBUNG

Das Wing Thermal Anti-Ice System soll den Eisansatz in dem Bereich der Tragflügelvorderkante zwischen Innentriebwerken und der Tragflächenspitze verhindern.

Zu diesem Zweck wird Pneumatic aus dem jeweiligen Wing Pneumatic Manifold entnommen und über ein linkes und rechtes Wing Thermal Anti-Ice Valve in das Ducting in der Vorderkante eingeblasen.

Die Spray Tubes sind konisch gearbeitet, um einen gleichmäßigen Luftfluß über die gesamte Breite zu erreichen. Diese Spray Tubes sind mit speziellen Schellen befestigt.

Die eingeblasene Pneumatic strömt über je 6 Outlet Slots auf jeder Seite unten wieder nach Ambient.

Das Wing Thermal Anti-Ice System wird über einen Schalter im Cockpit geschaltet.

Folgende Schalterstellungen stehen zur Verfügung :

- **OFF :**

- Das Wing Thermal Anti-Ice System ist ausgeschaltet, die Funktion ist in AIR und GROUND aktiv.
- Erforderliche Schalterstellung beim CMCS Ground Test

- **ON :**

- Das Wing Thermal Anti-Ice System wird direkt durch den Schalter betätigt und die beiden Valve fahren in die geöffnete Position.
- Die Funktion ist ausschließlich in dem AIR-Zustand aktiv.

- **AUTO :**

- Das Wing Thermal Anti-Ice System wird durch den Schalter auf die Ice Detectoren (links bzw. rechts am Rumpfbug installiert) aufgeschaltet und je nach Eisansatz werden die Valves geöffnet bzw. geschlossen.
- Die Funktion ist ausschließlich in dem AIR-Zustand aktiv.

Das Wing Thermal Anti-Ice System ist am Boden durch einen Aktiv Ground Test (Pneumatic nicht erforderlich) mittels des Central Maintenance Computer (CMCS) überprüfbar.

Die Indication des Wing Thermal Anti-Ice Systemes erfolgt auf den verschiedenen EICAS Pages.

ICE AND RAIN PROTECTION WING THERMAL ANTI-ICE



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

30 - 10

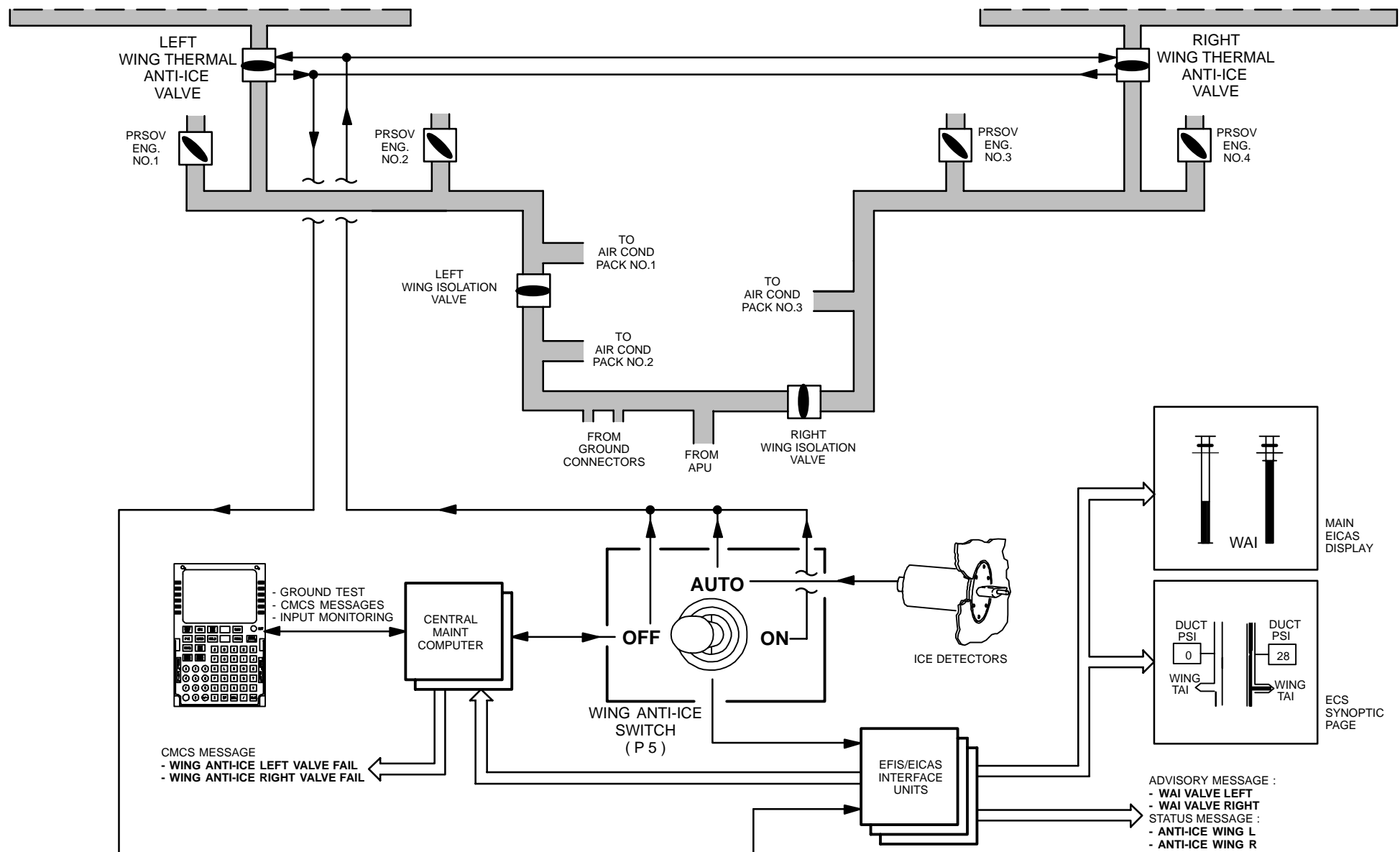


Figure 52 WING THERMAL ANTI-ICE SYSTEM



WING THERMAL ANTI-ICE SWITCH

BESCHREIBUNG

Der Wing Thermal Anti-Ice Switch steuert bzw. schaltet die Ice Detectoren auf das linke und das rechte Wing Thermal Anti-Ice Valve.

• ON - Position

- steuert beide Valves nach OPEN
 - nur im AIR-Zustand

• AUTO - Position

- steuert beide Valves nach OPEN
 - nur im AIR-Zustand

und

- die drei Flap Control Units (FCU's) müssen für LE-Flap UP oder FAIL melden

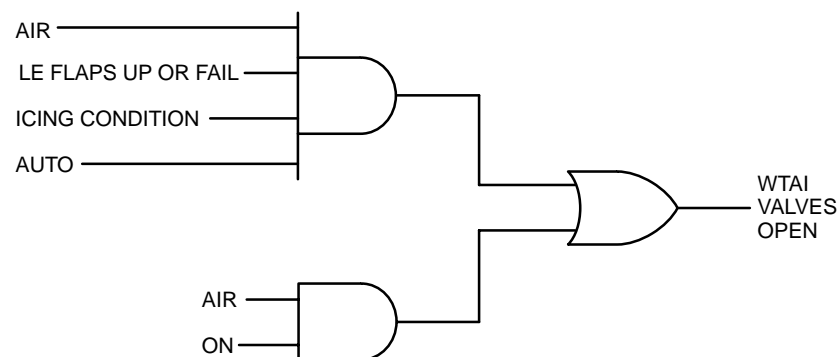
und

- der linke oder der rechte Ice Detector muß Vereisungsbedingungen für das Wing Thermal Anti-Ice System melden

• OFF - Position

- steuert beide Valves nach CLOSED
 - Ground- und AIR-Zustand

WING THERMAL ANTI-ICE SYSTEM



ICE AND RAIN PROTECTION WING THERMAL ANTI-ICE

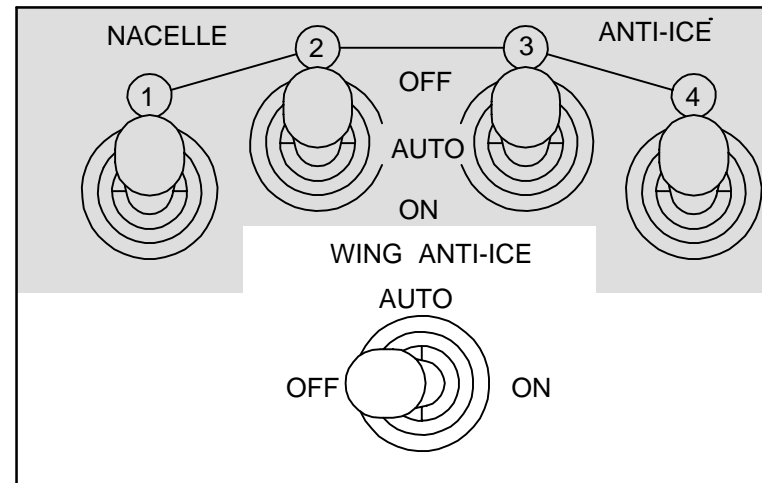
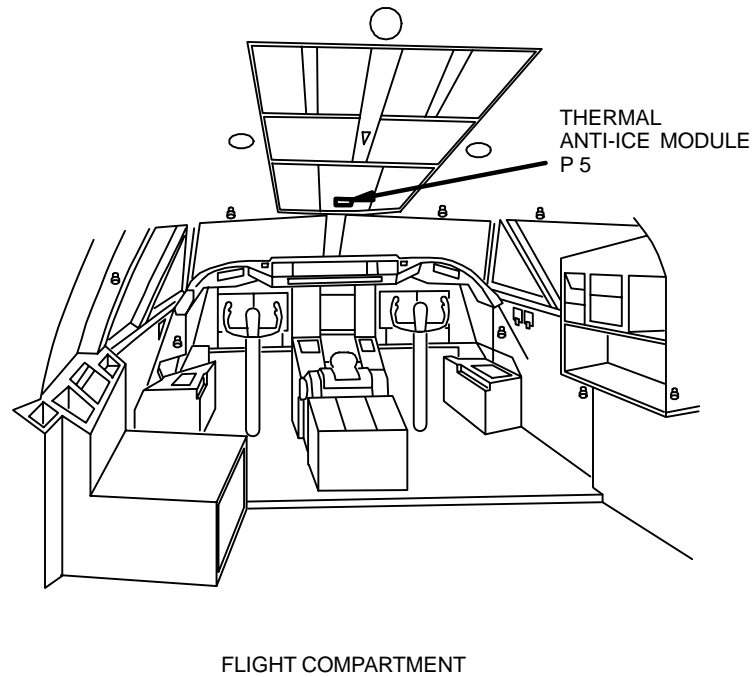


**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

30 - 10



THERMAL ANTI-ICE CONTROL MODULE

Figure 53 THERMAL ANTI-ICE CONTROL MODULE

ICE AND RAIN PROTECTION WING THERMAL ANTI-ICE



WING THERMAL ANTI-ICE INDICATION

Wing Thermal Anti-Ice Indication auf dem Main EICAS Display

Auf dem ständig vorhandenen Main EICAS Display (Normal- oder Compacted Format), werden die Wing Thermal Anti-Ice Valves in ihrem Zustand angezeigt.

Zwischen der N1-Indication des Triebwerkes No.1 und No.2 das linke Valve und zwischen N1-Indication des Triebwerkes No.3 und No.4 das rechte Valve.

- **WTAI Valve CLOSED :**

Keine Indication

- **WTAI Valve OPEN :**

Der Schriftzug " **WAI** " leuchtet grün für das entsprechende Valve auf, wenn der OPEN-Limit Switch geschaltet hat.

Wing Thermal Anti-Ice Indication auf der ECS Synoptic Page

Die ECS Synoptic Page kann über das Engine Data Select Panel (EDSP) auf das Auxiliary EICAS Display aufgeschaltet werden.

- **WTAI Valve CLOSED :**

In dem Abzweig zum Wing Thermal Anti-Ice System ist keine Flow Bar sichtbar.

- **WTAI Valve OPEN :**

In dem Abzweig zum Wing Thermal Anti-Ice System ist eine Flow Bar (green) sichtbar.

ICE AND RAIN PROTECTION WING THERMAL ANTI-ICE



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

B 1

30 - 10

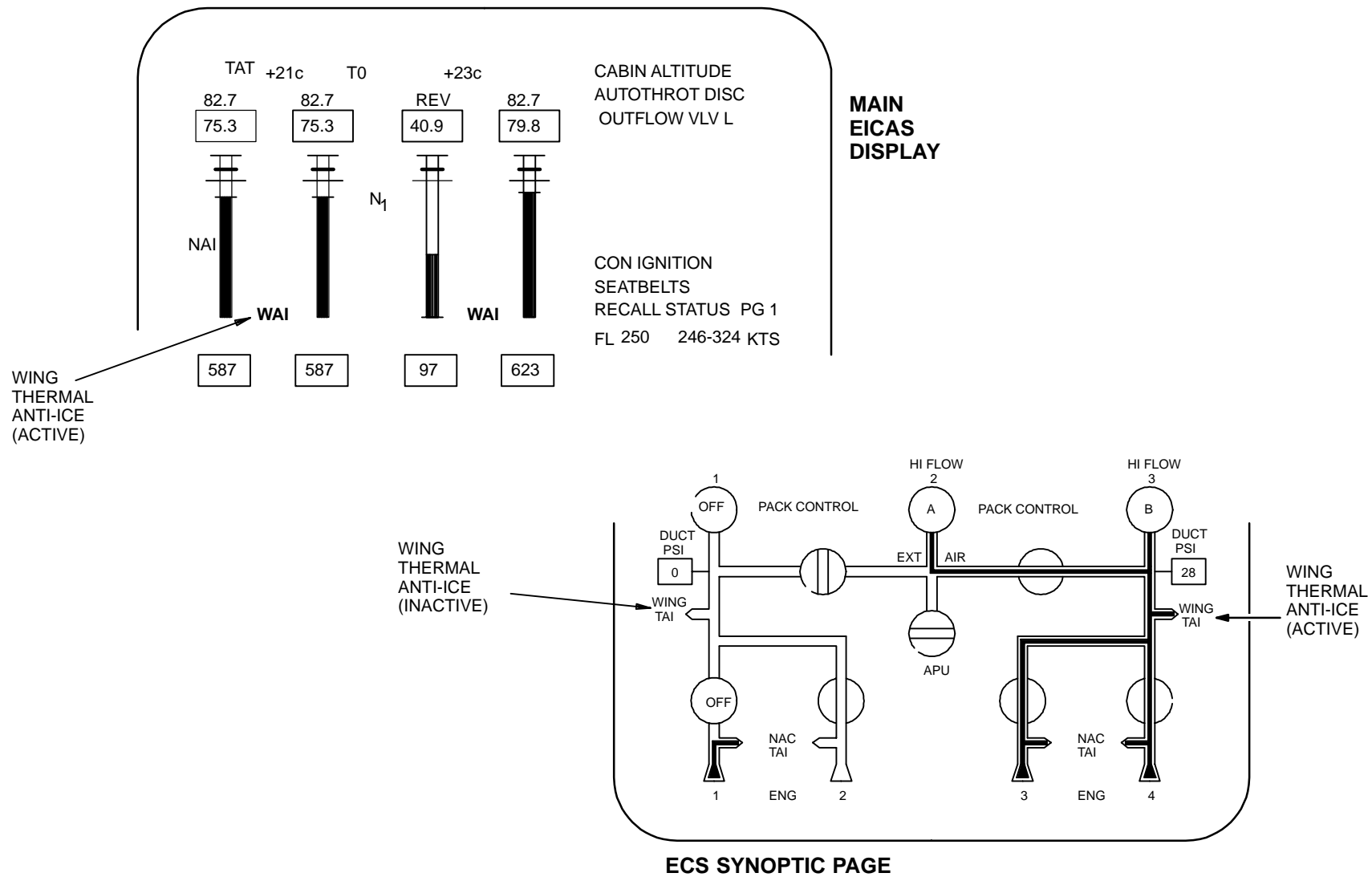


Figure 54 WING THERMAL ANTI-ICE INDICATION

ICE AND RAIN PROTECTION WING THERMAL ANTI-ICE



WING THERMAL ANTI-ICE VALVE

- die beiden Wing Anti-Ice Valves werden über einen Wing Anti-Ice Switch am Overhead Panel (P 5) geschaltet bzw. gesteuert
- die sind normal geschlossen
- die Valves lassen im geöffneten Zustand die Pneumatic Air aus dem jeweiligen Wing Manifold in die Wing Anti-Ice Ducts (Spray Tubes) strömen
- diese haben eine Fahrzeit von ca.3 sec.
Die Fahrvorgänge werden durch Endlagenschalter im Valve unterbrochen.
- sie werden durch ein 115V AC Motor betätigt
- besitzen ein Manual Override Handle
- besitzen ein Position Indicator
- je ein Wing Anti-Ice Valve ist in der linken und rechten Tragflächenvorderseite inboardseitig des Outboard Engine Struts eingebaut.

FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler in dem Wing Thermal Anti-Ice System aufgetreten ist, wird die

Advisory Message

WAI VALVE LEFT (30 11 01 00)

WAI VALVE RIGHT (30 11 03 00)

und / oder

Status Message

ANTI-ICE WING L (30 11 02 00)

ANTI-ICE WING R (30 11 04 00)

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

WING ANTI - ICE RIGHT VALVE FAIL (30 202)

WING ANTI - ICE LEFT VALVE FAIL (30 203)

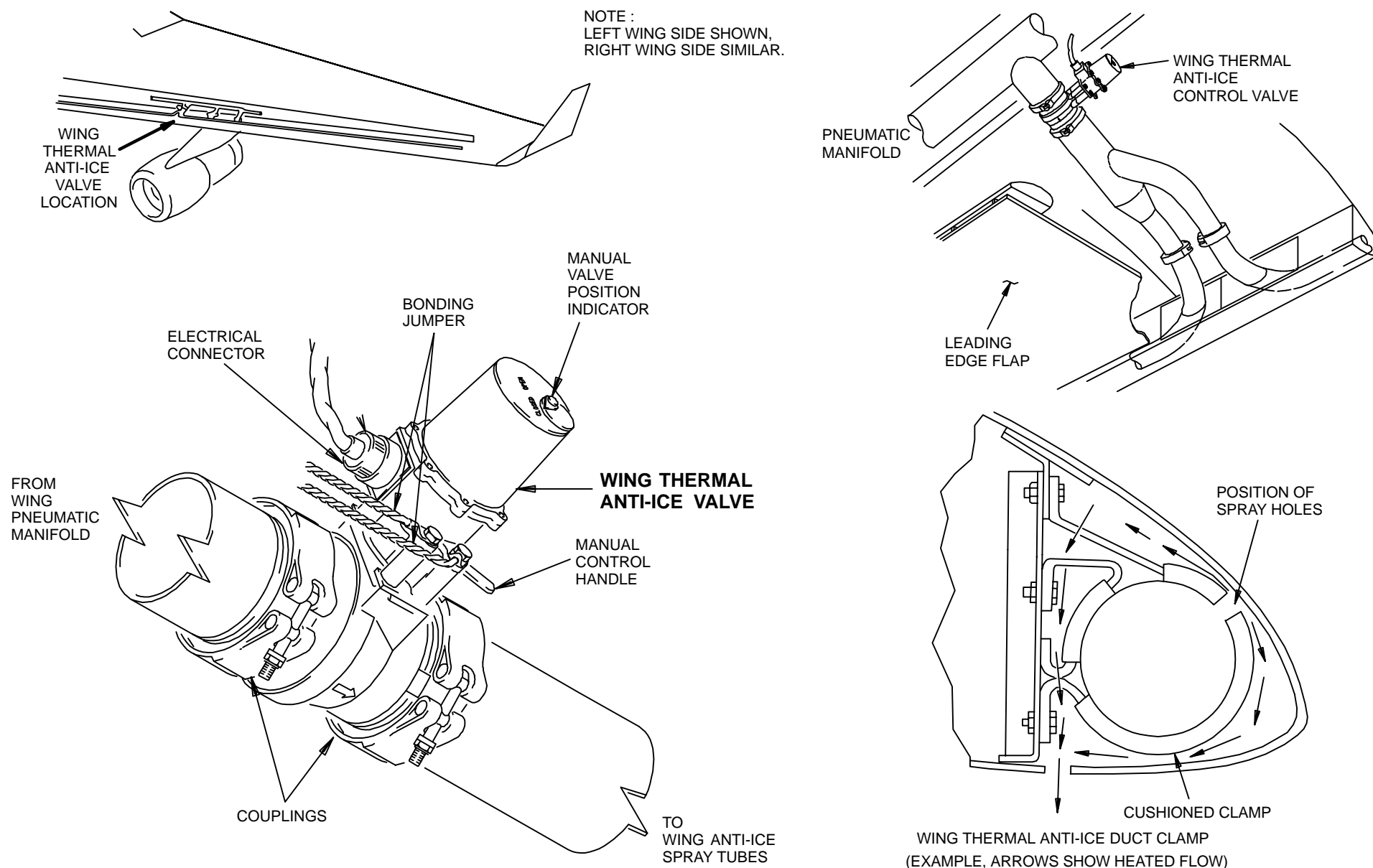


Figure 55 WING THERMAL ANTI-ICE VALVE



30 - 10 WING THERMAL ANTI-ICE

WING THERMAL ANTI-ICE FUNKTION

WING ANTI-ICE SWITCH : OFF

- AIR- oder GND-Zustand (R 227)
- WAI-Relay (R 7536) nicht erregt
- WAI-V alves schließen bzw. geschlossen

WING ANTI-ICE SWITCH : ON

- AIR-Zustand ONLY (R 227)
- WAI-Relay (R 7536) erregt
- WAI-V alves öffnen

WING ANTI-ICE SWITCH : AUTO

- AIR-Zustand ONLY (R 227)
- linker oder rechter Ice Detector meldet Ice Condition (Siehe Ice Detector Beschreibung)
- Left-, Center- und Right Flap Control Unit (FCU) müssen für die LE Flaps die UP-Position oder FAIL melden
- WAI- (R 7536) und AUTO/TEST-Relay (R 7788) erregt
- WAI-V alves öffnen (mindestens 180sec. oder solange Eisansatz gemeldet wird)

GROUND TEST :

- siehe Bedingungen für den Ground Test des Wing Thermal Anti-Ice Systemes
- WAI- (R 7536) und AUTO/TEST-Relay (R 7788) erregt
- WAI-V alves öffnen
- nach 7sec. zieht das WAI-T ime Delay - Relay an und das WAI - Relay (R 7536) fällt ab, WAI-V alves schliessen

ANZEIGE UND WARNUNG

- das linke und rechte Valve Disagree Relay (R 7534, R 7427) und das linke und rechte Valve Open Relay (R 7535, R 7428) steuern in dem Wing Thermal Anti-Ice System die Indication auf dem Main EICAS Display und auf der Synoptic Page, sowie die System Warnung (Disagree)
- besteht ein Disagree zwischen dem Wing Thermal Anti-Ice Switch (P5) und den Wing Thermal Anti-Ice Valves, so erfolgen die entsprechenden EICAS Messages für das Valve.

Es werden dann :

Advisory Message

WAI VALVE LEFT (30 11 01 00)

WAI VALVE RIGHT (30 11 03 00)

und

Status Message

ANTI-ICE WING L (30 11 02 00)

ANTI-ICE WING R (30 11 04 00)

erzeugt.

Auf der MCDU ist die passende CMCS Message zu der EICAS Message ersichtlich :

WING ANTI - ICE RIGHT VALVE FAIL (30 202)

WING ANTI - ICE LEFT VALVE FAIL (30 203)

ICE AND RAIN PROTECTION WING THERMAL ANTI-ICE

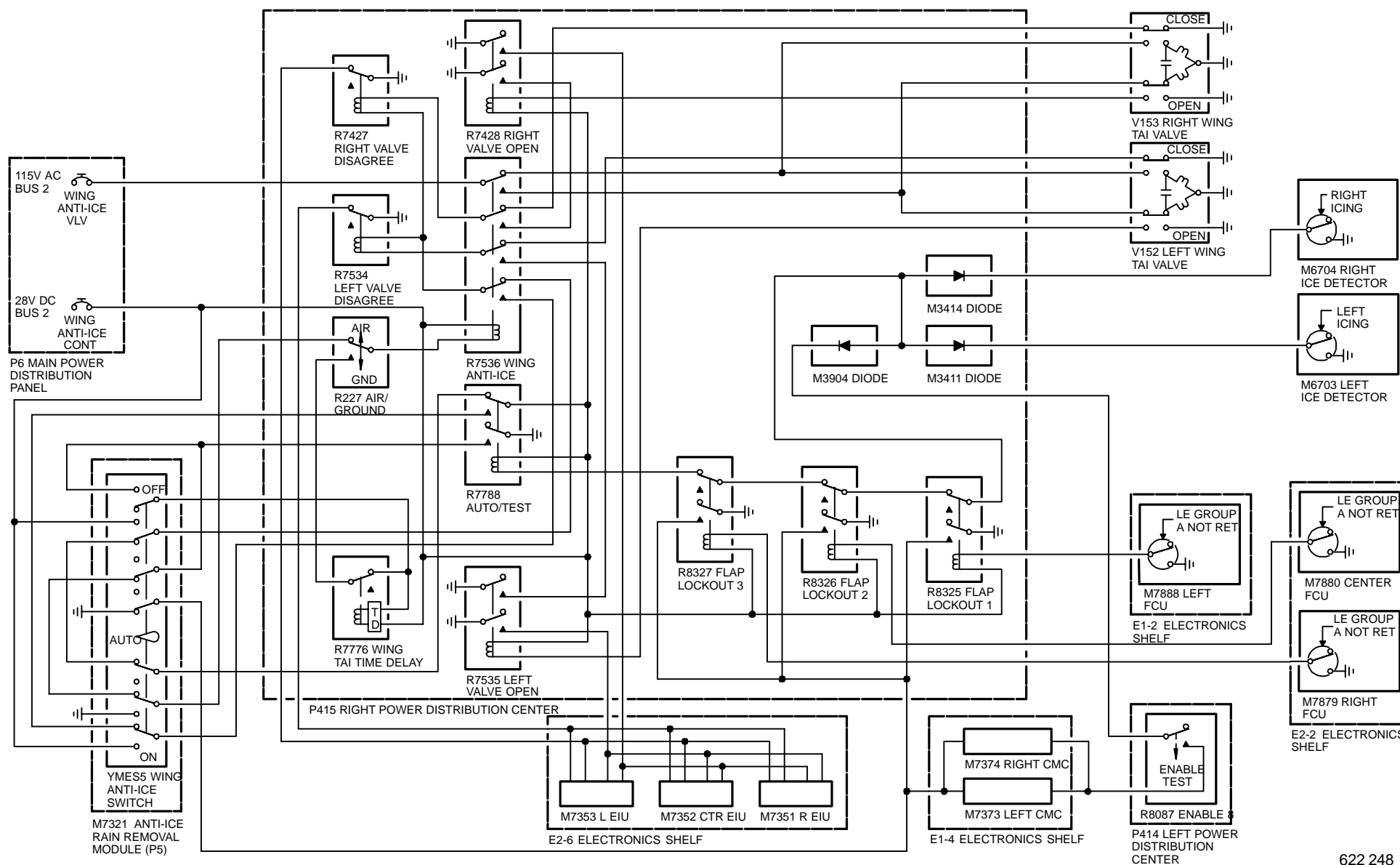


**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

30 - 10



622 248

Figure 56 WING THERMAL ANTI-ICE FUNKTION

ICE AND RAIN PROTECTION WING THERMAL ANTI-ICE



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

30 - 10

GROUND TEST - WING THERMAL ANTI-ICE

NOTE: Vor dem Ground Test kann die ECS Synoptic Page aufgeschaltet werden, da der durchzuführende Ground Test, ein Activ-Test ist und damit der Luftfluß bei geöffneten Valves sichtbar wird (Pneumatic vorhanden), wie auch der Schriftzug zwischen den N1-Indication auf dem Main EICAS und die entsprechenden EICAS Messages.

A. References

- (1) 24-22-00/201, Manual Control

B. Access

- (1) Location Zone
221, 222 Control Cabin

C. Preconditions

- (1) These conditions are necessary for this task:
 - (a) Electrical power on (AMM 24-22-00/201).
 - (b) Integrated Display System (IDS) is serviceable (AMM 31-61-00/501).

D. Prepare for the Test

- (1) Supply electrical power (Ref 24-22-00/201).
- (2) Make sure that there is no pneumatic power supplied to the pneumatic system (this prevents the flow of hot air through the wing leading edge during the test).
- (3) Set the WING ANTI-ICE switch on the anti-ice/rain removal module (P5 panel) to off.
- (4) Set the GND TEST switch on the P461 overhead maintenance panel to ENABLE.
- (5) Prepare the CDU for the test:
 - (a) Push the MENU key on the CDU to show the MENU.
 - (b) Push the line-select key (LSK) that is adjacent to <CMC to show the CMC MENU.

- (c) If <RETURN shows after you push the LSK, push the LSK that is adjacent to <RETURN until you see the CMC MENU.
- (d) Push the LSK that is adjacent to <GROUND TESTS to show the GROUND TESTS menu.
- (e) Push the NEXT PAGE key until you find <30 ICE AND RAIN.
- (f) Push the LSK that is adjacent to <30 ICE AND RAIN to show the GROUND TESTS menu for the ice and rain system.

NOTE: If INHIBITED shows above <WTAIS, the test will not operate.

E. Wing TAI System Ground Test

- (1) Push the LSK that is adjacent to the <WTAIS prompt.

NOTE: IN PROGRESS will show during the test.

- (2) When IN PROGRESS goes out of view, look for PASS or FAIL> adjacent to <WTAIS.

NOTE: If a PASS indication shows, no failures occurred during the test.

- (a) If FAIL> shows, look for wing anti-ice system CMCS messages:
 - 1) Push the LSK that is adjacent to FAIL> to see the GROUND TEST MSG pages for the failure.
 - 2) Push the NEXT PAGE key until you find all the GROUND TEST MSG pages.
 - 3) Make a list of all CMCS messages, CMCS message numbers, and ATA numbers that show on the GROUND TEST MSG pages.
 - 4) Go to the CMCS Message Index of the Fault Isolation Manual (FIM) to find the corrective action for each CMCS message.

F. Put the Airplane in Its Usual Condition

- (1) Set the GND TEST switch to NORM.
- (2) Remove electrical power (Ref 24-22-00/201).

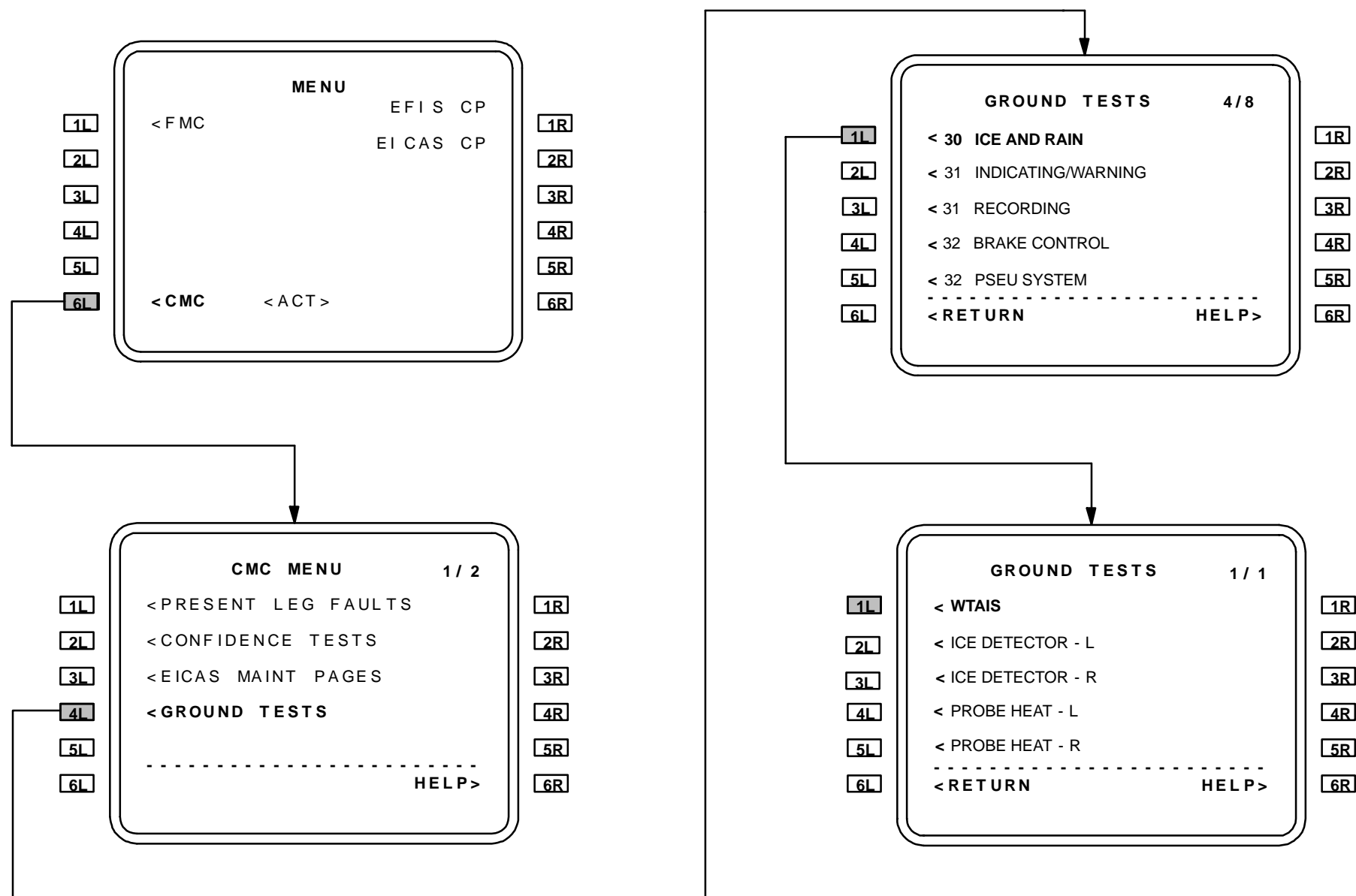


Figure 57 GROUND TEST

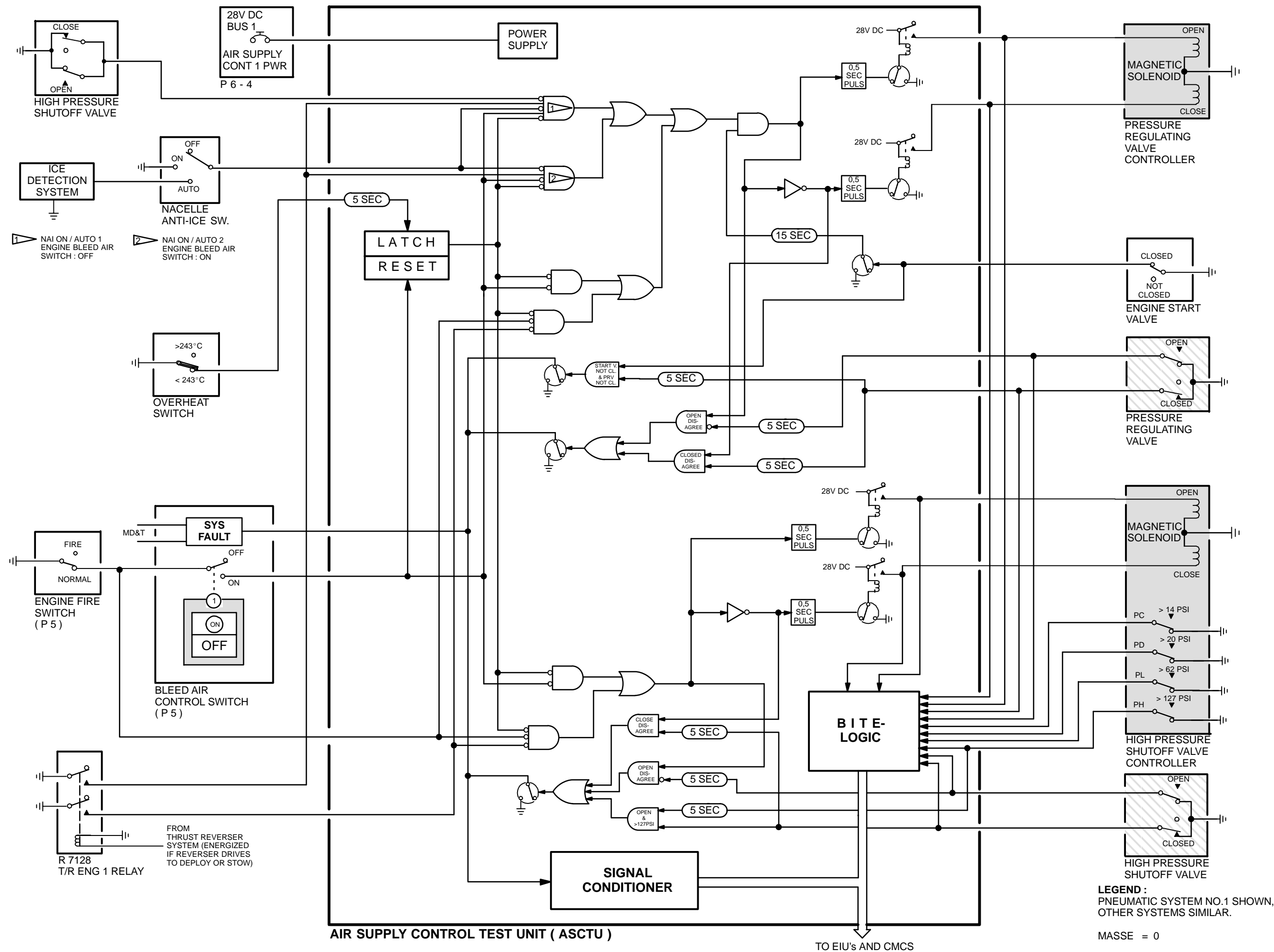


Figure B HPSOVC, HPSOV, PRVC AND PRV FUNKTION

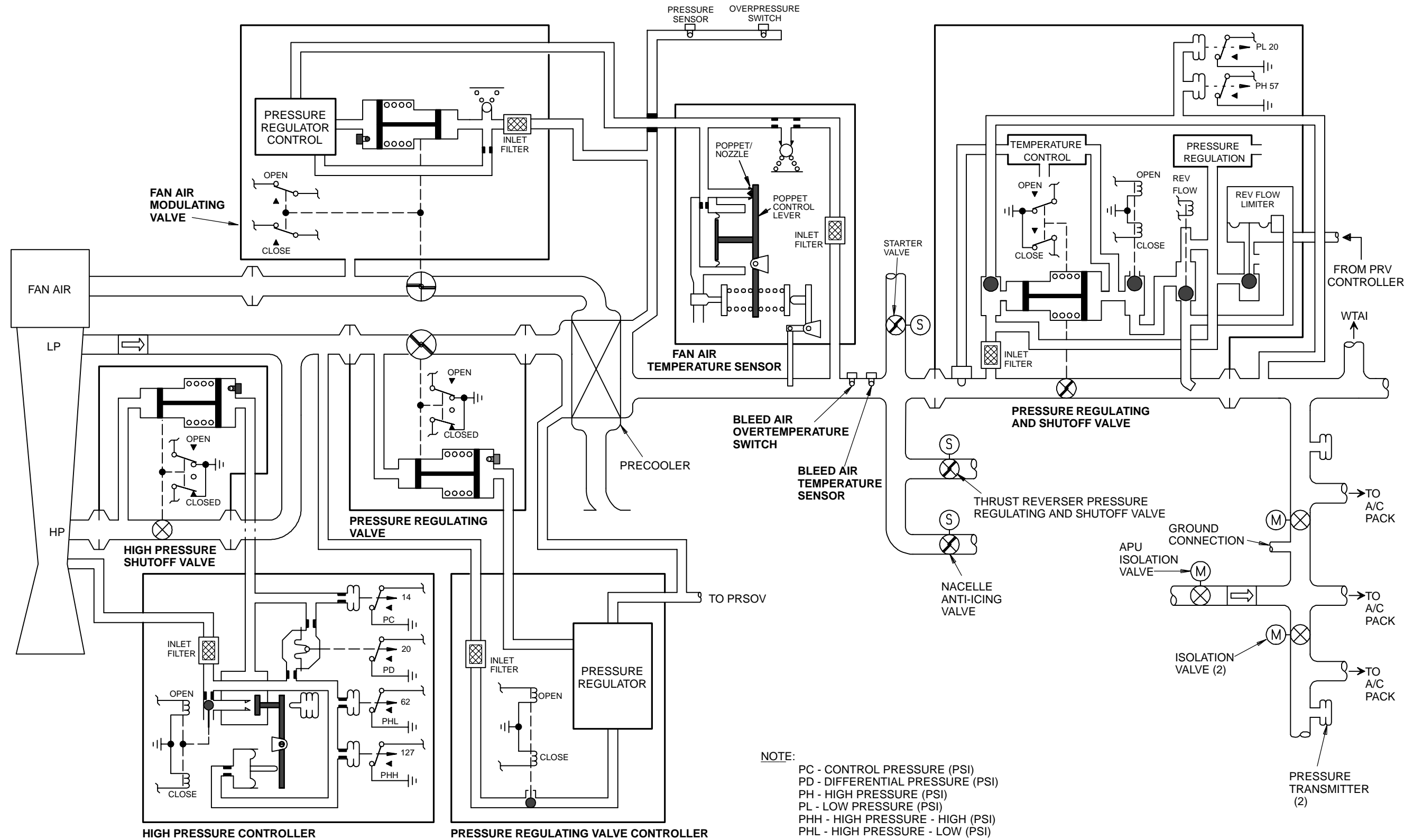


Figure C PNEUMATIC SYSTEM SCHEMATIC

