

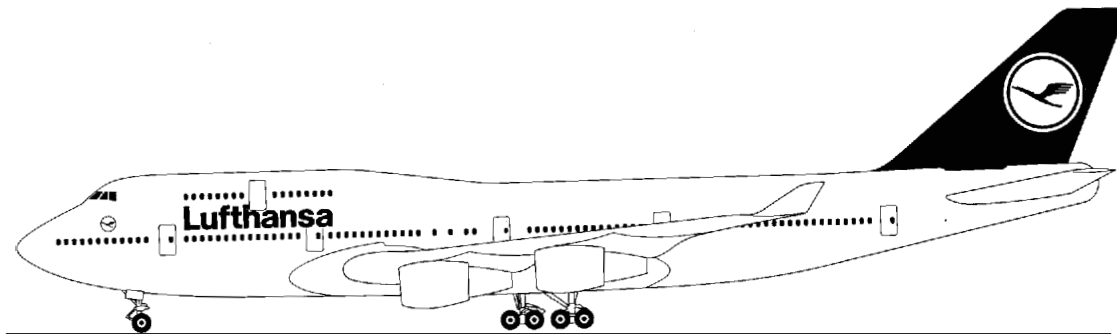


Lufthansa Technical Training

Training Manual B 747-430

ATA 49 Auxiliary Power Unit

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 49 AIRBORNE AUXILIARY POWER	1	APU EXHAUST SYSTEM	46
49 - 00 GENERAL	2	49-27/-91APU OIL SYSTEM	48
AUXILIARY POWER UNIT - DESCRIPTION AND OPERATION	4	APU ENGINE LUBRICATION SYSTEM	48
49-61 APU CONTROLS	8	APU OIL VENT SYSTEM	50
APU CONTROLLER (APUC)	8	49 - 27 APU ENGINE LUBRICATION SYSTEM	52
APU CONTROLLER REMOVAL AND INSTALLATION ..	12	OIL PUMP	52
49-00 GENERAL	14	OIL FILTER ELEMENT	52
APU CONTROL SELECTOR (P 5)	14	49-91 APU OIL EXTERNAL DISTRIBUTION SYSTEM	54
APU FIRE MODULE (P 5)	14	PRESSURE REGULATING VALVE (PRV)	54
APU FIRE SHUTDOWN MODULE (REMOTE CONTROL PANEL)	16	FUEL COOLED OIL COOLER (FCOC)	56
EICAS STATUS PAGE	18	AIR COOLED OIL COOLER (ACOC)	56
EICAS APU MAINTENANCE PAGE	20	APU OIL TANK REPLENISHING	58
EICAS APU MAINTENANCE PAGE	21	49-94 APU OIL INDICATING SYSTEM	60
EICAS APU MAINTENANCE PAGE	22	APU OIL INDICATING SYSTEM	60
49-21 APU ENGINE	24	MAIN OIL TEMPERATURE SENSOR (MOT)	62
APU ENGINE SECTIONS AND STATIONS	24	OIL FILTER DIFFERENTIAL PRESSURE INDICATOR .	62
49-13 APU MOUNTS	26	LOW OIL PRESSURE SWITCH (LOP)	62
APU MOUNTS	26	OIL LEVEL SENSOR	64
49-15 APU AIR INLET	28	49 - 27 APU ENGINE LUBRICATION SYSTEM	66
APU AIR INLET SYSTEM	28	MAGNETIC PLUG AND CHIP DETECTOR FOR THE LOAD- AND ACCESSORY GEAR BOX	66
APU AIR INLET SYSTEM	30	49 - 31 APU FUEL SYSTEM	68
APU AIR INLET DOOR POSITION SWITCH (13_)	32	FUEL PUMP	70
APU INLET DOOR DEACTIVATION- / ACTIVATION PROCEDURE	34	FUEL METERING ADAPTER	70
49-15 APU AIR INLET SYSTEM	36	FUEL METERING UNIT (FMU)	72
FUNKTIONSBESCHREIBUNG	36	FUEL METERING UNIT (FMU)	74
49-21 APU ENGINE	38	FUEL METERING UNIT (FMU)	76
LOAD COMPRESSOR AND HIGH ROTOR CRANK COVERS	38	FLOW DIVIDER AND DUMP VALVE	78
BOROSCOPE INSPECTION	40	FUEL MANIFOLD AND FUEL NOZZLE ADAPTER	80
49-81 APU EXHAUST SYSTEM	46	49 - 51 APU COOLING AIR SYSTEM	82
		COOLING AIR EXHAUST SYSTEM (NEW)AFTER SB 747-49-2072 / EO 03 49 76	86

Inhaltsverzeichnis

49-52	APU DIVERTER VALVE- AND INLET GUIDE VANE CONTROL SYSTEM	88	ATA 49	AIRBORNE AUXILIARY POWER	124
	BESCHREIBUNG UND FUNKTION INLET GUIDE VANES (IGV) SYSTEM	88		IGNITION EXCITER	124
	BESCHREIBUNG UND FUNKTION DIVERTER VALVE CONTROL RESET UND DIVERTER VALVE	88		IGNITION CABLES	126
	BESCHREIBUNG UND FUNKTION VON DIVERTER VALVE CONTROL RESET UND DIVERTER VALVE	90		IGNITER PLUGS	126
49-52	APU DIVERTER VALVE- AND INLET GUIDE VANE CONTROL SYSTEM	92	49 - 61	APU CONTROL	128
	P 3 - AIR FILTER	92		APU ENGINE CONTROLS	128
	DIVERTER VALVE CONTROL (DVC)	94		N 1 - SPEED SENSOR	130
	RATE SENSOR	94		N 2 - SPEED SENSOR	132
	DIVERTER VALVE (DV)	96		APU DATA PLATE AND T 6 THERMOCOUPLE TRIM BOX	134
	INLET GUIDE VANE ASSEMBLY	98		SERIAL NUMBER IDENTIFICATION UNIT	134
	INLET GUIDE VANE ACTUATOR	100		AIR INLET TEMPERATURE SENSOR (T 1.0)	136
	INLET GUIDE VANE SCHEDULE	102		AIR INLET PRESSURE SENSOR (P 1.0)	136
	INLET GUIDE VANE SCHEDULE	104		LOAD COMPR. INLET TEMP. SENSOR (LCIT) T 1.2	138
49-16	APU DRAINS AND VENTS	106		LOAD COMPR. OUTLET TEMP. SENSOR (LCOT) T 1.3	138
	APU DRAINS AND VENTS SCHEMATIC	106		EXHAUST GAS THERMOCOUPLES (T 6)	140
	APU DRAINS AND VENTS LOCATION	108		APU CURRENT TRANSFORMER	142
49-16	APU DRAINS AND VENTS	112	APU CONTROL COMPONENT FAILURE	144	
	COMBUSTION CHAMBER DRAIN VALVE INSPECTION	112		APU CONTROL COMPONENT AUTO SWITCHING	144
49 - 41	STARTING AND IGNITION SYSTEM	114	ATA 49 - 52	APU DUCT OVERHEAT DETECTION SYSTEM	146
	APU IGNITION- AND STARTING SYSTEM	114		APU DUCT OVERHEAT DETECTION SYSTEM	146
	STARTER MOTOR	116	49 - 61	APU CONTROLS	152
	STARTER MOTOR BRUSHES - INSPECTION / CHECK	118		OPERATION OF APU CONTROLS	152
ATA 12	SERVICING	120		APU START INHIBIT	154
				APU START ABORT	154
12 - 13	APU STARTER MOTOR OIL REPLENISHING	120		APU AUTOSHUTDOWN	155
	APU STARTER MOTOR OIL REPLENISHING	120		APU AUTOSHUTDOWNS	156
			49 - 11	MAINTENANCE PRACTICES	158
				APU STARTING AND SHUTDOWN SEQUENCE	158
				APU START INHIBIT	158
				APU START INHIBIT	158
				APU SHUTDOWNS	162

Inhaltsverzeichnis

APU AUTO SHUTDOWN	163
ABORTED APU START SEQUENCE	163
APU START AND SHUTDOWN GEMÄß EINSCHALTKARTE DURCHFÜHREN	166
49 - 11 POWER PLANT	168
APU GROUND TEST	168

Bildverzeichnis

Figure 1	AUXILIARY POWER UNIT	3	Figure 32	APU OIL INDICATING SYSTEM SCHEMATIC	61
Figure 2	BASIC SCHEMATIC	5	Figure 33	APU OIL INDICATING COMPONENTS	63
Figure 3	BASIC SCHEMATIC	7	Figure 34	APU OIL INDICATING COMPONENT	65
Figure 4	APU CONTROLLER	9	Figure 35	MAGNETIC PLUG AND CHIP DETECTOR FOR THE LGB AND AGB	67
Figure 5	CIRCUIT BREAKER PANEL P83 AND P 6-2	10	Figure 36	APU FUEL SYSTEM SCHEMATIC	69
Figure 6	APU BATTERY, -STATIC INVERTER AND -BATTERY CHARGER	11	Figure 37	FUEL PUMP AND FUEL METERING ADAPTER	71
Figure 7	APU CONTROLLER REMOVAL AND INSTALLATION	13	Figure 38	FUEL METERING UNIT (FMU)	73
Figure 8	APU CONTROL SELECTOR AND FIRE MODULE	15	Figure 39	FUEL METERING UNIT SCHEMATIC	75
Figure 9	APU FIRE SHUTDOWN MODULE (REMOTE CONTROL PANEL)	17	Figure 40	FUEL METERING UNIT SHUTDOWN TEST	77
Figure 10	EICAS STATUS PAGE	19	Figure 41	FLOW DIVIDER AND DUMP VALVE	79
Figure 11	APU MAINTENANCE PAGE	23	Figure 42	FUEL MANIFOLD AND FUEL NOZZLE ADAPTER	81
Figure 12	APU ENGINE SECTIONS AND STATIONS	25	Figure 43	APU COOLING AIR SYSTEM SCHEMATIC - OLD	83
Figure 13	APU MOUNTS	27	Figure 44	APU COOLING AIR SYSTEM SCHEMATIC - NEW	84
Figure 14	APU AIR INLET BASIC SCHEMATIC	29	Figure 45	COOLING FAN, INLET- AND EXHAUST DUCT	85
Figure 15	APU INLET DOOR ACTUATOR	31	Figure 46	APU COOLING AIR EXHAUST SYSTEM	87
Figure 16	APU INLET DOOR POSITION SWITCH	33	Figure 47	APU CONTROL AIR SYSTEM DIAGRAM	89
Figure 17	APU INLET DOOR ACTUATOR	35	Figure 48	APU CONTROL AIR SYSTEM DIAGRAM	91
Figure 18	APU AIR INLET DOOR OPERATION	37	Figure 49	P 3 - AIR FILTER	93
Figure 19	LOAD COMPRESSOR AND HIGH ROTOR CRANK COVERS	39	Figure 50	DIVERTER VALVE CONTROL AND RATE SENSOR	95
Figure 20	COOLING FAN BOROSCOPE INSPECTION	41	Figure 51	DIVERTER VALVE	97
Figure 21	LOAD IMPELLER BORESCOPE INSPECTION	42	Figure 52	INLET GUIDE VANE ASSEMBLY	99
Figure 22	HIGH IMPELLER BORESCOPE INSPECTION	43	Figure 53	INLET GUIDE VANE ACTUATOR	101
Figure 23	HIGH PRESSURE TURBINE BLADES AND VANE RING BORESCOPE INSPECTION	44	Figure 54	INLET GUIDE VANE SCHEDULE	103
Figure 24	POWER TURBINE BORESCOPE INSPECTION	45	Figure 55	INLET GUIDE VANE SCHEDULE	105
Figure 25	APU EXHAUST SYSTEM OVERVIEW	47	Figure 56	APU DRAINS, VENTS AND COMPONENT LOCATION	107
Figure 26	APU OIL SYSTEM SCHEMATIC	49	Figure 57	APU DRAINS AND VENTS LOCATION	109
Figure 27	APU OIL VENT SYSTEM	51	Figure 58	APU DRAINS AND VENTS LOCATION	110
Figure 28	APU OIL PUMP AND APU OIL FILTER ELEMENT	53	Figure 59	APU DRAIN MAST AND EXHAUST DRAIN	111
Figure 29	PRESSURE REGULATING VALVE	55	Figure 60	COMBUSTION CHAMBER DRAIN VALVE	113
Figure 30	FUEL- (FCOC) AND AIR COOLED OIL COOLER (ACOC)	57	Figure 61	APU STARTING AND IGNITION SCHEMATIC	115
Figure 31	APU OIL SERVICE COMPONENTS	59	Figure 62	STARTER MOTOR	117
			Figure 63	STARTER MOTOR BRUSHES - INSPECTION / CHECK ..	119

Bildverzeichnis

Figure 64	APU STARTER MOTOR CLUTCH HOUSING - OIL REPLENISHING	121	Figure G	APU CONTROL BLOCK DIAGRAM	178
Figure 65	APU STARTER MOTOR CLUTCH HOUSING - OIL REPLENISHING	123	Figure H	APU START SEQUENCE	179
Figure 66	IGNITION EXCITER	125	Figure I	ABORTED START SEQUENCE	180
Figure 67	IGNITER PLUG AND -CABLES	127	Figure J	APU SHUTDOWN SEQUENCE	181
Figure 68	APU CONTROL INTERFACE SCHEMATIC	129	Figure K	APU SHUTDOWN SEQUENCE	182
Figure 69	N 1 - SPEED SENSOR	131			
Figure 70	N 2 - SPEED SENSOR	133			
Figure 71	T 6 THERMOCOUPLE TRIM BOX AND SERIAL NUMBER IDENTIFICATION UNIT	135			
Figure 72	AIR INLET TEMPERATURE SENSOR (T 1.0) AND AIR INLET PRESSURE SENSOR (P 1.0)	137			
Figure 73	LOAD COMPR. INLET- (T 1.2) AND LOAD COMPR. OUTLET (T 1.3) TEMPERATURE SENSOR	139			
Figure 74	EXHAUST GAS THERMOCOUPLES	141			
Figure 75	APU CURRENT TRANSFORMER	143			
Figure 76	APU CONTROL COMPONENTS AUTO SWITCHING	145			
Figure 77	THERMAL SWITCH - LOCATION	147			
Figure 78	THERMAL SWITCH - LOCATION	149			
Figure 79	APU DUCT OVERHEAT DETECTION SCHEMATIC	151			
Figure 80	APU CONTROL BLOCK DIAGRAM	153			
Figure 81	APU AUTOSHUTDOWN	157			
Figure 82	APU START SEQUENCE	159			
Figure 83	ABORTED START SEQUENCE	161			
Figure 84	SHUTDOWN SEQUENCE	164			
Figure 85	SHUTDOWN SEQUENCE	165			
Figure 86	PILOTS OVERHEAD PANEL (P 5)	167			
Figure 87	GROUND TEST - APU	169			
Figure 88	GROUND TEST - APU	171			
Figure A	BASIC SCHEMATIC	172			
Figure B	APU AIR INLET DOOR OPERATION	173			
Figure C	APU OIL SYSTEM BASIC SCHEMATIC	174			
Figure D	APU FUEL SYSTEM BASIC SCHEMATIC	175			
Figure E	APU CONTROL AIR SYSTEM BASIC SCHEMATIC	176			
Figure F	APU STARTING AND IGNITION SCHEMATIC	177			

ATA 49 AIRBORNE AUXILIARY POWER

PRATT & WHITNEY CANADA
PWC 901A



49 - 00 GENERAL

A. Engine Dimensions (Approx.)

Length.....76.90 IN
 Width.....43.33 IN
 Height.....51.54 IN
 Weight (Wet-Without Generators Installed).....889.5 LBS
 Weight (Dry-Without Generators Installed).....846.5 LBS

B. Engine Ratings (Approx.)

Fuel Flow.....896 LB/HR

Engine Rated Speed (100%)

N1.....24,625 RPM

N2.....31,200 RPM

Generator Output Speed.....8,000 RPM

Maximum Shaft Horsepower.....286 SHP

Airflow (No Load and 60° F(16° C)).....254 LB/MIN

(Max Load and 60° F(16° C)).....444 LB/MIN

Bleed Pressure (No Load and 60° F(16° C)).....25 PSIA

(Max Load and 60° F(16° C)).....42 PSIA

Exhaust Gas Temperature

Maximum Rated.....641° C

Maximum (Auto Shutdown).....700° C

Oil Temperature

Normal Operating Temp.....180° F (82° C)

Maximum (Auto Shutdown) Temp.....275° F (135° C)

Bleed Air Temperature.....380-450° F (195-232° C)

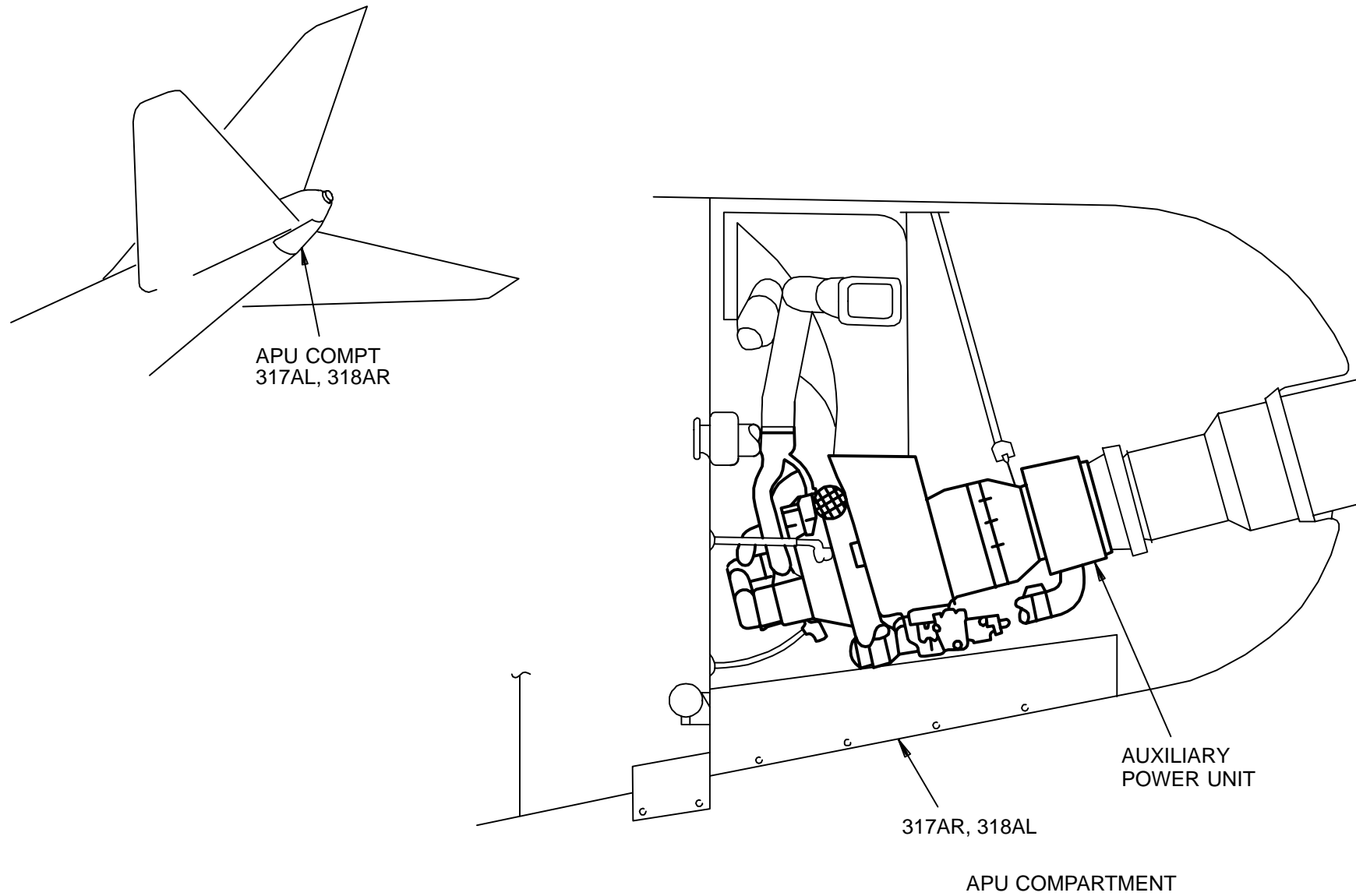


Figure 1 AUXILIARY POWER UNIT

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1 / B 2

49 - 00

AUXILIARY POWER UNIT - DESCRIPTION AND OPERATION

GENERAL

The auxiliary power unit (APU) is a self-contained unit that provides electrical and pneumatic power during airplane ground operations. The APU consists of a twin spool turbine engine, two ac electrical generators driven by the load gearbox, and controls for safe, automatic, and continuous operation. The ac generators supply electrical power to airplane electrical systems. In addition, the APU provides bleed air to airplane pneumatic systems. The pneumatic system provides compressed air for airplane air conditioning, main engine starting, and operation of the air-driven hydraulic pumps.

The APU is located in the tail section. Access is gained to the APU by opening two cowl-type doors directly below the APU. The APU is attached to a vertical firewall, forward of the APU, and to the airplane upper structure. Vibration isolator-type mounts are used between the support structure and the APU.

The APU engine consists of two counter-rotating turbines, each driving a compressor/rotor assembly. Each compressor/rotor assembly consists of a shaft bolted to a single stage centrifugal impeller. The load compressor (N1) is driven by the power turbine while the gas generator compressor (N2) is driven by the high pressure turbine. The load compressor shaft transmits torque to the load gearbox, which then provides drive for the two electrical generators and a cooling air fan. An accessory gearbox is mounted beneath the air inlet case which provides drives for various APU accessories.

APU AIR INLET

The APU air inlet provides air to the compressor through a door located on the right side of the airplane tail cone, and an inlet duct leading to the APU air inlet plenum. The door is partially open for inflight operation and fully open for on-ground operation. The door is fully closed when the APU is not operating.

APU DRAIN

The APU drains and vents provide for removal of fuel, oil, and water from the APU and venting areas of undesirable pressure accumulation. Most liquids are discharged overboard through a drain mast and other discharge fittings located on the lower side of the fuselage. The air intake plenum and the oil filler scupper drain directly into the APU compartment.

APU ENGINE FUEL SYSTEM

The APU fuel system supplies fuel from the aircraft fuel system to the APU. The APU fuel system consists of a fuel supply line extending from No. 2 (and no.3) main fuel tank to the APU, drain lines connected to the supply line shroud, a dc fuel boost pump, a fuel shutoff valve, and pressure switches to control and monitor system operation. At the APU, fuel flow is controlled by the APU controller in conjunction with the fuel metering unit (FMU) to provide metered fuel to the combustion chamber.

APU IGNITION AND STARTING

The APU ignition and starting system cranks the APU engine and ignites the air-fuel mixture in the engine combustor when start is initiated. Automatic controls de-energize the starter motor and ignition circuits during the APU starting cycle.

The APU battery provides the 28 volts dc necessary for turning the APU starter and supplies the APU controller with power prior to engine start. The APU battery is located in the E33 equipment rack.

APU COOLING AIR SYSTEM

The APU air systems provide cooling air for APU accessory cooling and bleed air for the airplane pneumatic system.

A fan driven by the load gearbox supplies cooling air to the ac electrical generators, to an air cooled oil cooler and to the APU compartment for compartment cooling. Exhaust air from the accessory cooling system is then vented into the APU compartment.

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1 / B 2

49 - 00

REFER
TO
DIN
A 3
PAGE

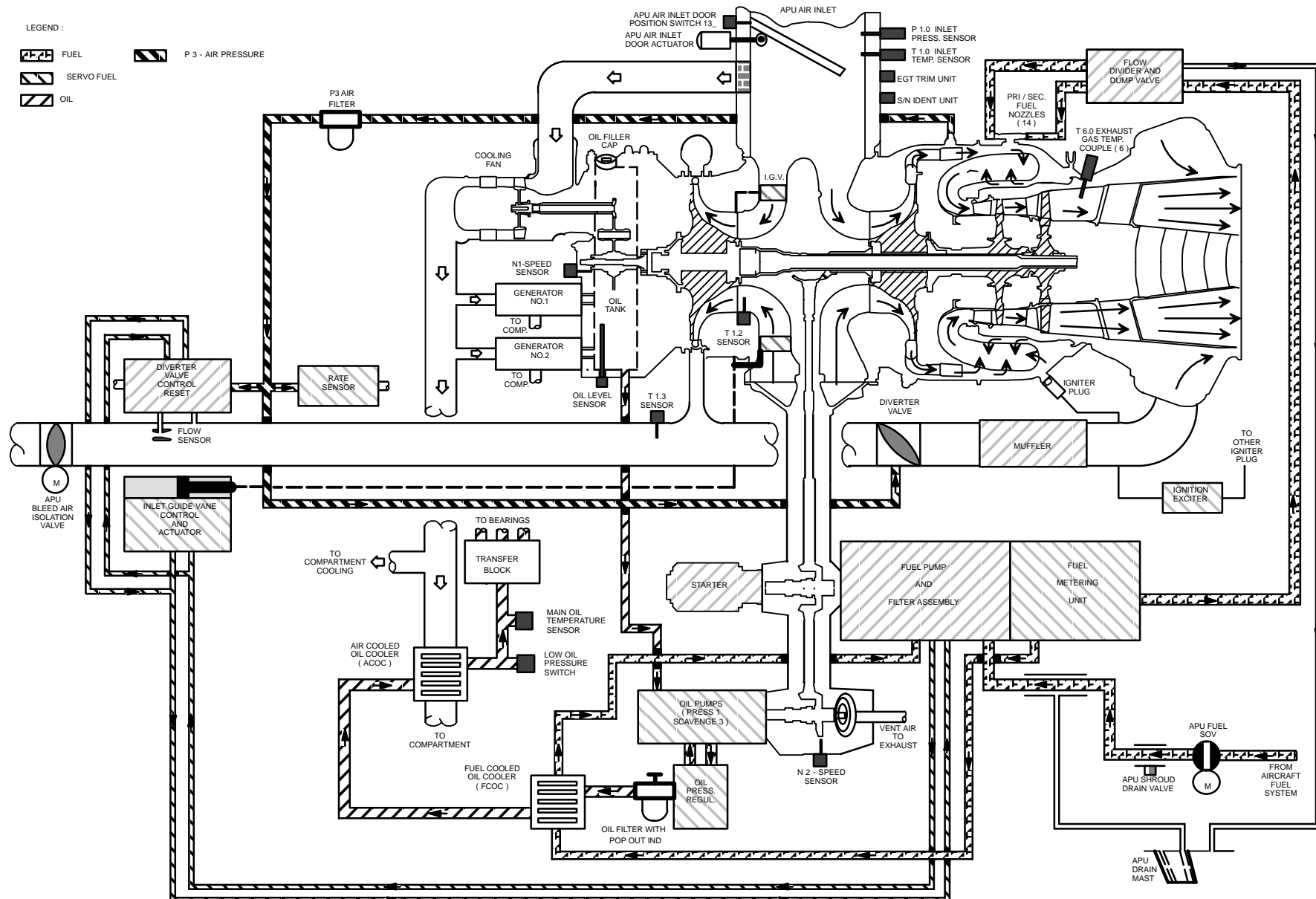


Figure 2 BASIC SCHEMATIC

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1 / B 2

49 - 00

APU BLEED AIR SYSTEM

The diverter valve and the IGV control system are designed to limit bleed air to the pneumatic system in favor of electrical power when the unit has been loaded to capacity. Bleed air not required by the airplane pneumatic system or the APU for operation is bypassed through the diverter bleed valve into the exhaust duct downstream of the turbine section. APU bleed air for airplane pneumatic systems incorporates an overheat detection system which can provide an APU automatic shutdown to prevent structural damage resulting from APU duct failure.

APU ENGINE CONTROLS

Primary control of the APU is accomplished by the APU controller (APUC). The APUC is a full authority digital electronic control (FADEC) which provides for unattended operation of the APU. The APUC is located in the E8 aft equipment center.

Other APU controls consist of switches, relays, and electronic equipment to control the starting, stopping, and normal operation of the APU. The APU control components are located on the APU, the P83 equipment panel in the E8 aft equipment center, the accessory panel for the APU battery, the P5 panel, and APU remote panel (the right side of the main gear wheel well). The APU can only be started from the P5 overhead panel. Shutdown can be accomplished from either the P5 overhead panel or the APU control panel.

APU ENGINE INDICATIONS

APU engine operation is indicated on the status page or maintenance page of the lower EICAS display. Exhaust gas temperature (EGT), low pressure turbine speed (N1), high pressure turbine speed (N2), and oil quantity (OIL QTY) are the only engine parameters shown on the EICAS display while the APU is operating. The EICAS maintenance page can be selected via the CMCS (Ref 45-45-00/201) to display either realtime or snapshot indications of the same parameters mentioned above plus the following: battery voltage (DC-V), battery charge rate (DC-A), APU serial number, total operating hours on APU, and number of starts on APU.

APU EXHAUST SYSTEM

The exhaust system provides for sound attenuation and conducting of exhaust gases and acts as a thermal barrier to shield the APU compartment from exhaust gases. The exhaust duct directs the exhaust gases aft and upward from the airplane. The exhaust system consists of a bellows and nozzle, outer and inner duct, acoustical liner, and seal assembly. The exhaust duct is cooled by secondary air flowing between the outer and inner duct and exiting into the exhaust stream at the nozzle.

APU EXHAUST GAS TEMPERATURE AND VELOCITY

High temperature will be found up to 40 feet from the exhaust nozzle of the APU depending on wind conditions. Starts must not be attempted within range of flammable materials or fumes. A minimum of 40 feet must be clear to the rear of the aircraft to avoid injury to persons or damage to equipment during the APU operation.

APU LUBRICATION SYSTEM

The lubrication system is designed to supply clean lubricating oil to the bearings, gears and generator drive splines. The oil flow rate is 64 lb/min at a constant pressure of 80 psig. The oil flow lubricates and cools the bearings and carries foreign matter to the oil filter where it is retained. The oil tank is integral with the load gearbox and is of the 'hot tank' type, which does not allow scavenge oil to cool before returning to the tank.

APU ELECTRICAL SYSTEM

Two APU driven 90 kva generators are mounted on the front of the load gearbox. The generators are cooled via inlet air diverted from the APU plenum to the generators which are enclosed for cooling air containment.

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1 / B 2

49 - 00

REFER
TO
DIN
A 3
PAGE

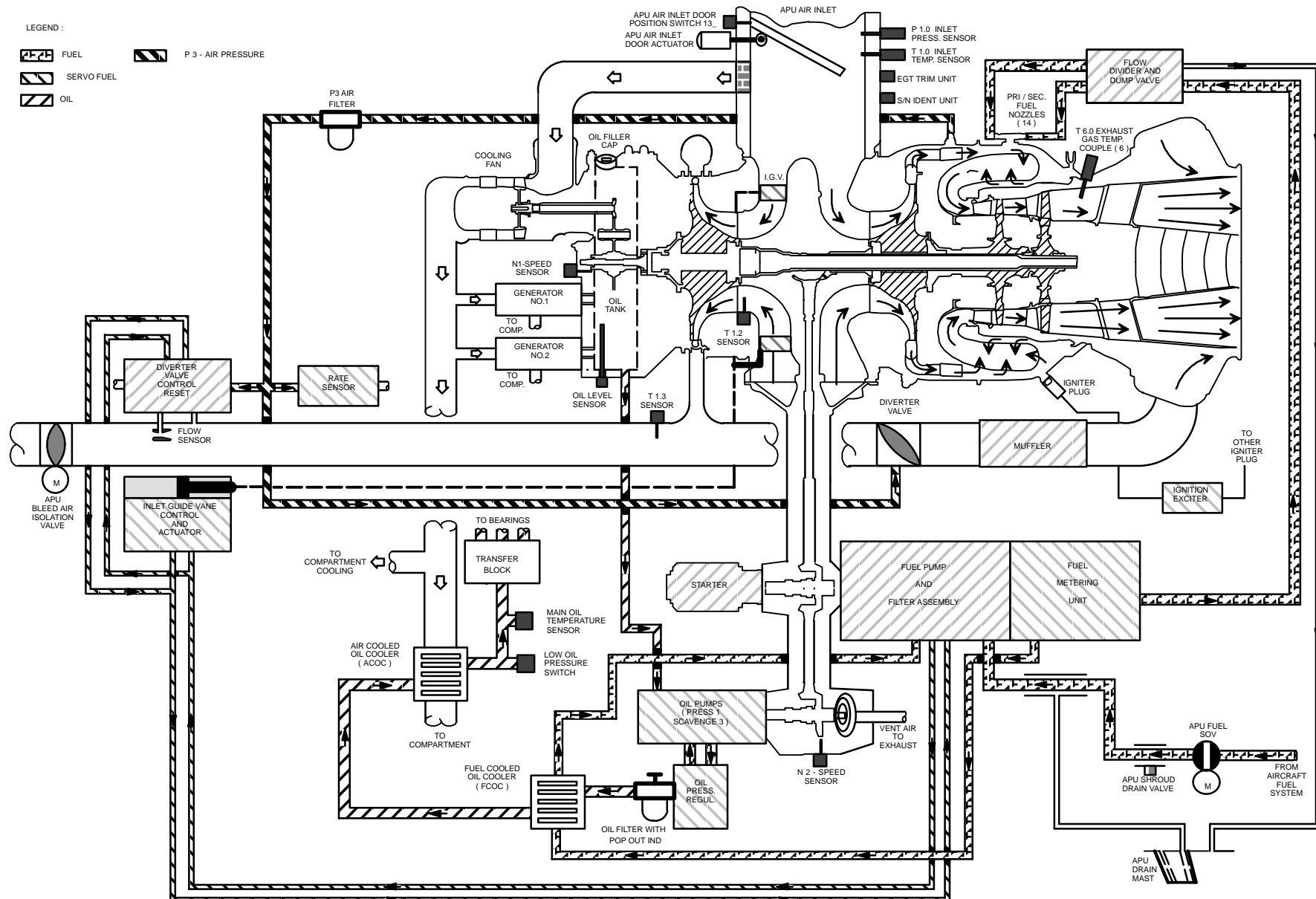


Figure 3 BASIC SCHEMATIC

49-61 APU CONTROLS

APU CONTROLLER (APUC)

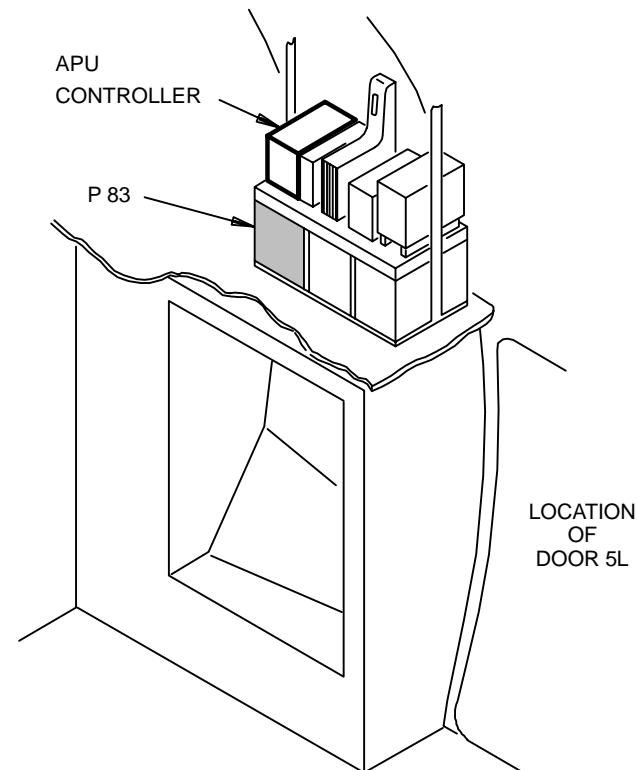
- Die Primäre Kontrolle der APU erfolgt durch den Auxiliary Power Unit Controller (APUC)
- Der APUC ist eine Full Authority Digital Electronic Control (FADEC) Unit für den automatischen Betrieb der APU und gleichzeitiger konstanter Überwachung
- andere Kontrolleinrichtungen sind Switches, Relays und Electronic Equipment, alles zusammen kontrolliert der Startvorgang, normale Funktionen (ON SPEED) und den Abstellvorgang
- die APU Kontrollbauteile befinden sich an der APU, Aft Equipment Panel (P 83), Control Panel (P 5) und dem APU Remote Panel (RBG WW)
- der Überwachung der APU und des APUC's geschieht durch ein umfassendes Fault Detection System mit Indication auf EICAS und CMC
- eine umfassende Built-In-Test Kapazität erlaubt eine Fehlerfeststellung auf der geringsten Ebene
- Fault Codes sind in einen Speicher festgehalten und werden zu dem CMCS übertragen
- die große Tiefe des Fehlererkennungssystems und das Überprüfen von Schutzfunktionen während des Normalen Abstellvorganges, schließt eine manuelle Überprüfung vor einem APU Start aus
- der APUC ist im Aft Equipment Center im E8-Rack eingebaut
- der APUC und die APU können mit einem Ground Test über das CMCS überprüft werden

NOTE: Die APU ist **nicht** für Inflight Starts zugelassen !

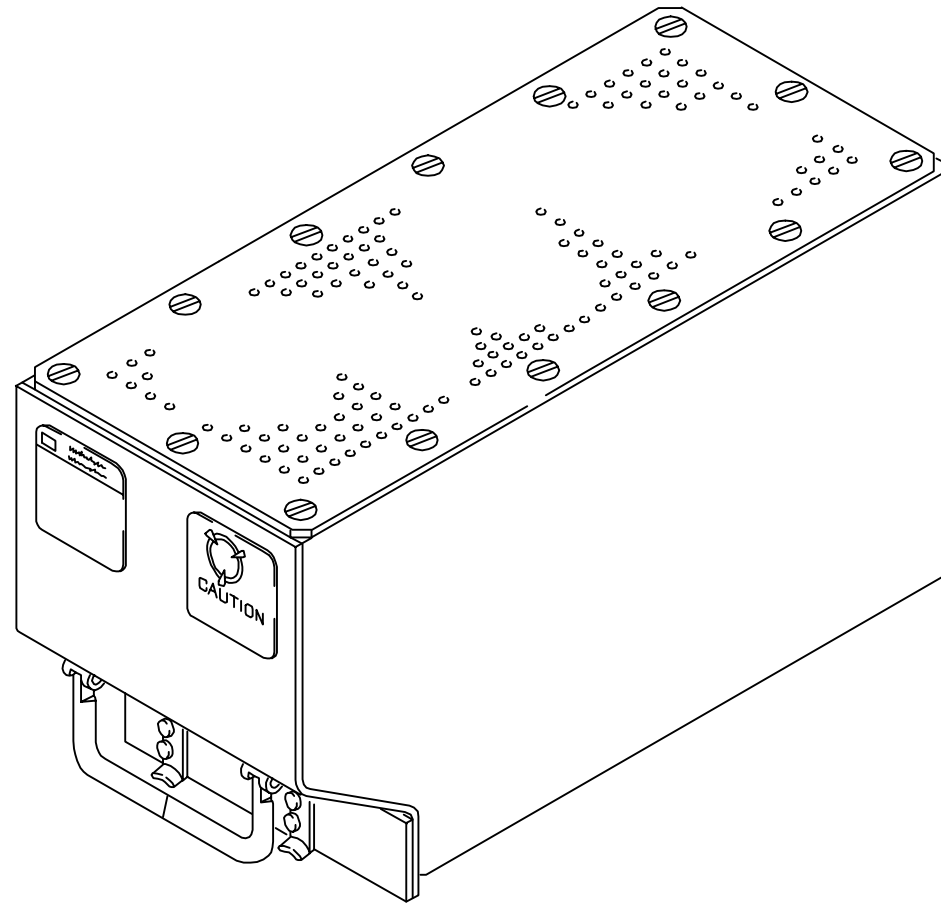
NOTE: Die APU, kann ON SPEED (100% RPM N1) bis zu einer Flughöhe von 20 000ft betrieben werden und bis zu einer Flughöhe von 15 000ft mit Pneumatic belastet werden !

NOTE: Die APU ist nicht dafür vorgesehen, die elektrische Stromversorgung im Flug zu übernehmen (siehe ATA 24) !

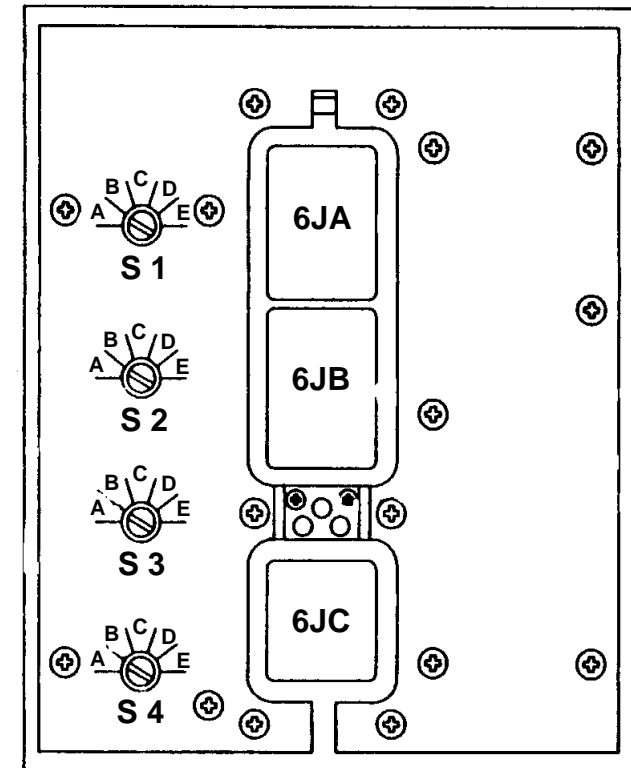
APU COMPONENTS LOCATION



ELECTRONIC EQUIPMENT RACK, E8
(AFT EQUIPMENT CENTER, AEC)



**AUXILIARY POWER
UNIT CONTROLLER
(APUC)**



BACK FACE OF THE APU CONTROLLER

LEGEND :

- S 1 :** IS USED TO SET THE MINIMUM VENTILATION RATE FOR THE ECS
- S 2 :** SETS THE MAXIMUM LIMIT FOR ECS
- S 3 :** SETS THE PRESSURE FOR THE AIRCRAFT DUCT SYSTEM
- S 4 :** ADJUSTS THE SETTING FOR THE INLET GUIDE VANE ANGLE FOR MAIN ENGINE START.

Figure 4 APU CONTROLLER

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS

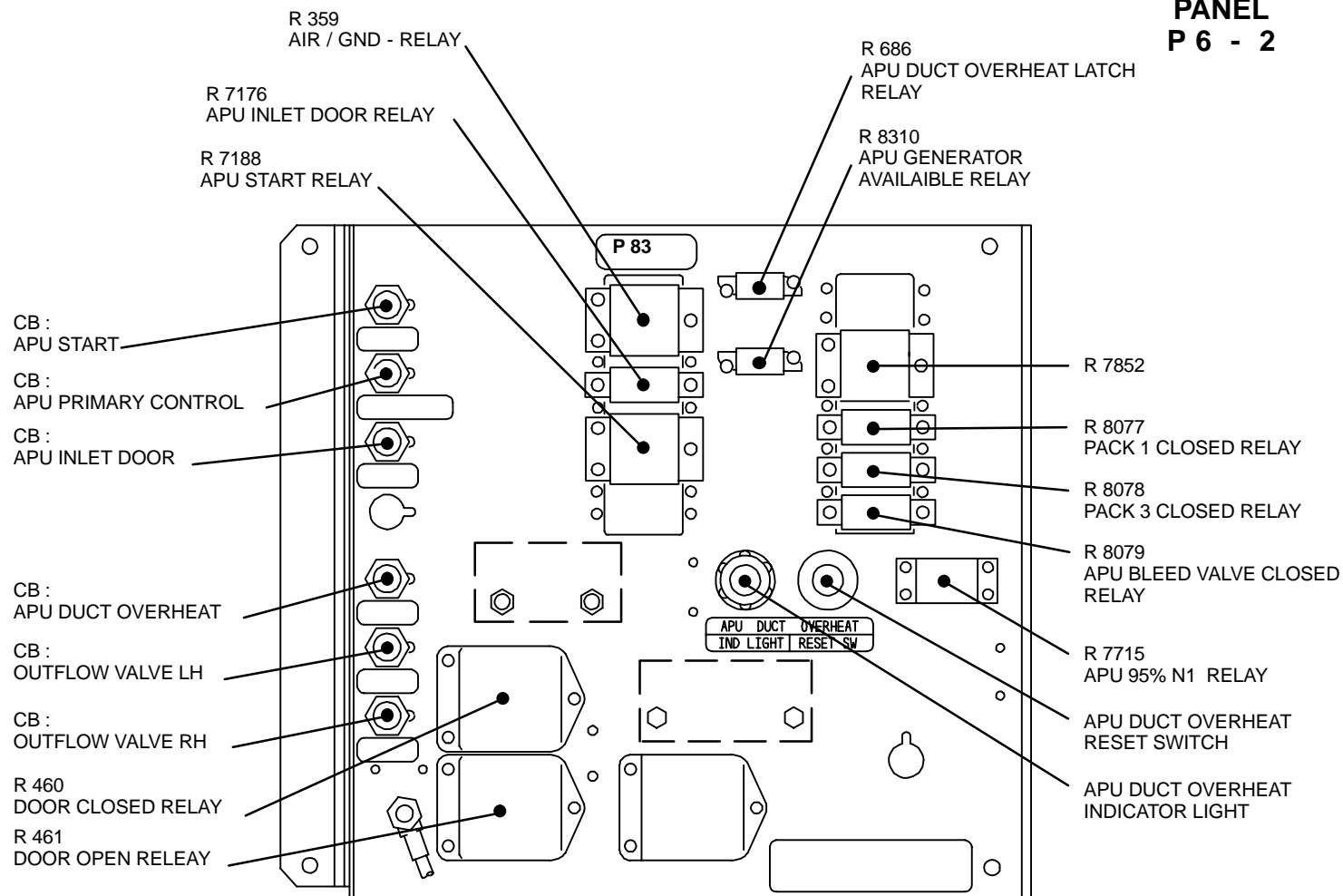


**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

49 - 61



CIRCUIT BREAKER PANEL P 6 - 2

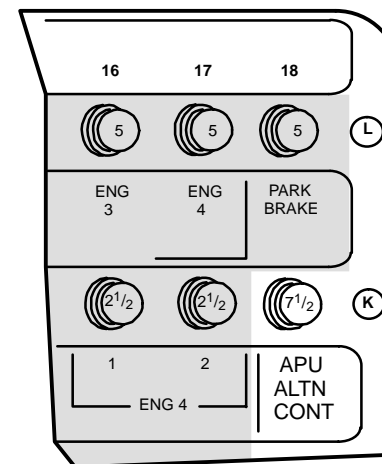


Figure 5 CIRCUIT BREAKER PANEL P83 AND P 6-2

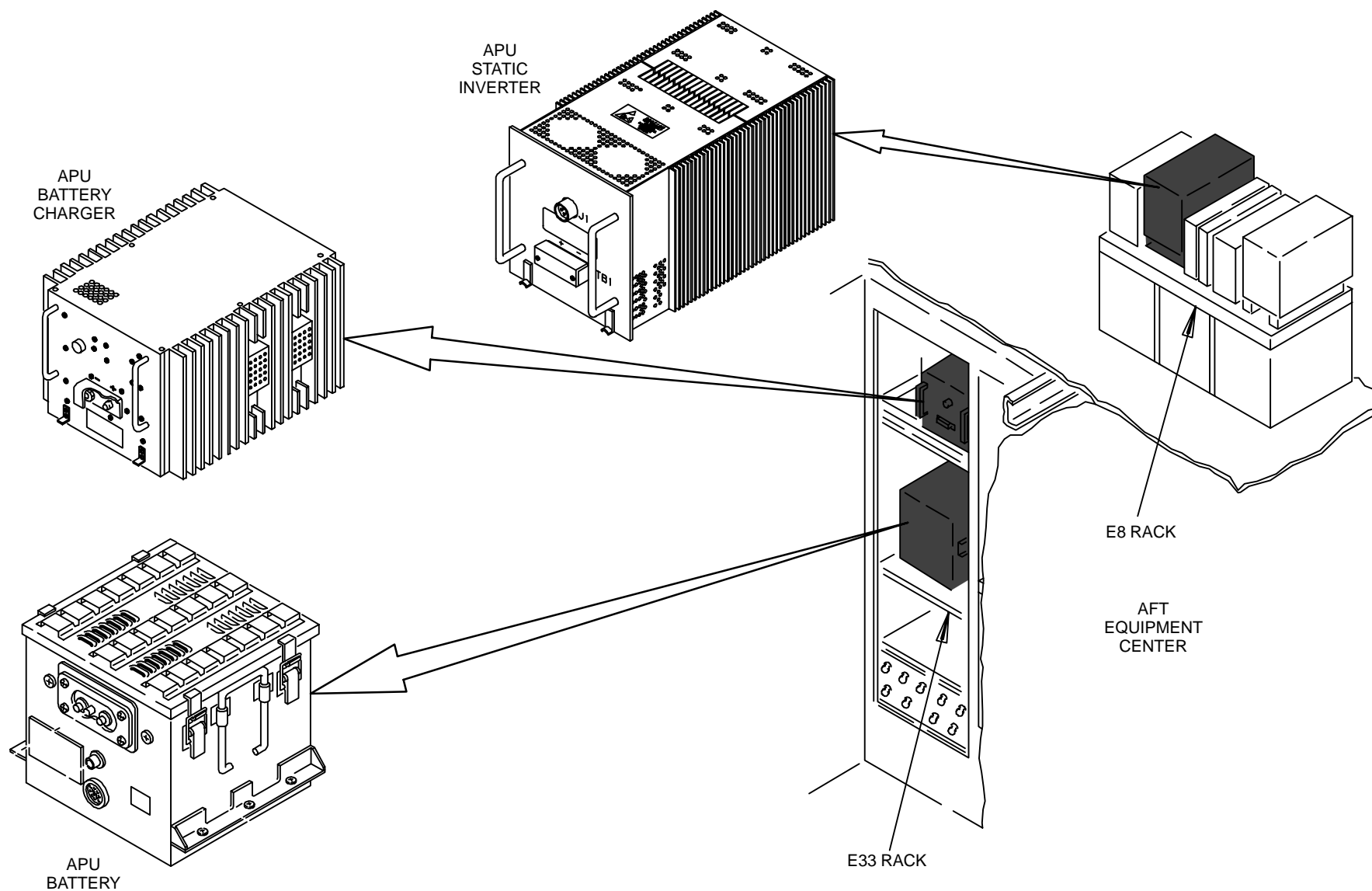


Figure 6 APU BATTERY, -STATIC INVERTER AND -BATTERY CHARGER



49-61 APU CONTROLS

APU CONTROLLER REMOVAL AND INSTALLATION

GENERAL

This procedure gives the tasks to remove and install the APU controller.

DLH 001-099 (D-ABVA AND ON)

The APU controller is in the aft equipment center, E8. The aft equipment center is behind the sidewall panel, outboard of the lower mattress, in the crew rest area, and above door five. You can get access to the APU controller through the sidewall panel.

DLH 101-199 (D-ABTA AND ON)

The APU controller is in the aft equipment center, E8. The aft equipment center is above the aft left side of the coat closet in the airplane cabin. You can get access to the APU controller through the ceiling panel above the coat closet.

APU CONTROLLER REMOVAL

Procedure

- (1) Make sure the APU control switch on the P5 panel is OFF and attach a DO-NOT-OPERATE tag.
- (2) Move the enable switch for the CMC ground test on the P4 panel to ENABLE.
- (3) **Show the APU maintenance page on the EICAS (Ref 45-10-00/201).**
 - (a) **Look at the APU maintenance page and write the data that follows:**
 - 1) **The total number of hours that the APU operated.**
 - 2) **The total number of APU starts.**
 - 3) **The APU serial number.**
- (4) Move the enable switch for the CMC ground test on the P4 panel to NORMAL.
- (5) Move the remote enable switch for the ground test in the Main Electronic Equipment bay to NORMAL.

- (6) Open these circuit breakers and attach DO-NOT-CLOSE tags:

- (a) P6 Main Power Distribution Panel
 - 1) 6K18 APU ALTN CONT
- (b) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
 - 1) APU PRIMARY CONT
 - 2) APU START

CAUTION: YOU MUST CAREFULLY DO THE STEPS IN THE TASK BELOW TO REMOVE THE APU CONTROLLER. A FAILURE TO DO THE STEPS CORRECTLY CAN CAUSE DAMAGE TO THE EQUIPMENT.

- (7) Do this task to remove the APU controller from the aft equipment center, E8: "ESDS Shelf-Mounted Component Removal" (Ref 20-41-02/201).

APU CONTROLLER INSTALLATION

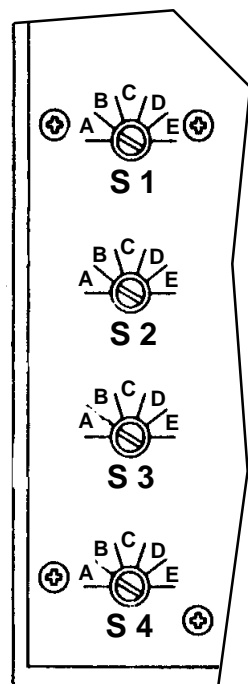
Procedure

- (1) Make sure you set the switches on the back of the APU controller set to these positions:
 - (a) **MIN ECS switch - E**
 - (b) **MAX ECS switch - E**
 - (c) **DUCT PRESS - A**
 - (d) **MES switch - D**

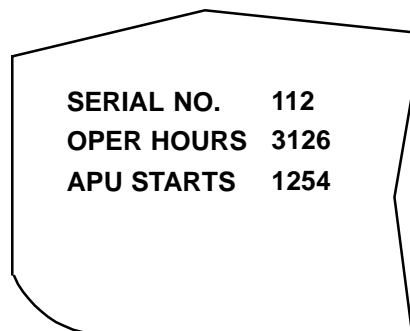
CAUTION: YOU MUST CAREFULLY DO THE STEPS IN THE TASK BELOW TO INSTALL THE APU CONTROLLER. A FAILURE TO DO THE STEPS CORRECTLY CAN CAUSE DAMAGE TO THE EQUIPMENT.

- (2) Do this task to install the APU controller in the aft equipment center, E8: "ESDS Shelf-Mounted Component Installation" (Ref 20-41-02/201).
- (3) Remove the DO-NOT-CLOSE tags and close these circuit breakers:
 - (a) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
 - 1) APU PRIMARY CONT
 - 2) APU START
 - (b) P6 Main Power Distribution Panel
 - 1) 6K18 APU ALTN CONT
- (4) Do this task: "APU Ground Test" (Ref 49-11-00/501).
- (5) Remove the DO-NOT-OPERATE tag from the APU control switch on the P5 panel.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLLER



BACK FACE OF THE
APU CONTROLLER

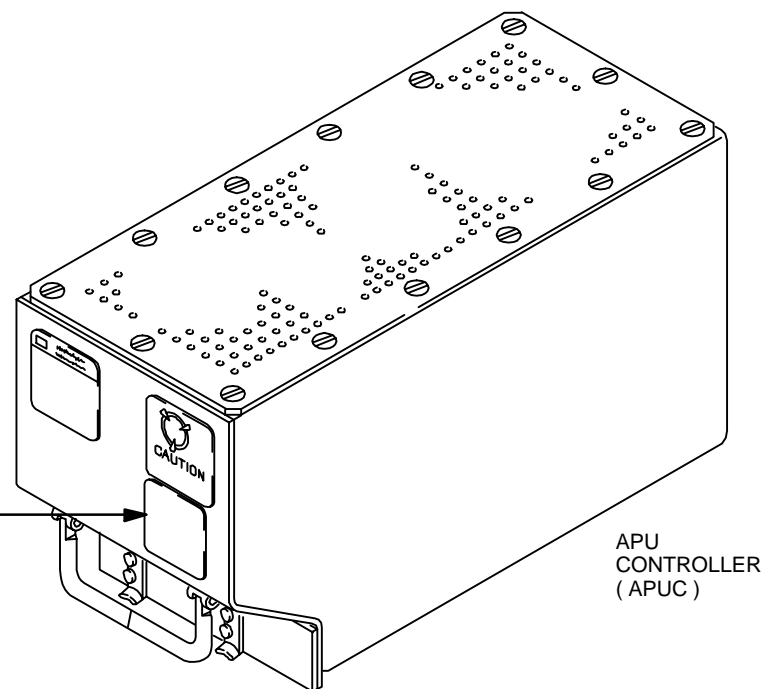


PART OF THE
APU MAINTENANCE PAGE

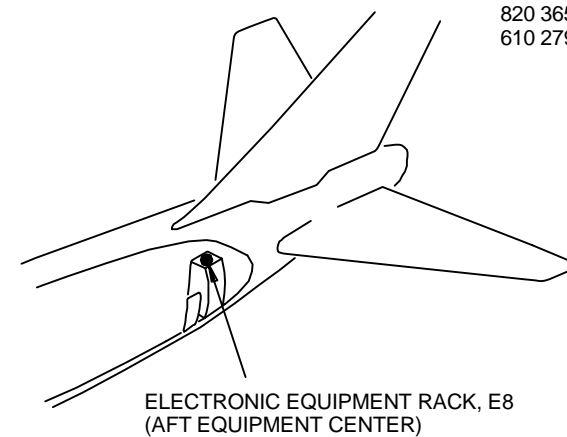
PLACKARD

RECORD APU HOURS
AND CYCLES BEFORE
REMOVING UNIT
VOR HERAUSZIEHEN
DES GERÄTES
APU STUNDEN/CYCLES
ABLESEN.

INSTRUCTION NOTE :
EO 0118644
FROM 18.12.1991

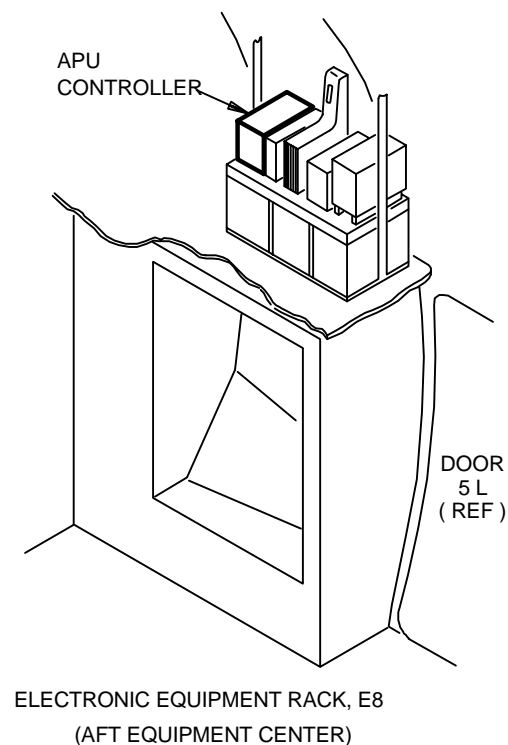


APU
CONTROLLER
(APUC)



820 365
610 279

ELECTRONIC EQUIPMENT RACK, E8
(AFT EQUIPMENT CENTER)



ELECTRONIC EQUIPMENT RACK, E8
(AFT EQUIPMENT CENTER)

DOOR
5 L
(REF)

Figure 7 APU CONTROLLER REMOVAL AND INSTALLATION

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430
B 2 ONLY
49 - 00

49-00 GENERAL

APU CONTROL SELECTOR (P 5)

OFF, feste Position

- APU ist abgeschaltet
- APU Controller ist teilweise stromversorgt

Switch von OFF nach ON, feste Position

die folgenden Funktionen sind ohne APU Controller

- APU Fuel DC Pump EIN
oder
- Main 2 Aft Fuel Boost Pump EIN
und
- -VO und folgende Flugzeuge :
Main 3 Aft Fuel Boost Pump EIN
- APU Fuel Shutoff Valve ÖFFNET
- APU Air Inlet Door ÖFFNET

Switch nach START federbelastet ON

- APU Controller komplett stromversorgt
- APU Controller führt einen Power Up Test durch

wenn das APU Door > 13° OFFEN ist, dann :

- startet die APU automatisch

> 95% N1 RPM :

- | | |
|----------------------------|--------------|
| • Pneumatic | AUFSCHALTBAR |
| • Electrical | AUFSCHALTBAR |
| • Memo Message APU RUNNING | ERSCHEINT |

Switch von ON nach OFF

- APU Controller leitet einen COOL DOWN CYCLE für 60 sec. ein
(die APU läuft ohne pneumatische- und elektrische Last)

- nach 60 sec., der APU Controller leitet die NORMAL SHUTDOWN SEQUENCE ein
- APU Fuel Shutoff Valve SCHLIEßT
- Main 2 Aft Fuel Boost Pump AUS und
- -VO und folgende Flugzeuge :
Main 3 Aft Fuel Boost Pump AUS
- APU Fuel DC Pump AUS
- APU Inlet Door SCHLIEßT

APU FIRE MODULE (P 5)

APU FIRE SWITCH : I N

- Normale Position
- mechanisch verriegelt

APU FIRE SWITCH : O U T

- schließt das APU Fuel Shutoff Valve
- APU Fire Shutdown
- schließt das APU Isolation Valve

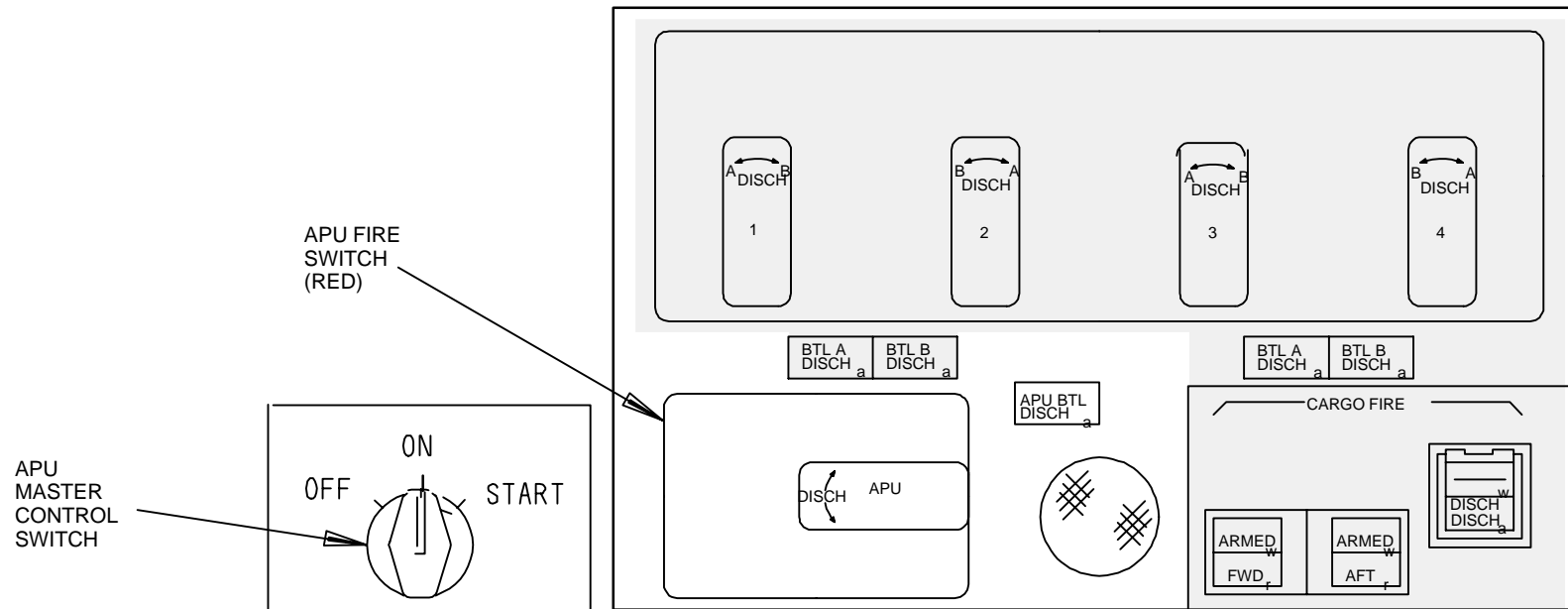
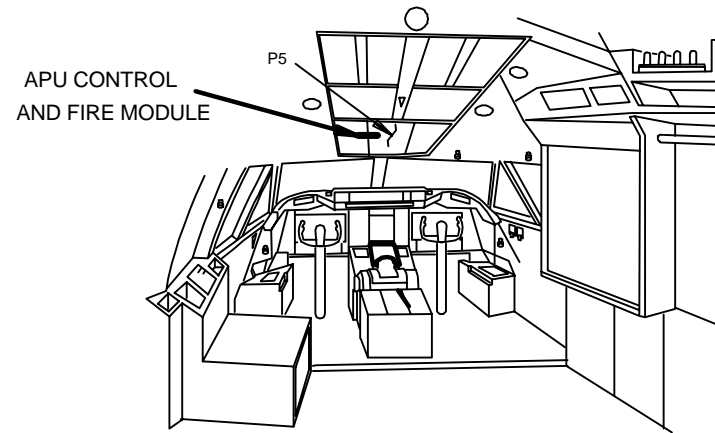
NOTE: ES ERFOLGT EIN SOFORTIGER AUTOSHUTDOWN
(EMERGENCY SHUTDOWN),
OHNE EINE COOL DOWN PHASE !

APU FIRE SWITCH : O U T and R O T A T E

- entlädt die Feuerlöschflasche in das APU Compartment

APU BOTTLE DISCHARGE-Light

- leuchtet, wenn die APU Bottle in das APU Compartment entladen wurde


Figure 8 APU CONTROL SELECTOR AND FIRE MODULE

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430
B 2 ONLY
49 - 00

APU FIRE SHUTDOWN MODULE (REMOTE CONTROL PANEL)

An der Mittelwand des Right Body Gear Wheel Well eingebaut.

APU Fire Warning Horn

Das APU Fire Warning Horn ertönt, wenn :

- die APU Fire Warning angesprochen hat
oder
- der Fire Warning Test durchgeführt wird.
- nur am Boden aktiv

NOTE: *ES ERFOLGT EIN SOFORTIGER AUTOSHUTDOWN
(EMERGENCY SHUTDOWN),
OHNE COOL DOWN PHASE !*

APU Extinguisher Discharge Button

löst die APU Fire Discharge Bottle aus, wenn das APU Control Handle sich in der APU Shutdown Position (DOWN) befindet.

APU Remote Stop Button

PUSH und 5sec. halten, dadurch wird die APU über den FIRE SHUTDOWN CIRCUIT abgestellt.

NOTE: *ES ERFOLGT EIN SOFORTIGER AUTOSHUTDOWN
(EMERGENCY SHUTDOWN),
OHNE EINE COOL DOWN PHASE !*

APU Fire Warning Light

Das APU Fire Warning Light leuchtet, wenn :

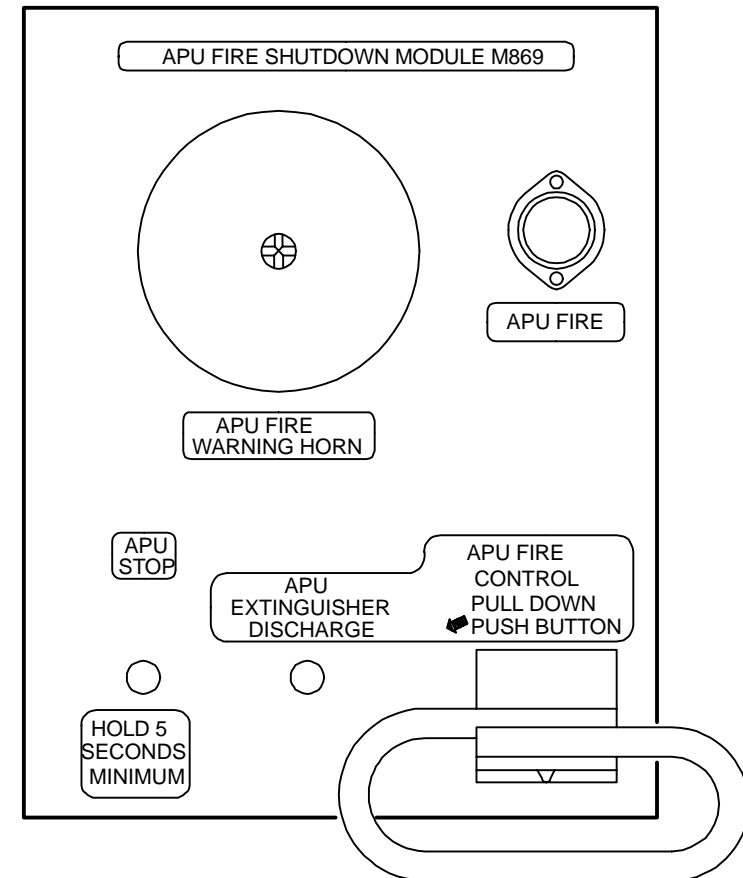
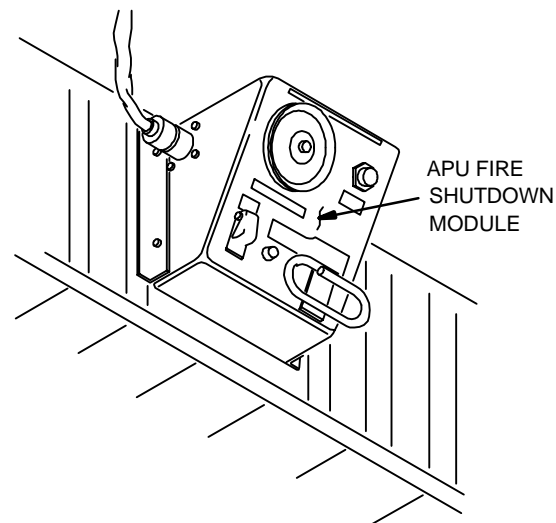
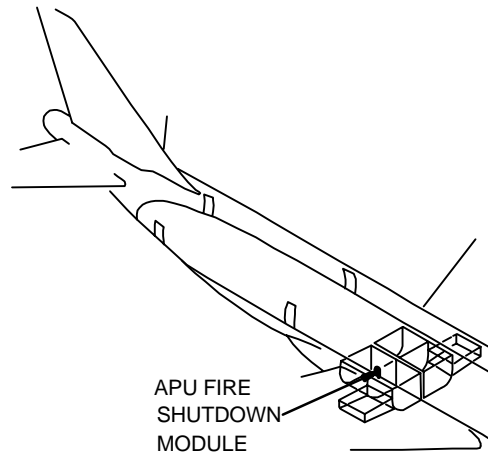
- die APU Fire Warning angesprochen hat
oder
- der Fire Warning Test durchgeführt wird.

APU Fire Control Handle

Position UP = NORMAL POSITION

Position DOWN = SHUTDOWN POSITION

- die APU wird über den Fire Shutdown Circuit abgestellt
und
- die APU Fire Discharge Bottle wird armiert

**Figure 9 APU FIRE SHUTDOWN MODULE (REMOTE CONTROL PANEL)**

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
B 2 ONLY
49 - 00

EICAS STATUS PAGE

EGT :

zeigt die Engine Gas Temperature in ° **C** in numerischer Form an

N 1 :

zeigt die N 1-Drehzahl der APU in % in numerischer Form an

N 2 :

zeigt die N 2-Drehzahl der APU in % in numerischer Form an

OIL QTY :

zeigt die Oil Quantity des APU Oil Systemes in % of **FULL** an

- Oil Quantity < 0.50 erscheint der Schriftzug **RF** (REFILL)
- Oil Quantity < 0.22 erscheint der Schriftzug **LO** (LOW)

NOTE :

Die APU OIL QUANTITY kann bei abgestellter APU auf der Status Page abgelesen werden, wenn der Ground Test Enable Switch (P 461) in die "ENABLE"-Position geschaltet wird !

MAIN BATTERY :

A - DC

zeigt die Stromstärke der MAIN Battery in **AMPERE** an
(die Anzeige wird von dem Flugzeugsystem zur Verfügung gestellt)

V - DC

zeigt die Spannung der MAIN Battery in **VOLT** an
(die Anzeige wird von dem Flugzeugsystem zur Verfügung gestellt)

DIS

die Battery wird entladen

CHG

die Battery wird geladen

APU BATTERY :

A - DC

zeigt die Stromstärke der APU Battery in **AMPERE** an
(die Anzeige wird von dem Flugzeugsystem zur Verfügung gestellt)

V - DC

zeigt die Spannung der APU Battery in **VOLT** an
(die Anzeige wird von dem Flugzeugsystem zur Verfügung gestellt)

DIS

die Battery wird entladen

CHG

die Battery wird geladen

AIRBORNE AUXILIARY POWER
GENERAL

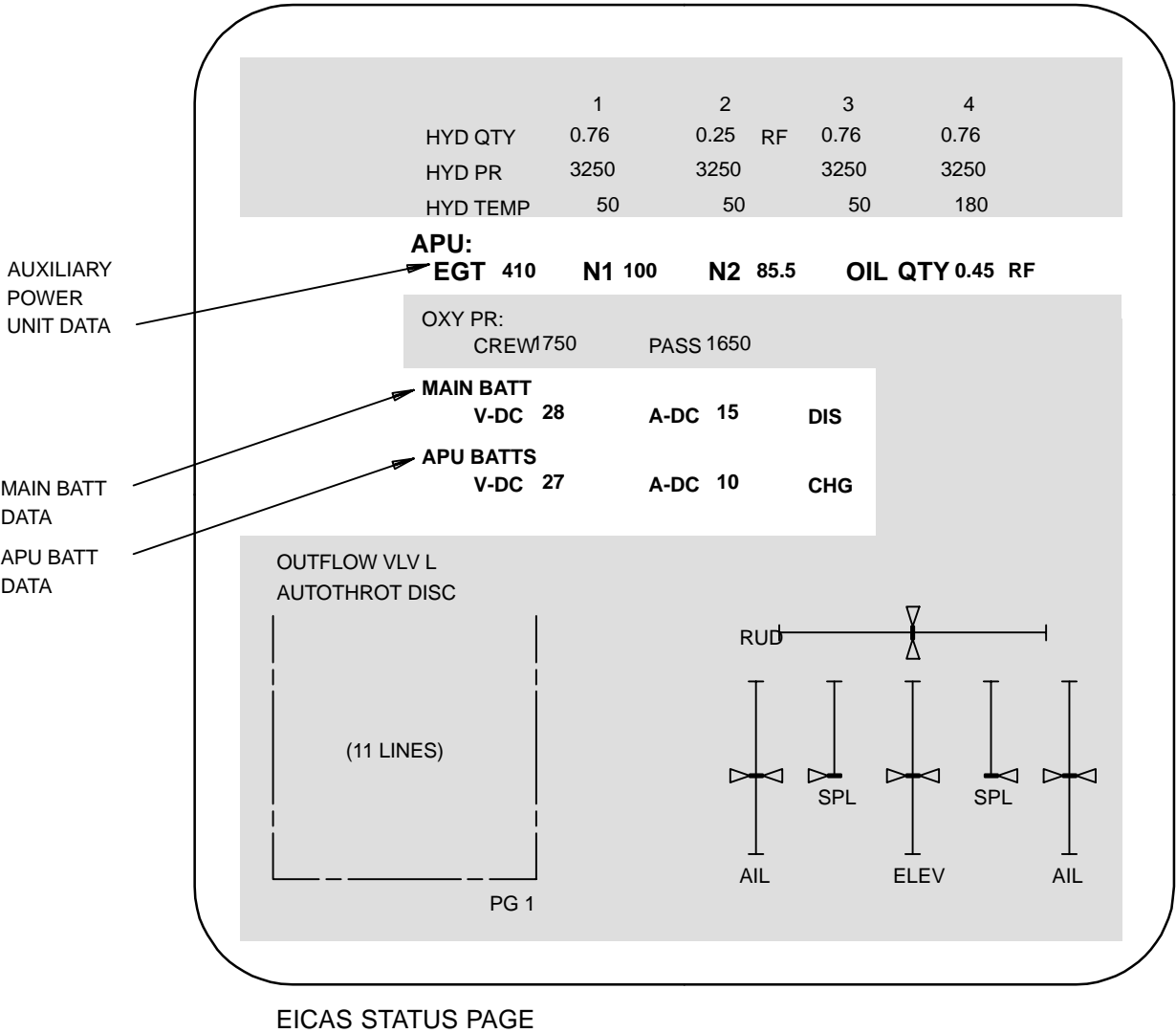
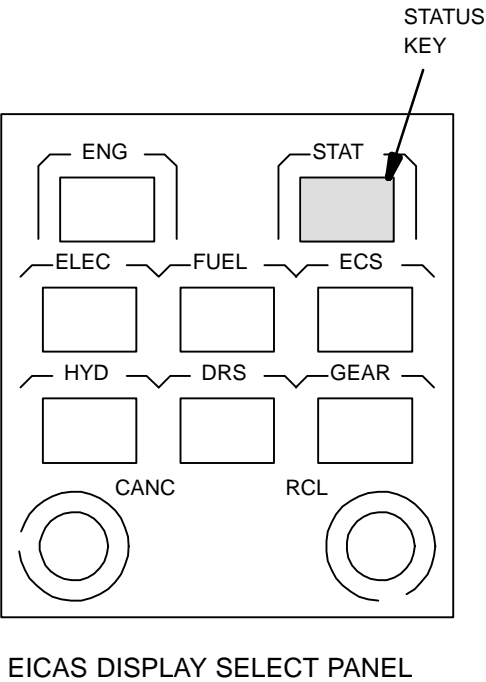


Figure 10 EICAS STATUS PAGE

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430
B 2 ONLY
49 - 00

EICAS APU MAINTENANCE PAGE

EGT :

zeigt die Engine Gas Temperature der APU in °C in numerischer und grafischer Form an

- bei dem Überschreiten des EGT-Limits von 700°C wird die gesamte Anzeige in ROT angezeigt

N 1 :

zeigt die N 1-Drehzahl der APU in % **RPM** in numerischer und grafischer Form an

- bei dem Überschreiten des N1-Limits von 110.8% RPM wird die gesamte Anzeige in ROT angezeigt

N 2 :

zeigt die N 2-Drehzahl der APU in % **RPM** in numerischer und grafischer Form an

- bei dem Überschreiten des N2-Limits von 103.2% RPM wird die Anzeige in ROT angezeigt

AIR/GROUND - MODE :

zeigt die APU Controller Mode an

- **GND** - Ground Mode
- **AIR** - Air Mode

INLET DOOR :

zeigt die Position des APU Air Inlet Doors an

- **CLOSED** - Door geschlossen (CLOSED Limit-Switch)
- **OPEN** - Door geöffnet (OPEN Limit-Switch))

STARTER :

zeigt die Betriebsart des Starters an

- **OFF** - Starter ausser Betrieb
- **ON** - Starter in Betrieb

IGNITOR :

zeigt die Betriebsart der Igniter an

- **OFF** - Ignitor ausser Betrieb
- **ON** - Igniter in Betrieb

FUEL SOL'S :

zeigt den Betriebszustand des Primary- und Secondary Fuel Solenoids an

die 1.Zahl bezeichnet das Primary Fuel Solenoid

die 2.Zahl bezeichnet das Secondary Fuel Solenoid

- **OFF** - Fuel Solenoid nicht erregt
- **ON** - Fuel Solenoid erregt

F FILTER :

zeigt den Zustand des Outlet Fuel Filters an

- **NORM** - Filter in Normal Zustand
- **BYPASS** - Filter verschmutzt, Fuel umgeht das Filter

BLEED VALVE :

zeigt den Zustand des APU Isolation Valves an

- **CLOSED** - APU Isolation Valve geschlossen
- **OPEN** - APU Isolation Valve geöffnet

PNEU AVAIL :

zeigt die Pneumatic Loading Availability der APU an

- **OFF** - APU N1 < 95% RPM oder Inlet Guide Vane (IGV) Fehler
- **ON** - APU N1 > 95% RPM + 2 sec. T.D.

ELEC AVAIL :

zeigt die Electrical Loading Availability der APU an

- **OFF** - APU N1 < 95% RPM
- **ON** - APU N1 > 95% RPM + 2 sec. T.D.

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430
B 2 ONLY
49 - 00

EICAS APU MAINTENANCE PAGE

OP MODE :

zeigt die ECS Operating Mode der APU an

Voraussetzung : APU RUNNING (N1: 100% RPM)

- **MIN :** (Minimum)
APU Isolation Valve befindet sich in der CLOSED-Position
- **DPZ :** (**D**uct **P**ressurization) APU Isolation Valve befindet sich in der OPEN-Position
- **ADP :** die **A**ir **D**riven **P**ump(s) laufen
- **ECS 1 :** ein Air Conditioning Pack ist in Betrieb
- **ECS 2 :** zwei Air Conditioning Packs sind in Betrieb
- **ECS 3 :** drei Air Conditioning Pack sind in Betrieb
- **FLIGHT :** der APU Controller befindet sich im AIR-Zustand
- **MES :** ein **M**ain **E**ngine **S**tart wird durchgeführt
erfolgen verschiedene APU Operating Modes gleichzeitig, so wird die Operating Mode mit der höchsten Priorität angezeigt :
 - 1.Priorität : MES
 - 2.Priorität : ECS
 - 3.Priorität : ADP

OIL PRESS :

zeigt den Oil Pressure in dem APU Oil System an

- **LOW :** Oil Pressure < 55psi
- **NORM :** Oil Pressure > 55psi

FAN VALVE :

wenn installiert

zeigt die Position des Cooling Air Shutoff Valves an

- **CLOSED :** Cooling Air SOV geschlossen
- **OPEN :** Cooling Air SOV geöffnet

wenn nicht installiert

zeigt die Position des Fan Air Valves und **indirekt** die des Low Oil Pressure Switches in dem APU Oil System an

- **Indication: CLOSED :** Oil Pressure < 55 psi / Switch : OPEN
- **Indication: OPEN :** Oil Pressure > 55 psi / Switch : CLOSED

SERIAL NO. :

zeigt die APU Serial Nummer an. (aus der Serial Number Identification Unit)

OPER HOURS :

zeigt die Total Number of Hours der APU an. (aus dem APUC)

APU STARTS :

zeigt die Operating Cycle der APU an. (aus dem APUC)

OIL QTY :

zeigt die Oil Quantity des APU Oil Systemes in % of FULL an

- 1.00 entspricht FULL
- Oil Quantity < 0.50 : **RF** (REFILL)
- Oil Quantity < 0.22 : **LO** (LOW)
- die Indication erfolgt in Magenta, wenn die Oil Quantity unter 0.50 sinkt

OIL TEMP :

zeigt die Oil Temperature (Pressure Oil) des APU Oil Systemes in °C an

- bei Oil Temperature > 135°C erfolgt ein AUTO S/D

FMU CMD / POS :

zeigt Position des Stepper Motors in der Fuel Metering Unit (FMU) in **STEPS of OPEN** an

- maximal 300 Steps möglich
- die 1.Zahl zeigt die COMMANDED POSITION an
- die 2.Zahl zeigt die ACTUAL POSITION an
- bei APU Operation soll die Abweichung zwischen der CMD und der POS weniger als 5 Steps betragen

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430
B 2 ONLY
49 - 00

EICAS APU MAINTENANCE PAGE

INLET PRESS : (P 1.0)

zeigt den Inlet Air Pressure in **PSIA** an

- die Inlet Air Pressure Indication Quelle ist der **P 1.0-Sensor**

INLET TEMP : (T 1.0)

zeigt die Inlet Air Temperature in **°C** an

- die Inlet Air Temperature Indication Quelle ist der **T 1.0-Sensor**

L/C INLET TEMP : (T 1.2)

zeigt die Load Compressor Inlet Temperature in **°C** an

- die Load Compressor Inlet Temperature Indication Quelle ist der **T 1.2-Sensor**
- bei einer Temperature von > 109°C erfolgt ein AUTO S/D

L/C EXIT TEMP : (T 1.3)

zeigt die Load Compressor Exit Temperature in **°C** an

- die Load Compressor Exit Temperature Indication Quelle ist der **T 1.3-Sensor**
- bei einer Temperature von > 246°C erfolgt ein AUTO S/D

DUCT PRESS :

zeigt den linken bzw. rechten Wing Manifold Duct Pressure in **PSIA** an
(in dem APU System als P 1.7 bezeichnet)

- die Daten werden von der Air Supply Control Test Unit (ASCTU) abgefragt
- die Duct Pressure Indication Quelle ist der linke bzw. rechte Wing Duct Pressure Sensor

IGV CMD/POS

zeigt die Position der Inlet Guide Vanes in **% of OPEN** an

- die 1.Zahl zeigt die COMMANDED POSITION an
- die 2.Zahl zeigt die ACTUAL POSITION an
- die Abweichung zwischen der CMD und der POS soll weniger als 15% betragen

DV RST CMD/POS :

zeigt die Diverter Valve Control Reset Position **% to OPEN** an

- die 1.Zahl zeigt die COMMANDED POSITION an
- die 2.Zahl zeigt die ACTUAL POSITION an
- die Abweichung zwischen der CMD und der POS soll weniger als 15% betragen

ECS DEMAND :

zeigt die ECS Forderung des Zone Temperature Controllers an die APU in **%** an

NOTE: Das ECS DEMAND - Signal ist eine Angabe in % von einem 1-9Volt Signal vom dem Zone Temperature Controller (ZTC) an den Auxiliary Power Unit Controller (APUC)

GEN 1/2 LOAD :

zeigt die Generator Load in **KW** an

- die linke Zahl zeigt den Generator No.1 an
- die rechte Zahl zeigt den Generator No.2 an

DC-A :

zeigt die Stromstärke der APU Battery in **AMPERE** an

(die Anzeige wird von dem Flugzeugsystem zur Verfügung gestellt)

- **CHG :** APU Battery wird geladen
- **DIS :** APU Battery wird entladen

DC - V :

zeigt die Spannung der APU Battery in **VOLT** an

(die Anzeige wird von dem Flugzeugsystem zur Verfügung gestellt)

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2 ONLY

49 - 00

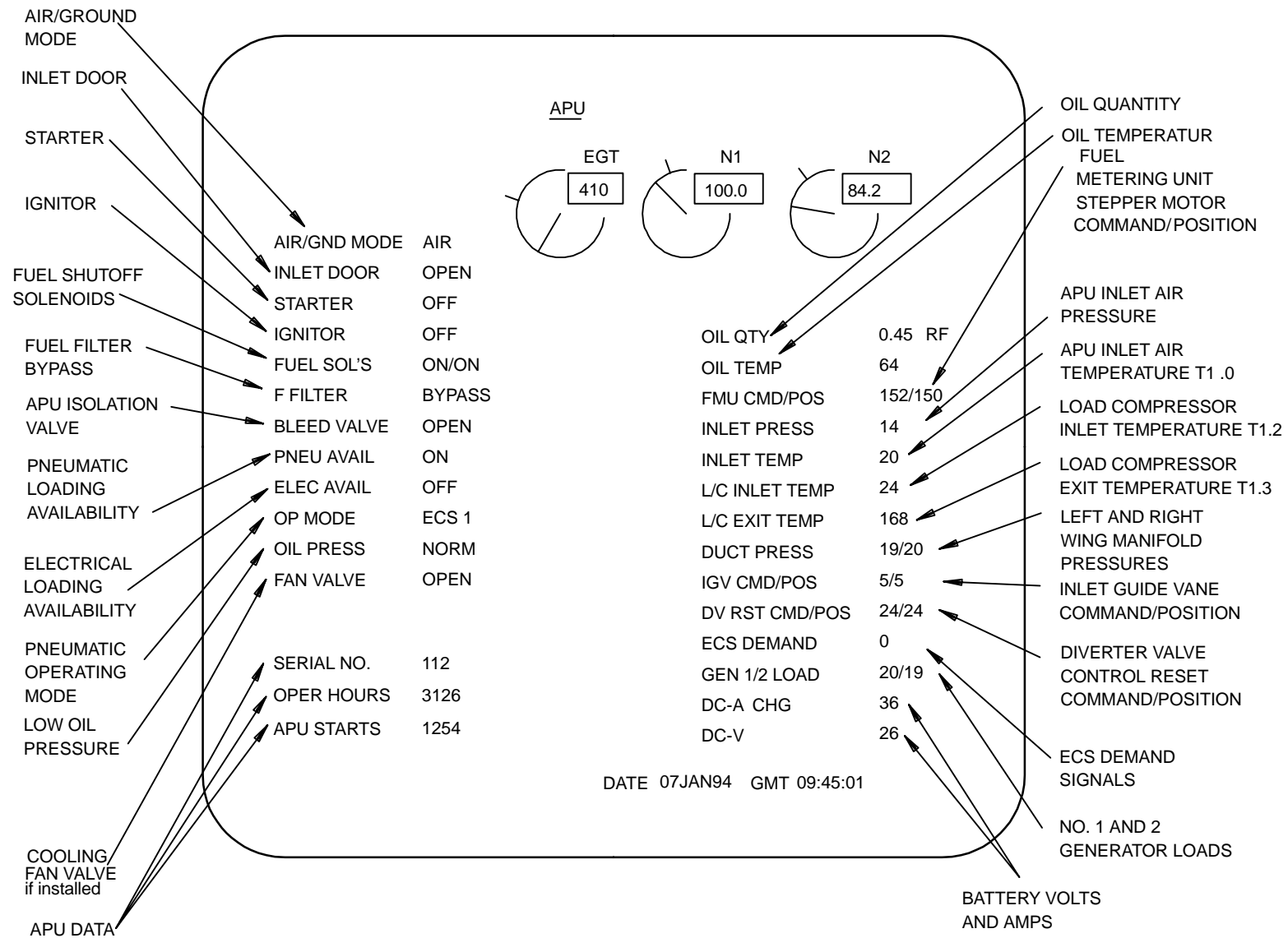


Figure 11 APU MAINTENANCE PAGE



49-21 APU ENGINE

APU ENGINE SECTIONS AND STATIONS

APU ENGINE SECTIONS

Das APU ENGINE ist ein Zweiwellentriebwerk mit gegenläufigen Rotorsystemen.

N1 ROTORSYSTEM

- LOAD COMPRESSOR IMPELLER
- POWER TURBINE
- LOAD GEARBOX

LOAD COMPRESSOR IMPELLER

Der einstufige, einflutige Radialverdichter wird von der POWER TURBINE angetrieben. Der LOAD COMPRESSOR stellt die Luft für das PNEUMATIC SYSTEM (APU BLEED AIR) bereit. Die einströmende Luftmenge kann über verstellbare Einlaßleitschaufeln (VARIABLE INLET GUIDE VANES) geregelt werden.

POWER TURBINE

Die einstufige Axialturbine treibt den LOAD COMPRESSOR sowie die LOAD GEARBOX an.

LOAD GEARBOX

Folgende Geräte werden von der LOAD GEARBOX angetrieben :

- APU GENERATORS (2)
- COOLING AIR FAN

N2 ROTORSYSTEM

- HIGH PRESSURE IMPELLER
- HIGH PRESSURE TURBINE
- ACCESSORY GEARBOX

HIGH PRESSURE IMPELLER

Der einstufige, einflutige Radialverdichter wird von der HIGH PRESSURE TURBINE angetrieben. Der HIGH PRESSURE IMPELLER fördert Luft in das Verbrennungssystem. Die hochverdichtete Austrittsluft wird auch als Arbeits- und Dichtluft (P3 AIR) für weitere Systeme verwendet.

HIGH PRESSURE TURBINE

Die einstufige Axialturbine treibt den HIGH PRESSURE COMPRESSOR sowie die ACCESSORY GEARBOX an.

ACCESSORY GEARBOX

Folgende Geräte werden von der ACCESSORY GEARBOX angetrieben :

- APU FUEL PUMP ASSEMBLY
- APU OIL PUMP ASSEMBLY

Der APU Starter ist an der ACCESSORY GEARBOX angebaut und treibt das APU N2 Wellensystem für den APU Start an.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 2

49 - 21

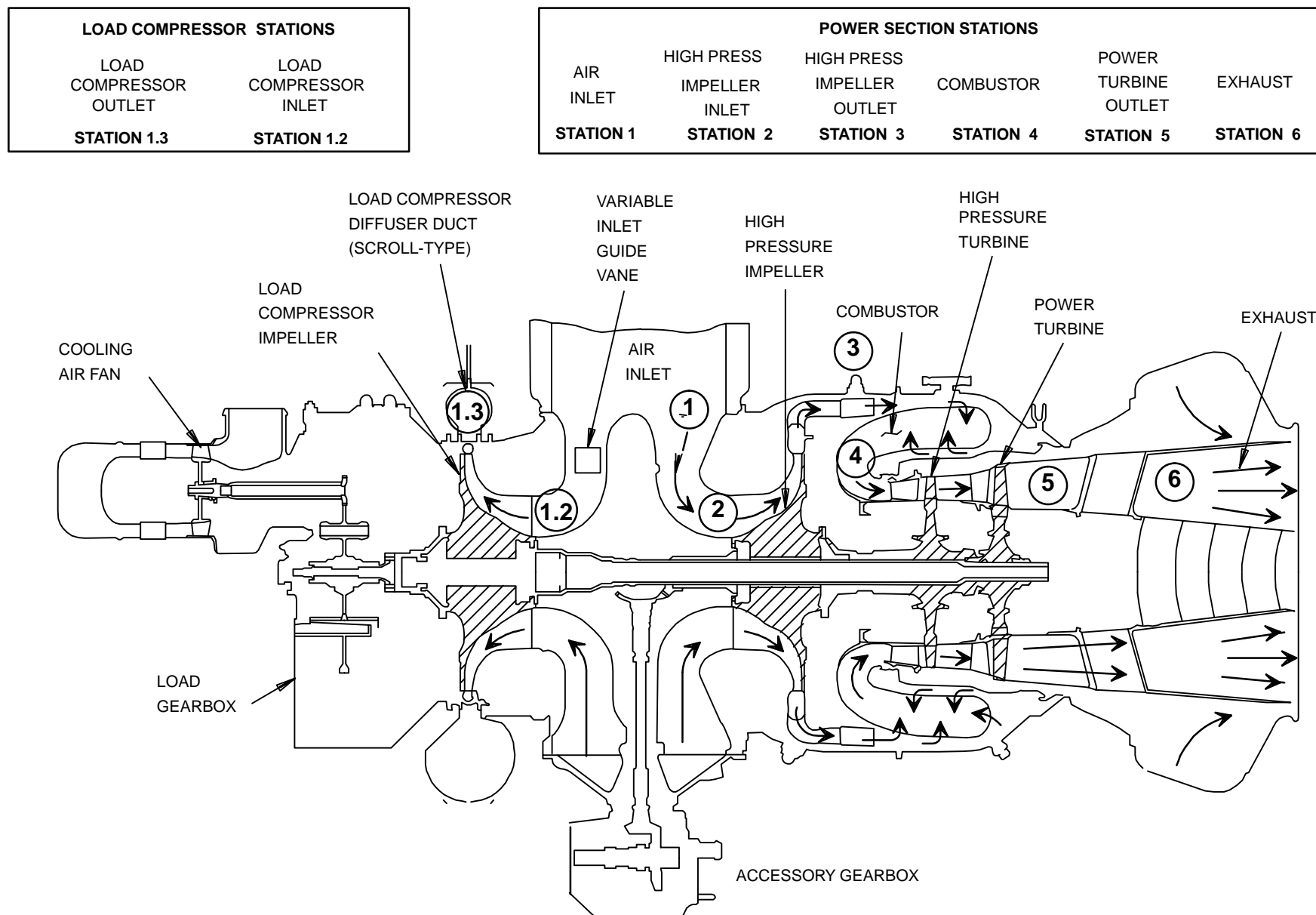


Figure 12 APU ENGINE SECTIONS AND STATIONS



49-13 APU MOUNTS

APU MOUNTS

- die Aufhängungen stellen die Verbindung von der Zelle zur APU dar und isolieren gleichzeitig die Vibrationen von der APU zur Zelle
- die Aufhängung besteht aus zwei vorderen und einer hinteren
- vordere linke Aufhängung :
 - Festpunkt in allen drei Bewegungsrichtungen der APU
 - Verbindung über drei Supports von der APU zum Firewall
 - Vertical Support (Hochachse)
 - Lateral Support (Querachse)
 - Axial Support (Längsachse)
- vordere rechte Aufhängung :
 - Befestigungspunkt der APU, über die die thermische Ausdehnung in der Querachse möglich ist
 - Verbindung über zwei Supports von der APU zum Firewall
 - Vertical Support (Hochachse)
 - Axial Support (Längsachse)
- hintere Aufhängung :
 - Befestigungspunkt der APU, über die die thermische Ausdehnung in der Längs- und Hochachse möglich ist
 - eine Verbindung erfolgt durch zwei Links von der APU zum Beam, wobei der Beam und die Vertical Support Tube mit der oberen Struktur der Zelle verbunden ist
- die Befestigungsmuttern sind selbstsichernd und müssen bei jedem APU Wechsel erneuert werden

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU MOUNTS

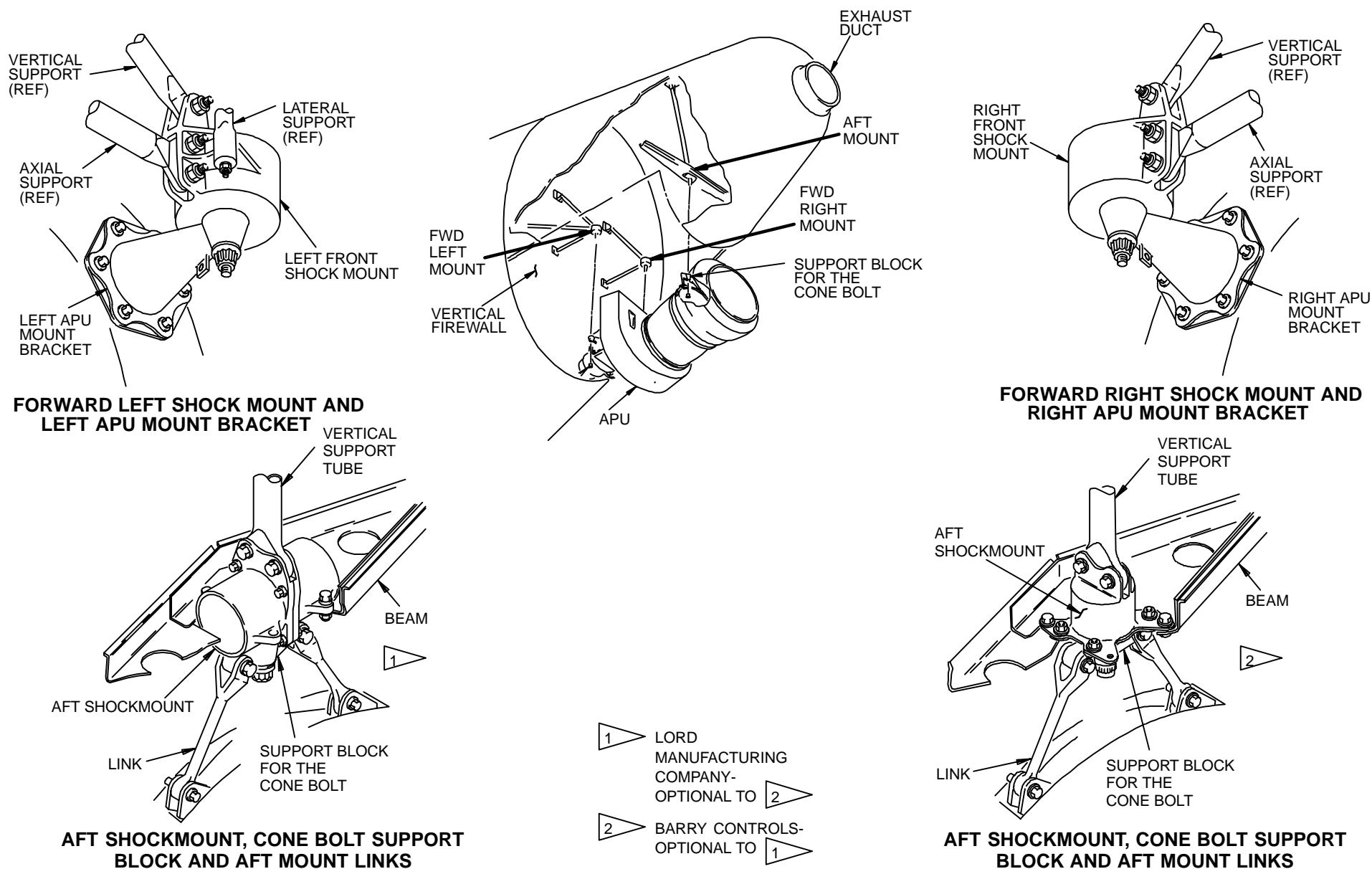


Figure 13 APU MOUNTS



49-15 APU AIR INLET

APU AIR INLET SYSTEM

- Das APU Air Inlet Door verschließt den APU Air Inlet Duct auf der rechten Seite des Rumpfhecks
- Das APU Air Inlet Door wird von einem 28V DC Motor betätigt, welcher auf dem P 83 - Panel mit einem Circuit Breaker abgesichert ist
- Es können in folgende Positionen gefahren werden :
 - FULL OPEN GROUND : 45°
 - FULL OPEN AIR : 15°
 - FULL CLOSED : AIR/GROUND : 0°
- Es wird geöffnet, wenn der APU MCS in die ON - Position geschaltet wird
- Das APU Air Inlet Door wird geschlossen, wenn der APU MCS in die OFF - Position geschaltet wird und die APU Shutdown Sequence an einer festgelegten Position angekommen ist
- Sollte das APU Air Inlet Door den Öffnungs- bzw. Schließvorgang nicht innerhalb 60sec. abgeschlossen haben, erfolgt eine EICAS- in Verbindung mit einer dazugehörigen CMCS Message.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU AIR INLET

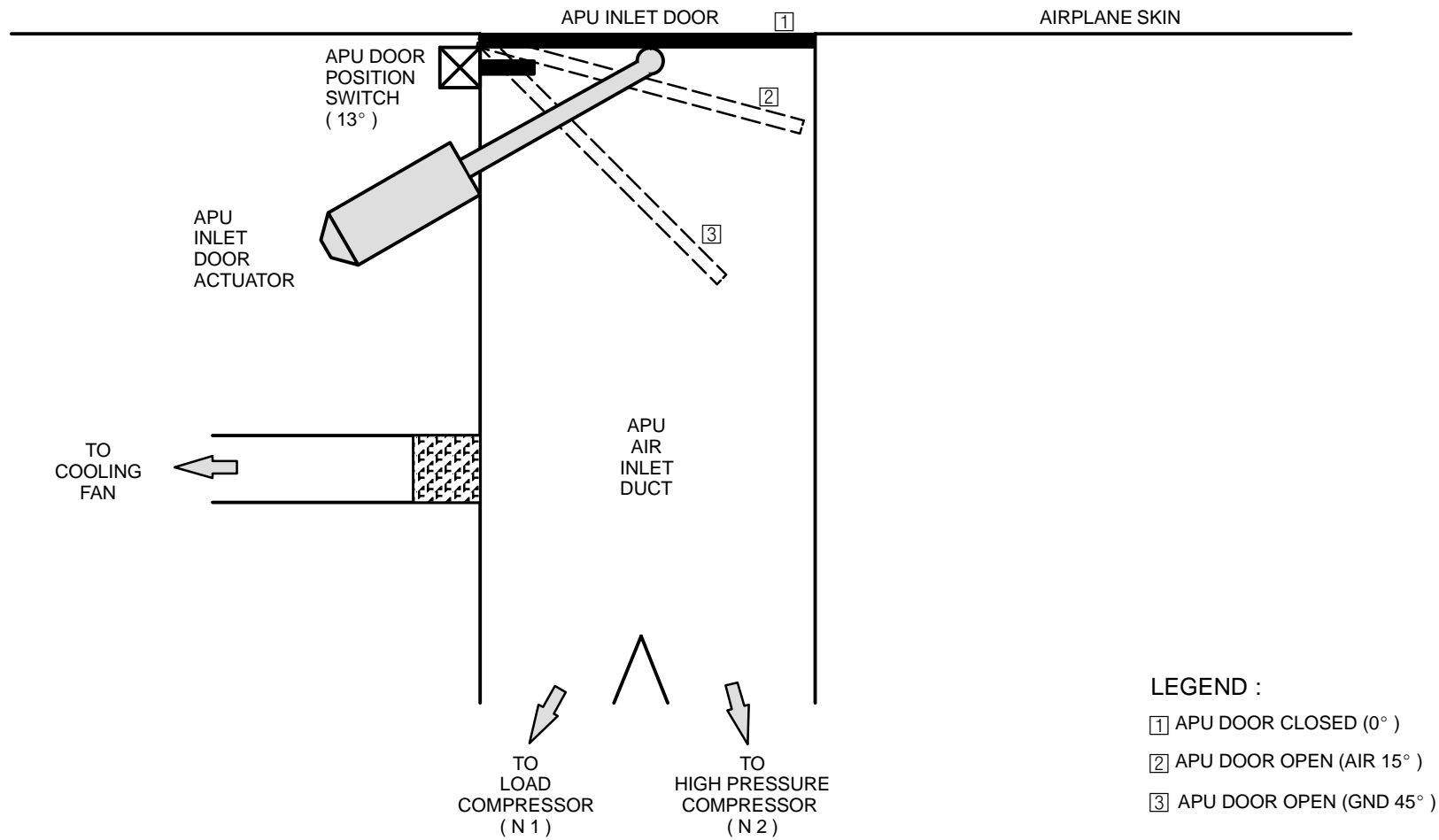


Figure 14 APU AIR INLET BASIC SCHEMATIC

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU AIR INLET



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

49 - 15

APU AIR INLET SYSTEM

APU AIR INLET DUCT

- der Duct leitet die Luft in das APU Air Inlet Plenum
- der Duct besteht aus einer Fiberglas-Honeycomb Konstruktion, die an kritischen Stellen feuerfest beschichtet ist
- der Duct wird durch zwei Stützstreben in Position gehalten
- eine Dichtung befindet sich zwischen dem Duct und dem Air Inlet Plenum, die Seiten der Dichtung verformen sich bei dem APU Einbau und bilden dann eine Doppeldichtung
- der Air Inlet Duct ist an der Aussenhaut verschraubt und bildet gleichzeitig die Befestigungsstruktur für das Inlet Door, Inlet Door Actuator und Door Position Switch (13°)

APU AIR INLET DOOR

- das Door kontrolliert den Luftfluß zur APU und ist auf der rechten Seite des Rumpfhecks eingebaut
- es ist eine Fiberglas-Honeycomb Konstruktion mit Stahlbeschlägen
- es ist am Inlet Duct befestigt und öffnet nach innen
- es wird von dem Door Actuator betätigt
- es nimmt folgende Positionen ein :
 - FULL CLOSED AIR/GND : 0°
 - FULL OPEN GROUND : 45°
 - FULL OPEN AIR : 15°
- das Door bildet im geschlossenen Zustand eine glatte aerodynamische Fläche mit der Zelle
- die CLOSED-Position kann durch verschieben des gesamten Door Actuators eingestellt werden

APU AIR INLET DOOR ACTUATOR

- er ist ein elektro-mechanischer 28V DC Liniar-Actuator und besteht aus :
 - Electric Motor
 - Actuator Rod
 - Reduction Gear Train
 - zwei Actuator Limit Switches
 - ein 15° Positon Switch
- ein Manual Drive Socket erlaubt eine manuelle Betätigung des Actuators, wenn die elektrische Funktion ausgefallen ist (siehe APU Air Inlet Door: De-/Activation Procedure)
- der Actuator ist in einem Behälter eingebaut und mittels einer Schelle mit dem Air Inlet Duct verbunden
- der Actuator wird über Relays, nicht von dem APUC gesteuert
- die normale Fahrzeit zwischen FULL CLOSED und FULL OPEN und umgekehrt beträgt <60sec.
- bei einem Fehler in dem System wird über die Steuerungsrelays eine EI-CAS- und CMCS Message angezeigt

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler in dem APU Air Inlet System von dem APUC festgestellt wird, z.B. die Fahrzeit ist >60sec., so wird die Advisory- und/oder Status Message :

APU DOOR

angezeigt
und auf der MCDU erfolgt die
CMCS Message

APU INLET DOOR ACTUATOR FAIL (49 005)

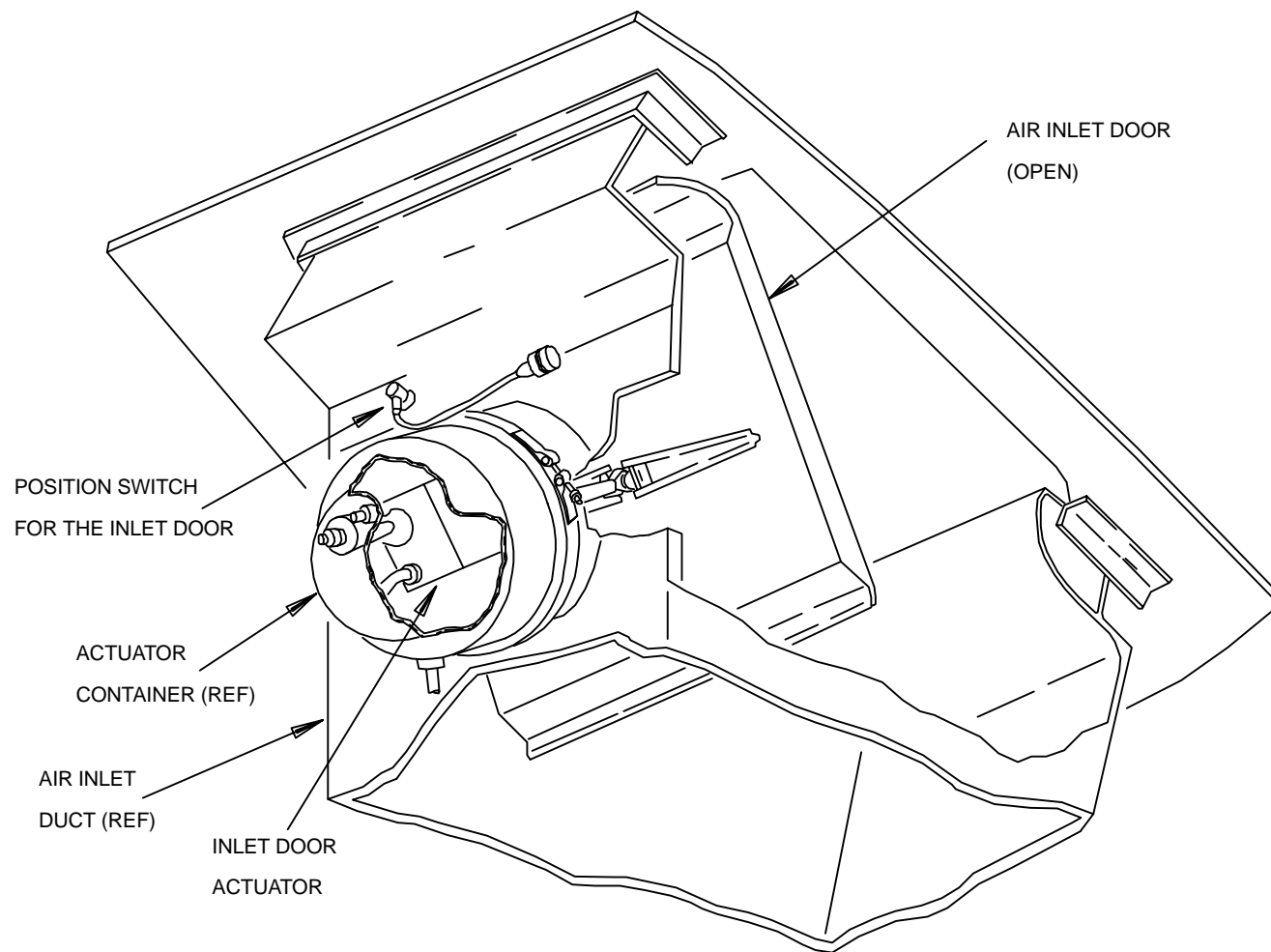
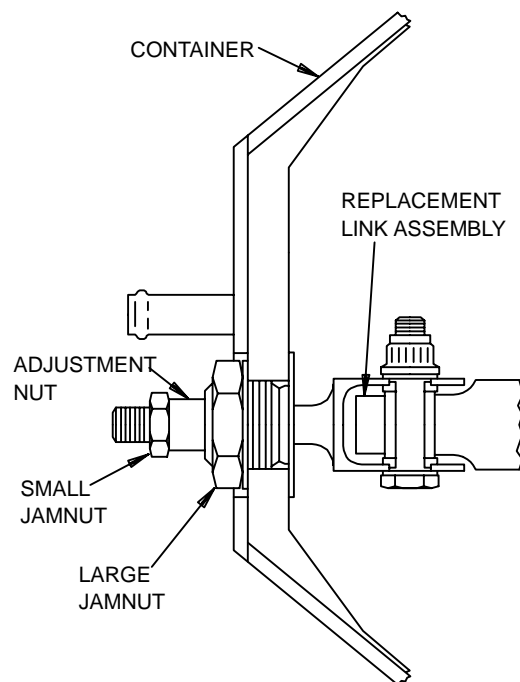
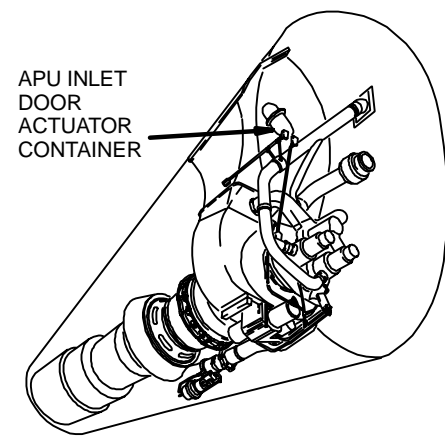


Figure 15 APU INLET DOOR ACTUATOR

580 655
602 552



APU AIR INLET DOOR POSITION SWITCH (13°)

- Der APU Inlet Door Position Switch ist auf der rechten Vorderseite des APU Air Inlet Ducts eingebaut.
- Der Switch meldet die APU Door Position von 13° an den APUC und arbeitet unabhängig von den Limit Switches des Door Actuators.

NOTE: Der APU Air Inlet Door Position Switch meldet die Position an den APUC und wird ***ausschließlich in der Start Sequence der APU*** verwandt.

- Sollte das APU Door die Position von >13° nicht erreichen, so wird der automatische Startvorgang durch den APUC abgebrochen.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU AIR INLET

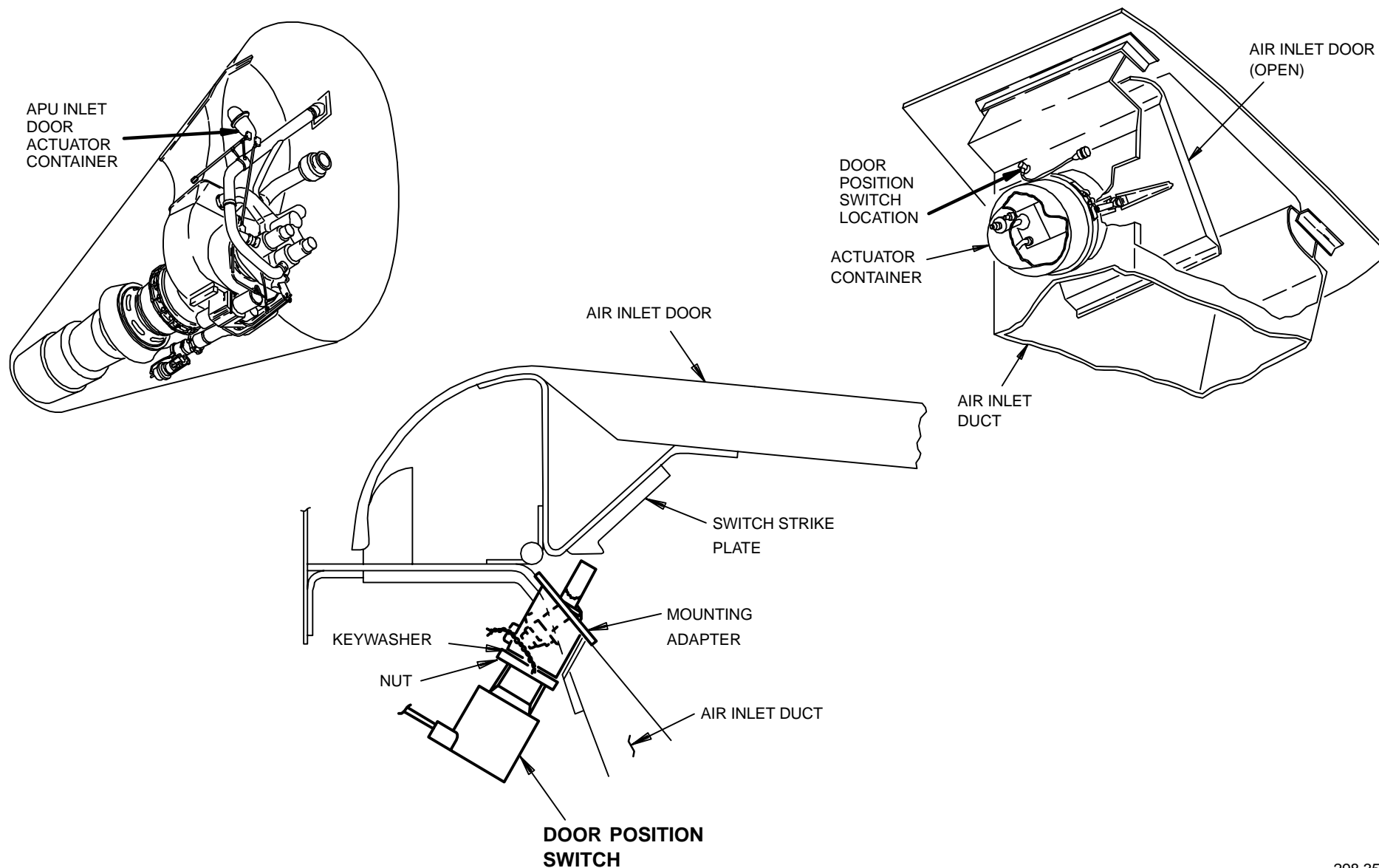


Figure 16 APU INLET DOOR POSITION SWITCH

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU INLET DOOR



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 15

APU INLET DOOR DEACTIVATION- / ACTIVATION PROCEDURE

APU Air Inlet Door Deactivation (Manual Actuator Operation)

- (1) Make sure the APU control switch on the P5 panel is OFF and attach a DO-NOT-OPERATE tag.
- (2) Open these circuit breakers and attach DO-NOT-CLOSE tags:
 - (a) P6 Main Power Supply Panel
 - 1) 6K18 APU ALTN CONT
 - (b) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
 - 1) AIR INLET DOOR
 - 2) APU PRIMARY CONT
 - 3) APU START
- (3) Open the APU access doors:
 - (a) Open the latches on the APU access doors.
 - (b) Open the APU access doors.
 - (c) Engage the support rods for the APU access doors.
- (4) Do the deactivation of the air inlet door:
 - (a) Remove the coverplate from the access hole on the actuator container for the manual override.

CAUTION: MAKE SURE TO SET THE TRANSFER SCREW TO THE MANUAL POSITION BEFORE YOU OPERATE THE ACTUATOR WITH YOUR HANDS. DAMAGE TO THE ACTUATOR CAN OCCUR.

- (b) Turn the transfer screw for the electrical or manual operation to the MANUAL position.
- (c) Put a 1/4-inch square ratchet into the access hole and engage the socket on the actuator.

CAUTION: DO NOT GO ABOVE 25 POUND-INCHES (2.8 N.M) OF TORQUE WHEN YOU TURN THE ACTUATOR SOCKET. THE TORQUE THAT IS NECESSARY TO TURN THE CRANK WILL INCREASE AS THE ACTUATOR ROD BECOMES FULLY EXTENDED. DAMAGE CAN OCCUR IF YOU APPLY TOO MUCH TORQUE ON THE CRANK.

- (d) Use 25 pound-inches (2.8 N.m) or less of torque to turn the socket counterclockwise until the door is closed.

- 1) If the door does not close, do this task: "APU Air Inlet Door Deactivation (Fixed Link Installation)".
- (e) Remove the ratchet from the actuator socket.
- (f) Turn the transfer screw for the electrical or manual operation to the ELECTRICAL position.
- (g) Install the access cover for the manual override on the actuator container.
- (5) Close the APU access doors:
 - (a) Disengage the support rods for the APU access doors.
 - (b) Put the support rods in the clips on the inner side of the APU access doors.
 - (c) Make sure the insulation covers correctly attach to the APU compartment firewall.
 - (d) Close the APU access doors.
 - (e) Close the latches on the APU access doors.
- (6) Replace the DO-NOT-CLOSE tags with collars on these circuit breakers:
 - (a) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
 - 1) AIR INLET DOOR 2) APU PRIMARY CONT 3) APU START
 - (b) P6 Main Power Supply Panel
 - 1) 6K18 APU ALTN CONT
- (7) Replace the DO-NOT-OPERATE tag on the APU control switch with an APU INOPERATIVE tag.

APU Air Inlet Door Activation (Manual Actuator Operation)

- (1) Remove the collars and close these circuit breakers:
 - (a) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
 - 1) AIR INLET DOOR
 - 2) APU PRIMARY CONT
 - 3) APU START
 - (b) P6 Main Power Supply Panel
 - 1) 6K18 APU ALTN CONT
- (2) Remove the APU INOPERATIVE tag from the APU control switch on the P5 panel.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU INLET DOOR

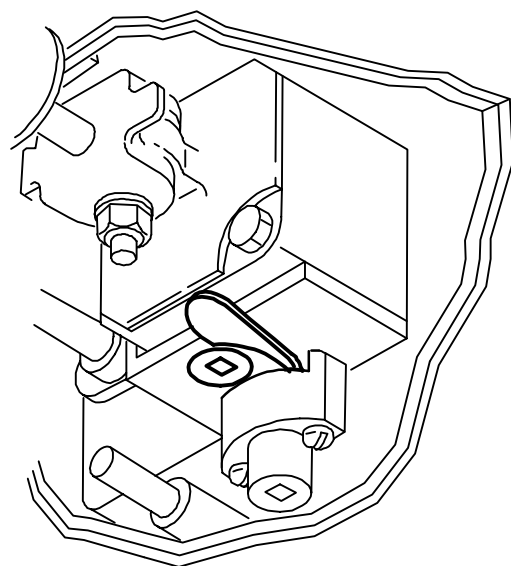


**Lufthansa
Technical Training**

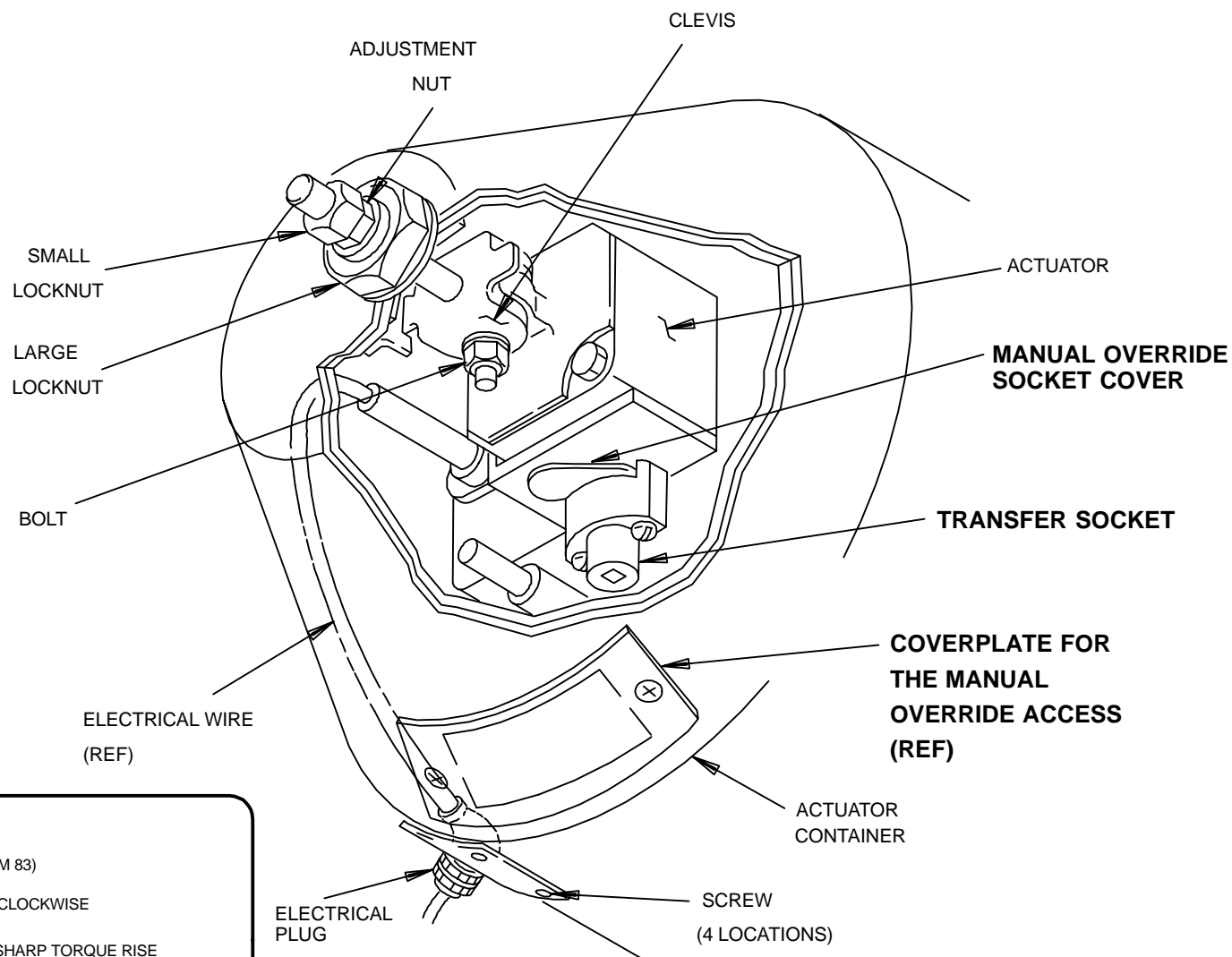
B 747 - 430

M 1

49 - 15



**APU INLET DOOR
ACTUATOR SHOWN
AT THE MANUAL
OPERATION POSITION**



**APU INLET DOOR ACTUATOR SHOWN
AT THE ELECTRIC OPERATION POSITION**

INLET ACTUATOR MANUAL OPERATION

- 1 DISCONNECT ELECTRICAL CONNECTOR AT CONTAINER (DM 83)
- 2 ROTATE TRANSFER SCREW COUNTER CLOCKWISE
- 3 TO CLOSE INLET DOOR ROTATE DRIVE SOCKET COUNTERCLOCKWISE

CAUTION

DO NOT EXCEED 25 IN LBS INPUT TORQUE A SHARP TORQUE RISE WILL OCCUR AT THE END OF ACTUATOR TRAVEL APPROACH CAUTIOUSLY

- 1 RETURN ACTUATOR TO ELECTRICAL MODE APPLY CONSTANT CW TORQUE TO TRANSFER SCREW AND ROTATE DRIVE SOCKET SLOWLY CW UNTIL TRANSFER SCREW WILL ROTATE TO COVER DRIVE SOCKET

Figure 17 APU INLET DOOR ACTUATOR

301 701



49-15 APU AIR INLET SYSTEM

FUNKTIONSBESCHREIBUNG

- Die Steuerungsfunktionen des APU Air Inlet Systemes sind durch den Circuit Breaker: APU START (P 83) und die des APU Air Inlet Door Actuators über den Circuit Breaker: APU DOOR (P 83) abgesichert
- Das APU Fuel Control Relay (R7200) wird unter folgenden Bedingungen angesteuert und erregt :
 - Battery Switch : ON
 - APU MCS : ON / START
 - APU Faults : NO
 - APU Fire Switch (P 5) : NORMAL
 - APU Fire Relay (R 7731) : NORMAL
- Das APU Air Inlet Door Relay (R 7176) wird erregt und zieht an, dadurch wird das APU Air Inlet Door Open Relay (R 461) erregt und gleichzeitig das APU Air Inlet Door Closed Relay (R 460) abgeschaltet
- Das APU Air Inlet Door Open Relay (R 461) erhält seine Masse über den Limit Switch im Door Actuator, der sich in der NOT FULLY OPEN-Position befindet
- Der APU Air Inlet Door Actuator fährt das Door auf, die Motor Limit Switches schaltet den Fahrvorgang bei FULLY OPEN ab, der Door Limit Switch meldet die OPEN-Position und das APU Air Inlet Door Open - Relay fällt ab. Der Fahrvorgang ist damit beendet.
- Wird die APU "ON SPEED" mit zum Flug genommen, so wird über das AIR/GROUND-Relay (R 359), direkt gesteuert vom System Relay, das APU Air Inlet Door von der 45° OPEN-Position in die 15° OPEN-Position wie folgt gefahren:
- Der 15° Door Limit Switch ist beim Öffnungsvorgang geschlossen worden, damit ist die Masse aus dem Door Actuator über das abgefallene AIR/ GND-Relay auf das APU Inlet Door Close-Relay (R 460) geschaltet und zieht an
- Der Motor des Door Actuators erhält Spannung über den in OPEN befindlichen Motor Limit Switch und fährt in die 15° OPEN - Position. Dieses wird erreicht, indem der 15° Door Limit Switch öffnet und das APU Inlet Door Close - Relay (R 460) abfällt
- Der Schließvorgang des APU Air Inlet Doors ist gleich, ob sich das Flugzeug im Ground- oder Air Zustand befindet
- Der Schließvorgang des APU Air Inlet Doors wird durch den APU MCS nach OFF eingeleitet und an einer festgelegten Position der APU Shutdown Sequence von dem APUC ausgeführt
- Das APU Fuel Control - Relay (R 7200) wird stromlos und fällt ab, dadurch wird auch das APU Inlet Door - Relay (R 7176) stromlos und fällt ab
- Die Masse, von dem in NOT CLOSED befindlichen Door Limit Switch wird auf das APU Inlet Door - Relay (R 460) geschaltet und zieht an
- Die Stromversorgung ist über den in der OPEN Position befindlichen Motor Limit Switch auf den Motor aufgeschaltet und das APU Air Inlet Door wird nach Close betätigt
- Der Motor wird durch den Motor Limit Switch in OPEN abgeschaltet
- Das APU Inlet Door Close - Relay (R 460) fällt ab, wenn der Door Limit Switch CLOSED meldet
- Sollte das APU Door Open - Relay (R 461) oder das APU Door Close - Relay (R 460) länger als 60sec. erregt sein, so wird über die EIU's die Advisory-/ Status Message: APU und über den CMC die dazugehörige CMCS Message angezeigt.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU AIR INLET SYSTEM

REFER
TO
DIN
A3
PAGE

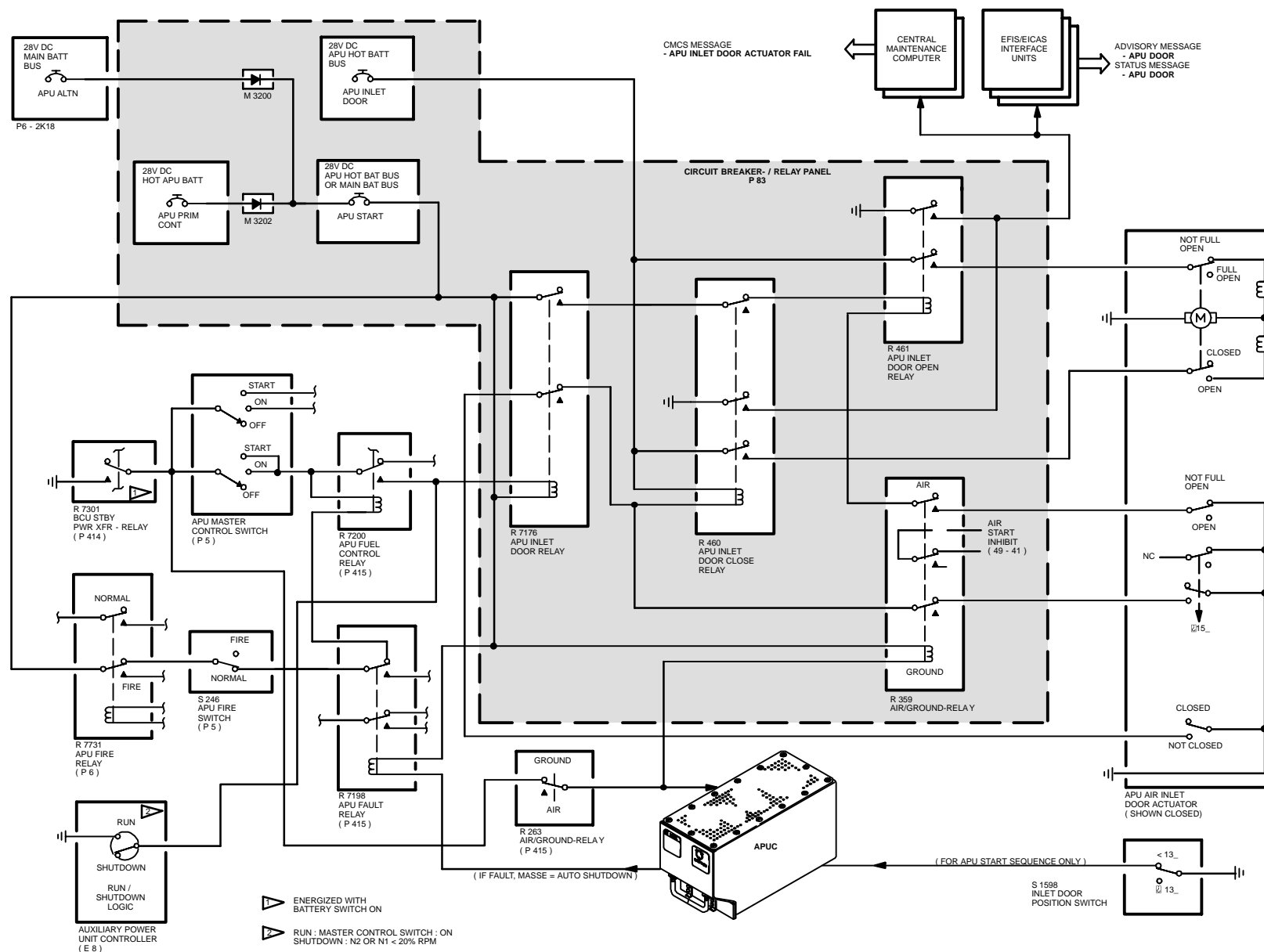


Figure 18 APU AIR INLET DOOR OPERATION



49-21 APU ENGINE

LOAD COMPRESSOR AND HIGH ROTOR CRANK COVERS

BORESCOPE INSPECTION - MANUAL DRIVES

N1 ROTOR SYSTEM MANUAL DRIVE

The N1 ROTOR SYSTEM can be rotated manually for a BORESCOPE INSPECTION after removal of a cover at the LOAD GEAR BOX.

N2 ROTOR SYSTEM MANUAL DRIVE

The N2 ROTOR SYSTEM can be rotated manually for a BORESCOPE INSPECTION after removal of a cover at the ACCESSORY GEAR BOX.

NOTE: Die Boreoscope Inspection wird von den Mitarbeitern der Triebwerkswerkstatt oder von PWC Mitarbeitern aus Alzey durchgeführt.

References

- (1) 49-11-00/201, Auxilliary Power Unit
- (2) 49-31-04/401, Fuel Manifold and Nozzle Adapters.
- (3) 49-41-04/401, APU Igniter Plug
- (4) WDM 49-11-1 1, 49-11-18
- (5) SSM 49-11-01

Access

- (1) Location Zone 317APU Compartment, LH 318 APU Compartment, RH
- (2) Access Panel 317AL APU Access Door 318AR APU Access Door Procedure

- (1) Make sure the APU control switch on the P5 panel is OFF and attach a DO-NOT-OPERATE tag.
- (2) Open these circuit breakers and attach DO-NOT-CLOSE tags:
 - (a) P6 Main Power Supply Panel
 - 1) 6K18 APU ALTN CONT
 - (b) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
 - 1) APU PRIMARY CONT
- (3) Open the APU access doors:
 - (a) Open the latches on the APU access doors.
 - (b) Open the APU access doors.
 - (c) Engage the support rods for the APU access doors.

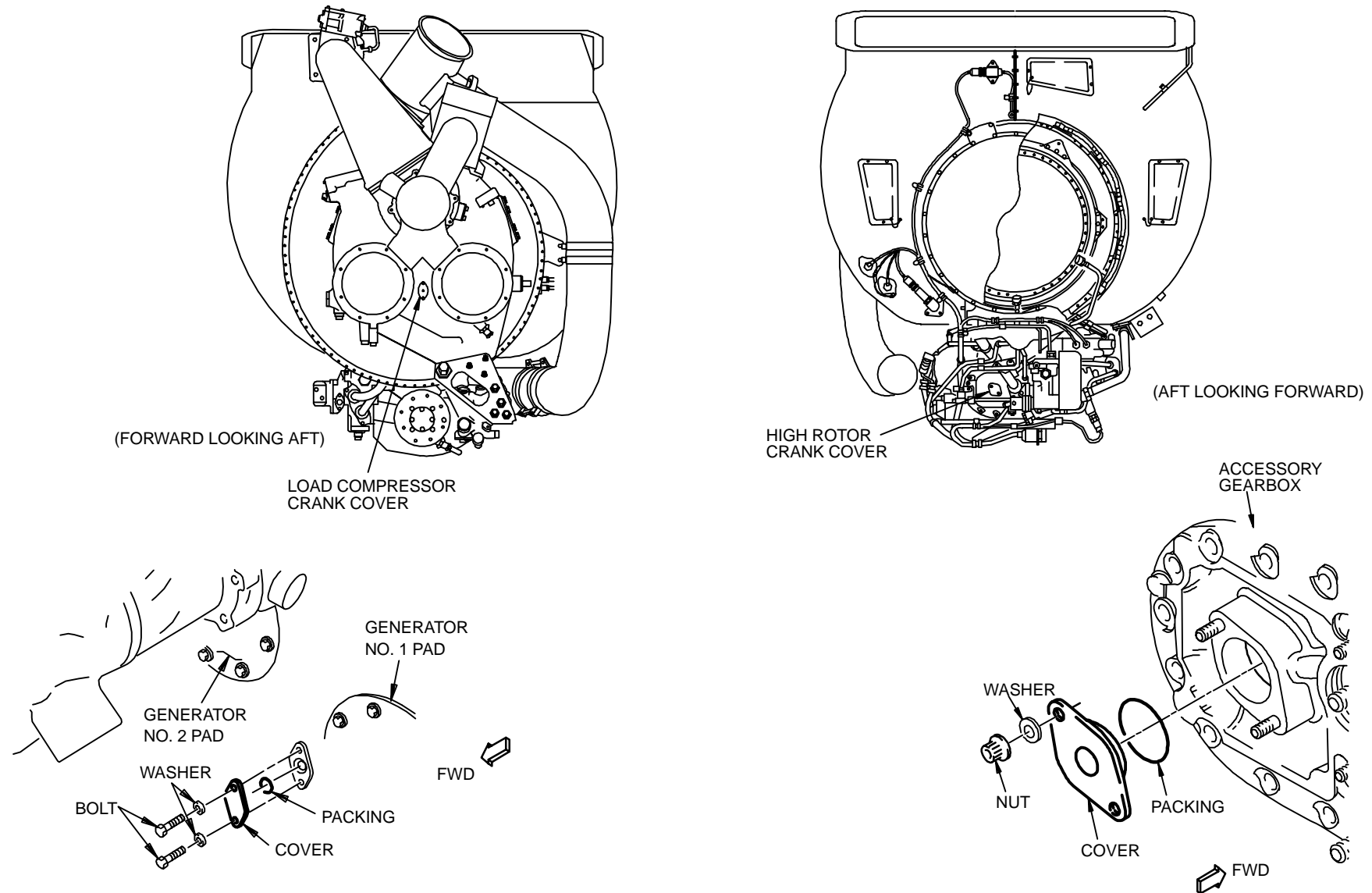


Figure 19 LOAD COMPRESSOR AND HIGH ROTOR CRANK COVERS

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 2

49 - 21

BOROSCOPE INSPECTION

COOLING FAN BOROSCOPE INSPECTION

Zur Kontrolle der Cooling Fan Blades muß die Abdeckplatte der Inspektionsöffnung auf der linken Seite des Cooling Fan Gehäuses mit dem vorgeschriebenen Werkzeug von PWC entfernt werden. Mit einem, von PWC bereitgestellten flexiblen Boroskops, welches nur für die Cooling Fan Kontrolle vorgesehen ist, wird durch Drehen der N1-Welle, der Cooling Fan kontrolliert. Nach erfolgter Kontrolle, wird die Abdeckplatte mit einer neuen Dichtung wieder befestigt.

LOAD IMPELLER BORESCOPE INSPECTION

Zur Kontrolle des Load Compressor Impellers muß der Load Compressor Inlet Temperature Sensor (T1.2) ausgebaut werden (Vorderseite Air Inlet Plenum 6 Uhr Position), anschließend werden die Variablen Inlet Guide Vanes (IGV's) manuell in die Full Open betätigt. Mit einem von PWC bereitgestellten flexiblen Boroskops, welches nur für die Load Compressor Kontrolle vorgesehen ist, wird durch Drehen der N1-Welle, der Load Compressor kontrolliert. Nach erfolgter Kontrolle wird der Load Compressor Inlet Temperature Sensor wieder mit neuen Dichtungen eingebaut.

HIGH IMPELLER BORESCOPE INSPECTION

Zur Kontrolle des High Pressure Impellers muß die Abdeckplatte der Inspektionsöffnung auf der Rückseite des Air Inlet Plenums (6Uhr Position) entfernt werden. Mit einem von PWC bereitgestellten flexiblen Boroskops, welches nur für die High Pressure Impeller Kontrolle vorgesehen ist, wird durch Drehen der N2-Welle, der Load Compressor kontrolliert. Nach erfolgter Kontrolle, wird die Abdeckplatte (ohne Dichtung) wieder befestigt.

HIGH PRESSURE TURBINE BLADES AND VANE RING BORESCOPE INSPECTION

Zur Kontrolle der High Pressure Turbine Blades wird einer der beiden Igniter am Gas Generator Case ausgebaut.

NOTE: Beachte Removal / Installation, Igniter Plugs, Ref. 49-41-04/401.

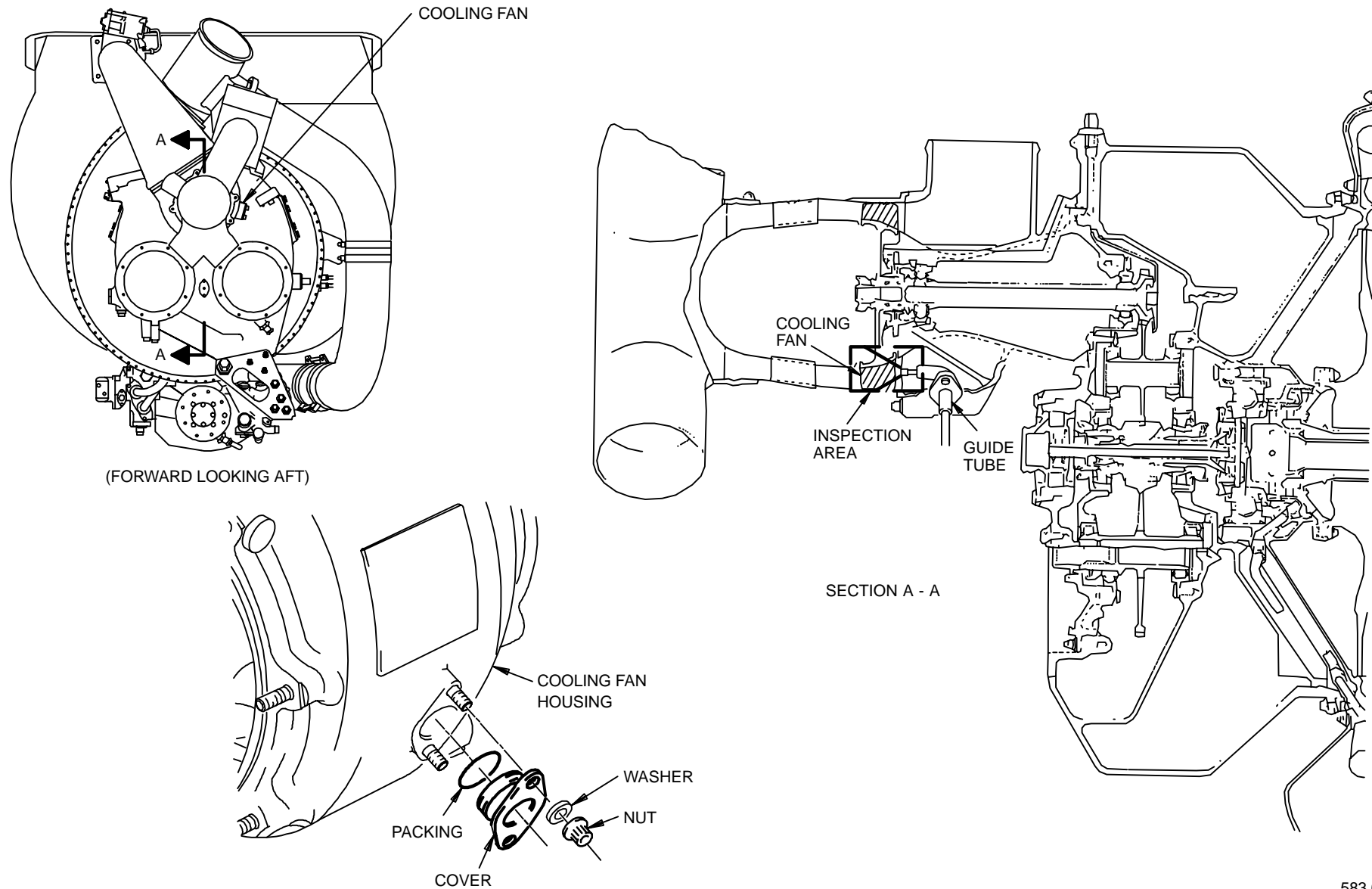
Mit einem von PWC bereitgestellten flexiblen Boroskops, welches nur für die Kontrolle der High Pressure Turbine Kontrolle vorgesehen ist, wird durch Drehen der N2-Welle, die High Pressure Turbine Blades kontrolliert.

NOTE: Durch die Öffnung erfolgt auch die Kontrolle der Brennkammer.

Nach erfolgter Kontrolle, wird der Igniter Plug wieder eingebaut.

POWER TURBINE BORESCOPE INSPECTION

Zur Kontrolle des Power Turbine Blades muß die Abdeckplatte der Inspektionsöffnung auf der Vorderseite des Exhaust Gas Plenums (5:30 Uhr Position) entfernt werden. Mit einem von PWC bereitgestellten flexiblen Boroskops, welches nur für die Power Turbine Blades Kontrolle vorgesehen ist, wird durch Drehen der N1-Welle, der Power Turbine kontrolliert. Nach erfolgter Kontrolle, wird die Abdeckplatte (ohne Dichtung) wieder befestigt.

**Figure 20 COOLING FAN BOROSCOPE INSPECTION**

583 686

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE

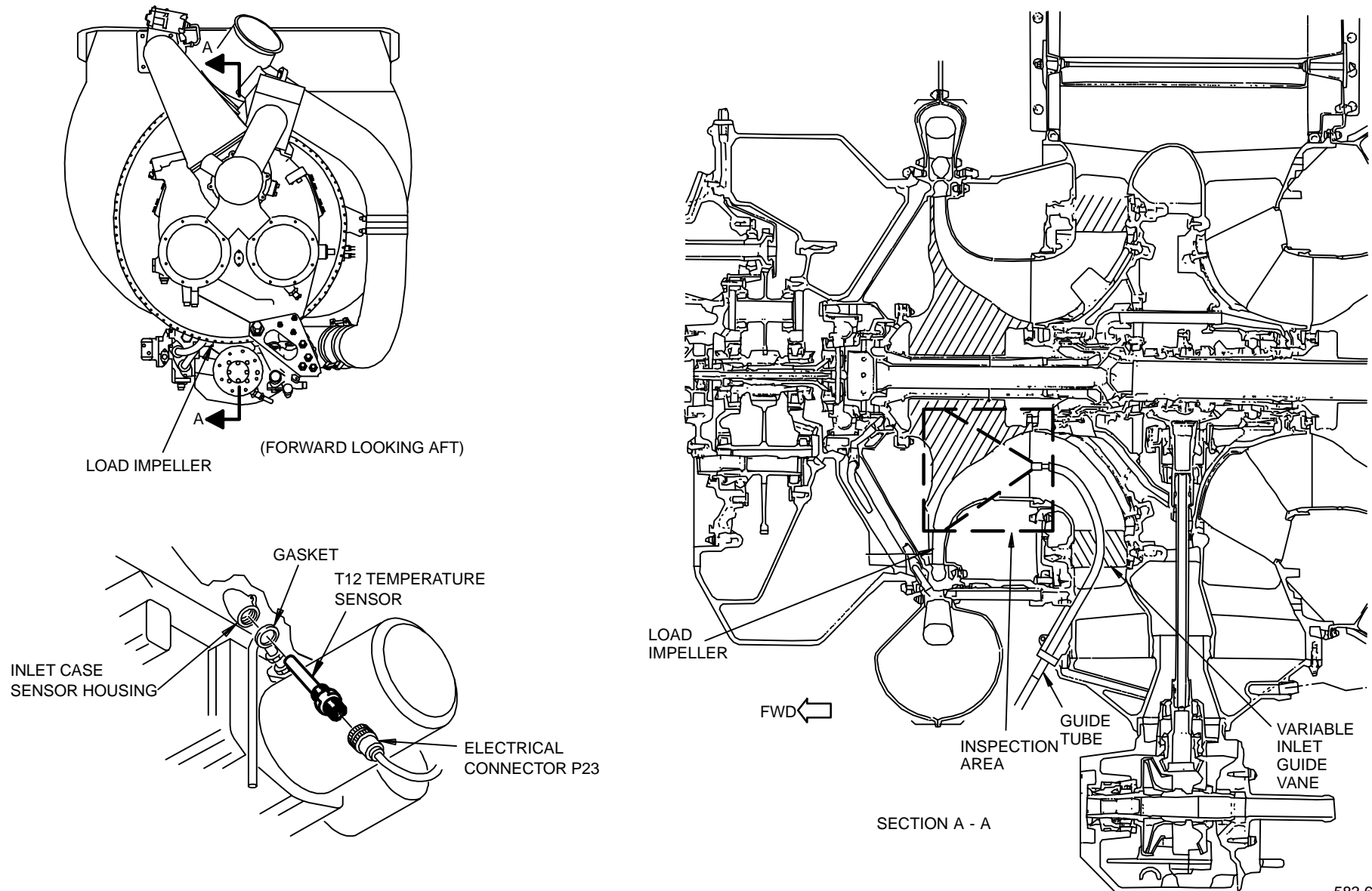


**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 2

49 - 21



583 641

Figure 21 LOAD IMPELLER BORESCOPE INSPECTION

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE

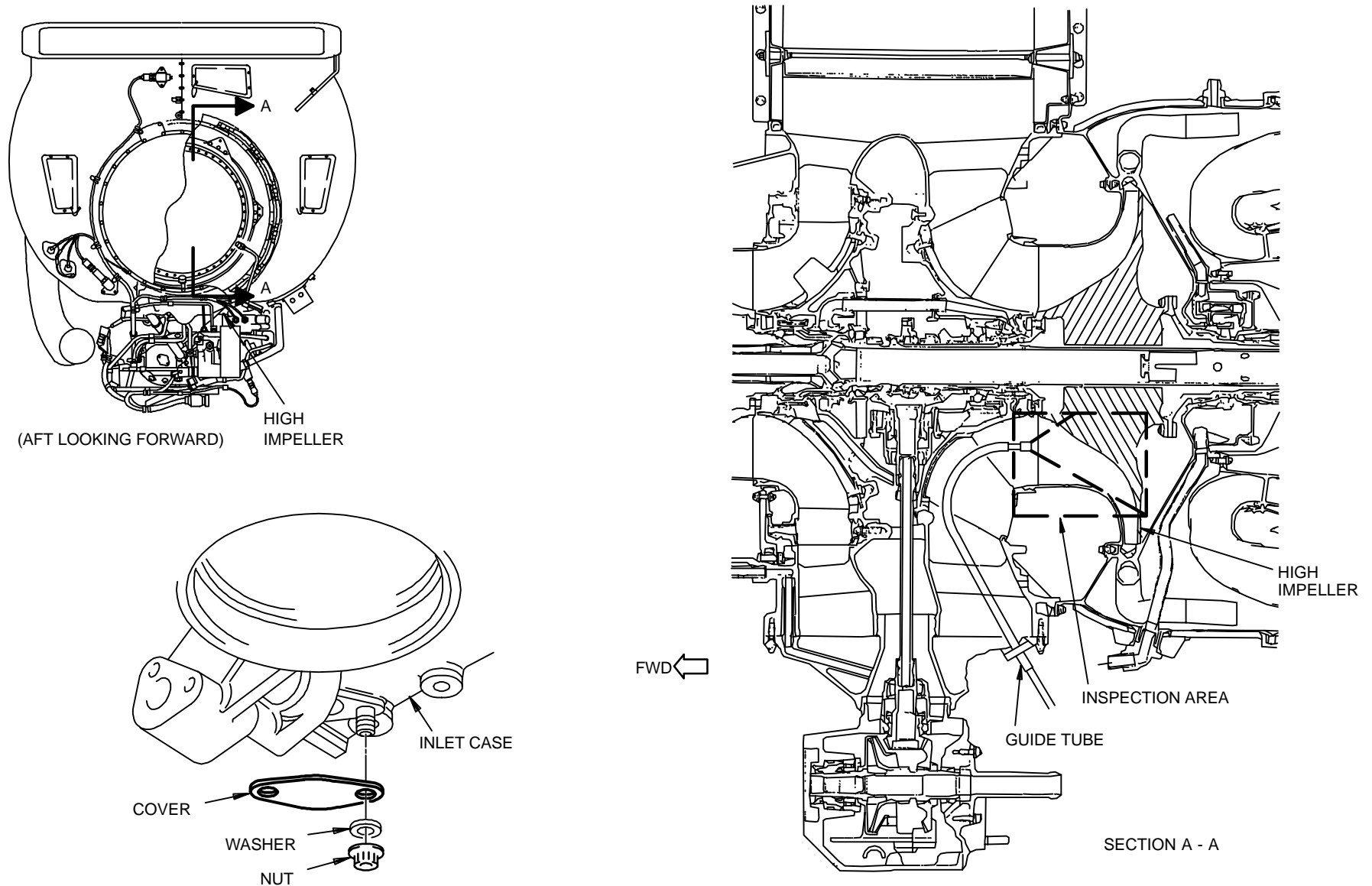


Figure 22 HIGH IMPELLER BORESCOPE INSPECTION

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE

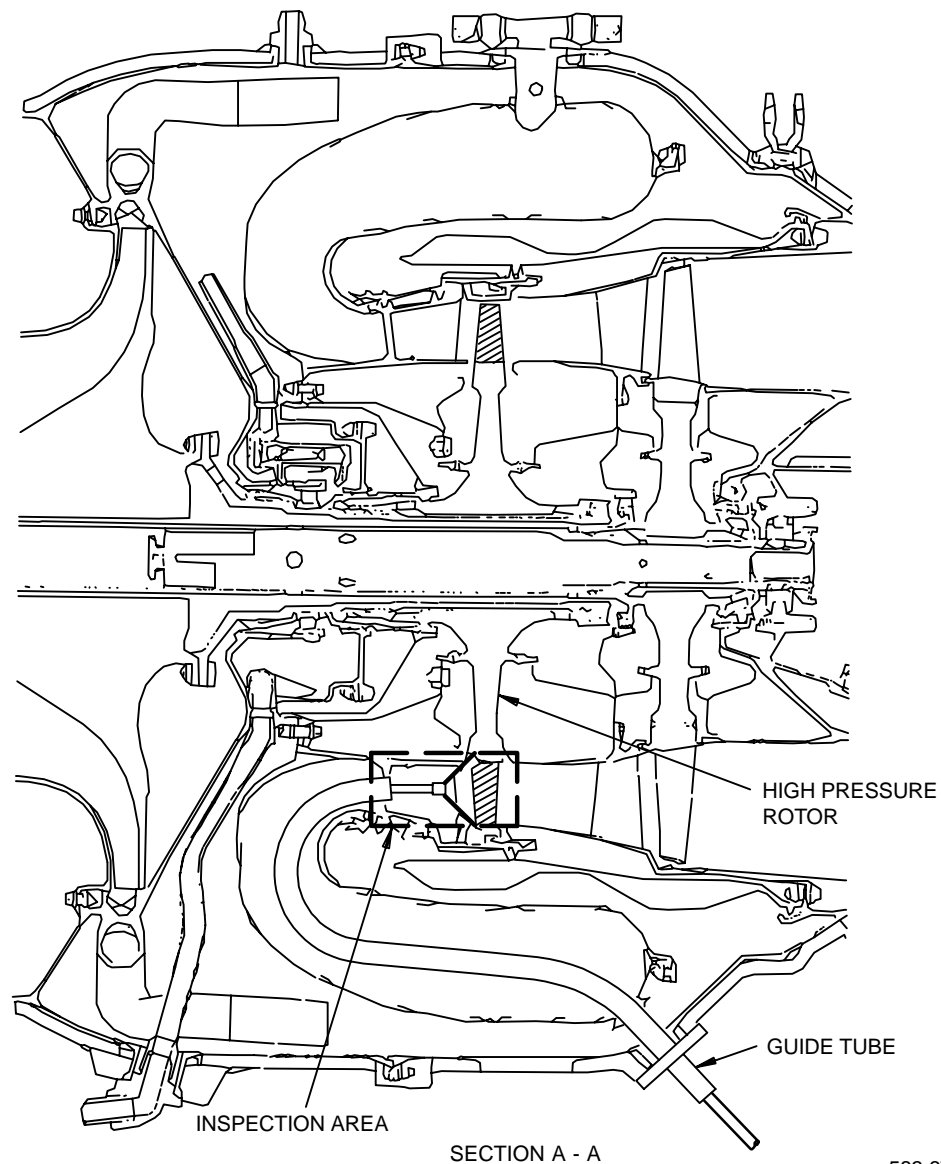
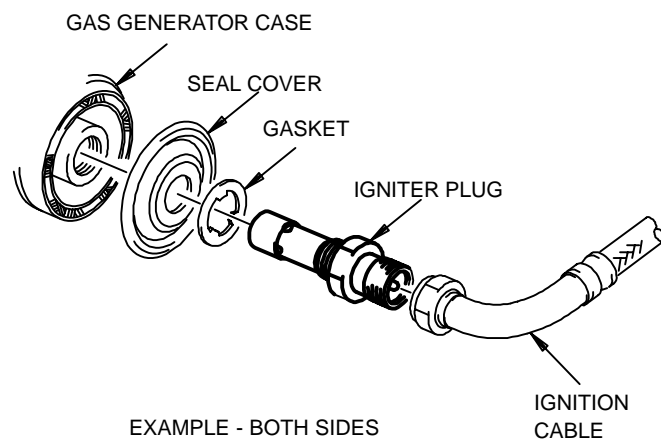
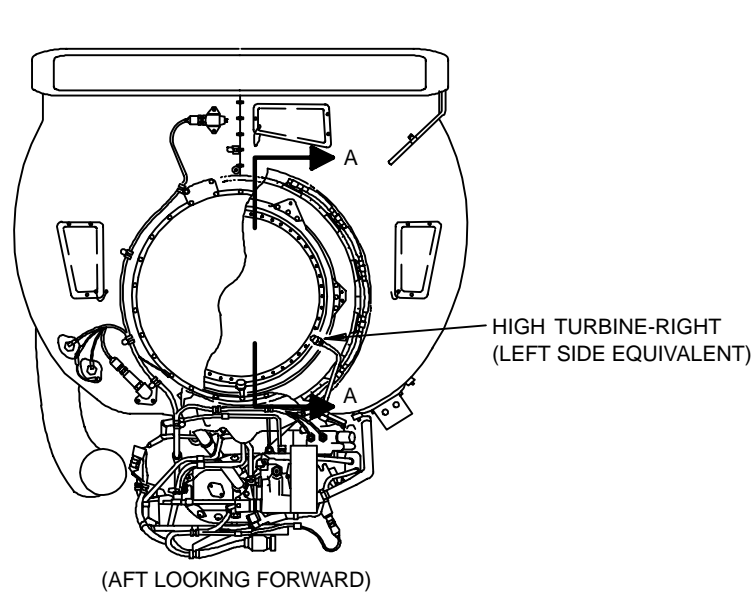


Figure 23 HIGH PRESSURE TURBINE BLADES AND VANE RING BORESCOPE INSPECTION

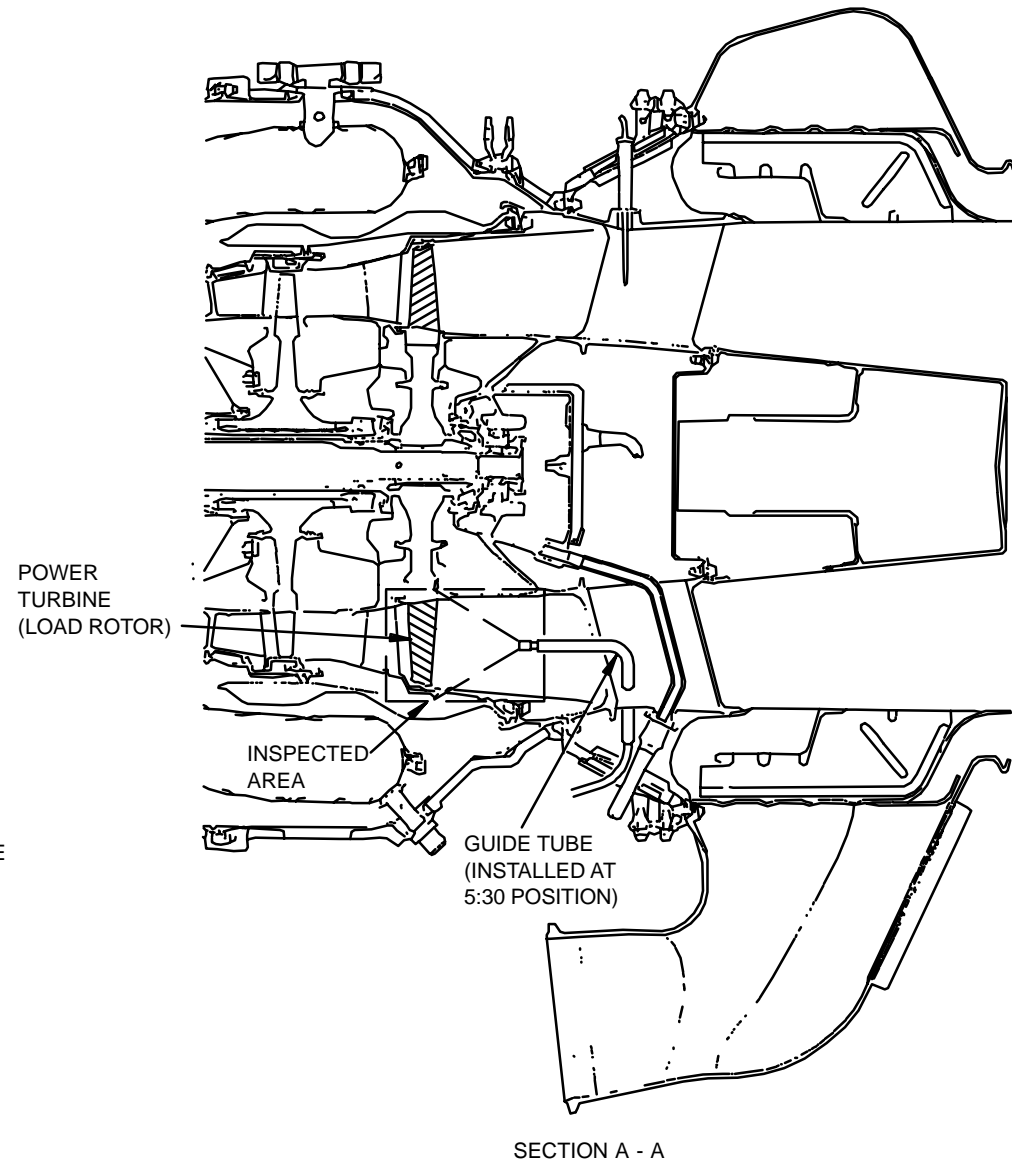
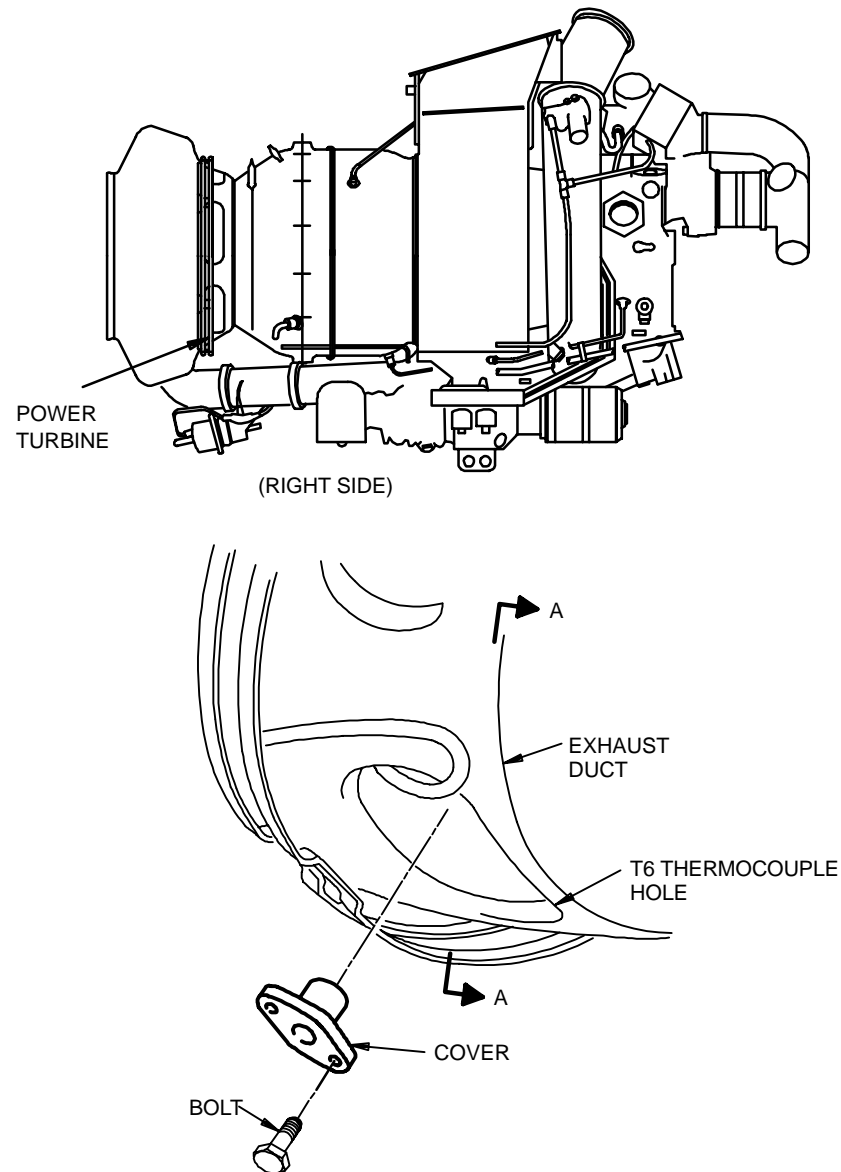
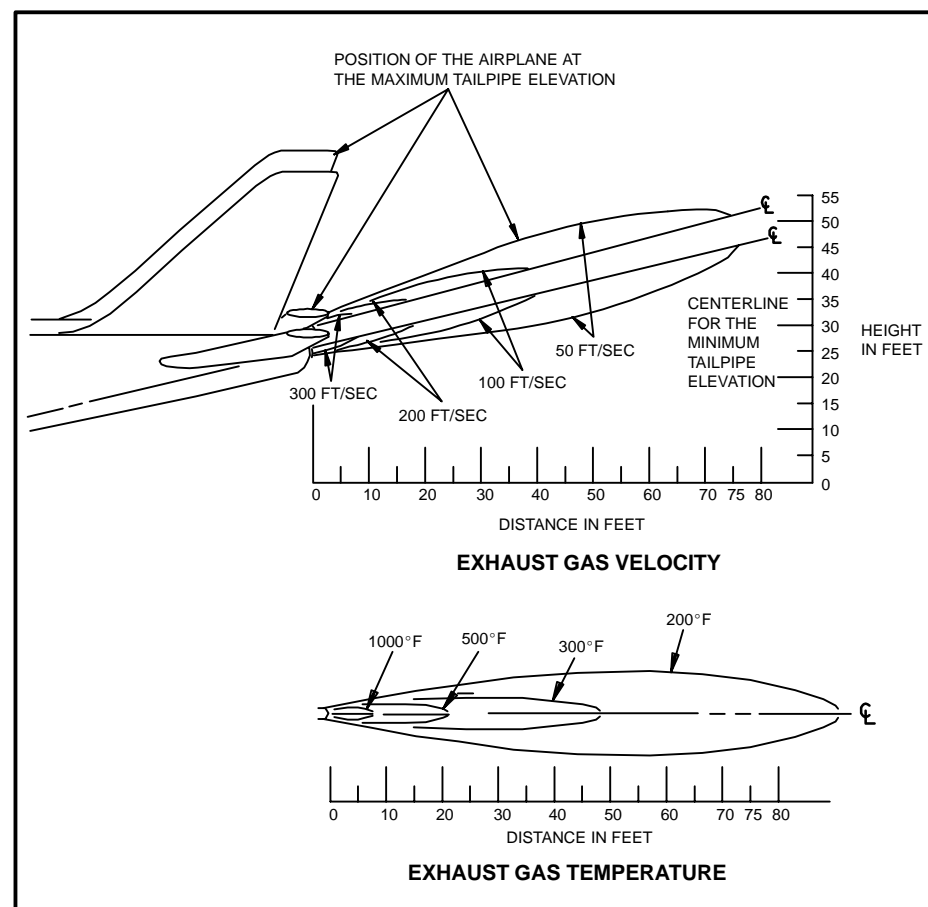


Figure 24 POWER TURBINE BORESCOPE INSPECTION

49-81 APU EXHAUST SYSTEM

APU EXHAUST SYSTEM

- Das APU Exhaust System leitet die Abgase nach Overboard, bildet gleichzeitig eine thermische Abschirmung zum APU Compartment und reduziert den Lärmpegel
- Es besteht aus :
 - Outer Exhaust Duct
 - Inner Exhaust Duct
 - Acoustic Liner
- Der Exhaust Duct wird durch einen Secondary Airflow zwischen dem Outer- und Inner Exhaust Duct gekühlt, die von aussen angesaugt wird und als Kühlmantel innerhalb wirkt
- Der Faltenbalg auf der Vorderseite stellt eine flexible Verbindung dar und erlaubt die thermische Ausdehnung
- Über den Exhaust Drain wird eingetretener Kraftstoff und Wasser abgeleitet
- Der Inner Exhaust Duct formt den Innenteil des Cooling Ducts, beinhaltet Luftleitbleche zur Führung der Cooling Air und trägt den Acoustic Liner
- Der Acoustic Liner besteht aus zwei ineinander gesteckten Zylindern, die aus halbporösen, schalldämpfenden Material besteht
- Das hintere Ende des Acoustic Liners ist mit dem Inner Exhaust Duct verschraubt, über das nicht befestigte vordere Ende ist eine thermische Ausdehnung möglich
- Der Acoustic Liner kann zur Kontrolle oder Reinigung von hinten, ohne Ausbau der APU, aus- bzw. eingebaut werden
- Die Abgase der APU haben bis zu einem Abstand von 40ft eine hohe Temperatur und Geschwindigkeit (in Abhängigkeit der Windverhältnisse), somit darf ein APU Start nicht durchgeführt werden, wenn der Abstand geringer ist oder sich in diesem Bereich Personen oder Geräte befinden



AIRBORNE AUXILIARY POWER APU EXHAUST SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 81

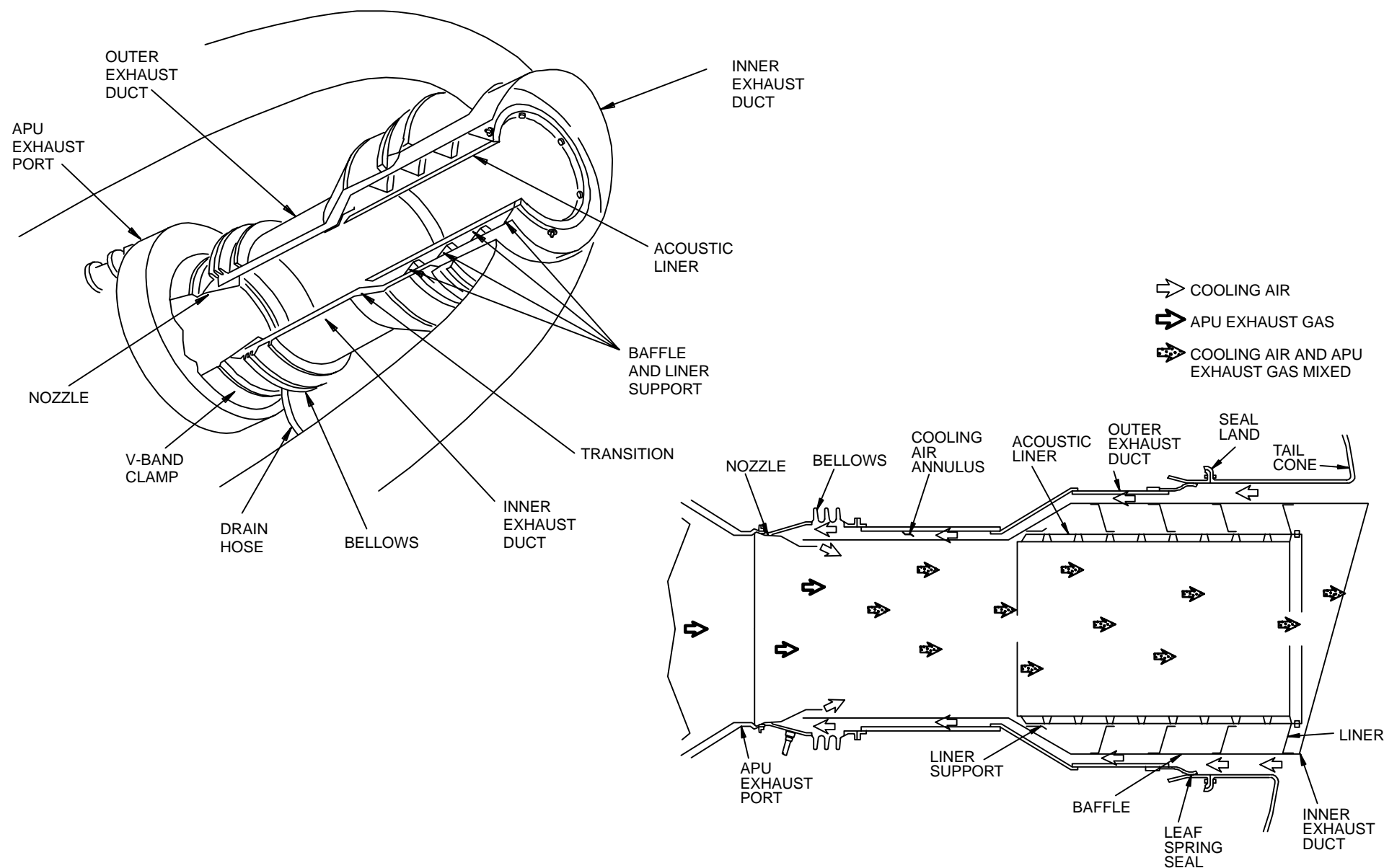


Figure 25 APU EXHAUST SYSTEM OVERVIEW

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU OIL SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
M 2 ONLY
49 - 27 / - 91

49-27/-91 APU OIL SYSTEM

APU ENGINE LUBRICATION SYSTEM

- das Oil dient in dem Oil System zur:
 - Schmierung
 - Kühlung
 - Abriebabführung
- der Oil Tank ist ein innerer Bestandteil der Load Gear Box (LGB)
- die Oil Quantity wird durch einen Oil Level Sensor gemessen und auf der
 - APU Maintenance Page (% of Full, RF, LO)
 - Status Page (% of Full, RF, LO)
angezeigt
- das Supply Oil fließt zur von dem N2-Wellensystem angetriebenen Pressure Pump, bei kaltem Oel und damit verbundenen hohen Oeldruck strömt das Oel über das Cold Start Relief Valve an den Pumpeneingang zurück
- in dem flußmäßig folgenden Pressure Regulating Valve (PRV) wird der unkontrollierte Oeldruck auf 80+/-5psi reguliert, der Referenzdruck wird über eine Senseline nach dem PRV gemessen
- das Check Valve nach dem PRV verhindert ein Rückströmen des Oeles bei abgestellter APU
- das Pressure Oil durchströmt das Oil Filter, welcher durch einen Pop Out Indicator überwacht wird
- das Pressure Oil wird in dem
 - FCOC (Fuel Cooled Oil Cooler)
 - ACOC (Air Cooled Oil Cooler)
 gekühlt und in jedem Oelkühler befindet sich ein Thermal-/ Pressure Relief Valve
- das Pressure Oil fließt zur Load Gear Box und zum Bearing No.0, der größere Teil fließt zum Transfer Block, von dem es zu den Bearings No.1, No.2, No.3, No.4 und zur Accessory Gear Box strömt
- das Pressure Oil wird überwacht von:
 - dem Low Oil Pressure Switch (LOP)
 - Indication auf der APU Maintenance Page (LOW oder NORM)
 - bei Low Oil Pressure erfolgt ein APU AUTOSHUTDOWN
 - dem Main Oil Temperature Sensor (MOT)
 - Indication auf der APU Maintenance Page in °C
 - bei High Oil Temperature erfolgt ein APU AUTOSHUTDOWN
- das Scavenge Oil aus dem Bearing No.0 fällt in die Load Gear Box und wird zusammen mit dem Load Gear Box Scavenge Oil von der Load Gear Box Scavenge Pump in den Oil Tank zurückgeführt
- das Oil aus dem Bearing No.4 wird von der Bearing No.4 Scavenge Pump in die Accessory Gear Box gefördert
- das Scavenge Oil aus den Bearings No.1, No.2 und No.3 fällt in die Accessory Gear Box und wird zusammen mit dem Bearing No.4 Scavenge Oil und dem Scavenge Oil der Accessory Gear Box von der Accessory Gear Box Scavenge Pump in den Oil Tank zurückgeführt
- das Scavenge Oil aus der Load- bzw. Accessory Gear Box wird durch je einen Chip Detector überwacht

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU OIL SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430
M 2 ONLY
49 - 27 / - 91

REFER
TO
DIN
A 3
PAGE

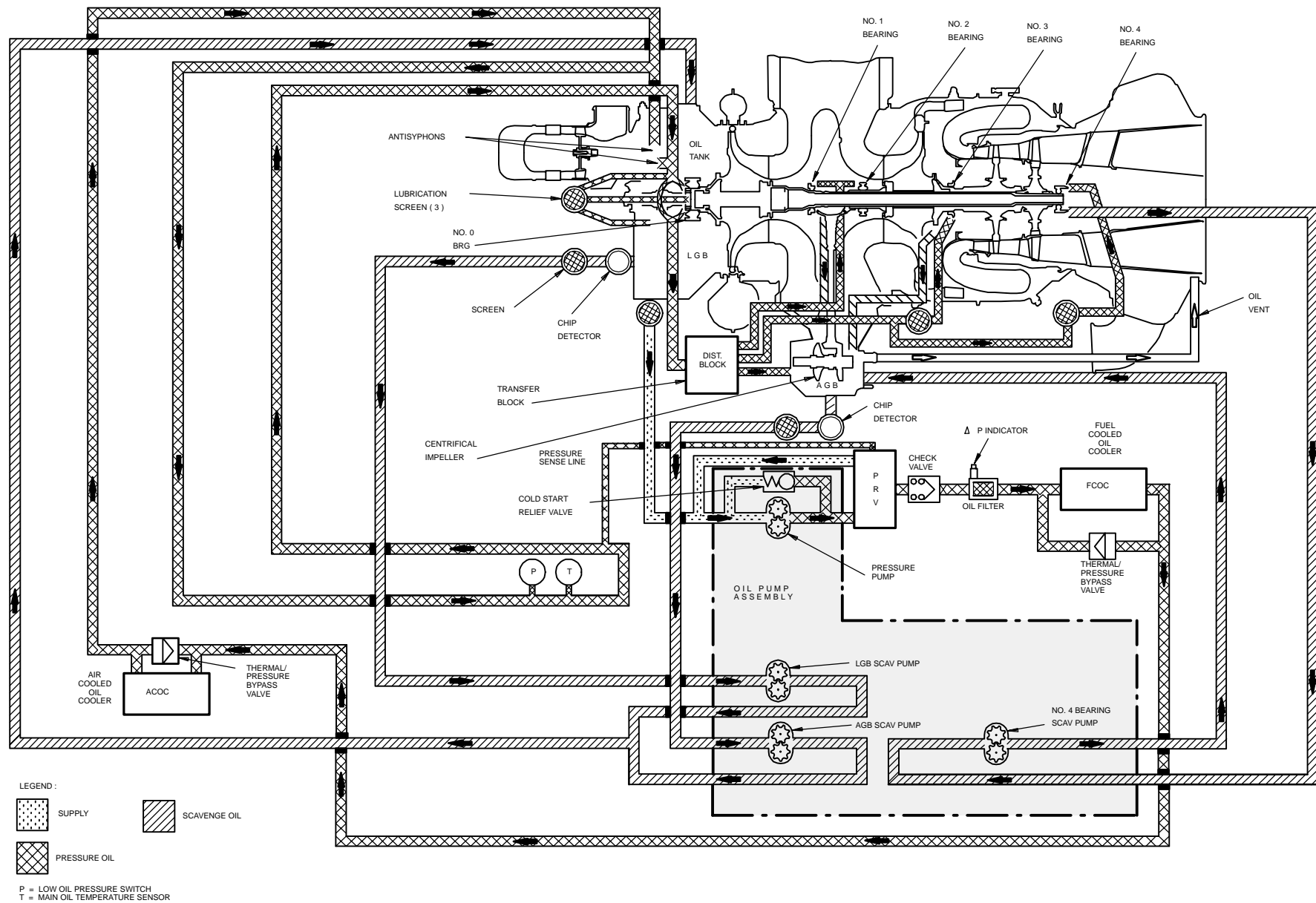


Figure 26 APU OIL SYSTEM SCHEMATIC

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU OIL SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

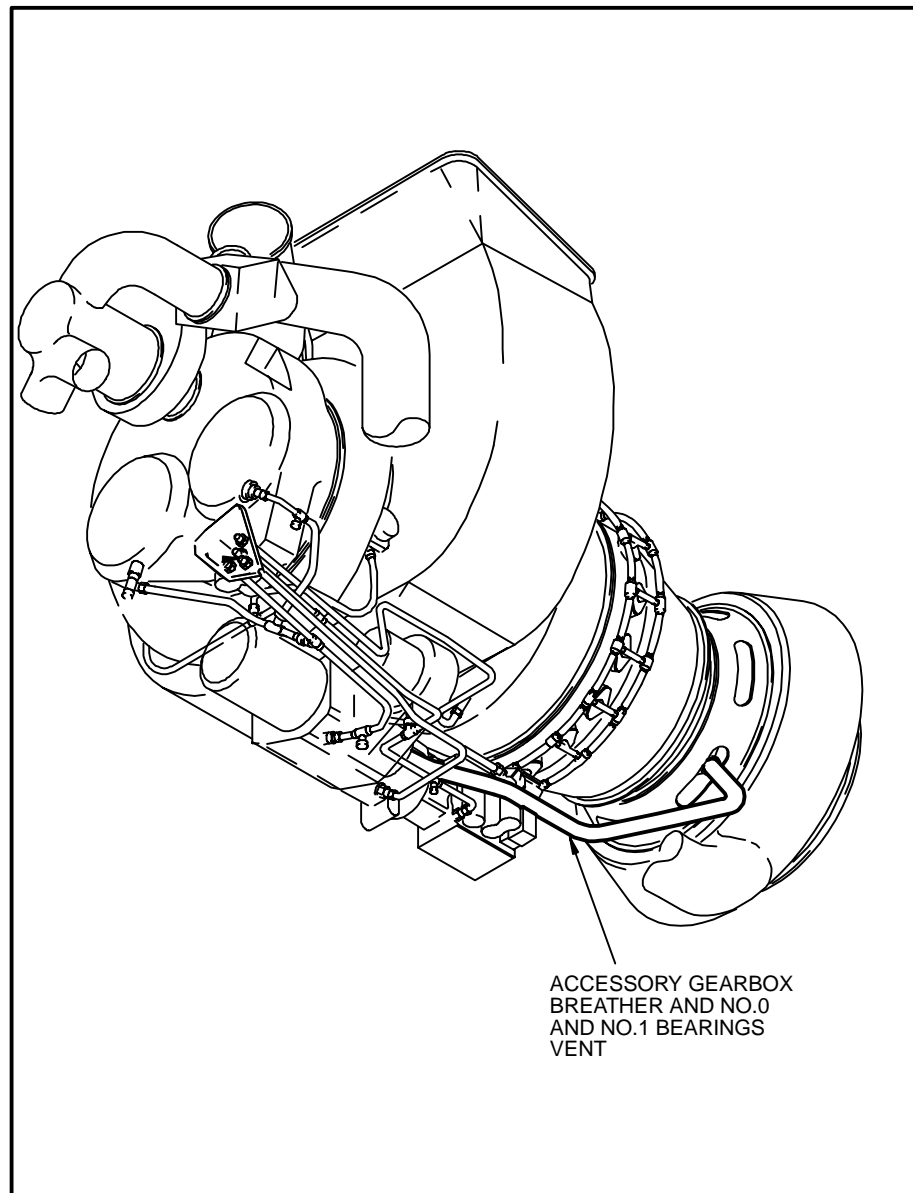
B 747 - 430
M 2 ONLY
49 - 27 / - 91

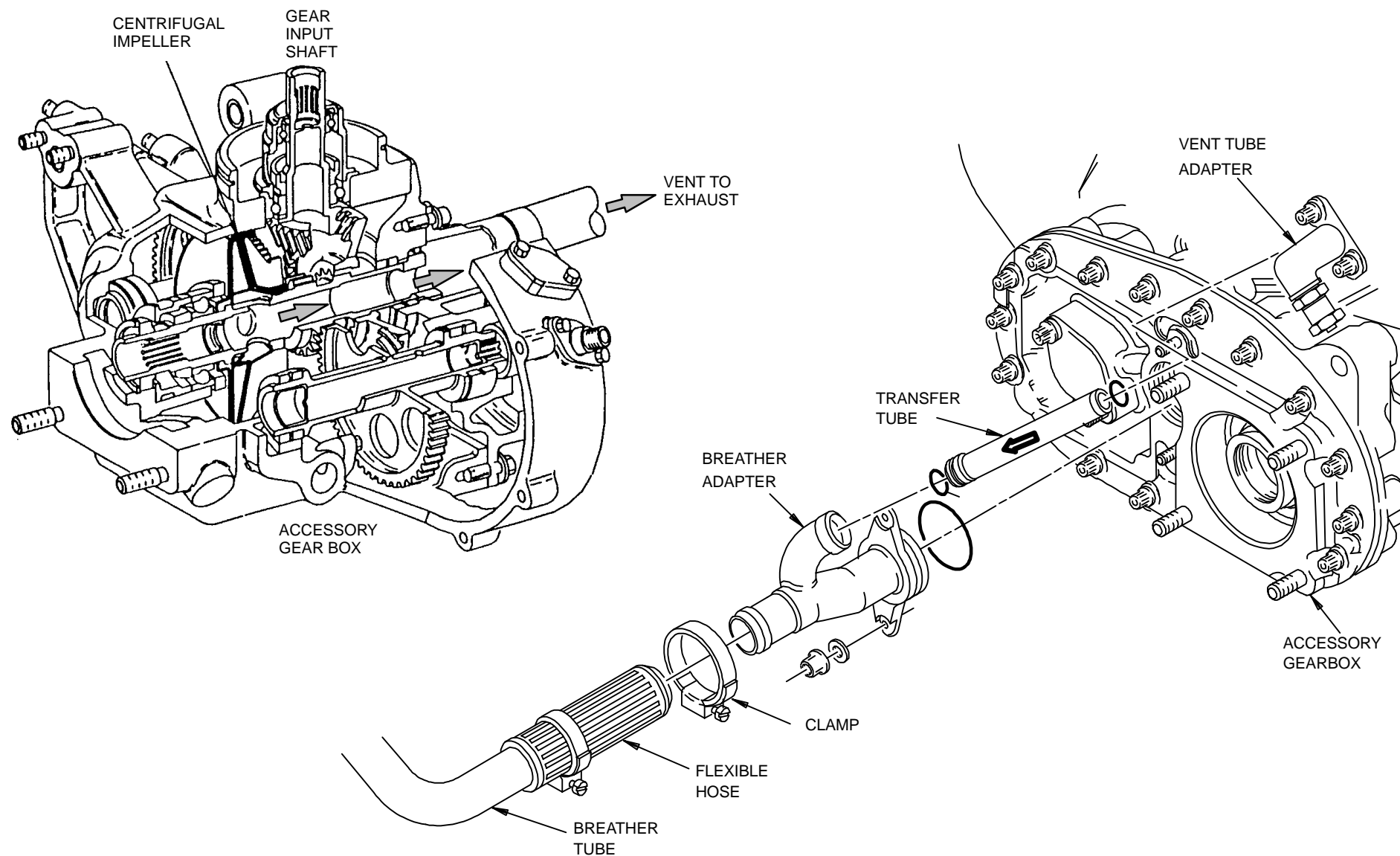
APU OIL VENT SYSTEM

BESCHREIBUNG

- Das Luft/Oelgemisch aus den Lagerbereichen der LGB und der AGB, außer Lager 0, wird zu einem von der LGB angetriebenen Centrifugal Impeller geleitet
- Das Luft/Oelgemisch wird durch interne und externe Leitungen sowie durch Rückoelleitungen zur AGB geführt
- Der Centrifugal Impeller trennt das Luft/Oelgemisch
 - Das Oel fällt in die AGB
 - Die Luft wird über eine externe Breather Tube zum Exhaust Duct geführt
- Oberhalb der AGB Rückseite wird die Lagerluft aus dem Lager 0 über eine Transfer Tube und Breather Adapter in die Breather Tube geleitet

NOTE: *An dem Vent Tube Adapter, oberhalb der Transfer Tube, kann die Luft aus dem Lager 0 kontrolliert werden. Es darf kein Oel an dem Adapter zu sehen sein. Bei Beanstandungen über Oelgeruch in der Kabine (APU liefert die Luft in das ECS) ist der Vent Tube Adapter zu kontrollieren und damit ein undichtes Lager 0 feststellbar.*



**Figure 27 APU OIL VENT SYSTEM**



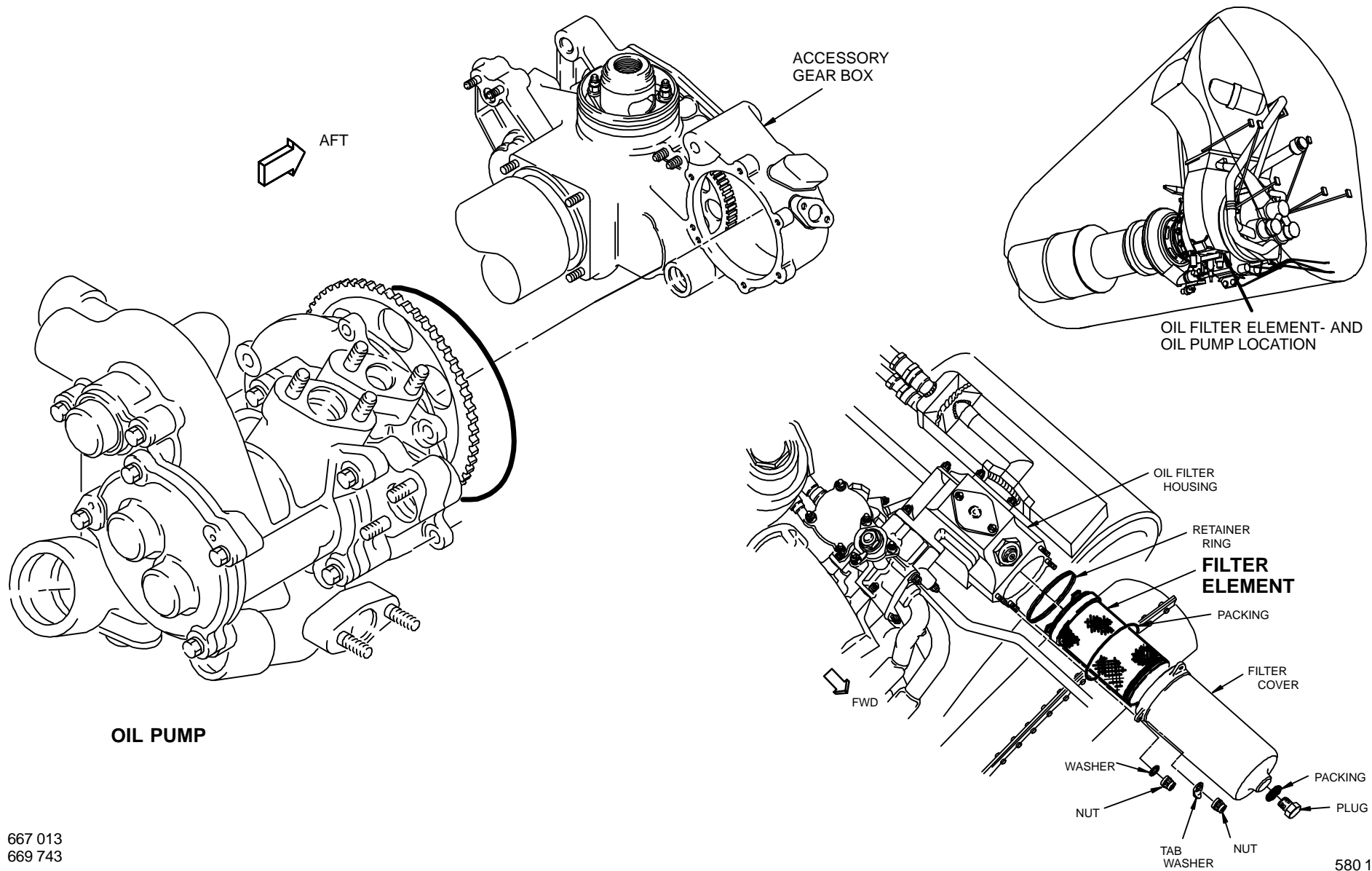
49 - 27 APU ENGINE LUBRICATION SYSTEM

OIL PUMP

- das Oelpumpengehäuse ist auf der Vorderseite links der AGB angebaut
- die Oelpumpen werden über eine gemeinsame Antriebswelle von dem N2-Wellensystem angetrieben
- in dem Oelpumpengehäuse befinden sich 4 Oelpumpen :
 - Pressure Pump
 - setzt das Supply Oil unter Druck und fördert es in das System
 - der Pressure Pump Outlet Pressure ist ungeregelt
 - Load Gear Box Scavenge Pump
 - Accessory Gear Box Scavenge Pump
 - No.4 Bearing Scavenge Pump
 - die Scavenge Pumps fördern das Scavenge Oil von den geschmierten Bereichen in den Oil Tank zurück
- das Oelpumpengehäuse ist mittels 4 Bolzen an die AGB angebaut
- ein Index Pin erlaubt den Anbau nur in einer Position
- die Verbindungen der Pumpe mit den Leitungen sind teilweise geschraubt bzw. gesteckt

OIL FILTER ELEMENT

- das Pressure Oil am Filter Inlet kommt von dem Pressure Regulating Valve (PRV)
- das Pressure Oil am Filter Outlet strömt zum Fuel Cooled Oil Cooler (FCOC)
- Pressure Filter für das geregelte Pressure Oil
- Popout Indicator ($\Delta P > 25\text{psi}$)
- without Bypass
- ist auf der rechten Seite der Accessory Gear Box unterhalb des Inlet Plenums am Oil Filter Housing angebaut

**Figure 28 APU OIL PUMP AND APU OIL FILTER ELEMENT**667 013
669 743

580 195



49-91 APU OIL EXTERNAL DISTRIBUTION SYSTEM

PRESSURE REGULATING VALVE (PRV)

- das Oil Pressure Regulating Valve ist an dem Oil Filter Housing angebaut und hält den Normal Oil Pressure für den APU Betrieb aufrecht
- das Pressure Oil strömt von der Oil Pressure Pump zum Oil Pressure Regulating Valve
- das PRV ist werkstattseitig so eingestellt, das es einen Oil Pressure von 80 ± 5 psi regelt
- das PRV ist mit einer Sense Line verbunden, die den Oil Pressure mißt, bevor das Oil in die Lager fließt (Referenzdruck)
- wenn der Oil Pressure den eingestellten Wert überschreitet, wird ein Bypass geöffnet und der überschüssige Druck (Oil) wird zum Oil Pump Inlet zurückgeführt

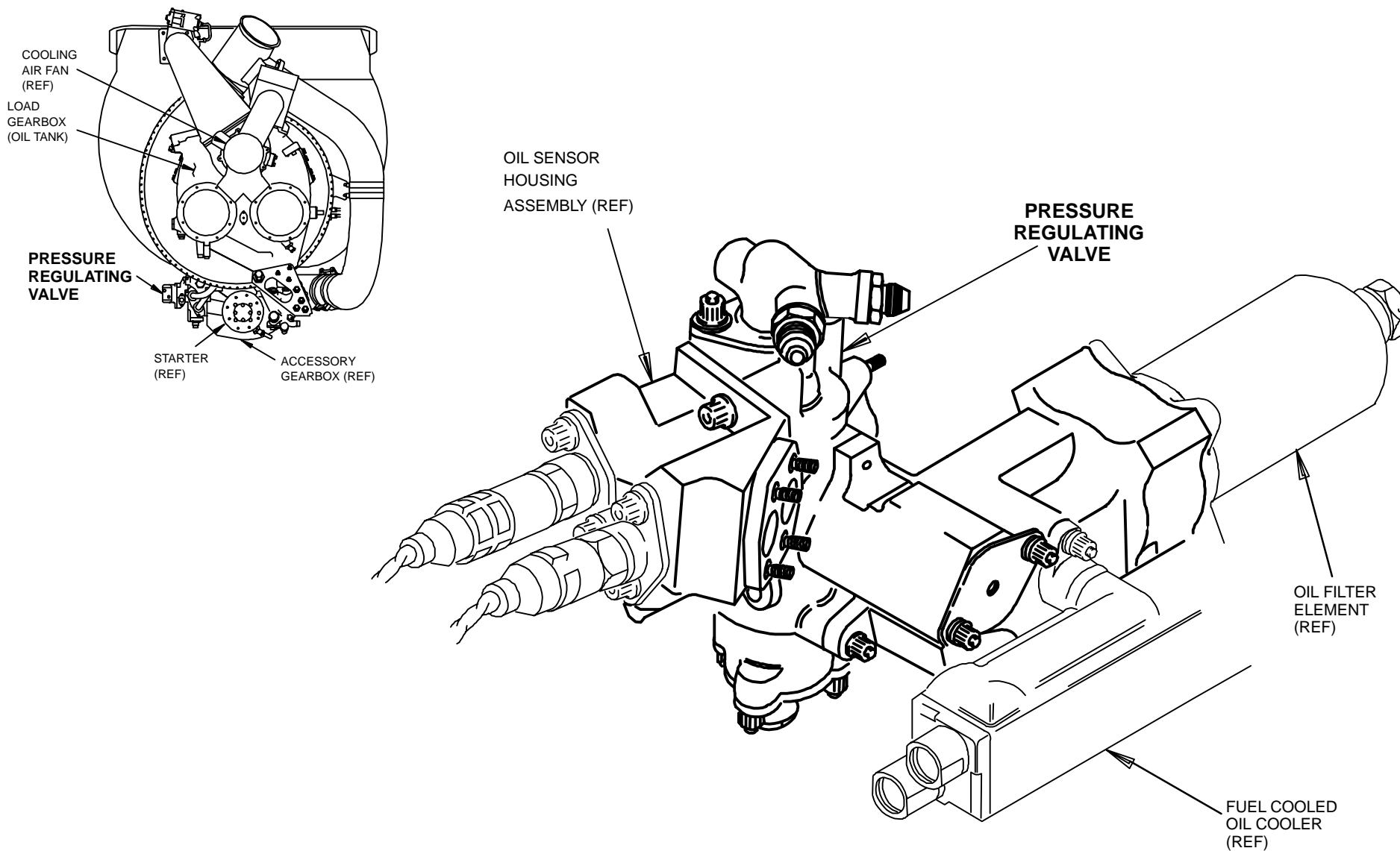


Figure 29 PRESSURE REGULATING VALVE

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU OIL EXT DISTRIBUTION SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 91

FUEL COOLED OIL COOLER (FCOC)

- das Oil wird durch den Bypass Fuel aus der Fuel Metering Unit (FMU) gekühlt und damit der Fuel zur besseren Verbrennung gleichzeitig erwärmt
- in dem FCOC ist ein Thermal-/Bypass Relief Valve eingebaut, welches nicht einzeln gewechselt werden kann
- der FCOC soll in Verbindung mit dem ACOC eine Oeltemperatur von ca. 80°C im APU Ölsystem aufrechterhalten
- das eingebautes Thermal-/Bypass Relief Valve öffnet, wenn :
 - die Oil Temperature < 66°C (< 150°F) beträgt
 - und / oder
 - der Oil Differential Pressure > 18psi beträgt.
- das eingebautes Thermal-/Bypass Relief Valve schließt, wenn :
 - die Öltemperatur > 80°C (> 175°F) beträgt
 - und/oder
 - der Oil Differential Pressure < 18psi beträgt
- der FCOC ist auf der rechten Seite unterhalb des Air Inlet Plenums an das Pressure Regulating Valve angebaut

AIR COOLED OIL COOLER (ACOC)

- das Oil wird durch die Cooling Air von dem Cooling Fan gekühlt
- in dem ACOC ist ein Thermal-/Bypass Relief Valve eingebaut, welches nicht einzeln gewechselt werden kann
- der ACOC soll in Verbindung mit dem FCOC eine Oeltemperatur von ca. 80°C im APU Ölsystem aufrechterhalten
- das eingebautes Thermal-/Bypass Relief Valve öffnet, wenn :
 - die Oil Temperature < 66°C (< 150°F) beträgt
 - und / oder
 - der Oil Differential Pressure > 18psi beträgt.
- das eingebautes Thermal-/Bypass Relief Valve schließt, wenn :
 - die Öltemperatur > 80°C (> 175°F) beträgt
 - und/oder
 - der Oil Differential Pressure < 18psi beträgt
- der ACOC ist auf der Load Gear Box links angebaut

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU OIL EXT DISTRIBUTION SYSTEM

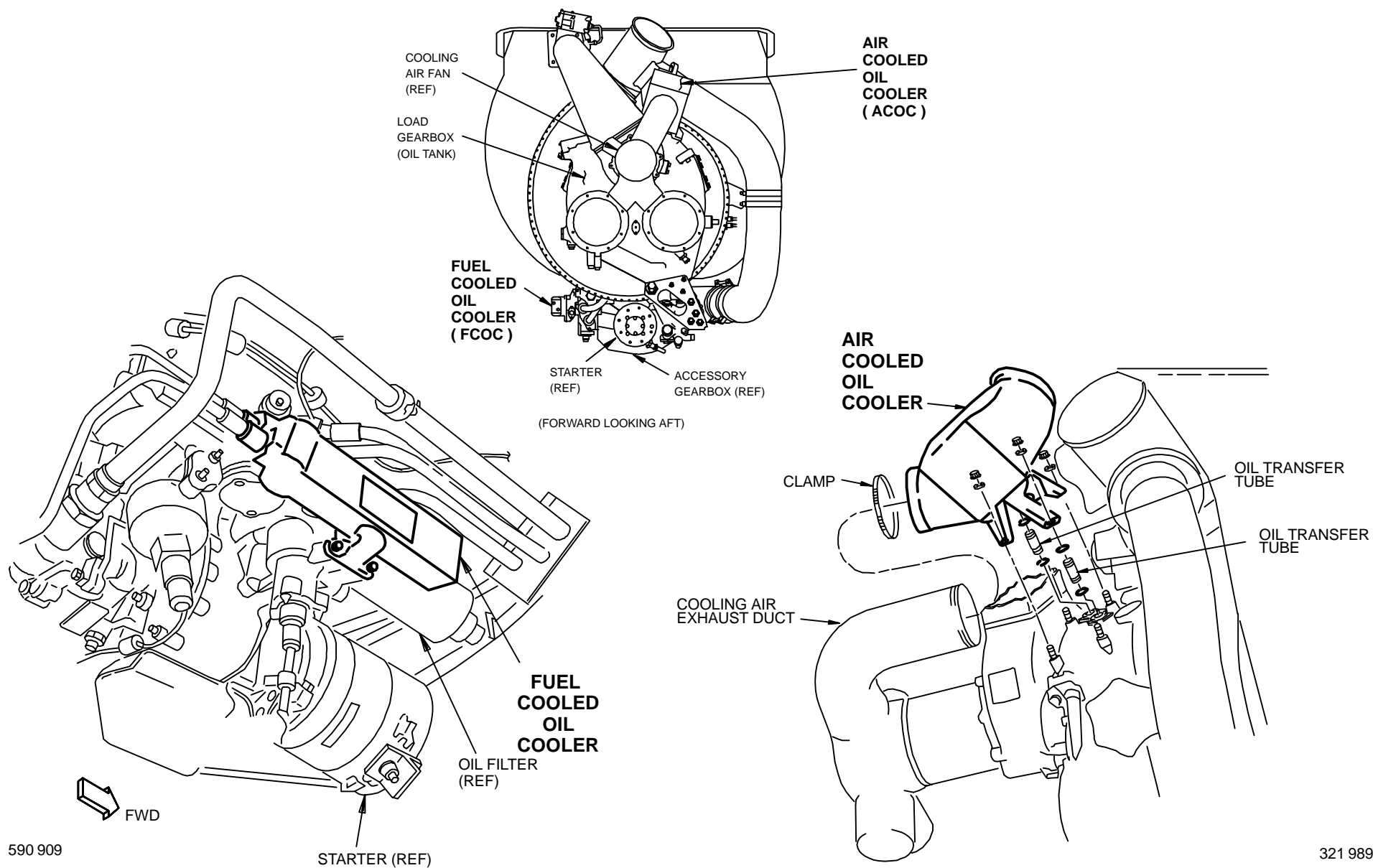


Figure 30 FUEL- (FCOC) AND AIR COOLED OIL COOLER (ACOC)

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU OIL SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 91

APU OIL TANK REPLENISHING

Consumable Materials

- (1) D00418 Oil - Aircraft Turbine Engine

References

- (1) 12-22-02/301, Auxiliary Power Unit - Servicing (Oil Change)

Access

- (1) Location Zone
318APU Compartment-Upper Side of Load Gearbox, Right Side
- (2) Access Panel
317AL APU Access Door 318AR APU Access Door

Procedure

- (1) Make sure the APU control switch on the P5 panel is OFF and attach a DO-NOT-OPERATE tag.
- (2) Open these circuit breakers and attach DO-NOT-CLOSE tags:
 - (a) P6 Main Power Supply Panel 1) 6K18 APU ALTN CONT
 - (b) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center 1) APU PRIMARY CONT
- (3) Open the APU access doors:
 - (a) Open the latches on the APU access doors
 - (b) Open the APU access doors
 - (c) Engage the support rods for the APU access doors.
- (4) Fill the APU oil tank.

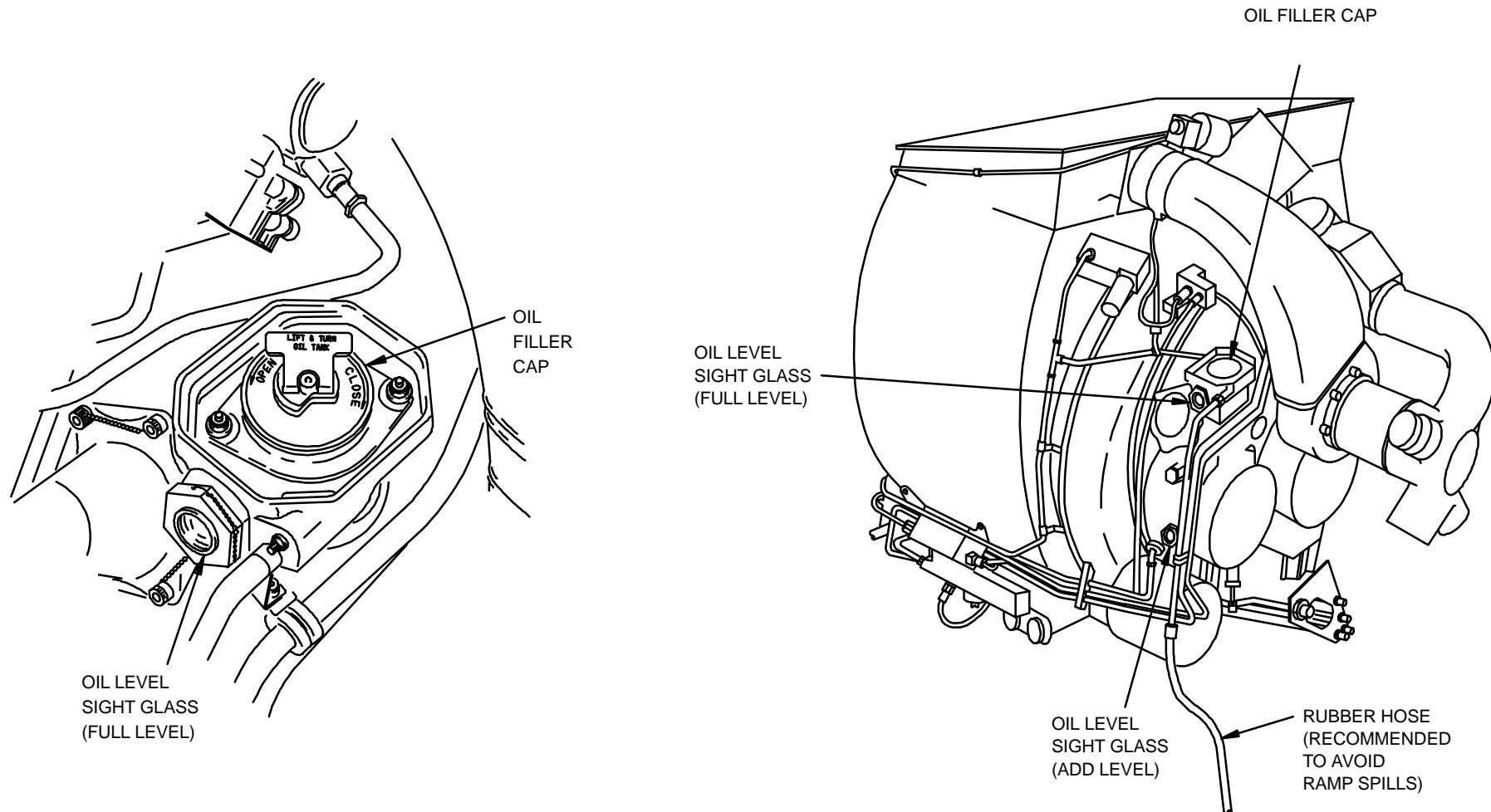
WARNING: DO NOT LET HOT OIL TOUCH YOU. LET 5 MINUTES GO BY AFTER AN ENGINE SHUTDOWN TO LET THE OIL SYSTEM PRESSURE GO TO ZERO. IF YOU OPEN THE OIL SYSTEM WHEN IT HAS PRESSURE, A SPRAY OF HOT OIL CAN BURN YOU.

- (a) Lift and turn the handle on the oil cap counterclockwise to release the cap.
- (b) Remove the oil filler cap.

WARNING: DO NOT LET THE OIL TOUCH YOUR SKIN FOR A LONG TIME. YOU CAN ABSORB POISONOUS MATERIALS FROM THE OIL THROUGH YOUR SKIN.

CAUTION: DO NOT MIX OILS OF DIFFERENT TYPES OR BRAND NAMES. SOME OILS WILL CHEMICALLY CHANGE WHEN YOU MIX THEM. THIS CAN CAUSE DAMAGE TO THE APU.

- (c) Fill the oil tank to the center of the top sight glass. The top sight glass is on the right side of the load gearbox.
- (d) Install the oil filler cap.
- (e) Turn the handle on the oil cap clockwise and push it down to lock the cap into position.
- (5) Close the APU access doors.
 - (a) Disengage the support rods for the APU access doors.
 - (b) Put the support rods in the clips on the inner side of the APU access doors.
 - (c) Make sure the insulation covers attach correctly against the APU compartment firewall.
 - (d) Close the APU access doors.
 - (e) Close the latches on the APU access doors.
- (6) Remove the DO-NOT-CLOSE tags and close these circuit breakers:
 - (a) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center 1) APU PRIMARY CONT
 - (b) P6 Main Power Supply Panel 1) 6K18 APU ALTN CONT
- (7) Remove the DO-NOT-OPERATE tag from the APU control switch on the P5 panel.

**Figure 31 APU OIL SERVICE COMPONENTS**



49-94 APU OIL INDICATING SYSTEM

APU OIL INDICATING SYSTEM

BESCHREIBUNG

Das APU Oil Indicating System besteht aus vier Sensoren und Indicators, die die APU Oil Quantity und den Zustand des APU Engine Oils überwachen.

Das APU Oil Indicating System besteht aus :

- Oil Level Sensor
- Low Oil Pressure Switch
- Main Oil Temperature Sensor
- Oil Filter Bypass Indicator

FUNKTION

Der Oil Level Sensor mißt ständig die Oil Quantity im Oil Tank und überträgt den gemessenen Wert zum APUC.

Der Main Oil Temperature Sensor mißt ständig die Pressure Oil Temperature, sowie der Low Oil Pressure Switch den Oil Pressure , die gemessenen Werte werden zum APUC übertragen.

Ein hydro-mechanischer Filter Bypass Indicator zeigt durch Herausspringen eines roten Knopfes an, daß das Pressure Oil Filter zu verschmutzen beginnt, bzw. schon zu einem gewissen Grad verschmutzt ist.

Die gemessenen Werte werden von dem APUC zu den EIU's übertragen.

Auf der APU Maintenance Page werden :

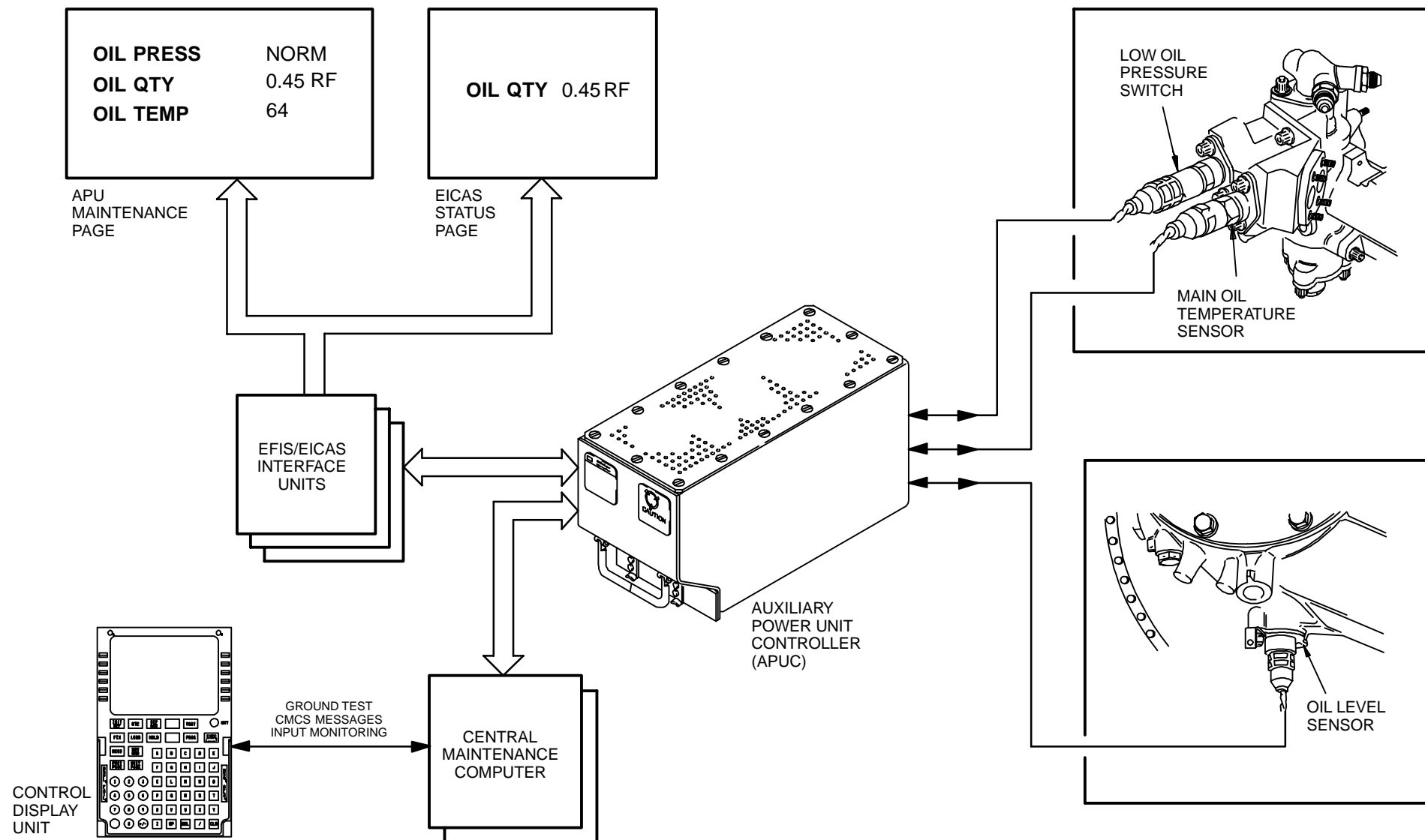
- OIL PRESS NORM / LOW
- OIL QTY RF / LO
- OIL TEMP °C

und auf der Status Pages wird nur die

- OIL QTY RF / LO

angezeigt.

Von dem APUC werden bei Fehlern in dem APU Oil Indicating System über die EIU's die EICAS- und über das CMCS die CMCS-Messages zur Anzeige gebracht.

**AIRBORNE AUXILIARY POWER
APU OIL INDICATING SYSTEM****Figure 32 APU OIL INDICATING SYSTEM SCHEMATIC**

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU OIL INDICATING SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

49 - 94

MAIN OIL TEMPERATURE SENSOR (MOT)

- ist ein Nickel RTD mit Kupferspitze
- das elektrische Signal wird zum APUC geführt
- Indication in °C auf der APU Maintenance Page
- der APUC löst bei > 135°C Oil Temperature einen AUTOSHUTDOWN aus
- eingebaut in der Pressure Oil Leitung, flußmäßig hinter dem Outlet Filter, rechte Seite im Bereich der Accessory Gear Box

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler von dem APU Controller für den Meßkreis des APU Main Oil Temperature Sensor festgestellt wurde, wird die

CMCS Message :

APU OIL TEMP SENSOR CIRCUIT FAULT (49 025)

angezeigt.

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the OIL TEMP display on the APU maintenance page will be blank.

OIL FILTER DIFFERENTIAL PRESSURE INDICATOR

- ist ein mechanischer Pop-Out Indicator
- zeigt die Verschmutzung des Oil Outlet Filters an
- der Pop-Out Indicator springt bei einem ΔP von 25psi heraus
- ein mechanischer Reset ist erforderlich
- der Indicator ist unterhalb des Oil Outlet Filters, rechte Seite im Bereich der Accessory Gear Box eingebaut

LOW OIL PRESSURE SWITCH (LOP)

- die Position des Switches wird zum APUC gemeldet
- der Switch ist OPEN bei < 55psi, APU Maintenance Page : LOW
- der Switch ist CLOSED bei > 55psi, APU Maintenance Page : NORM

NOTE: wenn das Cooling Air SOV ausgebaut ist, wird auf der APU Maintenance Page unter FAN AIR VALVE indirekt die Position des LOW OIL PRESSURE-Switches angezeigt :

Ind.: CLOSED \Rightarrow < 55psi \Rightarrow LOW / Sw.: OPEN

Ind.: OPEN \Rightarrow > 55psi \Rightarrow NORM / Sw.: CLOSED

- wird ein Oil Pressure von <55psi bei > 55% RPM N2 plus einer Zeitverzögerung von 15sec. gemessen, erfolgt ein APU AUTOSHUTDOWN

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler von dem APU Controller für den APU Low Oil Pressure Switch festgestellt wurde, wird

Status Message :

APU START INHIBIT

und auf der MCDU wird der Grund für die Status Messages

CMCS Message :

APU START INHIBIT

LOW OIL PRESS SWITCH FAILED (49 071)

angezeigt.

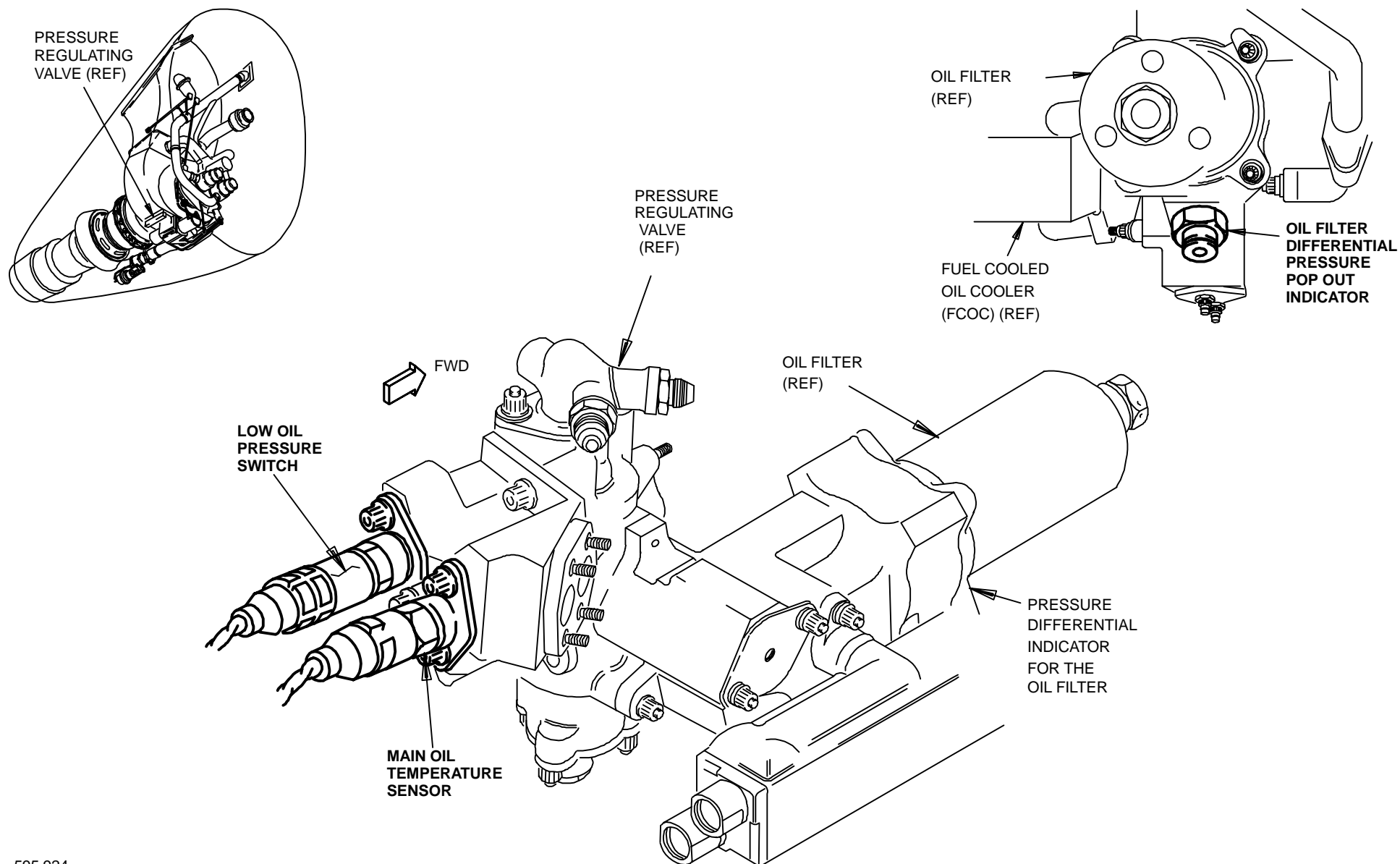


Figure 33 APU OIL INDICATING COMPONENTS

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU OIL INDICATING SYSTEM



OIL LEVEL SENSOR

- ist ein kapazitiver Meßwertgeber mit Temperaturkompensation
- wird von dem APUC überwacht
- das elektrische Meßsignal wird zum APUC geführt
- die Indication erfolgt auf der Status- und APU Maintenance Page in % of FULL
- ist von der Unterseite der Load Gear Box rechts in den Oil Tank eingebaut
- zum Oil Level Sensor Wechsel muß das Oil komplett aus dem Oil Tank abgelassen werden

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler von dem APU Controller für den APU Oil Quantity Sensor festgestellt wurde, wird nur die

CMCS Message :

APU OIL LEVEL SENSOR CIRCUIT FAULT (49 024)

angezeigt.

Wenn ein Fehler in dem APUC für den Oil Quantity Meßkreis festgestellt wurde, wird nur die

CMCS Message :

APU CONTROLLER OIL QTY PROCESSING CIRCUIT FAILURE (49 015)

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the OIL QTY display on the APU maintenance page will be blank.

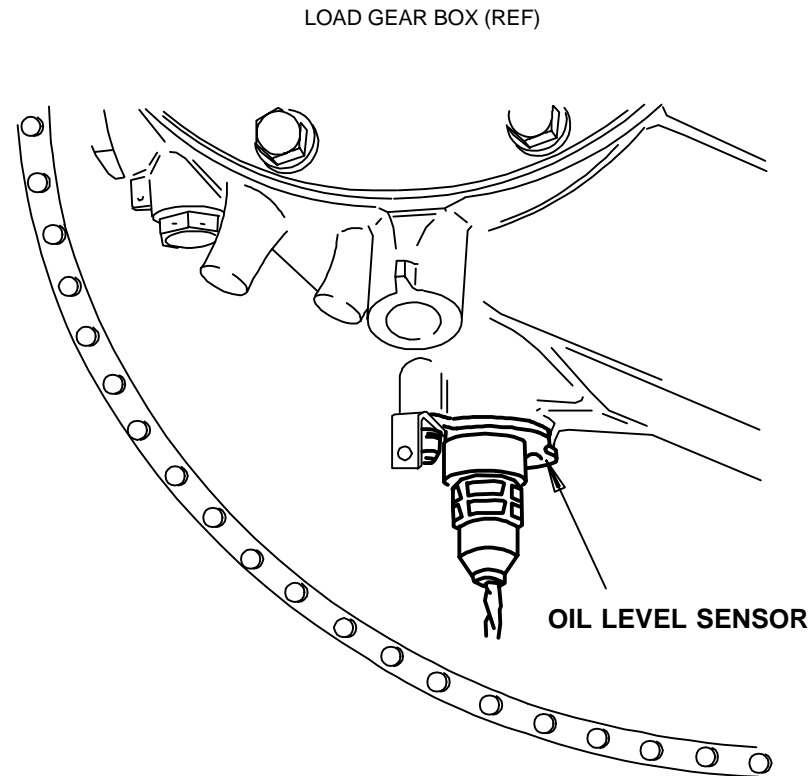
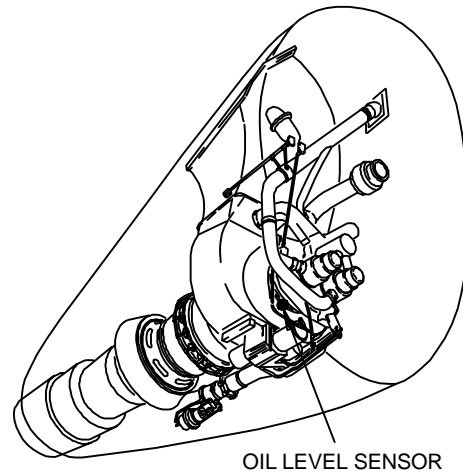


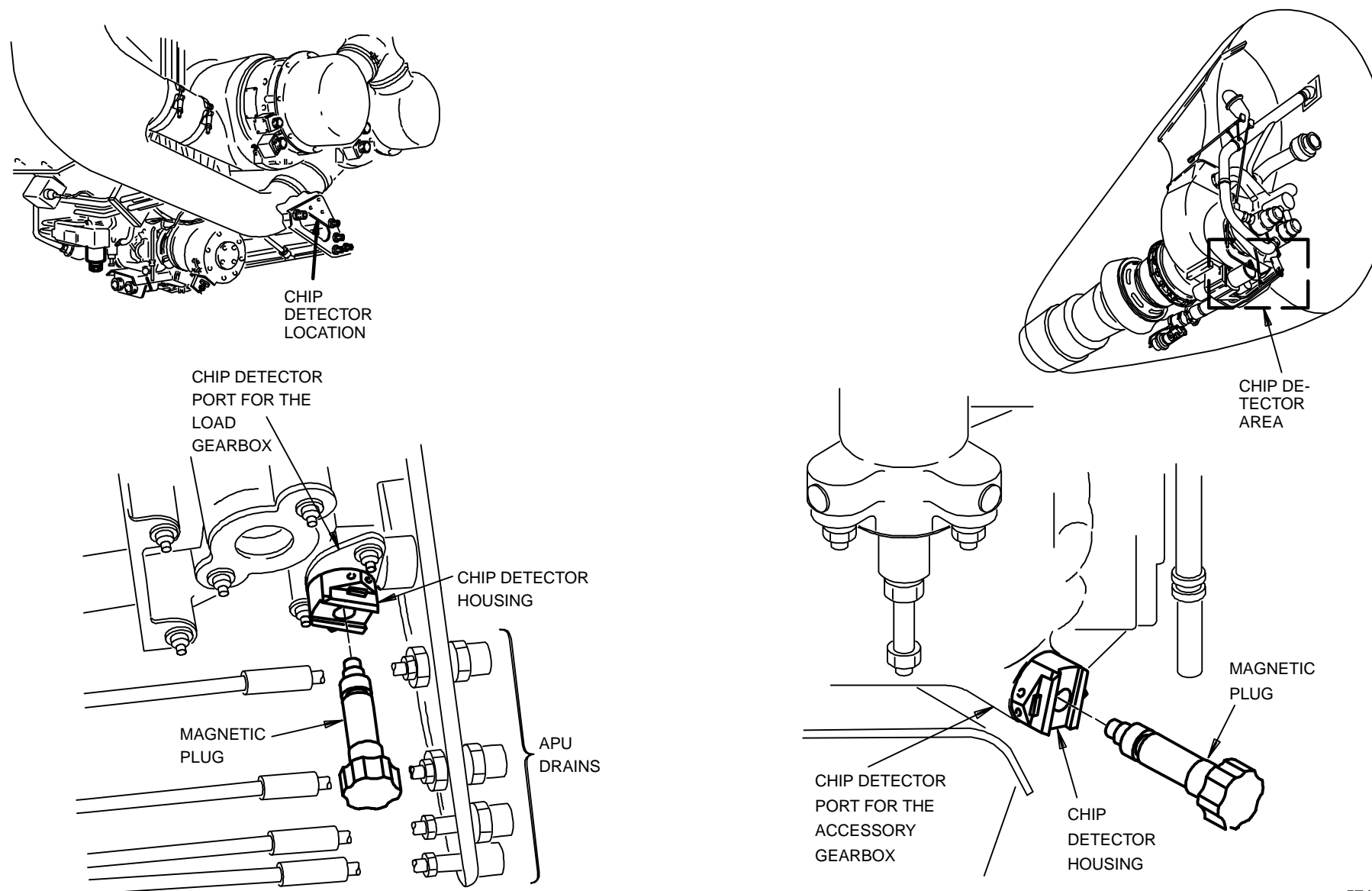
Figure 34 APU OIL INDICATING COMPONENT



49 - 27 APU ENGINE LUBRICATION SYSTEM

MAGNETIC PLUG AND CHIP DETECTOR FOR THE LOAD- AND ACCESSORY GEAR BOX

- das APU Oil System beinhaltet zwei Self-Sealing Magnetic Chip Detectors zur Überwachung der Reinheit des Öles
- die Chip Detektoren überwachen das gesamte Oil System auf metallischen Abrieb
- bei dem Herausnehmen des Chip Detectors schließt ein Internal Check Valve im Chip Detector Housing
- Load Gear Box Chip Detector :
 - eingebaut auf der Unterseite vorne links der LGB
 - überwacht :
 - das Lager No.0
 - die Load Gear Box
- Accessory Gear Box Chip Detector :
 - eingebaut auf der Vorderseite rechts der AGB
 - überwacht :
 - das Lager No.1
 - das Lager No.2
 - das Lager No.3
 - das Lager No.4
 - die Accessory Gear Box

**Figure 35 MAGNETIC PLUG AND CHIP DETECTOR FOR THE LGB AND AGB**



49 - 31 APU FUEL SYSTEM

- der Kraftstoff wird in der ersten Stufe der APU Fuel Pump, einer Centrifugal Boost Stage vorverdichtet und gelangt über das Inlet Filter mit Bypass zur Gear Stage, als 2. Stufe, Hochdruckpumpe
- der Kraftstoff fließt anschließend durch den Fuel Metering Adapter zur Fuel Metering Unit (FMU)
- die FMU hat eine Shutoff Funktion durch das Primary- und Secondary Fuel Shutoff Solenoid Valve. Das Prim SOV ist bei abgestellter APU : CLOSED, das Sec SOV ist bei abgestellter APU : OPEN. Die Bemessung des Verbrennungs-Kraftstoffes erfolgt durch den Stepper Motor mit angeschlossenen Resolver (Feedback zum APUC). Die Solenoid SOV's und der Stepper Motor werden von dem APUC gesteuert und überwacht. Ein High Pressure Relief Valve in der FMU schützt das Fuel System vor Überdruck (> 1400psi). Das Minimum Pressure Valve (117psi) erlaubt erst einen Metered Fuel Flow, wenn beide Solenoid SOV's erregt sind und ermöglicht einen Fuel Dump aus den Fuel Lines und Nozzles, wenn ein Solenoid SOV nicht mehr erregt ist
- das Pressure Regulating Valve innerhalb der FMU sorgt für einen konstanten Differenzdruck am Dosierungsquerschnitt des Metering Valve bei variabler Fördermenge
- die FMU stellt gleichzeitig Servo Fuel Pressure (300psi konstant) als Arbeitsdruck für Diverter Valve Control und das Inlet Guide Vane System zur Verfügung
- der von der Fuel Pump zuviel geförderte Kraftstoff, der nicht zur Verbrennung benötigt wird, fließt über das Pressure Regulating Valve als Bypass Fuel zum Fuel Cooled Oil Cooler (FCOC) und anschließend zum APU Fuel Pump Inlet zurück
- steht kein Metered Fuel von der FMU zur Verfügung, befindet sich das Flow Divider Valve federbelastet in der Dump-Position. Der beim Startvorgang und laufender APU anstehende Metered Fuel schaltet das Valve in die Divider-Position (Prim.- und Sec. Fuel) um. In Abhängigkeit des Fuel Pressures wird der Fuel Flow in einen Primary- und Secondary Fuel Flow geteilt
- die Fuel Nozzles (14) sind jeweils mit der primary und secondary Ringleitung verbunden und spritzen in Abhängigkeit der Drehzahl den Kraftstoff in die Brennkammern ein

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU FUEL SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

M 2 ONLY

49 - 31

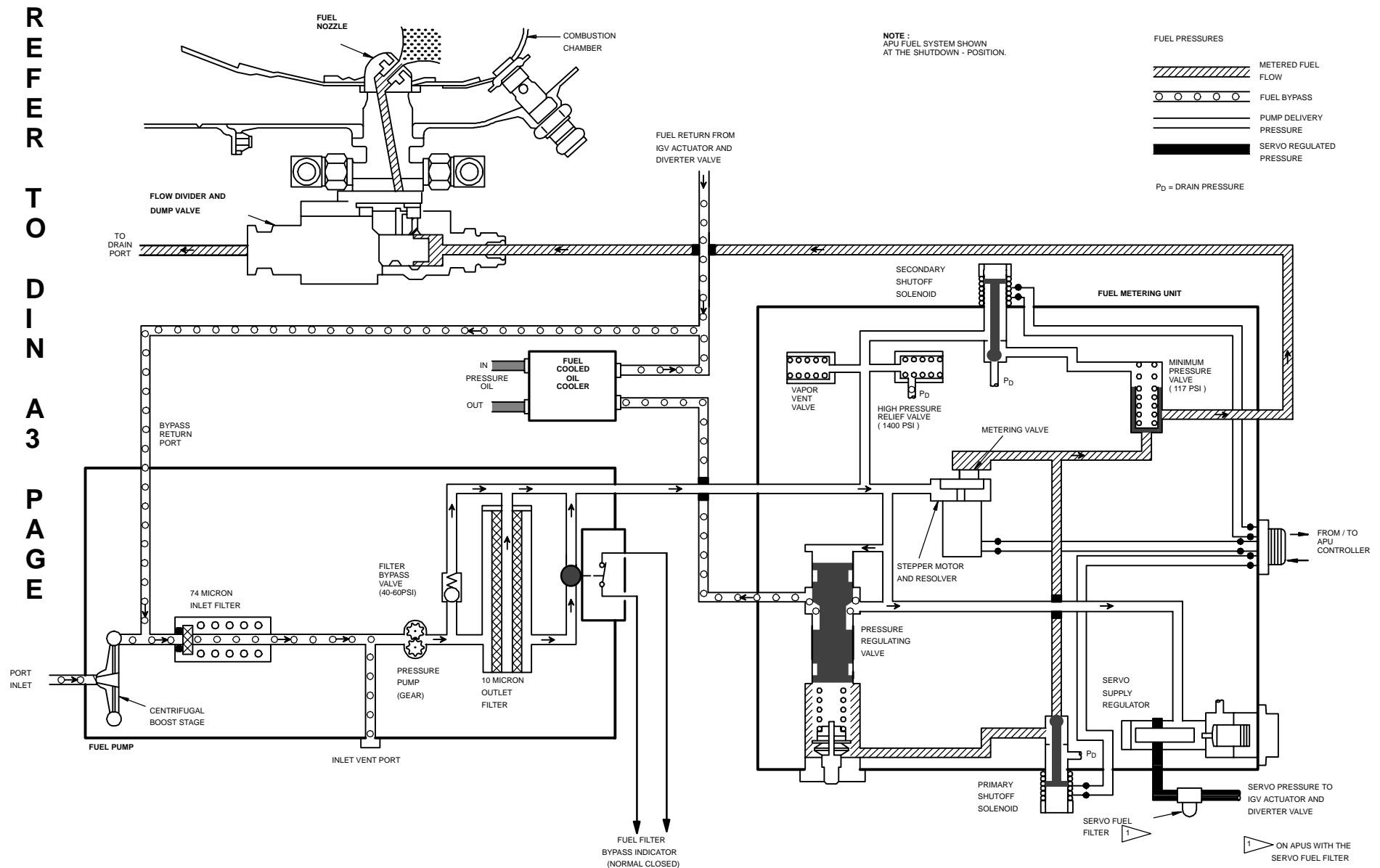


Figure 36 APU FUEL SYSTEM SCHEMATIC

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE FUEL SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

49 - 31

FUEL PUMP

- die Kraftstoffpumpe ist hinten rechts an die Accessory Gear Box (AGB) angebaut und wird damit von dem N2-Wellensystem angetrieben
- der Kraftstoff fließt über den Inlet Port zur Centrifugal Boost Stage und wird vorverdichtet
- der vorverdichtete Kraftstoff fließt über das Inlet Filter mit Bypass zur High Pressure Gear Stage, wo der Kraftstoff in Abhängigkeit der N2-Drehzahl unter Hochdruck und großer Fördermenge gebracht wird
 - bei normaler Funktion wird der Kraftstoff um die Aussenseite der Zahnradpumpe zum Auslaß gedrückt
 - bei einer Fehlfunktion wird der Kraftstoff durch die Spalten der Zähne in der Mitte durchgedrückt
- wenn während des APU Fuel Pump Betriebes das Inlet oder Outlet Filter beginnt zu verstopfen (erhöhter Differenzdruck), wird das Filter über einem Bypass umgangen
 - das Inlet Screen Filter Assembly ist springloaded geschlossen und öffnet bei einem eingestellten Differenzdruck und der Kraftstoff fließt ungefiltert zur Gear Stage
- wenn das Outlet Filter Element beginnt zu verschmutzen, spricht bei einem $\Delta P > 25\text{psi}$ der Fuel Filter Bypass Indicator Switch an und öffnet. Der APUC generiert über das CMCS eine Message und auf der APU Maintenance Page wird das verschmutzte Filter Element unter F FILTER mit BYPASS angezeigt (siehe Fehleranzeige)
- steigt der ΔP auf 40-60psi an, so öffnet das springloaded Filter Bypass Valve und der Kraftstoff fließt ungefiltert zur FMU

FUEL METERING ADAPTER

- der Fuel Metering Adapter dient als Verbindungselement zwischen der APU Fuel Pump und der Fuel Metering Unit
- an dem Fuel Metering Adapter befinden sich Anschlüsse für
 - Return Fuel vom FCOC, Diverter Valve Control, IGV Actuator
 - Pressure Fuel zur FMU

FEHLERANZEIGE :

Wenn das Outlet Fuel Filter beginnt zu verstopfen ($\Delta P > 25\text{psi}$), wird von den Fuel Filter Bypass Indicator Switch nur die CMCS Message

- **APU FUEL PUMP FUEL FILTER IMPENDING BYPASS** (49 018)
angezeigt
und die
- **Indication auf der APU Maintenance Page : F FILTER - BYPASS**
angezeigt.

Wird während des Startvorganges ein geöffneter Fuel Filter Bypass Indicator Switch festgestellt, so läuft der Startvorgang weiter, aber es wird die CMCS Message :

- **APU FUEL PUMP FILTER BYPASS SWITCH FAULT** (49 019)
und die
- **Indication auf der APU Maintenance Page : F FILTER - BYPASS**
angezeigt.

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the F FILTER display on the APU maintenance page will be blank.

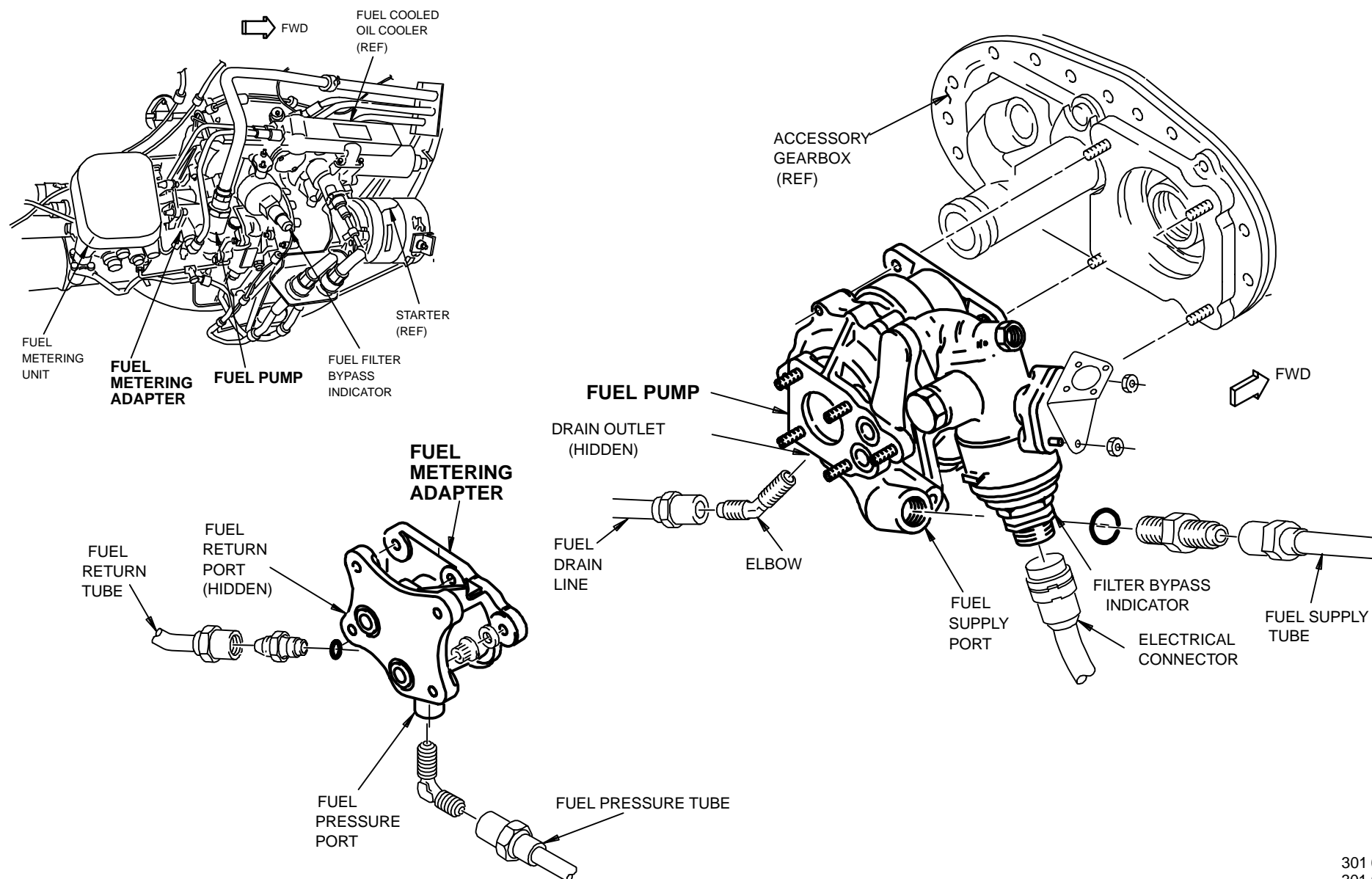


Figure 37 FUEL PUMP AND FUEL METERING ADAPTER

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE FUEL SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

49 - 31

FUEL METERING UNIT (FMU)

- die Fuel Metering Unit (FMU) besteht aus unterschiedlichen Teilen, von denen folgende von dem APUC gesteuert und überwacht werden :
 - Primary Fuel Shutoff Solenoid Valve
 - Secondary Fuel Shutoff Solenoid Valve
 - Stepper Motor
- die FMU ist durch den Fuel Metering Adapter mit der Fuel Pump verbunden
- der Hochdruck-Kraftstoff strömt in die FMU und erreicht als erstes das High Pressure Relief Valve. Sollte der Kraftstoff 1400psi überschreiten, öffnet das Valve und der Kraftstoff strömt zur Fuel Pump zurück. Als zweites steht der Kraftstoff am internen Vapor Vent Valve an und entlüftet die FMU automatisch, wenn Fuel Pump Pressure ansteht
- zwei unabhängige Solenoid Shutoff Valves ermöglichen ein schnelles Absperren des Kraftstoffes, wenn das Signal vom APUC gesandt wird, z.B.
 - Normal Shutdown's
 - Auto Shutdown's
 - Emergency Shutdown's
- der Metered Fuel strömt über das Minimum Pressure Valve zum Flow Divider and Dump Valve
 - das Valve ist federbelastet geschlossen
 - öffnet, wenn das Secondary Solenoid SOV erregt und damit geschlossen ist
 - stellt sicher, das in der FMU ein Minimum Pressure von 117psi vorhanden ist, damit das Pressure Regulating Valve der FMU einwandfrei arbeitet
- durch den Supply Regulator wird ein konstanter Servo Regulated Fuel Pressure von 300psi für das Inlet Guide Vane System und Diverter Valve Control Reset bereit gestellt

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler von dem APU Controller für die APU Fuel Metering Unit festgestellt wurde, wird z.B. die Status Message :

APU START INHIBIT

und auf der MCDU wird der Grund für die Status Messages CMCS Message :

FUEL METERING UNIT CIRCUIT FAILURE

angezeigt.

Für Fehler an den APU Fuel Metering Unit Komponenten erfolgen unterschiedliche CMCS Messages.

Wenn während des APU Shutdowns durch einen Fehler das Primary Solenoid Valve nicht angesteuert werden kann, erfolgt die Status Message

APU START INHIBIT

und auf der MCDU erfolgt die CMCS Message :

APU START INHIBIT

PRIMARY SOLENOID STUCK "ON" DURING SHUTDOWN (49 073)

NOTE: *This problem sets a start inhibit.*

When you start the APU make sure the problem does not continue, the APU will start, accelerate, run for 60sec. and shutdown. Lock for CMCS message after shutdown.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE FUEL SYSTEM

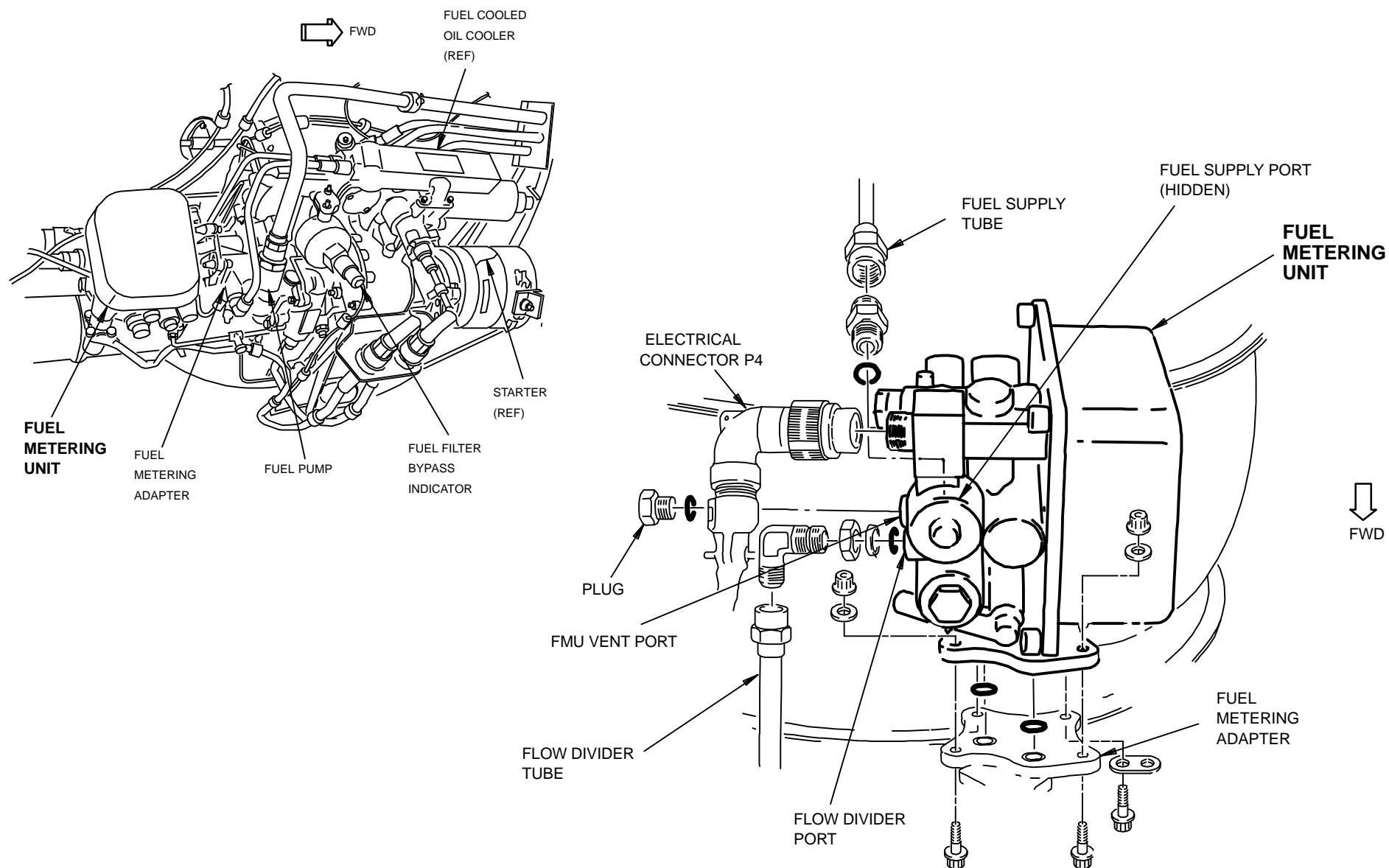


Figure 38 FUEL METERING UNIT (FMU)

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE FUEL SYSTEM



FUEL METERING UNIT (FMU)

Die Fuel Metering Unit (FMU) stellt die erforderliche Kraftstoffmenge für den Anlaufvorgang und die Regelung N1 100% RPM auf Grund der an den APU Controller gestellten Forderungen bereit.

PRIMARY FUEL SOLENOID SHUTOFF VALVE :

- bei APU : OFF, stromlos geschlossen
- wird von dem APUC bei MCS nach START (0% RPM N2) erregt und öffnet
- der Fuel Pump Pressure gelangt auf die Low Pressure Side des Pressure Regulating Valves und regelt
- bei APU Shutdown wird das Solenoid stromlos und schließt
- das Pressure Regulating Valve öffnet und läßt den Fuel Pump Pressure in den Return ab

Wenn während des APU Shutdowns durch einen Fehler das Primary Solenoid Valve nicht angesteuert werden kann, erfolgt die Status Message

APU START INHIBIT

und auf der MCDU erfolgt die CMCS Message :

APU START INHIBIT

PRIMARY SOLENOID STUCK "ON" DURING SHUTDOWN (49 073)

NOTE: *This problem sets a start inhibit.*

When you start the APU make sure the problem does not continue, the APU will start, accelerate, run for 60sec. and shutdown. Lock for CMCS message after shutdown.

SECONDARY FUEL SOLENOID SHUTOFF VALVE :

- bei APU : OFF, stromlos geöffnet
- wird von dem APUC bei 8% N2 RPM erregt und schließt

- der Fuel Pump Pressure zur High Pressure Side des Minimum Pressure Valves wird abgesperrt und der Metered Fuel Pressure öffnet das Valve
- bei APU Shutdown wird das Solenoid stromlos und öffnet
- das Minimum Pressure Valve wird durch den Fuel Pump Pressure in Verbindung mit der Spring geschlossen

STEPPER MOTOR / METERING VALVE :

- wird von dem APUC gesteuert
- hat eine Öffnungsweite von 300 Steps (180°)
- der Stepper Motor steuert das Metering Valve
- Minimum Fuel Flow: 80 PPH
- Maximum Fuel Flow: 1200 PPH

RESOLVER :

- ein Rotary Variable Differential Transformer (RVDT)
- angeschlossen an dem Stepper Motor
- überträgt die Metering Valve Position an den APUC

PRESSURE REGULATING VALVE :

- hält einen Differential Pressure von 60 psid über das Metering Valve aufrecht

SERVO SUPPLY REGULATOR :

- erzeugt einen konstanten Servo Fuel Pressure von 300psi für
 - die Inlet Guide Vanes (IGV's)
 - Diverter Valve Control (DVC)

MINIMUM PRESSURE RELIEF VALVE :

- bei APU : OFF, federbelastet geschlossen
- öffnet bei einem Fuel Pressure von 117psi und erlaubt dann den Fuel Flow zum Diverter and Dump Valve

HIGH PRESSURE RELIEF VALVE :

- federbelastet geschlossen
- öffnet bei einem Fuel Pressure von 1200psi und läßt den Fuel zur Fuel Pump strömen

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE FUEL SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 2 ONLY

49 - 31

NOTE :
FUEL METERING UNIT
SHOWN
AT THE SHUTDOWN
POSITION.

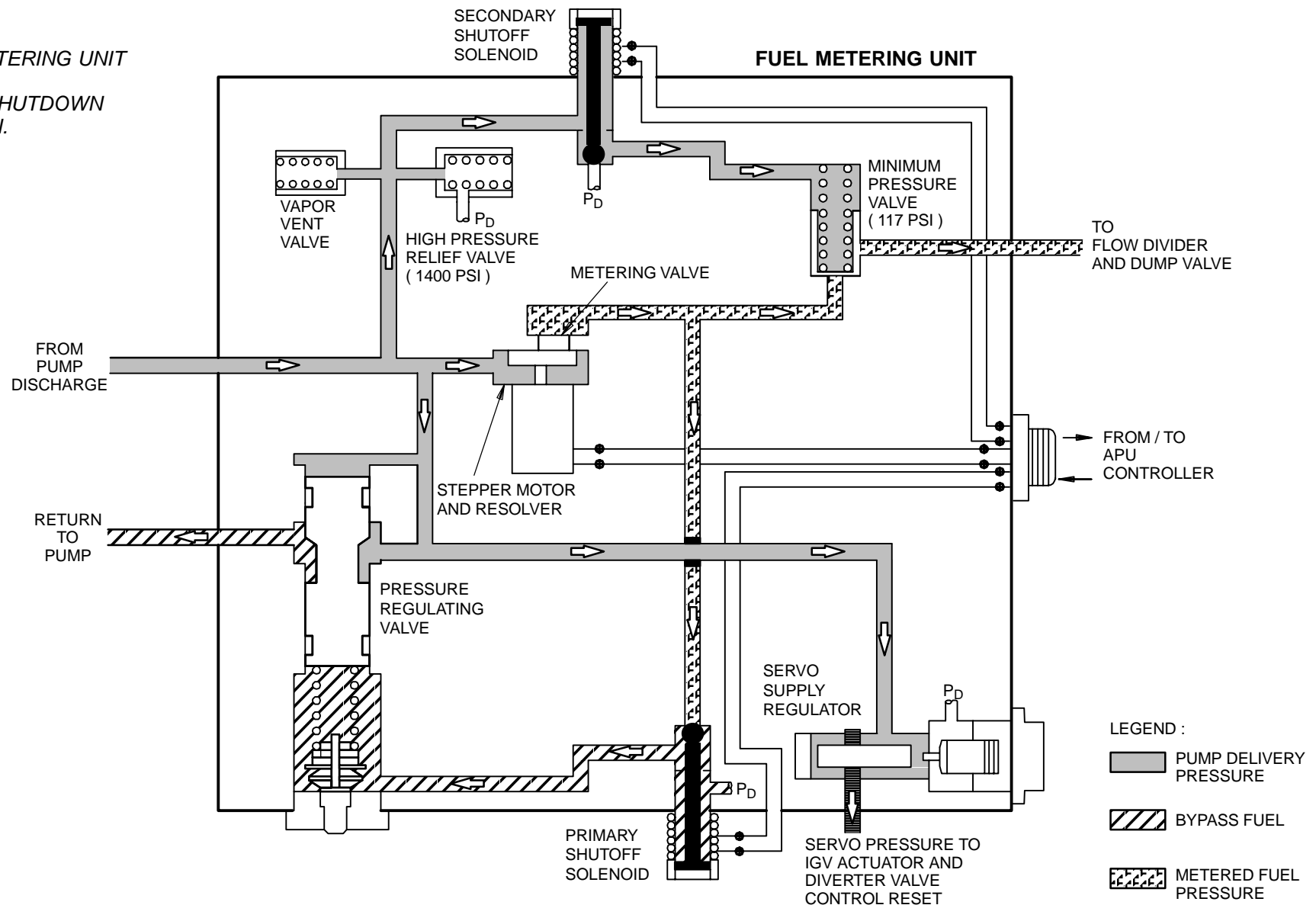


Figure 39 FUEL METERING UNIT SCHEMATIC

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU ENGINE FUEL SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
M 2 ONLY
49 - 31

FUEL METERING UNIT (FMU)

SHUTDOWN TESTS :

Bei jedem **NORMAL SHUTDOWN (MCS : OFF)** überprüft der APUC bestimmte Bauteile und deren Funktion in einem Shutdown Test.

Bei einem Shutdown Test Fehler wird die entsprechende Message angezeigt. Dazu stehen dem APUC 4 Shutdown Tests zur Verfügung, die sich immer in gleicher Reihenfolge wiederholen.

LOGIC 0 :

- Bei der Shutdown Logic " 0 " wird die N 1 Overspeed Coil des N 1 Speed Sensors überprüft und die APU wird über eine " simulierte " Overspeed (N1 110,8% RPM) abgestellt
- als erstes wird das Primary Fuel Solenoid Shutoff Valve stromlos und schließt
- nach 20sec. wird das Secondary Fuel Solenoid Shutoff Valve stromlos und öffnet

LOGIC 1 :

- Bei der Shutdown Logic " 1 " wird die T 1.2 Overtemperature Protection des T 1.2 Sensors überprüft und die APU wird über eine " simulierte " Overtemperature (109°C) abgestellt
- als erstes wird das Primary Fuel Solenoid Shutoff Valve stromlos und schließt
- nach 20sec. wird das Secondary Fuel Solenoid Shutoff Valve stromlos und öffnet

LOGIC 2 :

- Bei der Shutdown Logic " 2 " wird die N 2 Overspeed Coil des N 2 Speed Sensors überprüft und die APU wird über eine " simulierte " Overspeed (N2 103,8% RPM) abgestellt

- als erstes wird das Primary Fuel Solenoid Shutoff Valve stromlos und schließt
- nach 20sec. wird das Secondary Fuel Solenoid Shutoff Valve stromlos und öffnet

LOGIC 3 :

- Bei der Shutdown Logic " 3 " wird die Software des APUC's überprüft und die APU wird über einen " simulierten " Fehler abgestellt
- als erstes wird das Secondary Fuel Solenoid Shutoff Valve stromlos und öffnet
- nach 20sec. wird das Primary Fuel Solenoid Shutoff Valve stromlos und schließt

NOTE: Wird von dem APUC, nachdem die APU durch die Shutdown " Logic 3 " abgestellt wurde, in dem Counter 4 gezählt, so wird automatisch auf die " Logic 0 " umgeschaltet

NOTE: Sollte die **COOL DOWN PHASE erst nach 80sec.** durch den APUC beendet werden, so hat das zuerst angesteuerte Solenoid Shutoff Valve nicht funktioniert und es wird die entsprechende Message angezeigt (siehe APU Controls).

NOTE: Wird durch den APUC ein **ABNORMAL SHUTDOWN** ausgelöst, so werden **gleichzeitig beide Solenoid Shutoff Valves stromlos** (PRIM : schließt und SEC : öffnet) und die APU stellt sich **ohne eine COOL DOWN PHASE** ab.

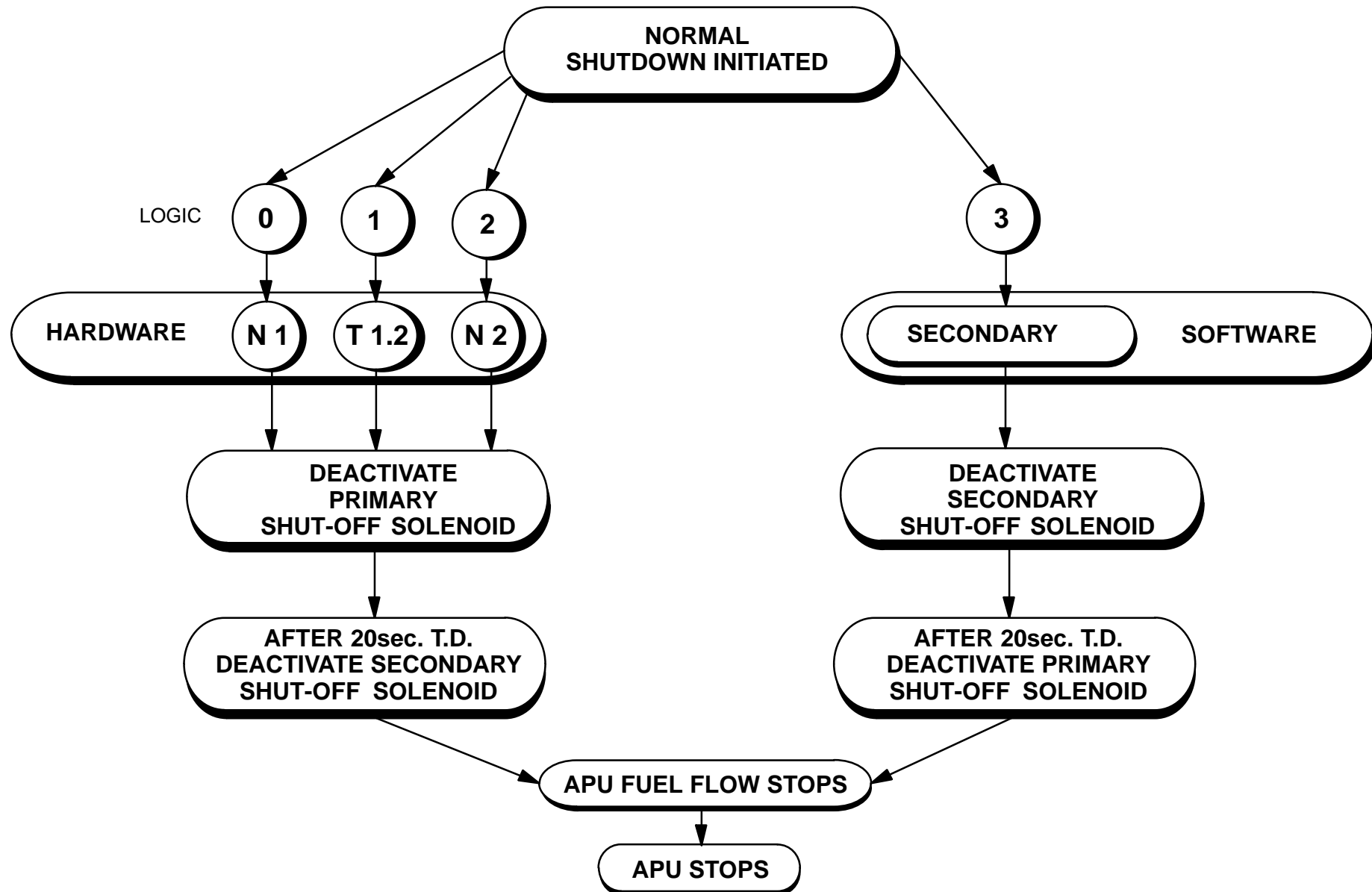


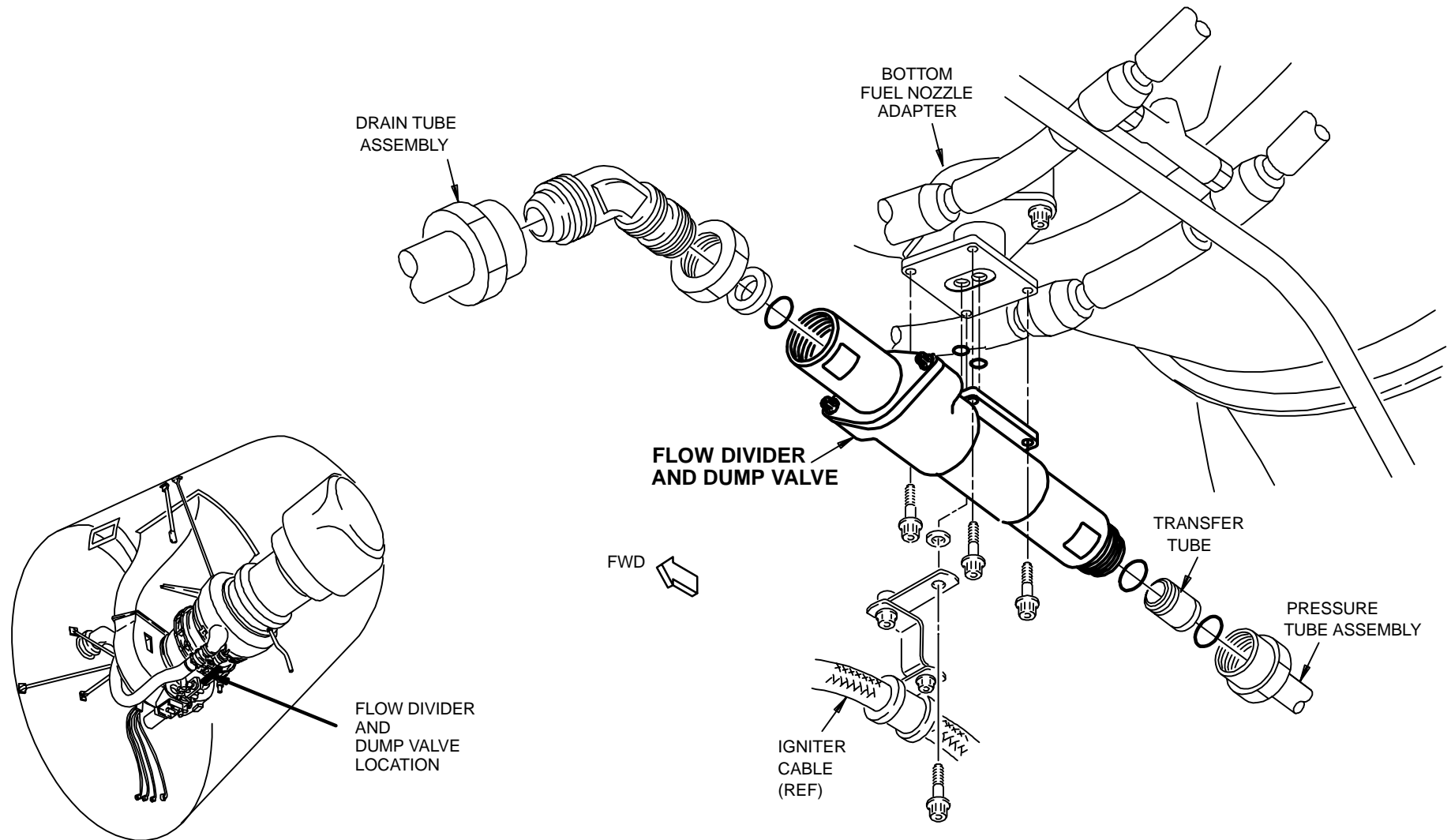
Figure 40 FUEL METERING UNIT SHUTDOWN TEST



FLOW DIVIDER AND DUMP VALVE

Teilt den Fuel Flow in den Primary und Secondary Manifold auf und läßt bei einem APU Shutdown den Fuel aus den Manifolds und Fuel Nozzles in das Drain-System nach Overboard abfließen.

- Primary Flow Position :
 - bei APU Start, Low Pressure Fuel von der FMU
 - schließt bei 10psi die Dumpseite des Primary Valves
 - öffnet die Verbindung zum Primary Manifold
 - Fuel Flow zu den Primary Fuel Nozzles für Engine Lightup
- Secondary Flow Position :
 - die APU Speed steigt, der Fuel Pressure von der FMU steigt
 - öffnet bei 410psi zusätzlich das Secondary Valve
 - öffnet die Verbindung zum Secondary Manifold
 - Fuel Flow zu den Secondary Nozzles
- Dump Position :
 - springloaded in der Dump Position, wenn kein Fuel Pressure von der FMU vorhanden ist
 - läßt den Kraftstoff aus den Manifolds und Fuel Nozzles durch das Drain System nach Overboard abfließen
- angebaut an der Fuel Nuzzle in der 6⁰⁰ Position am Gas Generator Case

**Figure 41 FLOW DIVIDER AND DUMP VALVE**



FUEL MANIFOLD AND FUEL NOZZLE ADAPTER

- die Fuel Manifolds und die Fuel Nozzles sind um den Gas Generator Case herum ein- bzw. angebaut
- der Fuel Manifold besteht aus 2 untereinander austauschbaren Teilen
 - Primary Fuel Manifold
 - Secondary Fuel Manifold
- jeder Fuel Manifold ist mit jeder Duplex Fuel Nozzle verbunden
- die 14 Fuel Nozzles sind untereinander austauschbar
(Ausnahme : Fuel Nozzle in der 6 Uhr Position, dient zur Befestigung des Flow Divider and Dump Valves)
- jede Fuel Nozzle hat einen :
 - Primary Fuel Flow in der Mitte, aktiv > 8% RPM N2
 - Secondary Fuel Flow kreisförmig um die Mitte, aktiv > 50% RPM N2

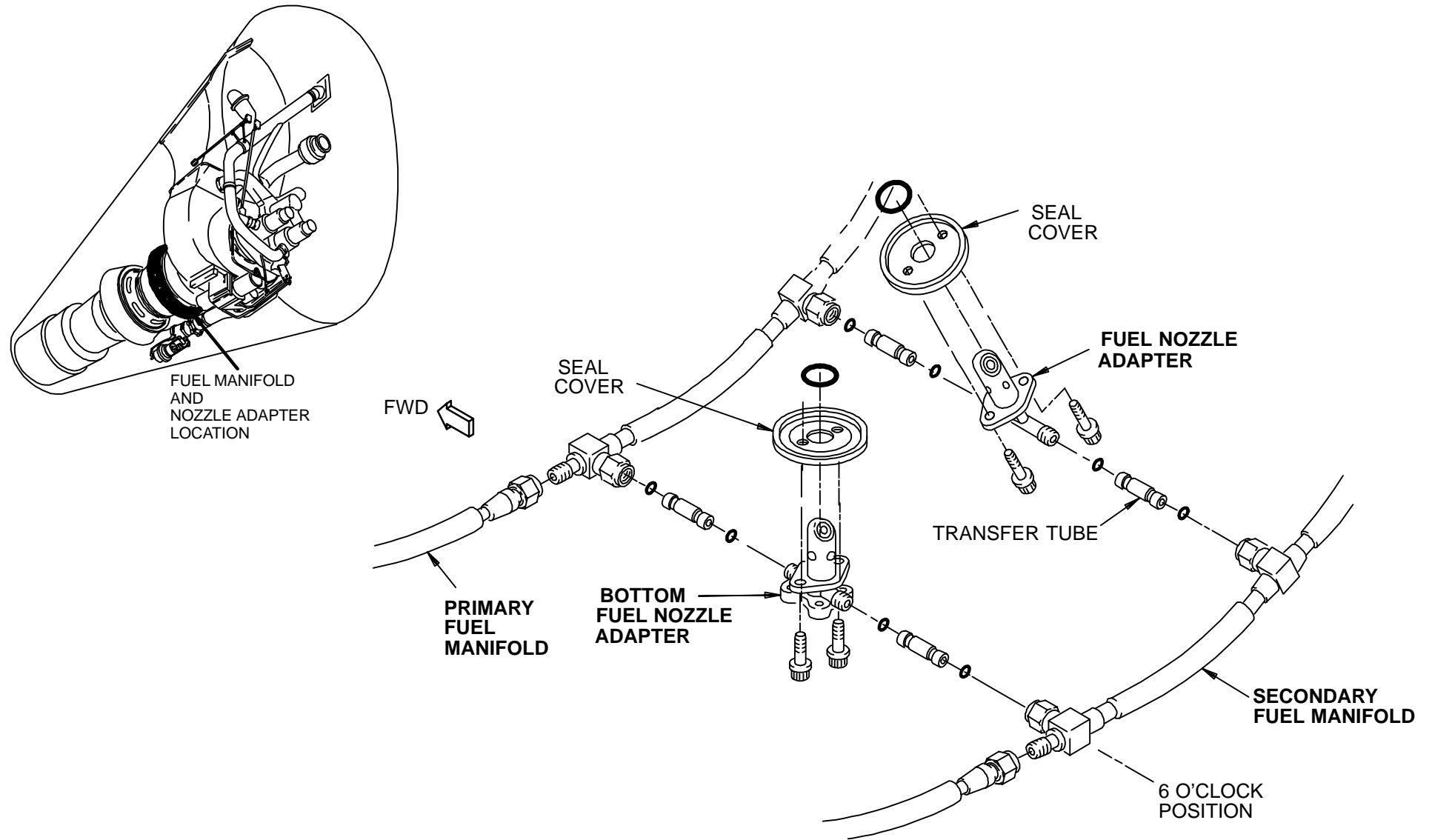


Figure 42 FUEL MANIFOLD AND FUEL NOZZLE ADAPTER

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU COOLING AIR SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
B 1 ONLY
49 - 51

49 - 51 APU COOLING AIR SYSTEM

ÜBERSICHT

- das Cooling Air System liefert die Kühlluft für die zu kühlenden APU Komponenten :
 - APU Generator No.1 und No.2
 - Air Cooled Oil Cooler (ACOC)
 - APU Compartment
- das System besteht aus :
 - Cooling Fan
 - Inlet und Exhaust Duct
 - Fourway Cooling Air Manifold

COOLING AIR SHUTOFF VALVE

- ab der APU S/N 900137 werden die APU's ohne einem Cooling Air Shutoff Valve ausgeliefert, mit dem PWC SB 16084 werden die Cooling Air Shutoff Valves an den APU's davor ausgebaut und durch ein Metallstück ersetzt

COOLING AIR INLET DUCT

- der Cooling Air Inlet Duct ist auf der rechten Vorderseite des Air Inlet Plenums angebaut. Die Luft strömt über ein Screen in den Duct ein. Der Duct endet am Cooling Fan Inlet Duct und besteht aus Fiberglas

COOLING FAN

- die Bauteile des Cooling Fans sind :
 - Inlet Housing
 - einstufiger Axial Fan
 - Exit Duct
- der Cooling Fan ist auf der Vorderseite der Load Gear Box (LGB) oberhalb der beiden APU Generatoren angebaut und wird somit von dem N1-Wel lensystem angetrieben. Die Antriebswelle wird von dem APU Oil System geschmiert. In dem Exit Duct des Cooling Fans sind Luftleitbleche zur Luft-

führung eingebaut. Die Cooling Air wird anschließend durch den Fourway Cooling Air Manifold aufgeteilt

COOLING AIR EXIT DUCT

- die in das APU Compartment eingeströmte Luft, verläßt das Compartment über ein Screen in der Zugangsklappe
- vor PWC SB 747-49-2072 / EO 03 49 76
 - die Cooling Air von den APU Generatoren und dem ACOC wird in dem Exhaust Duct zusammengeführt und auf der linken Seite des Tail Cone über eine Öffnung nach Overboard abgeleitet
- nach PWC SB 747-49-2072 / EO 03 49 76
 - der Cooling Air Exhaust Duct wurde komplett ausgebaut
 - die Abluft von den Generatoren und dem ACOC wird direkt in das APU Compartment abgeleitet
 - die Austrittsöffnung am Tail Cone links wurde mit einer Cover Plate verschlossen

FUNKTION

- die Cooling Air strömt aus dem Air Inlet Plenum über den Cooling Air Inlet Duct zum Fan Inlet Duct
- die Luft wird durch den Cooling Fan in den Cooling Fan Exhaust Duct gefördert
- der Fourway Manifold verteilt die Cooling Air zu den zu kühlenden Komponenten
- die Exhaust Air strömt über den Exhaust Duct nach Overboard (altes System) oder in das APU Compartment und anschließend über das Screen in der APU Zugangsklappe nach Overboard (neues System)

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU COOLING AIR SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1 ONLY

49 - 51

BEFORE SB 747-49-2072 / EO 03 49 76

**or
UP TO APU S/N 900 137**

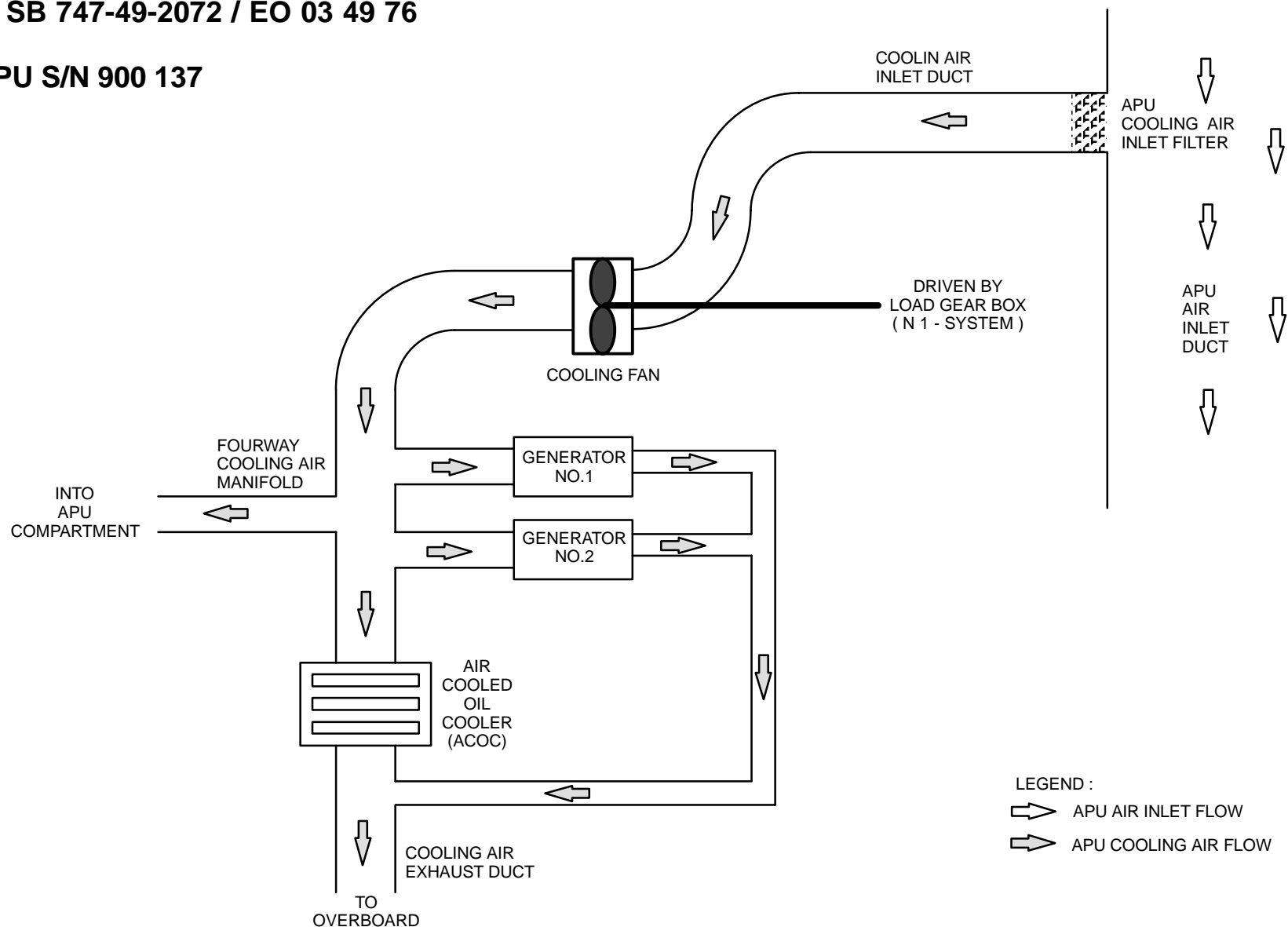


Figure 43 APU COOLING AIR SYSTEM SCHEMATIC - OLD

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU COOLING AIR SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1 ONLY

49 - 51

**AFTER SB 747-49-2072 / EO 03 49 76
or
APU S/N 900 137 AND ON**

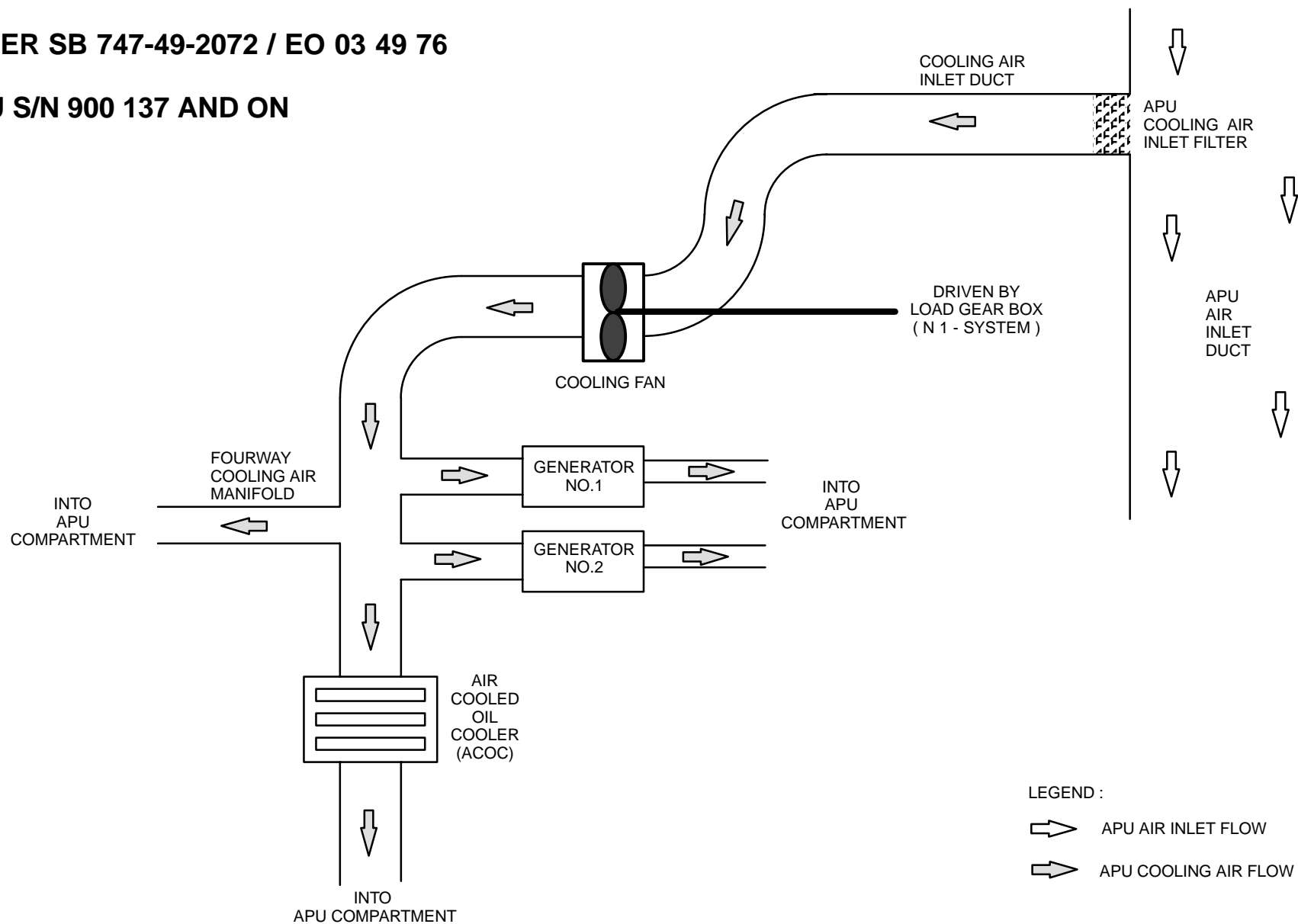


Figure 44 APU COOLING AIR SYSTEM SCHEMATIC - NEW

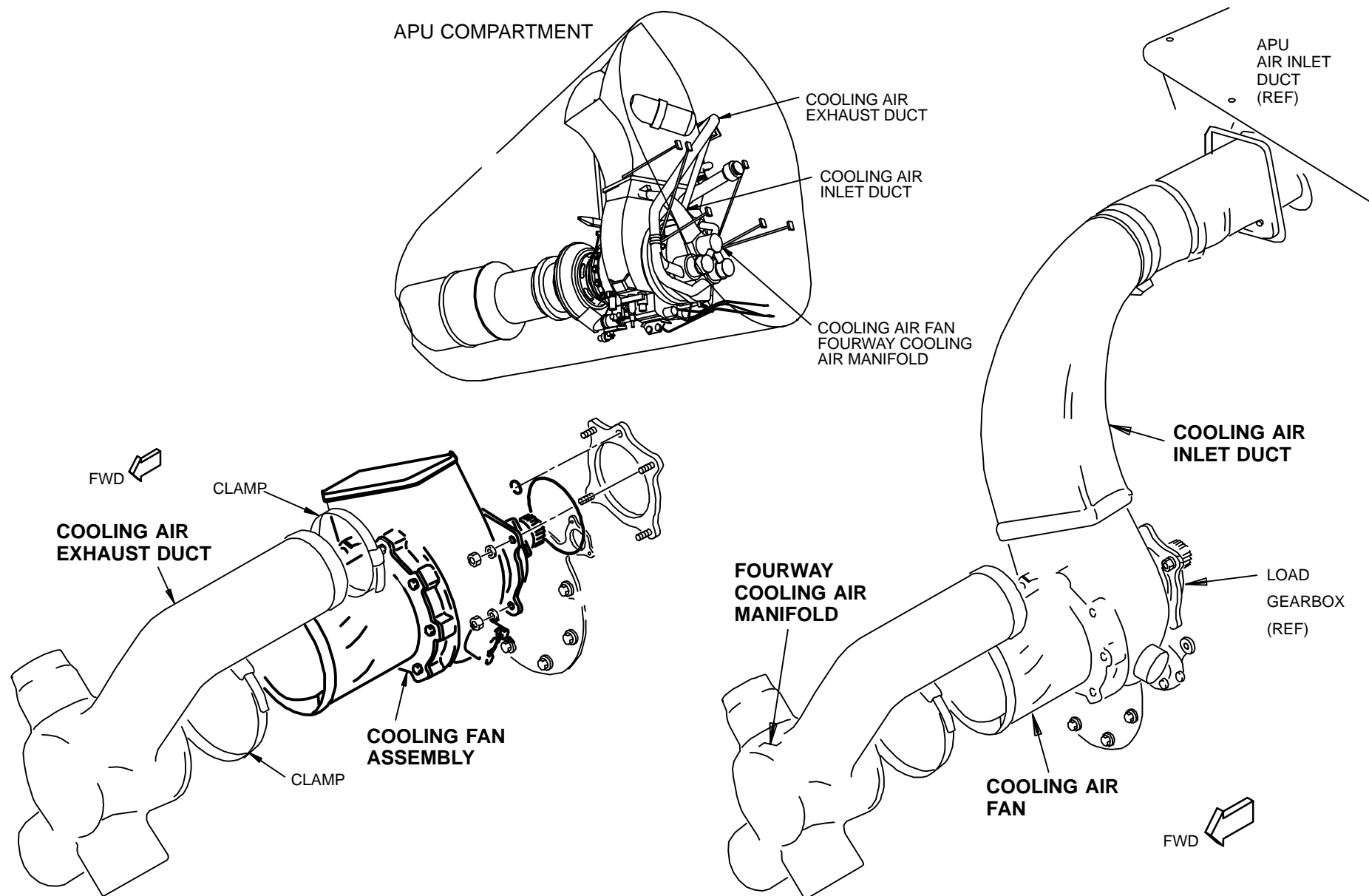


Figure 45 COOLING FAN, INLET- AND EXHAUST DUCT

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU COOLING AIR SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

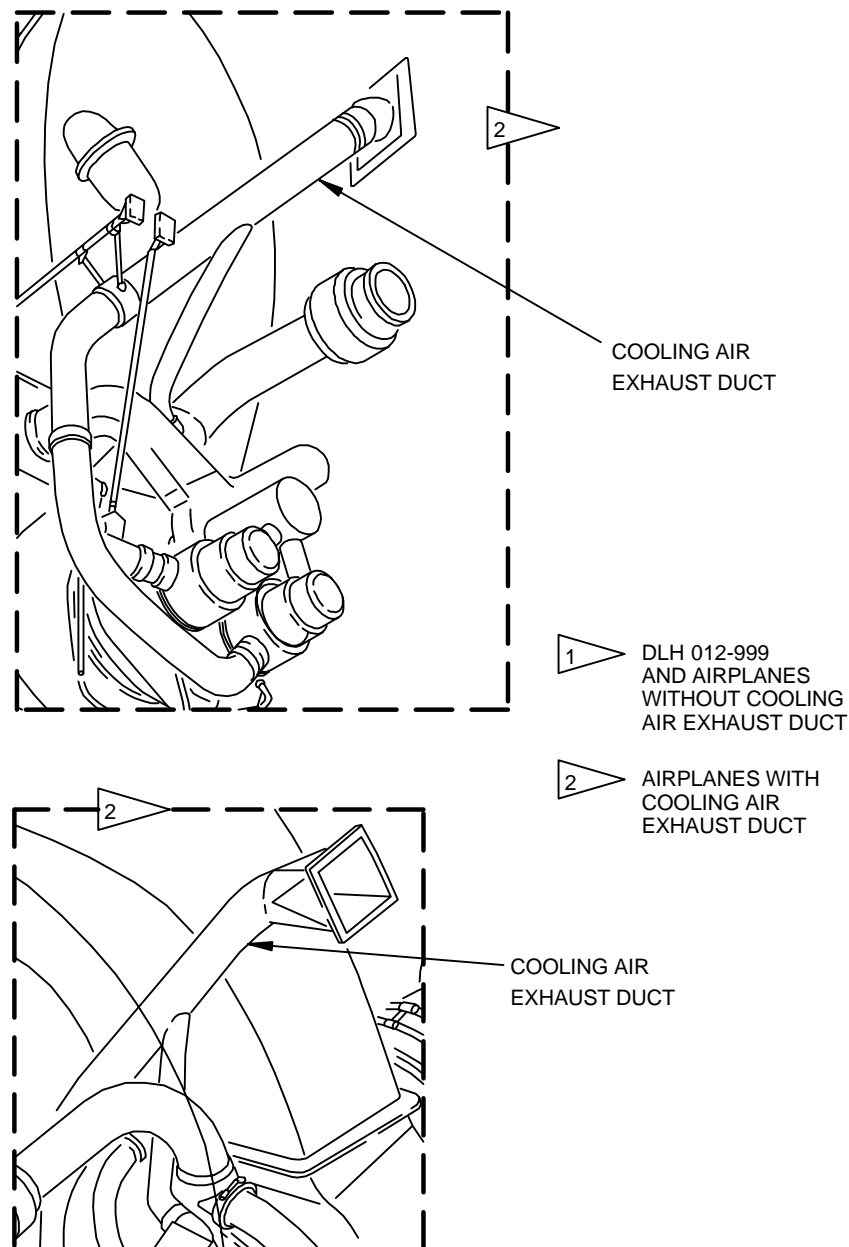
B 1 ONLY

49 - 51

COOLING AIR EXHAUST SYSTEM (NEW) AFTER SB 747-49-2072 / EO 03 49 76

BESCHREIBUNG

- Der Cooling Air Exhaust Duct wird durch das SB / EO komplett ausgebaut und der Cooling Air Exhaust durch eine Cover Plate verschlossen.
- Die Cooling Air von den Generatoren strömt durch ein kurzes Ductsegment in das APU Compartment.
- Die Cooling Air des Air Cooled Oil Cooler (ACOC) wird direkt von dem Auslaß des ACOC in das APU Compartment geleitet.
- Durch die Modification wird erreicht, daß das APU Compartment von der erwärmten Cooling Air durchströmt wird und ein Auskühlen des Compartment verhindert wird, gleichzeitig verringert sich das Gewicht um 35lbs.



AIRBORNE AUXILIARY POWER APU COOLING AIR SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1 ONLY

49 - 51

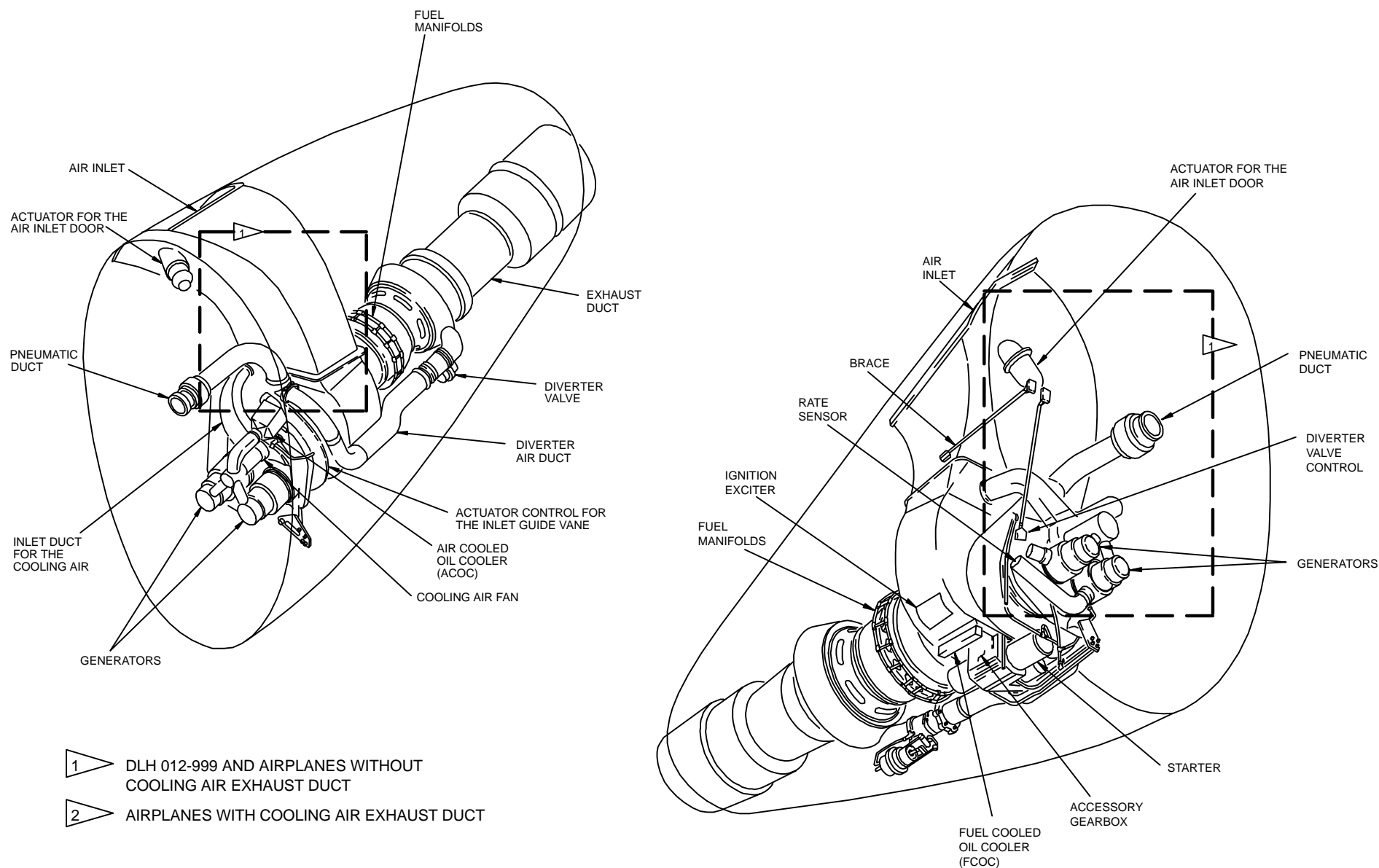


Figure 46 APU COOLING AIR EXHAUST SYSTEM



49-52 APU DIVERTER VALVE- AND INLET GUIDE VANE CONTROL SYSTEM

BESCHREIBUNG UND FUNKTION INLET GUIDE VANES (IGV) SYSTEM

- Die Inlet Guide Vane Control Unit (IGVC) und der IGV Actuator bilden eine Einheit. Die Control Unit wird von dem APUC durch einen Torque Motor gesteuert und der Servo Fuel Pressure von der FMU steht als Arbeitsmedium zur Verfügung. Die Control Unit steuert den IGV Actuator und dieser die IGV's (35) in die entsprechenden Positionen
- Die Steuerung der IGV's durch den APUC ist so eingestellt, das sie für bestimmte Bedingungen feste Positionen einnehmen und erst bei größeren Luftmengenforderungen (ECS) in Richtung OPEN gesteuert werden (siehe IGV Schedule)
- Inlet Guide Vane Actuator Control wird auf der APU Maintenance Page mit CMD/SOLL (Torque Motor) und POS/IST (LVDT) angezeigt

BESCHREIBUNG UND FUNKTION DIVERTER VALVE CONTROL RESET UND DIVERTER VALVE

- Das Diverter Valve ist bei abgeschalteter APU **federbelastet OPEN**
- Bei APU Betrieb wird das Diverter Valve durch den P 3 - Pressure betätigt (OPEN- und CLOSED-Pressure), wobei der CLOSED-Pressure durch den Rate Sensor und Diverter Valve Control moduliert wird.
- Der Flow Sensor ist an der Diverter Valve Control Unit angebaut und in dem Load Compressor Outlet Duct eingebaut, er mißt den Air Flow des Load Compressors, die Meßsignale werden in dem Rate Sensor und Diverter Valve Control verarbeitet
 - der Flow Sensor mißt den statischen Druck in dem Venturi Rohr (P_{s2} , kleiner Querschnitt), der andere statische Druck wird direkt im Compressor Outlet Duct (P_2 , großer Querschnitt) gemessen. Die unterschiedlichen statischen Drücke werden in der Diverter Valve Control Unit verarbeitet, der Rate Sensor verarbeitet nur den statischen Druck P_{s2} .
- Diverter Valve Control erhält die Air Flow Signale (P_{s2} und P_2) von dem Flow Sensor und wird zusätzlich von dem APUC durch einen Torque Motor gesteuert und wirkt auf das Diverter Valve für das genaue, langsame, aber sehr feine Ansprechverhalten. Als Arbeitsmedium steht Diverter Valve Control Servo Fuel Pressure von der FMU zur Verfügung
- Der Rate Sensor erhält das Air Flow Signal (P_{s2}) von dem Flow Sensor über die Diverter Valve Control Unit und wirkt auf das Diverter Valve für das schnelle, aber grobe Ansprechverhalten
- Diverter Valve Control Reset wird auf der APU Maintenance Page mit CMD/SOLL (Torque Motor) und POS/IST (LVDT) angezeigt

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DIVERTER AND IGV CONTROL SYS.

REFER TO
DIN A 3
PAGE

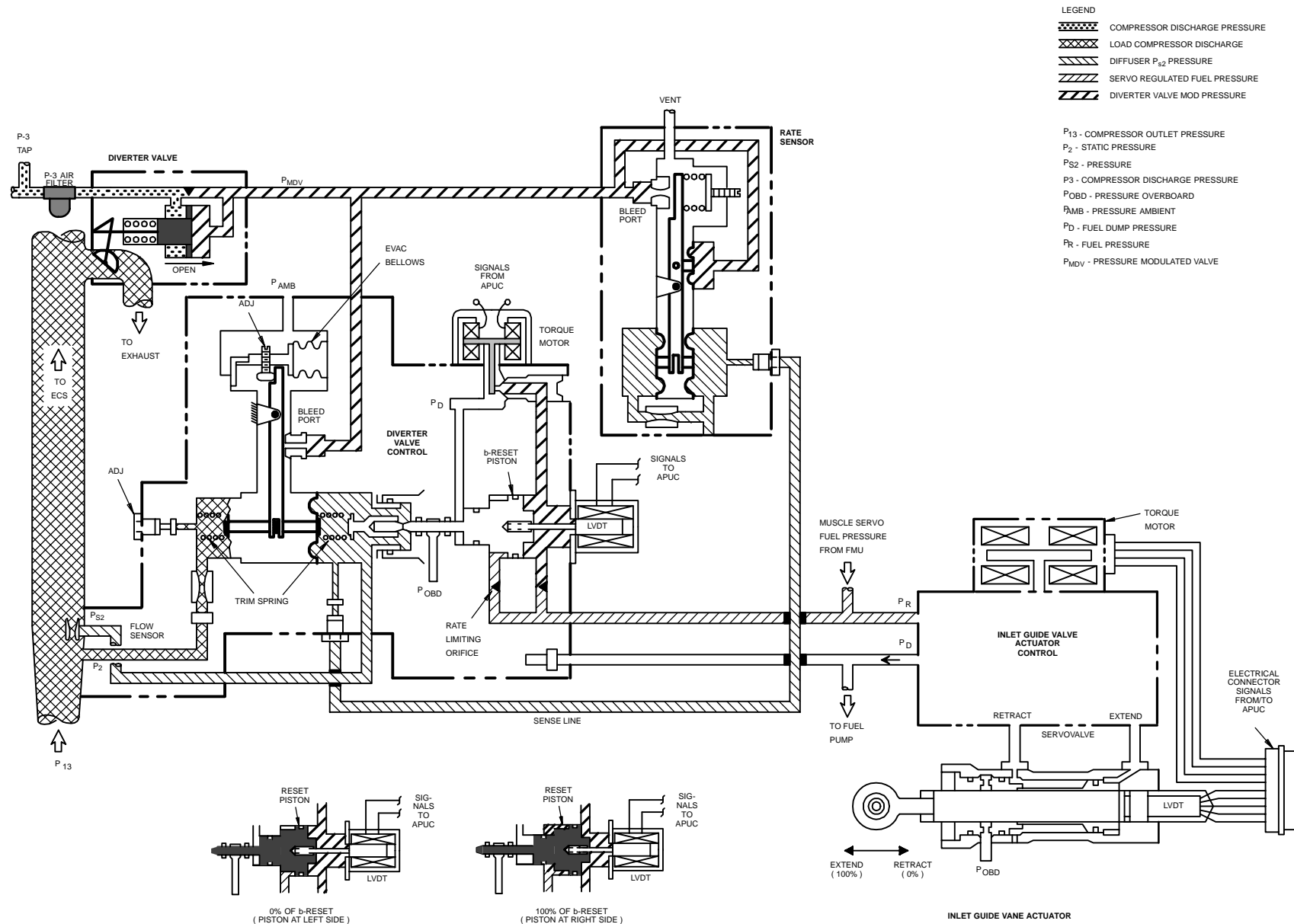


Figure 47 APU CONTROL AIR SYSTEM DIAGRAM



BESCHREIBUNG UND FUNKTION VON DIVERTER VALVE CONTROL RESET UND DIVERTER VALVE

Das Diverter Valve wird in zwei Funktionen gesteuert :

① DIVERTER VALVE FUNKTION :

- Diverter Valve Control Reset regelt mit den beiden statischen Drücken den CLOSED-Pressure für das Diverter Valve
- sind keine pneumatischen Verbraucher (OP Mode. MIN, DPZ) bei APU 100%RPM N1 eingeschaltet, so schiebt der Servo Fuel Pressure von der FMU den Reset Piston nach links \Rightarrow Bleed Port OPEN $\Rightarrow P_{MDV}$ gering \Rightarrow Diverter Valve OPEN \Rightarrow Reset 0%
- werden pneumatische Verbraucher eingeschaltet, so erhöht sich P_2 und P_{s2} nimmt ab (je nach Größe des Luftflusses), dadurch wird der Bleed Port in DVC mehr oder weniger geschlossen, der CLOSED-Pressure (P_{MDV}) steigt und das Diverter Valve fährt in Richtung CLOSED
- anschließend wird die Diverter Valve Control Unit von dem APUC (Regelsignale: IGV - Position/IST und ECS Demands) angesteuert.
Der Torque Motor steuert den Flapper nach links und der Servo Fuel Pressure von der FMU wird auch auf die linke Seite des Reset Pistons geleitet, damit erfolgt der β -Reset und damit das CLOSED-Signal des Flow Sensors korrigiert.
Die Verschiebung des Reset Piston nach rechts wird auf der APU Maintenance Page (IST) durch den LVDT angezeigt.
Damit werden die Trim Spring in der Diverter Valve Control Unit mehr oder weniger vorgespannt und der CLOSED-Pressure zum Diverter Valve wird nachgeregt, daraus folgt: **Je höher die pneumatische Belastung auf die APU desto weiter wird das Diverter Valve geschlossen, d.h. der CLOSED-Pressure erhöht, wodurch das Regelverhalten über dem Diverter Valve für das Stallverhalten des Compressors verbessert wird.**

② SURGE BLEED VALVE FUNKTION :

- werden die großen pneumatischen Verbraucher abgeschaltet (Diverter Valve Control Reset Steuerung durch den Torque Motor wird auf 0% Reset gesteuert), steigt der statische Druck (P_{s2}) im Flow Sensor und der statische Druck (P_2) im Load Compressor Outlet Duct sinkt
 \Rightarrow der Lever im Rate Sensor wird nach links ausgelenkt und über den Bleed Port wird der CLOSED-Pressure (P_{MDV}) vom Diverter Valve abgelaassen, bis sich die Drücke (P_{s2}) und (P_2) auf beiden Seiten des Orifices ausgeglichen haben,
 \Rightarrow das Diverter Valve öffnet

APU MAINT PAGE DATA \ APU CONDITIONS	APU: OFF	APU: ON OP: MIN	APU: ON OP: DPZ	APU: ON OP: ADP	APU: ON OP: ECS 1	APU: ON OP: ECS 2	APU: ON OP: ECS 3	APU: ON OP: MES
DUCT PRESS	0 / 0	0 / 0	23 / 23	29 / 29	20 / 20	25 / 25	17 / 18	47 / 47
IGV CMD/POS	- / -1	6 / 6	7 / 8	17 / 17	6 / 6	17 / 17	18 / 18	61 / 62
DV RST CMD/POS	- / 107	0 / 0	27 / 27	34 / 35	26 / 26	36 / 36	36 / 36	52 / 52

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DIVERTER AND IGV CONTROL SYS.

REFER
TO
DIN
A 3
PAGE

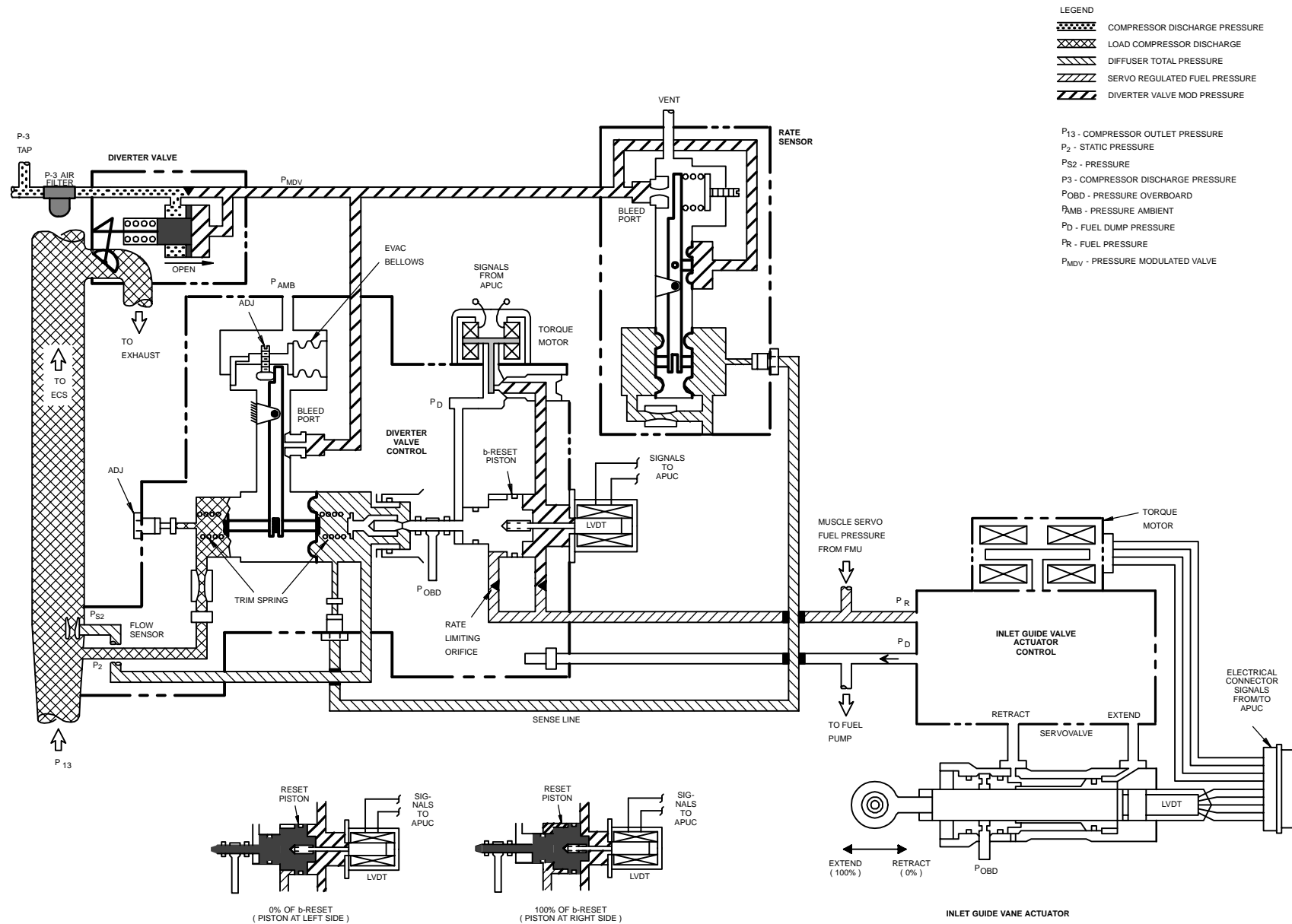


Figure 48 APU CONTROL AIR SYSTEM DIAGRAM



49-52 APU DIVERTER VALVE- AND INLET GUIDE VANE CONTROL SYSTEM

P 3 - AIR FILTER

BESCHREIBUNG

- das P 3 - Filter ist am Gas Generator Case in 5 Uhr Position angebaut
- es reinigt die abgenommene Compressor Discharge Air (CDP / P3) von dem High Pressure Compressor und leitet sie als Arbeitsmedium zu :
 - Diverter Valve Control Unit
 - Rate Sensor
 - Diverter Valveweiter.

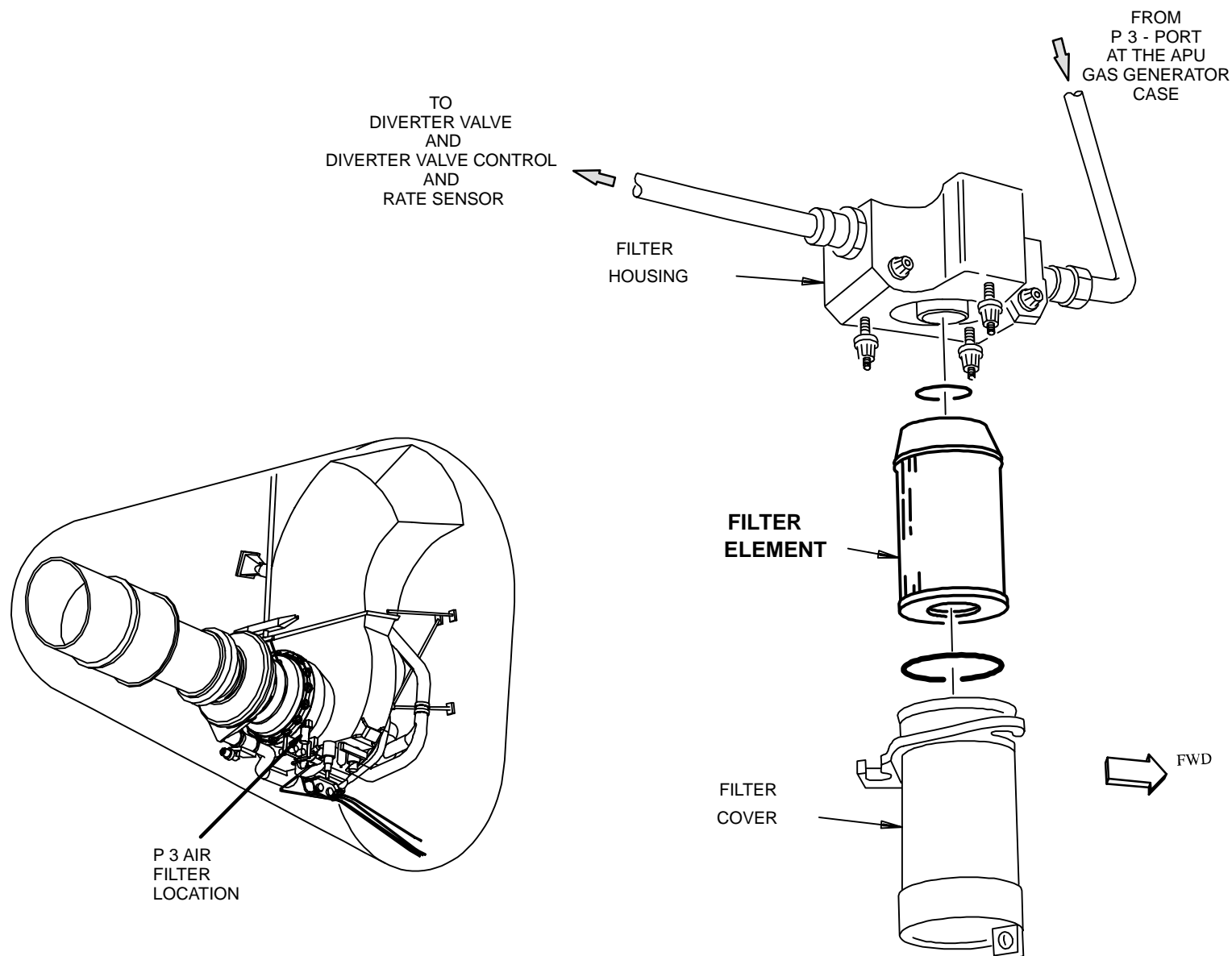


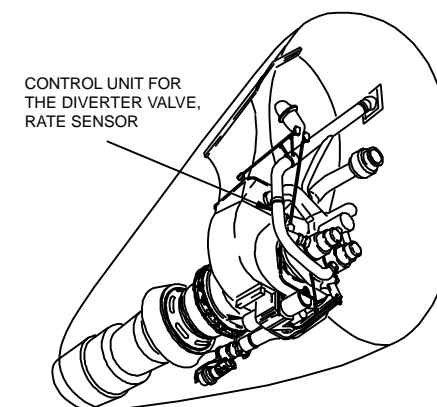
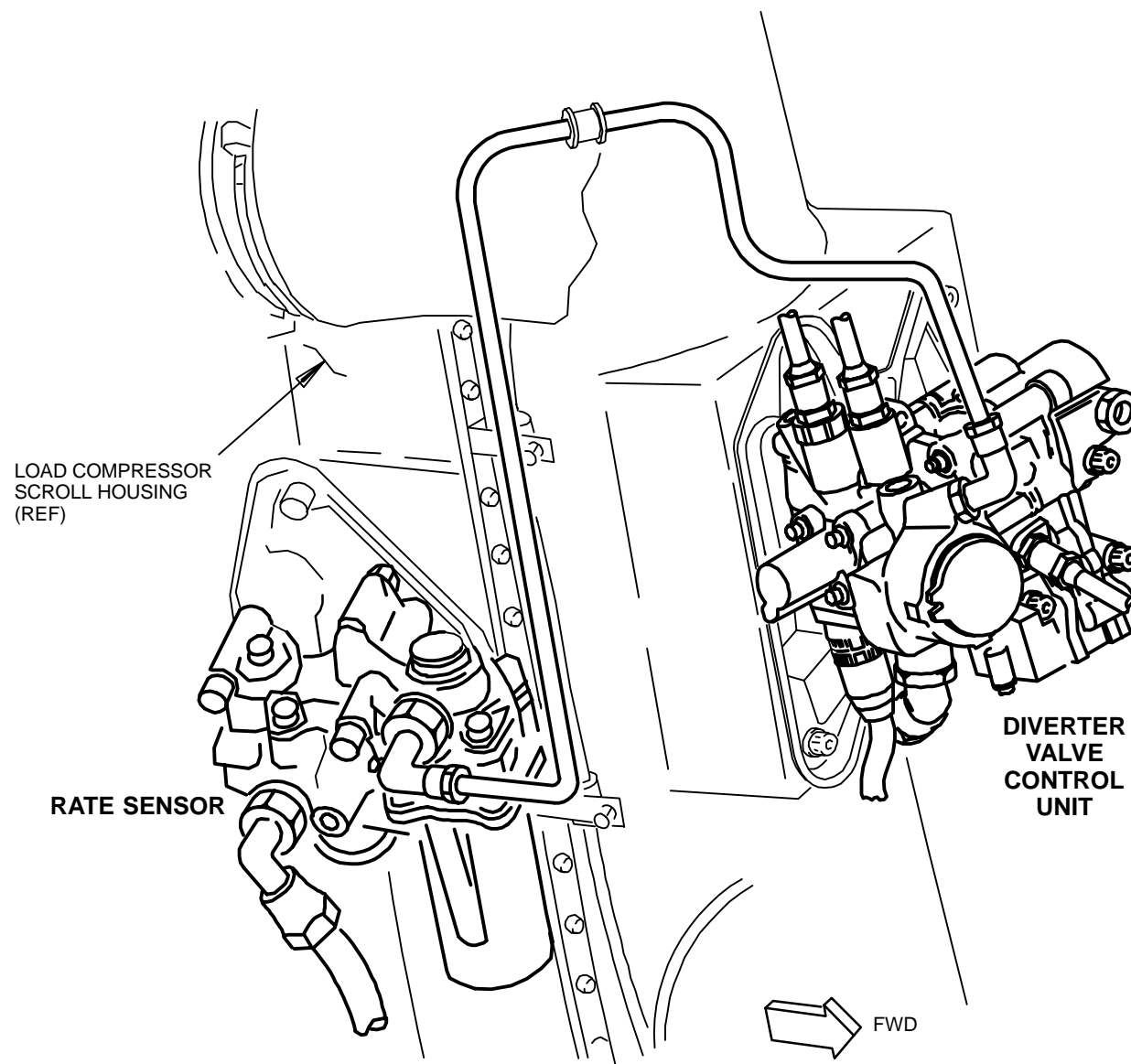
Figure 49 P 3 - AIR FILTER

**DIVERTER VALVE CONTROL (DVC)****BESCHREIBUNG**

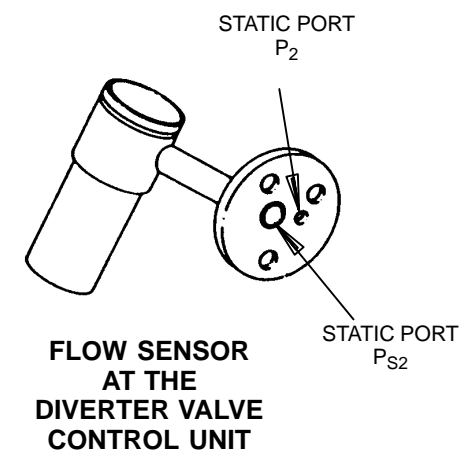
- die Diverter Valve Control Unit moduliert den CLOSED-Pressure für das Diverter Valve in Abhängigkeit des Load Compressor Airflows und den Steuersignalen von dem APUC
- der Load Compressor Airflow wird von einem Flow Sensor (Differenzdruck: $P_2 - P_{S2}$) gemessen und ist an DVC angebaut
 - der Static Pressure (P_2) wird in dem großen Ductquerschnitt gemessen
 - der Static Pressure (P_{S2}) wird in dem Venturi Rohr des Flow Sensors gemessen
- der CLOSED-Pressure für das Diverter Valve wird durch den Differenzdruck der beiden statischen Drücke ($P_2 - P_{S2}$) gesteuert, dieser wird zusätzlich von DVC moduliert
- in DVC befindet sich eine β -Reset Funktion, die als Arbeitsmedium Servo Regulated Fuel (300psi konstant) von der FMU verwendet
- die β -Reset Funktion wird über einen Torque Motor von dem APUC gesteuert
- die Position des Torque Motores und des β -Reset Pistons innerhalb von DVC wird auf der APU Maintenance Page angezeigt
- DVC ist auf der rechten Seite der APU, auf der Vorderseite des Load Compressor Outlet Ducts angebaut

RATE SENSOR**BESCHREIBUNG**

- der Rate Sensor dient zum sofortigen, schlagartigen Ablassen des CLOSED-Pressures von dem Diverter Valve, wenn große pneumatische Verbraucher abgeschaltet werden
- der Rate Sensor arbeitet ausschließlich mit dem statischen Druck P_{S2} vom Flow Sensor
- zur Verbesserung des Regelverhaltens vom Rate Sensor wurde die Sense Line an DVC angeschlossen
- der Rate Sensor ist auf der rechten Seite der APU, auf der Aussenseite des Load Compressor Outlet Ducts angebaut



APU COMPARTMENT RIGHT SIDE

**Figure 50 DIVERTER VALVE CONTROL AND RATE SENSOR**

595 887



DIVERTER VALVE (DV)

BESCHREIBUNG

- das Diverter Valve hat eine Butterfly Disk, die von einem Pneumatic Actuator betätigt wird
- es ist federbelastet OPEN
- hat eine mechanische Stellunganzeige am Gehäuse
- der Compressor Discharge Pressure (P_3) gelangt direkt über das P3-Filter auf die OPEN-Seite des Actuators
- über ein Orifice gelangt (P_3) auf die CLOSED-Seite des Actuators und gleichzeitig zum Rate Sensor und zur Diverter Valve Control Unit
- die Öffnungsweite des Diverter Valves und damit der CLOSED-Pressure, wird in Abhängigkeit der Differenz der beiden Drücke geregelt

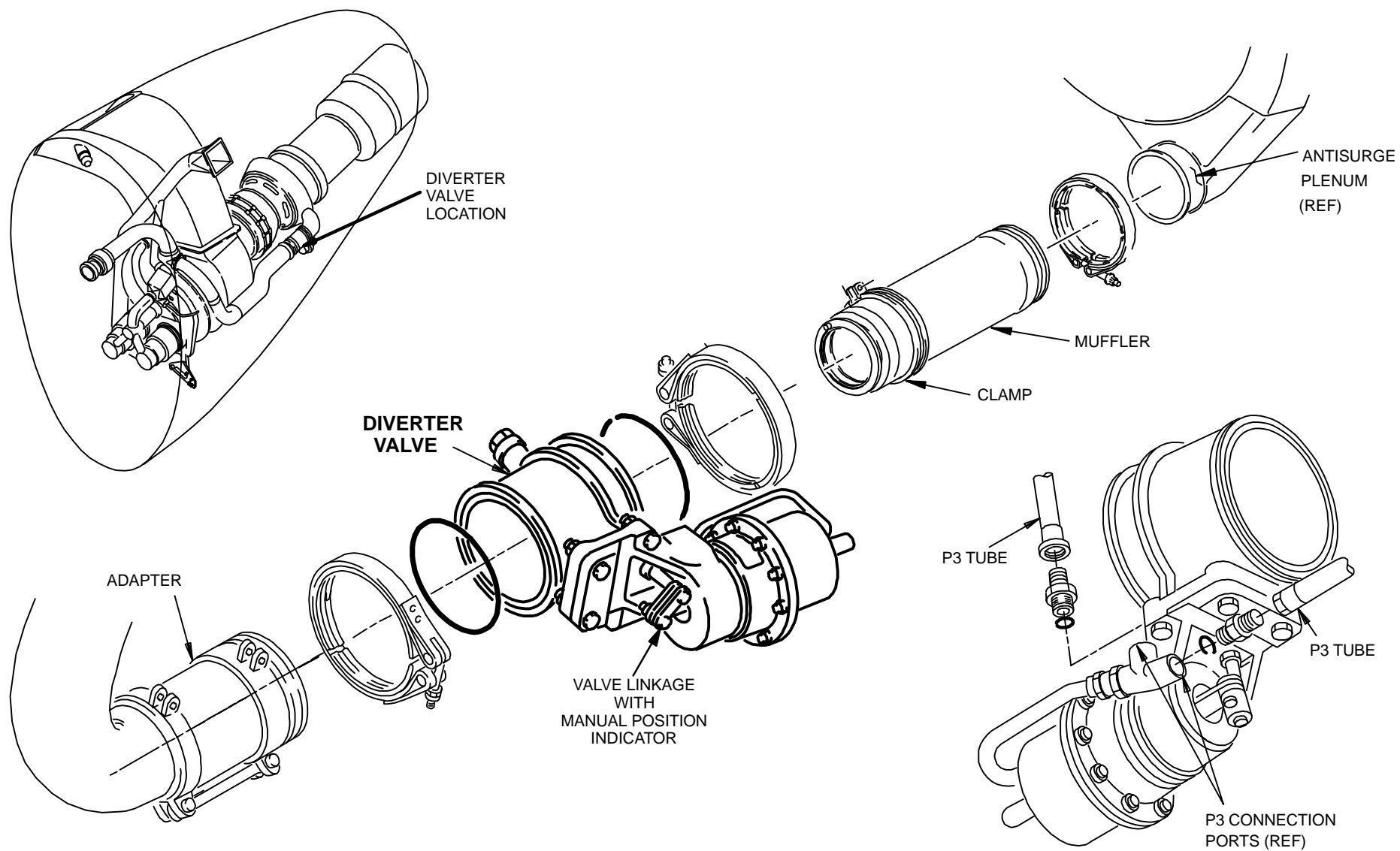
FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler in dem Diverter Valve Control System oder deren Komponenten festgestellt wurde, werden auf der MCDU verschiedene CMCS Messages angezeigt, z.B.

CMCS Message

APU DIV VALVE CONTROL TORQUE MOTOR FAIL (49 006).

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the first number in the DV RST CMD/RST display on the APU maintenance page will be blank or will show 0, when you operate the APU.

321 995
721 319**Figure 51 DIVERter VALVE**



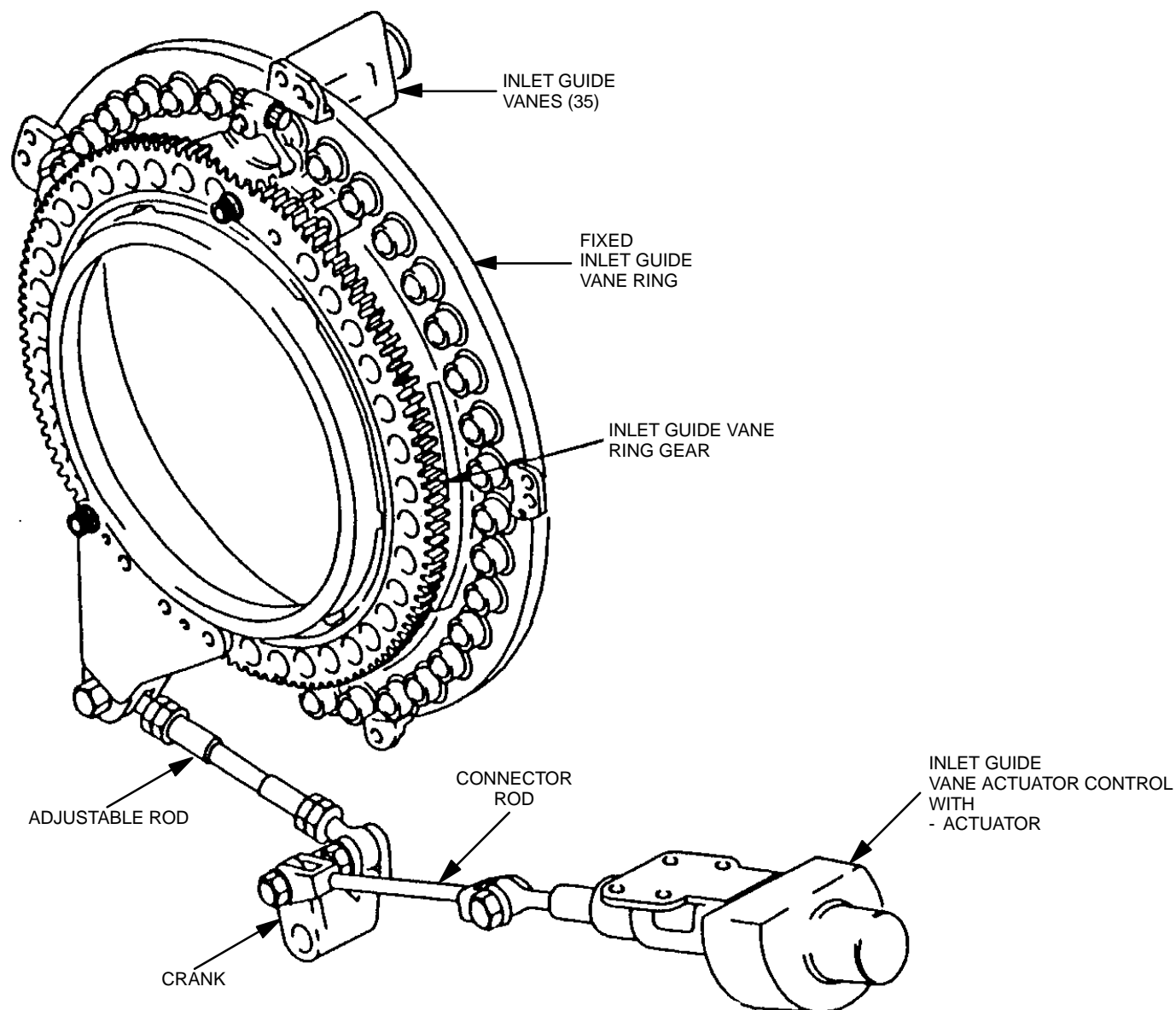
INLET GUIDE VANE ASSEMBLY

BESCHREIBUNG

- das Variable Inlet Guide Vane Assembly besteht aus folgenden Bauteilen :
 - Ring Gear
 - IGV Actuator Control
 - IGV Actuator
 - 35 variable inlet guide vanes
 - alte Ausföhrung : Metall
 - neue Ausföhrung : Kunststoff
- das Variable Inlet Guide Vane Assembly erhält die Steuersignale von dem APUC (SOLL) und über einen LVDT wird die Position (IST) zurückgemeldet
- die Control Unit steuert mit dem Servo Regulated Fuel Pressure (300psi konstant) von der Fuel Metering Unit (FMU) den IGV Actuator
- über eine feste Connector Rod und Crank, wird über die werkstattseitig eingestellte Adjustable Rod das Ring Gear angesteuert

NOTE: *Die Adjustable Rod wird fertig eingestellt von dem Hersteller (PWC) angeliefert und darf nicht verstellt werden !*

- durch einen feststehenden IGV Ring sind die 35 Inlet Guide Vanes gesteckt und auf der anderen Seite mit einem Zahnsegment verschraubt, welches mit dem Ring Gear verbunden ist, somit werden die IGV's gleichzeitig und gleichsinnig verstellt

**Figure 52 INLET GUIDE VANE ASSEMBLY**



INLET GUIDE VANE ACTUATOR

BESCHREIBUNG

- der IGV Actuator erhält seine Steuersignale von der IGV Actuator Control Einheit und steuert damit die IGV's, um den Luftfluß zum Load Compressor in Abhängigkeit von den Flugzeugsystem-Erfordernisse zu modulieren
- der IGV Actuator, ist ein Torque Motor betätigter, Servo Type Hydraulic Actuator, der zur Betätigung Regulated Servo Fuel (300psi) von der FMU erhält
- das Servo Valve ist ein electromagnetic Torque Motor, der in Abhängigkeit von den Signalen von dem APUC arbeitet und über einen LVDT die Position an den APUC zurückmeldet
- der IGV Actuator ist auf der linken Seite zwischen dem Load Compressor Outlet Duct und dem Air Inlet Plenum eingebaut und kann nur gewechselt werden, wenn der Load Compressor Outlet Duct zum Diverter Valve ausgebaut wird
- zur Überwachung interner Undichtigkeiten wurde ein Drain Line installiert, die mit dem APU Drain System verbunden ist

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Autoshutdown auf Grund T 1.3 Overtemperature (> 246°C) in Verbindung mit einem IGV Control Fault festgestellt wird, erfolgt die Status Message :

APU START INHIBIT

und auf der MCDU ist der Grund der EICAS Message angezeigt
CMCS Message

APU START INHIBIT

T 1.3 OVERTEMPERATURE SHUTDOWN AND IGV CONTROL FAULT
(49 072)

NOTE: ***This problem sets a start inhibit.***

When you start the APU make sure the problem does not continue, the APU will start, accelerate, run for 60sec. and shutdown. Look for CMCS message after shutdown.

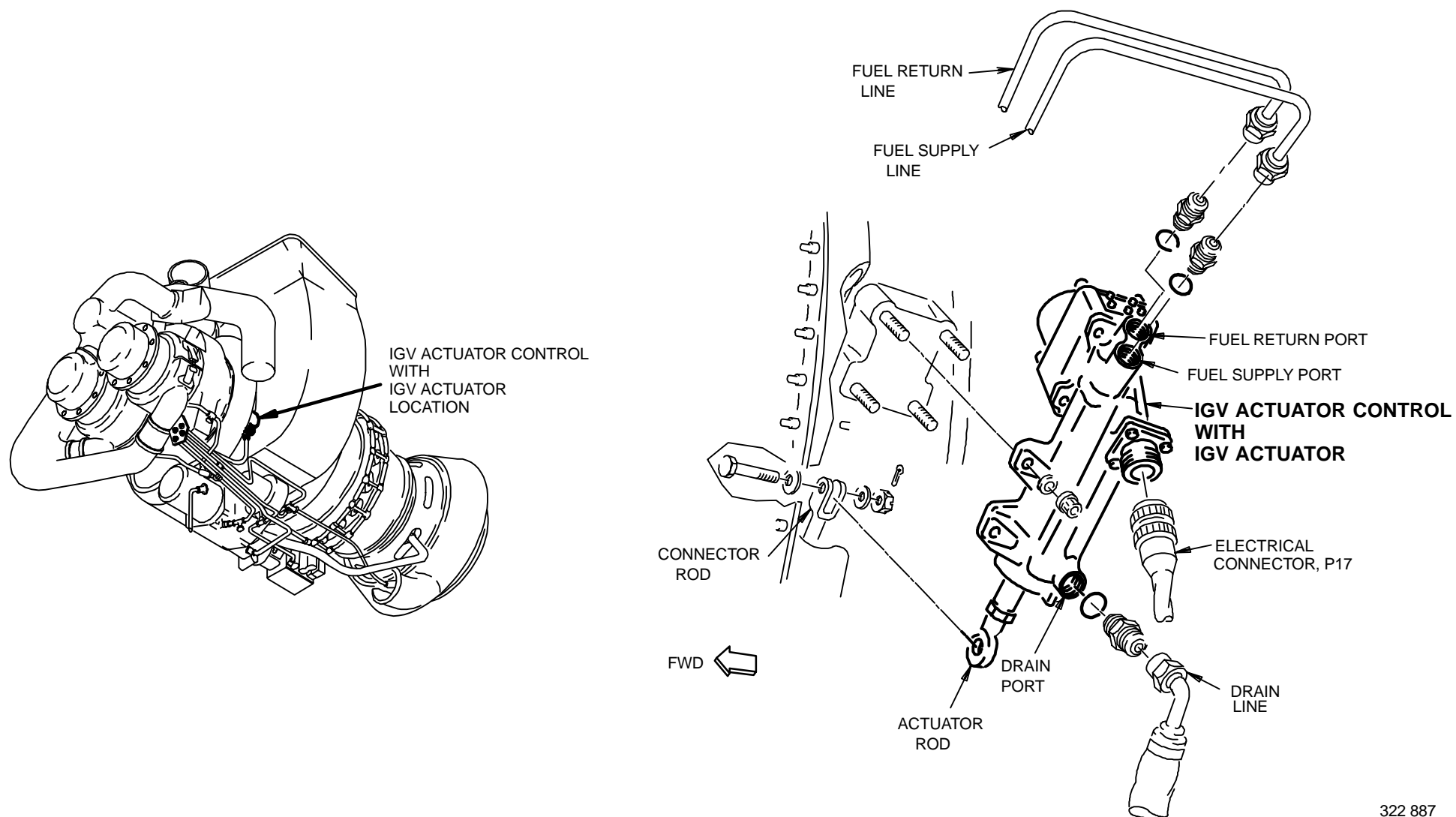
Für Fehler an den Komponenten des IGV Control Systemes erfolgen unterschiedliche CMCS Messages z.B.,
Status Message

BLEED LOSS APU

CMCS Message

APU LOW DUCT PRESSURE / APU GUIDE VANE ACT TORQUE MOTOR FAILURE (49 021)

NOTE: Airplanes with IDS S/W 995-0017-007; if the problem continues and you operate the APU, the first number of the IGV CMD/POS display on the APU maintenance page will show 0.
The second number of the IGV CMD/POS display and the second number in the FMU CMD/POS display will be blank.

**Figure 53 INLET GUIDE VANE ACTUATOR**

322 887



INLET GUIDE VANE SCHEDULE

Die Inlet Guide Vanes (IGV) werden von den IGV Actuator betätigt und von dem APU Controller gesteuert und überwacht.

Der APU Controller verarbeitet :

die **DEMAND SIGNALE** der Aircraft Systeme :

- ADP - Mode
- ECS - Mode
- MES - Mode

und

dem AIR/GROUND-Signal von dem System Relay :

- AIR
- und

- **MASS AIR FLOW CORRECTION SIGNALE** von den Sensoren
Signale von :

- dem T 1.0 - Sensor (Air Inlet Temperature Sensor)
- und

- dem P 1.0 - Sensor (Air Inlet Pressure Sensor)

zur Steuerung der Inlet Guide Vanes.

Die Inlet Guide Vane Position kann auf der APU Maintenance Page in **% of OPEN** abgelesen werden :

IGV CMD / POS 47 / 47

- **CMD** = Commanded Position (SOLL)
(Nur angezeigt, wenn der APU Startvorgang eingeleitet wurde).
- **POS** = Actual Position (IST)
(Bereits angezeigt, wenn der APU MCS in der OFF-Position und der Ground Test Enable (P 461) in ENABLE befindet).

Der gesamte Verstellbereich der Inlet Guide Vanes (IGV) beträgt vom Hersteller vorgegeben :

- | | | |
|------------------------|-------------|----------------------|
| • 74° (0%) | bis | -20° (100%) |
| • FULL CLOSED = | 74° | (0%) |
| • FULL OPEN = | -20° | (100%) |

Von der LUFTHANSA wird nur der IGV Verstellbereich von :

- **74° (0%) bis 0° (69%)**

benutzt.

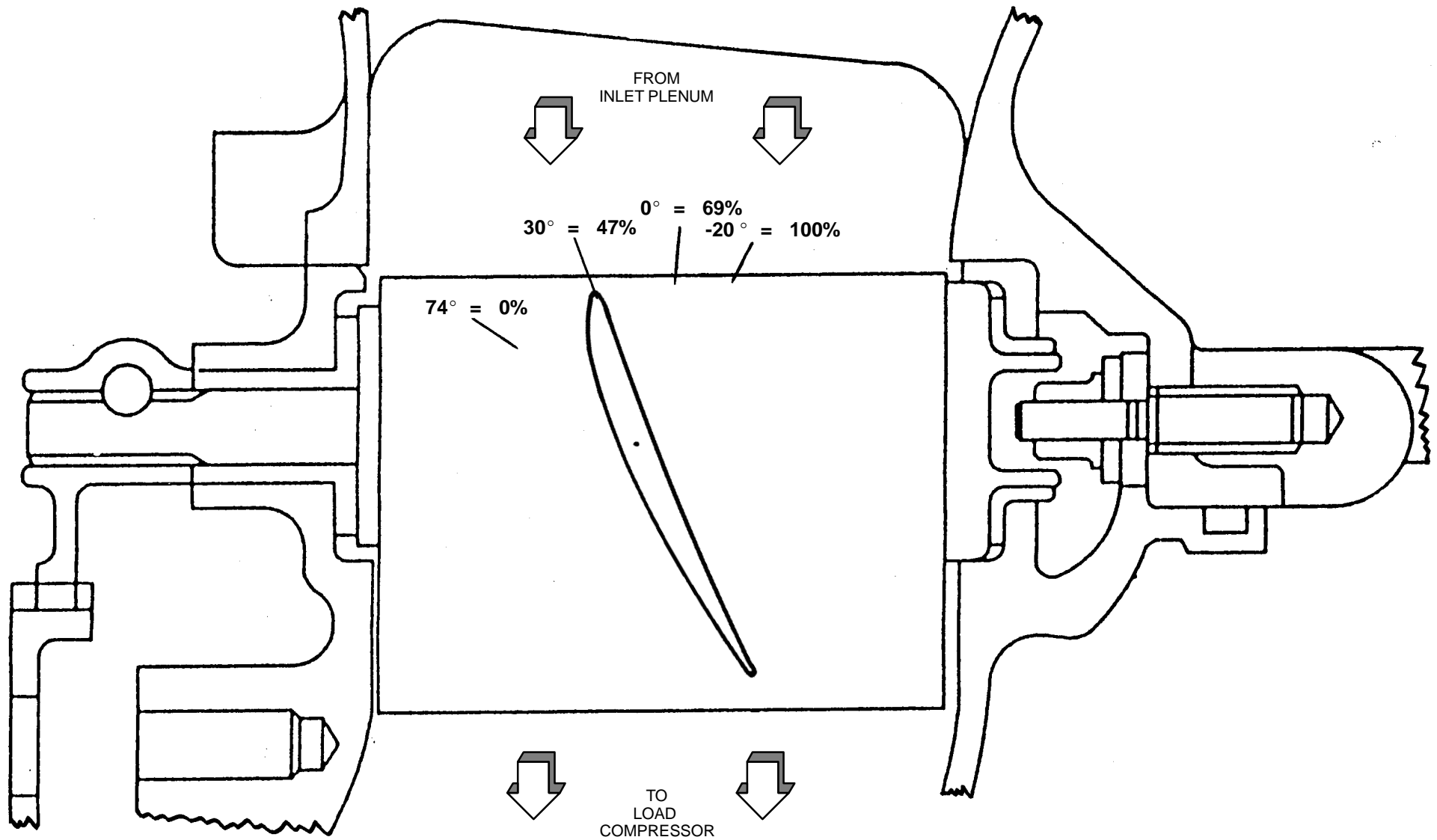


Figure 54 INLET GUIDE VANE SCHEDULE



INLET GUIDE VANE SCHEDULE

Die Inlet Guide Vanes (IGV's) befinden sich bei einer abgestellten APU in der SHUTDOWN-Position von :

- **SHUTDOWN-POSITION : 69° (5% OPEN)**

Während des Startvorganges der APU (APU Inlet Door >13° OPEN) werden die Inlet Guide Vanes (IGV's) von der

- **SHUTOWN POSITION : 69° (5% OPEN)**

in die

- **PRE-POSITION : 30° (47% OPEN)**

gefahren.

NOTE: Durch die PRE-Position wird erreicht, daß unter keinen Umständen Ölpartikel aus den Lagerabdichtungen von dem Lager #0, (zu geringer P 3 - Lagerdichtluftdruck bei dem APU Startvorgang) in den Load Compressor Inlet gelangen.

Beträgt die APU Drehzahl während des Anlaßvorganges > 55% RPM N2, so werden die Inlet Guide Vanes in die

- **MINIMUM POSITION : 69° (5% OPEN)**

gefahren.

Erst wenn die APU ON SPEED (N1 100% RPM) ist, werden die Steuerungssignale an den Inlet Guide Vanes (IGV's) durch den APUC wirksam und die IGV's verändern den Öffnungswinkel je nach Anforderung.

Bei APU ON SPEED, wird durch das Öffnen des APU Isolation Valves (Indication : DPZ), die Inlet Guide Vanes (IGV's) in die

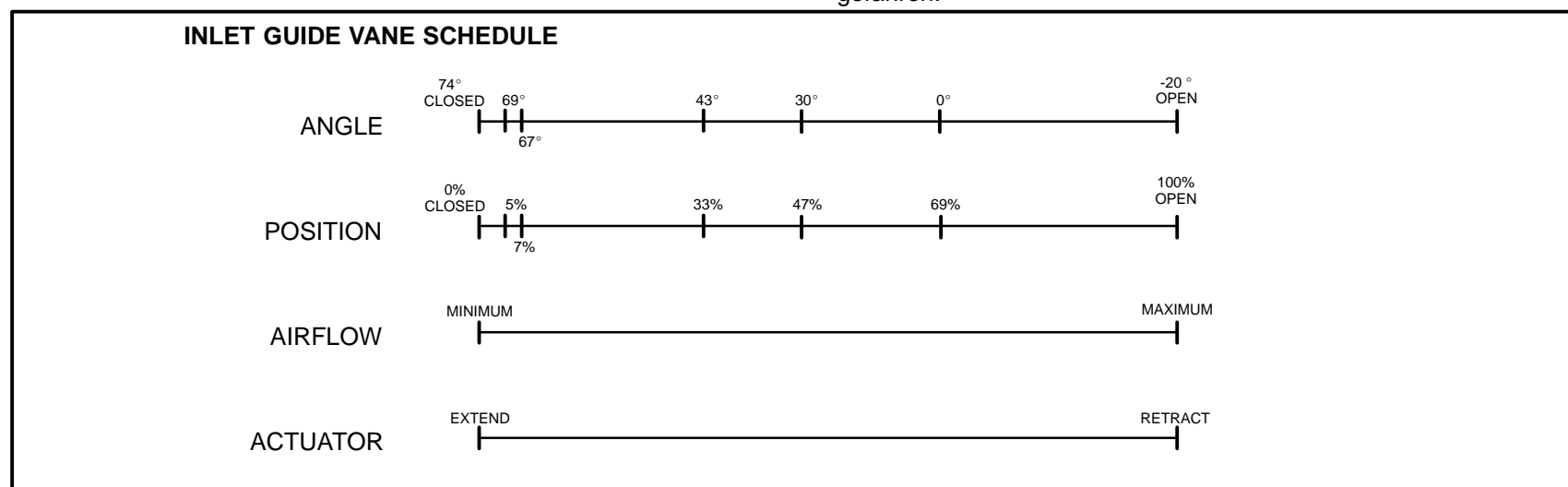
- **DUCT PRESSURIZED-POSITON : 67° (7% OPEN)**

gefahren.

Wird bei APU ON SPEED das AIR/GROUND-Signal von einem System Relay nach AIR (Indication auf der APU Maintenance Page : FLIGHT) durch den APUC umgeschaltet, werden die Inlet Guide Vanes (IGV's) in

- **FLIGHT-POSITION : 43° (33% OPEN)**

gefahren.



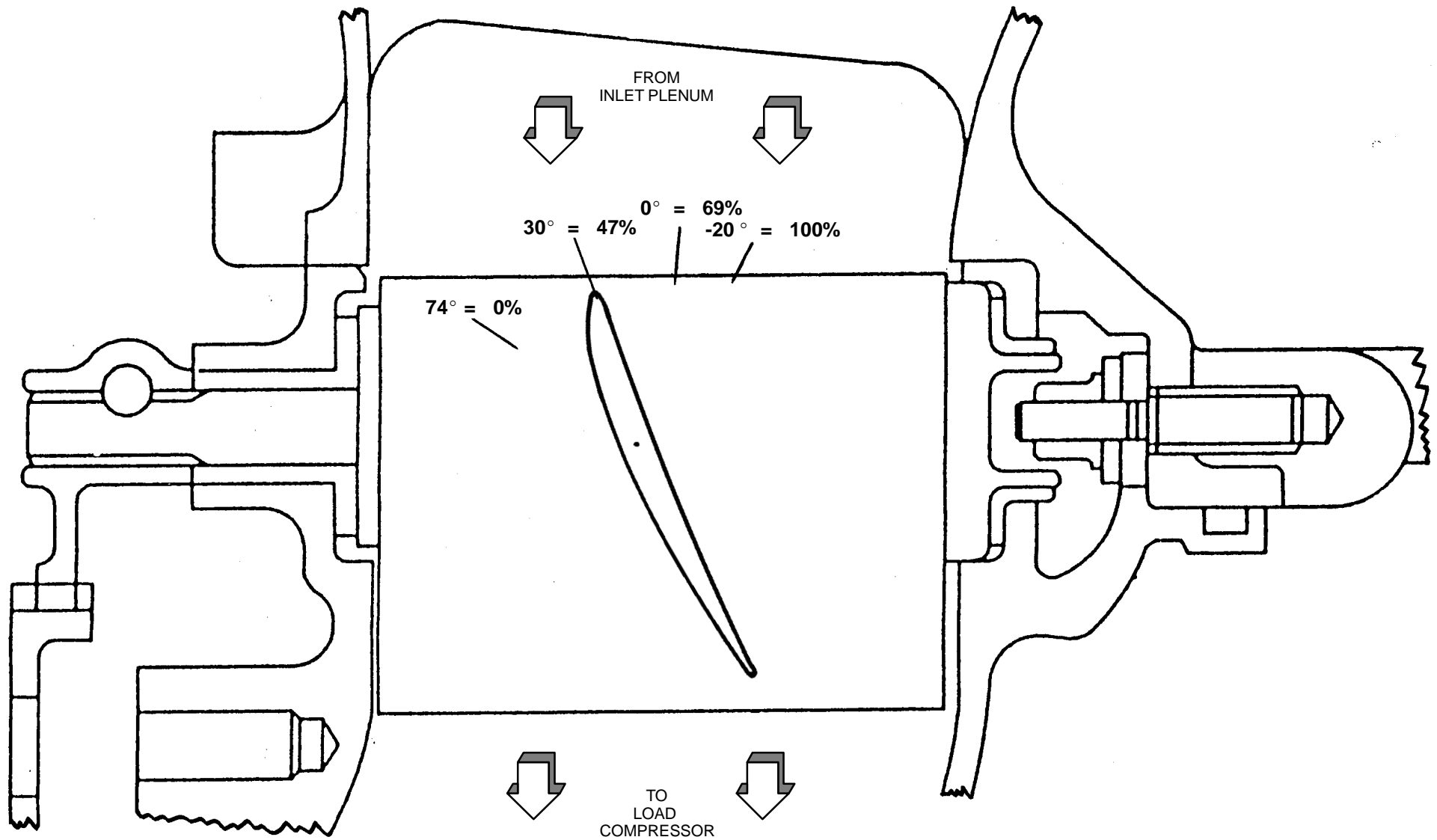


Figure 55 INLET GUIDE VANE SCHEDULE



49-16 APU DRAINS AND VENTS

APU DRAINS AND VENTS SCHEMATIC

BESCHREIBUNG

- alle APU Drain Systeme der B 747 Modelle sind im Grundprinzip gleich
- über eine offene Drain Line wird beim Auffüllen verschüttetes Oel in das APU Compartment abgeleitet
- das APU Fuel Shroud Drain System hat zwei Drains :
 - Forward Shroud Drain, zwischen den Body Gear Wheel Well Doors
 - Aft Shroud Drain, über den hinteren Auslaß am APU Drain Mastbeide Drains werden je über einen Flame Arrester geführt
- über eine offene Drain Line wird ständig eventuell vorhandenes Wasser aus dem Air Inlet Plenum in das APU Compartment abgeleitet
- der vordere Auslaß am APU Drain Mast dient ausschließlich zur Überwachung der APU Fuel Pump (APU Fuel Pump / -Antrieb)
- um den APU Drain Mast befinden sich drei Auslässe :
 - links vom APU Drain Mast :
 - hier tritt nur nicht verbrannter Kraftstoff aus der Brennkammer aus
 - rechts vorne vom APU Drain Mast :
 - hier tritt Kraftstoff aus dem Fuel System aus :
 - Diverter Valve
 - IGV Actuator
 - Flow Diverter and Dump Valve
 - Fuel Metering Unit
 - rechts hinten vom APU Drain Mast :
 - hier tritt Oel von einem undichten Drive Seal an der AGB von den Generatoren oder Starter aus
- hinter den APU Zugangsklappen wird über den APU Exhaust Drain nicht verbrannter Kraftstoff oder Wasser über ein eingebautes Check Valve abgeleitet

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DRAINS AND VENTS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 16

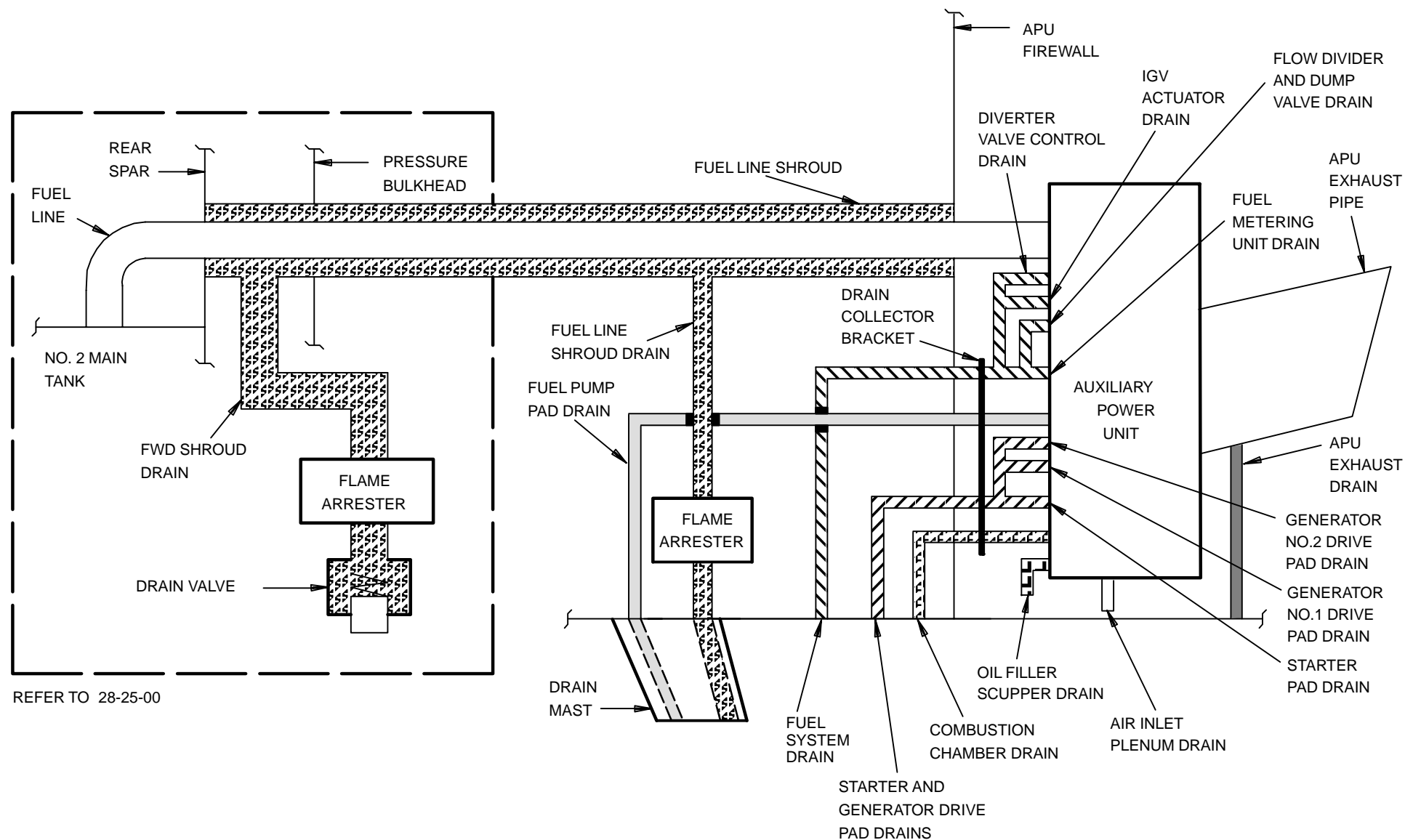


Figure 56 APU DRAINS, VENTS AND COMPONENT LOCATION

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DRAINS AND VENTS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 16

APU DRAINS AND VENTS LOCATION

Oil and fuel leakage through gearbox drive pad seals and compartment seals is manifold to a collector bracket on the forward left corner of the APU.

Four lines at the bracket connect to four flex hoses which control the fluid flow forward to overboard drains.

For drain limits see MM 49-16-00, APU drain ports-inspection/check.

The components associated with the APU drains and vents are ;

- COMBUSTION CHAMBER AND EXHAUST DRAIN
overboard drain - fuel
- IGV ACTUATOR DRAIN
fuel leakage past seals
- COMBUSTION CHAMBER DRAIN
drain unburned fuel when the engine is not running
- FLOW DIVIDER AND DUMP VALVE
dumps fuel every shutdown (appr.0.3 ltr.)
 - during engine operation: max. 30CC/HR
 - during engine shutdown: max. 180CC/HR
- AGB BREATHER NO.0 AND NO.1 BEARING VENTS
vents air/oil vapor from the AGB into the engine exhaust

NOTE: The engine bearing compartments for bearing no.0 and no.1 are vented into the AGB.

- EXHAUST DRAIN
drains moisture or unburned fuel fuel

- FMU DRAIN
fuel leakage past seals
- FUEL PUMP PAD DRAIN
fuel leakage past pump shaft seal or oil leakage past the AGB drive shaft seal
- STARTER PAD DRAIN
oil leakage past the AGB drive shaft seal
- INTAKE PLENUM DRAIN
moisture from the air inlet area
- FUEL PUMP PAD DRAIN
overboard connection - fuel
- DRIVE PAD DRAIN
overboard connection - oil
- DIVERTER VALVE CONTROL DRAINS
fuel leakage past the diverter valve seals
- ELECTRICAL GENERATOR PAD DRAIN (2)
oil leakage past the drive shaft seals
- FUEL DRAINS
overboard connection - fuel
- DRAIN TUBE CONNECTION - FUEL -
support drain lines and flex hoses (not shown)

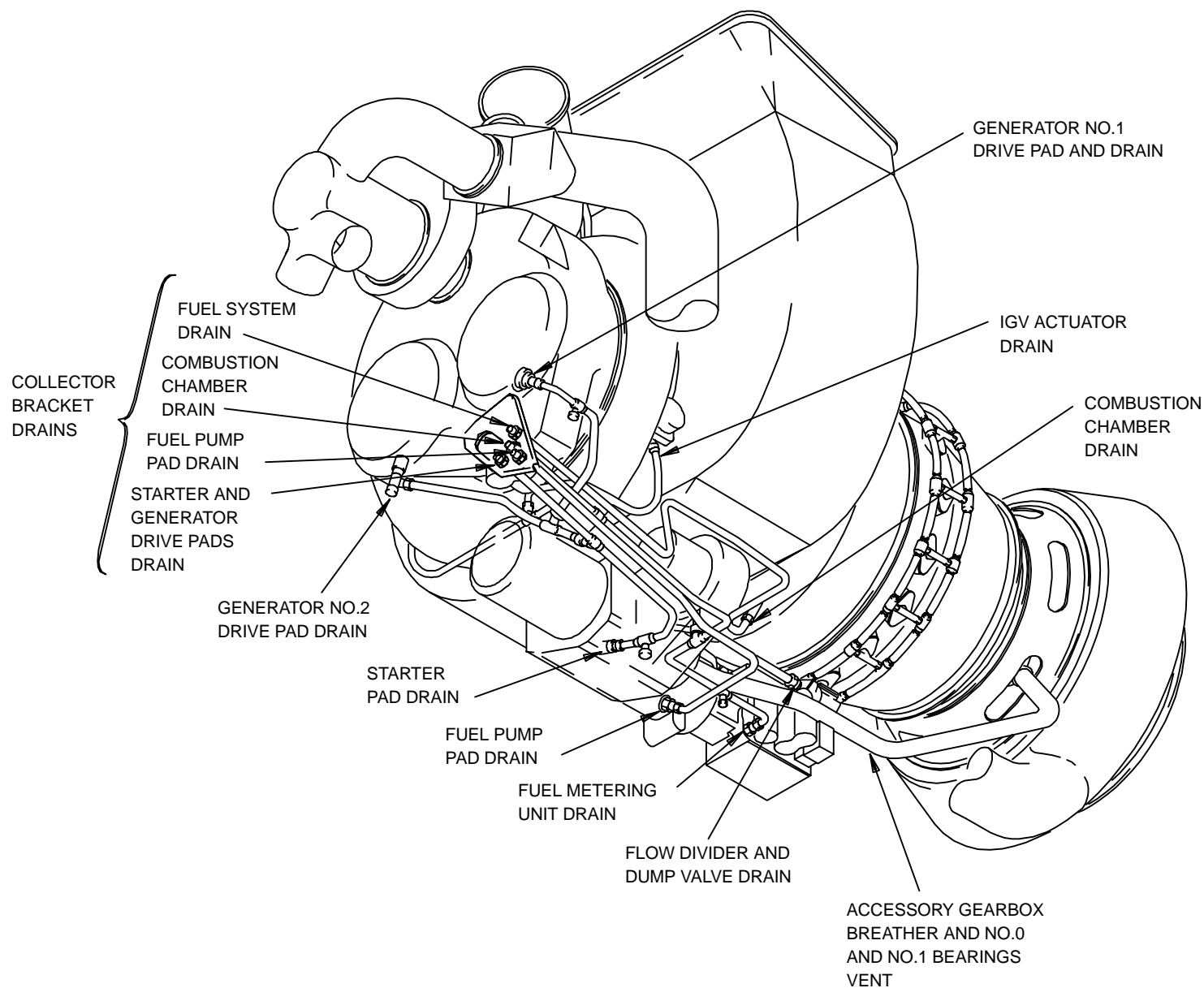


Figure 57 APU DRAINS AND VENTS LOCATION

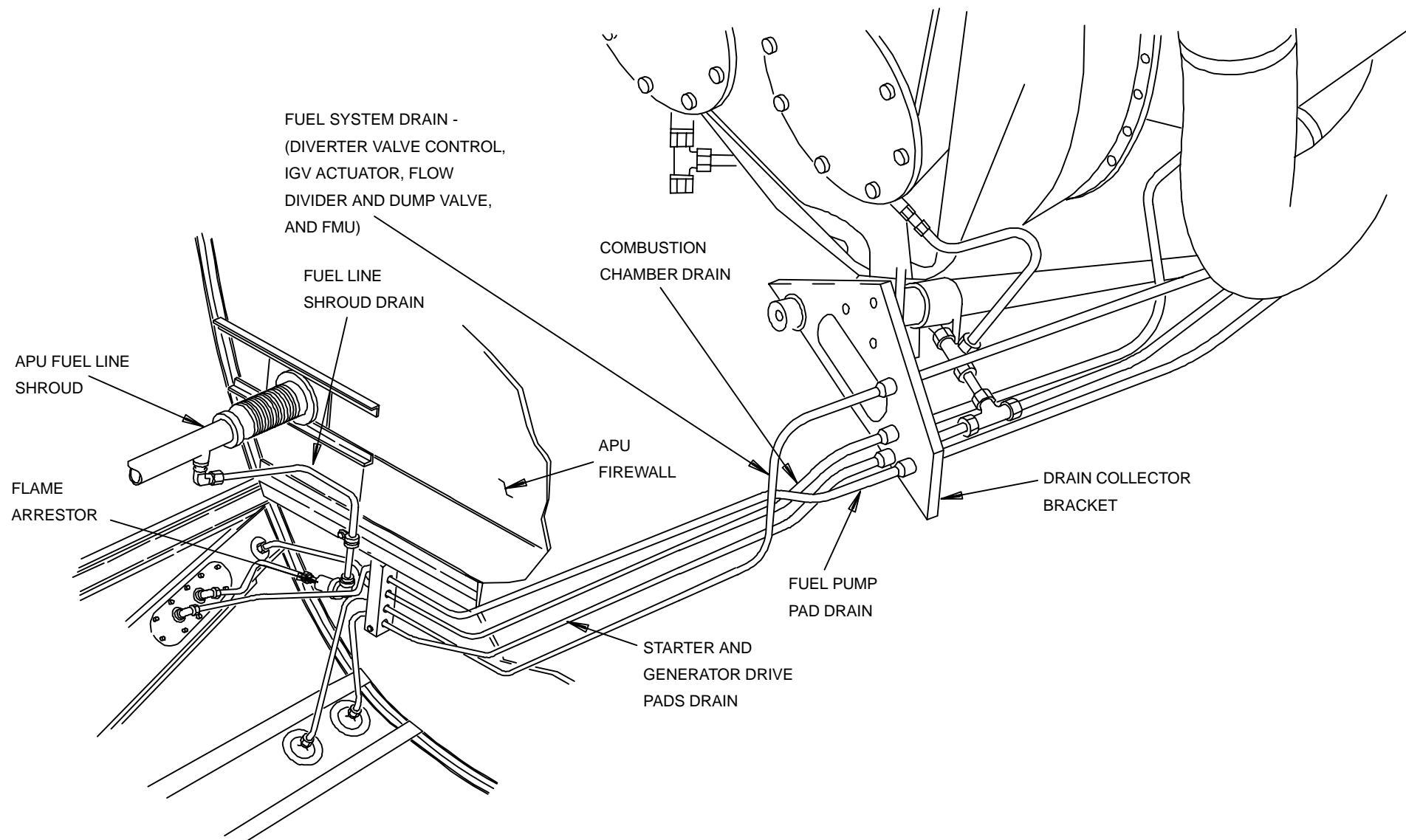


Figure 58 APU DRAINS AND VENTS LOCATION

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DRAINS AND VENTS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 16

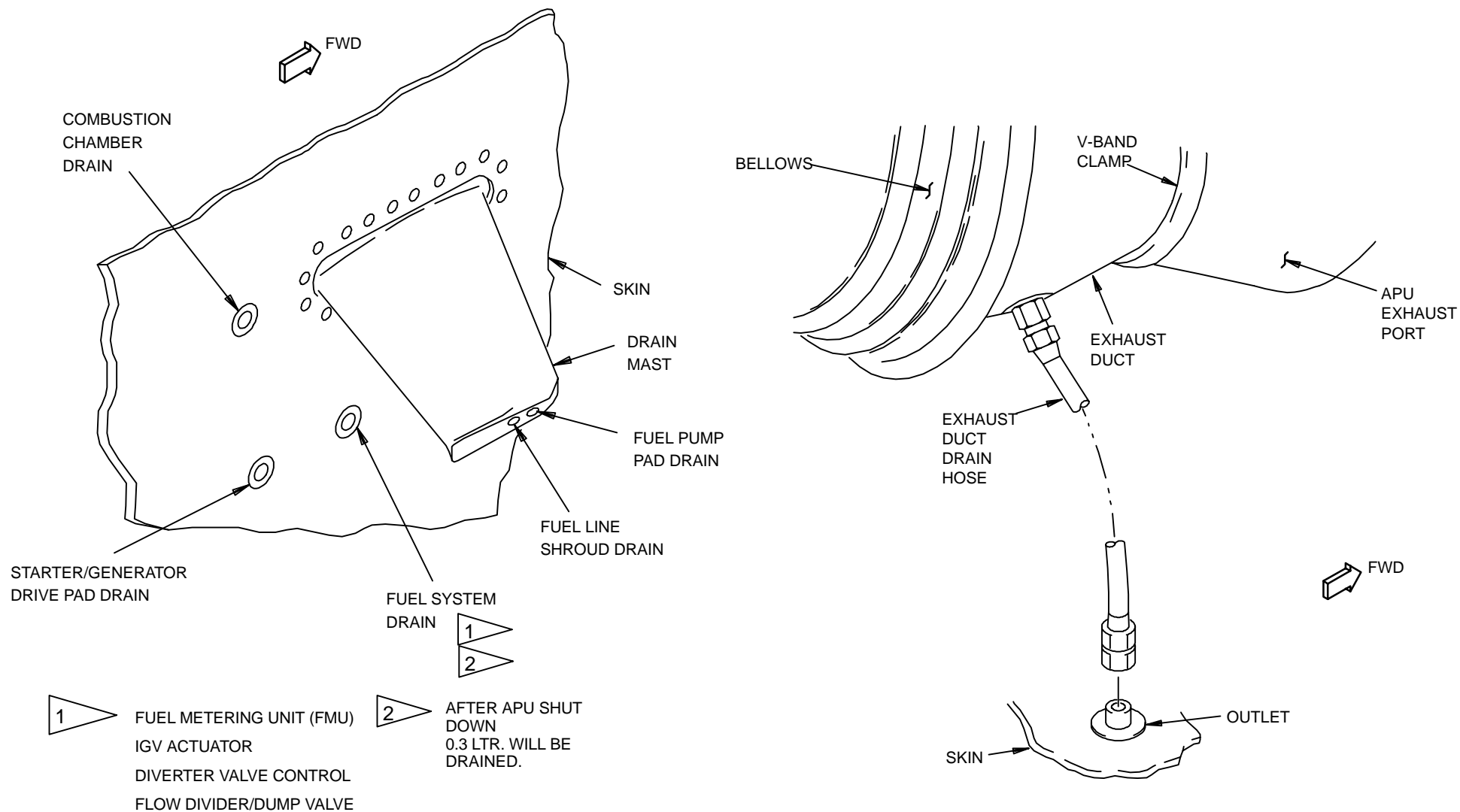


Figure 59 APU DRAIN MAST AND EXHAUST DRAIN



49-16 APU DRAINS AND VENTS

COMBUSTION CHAMBER DRAIN VALVE INSPECTION

References

- (1) 49-16-01/401, Combustion Chamber Drain Valve
- (2) IPC 49-16-01 Fig. 1

Access

- (1) Location Zone 317 APU Compartment-Bottom of APU Engine Case and Aft of Accessory Gearbox, LH 318 APU Compartment-Bottom of APU Engine Case and Aft of Accessory Gearbox, RH
- (2) Access Panel 317AL APU Access Door 318AR APU Access Door

Procedure

- (1) Do this task: "Combustion Chamber Drain Valve Removal"
(Ref 49-16-01/401).
- (2) Visually examine the drain valve for blockage and damage:
 - (a) Examine the drain valve surface for nicks, gouges, scratches, and burrs.

NOTE: You must carefully examine the seal surface around the counterbore in the spring side of the drain valve.

- (b) Examine the drain valve for blockage of the six holes in the valve.
 - 1) If you find blocked holes, put a No. 58 (0.042 inch) drill bit through the holes with your hand to clean the holes.
- (c) Examine the large inner surface of the adapter for surface defects.
 - 1) Replace the adapter if you find defects.

- (3) Examine the spring for distortion.
 - (a) The spring must move freely on a 0.530 inch (13.46 mm) diameter gage rod and through a 0.60 inch (15.24mm) diameter gage tube.
 - 1) Replace the spring if it is damaged.
- (4) Examine the compression of the spring.
 - (a) The load that is necessary to compress the spring to 0.250 inch (6.35 mm) in length must be 4 to 8 ounces (113.4 to 226.8 g).
 - 1) Replace the spring if it is not in the above limits.
- (5) Visually examine the spring coils:
 - (a) Make sure the coils have an equal distance between them.
 - (b) Make sure the surfaces do not have pits, scratches, nicks, or other defects in them that can cause damage to the spring.
- (6) Do this task: "Combustion Chamber Drain Valve Installation"
(Ref 49-16-01/401).

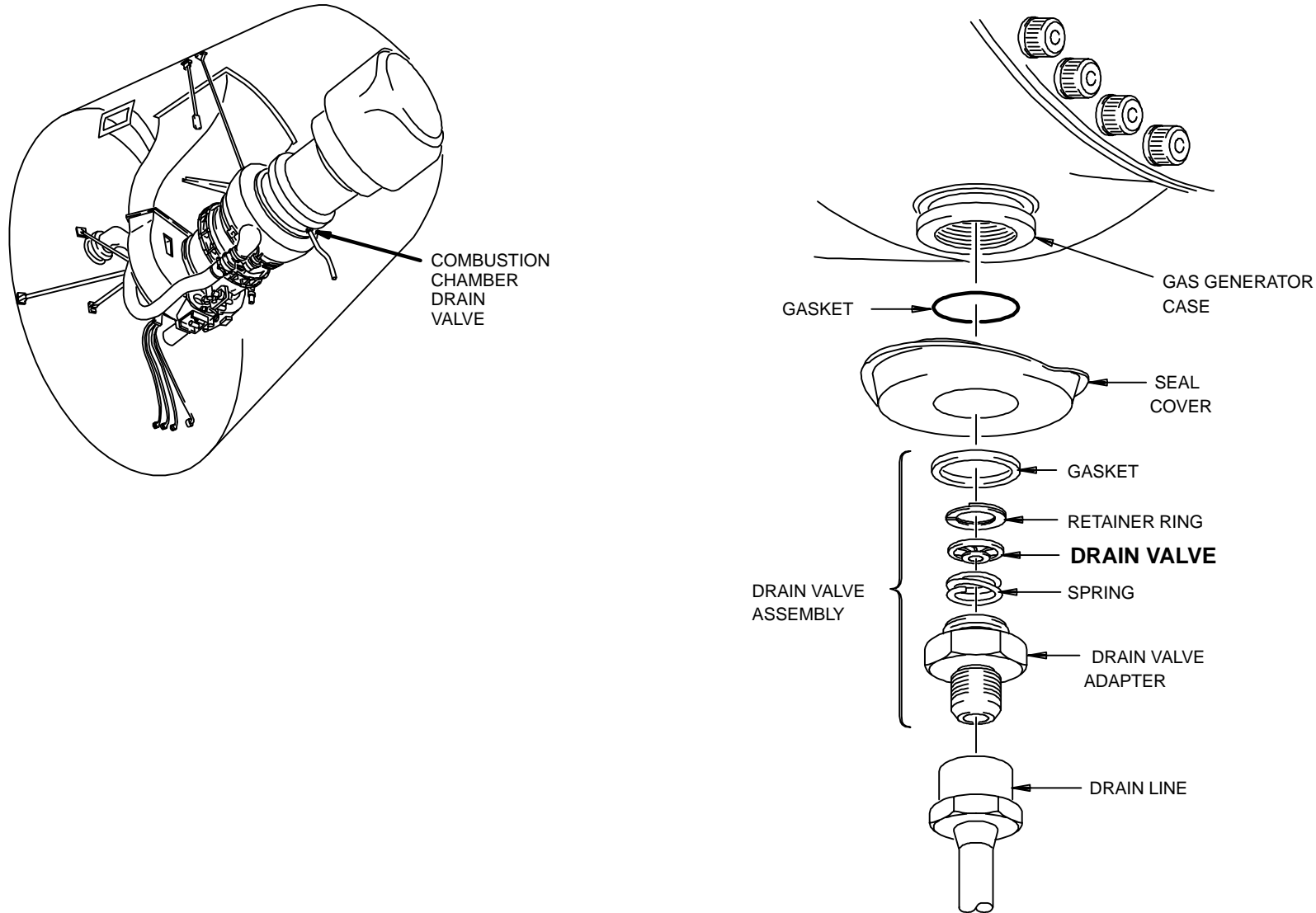


Figure 60 COMBUSTION CHAMBER DRAIN VALVE

49 - 41 STARTING AND IGNITION SYSTEM

APU IGNITION- AND STARTING SYSTEM

GROUND-Zustand :

- Die Steuerungsfunktionen des APU Starting und Ignition Systemes sind durch die Circuit Breaker :
 - APU PRIM CONT (P 83)
 - APU ALTN CONT (P 6-2 K 18)
 - APU START (P 83) abgesichert
- Das APU Fuel Control-Relay (R 7200) wird unter folgenden Bedingungen angesteuert und erregt :
 - Battery Switch : ON
 - APU Master Control Switch : ON / START / ON
 - APU Fault-Relay (R 7198) : NO FAULT
 - APU Fire Switch (P 5) : NORMAL
 - APU Fire-Relay (R 7731) : NORMAL
- Der APUC ist in der Master Control Switch Position: ON teilweise stromversorgt und wird voll stromversorgt, wenn der APU MCS nach START geschaltet wird. Damit wird das APU Start Latch-Relay (R 7730) erregt und bleibt über den geschlossenen Kontakt bei APU MCS: ON erregt. Die Steuerung des APU Isolation Valves erfolgt u.a. über das erregte Relay
- Gleichzeitig wird im APUC die START-Logic aktiviert, wenn :
 - APU Master Control : START
 - APU Inlet Door : > 13° OPEN
 - APU : < 20% RPM N2
- sind die Bedingungen erfüllt, erfolgt das Starter Control Output-Signal zum APU Start-Relay (R 7188) und es zieht an
- der APU Battery Charger und die Static Inverter Standby Power wird abgeschaltet (bei APU Battery Start dadurch ersichtlich, das Captains PFD und -ND blank werden)
- die Stromversorgung ist zum APU Crank Contactor-Relay (R 7184) und zum APU Batt XFR-Relay (R 7687) durchgeschaltet
- durch die geschaltete Masse vom APU Batt XFR-Relay (R 7687) zieht das APU Crank Contactor-Relay (R 7184) an und die APU Battery ist damit direkt auf den APU Starter aufgeschaltet und beginnt zu drehen
- meldet der APU N 2 - Speed Sensor 40% RPM zur Start Logic, wird das Starter Control Output-Signal abgeschaltet und die Relays :
 - APU Start (R 7188)
 - APU Batt XFR (R 7687)
 - APU Crank Contactor (R 7184)
 fallen ab und der APU Starter wird von der APU Battery getrennt
- gleichzeitig mit der Ansteuerung des Starters werden von der APU Start-Logic auch die beiden Igniters über das Ignition Unit Module zwischen APU MCS : ON und 40% RPM N2 angesteuert und das Kraftstoff/Luftgemisch wird gezündet

AIR - Zustand :

- wird im Flug der APU MCS nach ON betätigt, kann das APU Fuel Control-Relay (R 7200) nicht erregt werden, weil :
 - über das AIR/GND-Relay (R 359) im AIR-Zustand und über das APU 95% N1 Speed-Relay (< 95% N1), die Masse von dem Battery Switch zu dem APU Fault-Relay (R 7198) durchgeschaltet ist und erregt wird.
 Die Steuerspannung zu dem APU Fuel Control-Relay (R 7200) wird unterbrochen und die APU Start Logic verhindert einen APU Start im AIR-Zustand.

AIRBORNE AUXILIARY POWER STARTING AND IGNITION SYSTEM



REFER
TO
DIN
A3
PAGE

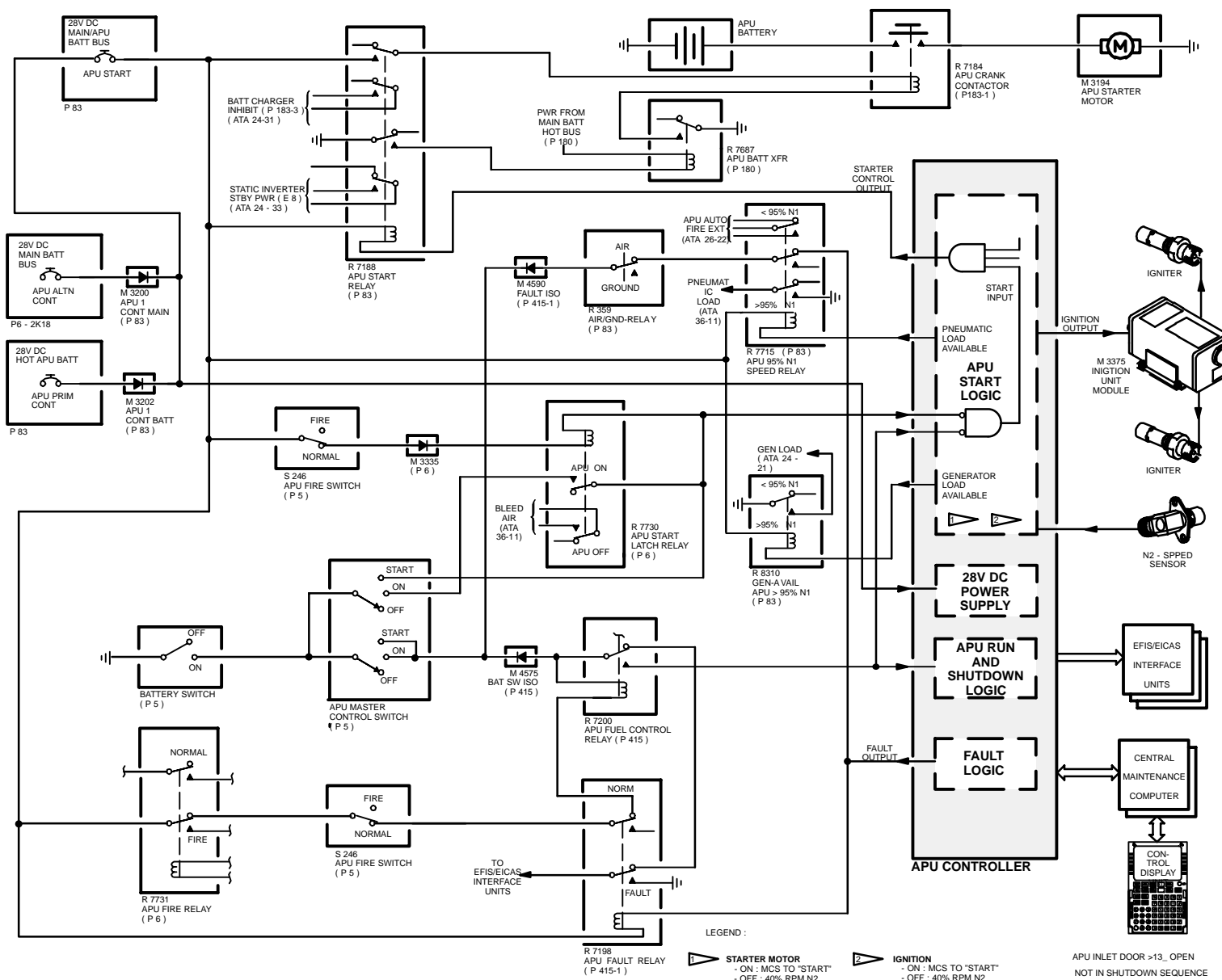


Figure 61 APU STARTING AND IGNITION SCHEMATIC

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND IGNITION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 41

STARTER MOTOR

BESCHREIBUNG

- der Starter Motor ist auf der rechten Vorderseite der AGB angebaut und treibt damit bei einem APU Start das N2-Wellensystem an
- der Starter Motor wird von dem APUC gesteuert und überwacht (Power AUTO OFF bei 40% RPM N2 / 5500RPM)
- eine eingebaute Fliehkraftkupplung entkuppelt den Starter von dem Getriebe der AGB, wenn die Drehzahl des N2-Wellensystemes größer ist als die des Starters und kuppelt automatisch wieder ein, wenn die Drehzahl des Getriebes der AGB die des Starters unterschreitet (bei > 7800 RPM Starter disengaged, bei < 5500 RPM Starter engaged)
- der Starter Motor ist zur internen Schmierung mit Öl gefüllt (siehe Starter Motor Oil Servicing)
- zur Übertragung des Stromes sind Kohlebürsten eingebaut, die bei angebauten Starter zu überprüfen sind (siehe Starter Motor Brushes Inspection/ Check)

FEHLERANZEIGE :

Alle Fehler aus dem APU Starting System sind nur CMCS Messages.

Wenn ein Fehler in dem APU Starting System festgestellt wurde, wird auf der MCDU z.B. die

CMCS Message :

APU STARTER CONTROL STUCK OFF - CIRCUIT FAULT (49 081)
angezeigt.

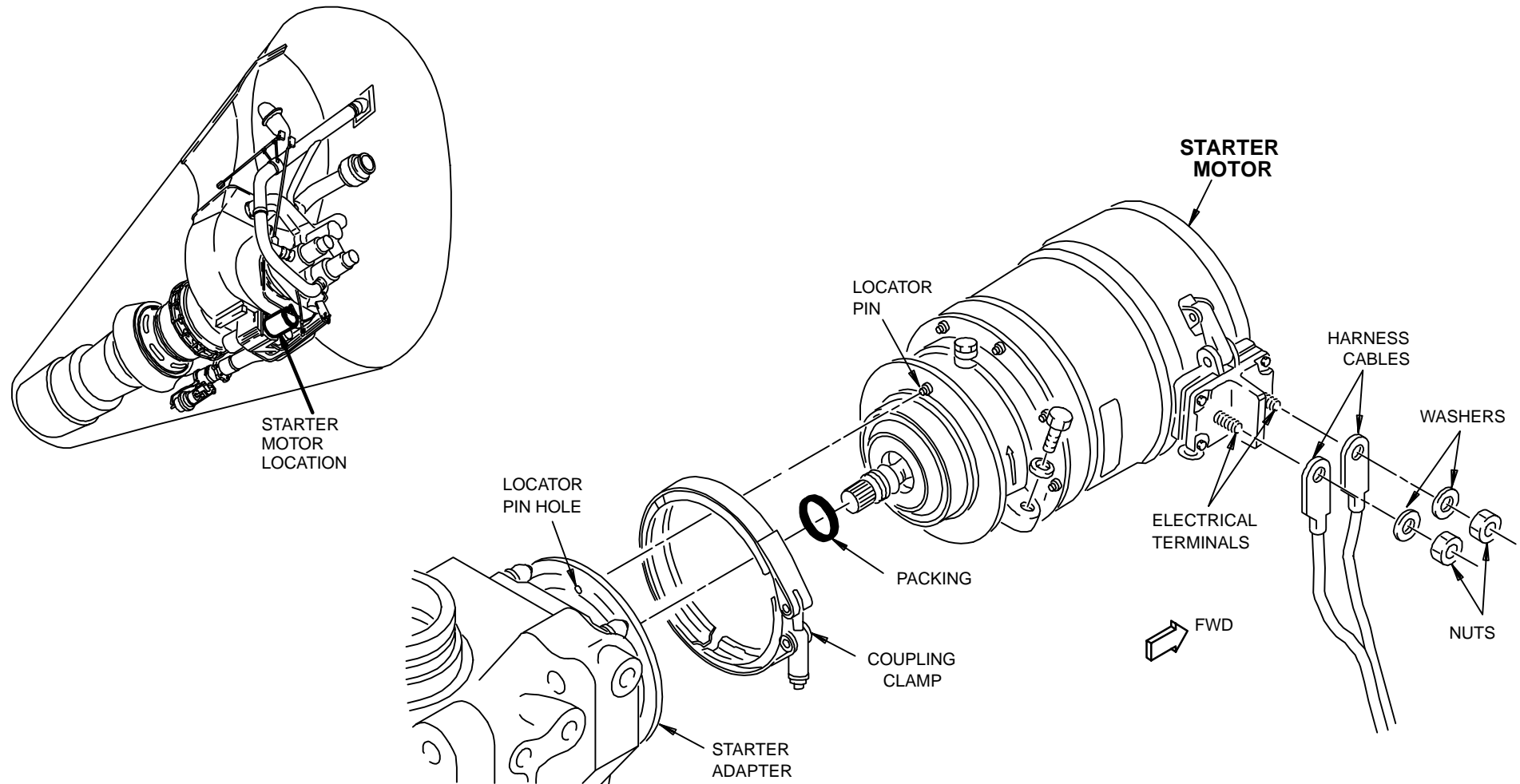
NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; the STARTER display on the APU maintenance page will show OFF when the APU control switch is in the START position and N 2 is less than 40%.

oder

CMCS Message :

APU STARTER CONTROL STUCK ON - APU CONTROLLER FAULT
(49 082).

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; for this problem, the STARTER display on the APU maintenance page will show ON when N 2 is greater than 40%.

**Figure 62 STARTER MOTOR**

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND IGNITION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 41

STARTER MOTOR BRUSHES - INSPECTION / CHECK

GENERAL

This procedure gives the steps to do an inspection of the starter brushes. Do the inspection of the starter brushes with the starter installed on the APU.

The starter brushes are installed in the starter. Get access to the starter through the APU access doors.

STARTER BRUSHES INSPECTION

- (1) 49-41-01/401, Starter Motor
- (2) IPC 49-41-01 Fig. 1

ACCESS

- (1) Location Zone
317APU Compartment-Forward Side of Accessory Gearbox, LH
318APU Compartment-Forward Side of Accessory Gearbox, RH
- (2) Access Panel
317AL APU Access Door
318AR APU Access Door

PROCEDURE

- (1) Make sure the APU control switch on the P5 panel is OFF and attach a DO-NOT-OPERATE tag.
- (2) Open these circuit breakers and attach DO-NOT-CLOSE tags:
 - (a) P6 Main Power Supply Panel
- 1) 6K18 APU ALTN CONT
- (b) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
- 1) APU PRIMARY CONT
- (3) Open the APU access doors.
 - (a) Open the latches on the APU access doors.
 - (b) Open the APU access doors.
 - (c) Engage the support rods for the APU access doors.

- (4) Remove the window strap:

- (a) Remove the locknut from the T-bolt that attaches the window strap to the starter.
- (b) Loosen the T-bolt sufficiently to release the window strap.
- (c) Remove the window strap.

(5) Examine the brushes:

(a) Make sure the center of each brush is above the top of the brush box by more than 0.06 inches (1.5 mm).

1) If the brush is less than 0.06 inches (1.5 mm) above the brush box, replace the starter motor (Ref 49-41-01/401).

- (6) Install the window strap on the starter:

- (a) Put the strap in the hook.
- (b) Put the T-bolt on the starter.
- (c) Tighten the T-bolt with your hand.
- (d) Install and tighten the locknut on the T-bolt.

- (7) Close the APU access doors.

- (a) Disengage the support rods for the APU access doors.
- (b) Put the support rods in the clips on the inner side of the APU access doors.
- (c) Make sure the insulation covers attach correctly to the APU compartment firewall.

- (d) Close the APU access doors.
- (e) Close the latches on the APU access doors.

- (8) Remove the DO-NOT-CLOSE tags and close these circuit breakers:

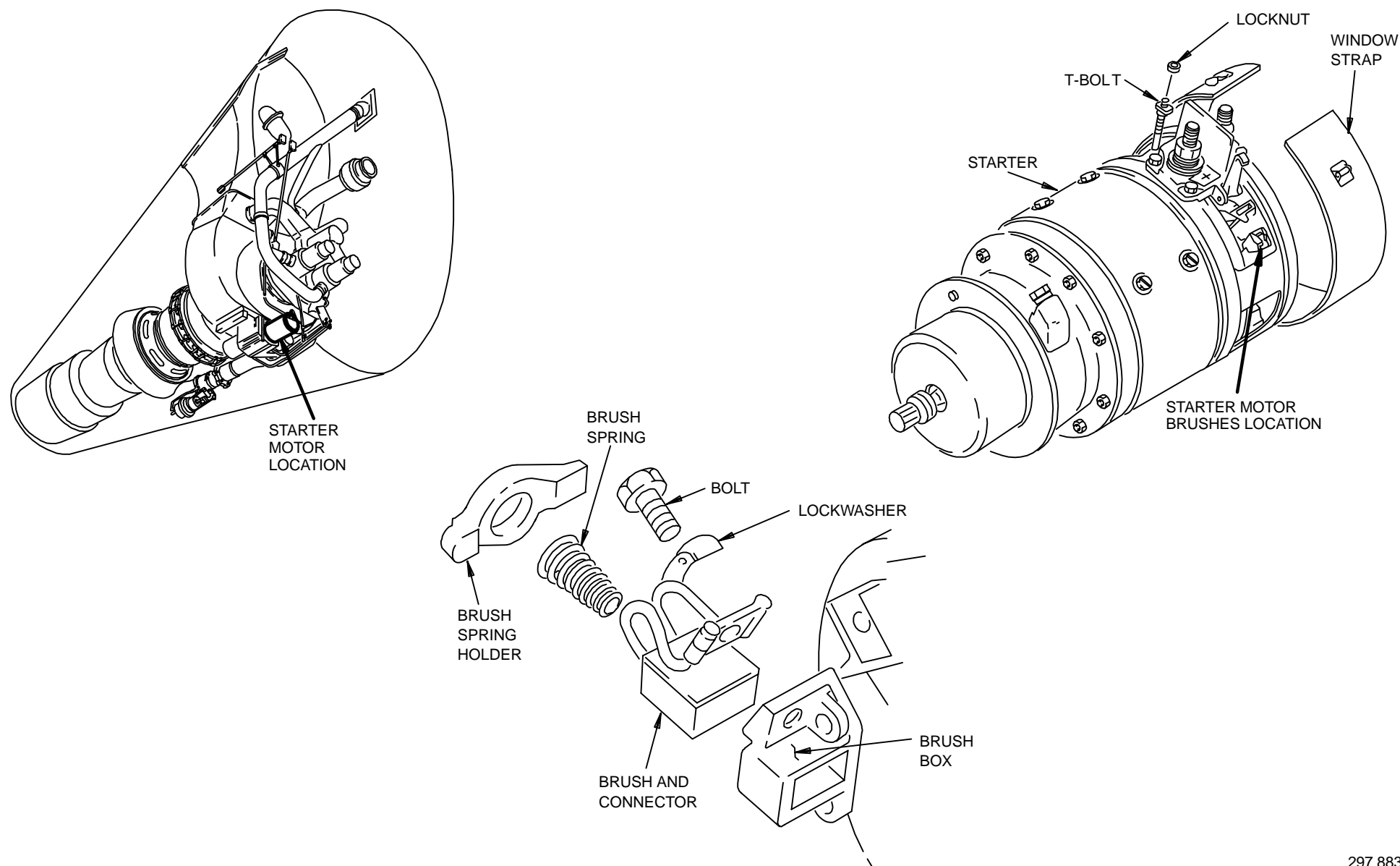
- (a) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center

- 1) APU PRIMARY CONT

- (b) P6 Main Power Supply Panel

- 1) 6K18 APU ALTN CONT

- (9) Remove the DO-NOT-OPERATE tag from the APU control switch on the P5 panel.

**Figure 63 STARTER MOTOR BRUSHES - INSPECTION / CHECK**



ATA 12 SERVICING

12 - 13 APU STARTER MOTOR OIL REPLENISHING

APU STARTER MOTOR OIL REPLENISHING

1. GENERAL

- A. This procedure gives the task to fill the APU oil tank. The oil filler cap is on the top, right side of the load gearbox. The load gearbox is the APU oil tank. You can get access to the oil filler cap through the APU access doors and up the right side of the APU.
- B. There are two sight glasses for the oil level on the right side of the load gearbox. The top sight glass is the oil full indicator. The lower sight glass is the oil low indicator.
- C. The total capacity of the oil tank is 4.81 U.S. gallons (18.2 liters). The oil quantity that can be used is 4.2 U.S. gallons (15.9 liters).
- D. Do a full oil change if a different type or brand name of oil is to be used (Ref 12-22-02/301).

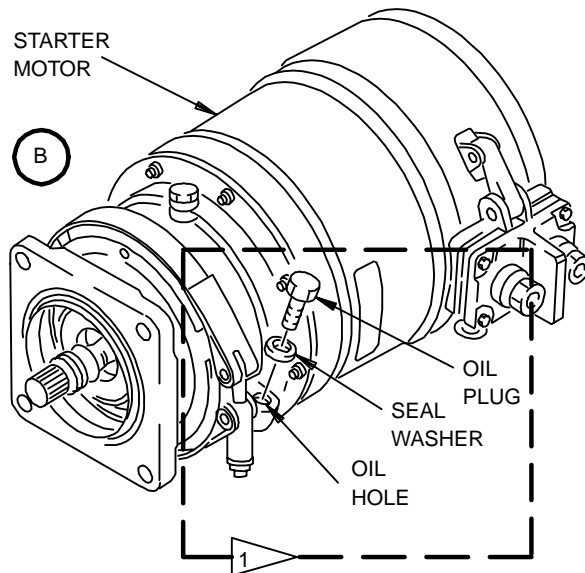
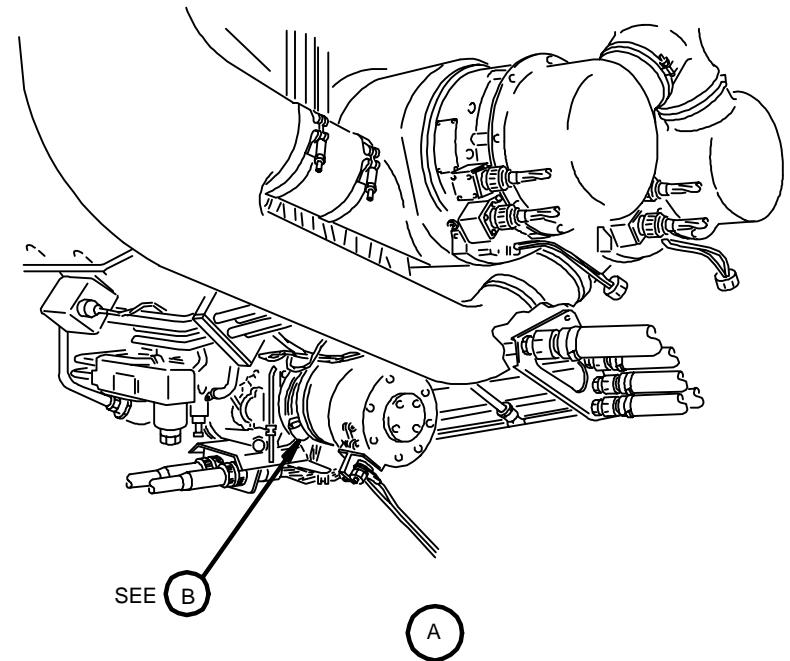
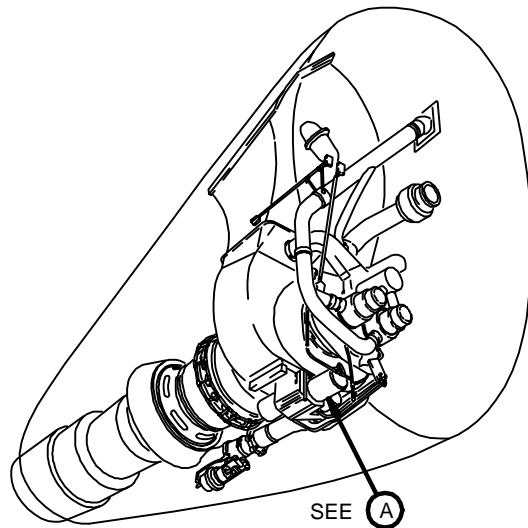
APU STARTER MOTOR OIL REPLENISHING

- A. Standard Tools and Equipment
 - (1) Plastic Tube, 0.156 inch (4.00 mm) outer diameter.
 - (2) Syringe, 20-30 cc.
- B. Consumable Materials
 - (1) D00418 Oil - Aircraft Turbine Engine
- C. Access
 - (1) Location Zone
 - 317 APU Compartment-Forward Side of the Accessory Gearbox, Left Side
 - 318 APU Compartment-Forward Side of the Accessory Gearbox, Right Side

- (2) Access Panel
 - 317AL APU Access Door
 - 318AR APU Access Door

D. PROCEDURE

- (1) Make sure the APU control switch on the P5 panel is OFF and attach a DO-NOT-OPERATE tag.
- (2) Open these circuit breakers and attach DO-NOT-CLOSE tags:
 - (a) P6 Main Power Supply Panel
 - 1) 6K18 APU ALTN CONT
 - (b) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
 - 1) APU PRIMARY CONT
- (3) Open the APU access doors.
 - (a) Open the latches on the APU access doors.
 - (b) Open the APU access doors.
 - (c) Engage the support rods for the APU access doors.
- (4) Examine the oil level in the clutch housing of the starter motor.
 - (a) Remove the oil plug from the clutch housing.
 - (b) Remove the seal washer from the oil plug.
 - (c) Look at the oil level to see if it is at the top thread of the oil hole.
 - (d) If the oil level is low or it cannot be seen, carefully add the APU oil to the clutch housing:
 - 1) ***For starter motors without an extension tube and starter motors with the large oil fill port;
Add the APU oil until it comes out the oil hole.***



- 1 STARTERS WITHOUT EXTENSION TUBE
- 2 STARTERS WITH EXTENSION TUBE
- 3 STARTERS WITH LARGE OIL FILL PORT

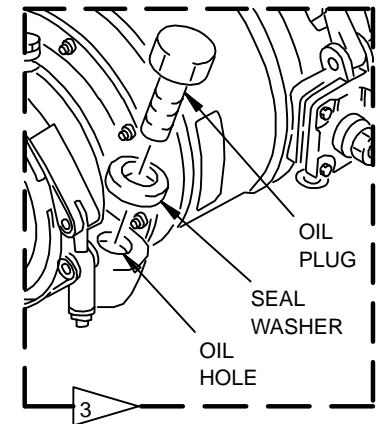
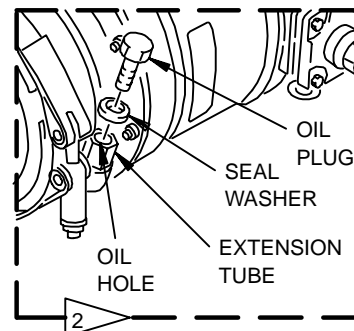


Figure 64 APU STARTER MOTOR CLUTCH HOUSING - OIL REPLENISHING

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND IGNITION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 41

2) *For starter motors with an extension tube;*

Add the APU oil:

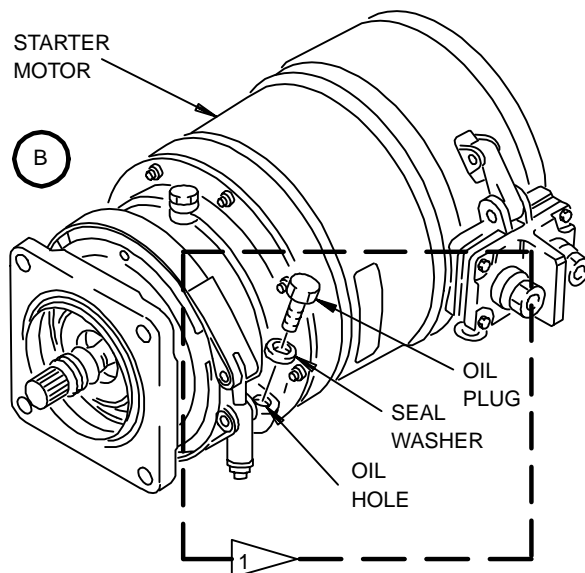
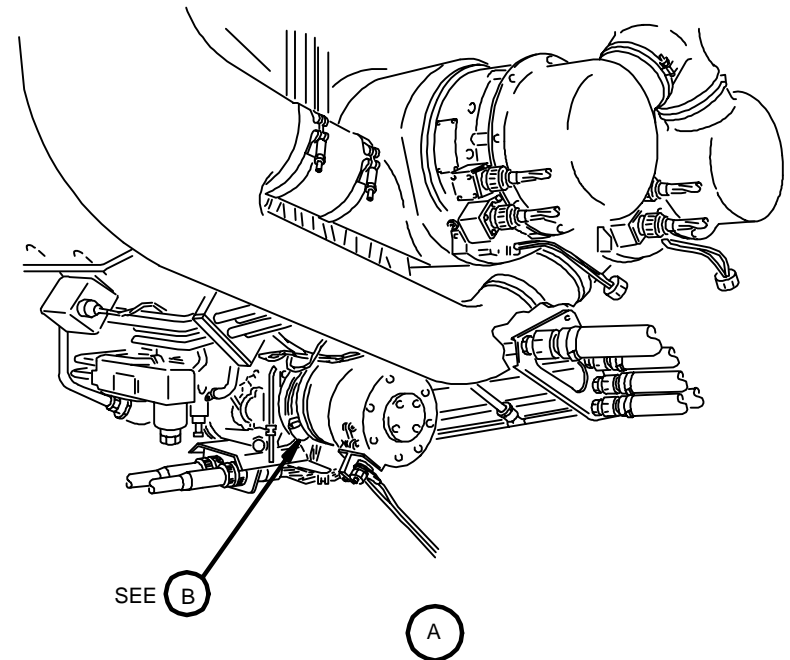
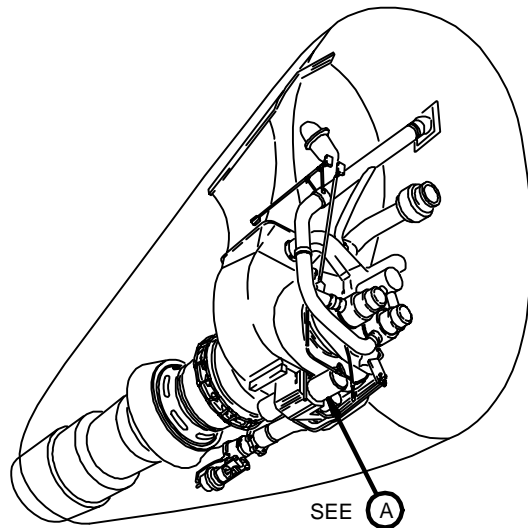
- a) Fill the syringe with oil.
- b) Attach the syringe to the plastic tube.
- c) Put the plastic tube 1.5-2.0 inches (38-50 mm) into the extension tube.
- d) Add 10 cc of oil.
- e) Do a check for oil filled more than the necessary level.

CAUTION: STARTERS WITHOUT PWC SB 16176;
REPLACE THE STARTER IF MORE THAN 50 CC OF OIL
IS USED TO FILL THE STARTER. IF THE STARTER IS
NOT REPLACED, DAMAGE TO EQUIPMENT CAN OC-
CUR.

- (f) Add more oil if it is necessary.
- (e) Carefully clean the unwanted oil off the outer surface of the clutch housing.
- (f) Carefully examine the seal washer for damage.
 - 1) Replace the washer if it is damaged.
- (g) Put the seal washer on the oil plug.
 - 1) Make sure the washer is correctly installed.
- (h) Install the oil plug in the oil hole on the clutch housing.
 - 1) **For starter motors without an extension tube;**
Tighten the plug to 62.8-66.4 pound-inches
(7.1-7.5 newton-meters).
 - 2) **For starter motors with an extension tube;**
Tighten the plug to 38.0-41.0 pound-inches
(4.3-4.7 newton-meters).
 - 3) **For starter motors with a large oil fill port;**
Tighten the plug to 248.0-283.0 pound-inches
(28.0-32.0 newton-meters).
The minimum rundown torque is 25.0 pound-inches
(2.8 newton-meters).

E. PUT THE AIRPLANE BACK IN ITS USUAL CONDITION

- (1) Close the APU access doors.
 - (a) Do a visual check of the APU bus bars:
 - 1) Make sure the bus bars are not damaged.
 - 2) Make sure no metal parts touch the bus bars.
 - 3) Make sure the bus bars do not touch each other.
 - (b) Disengage the support rods for the APU access doors.
 - (c) Put the support rods in the clips on the inner side of the APU access doors.
 - (d) Make sure the insulation covers attach correctly to the APU compartment firewall.
 - (e) Close the APU access doors.
 - (f) Close the latches on the APU access doors.
- (2) Remove the DO-NOT-CLOSE tags and close these circuit breakers:
 - (a) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
 - 1) APU PRIMARY CONT
 - (b) P6 Main Power Supply Panel
 - 1) 6K18 APU ALTN CONT
- (3) Remove the DO-NOT-OPERATE tag from the APU control switch on the P 5 panel.



- 1 STARTERS WITHOUT EXTENSION TUBE
- 2 STARTERS WITH EXTENSION TUBE
- 3 STARTERS WITH LARGE OIL FILL PORT

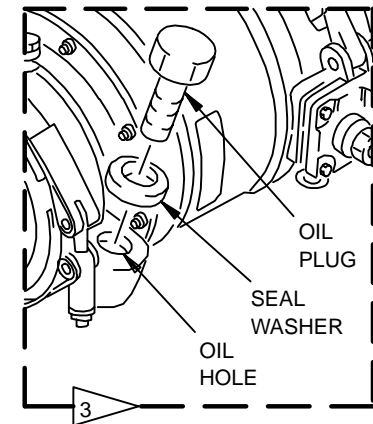
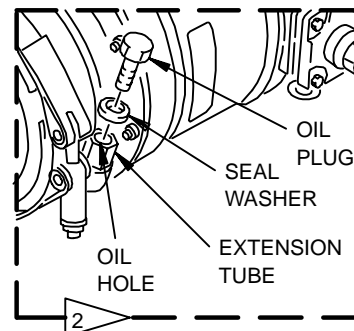


Figure 65 APU STARTER MOTOR CLUTCH HOUSING - OIL REPLENISHING

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND IGNITION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

49 - 41

IGNITION EXCITER

BESCHREIBUNG

- der Ignition Exciter ist eine abgedichtete Einheit, in der die elektronischen Steuerkreise der Zündung eingebaut sind
- der Transformator in dem Ignition Exciter wandelt die DC-Spannung (9-30V DC) am Eingang in eine pulsierende Hochspannung (ca.8000V) zum Ausgang um
- wenn das Ignition System aktiviert ist, wird ein Kondensator solange geladen, bis die gespeicherte Energie (4.7Joule) groß genug ist, um die beiden Igniter Plugs mit einem Zündfunken zu versorgen
- ist ein Igniter kurzgeschlossen oder hat einen offenen Steuerkreis, so ist die Funktion des anderen Igniters nicht beeinflusst.
Außerdem aktiviert der Steuerkreis automatisch den Konsensator zur Entladung, wenn beide Ignitor funktionsunfähig sind oder die Eingangsspannung abgeschaltet ist
- der Ignition Exciter wird von dem APUC zwischen MCS: START und 40% RPM N2 aktiviert und ist an dem Air Inlet Plenum angebaut

WARNING: **MAKE SURE THE IGNITION FOR THE APU IS OFF.**
MAKE SURE YOU USE TOOLS THAT HAVE INSULATION.
THE VOLTAGE OUTPUT OF THE IGNITION EXCITER
CAN BE DANGEROUSLY HIGH.
THE REMAINING VOLTAGE IN THE IGNITION EXCITER
CAN CAUSE INJURY TO PERSONS.

FEHLERANZEIGE AUS DEM APU IGNITION SYSTEM

Wenn ein Fehler in dem APU Ignition System durch den APU Controller festgestellt wurde, erscheint die
Advisory- and/or Status Message :

APU

und damit in Verbindung die
CMCS Message :

APU IGNITION SYSTEM STUCK OFF (49 092).

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; the IGNITOR display on the APU maintenance page will show OFF when the APU control switch is moved to the START position and N 2 is less than 40%.

oder die

CMCS Message :

APU IGNITION UNIT STUCK ENERGIZED (49 078)

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem continues, the IGNITOR display on the APU maintenance page will show ON when N 2 is more than 40% and when APU is shutdown.

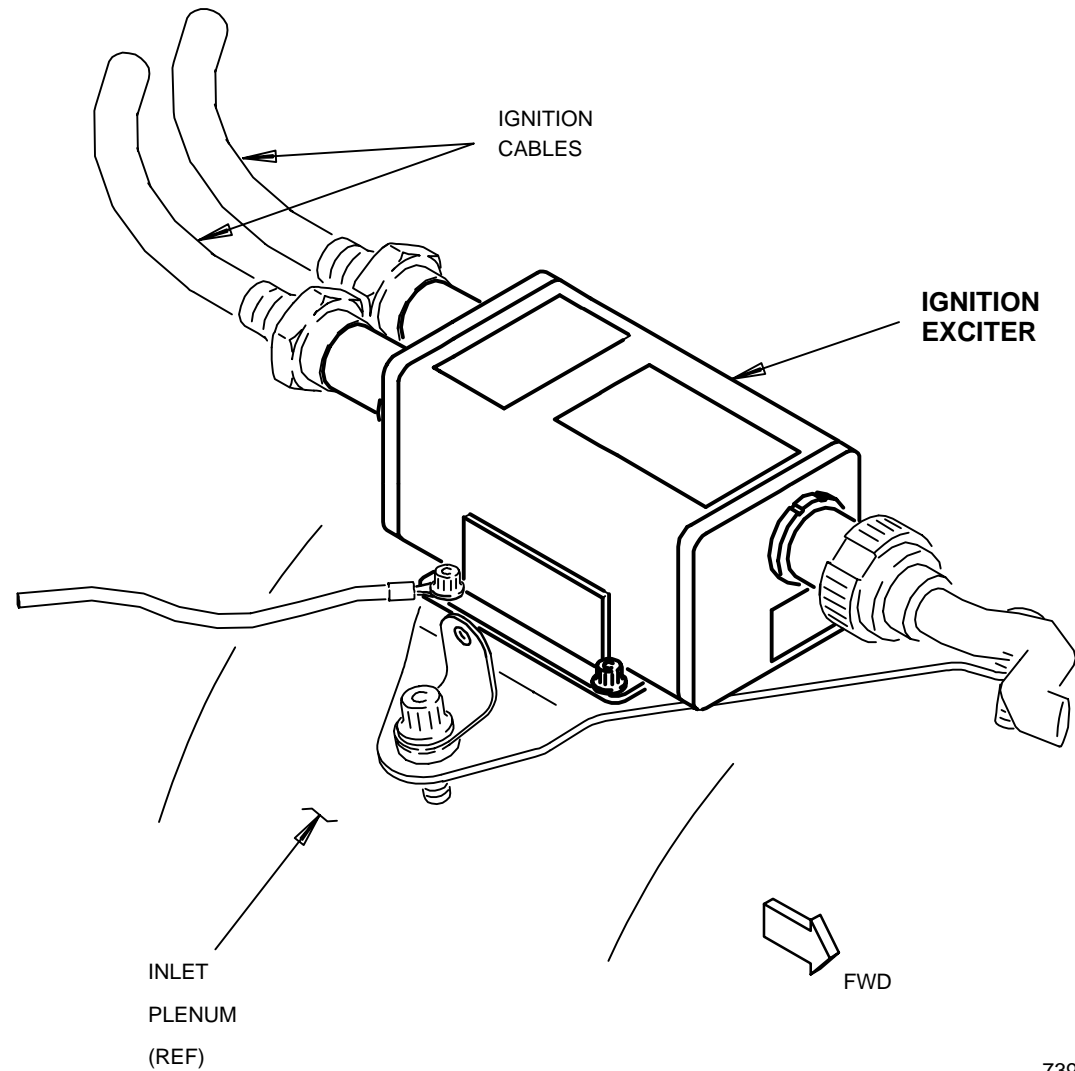
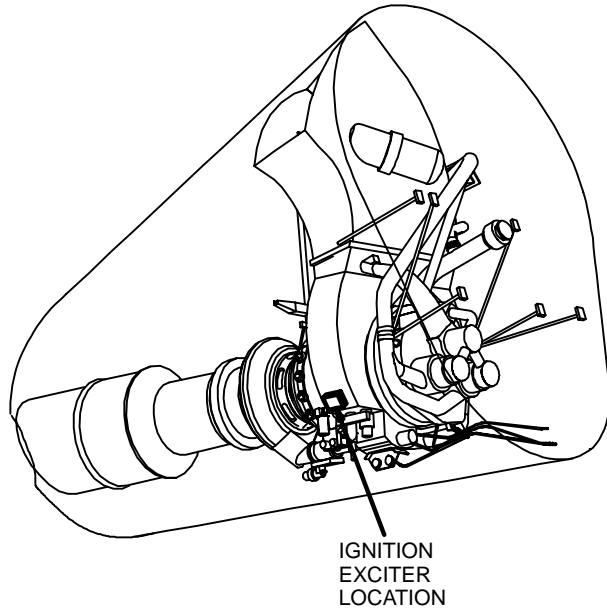


Figure 66 IGNITION EXCITER

739 562

**IGNITION CABLES****BESCHREIBUNG**

- je ein Ignition Cable überträgt den Hochspannungsimpuls von den Ignition Exciter zu den Igniter Plug
- jedes Ignition Cable besteht aus einem isolierten elektrischen Leiter und ist mit einem flexiblen Metallgeflecht ummantelt
- Kupplungsmuttern auf jeder Seite des Ignition Cables verbinden den jeweiligen Igniter mit dem Ignition Exciter

IGNITER PLUGS**BESCHREIBUNG**

- der Igniter Plug ist direkt in den Gas Generator Case eingesetzt
- auf der Oberseite wird der Gewindestecker des Ignition Cables mit dem Gas Generator Case verschraubt und damit der Igniter Plug in der Halterung gehalten
- der Igniter Plug hat eine zentrale positive Elektrode mit einem ringförmigen Halbleitermaterial in einem Gehäuse eingeschlossen
- die Spannung von dem Ignition Exciter wird zwischen der zentralen Elektrode und dem Igniter Shell (Ground) angelegt
- mit steigender Spannung fließt ein kleiner Strom über den Luftspalt, der Strom steigt, bis der Luftspalt ionisiert, an diesem Punkt entlädt sich die Energie zwischen den Elektroden und der Zündfunke entsteht
- die Anzahl der Zündfunken ist abhängig von der Eingangsspannung am Ignition Exciter und beträgt zwischen 1/sec bis 4/sec
- die Igniter Plugs sind in 5⁰⁰- und 7⁰⁰ Position in dem Gas Generator Case eingebaut

WARNING: **MAKE SURE THE APU IGNITION IS OFF.**
MAKE SURE YOU USE TOOLS THAT HAVE INSULATION.
THE REMAINING VOLTAGE IN THE IGNITION EXCITER CAN BE DANGEROUSLY HIGH.
THE IGNITION EXCITER VOLTAGE CAN CAUSE INJURY TO PERSONS.

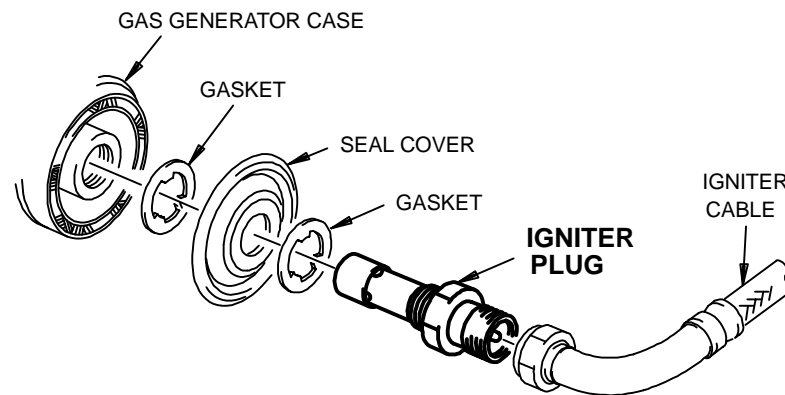
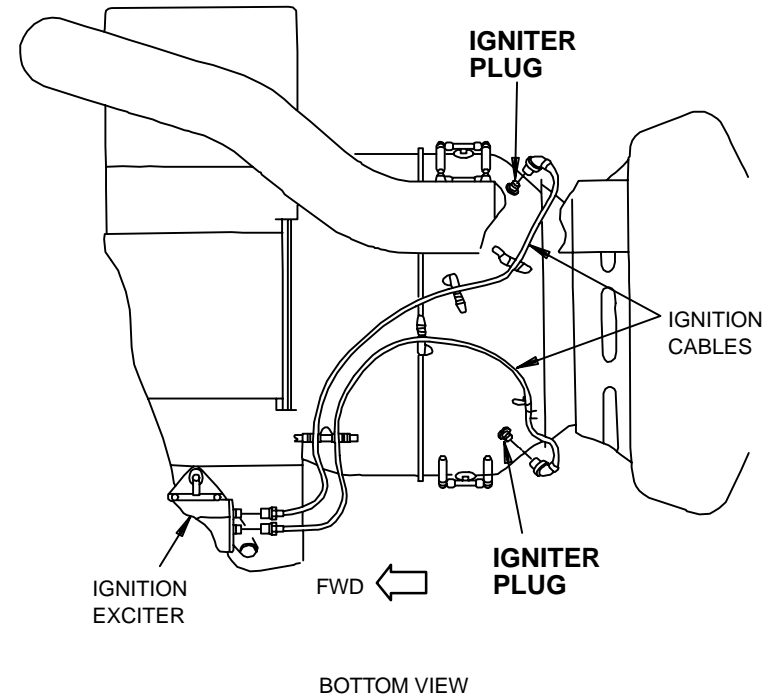
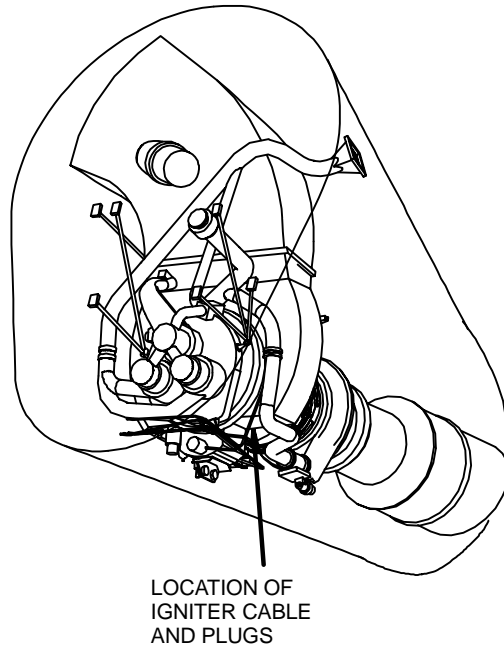


Figure 67 IGNITER PLUG AND -CABLES



49 - 61 APU CONTROL

APU ENGINE CONTROLS

- Der APU Controller ist die zentrale Steuereinheit der APU und stellt das Verbindungsglied zwischen dem Flugzeug mit seinen Systemen und der APU dar
- der APUC ist spannungsmäßig doppelt über die Battery Busses abgesichert
- der APUC selbst ist eine LRU, die internen Schaltkarten SRU's
- der APUC führt automatisch einen Startvorgang durch, wenn dieser manuell mit dem MCS eingeleitet wurde
- der APUC überwacht die APU bei ON SPEED und führt ggf. einen AUTO SHUTDOWN aus
- der APUC führt automatisch einen Abstellvorgang durch, wenn dieser manuell durch den MCS oder automatisch vom APUC ausgelöst wurde
- der APUC steuert die aus dem Load Compressor geförderte Luftmenge durch die Inlet Guide Vanes
- der APUC steuert mit dem Stepper Motor in der FMU die Kraftstoffmenge, die zur Verbrennung benötigt wird, für den Startvorgang, ON SPEED und Abstellvorgang
- für Fehler, die durch den APUC festgestellt werden, erfolgt die Anzeige als CMCS- und/oder EICAS Message
- der APUC besitzt einen BITE-Test und eine Self Test Funktion
- der APUC, wie auch die Komponenten der APU können durch einen Ground Test über den CMC überprüft werden

APU CONTROLLER INPUTS :

INPUTS TO THE APU CONTROLLER		
DESCRETE	ANALOG	FREQUENCY
FIRE SHUTDOWN START FREQUENCY RAISE AIR INLET DOOR OPEN MAIN ENGINE START AIR DRIVEN HYDRAULIC PUMP ECS DEMAND APU BLEED AIR SHUTOFF VALVE AIR - GROUND GROUND SELF TEST HIGH FUEL FILTER DELTA P LOW OIL PRESSURE COMMUNICATION MODE	ECS AIR DEMAND CURRENT XFMR NO.1 CURRENT XFMR NO.2 T 1.0 AMBIENT TEMPERATURE T 6 / T1 - EGT P 1.0 INLET PRESSURE T 1.2 LOAD COMPRESSOR AIR INLET TEMP. T 1.3 - LOAD COMPRESSOR DISCHARGE AIR TEMP. DIVERTER VALVE CONTROL LVDT OIL LEVEL OIL TEMPERATURE STEPPER MOTOR POSITION	N 1 POWER TURBINE SPEED N 2 GAS GENERATOR SPEED

APU CONTROLLER OUTPUTS :

- (1) Pneumatic Loading Available
- (2) Generator Loading Available
- (3) APU Shutdown
- (4) APU Fault
- (5) Starter Contactor
- (6) Primary Shutoff
- (7) Secondary Shutoff
- (8) Stepper Motor Power
- (9) Fuel Flow Stepper Motor Signals
- (10) Diverter Valve Control Unit Torque Motor Output
- (11) IGV Torque Motor Output
- (12) Diverter Valve Control LVDT Actuator
- (13) IGV Actuator LVDT Excitation
- (14) Stepper Motor Resolver Excitation
- (15) P1 Excitation
- (16) Oil Level Excitation (via ARINC 429 bus)
- (17) Ignition Power

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 61

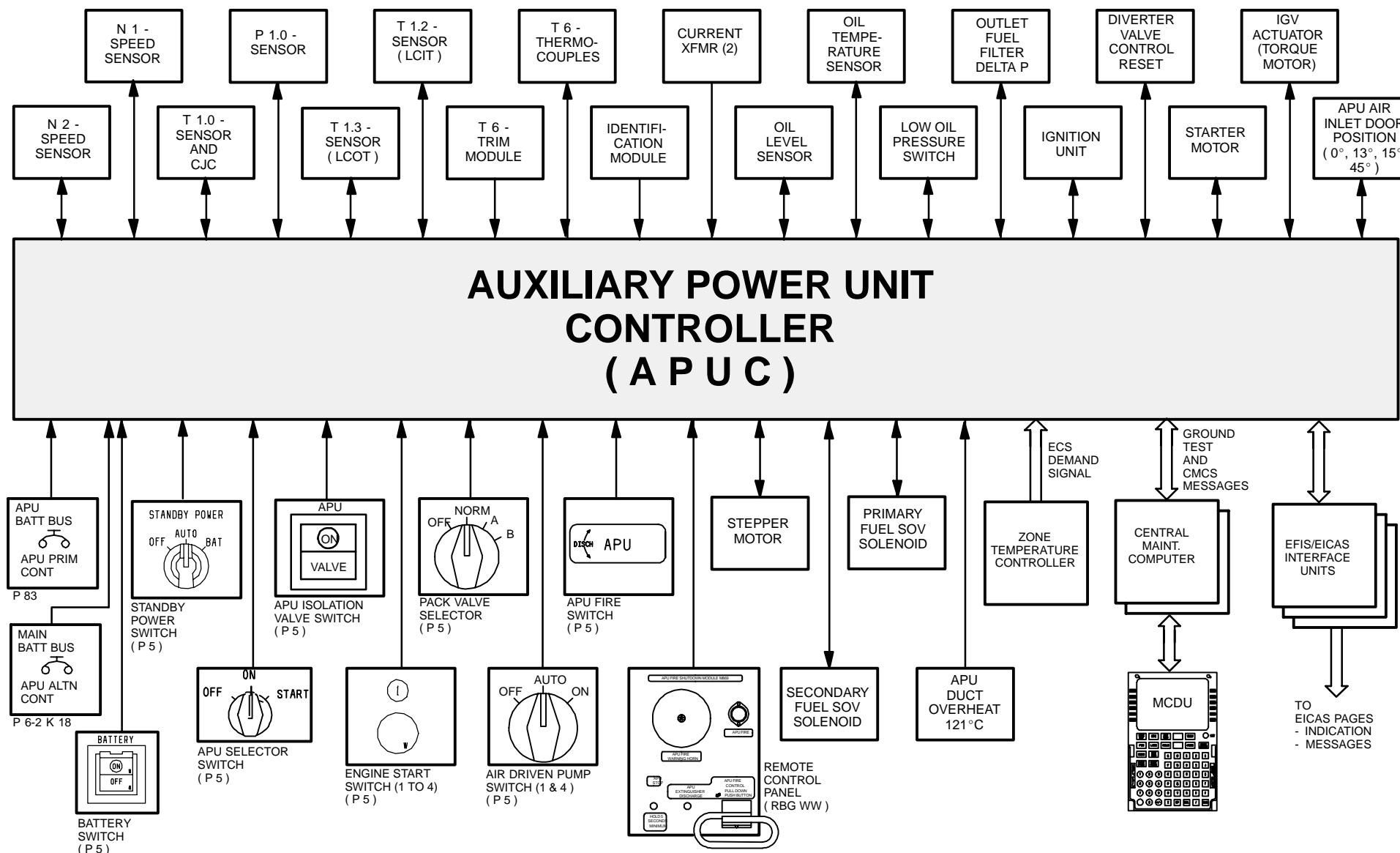


Figure 68 APU CONTROL INTERFACE SCHEMATIC

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 61

N 1 - SPEED SENSOR

- der N 1 - Speed Sensor besteht aus zwei Coils :
 - Control Coil
 - Overspeed Coil
- Eine Funktions-Umschaltung der Coils untereinander ist nicht möglich.
- ein Adjustment der Einbautiefe nach einem Sensorwechsel ist nicht erforderlich
- Bei geneuerten N 1 - Speed Sensoren muß der Sensor-Ausbau zum Anfang mittels der beiden Jackscrews erfolgen

N1 - SPEED SENSOR - CONTROL COIL :

- mißt die Load Compressor Rotor Speed
- sie ist ausschließlich für die Control Funktion APU ON SPEED 100%RPM N 1 vorhanden
- zur Indication auf der APU Maintenance Page
- Control Coil Failure können einen :
 - APU AUTOSHUTDOWN
 - und/oder
 - APU START INHIBIT
 - und/oder
 - APU START ABORT
 hervorrufen.

FEHLERANZEIGE :

Wenn die **APU N1 100% RPM** läuft und der N 1 - Speed Sensor fällt aus, erfolgt ein APU AUTOSHUTDOWN und die Advisory- and/or Status Message :

APU

erscheint,
und auf der MCDU wird die

CMCS Message :

APU AUTOSHUTDOWN

LOSS OF N 1 ROTOR SPEED SIGNAL (49 035)

angezeigt.

N1 - SPEED SENSOR - OVERSPEED COIL :

- überwacht die maximale Drehzahl des APU Load Rotorsystemes
- Schaltwert : 110,8% RPM N1
- wird der Schaltwert überschritten, erfolgt ein sofortiger APU AUTOSHUTDOWN
- wird durch den APUC ein Fehler der Overspeed Coil festgestellt, wird ein APU AUTOSHUTDOWN ausgelöst und die Status Message : APU START INHIBIT angezeigt.

SHUTDOWN TEST :

- Die Overspeed Coil des N 1 - Speed Sensors wird bei jedem 4. Normal Shutdown (MCS to OFF) überprüft und dann das Primary Fuel Shut-Off Solenoid in der FMU stromlos geschaltet.

Wenn der APU SHUTDOWN - Test fehlerhaft ist, erfolgt die Status Message

APU START INHIBIT

und auf der MCDU wird die

CMCS Message :

APU START INHIBIT

N 1 ROTOR SPEED TEST FAIL AT SHUTDOWN (49 070)

angezeigt.

NOTE: *This problem sets a start inhibit.*

When you start the APU make sure the problem does not continue, the APU will start, accelerate, run for 60sec. and shutdown. Look for CMCS message after shutdown.

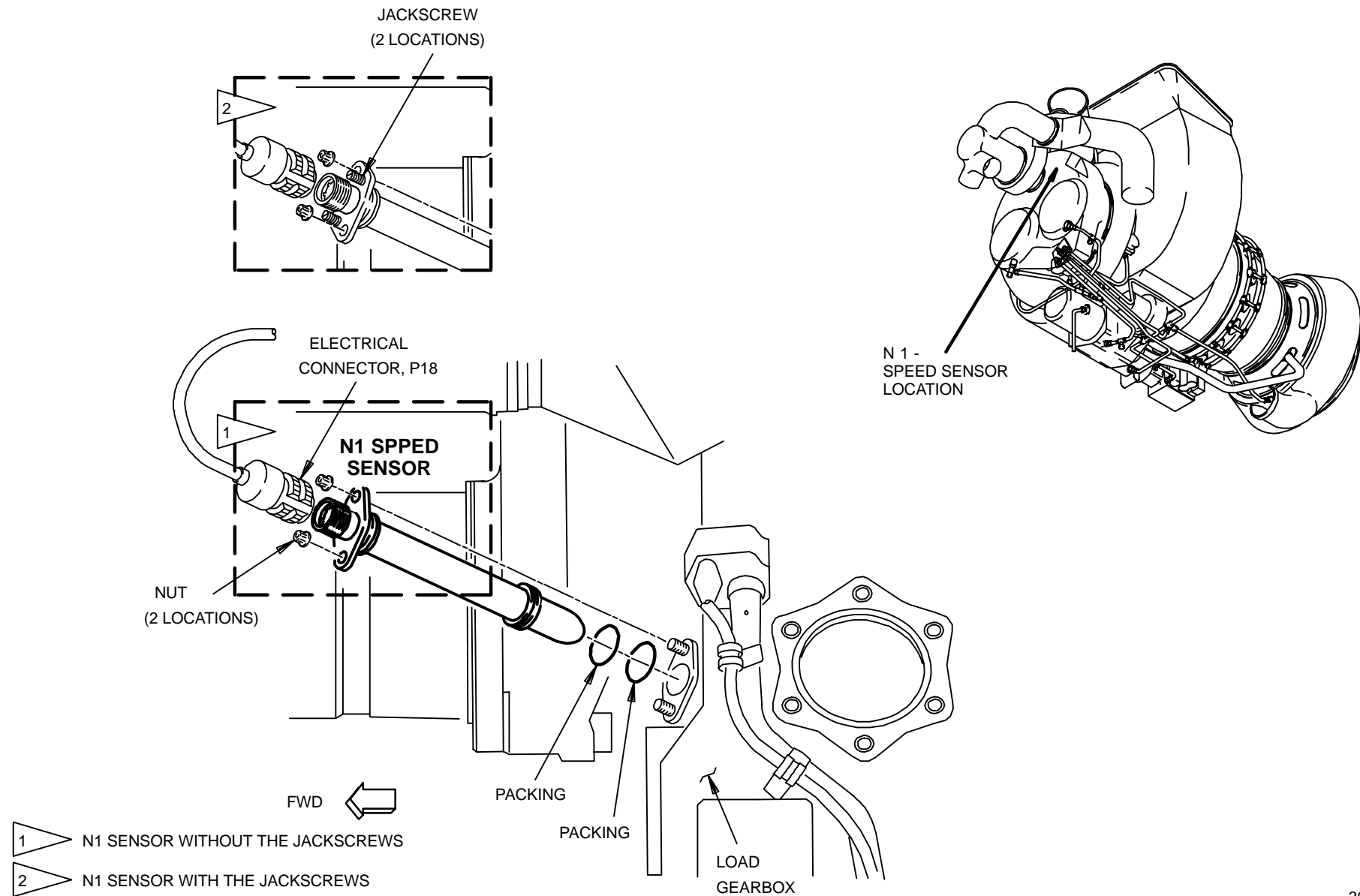


Figure 69 N 1 - SPEED SENSOR

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 61

N 2 - SPEED SENSOR

- der N 2 - Speed Sensor besteht aus zwei Coils :
 - Control Coil
 - Overspeed Coil
- Eine Funktions-Umschaltung der Coils untereinander ist nicht möglich.
- ein Adjustment der Einbautiefe nach einem Sensorwechsel ist nicht erforderlich

N 2 - SPEED SENSOR - CONTROL COIL :

- mißt die APU High Pressure Rotor Speed
- zur Indication auf der APU Maintenance Page
- die Control Coil ist für die Control Funktionen bei einem APU Start und -Shutdown zuständig :
 - FUEL (Primary Solenoid, Secondary Solenoid und Stepper Motor)
 - STARTER (OFF / ON)
 - IGNITION (OFF / ON)
- Control Coil Failure :
 - wenn die APU 100% RPM N1 läuft und die Control Coil des N 2 - Speed Sensors ausfällt ⇒ läuft die APU weiter ⇒ erfolgt die Status Message : APU START INHIBIT ⇒ die Inlet Guide Vanes (IGV's) werden in die Minimum Position (69° / 5% OPEN) gefahren ⇒ die Indication auf der APU Maintenance Page : PNEU AVAIL zeigt OFF an

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein N 2 - Speed Sensor Fehler von dem APUC während des Self-Testes festgestellt wurde, ist die APU nicht zu starten und es erfolgt die Status Message :

APU START INHIBIT

und auf der MCDU erfolgt die

CMCS Message :

APU START INHIBIT

N 2 ROTOR SPEED SIGNAL NOT AVAILABLE (49 068).

N 2 - SPEED SENSOR - OVERSPEED COIL :

- überwacht die maximale Drehzahl des APU High Pressure Rotorsystemes
- Schaltwert : 103,8% RPM N2
- wird der Schaltwert überschritten, erfolgt ein sofortiger APU AUTOSHUTDOWN
- wird durch den APUC ein Fehler der Overspeed Coil festgestellt, wird ein APU AUTOSHUTDOWN ausgelöst und die Status Message : APU START INHIBIT angezeigt.

SHUTDOWN TEST :

- Die Overspeed Coil des N 2 - Speed Sensors wird bei jedem 4. Normal Shutdown (MCS to OFF) überprüft und dann das Primary Fuel Shut-Off Solenoid in der FMU stromlos geschaltet.

Wenn der APU SHUTDOWN - Test fehlerhaft ist, erfolgt die Status Message

APU START INHIBIT

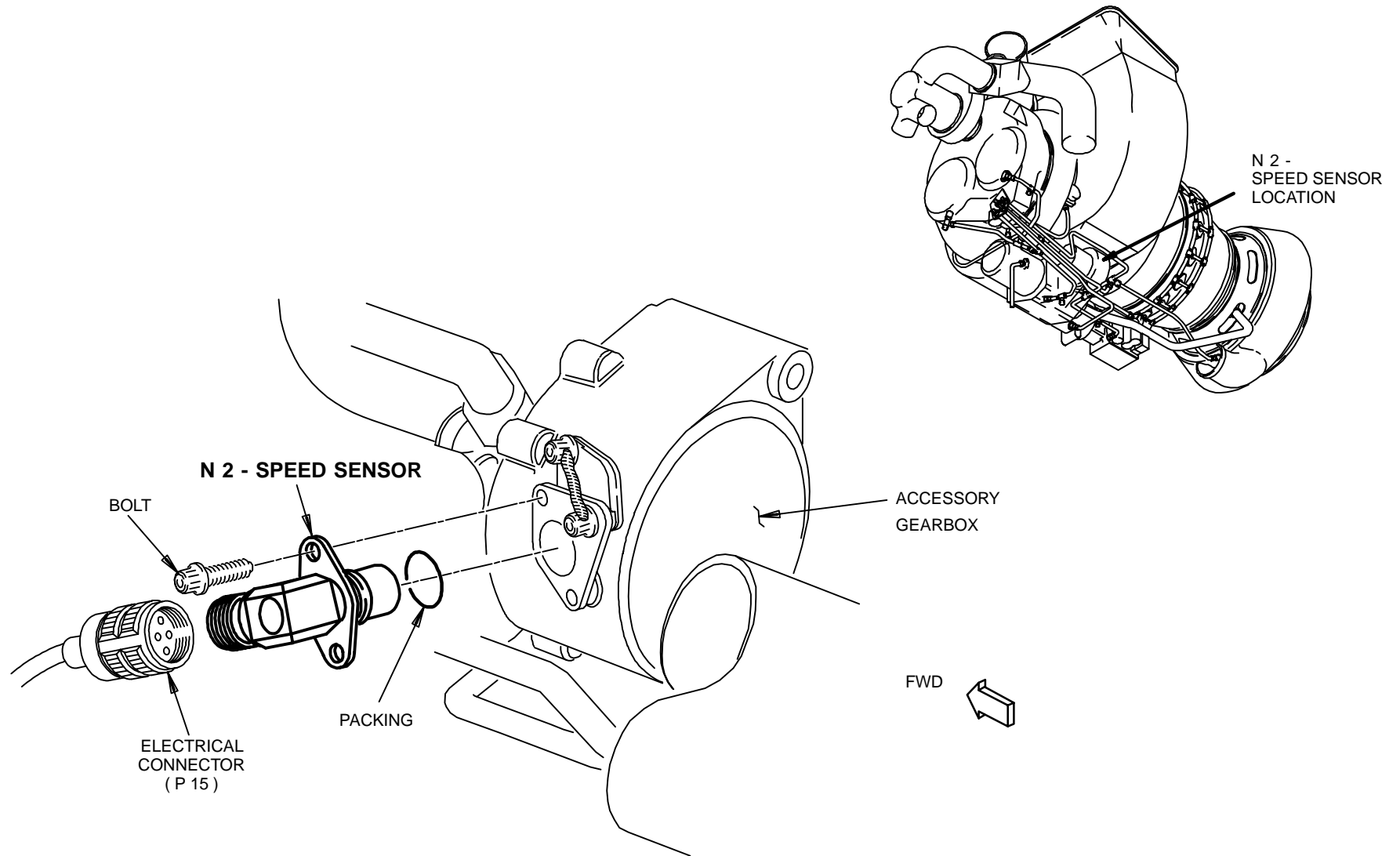
und auf der MCDU erfolgt die CMCS Message :

APU START INHIBIT

N 2 ROTOR SPEED TEST FAIL AT SHUTDOWN (49 069) angezeigt.

NOTE: *This problem sets a start inhibit.*

When you start the APU make sure the problem does not continue, the APU will start, accelerate, run for 60sec. and shutdown. Look for CMCS message after shutdown.

**Figure 70 N 2 - SPEED SENSOR**

300 805

**APU DATA PLATE AND T 6 THERMOCOUPLE TRIM BOX**

- auf der APU DATA PLATE ist unter EGT TRIM der Wert angegeben, der als EGT Differenz zwischen der Test Bench EGT mit 32 Temperaturfühlern und der Operating APU EGT mit 6 Temperaturfühlern besteht
- dieser Wert geht in die Berechnung der angezeigten APU EGT durch den APUC ein
- der Differenzwert ist in der T6 Thermocouple Trim Box einprogrammiert
 - ein positiver Wert wird zu der gemessenen EGT addiert und umgekehrt

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler von dem APU Controller für die T6 Thermocouple Trim Box festgestellt wurde, wird nur die

CMCS Message :

APU EGT TRIM MODULE CIRCUIT FAULT (49 034).
angezeigt.

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the EGT display on the APU maintenance page will be blank.

SERIAL NUMBER IDENTIFICATION UNIT

- in der Serial Number Identification Unit ist die Serial Nummer der APU einprogrammiert und dient unter anderem dem APUC zur Zuordnung der APU Stunden und APU Starts
- die Seriennummer (SN) wird auf der APU Maintenance Page angezeigt

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler von dem APU Controller für die APU Serial Number Identification Unit festgestellt wurde, wird nur die

CMCS Message :

APU SERIAL NMBR MODULE FAULT (49 028).
angezeigt.

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the SERIAL NO. display on the APU maintenance page will be blank.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS

SERIAL NO. <input type="text"/>	
MOD. LEVEL <input type="text"/>	
BALANCING DATA	
H <input type="text"/>	<input type="text"/>
H <input type="text"/>	<input type="text"/>
REF. DATA AT 29.2 IN. HG.ABS. AT 37.8° C	
AT MAX. ECS RATING	
N2	RPM <input type="text"/>
EGT	° C <input type="text"/>
EGT TRIM	° C <input type="text"/>
DRY WEIGHT	LBS <input type="text"/>

APU DATA PLATE

EGT TRIM VALUE
IN DEGREES
CELSIUS

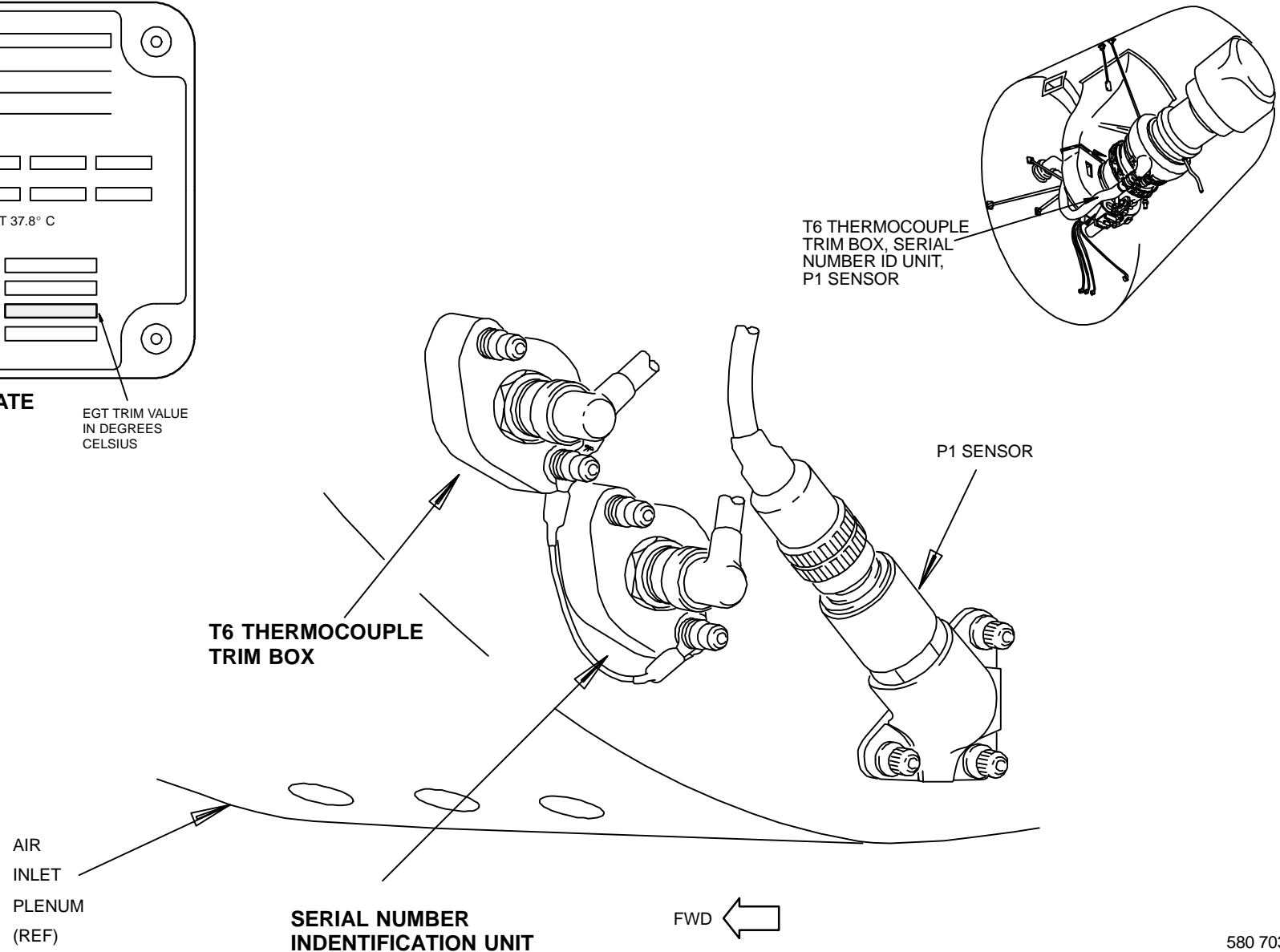


Figure 71 T 6 THERMOCOUPLE TRIM BOX AND SERIAL NUMBER IDENTIFICATION UNIT

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 61

AIR INLET TEMPERATURE SENSOR (T 1.0)

- überträgt das gemessene Temperatur-Signal (T 1.0) in den APU Controller zur Regelung von :
 - Fuel Control
 - IGV Control
 - EGT Correction
- das gemessene Exhaust Gas Temperature (EGT) Signal (T 6) wird durch die gemessene T 1.0 korrigiert, d.h. es wird eine Thermocouple Cold Junction durchgeführt, gemessener T 6 - Wert minus des T 1.0 - wertes und an den APUC übertragen
- zur Indication auf der APU Maintenance Page
- *bei einem Air Inlet Temperature Sensor Failure wird automatisch durch den APU Controller auf den Load Compressor Inlet Temperature Sensor (T 1.2) umgeschaltet*
- *bei einer Air Inlet Temperature von > 260° C erfolgt ein APU AUTOSHUT DOWN.*

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler des APU Inlet Temperature Sensors festgestellt wird, erscheint auf der MCDU nur die

CMCS Message :

APU INLET TEMP SENSOR CIRCUIT FAULT (49 030).

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the INLET TEMP display on the APU maintenance page will be blank.

AIR INLET PRESSURE SENSOR (P 1.0)

- überträgt das gemessene Pressure-Signal (P 1.0) in den APU Controller zur Regelung von :
 - Fuel Control
 - IGV Control
- zur Indication auf der APU Maintenance Page
- *bei einem Air Inlet Pressure Sensor Failure wird automatisch durch den APU Controller auf den einprogrammierten Wert von 11.8psi umgeschaltet*

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler des APU Inlet Air Pressure Sensor festgestellt wird, erscheint auf der MCDU nur die

CMCS Message :

APU INLET PRESS SENSOR CIRCUIT FAULT (49 026).

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the INLET PRESS display on the APU maintenance page will be blank.

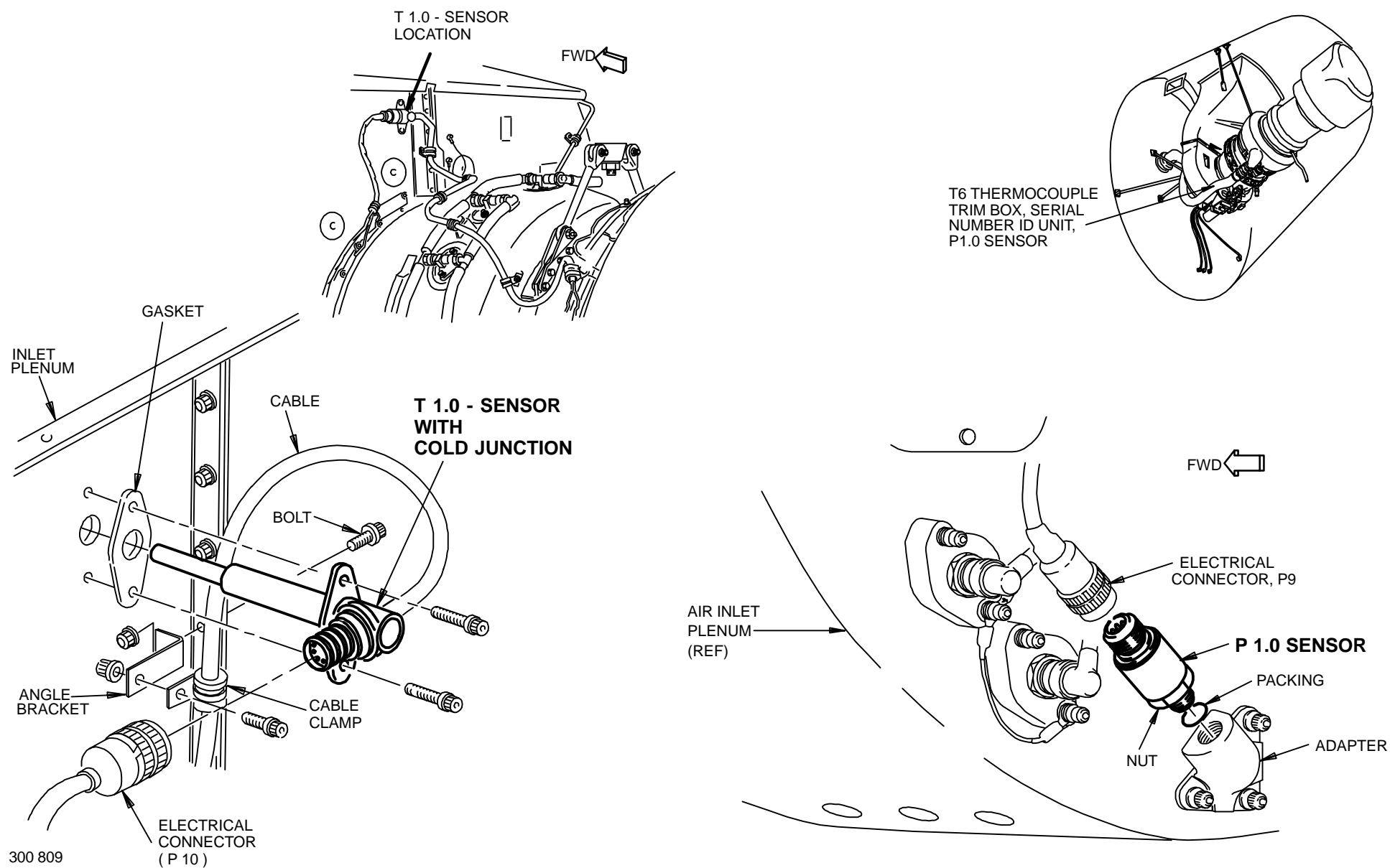


Figure 72 AIR INLET TEMPERATURE SENSOR (T 1.0) AND AIR INLET PRESSURE SENSOR (P 1.0)

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2

49 - 61

LOAD COMPR. INLET TEMP. SENSOR (LCIT) T 1.2

- überwacht die Load Compressor Inlet Temperature
 - STALL DETECTION
- wird bei jeder 4. APU Normal Shutdown Sequence überprüft
- *bei einem Load Compressor Inlet Temperature Sensor Failure wird automatisch durch den APU Controller auf den festeinprogrammierten Wert von 15° C in dem APU Controller umgeschaltet*
- *bei einer Load Compressor Inlet Temperature von > 109° C erfolgt ein APU AUTO SHUTDOWN*

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler des APU Load Compressor Inlet Temperature Sensors festgestellt wird, erfolgt auf der MCDU nur die

CMCS Message :

**APU LOAD COMPRESSOR INLET TEMPERATURE SENSOR CIRCUIT
FAULT** (49 031).

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the L/C INLET TEMP display on the APU maintenance page will be blank.

LOAD COMPR. OUTLET TEMP. SENSOR (LCOT) T 1.3

- überwacht die Load Compressor Outlet Temperature
 - BLEED AIR OVERTEMPERATURE PROTECTION
- *bei einem Load Compressor Outlet Temperature Sensor Failure wird automatisch durch den APU Controller auf den festeinprogrammierten Wert von 100° C in dem APU Controller umgeschaltet*
- *bei einer Load Compressor Outlet Temperature von > 246° C erfolgt ein APU AUTOSHUTDOWN*

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler des APU Load Compressor Outlet Temperature Sensors festgestellt wird, erfolgt auf der MCDU nur die

CMCS Message :

APU BLEED AIR TEMPERATURE SENSOR CIRCUIT FAULT (49 033).

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the L/C EXIT TEMP display on the APU maintenance page will be blank.

Wenn ein *Autoshutdown auf Grund T 1.3 Overtemperature (> 246° C) in Verbindung mit einem IGV Control Fault* festgestellt wird, erfolgt die

Status Message

APU START INHIBIT

und auf der MCDU erfolgt die

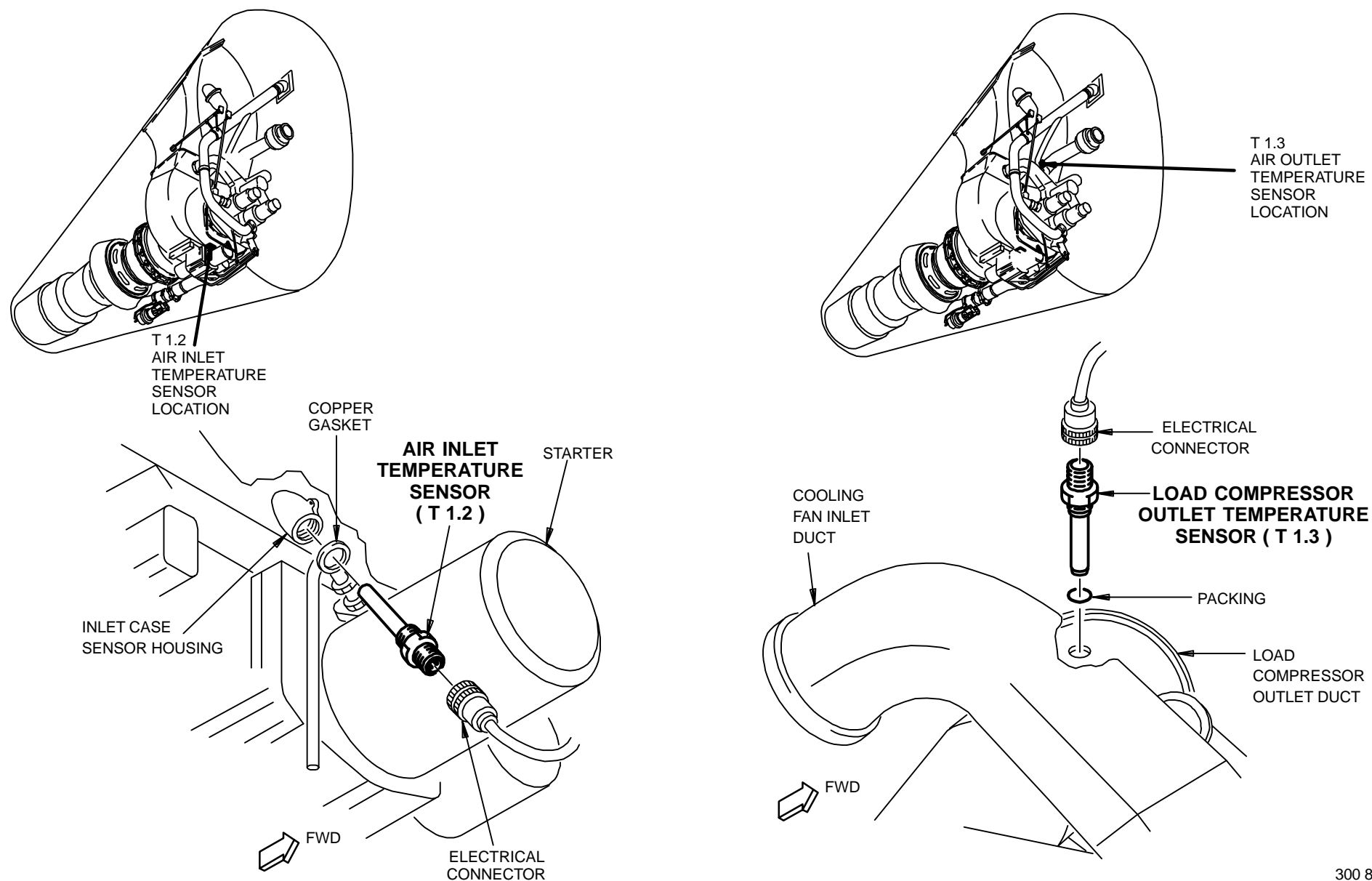
CMCS Message :

APU START INHIBIT

BLEED AIR TEMPERATURE HIGH AND IGV FAILED (49 072).

NOTE: *This problem sets a start inhibit.*

When you start the APU make sure the problem does not continue, the APU will start, accelerate, run for 60sec. and shutdown. Look for CMCS message after shutdown.


Figure 73 LOAD COMPR. INLET- (T 1.2) AND LOAD COMPR. OUTLET (T 1.3) TEMPERATURE SENSOR

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 61

EXHAUST GAS THERMOCOUPLES (T 6)

- besteht aus 6 Thermoelementen, die mit zwei umlaufenden Bus Bar (positiv / negativ) jeweils verbunden sind
- mißt die Exhaust Gas Temperature (EGT)
- die gemessene Exhaust Gas Temperature wird durch :
 - den Korrekturwert des EGT Trim Modules
 - und
 - der Cold Junction Temperature Compensation (T 1.0) korrigiert
 - und
 - auf der APU Maintenance Page angezeigt.
- bei einem kompletten EGT Signal Ausfall läuft die APU weiter, es wird aber die Status Message :

APU START INHIBIT

angezeigt

- bei einer EGT von > 700°C erfolgt ein APU AUTOSHUTDOWN.

NOTE: Das EGT Limit von 700°C ist immer aktiv !

NOTE: Ist kein EGT-Signal während des Self Tests durch den APUC vorhanden, erfolgt ein
APU START INHIBIT !

NOTE: Wird eine EGT von >700°C bei dem Startvorgang erreicht, erfolgt ein
APU START ABORT !

NOTE: wird eine EGT von >700°C bei APU ON SPEED erreicht, erfolgt ein :
APU AUTOSHUTDOWN !

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler für die Exhaust Gas Thermocouples während des Testes von dem APU Controller während der APU Start Sequence festgestellt wurde, wird der Startvorgang abgebrochen und die APU läßt sich nicht wieder starten und es erfolgt die

Status Message :

APU START INHIBIT

und auf der MCDU ist der Grund für die Status Message ersichtlich :

CMCS Message :

APU START INHIBIT

EGT SIGNAL NOT AVAILABLE (49 067).

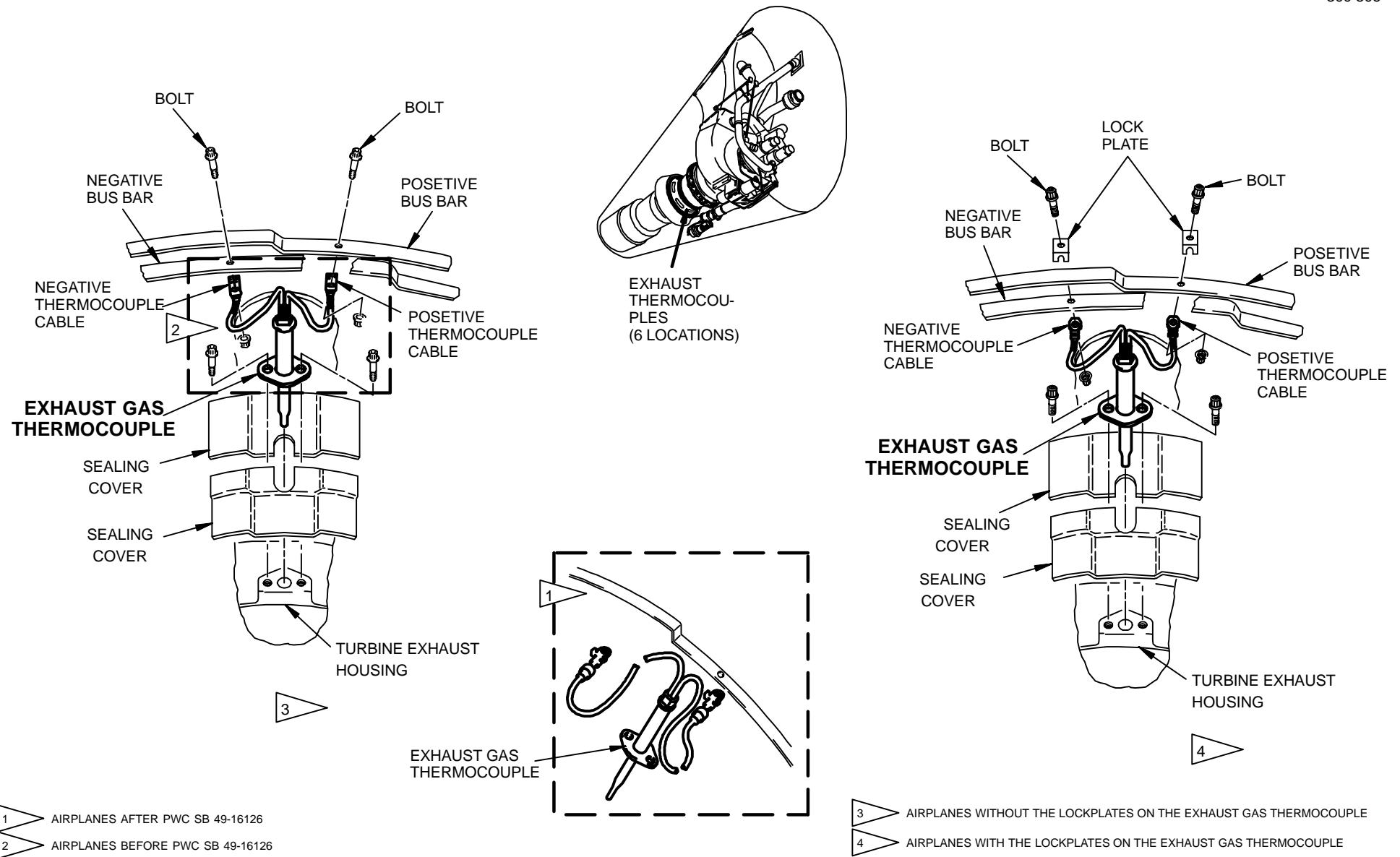


Figure 74 EXHAUST GAS THERMOCOUPLES

**APU CURRENT TRANSFORMER**

- der Current Transformer wird benutzt, um die Strombelastung von der Phase C des 90KVA, 3Phasen, 400Hz Generators an der APU zu messen
- die Phase C ist durch den hohlen Kern des Current Transformers geführt
- die Strompulse durch die Phase C induzieren in dem Current Transformer das gleiche Signal
- das Signal wird zu dem APU Controller geführt und zur
 - Anzeige auf der APU Maintenance Page : GEN 1 / 2 LOADund
 - in FUEL CONTROL, zur Aufrechterhaltung von APU ON SPEED (100% RPM N1)verwand.

FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler von dem APU Controller für dem APU Current Transformer festgestellt wurde, wird nur die

CMCS Message :

APU GENERATOR CURRENT TRANSFORMER CIRCUIT NO.1

FAILURE (49 011)

und / oder

APU GENERATOR CURRENT TRANSFORMER CIRCUIT NO.2

FAILURE (49 010)

angezeigt.

NOTE: For airplanes with IDS S/W P/N 995-0017-007; if the problem exists, the GEN 1/2 LOAD display on the APU maintenance page will be blank.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS

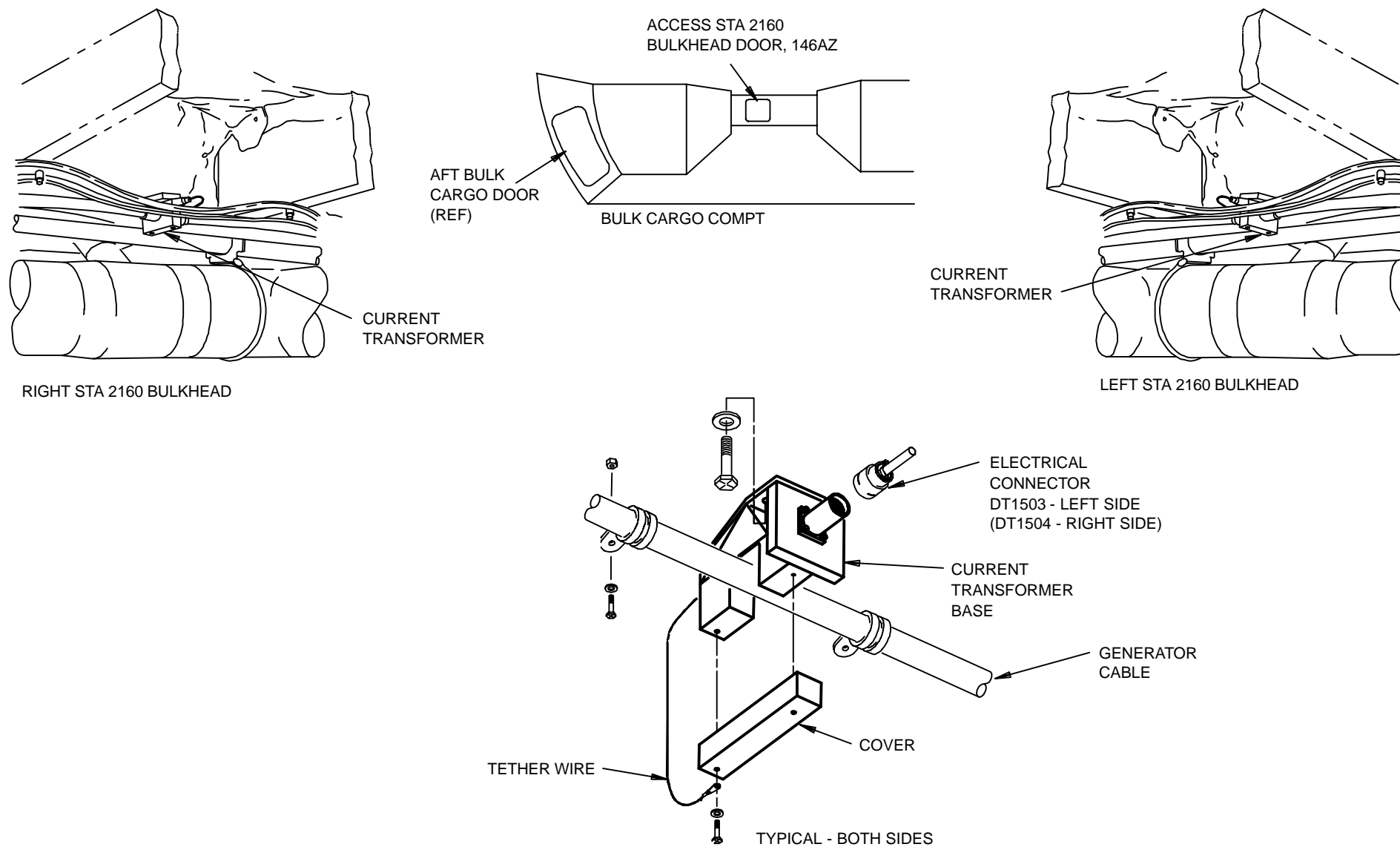


Figure 75 APU CURRENT TRANSFORMER



APU CONTROL COMPONENT FAILURE

APU CONTROL COMPONENT AUTO SWITCHING

BESCHREIBUNG

Wenn ein Überwachungs- oder Indication - Bauteil der APU fehlerhaft ist, erfolgt eine entsprechende EICAS- bzw. CMCS Message.

Für bestimmte Fehler erfolgt das Setzen eines APU RE-START INHIBITS (Siehe Control Components).

Für Fehler einer Überwachungseinheit (Sensor, Switch, Module) erfolgt ein automatisches Umschalten auf eine andere Überwachungseinheit oder einen Festwert in dem APUC.

Die unten stehende Abbildung gibt Ihnen einen Überblick über das automatische Umschalten bei einem Fehler an einem Bauteil.

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

ALL

49 - 61

<div>APU PHASE</div> <div>APU COMPONENTS</div>		FAIL BEFORE / AT APU START PHASE	FAIL APU ON SPEED (100% RPM N1)	FAIL APU SHUTDOWN PHASE
N1 - SPEED SENSOR	CONTROL COIL	APU START ABORT	APU AUTOSHUTDOWN	ABORT NEXT START
	OVERSPEED COIL	APU START ABORT	APU AUTOSHUTDOWN	IF SHUTDOWN TEST FAIL APU RE-START INHIBIT
	> 110.8% RPM APU AUTOSHUTDOWN			
N2 - SPEED SENSOR	CONTROL COIL	APU START INHIBIT	APU START INHIBIT APU RUNS / IGV's TO 5% OPEN	ABORT NEXT START
	OVERSPEED COIL	APU START ABORT	APU AUTOSHUTDOWN	IF SHUTDOWN TEST FAIL APU RE-START INHIBIT
	> 103.2% RPM APU AUTOSHUTDOWN			
P 1.0 INLET PRESSURE SENSOR		IF FAILED ⇒ APUC 11.8 PSI ⇒ CMCS MESSAGE ONLY		
T 1.0 INLET TEMPERATURE SENSOR		IF FAILED ⇒ T 1.2 ⇒ CMCS MESSAGE ONLY		
		> 260°C APU AUTOSHUTDOWN		
T 1.2 LOAD COMP. INLET TEMP. SENSOR		IF FAILED ⇒ APUC 15°C ⇒ CMCS MESSAGE ONLY		IF SHUTDOWN TEST FAIL APU START INHIBIT
		> 109°C APU AUTOSHUTDOWN		
T 1.3 LOAD COMP. OUTLET TEMP. SENSOR		IF FAILED ⇒ APUC 100°C ⇒ CMCS MESSAGE ONLY		
		> 246°C APU AUTOSHUTDOWN		
T 6 EXHAUST GAS THERMOCOUPLES		TOTAL LOSS OF EGT APU START INHIBIT	TOTAL LOSS OF EGT APU CONTINUES TO RUN	TOTAL LOSS OF EGT APU START INHIBIT
		EVERY TIME ⇒ > 700°C ⇒ APU AUTOSHUTDOWN / APU START ABORT		
EGT TRIM MODULE		CMCS MESSAGE ONLY		
S/N IDENTIFICATION MODULE		CMCS MESSAGE ONLY		
CURRENT TRANSFORMER		CMCS MESSAGE ONLY		

Figure 76 APU CONTROL COMPONENTS AUTO SWITCHING

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DUCT OVERHEAT DETECTION SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

B 2

49 - 52

ATA 49 - 52

APU DUCT OVERHEAT DETECTION SYSTEM

APU DUCT OVERHEAT DETECTION SYSTEM

- das APU Duct Overheat Detection System überwacht die Temperatur um den APU Bleed Air Duct vom APU Fire Wall bis zur Trennwand des LBG WW / Aft Cargo Compartments
- das System besteht aus :
 - Thermal Switches
 - APU Duct Overheat Light
 - APU Duct Overheat Reset Switch
 - APU Duct Overheat Reset Relay (R 686)
- der Thermal Switch ist NORMAL OPEN
- der Schließwert beträgt 121°C
- 15 Thermal Switches sind entlang dem APU Bleed Air Duct linke Seite hinter der Verkleidung des AFT/Bulk Cargo Compartments installiert
- 5 Thermal Switches befinden sich zwischen dem Aft Pressure Bulk Head und dem APU Fire Wall
- ein defekter (fehlerhaft geschlossener) Switch wird nicht durch eine Message angezeigt, sondern erzeugt grundsätzlich einen APU AUTOSHUTDOWN und Aufleuchten des APU Duct Overheat Lights
- spricht einer der eingebauten Thermal Switches an, wird ein APU AUTOSHUTDOWN mit entsprechender EICAS- und CMCS Message ausgelöst
(siehe Funktion, nächste Seite)

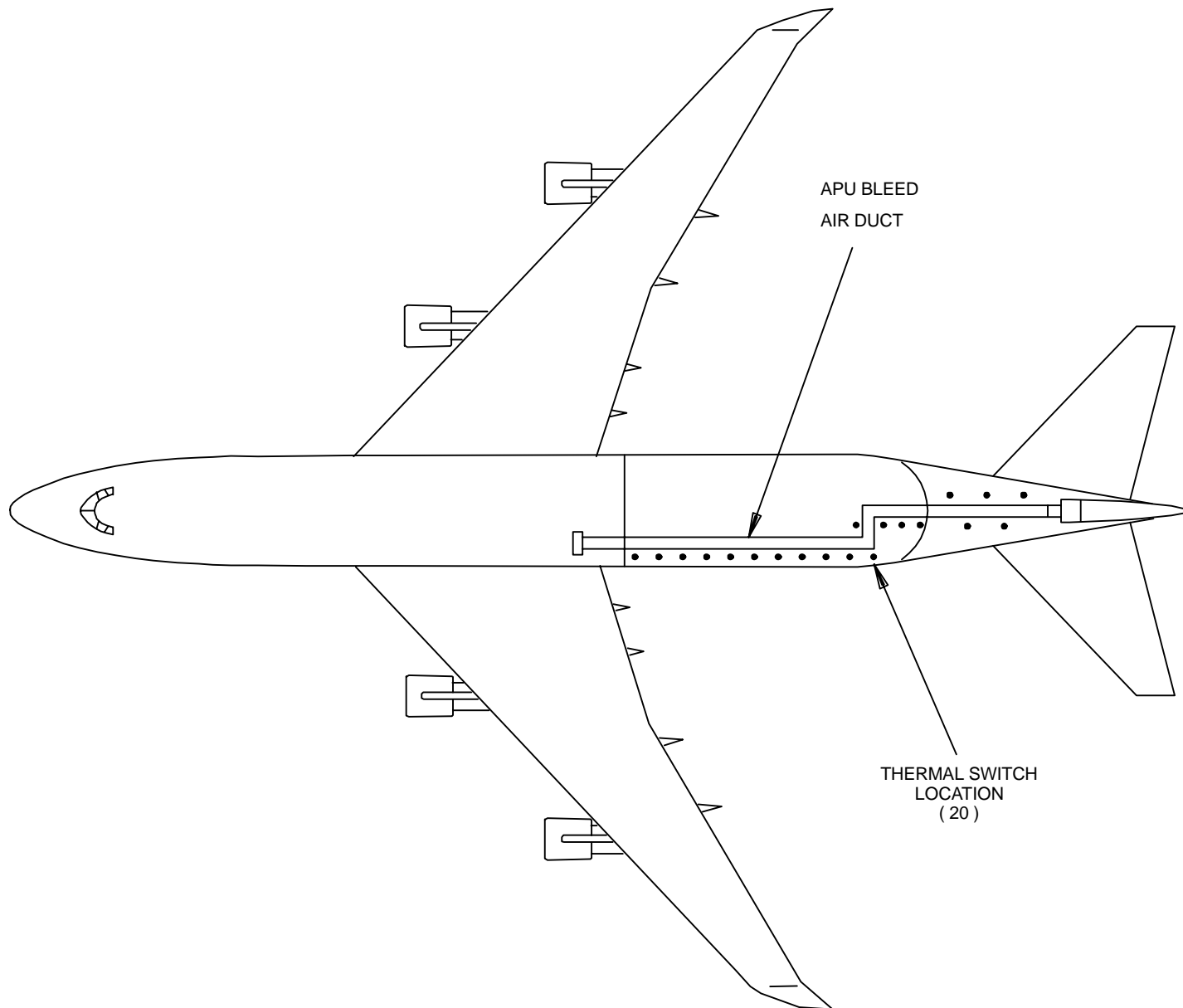
NOTE: Die CMCS Message beinhaltet zwei Fehler, die beide einen APU AUTOSHUTDOWN auslösen,

- **APU DUCT LEAK**, die APU läßt sich erst wieder starten, wenn der APU Duct Overheat Reset Switch betätigt wurde

oder

- **BATTERY SWITCH OFF**, die APU läßt sich wieder starten, wenn der Main Battery Switch nach ON geschaltet wurde

NOTE: das APU Duct Overheat Detection System hat keine Self Test Möglichkeit.

**Figure 77 THERMAL SWITCH - LOCATION**

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DUCT OVERHEAT DETECTION SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

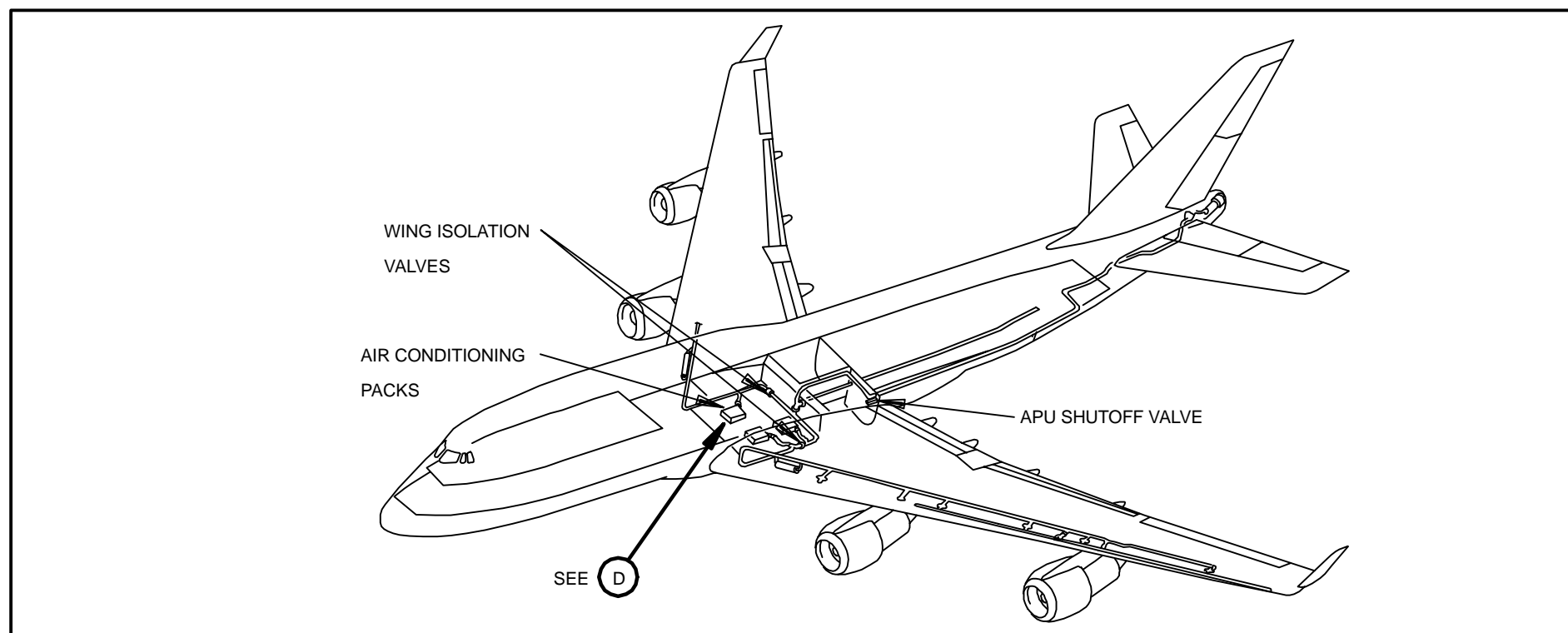
B 747 - 430

B 2

49 - 52

ÜBERSICHT

- in B 747 - 430 mit einem neueren Bauzustand sind bereits 7 zusätzliche APU Duct Overheat Thermal Switches im Bereich zwischen dem APU Check Valve (LWG WW) und dem APU Isolation Valve (LBG WW) eingebaut, alle Flugzeuge werden auf den Bauzustand mit insgesamt 27 Thermal Switches aufgerüstet



AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DUCT OVERHEAT DETECTION SYSTEM

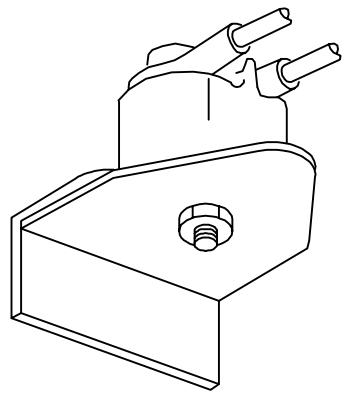


**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 52



THERMAL SWITCH (TYPICAL)

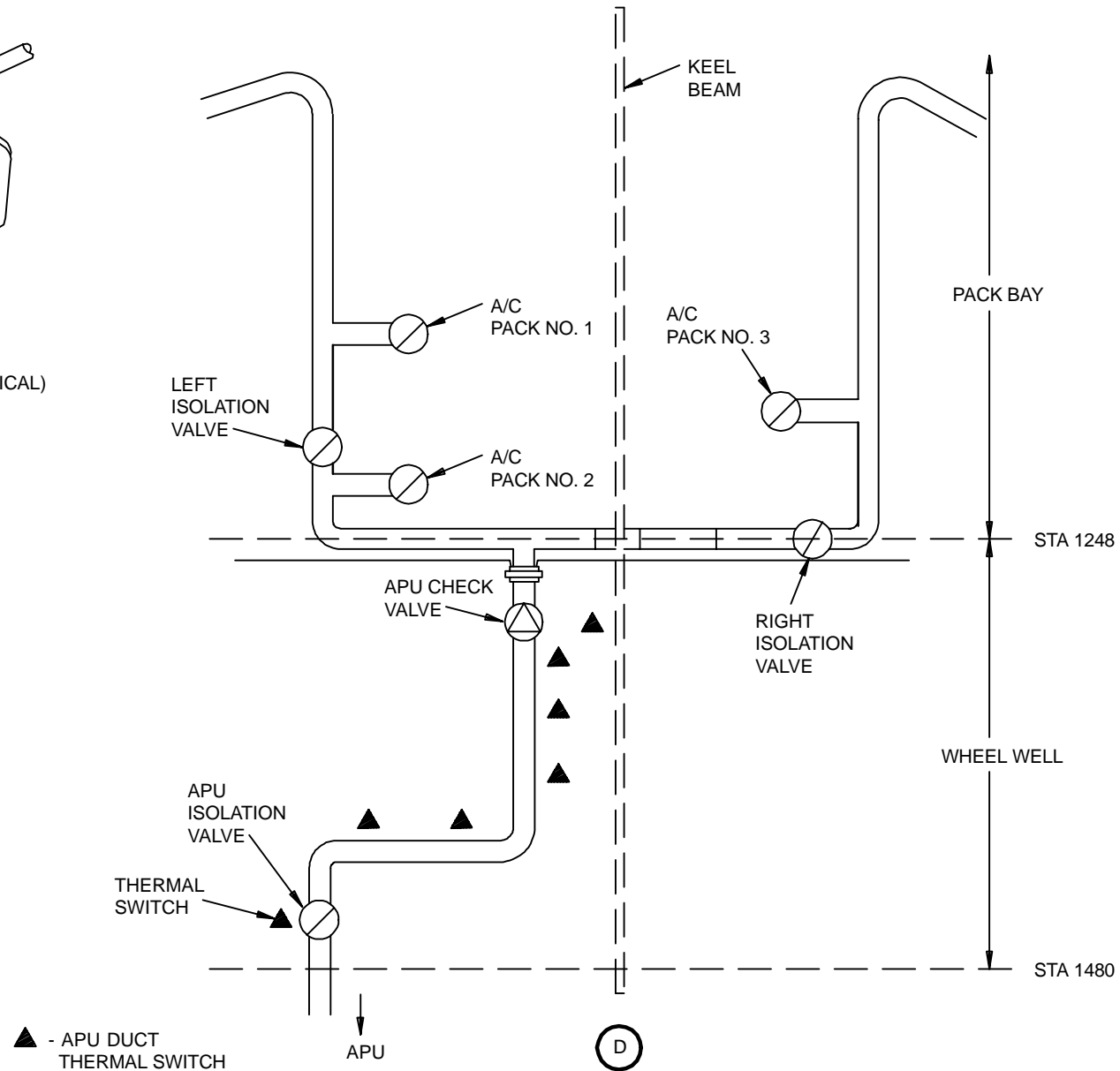


Figure 78 THERMAL SWITCH - LOCATION

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DUCT OVERHEAT DETECTION SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

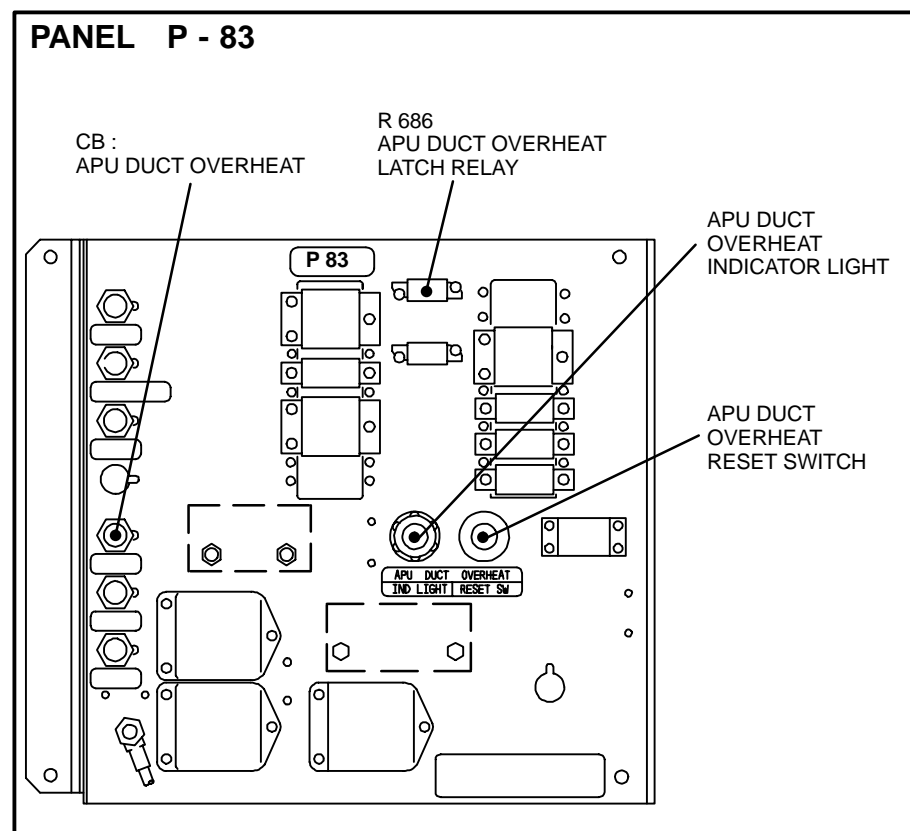
B 747 - 430

B 2

49 - 52

CIRCUIT BREAKER PANEL (P 83)

- das Aft APU Electrical Control and Circuit Breaker Panel ist im E 8 - Rack im Bereich der Door 5L eingebaut
- das Panel beinhaltet unter anderem :
 - das APU DUCT OVHT Indicator Light (L6)
 - den APU DUCT OVHT RESET Switch (S220)
 - das DUCT OVHT Relay (R686)
 - den APU DUCT OVHT Circuit Breaker



FUNKTION :

Meldet einer der 27 Thermal Switches eine Temperature von $> 121^{\circ}\text{C}$ (Switch: CLOSED), zieht das APU DUCT OVERHEAT LATCH-Relay (R 686) an. Das Relay wird in dem erregten Position verriegelt. Das APU DUCT OVERHEAT-Light leuchtet.

Ein Signal wird zum APUC gesandt und es erfolgt ein APU AUTOSHUT-DOWN.

Das Signal zu den EIU's löst die Advisory-/Status Message

APU

und

Status Message

APU DUCT LEAK

aus.

Das Signal zu dem CMC löst die CMCS Message

APU AUTOSHUTDOWN - DUCT LEAK OR BATTERY SWITCH OFF (49 043)

aus.

Nach der Beseitigung des APU Duct Overheat Problemes wird das System durch den APU DUCT OVERHEAT RESET-Switch wieder in die Normal Funktion zurückgeschaltet. Das APU DUCT OVERHEAT LATCH-Relay wird dadurch in den nicht erregten Zustand umgeschaltet und das APU DUCT OVERHEAT-Light erlischt.

Auf dem APU DUCT OVERHEAT-Circuit ist gleichzeitig der Main Battery Switch aufgeschaltet. Wird bei APU ON SPEED (100% RPM N1) der Battery Switch nach OFF geschaltet, erfolgt mit 2 sec. T.D. ein APU AUTOSHUT-DOWN (siehe CMCS Message).

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU DUCT OVERHEAT DETECTION SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 52

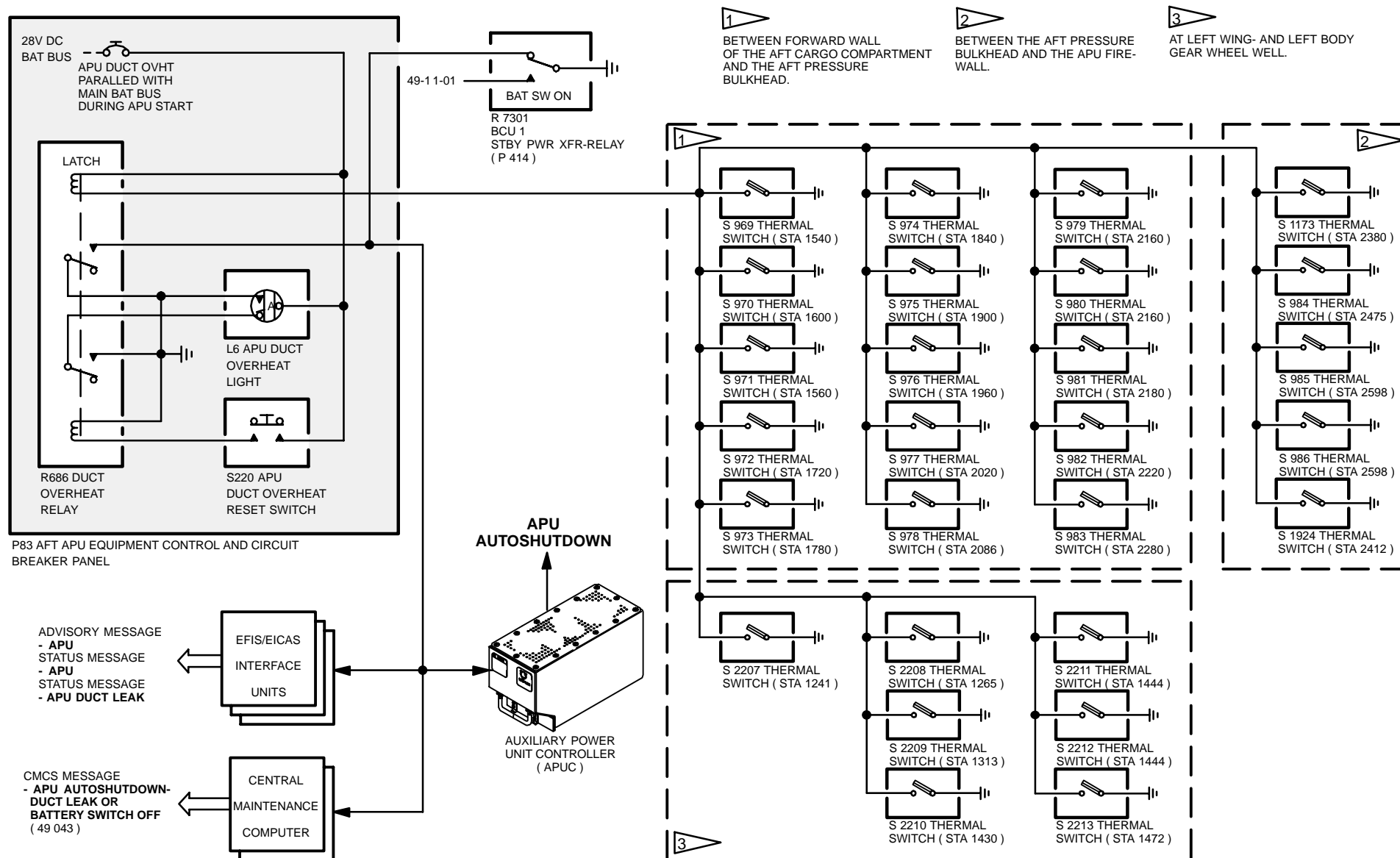


Figure 79 APU DUCT OVERHEAT DETECTION SCHEMATIC



49 - 61 APU CONTROLS

OPERATION OF APU CONTROLS

When the **APU master control switch is positioned to ON**, the APU relay controls actuate supplying power to:

- start the APU DC fuel boost pump,
- open the APU fuel shutoff valve,
- open the air inlet door.

Positioning the master control switch to START initiates engine rotation.

At this point the APU controller is also power supplied .

The engine rpm is sensed by the N1 and N2 speed sensors and transmitted to the APU controller.

The APU controller supplies power to the ignition exciter, the starter motor and signals the fuel metering unit (FMU), the primary solenoid to allow fuel flow into the combustion chamber.

At 8% N2 speed, the APU controller supplies power to the metering unit (FMU), the secondary solenoid. After ignition, combustion occurs and the engine accelerates with the assistance of the starter motor.

At 40% N2 speed the APU controller turns off power to the starter motor and ignition exciter.

At 55% N2 speed, the APU controller sets the inlet guide vane (IGV) demand to minimum. If N2 speed is greater than 55% and N1 speed falls below 25% or rises above 125% the auto abort sequence will begin.

At 95% N1 speed, pneumatic and generator loading becomes available.

- The APU operating hours and cycles are accumulated and stored as follows:

The APU cycles and operating hours are stored in one of five EEPROM blocks in the APU controller (APUC). On start initiation, an EEPROM block counter is accessed to determine which of the five EEPROM blocks contains the most recent maintenance data of the installed APU. The APUC reads the resistance value (representing the APU serial number) in the APU serial number identification unit and searches for the most recent EEPROM block with that resistance stored in it. If none of the EEPROM blocks has the same resistance value, the next available EEPROM block is used. If all five EEPROM blocks have been utilized, the EEPROM block with the oldest data is overwritten.

- Once an EEPROM block is selected, the start cycle counter will be incremented by one at lightoff (EGT > T1+180° C) within 20 seconds of N2 reaching 8 percent. The cumulative start cycles will be stored in the EEPROM block at APU shutdown.

After an N1 speed of 95 percent is achieved, the run time counter is activated and continues to run until the APU is shut down. At APU shutdown, the run time is downloaded to the EEPROM block where it is added to the cumulative APU operating time.

The APUC is commanded to transmit EEPROM data via the ARINC 429 BUS when the CMCS APU maintenance page is accessed. The APU serial number, starts, and operating hours are displayed on the APU maintenance page.

7

REFER
TO
DIN
A3
PAGE

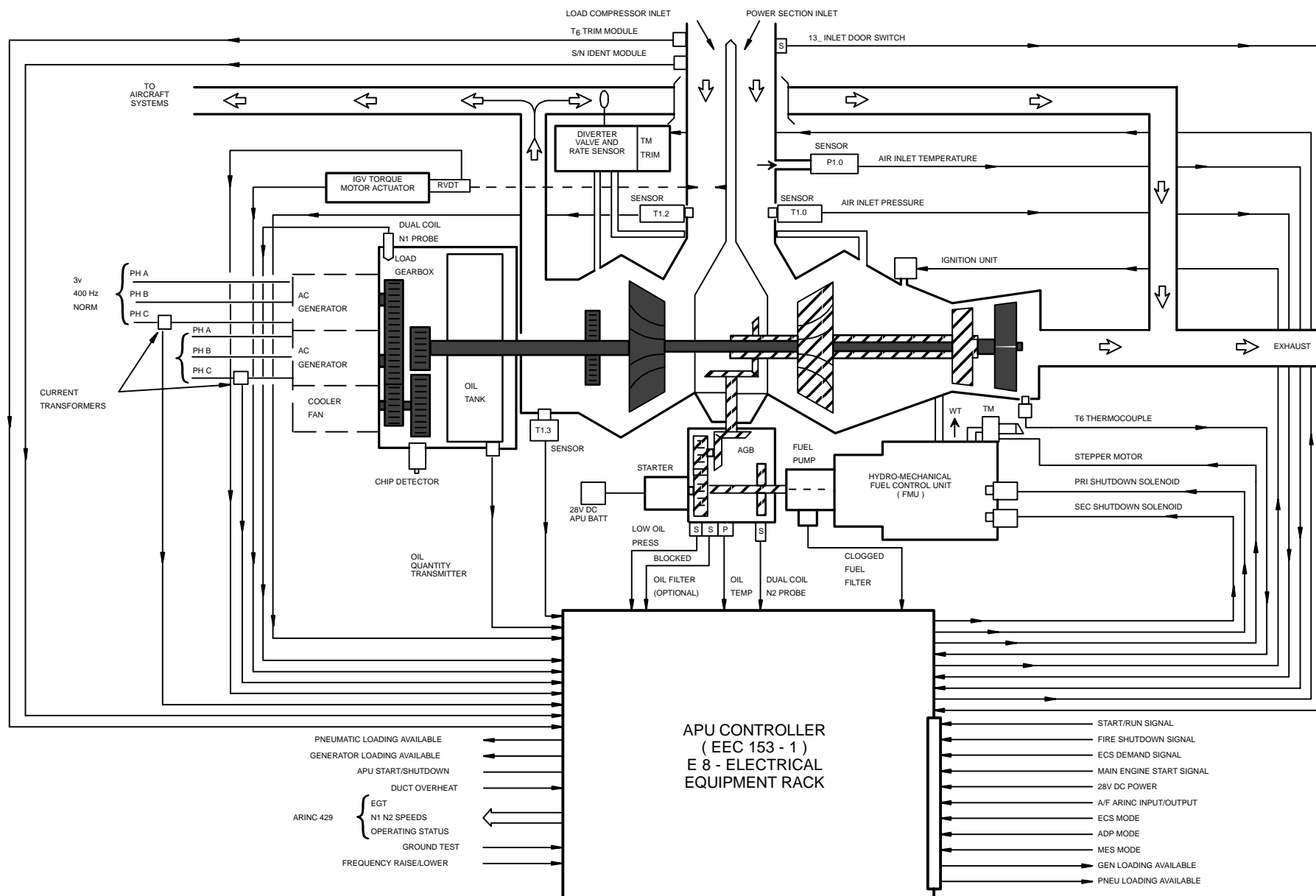


Figure 80 APU CONTROL BLOCK DIAGRAM

**APU START INHIBIT****BESCHREIBUNG / FEHLERANZEIGE**

Wenn ein Fehler durch/von dem APU Controller während des Self Testes, des APU Startvorganges oder des APU Abstellvorganges festgestellt wurde, kann die APU nicht wieder gestartet werden und es wird z.B.

Status Message :

APU START INHIBIT

und auf der MCDU wird der Grund für die Status Message

CMCS Message :

**APU START INHIBIT
EGT SIGNAL NOT PRESENT**

angezeigt.

NOTE: Für die verschiedenen Fehler, die zu einen APU START INHIBIT führen, siehe Fault Isolation Manual (FIM).

NOTE: Für bestimmte Fehler mit einem APU START INHIBIT ist ein **LIMITED RESTART** programmiert, damit die Fehlerbehebungsmaßnahmen und einwandfreie Funktion überprüft werden kann.
Siehe Fault Isolation Manual (FIM).

This problem sets a start inhibit.

When you start the APU make sure the problem does not continue, the APU will start, accelerate, run for 60sec. and shutdown. Look for CMCS message after shutdown.

APU START ABORT**BESCHREIBUNG / FEHLERANZEIGE**

Wenn ein Fehler von dem APU Controller während des APU Startvorganges festgestellt wurde, wird automatisch der Startvorgang abgebrochen, die APU führt einen Shutdown aus und es wird z.B.

Advisory- und/oder Status Message :

APU

und auf der MCDU wird der Grund für die Advisory- und/oder Status Messages

CMCS Message :

**APU START ABORT
HIGH EGT**

angezeigt.

NOTE: Für die verschiedenen Fehler, die zu einen APU START ABORT führen, siehe Fault Isolation Manual (FIM).



APU AUTOSHUTDOWN**BESCHREIBUNG / FEHLERANZEIGE**

Wenn ein Fehler von dem APU Controller an der APU festgestellt wurde, während die APU > 95% RPM N1 (ON SPEED) läuft, wird z.B.

Advisory- und/oder Status Message :

APU

und auf der MCDU wird der Grund für die Advisory- und/oder Status Messages

CMCS Message :

**APU AUTOSHUTDOWN
N 1 OVERSPEED**

angezeigt.

NOTE: Für die verschiedenen Fehler, die zu einen APU AUTOSHUTDOWN führen, siehe Fault Isolation Manual (FIM).

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

49 - 61

APU AUTOSHUTDOWNS

THE APU WILL TURN OFF AUTOMATICALLY IN THESE CONDITIONS, WITHOUT A COOL DOWN PHASE !

APU FAILURE :

- The signal from the N1 speed sensor is not available (49 035)
- The N1 is more than 110.8 percent (Overspeed) (49 037)
- The N1 speed is less than 90 percent when the APU switch is in the RUN position (49 048)
- A fast change in the N1 speed (N1 fluctuation vs time)
- The N2 is more than 103.8 percent (Overspeed) (49 036)
- The inlet temperature (T1) is more than 500°F (260°C) (Intake Fire) (49 091)
- The inlet temperature (T1.2) of the load compressor is more than 228°F (109°C) (Load Compressor Reverse Flow) (49 038)
- The discharge temperature (T1.3) of the load compressor is more than 475°F (246°C) (Bleed Air Overtemperature) (49 044)
- The exhaust gas temperature (EGT) (T6) is more than 1292°F (700°C) (49 047)
- The sensor signals for the N2, the exhaust gas temperature (EGT) (T6), and the inlet temperature (T1.0) are not available.
- The sensor signals for the N2, the inlet temperature (T1.0), and the inlet temperature (T1.2) are not available.
- The sensor signals for the N2 and the inlet air pressure (P1) are not available. (49 064)
- The N2 signal is not available mixed with the failures of the stepper motor resolver in the fuel metering unit (49 062)
- A failure of the fuel metering unit (Prim.- or Sec. Sol. or Stepper Motor) (49 058, 49 059, 49 060)
- The oil pressure is less than 55 psig (49 045)
- The oil temperature is more than 275°F (135°C) (49 046)
- A failure of the APU controller (APUC) (49 075)

AIRFRAME FAILURE :

- The DC power from the two batteries is not available (49 056)
- The APU inlet door is not open (15°/AIR or 45°/GND) (49 087)
- A fire in the APU compartment (49 057)
- The airframe ECS duct is too hot more than 250°F (121°C) or battery switch "OFF" (49 043)
- Remote shutdown switch (Right body gear wheel well) activated

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU CONTROLS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

49 - 61

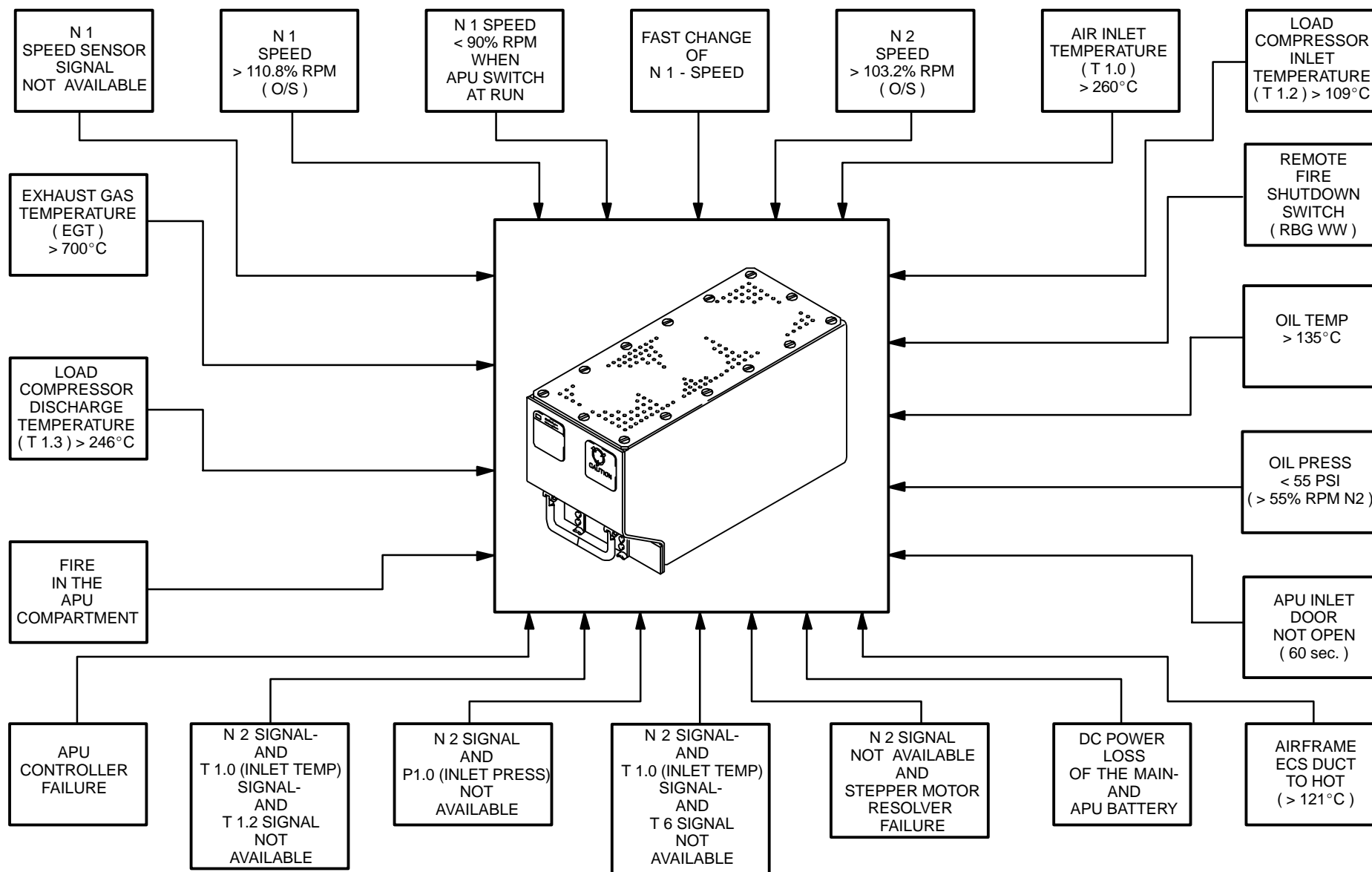


Figure 81 APU AUTOSHUTDOWN



49 - 11 MAINTENANCE PRACTICES

APU STARTING AND SHUTDOWN SEQUENCE

THE DESCRIPTION AND THE FIGURES ARE FOR THE START- / START ABORT- AND SHUTDOWN SEQUENCE
FOR THE SOFTWARE VERSION APUC : -10.0

APU START INHIBIT

BESCHREIBUNG / FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler durch/von dem APU Controller während des Self Testes, des APU Startvorganges oder des APU Abstellvorganges festgestellt wurde, kann die APU nicht wieder gestartet werden und es wird z.B.

Status Message :

APU START INHIBIT

und auf der MCDU wird der Grund für die Status Messages

CMCS Message :

APU START INHIBIT EGT SIGNAL NOT PRESENT

angezeigt.

NOTE: Für bestimmte Fehler mit einem APU START INHIBIT ist ein **LIMITED RESTART** programmiert, damit die Fehlerbehebungsmaßnahmen und einwandfreie Funktion überprüft werden kann. Siehe Fault Isolation Manual (FIM).

This problem sets a start inhibit.

When you start the APU make sure the problem does not continue, the APU will start, accelerate, run for 60sec. and shutdown. Look for CMCS message after shutdown.

APU START INHIBIT

START INHIBITS WITH LIMITED RESTARTS (LIMITED MODE) :

- N 2 ROTOR SPEED TEST FAIL AT SHUTDOWN (49 069)
- N 1 ROTOR SPEED TEST FAIL AT SHUTDOWN (49 070)
- T 1.3 OVERTEMPERATURE SHUTDOWN AND IGV CONTROL FAULT (49 072)
- PRIMARY SOLENOID STUCK "ON" DURING SHUTDOWN (49 073)

START INHIBITS WITHOUT LIMITED RESTARTS :

- EGT SIGNAL NOT PRESENT (49 067)
- N 2 ROTOR SPEED SIGNAL NOT AVAILABLE (49 068)
- OIL PRESSURE "HIGH" BEFORE START (49 071)
- FUEL METERING UNIT RESOLVER INITIALISATION FAULT (49 074)

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND SHUTDOWN



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 11

REFER TO 3 PAGE

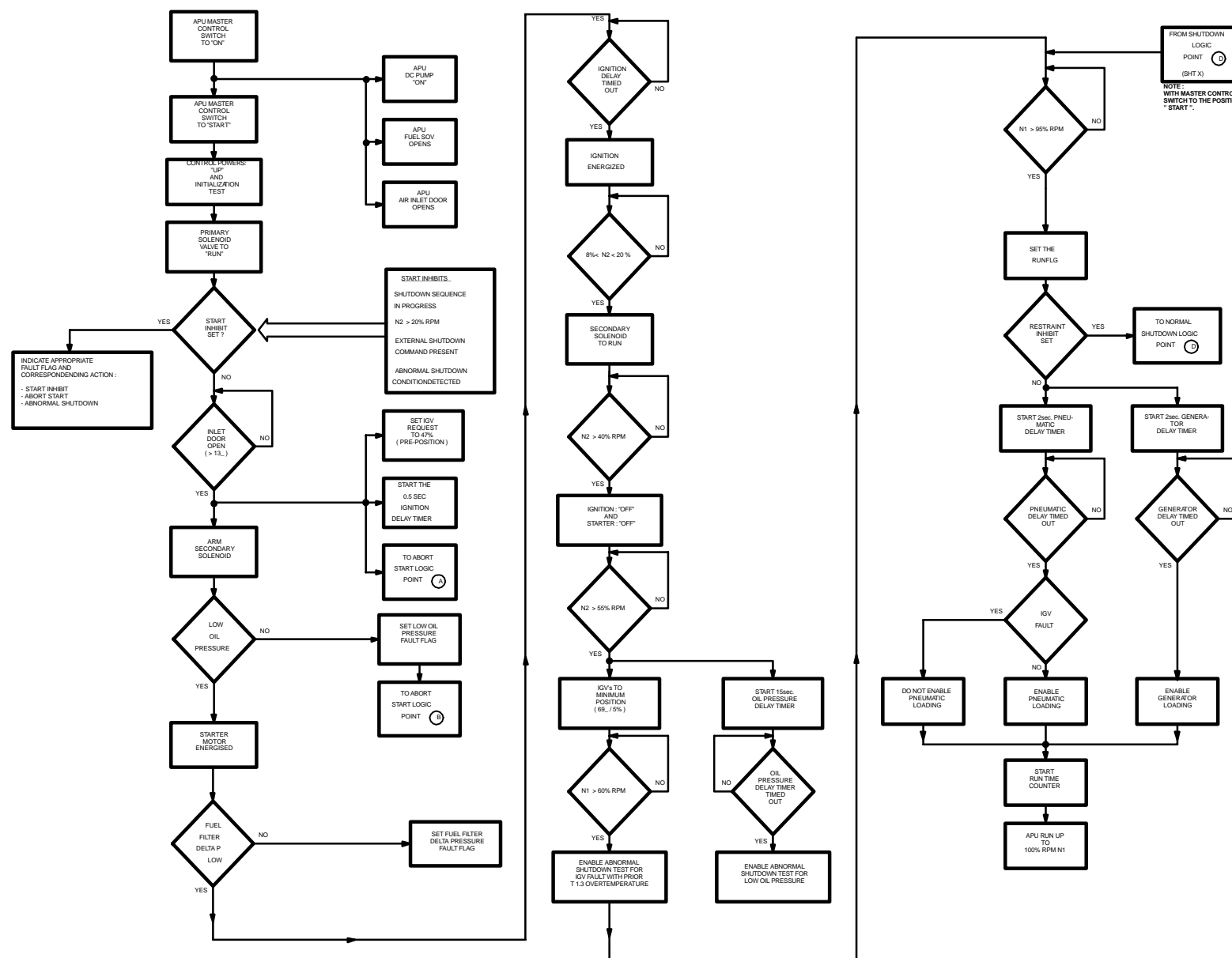


Figure 82 APU START SEQUENCE

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND SHUTDOWN



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 11

A list of possible APU START ABORTS :

APU NO N1 SIGNAL (49 035)

- No signal from the N1 speed sensor

APU ACCELERATION FAULT TO 95% (ACCELERATION CHECK) (49 049)

- N 1 < 95% and + 60 sec.

APU NO LIGHTOFF (IGNITION CHECK) (49 050)

- > 8% N2 RPM and + 20sec., EGT minus T 1.0 : < 180° C

APU HIGH EGT (T 6) (40 051)

- EGT : > 700°C

APU HUNG START BELOW 40% N 2 ROTOR SPEED (49 052)

- N 2 < 40% RPM and + 45sec.

APU IGV'S NOT IN START POSITION (49 053)

- IGV's < 44% or > 60% and N 2 > 55% RPM (NORM : 47%)

APU N 2 ROTOR ROTATION CHECK (49 054)

- N 2 < 8% RPM and + 15sec.

APU FUEL CONTROL UNIT STEPPER MOTOR FAILURE (49 055, 49 100)

- FMU stepper motor not initialized

APU N 1 SIGNAL CIRCUIT FAULT (49 063)

- N1 > 25% and N1 < 125% RPM and N2 > 55%RPM

APU NO EGT SIGNAL (T 6) (49 067)

- No signal from the T 6 thermocouples

APU NO N 2 SIGNAL (49 068)

- No signal from the N 2 speed sensor

APU LOW OIL PRESSURE SWITCH FAULT (49 071)

- Low Oil Pressure Switch meldet bei einer Drehzahl von 0% RPM N2 (Low Oil Pressure Test während der APU Start Sequence) > 55psi (Switch Failed : CLOSED)
- N2 > 55% RPM N2 + 15sec : < 55psi.

APU ABNORMAL SHUTDOWN DETECTED

- every shutdown is detected

ABKÜRZUNGEN :

- | | |
|------------|---|
| • STRSIF = | Stepper Motor Resolver Initialization Fault |
| • N2FFLG = | N2 Fault Flag |
| • T6FFLG = | T6 Fault Flag |
| • T6LFG = | T6 Light Flag |
| • ABSHFG = | Abnormal Shutdown Flag |
| • N2LFLG = | N2 Low Flag |
| • N1RFLG = | N1 Rotation Flag |
| • N1TFLG = | N1 Time Flag |
| • IGSFLG = | Inlet Guide Vane System Flag |
| • NHUFLG = | N2 Hung Flag |
| • NT6FLG = | Not T6 Flag |

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND SHUTDOWN



REFER
TO
DIN
A3
PAGE

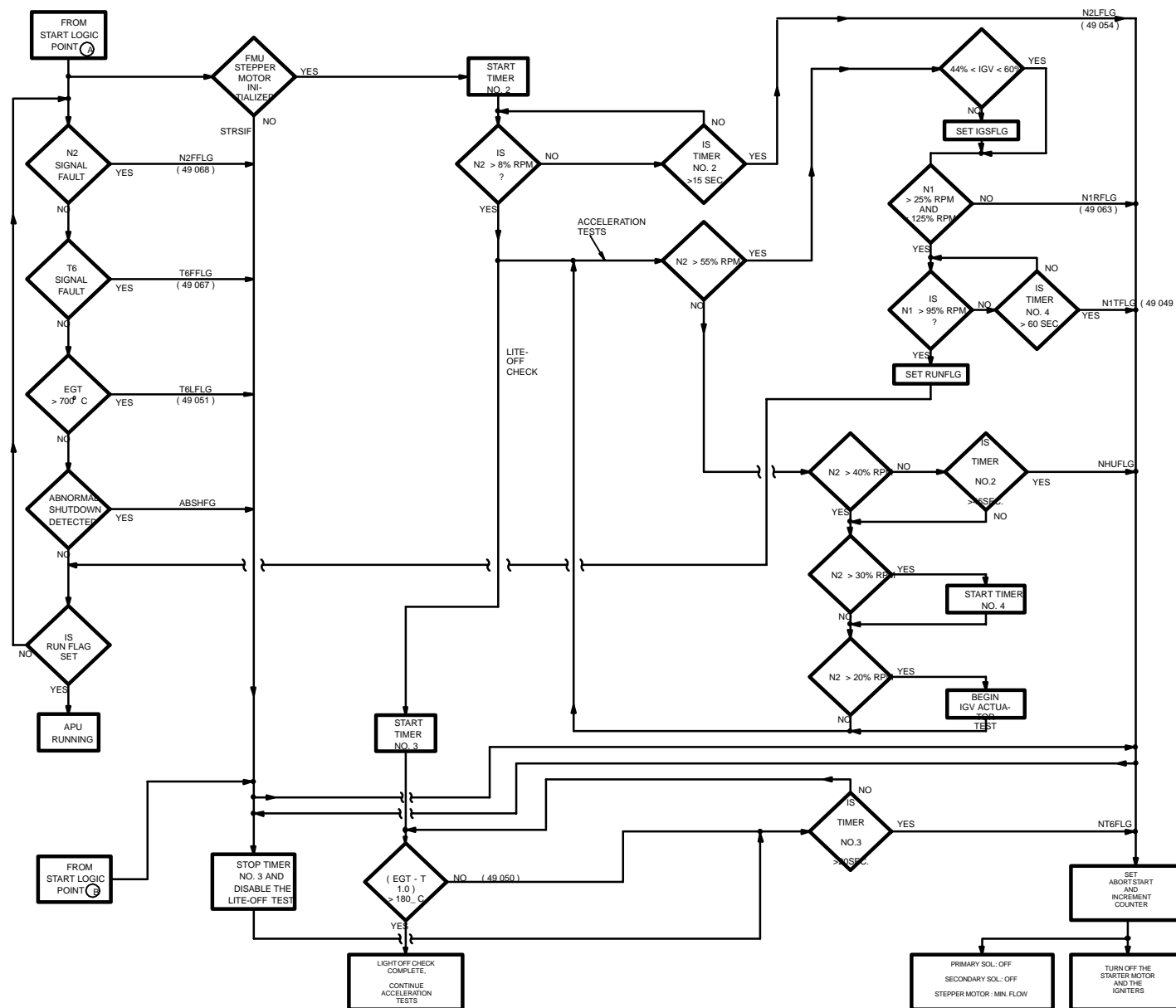


Figure 83 ABORTED START SEQUENCE

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND SHUTDOWN



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

49 - 11

APU SHUTDOWNS

An APU shutdown is in one of these three groups:

- ① A USUAL SHUTDOWN
- ② AN EMERGENCY SHUTDOWN
- ③ AN AUTOMATIC SHUTDOWN

The APU will turn off automatically in these conditions:

APU FAILURE :

- The signal from the N1 speed sensor is not available (49 035)
- The N1 is more than 110.8 percent (Overspeed) (49 027)
- The N1 speed is less than 90 percent when the APU switch is in the RUN position (49 048)
- A fast change in the N1 speed (N1 fluctuation vs time)
- The N2 is more than 103.8 percent (Overspeed) (49 036)
- The inlet temperature (T1.0) is more than 500°F (260°C) (Intake Fire) (49 091)
- The inlet temperature (T1.2) of the load compressor is more than 228°F (109°C) (Load Compressor Reverse Flow) (49 038)
- The discharge temperature (T1.3) of the load compressor is more than 475°F (246°C) (Bleed Air Overtemperature) (49 044)
- The exhaust gas temperature (EGT) (T6) is more than 1292°F (700°C)
- The sensor signals for the N2, the exhaust gas temperature (EGT) (T6), and the inlet temperature (T1.0) are not available.
- The sensor signals for the N2, the inlet temperature (T1.0), and the inlet temperature (T1.2) are not available.
- The sensor signals for the N2 and the inlet air pressure (P1.0) are not available (49 064)
- The N2 signal is not available mixed with the failures of the stepper motor resolver in the fuel metering unit (49 062)
- A failure of the fuel metering unit (Prim. or Sec. Sol or Stepper Motor) (49 058, 49 059, 49 060)
- The oil pressure is less than 55 psig (49 045)
- The oil temperature is more than 275°F (135°C) (49 046)
- A failure of the APU controller (APUC) (49 075)

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND SHUTDOWN



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

B 2

49 - 11

AIRFRAME FAILURE :

- The DC power from the two batteries is not available (49 056)
- The APU inlet door is not open (15°/AIR or 45°/GND) (49 087)
- A fire in the APU compartment (49 057)
- The airframe ECS duct is too hot more than 250°F (121°C) or battery switch "OFF" (49 043)
- Remote shutdown switch (Right body gear wheel well) activated

APU AUTO SHUTDOWN

BESCHREIBUNG / FEHLERANZEIGE

Wenn ein Fehler von dem APU Controller an der APU festgestellt wurde, während die APU > 95% RPM N1 (ON SPEED) läuft, wird

Advisory- und/oder Status Message :

APU

und auf der MCDU wird der Grund für die Advisory- und/oder Status Message

CMCS Message :

APU AUTOSHUTDOWN N 1 OVERSPEED

angezeigt.

NOTE: Für die verschiedenen Fehler, die zu einem APU AUTOSHUTDOWN führen, siehe Fault Isolation Manual (FIM).

ABORTED APU START SEQUENCE

BESCHREIBUNG / FEHLERANZEIGE :

Wenn ein Fehler von dem APU Controller während des APU Startvorganges festgestellt wurde, wird

Advisory- und/oder Status Message :

APU

und auf der MCDU wird der Grund für die Advisory- und/oder Status Message
CMCS Message :

APU START ABORT HIGH EGT

angezeigt.

NOTE: Für die verschiedenen Fehler, die zu einem APU START ABORT führen, siehe Fault Isolation Manual (FIM).

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND SHUTDOWN



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 2

49 - 11

REFER
TO
DIN
A 3
PAGE

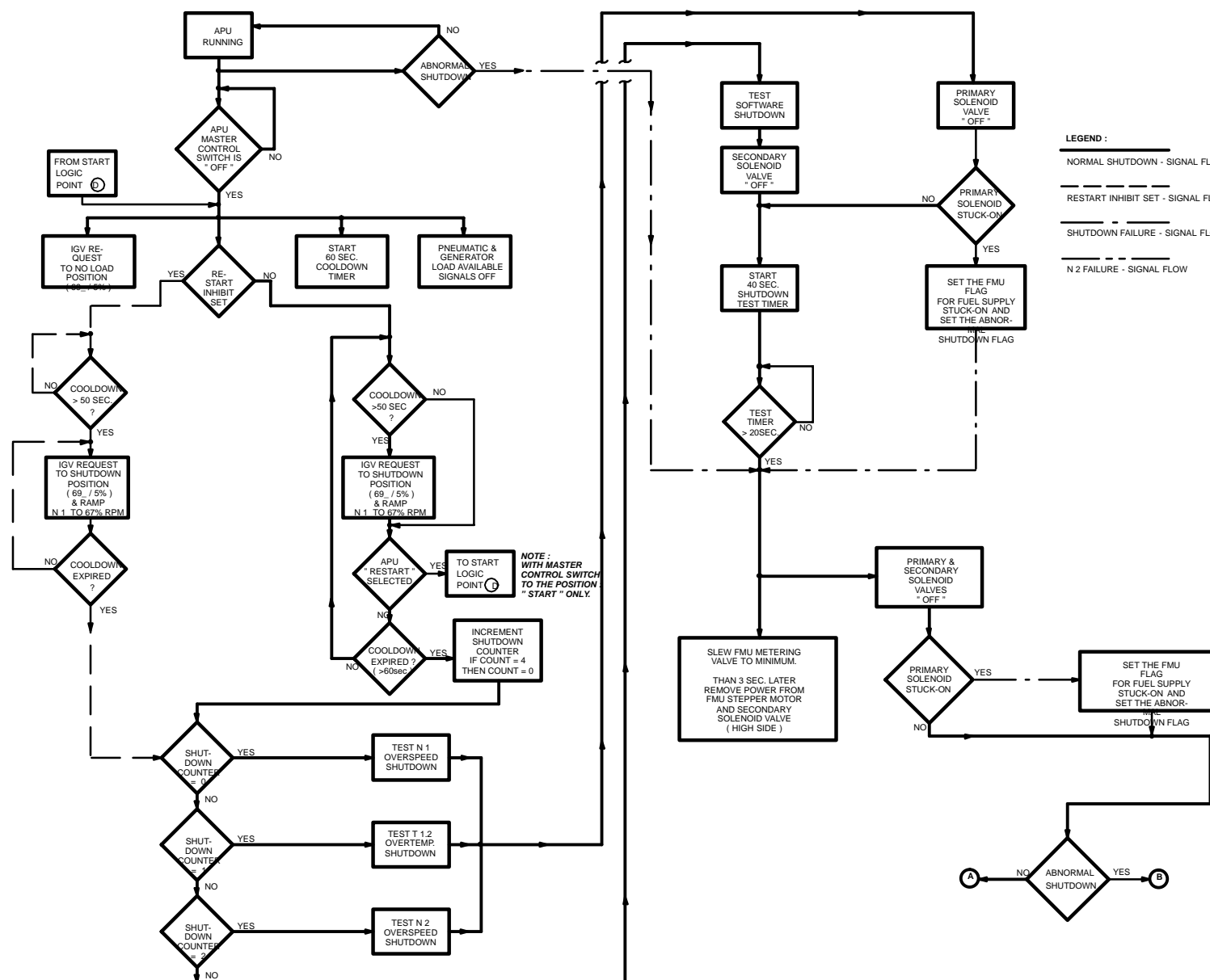


Figure 84 SHUTDOWN SEQUENCE

AIRBORNE AUXILIARY POWER APU STARTING AND SHUTDOWN



REFER
TO
A3
PAGE

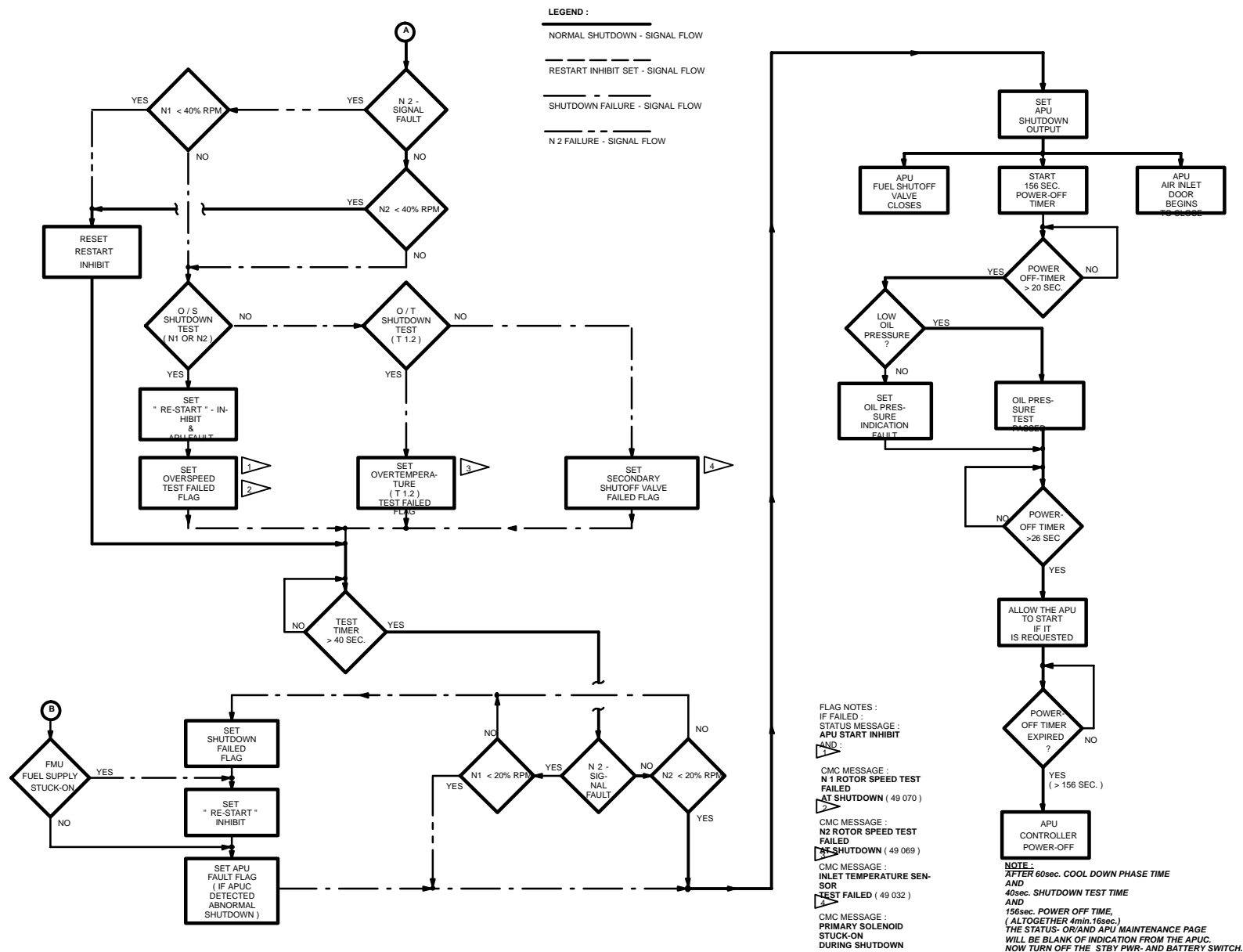


Figure 85 SHUTDOWN SEQUENCE

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

49 - 00

APU START AND SHUTDOWN GEMÄß EINSCHALTKARTE DURCHFÜHREN

BEFORE APU START

- Battery Switch (P5) ON
- Standby Power Switch (P5) AUTO
- EICAS Status Page SELECT
- or
- APU Maintenance Page SELECT
- All APU CB's (P6, P83, P180) CLOSED
- APU Bleed Air Switch (P5) OFF
- APU Squib Test (P461) CHECKED
- APU BTL DISCH Light (P461) OFF
- APU Oil Quantity CHECKED (Minimum Qty. > 0 .22)

APU Master Control Switch - START / release to ON

- APU Fuel Shutoff Valve OPENS
- Main 2 Aft Boost Pump OPERATES
- -VO and On :
and Main 3 Aft Boost Pump OPERATES
- or
- APU Fuel DC Pump OPERATES
- APU Inlet Door OPENS
- APU Door Position Switch Door > 13° OPEN
- APU Controller initiates Automatic Start Sequence
- N1 > 95% RPM +T.D. 2sec. APU RUNNING (Memo Message)

For APU STARTER CYCLES refer to the AOM B 747-4 VOL 1, 4.20/1 and the MAINTENANCE MANUAL MM 49-11-00.

BEFORE APU SHUTDOWN

- Pneumatic Load OFF
- APU Bleed Air Isolation Valve CLOSE
- Electrical Load MINIMUM
- Electrical Load OFF
- EICAS Status Page SELECT
- or
- APU Maintenance Page SELECT

APU Master Control Switch - OFF

- APU Controller initiates COOL DOWN CYCLE

APU operates without PNEU- and ELEC LOAD for 60 sec !

- APU Controller initiates Automatic Shutdown Sequence
- APU Fuel Shutoff Valve CLOSES
- Main 2 AFT Boost Pump OFF
- -VO and On :
and Main 3 Aft Boost Pump OFF
- or
- APU Fuel DC Pump OFF
- APU Inlet Door CLOSES

**After selecting APU MASTER CONTROL SWITCH to OFF
leave BATTERY SWITCH in the ON Position for at least
4 Minutes to provide APU COOL DOWN and APU DOOR
CLOSE Operation !**

- Standby Power Switch OFF
- Battery Switch OFF

AIRBORNE AUXILIARY POWER GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

49 - 00

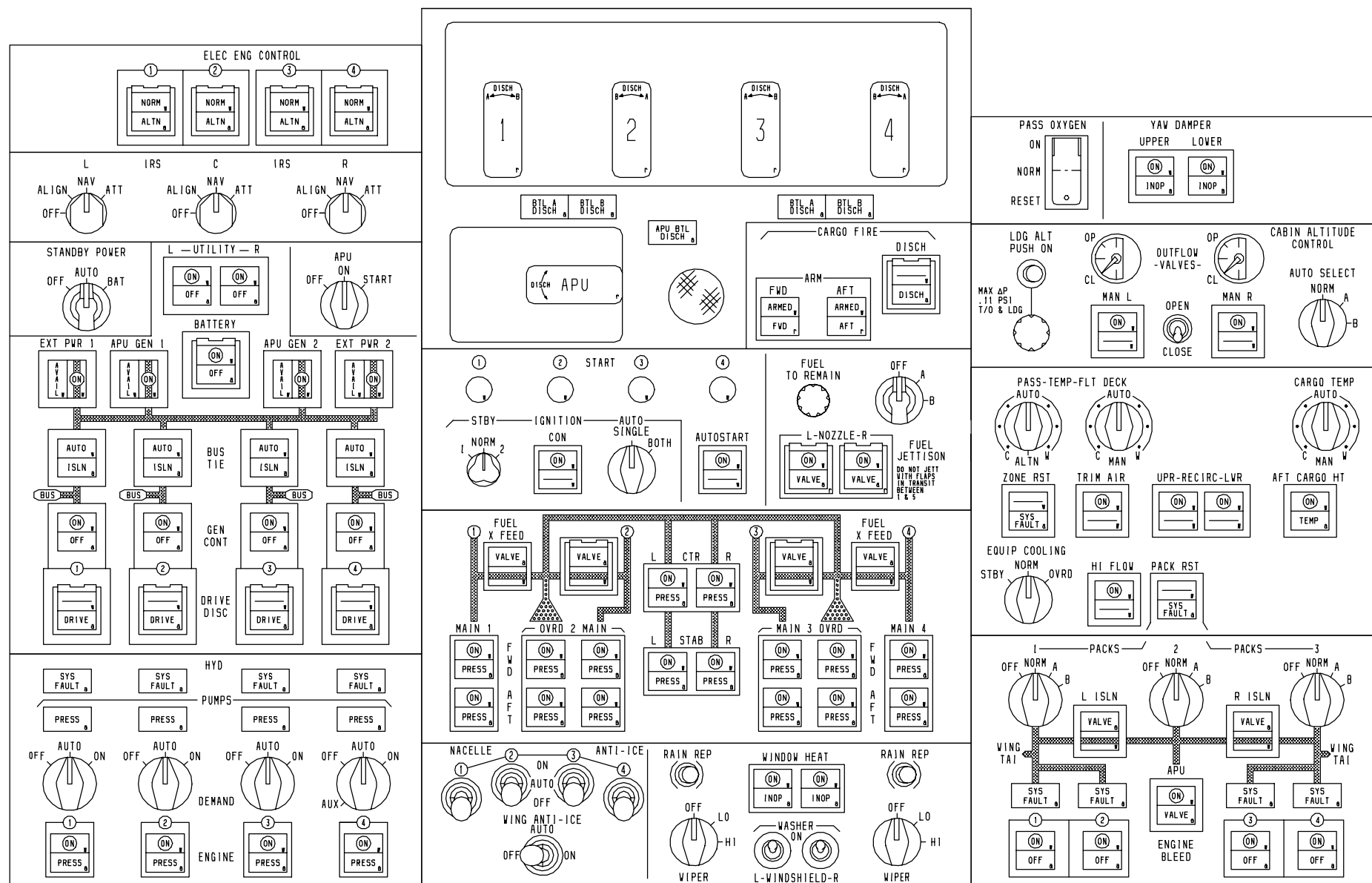


Figure 86 PILOTS OVERHEAD PANEL (P 5)

P5



49 - 11 POWER PLANT

APU GROUND TEST

A. General

(1) The APU Ground Test sends a discrete input to the APU controller. This input makes the APU controller come on. After the APU controller comes on, it will do a start sequence. The start sequence will do a byte test on the APU controller. The start sequence will also do a functional check on the stepper motor and resolver for the fuel metering unit (FMU). The stepper motor will open to allow minimum fuel flow.

B. References

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

C. Access

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

D. Prepare for the Test

- (1) Supply external ground power to the airplane (Ref 24-22-00/201).

NOTE: You cannot operate the APU and do the APU ground test.

- (2) Make sure these circuit breakers are closed:
 - (a) P6 Main Power Supply Panel
 - 1) 6K18 APU ALTN CONT
 - (b) P83 Panel, E8 Aft Equipment Center
 - 1) APU PRIMARY CONT
- (3) Set the BATTERY switch on the P5 panel to the ON position.

- (4) Set the STANDBY POWER switch on the P5 panel to the AUTO position.
- (5) Show the EICAS status page for the APU (Ref 31-61-00/201).
 - (a) Make sure there are no N1 and N2 indications on the EICAS status page for a minimum of 3 minutes.
- (6) Set the GND TESTS switch on the overhead maintenance panel, P461, to the ENABLE position.
- (7) 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 <49 APU.
 - (f) Push the LSK that is adjacent to <49 APU to show the GROUND TESTS menu for the APU.

NOTE: If the INHIBITED indication is shown above the test prompt, the test will not operate.

- (g) If the INHIBITED indication shows above the test prompt:
 - 1) Push the LSK adjacent to the test prompt.
 - 2) Do the steps shown on the CDU.
 - 3) Push the LSK that is adjacent to <RETURN to show the ground test menu again.

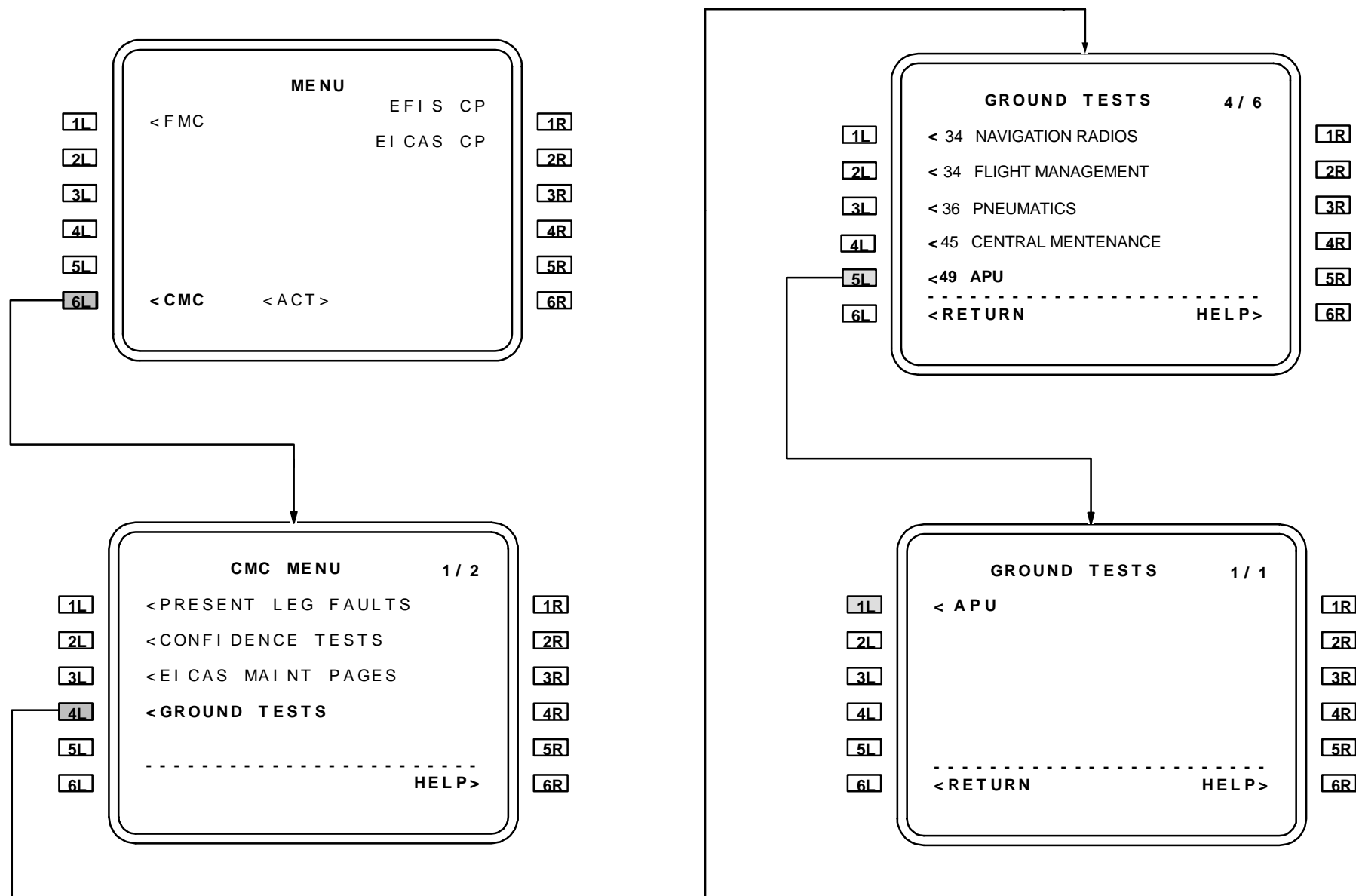


Figure 87 GROUND TEST - APU

AIRBORNE AUXILIARY POWER POWER PLANT



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

B 1

49 - 11

E. APU Ground Test

- (1) Push the LSK adjacent to the <APU prompt.
- (2) When the TEST PRECONDITIONS page shows, make sure each instruction on the page is completed.
 - (a) Push the LSK that is adjacent to START TEST>.

NOTE: The IN PROGRESS indication is shown during the test.

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

NOTE: If a PASS indication is shown, 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 page for the failure.
 - 2) Push the NEXT PAGE key until you find all the GROUND TEST MSG pages.
 - 3) Make a list of all the CMCS messages, CMCS message numbers, and ATA numbers that show on the GROUND TEST MSG pages.
 - 4) Go to the 49-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 TESTS switch on the P461 panel to the NORM position.
- (2) Set the STANDBY POWER switch on the P5 panel to the OFF position.
- (3) Set the BATTERY switch on the P5 panel to the OFF position.
- (4) Remove the electrical power if it is not necessary (Ref 24-22-00/201).

FEHLERANZEIGE

Der Ground Test meldet FAIL, wenn der APU Controller nicht in Control oder nicht stromversorgt ist mit der CMCS Message

APU CONTROLLER NO TEST RESPONSE (49 003)

INPUT MONITORING :

Der APU Controller selbst sowie die APU Komponenten können auf ihren Zustand über die MCDU mittels Input Monitoring abgefragt werden

Der Port für den APU Controller ist :

- **E / 103 / LBL / SDI**

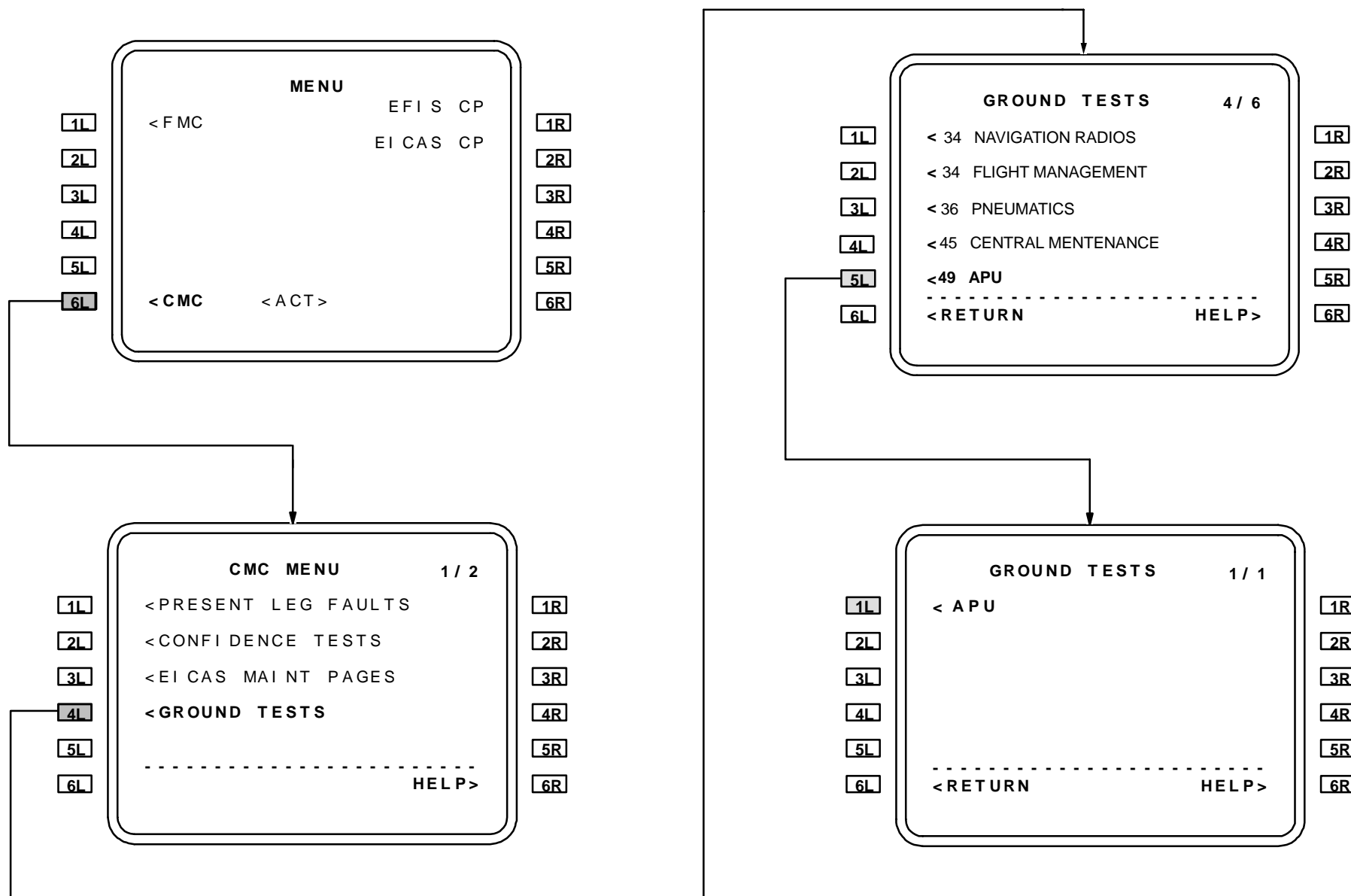


Figure 88 GROUND TEST - APU

LEGEND :

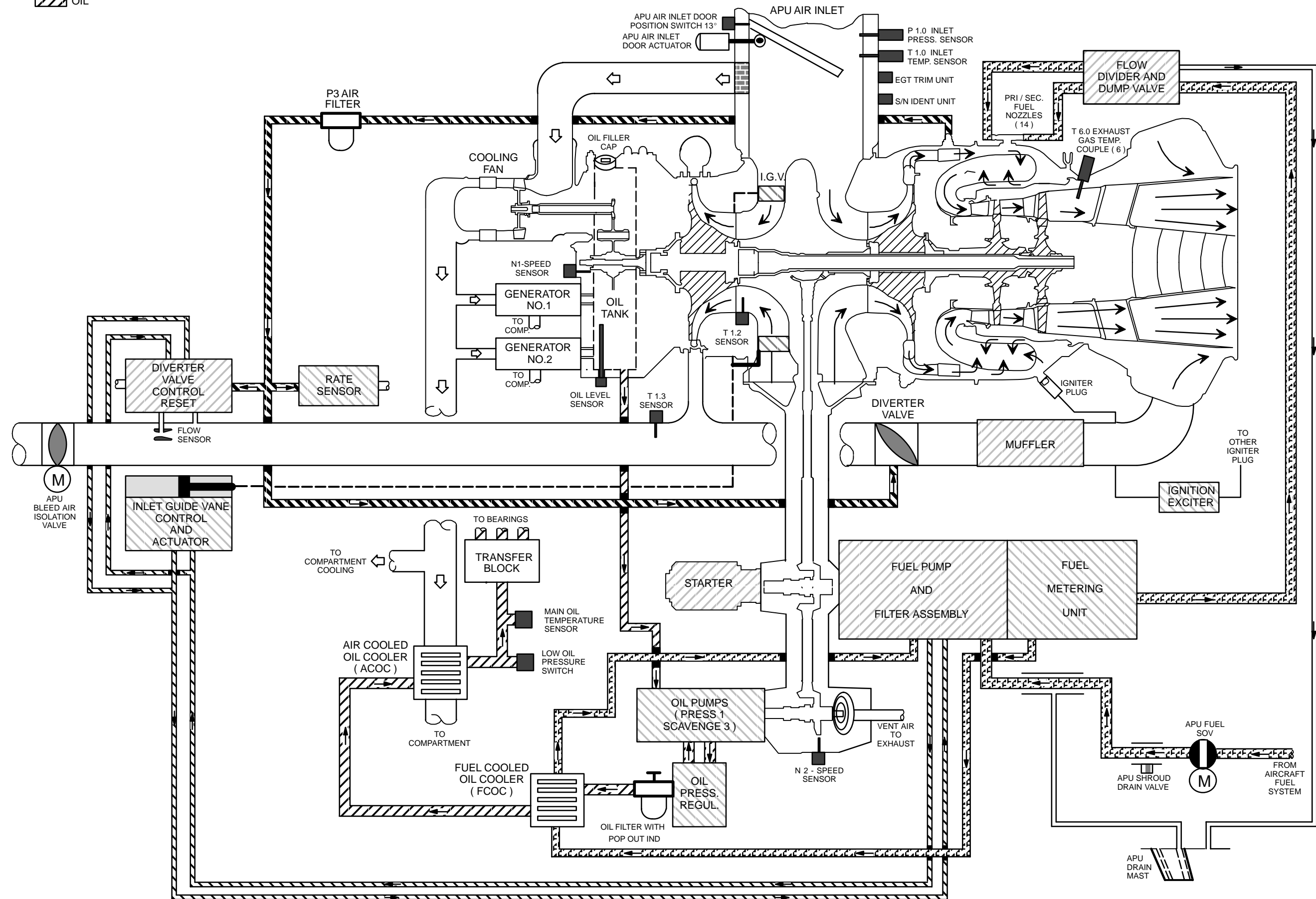


Figure A BASIC SCHEMATIC

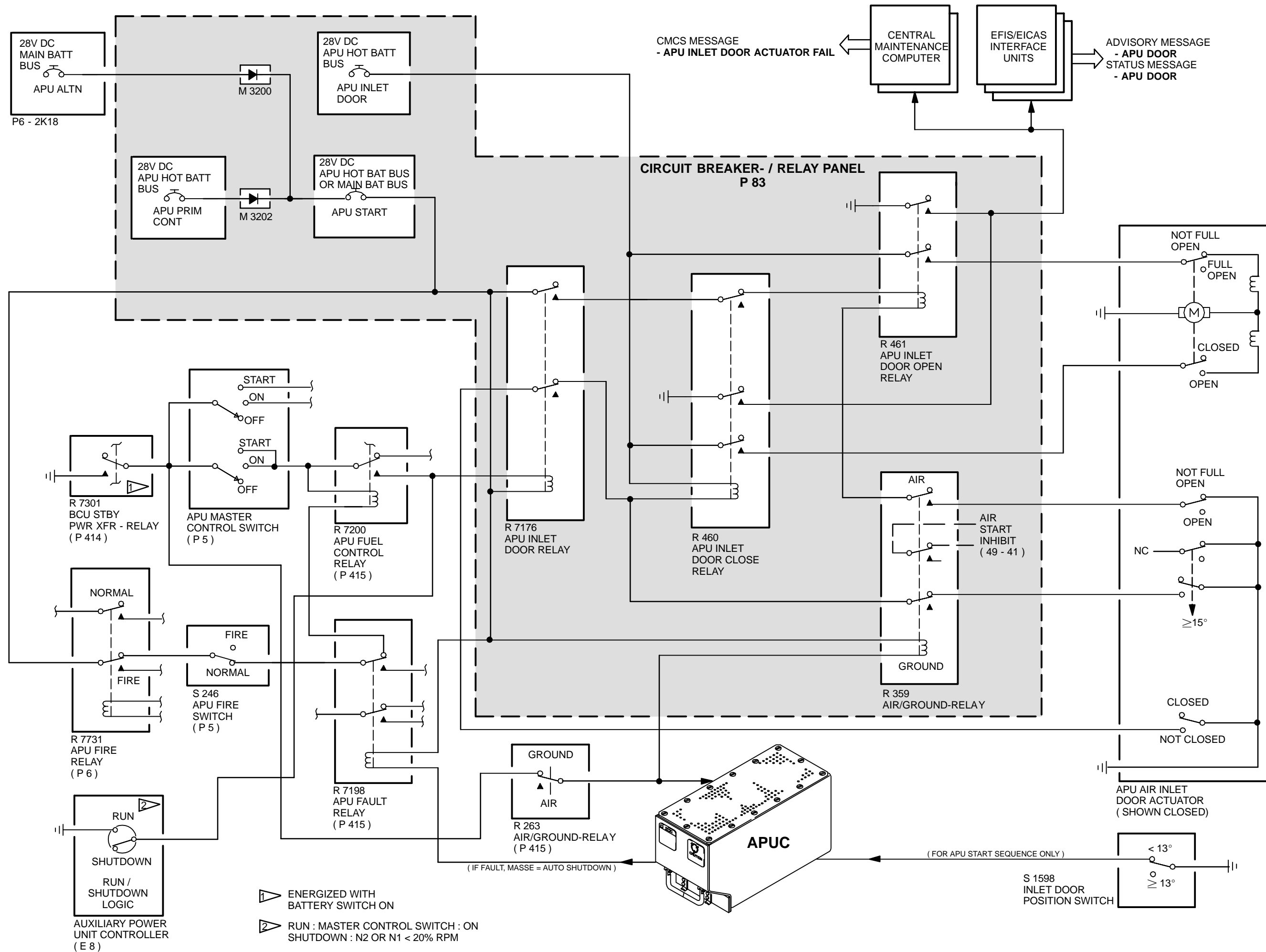


Figure B APU AIR INLET DOOR OPERATION

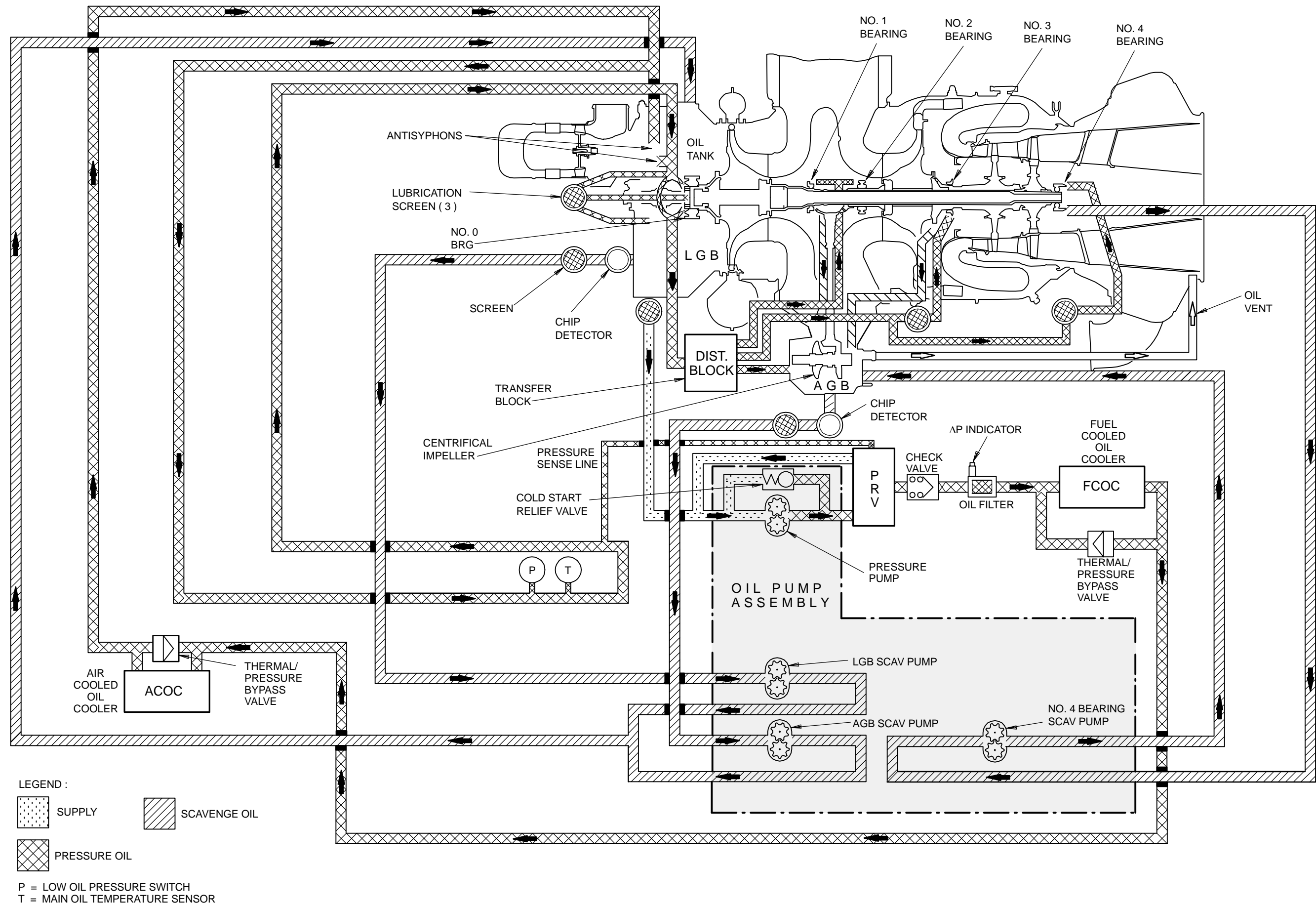


Figure C APU OIL SYSTEM BASIC SCHEMATIC

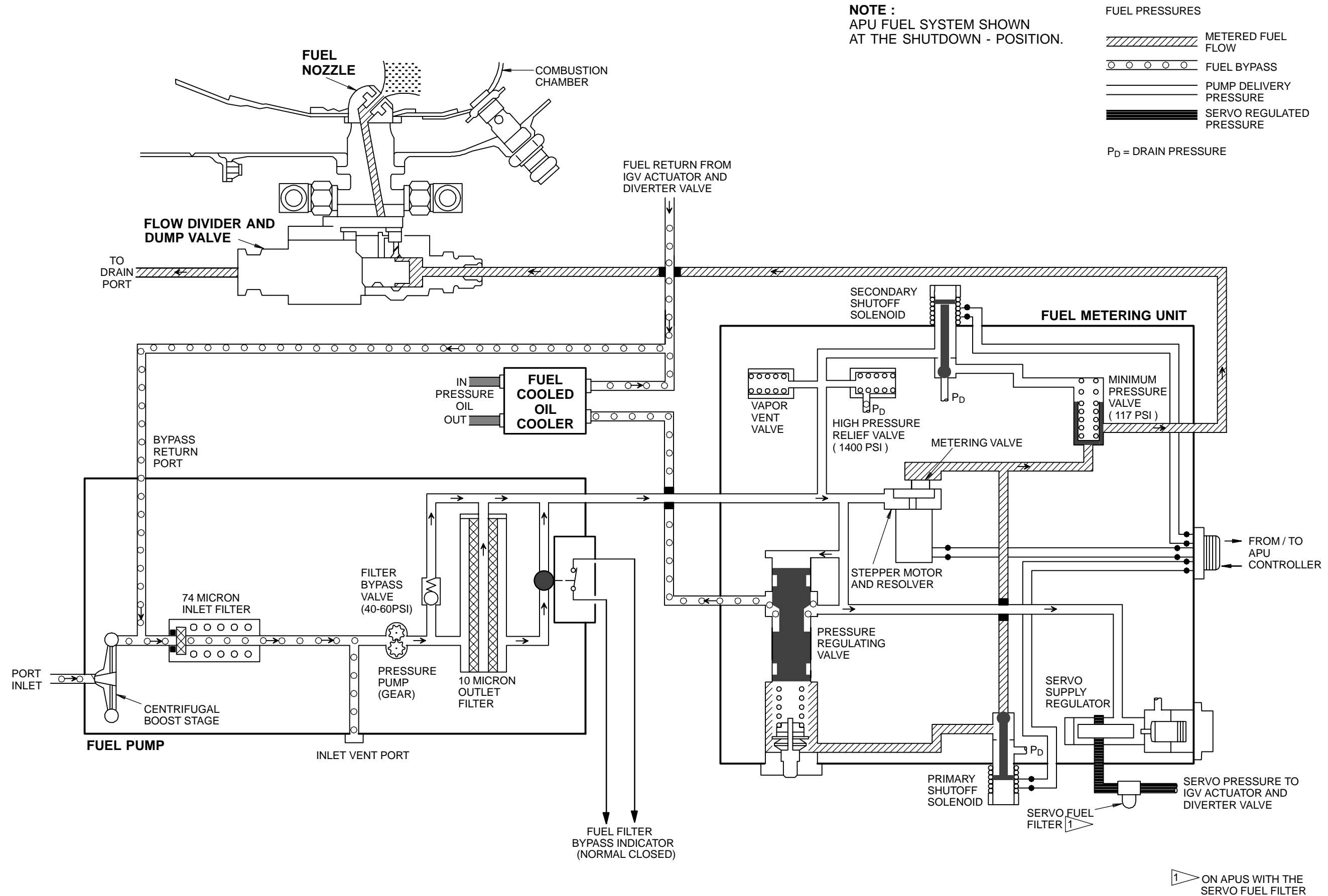


Figure D APU FUEL SYSTEM BASIC SCHEMATIC

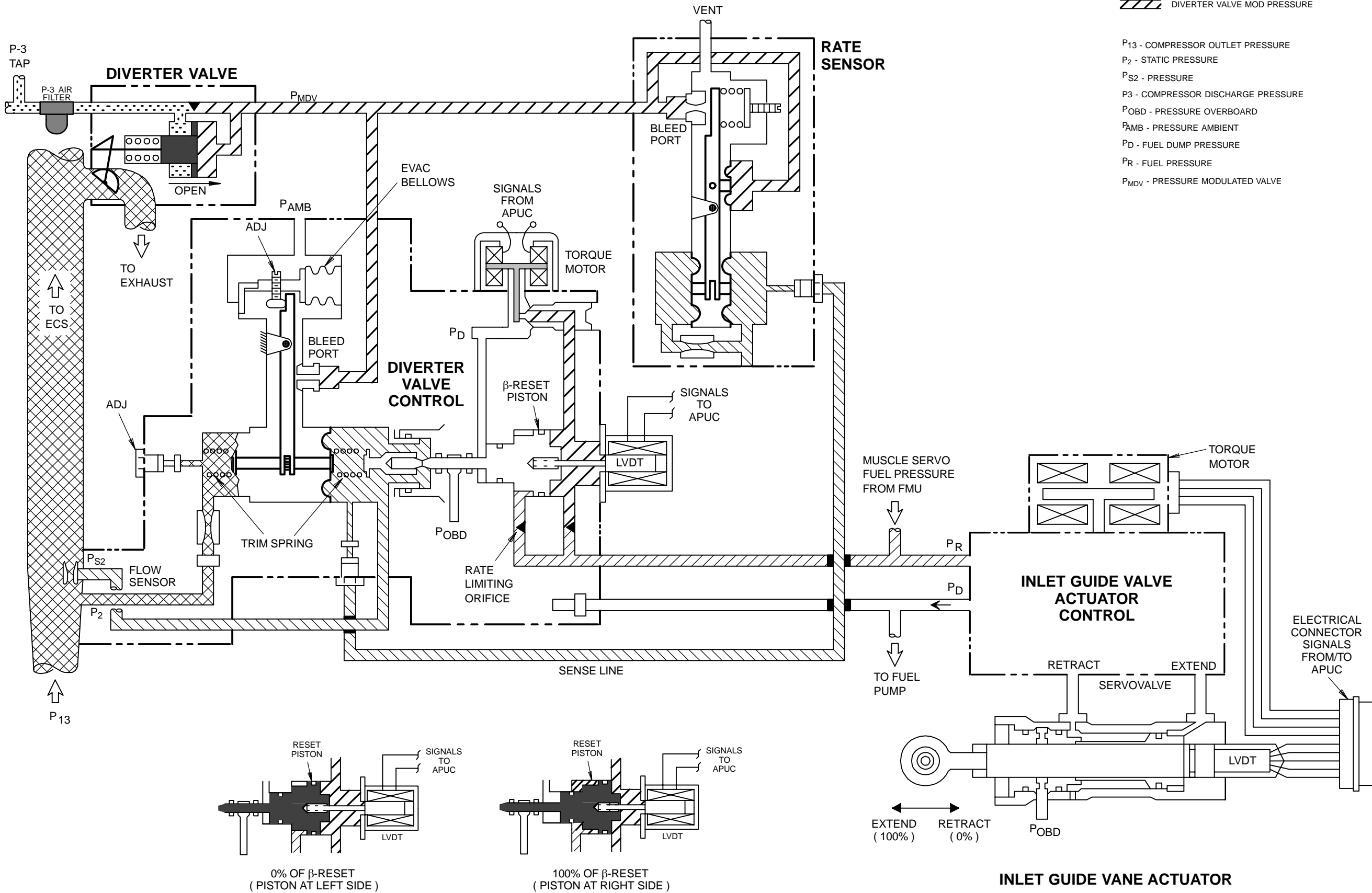


Figure E APU CONTROL AIR SYSTEM BASIC SCHEMATIC

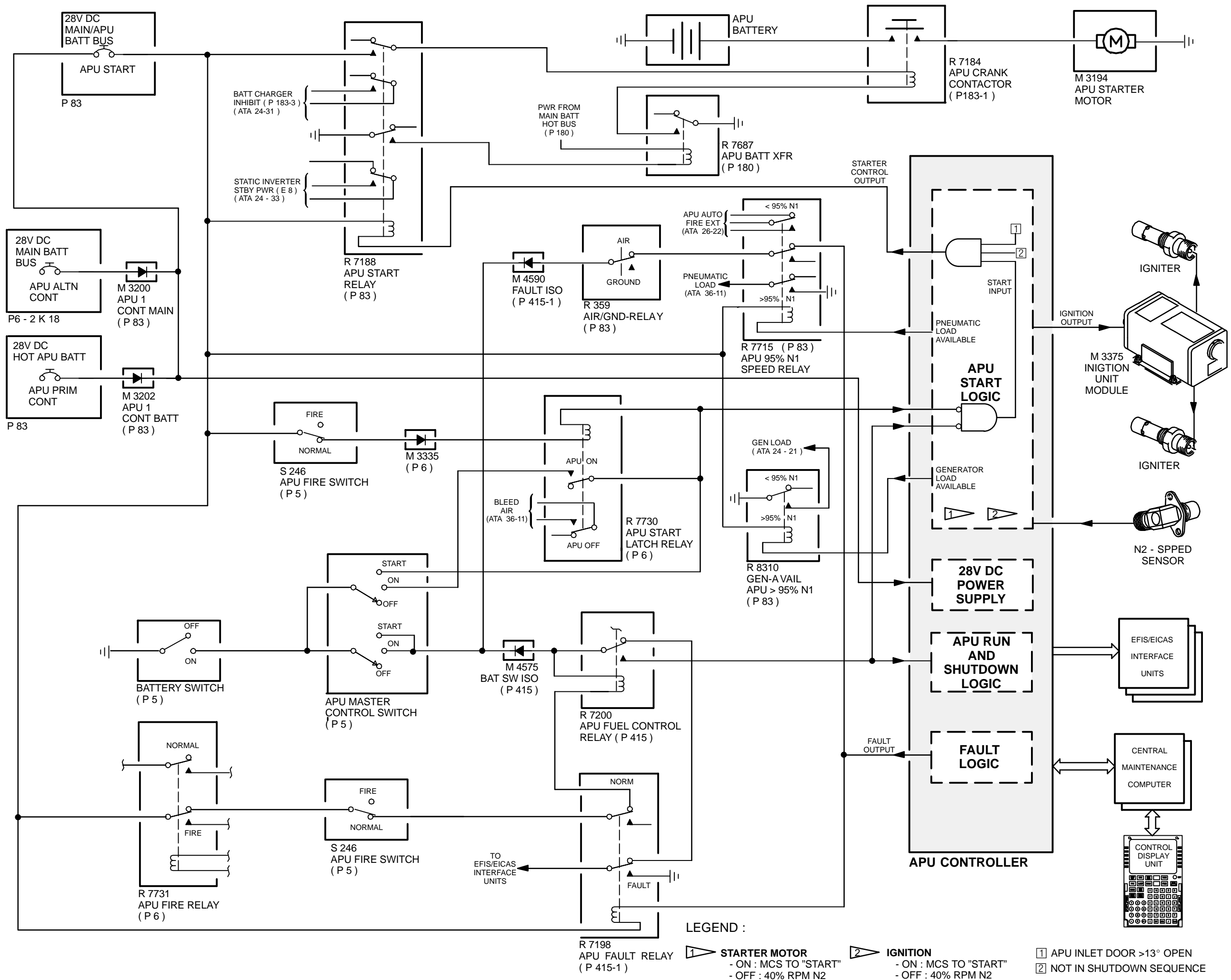


Figure F APU STARTING AND IGNITION SCHEMATIC

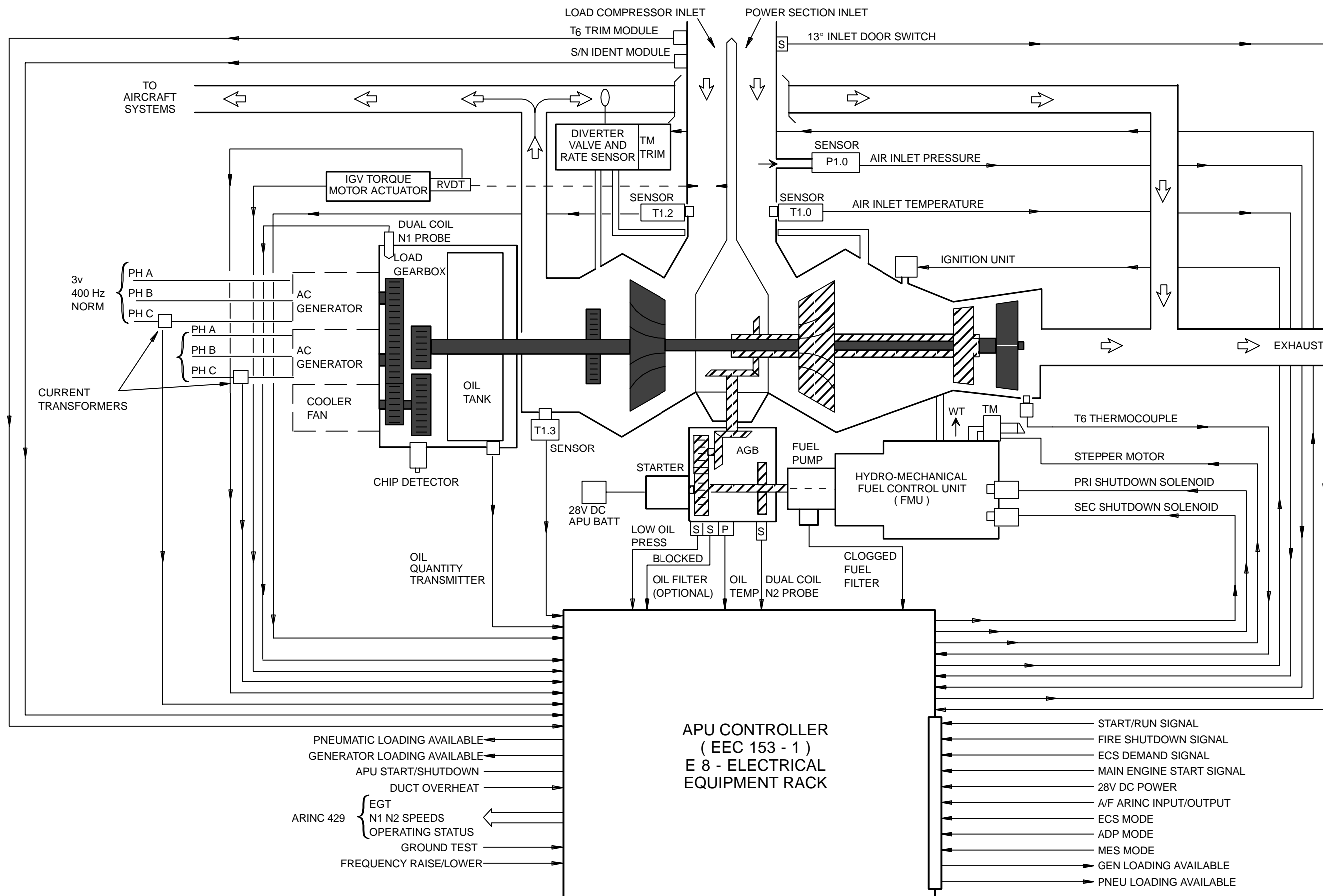


Figure G APU CONTROL BLOCK DIAGRAM

NOTE :
PRECONDITIONS :
- BATTERY POWER
OR
- EXTERNAL POWER

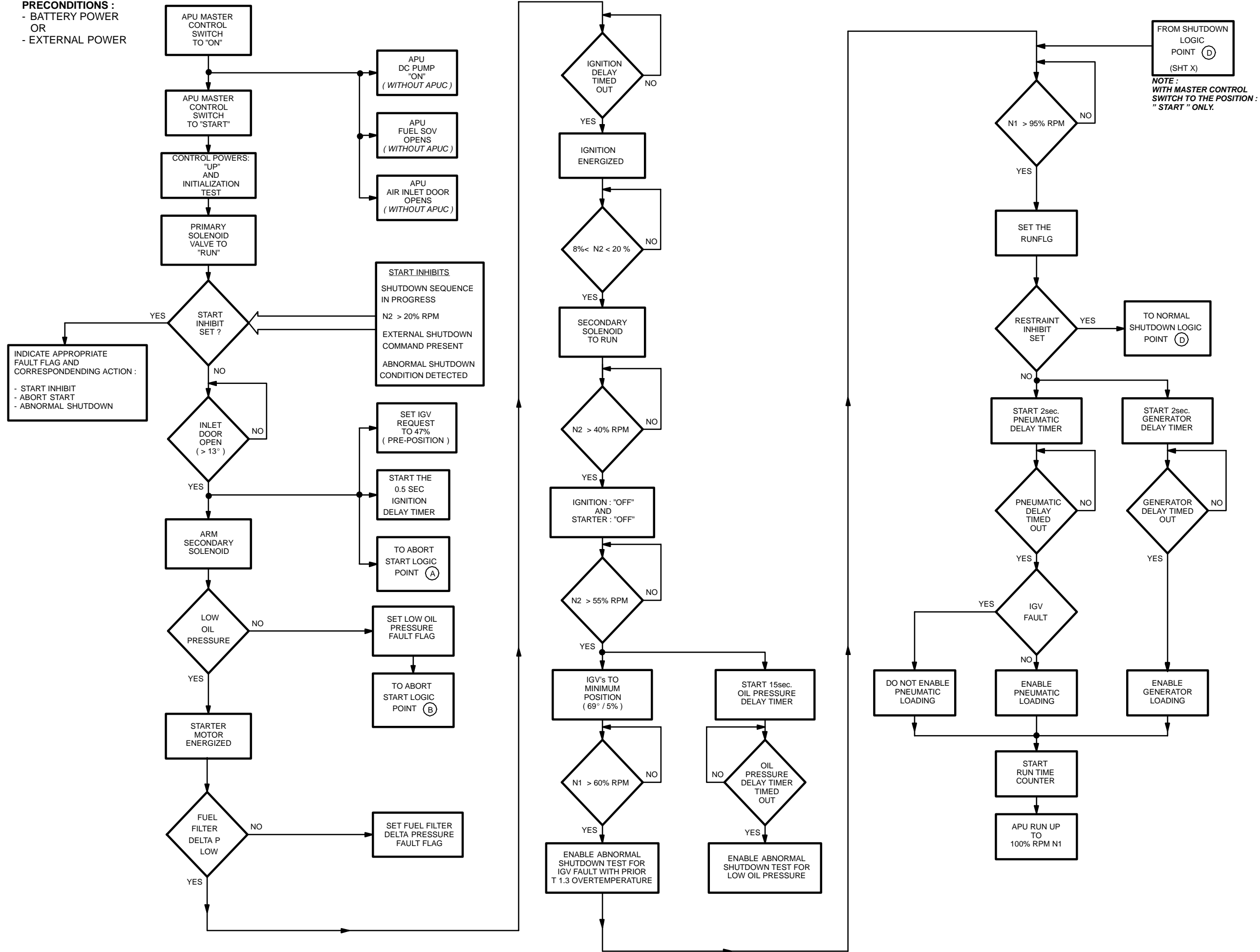


Figure H APU START SEQUENCE

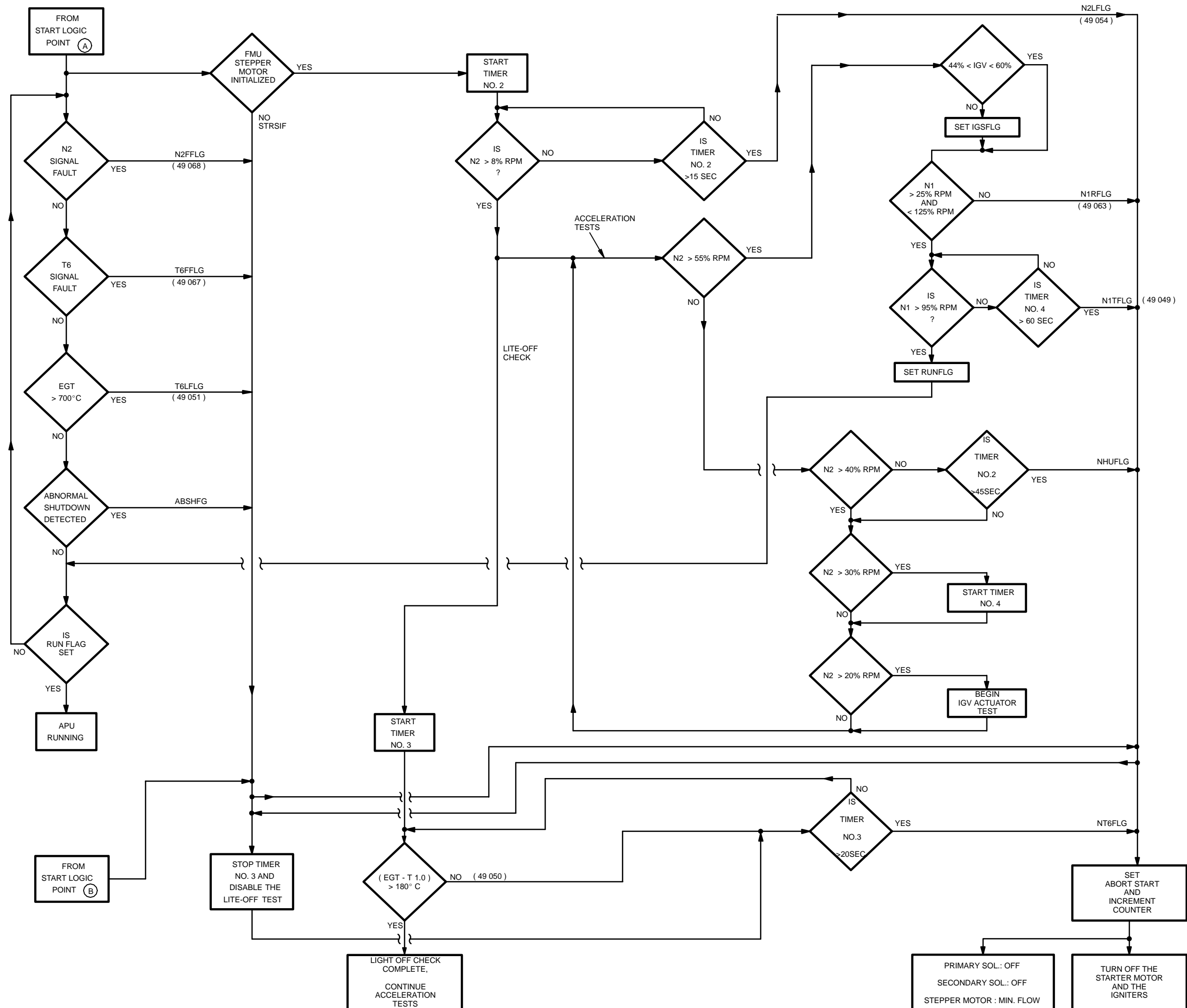


Figure I ABORTED START SEQUENCE

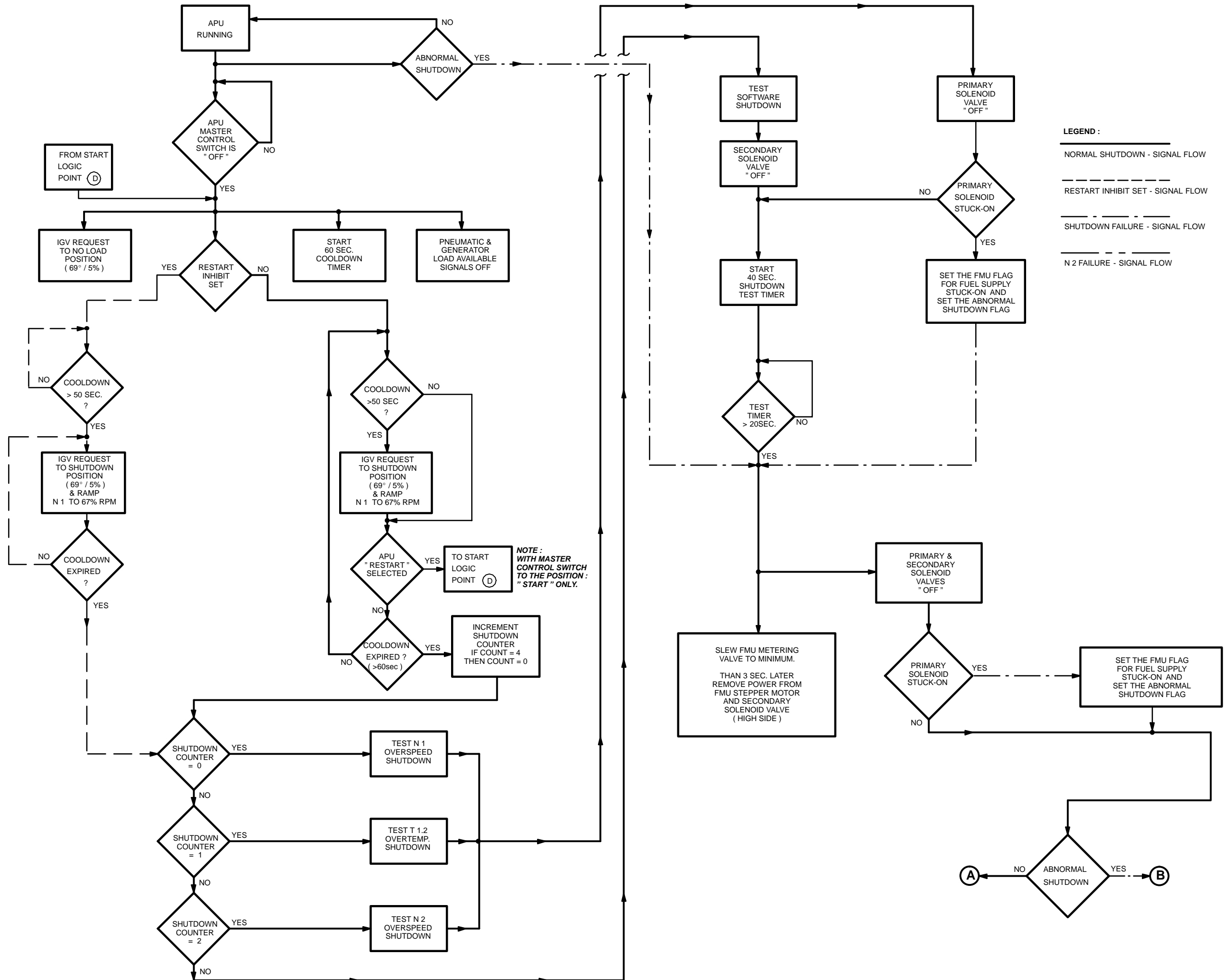


Figure J APU SHUTDOWN SEQUENCE

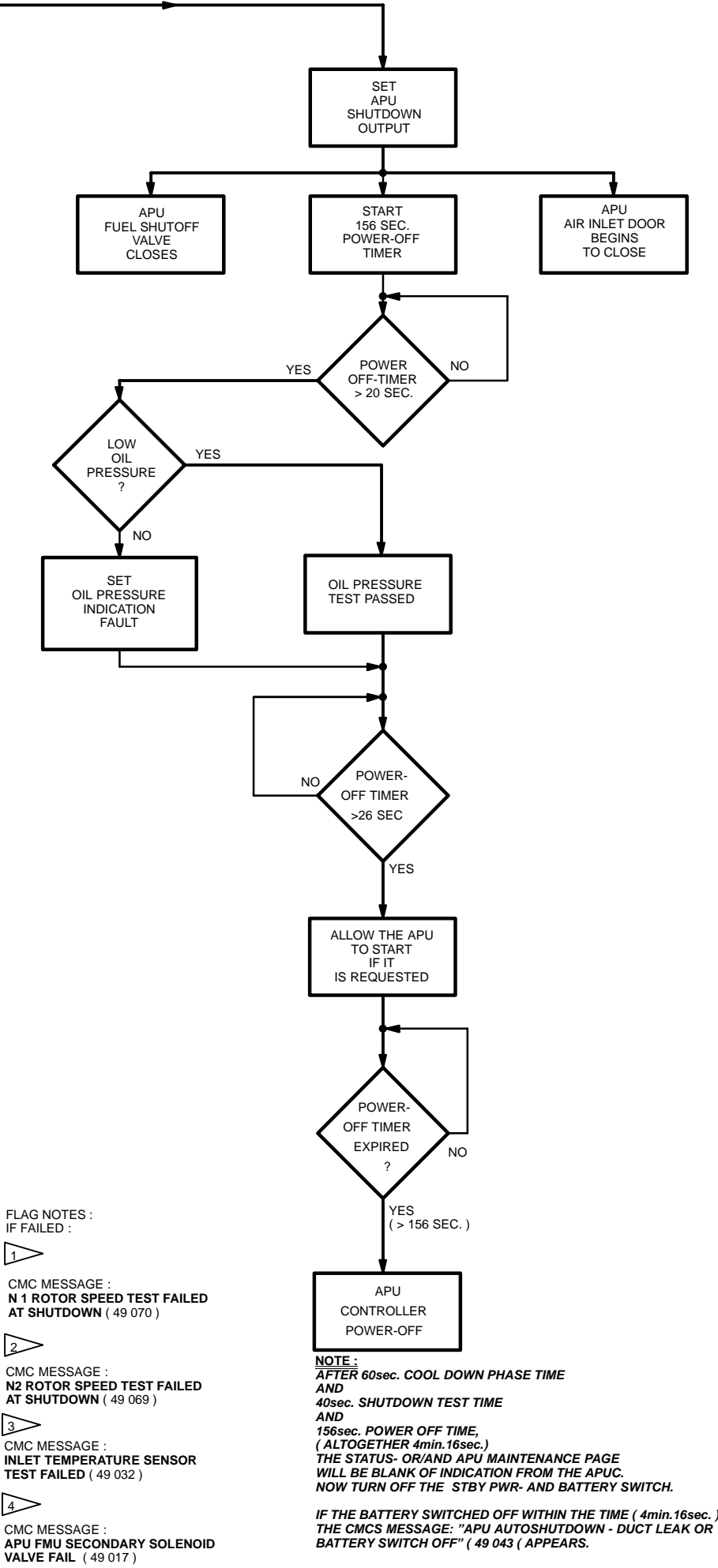
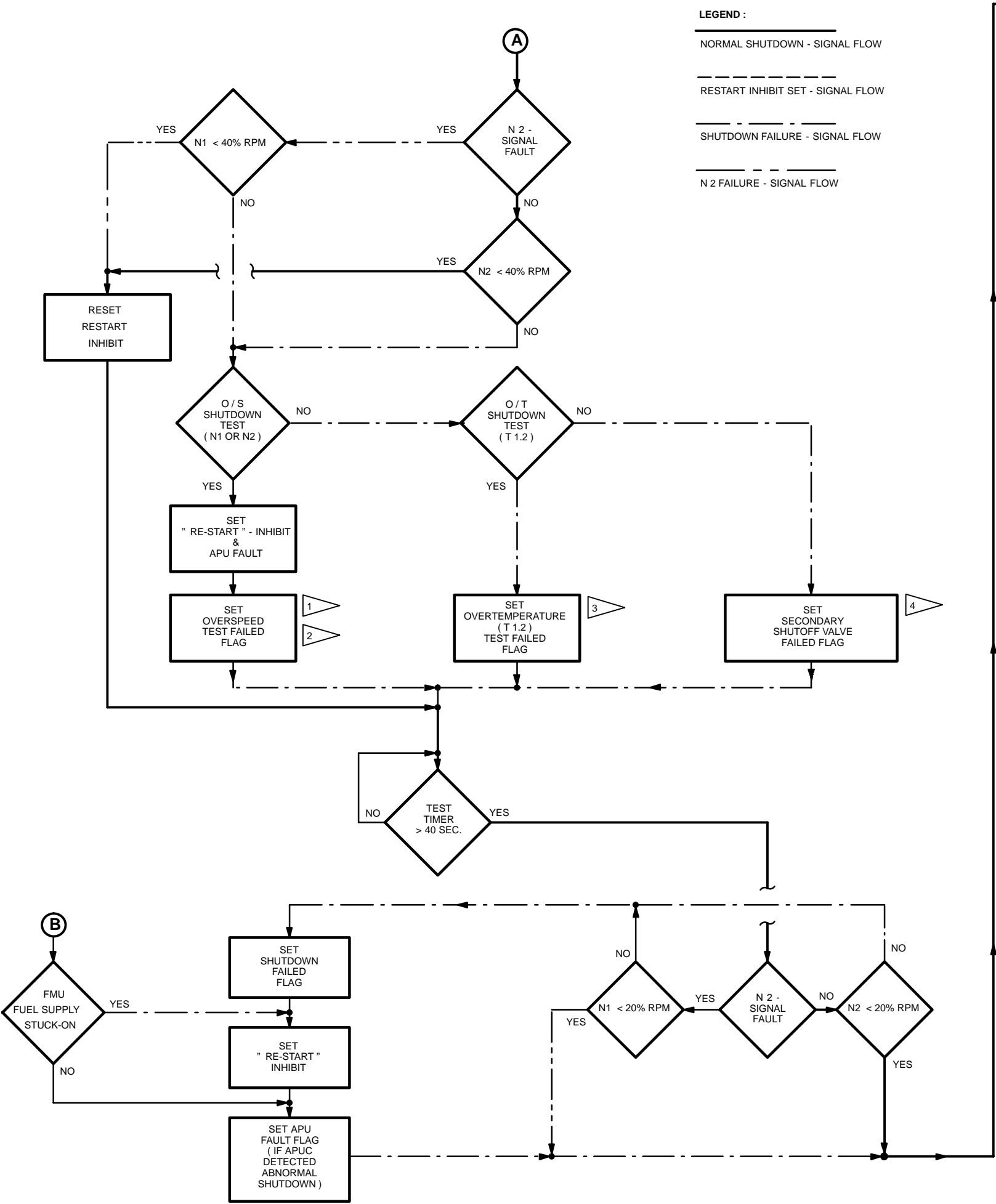


Figure K APU SHUTDOWN SEQUENCE

