

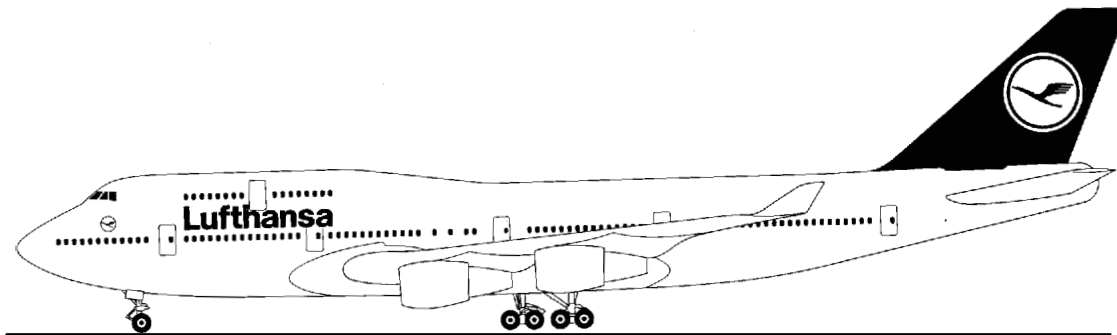


Lufthansa Technical Training

Training Manual B 747-400

ATA 28 FUEL

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 28 FUEL SYSTEM	1	28-41 FUEL QTY INDICATION SYSTEM	44
28-00 GENERAL	1	REFUEL CONTROL PANEL GAGES AND TEST	44
28-11 FUEL TANKS	2	FUEL QTY INDICATION ON EICAS DISPLAYS	46
FUEL TANK ARRANGEMENT	2	FUEL QTY INDICATION SYSTEM GROUND TEST	48
28-00 FUEL SYSTEM	4	28-44 FUEL MEASURING STICKS	50
GENERAL OVERVIEW	4	FUEL LEVEL MEASURING STICK	50
FUEL MANAGEMENT PANEL DESCRIPTION	6	CWT MEASURING STICK ACCESS DOOR	52
FUEL TRANSFER / JETTISON PANEL DESCRIPTION	8	INCLINOMETERS AND LEVELING SCALE	54
28-11 FUEL TANKS	10	28-43 FUEL TEMPERATURE INDICATION SYSTEM	58
FUEL TANK ACCESS DOORS	10	FUEL TEMPERATURE BULB	58
CWT ACCESS DOORS AND PURGE DOOR	12	FUEL TEMPERATURE INDICATION	60
HST ACCESS DOOR / SURGE TANK ACCESS DOOR	14	28-21 PRESSURE FUELING SYSTEM	62
BAFFLE CHECK VALVES	16		62
28-11 FUEL TANKS	18	28-21 PRESSURE FUELING SYSTEM	64
OVERWING FILL PORTS	18	REFUEL CONTROL PANEL (WITHOUT HST)	64
SUMP DRAIN SYSTEM	20	REFUEL CONTROL PANEL (WITH HST)	66
HORZ. STAB TANK SUMP DRAIN SYSTEM	22	FLIGHT DECK REFUEL CONTROL PANEL	68
28-13 FUEL TANK VENT SYSTEM	24	REFUELING MODES	70
FUEL TANK VENT SYSTEM GENERAL	24	PRESSURE FUELING STATION	72
28-13 FUEL VENT SYSTEM	26	REFUEL VALVES	74
FUEL VENT PORTS AND VALVES	26	REFUEL VALVES	76
VENT SURGE TANK PRESSURE RELIEF VALVES	28	MANIFOLD DRAIN VALVES	78
SURGE VENT TANK FLAME ARRESTER	30	REFUELING SYSTEM COMPONENTS	80
SURGE TANK CHECK VALVES	32	SECONDARY REFUEL VALVE SYSTEM	82
28-41 FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM (FQIS)	34	SEC. REFUEL VALVE SYSTEM COMPONENTS	84
FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM PROCESSOR	34	OVERFILL PROTECTION SYSTEM	86
REMOTE ELECTRONIC UNIT (REU)	36	28-22 FUEL FEED SYSTEM	88
28-41 FUEL QTY INDICATION SYSTEM	38	FUEL MANAGEMENT SYSTEM AND INDICATION	88
FUEL QTY INDICATION SYSTEM POWER SUPPLY	38	EICAS FUEL SYNOPTIC PAGE	92
28-41 FUEL QTY INDICATION SYSTEM	40	FUEL SYSTEM CARD FILE	96
FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM	40	SINGLE POINT SENSOR CONTROL CARDS	98
FUEL QTY INDICATION SYSTEM COMPONENTS	42	SINGLE POINT SENSOR CARD GROUND TEST	100
		MAIN TANK BOOST PUMPS	102
		FUEL FEED SYSTEM COMPONENTS	104

Inhaltsverzeichnis

	OVERRIDE / JETTISON PUMPSHST TRANSFER PUMPS	106			
	ENG FUEL SHUTOFF VALVES / CROSSFEED VALVES	108			
	FUEL MANAGEMENT	110			
28-17	HST FUEL TRANSFER SYSTEM	112	28-15	CWT SCAVENGE PUMP	148
	HST FUEL TRANSFER SYSTEM AND COMPONENTS	112		SCAVENGE PUMP OPERATION	148
	HST FUEL TRANSFER SYSTEM COMPONENTS	114		CWT SCAVENGE PUMP GROUND TEST	150
	HST FUEL TRANSFER LINE	118	28-15	CWT SCAVENGE SYSTEM	152
	HST FUEL TRANSFER CONTROL (MAINT. OPS)	120		AIRPLANES WITH HYDROMECHANICAL FUEL SCAVENGE SYSTEM	152
	HST FUEL TRANSFER OPERATION	122	28-15	CWT SCAVENGE SYSTEM	154
	HST FUEL TRANSFER SYSTEM GROUND TEST	124		HYDROMECHANICAL SCAVENGE SYSTEM COMPONENT DESCRIPTION	154
28-16	RESERVE TANK INTERCONNECTION	126	28-42	FUEL PRESSURE INDICATION SYSTEM	160
	RES TANK TRANSFER VALVE CONTROL	126		FUEL PRESSURE INDICATION COMPONENTS	160
28-16	RESERVE TANK INTERCONNECTION	128	28-42	FUEL PRESSURE INDICATION SYSTEM	166
	RESERVE TANK TRANSFER SYSTEM COMPONENTS	128		FUEL PRESSURE INDICATION SYSTEM OPERATION	166
28-16	RESERVE TANK INTERCONNECTION	130	28-31	FUEL JETTISON SYSTEM	168
	RESERVE TANK FUEL TRANSFER OPERATION	130		FUEL JETTISON CONTROLS	168
28-16	RESERVE TANK INTERCONNECTION	132	28-31	FUEL JETTISON SYSTEM	170
	RESERVE TANK TRANSFER VALVE GROUND TEST	132		FUEL JETTISON INDICATION	170
28-25	APU FUEL FEED SYSTEM	134	28-31	FUEL JETTISON SYSTEM	172
	APU FUEL FEED COMPONENTS	134		JETTISON OPERATION	172
28-25	APU FUEL FEED SYSTEM	136		FUEL JETTISON SYSTEM COMPONENTS	174
	APU FUEL SUPPLY LINE AND DRAIN SHROUD	136	28-16	MAIN TANK INTERCONNECTION	176
28-25	APU FUEL FEED SYSTEM	138		MAIN TANK TRANSFER COMPONENT LOCATION AND CONTROL	176
	APU FUEL FEED OPERATION (WITH ELECTRICAL CWT SCAVENGE SYSTEM)	138	28-16	MAIN TANK INTERCONNECTION	180
28-25	APU FUEL FEED SYSTEM	140		MAIN TANK TRANSFER OPERATION	180
	APU FUEL FEED OPERATION (WITH HYDROMECHANICAL CWT SCAVENGE SYSTEM) ...	140		FUEL JETTISON TRANSFER VALVE GROUND TEST	184
	APU FUEL CROSSFEED SUPPLY	142	28-26	DEFUELING	186
28-15	CWT SCAVENGE SYSTEM	144		DEFUELING COMPONENTS	186
	CWT SCAVENGE PUMP	144		FUEL TRANSFER	188
	SCAVENGE PUMP CONTROL	146		DEFUELING MODES	190

Bildverzeichnis

Figure 1	Fuel Tank Arrangement	3	Figure 20	Flight Deck Refuel Control Panel	69
Figure 2	Fuel System Flow Schematic	5	Figure 21	Refueling Modes	71
Figure 3	Fuel Management Panel, Fuel Control Switches and Fuel Synoptic Page	7	Figure 22	Pressure Fueling Station	73
Figure 4	Fuel Transfer -, Jettison Control Panel and Fuel Synoptic Page	9	Figure 23	Refuel Valves	75
Figure 5	Fuel Tank Access Doors	11	Figure 38	Refuel Valve Schematic	77
Figure 6	Center Wing Tank Access Door and Purge Door	13	Figure 39	Manifold Drain Valve	79
Figure 7	HST Access Door and Surge Tank Access	15	Figure 24	Volumetric Top Off Override Switch	81
Figure 8	Baffle Check Valves	17	Figure 41	Secondary Refuel Valve System	83
Figure 4	Overwing Fill Ports	19	Figure 42	Secondary Refuel Valve System Components	85
Figure 5	Fuel Tank Sump Drain Valves	21	Figure 25	Overfill Protection System	87
Figure 6	Horizontal Stabilizer Tank Sump Drain System	23	Figure 26	Fuel Management Panel	89
Figure 7	Fuel Tank Vent System	25	Figure 27	Fuel Management Panel and Fuel Control Switch	91
Figure 13	Fuel Vent System Valves	27	Figure 28	Fuel Synoptic Page	93
Figure 14	Vent Surge Tank Pressure Relief Valves	29	Figure 29	Fuel Synoptic Page	95
Figure 15	Surge Vent Tank Flame Arrester	31	Figure 30	Fuel System Card File	97
Figure 16	Surge Tank Check Valves	33	Figure 31	Single Point Sensor Cards	99
Figure 8	Fuel Quantity Indication System Processor	35	Figure 32	Single Point Sensor Card Ground Test	101
Figure 9	Remote Electronic Unit (REU)	37	Figure 33	Main Tank Boost Pumps	103
Figure 19	Fuel Quantity Indication System Power Supply	39	Figure 52	Fuel Feed Components	105
Figure 20	Fuel Quantity Indication System Simplified Schematic	41	Figure 34	Override / Jettison and HST Transfer Pumps	107
Figure 21	Fuel Quantity Indication System Components	43	Figure 35	Spar Valves and Crossfeed Valves	109
Figure 10	Fueling Quantity Indicators and Gage / System Test	45	Figure 36	Fuel Management Schematic	111
Figure 11	Fuel Quantity Indication System EICAS Displays	47	Figure 37	HST Fuel Transfer Overview	113
Figure 10	Fuel Quantity Indication System Ground Test	49	Figure 38	Horizontal Stabilizer Tank Transfer Isolation Valve (Center Wing Tank Location)	115
Figure 12	Fuel Measuring Stick Locations	51	Figure 39	Horizontal Stabilizer Aft Isolation Valves and Transfer Pumps	117
Figure 13	Center Wing Tank Measuring Stick Access Door	53	Figure 59	HST Fuel Transfer Line	119
Figure 14	Inclinometers and Leveling Scale	55	Figure 40	Horizontal Stabilizer Tank Transfer Control	121
Figure 15	Fuel Measuring Stick Table	57	Figure 61	HST Transfer Operation	123
Figure 16	Fuel Temperature Bulb	59	Figure 41	HST Transfer System Ground Tests	125
Figure 17	Fuel Temperature Indication Display	61	Figure 42	Reserve Tank Transfer	127
Figure 31	Pressure Fueling Basic Schematic	63	Figure 43	Reserve Tank Transfer Valves	129
Figure 18	Wing Refuel Control Panel (without HST)	65	Figure 65	Reserve Tank Transfer Operation	131
Figure 19	Wing Refuel Control Panel (with HST)	67	Figure 44	Reserve Tank Transfer Ground Test	133

Bildverzeichnis

Figure 45	APU Fuel Feed Components	135
Figure 68	APU Fuel Supply Line and Shroud Drain	137
Figure 69	APU Fuel Feed System Operation	139
Figure 70	APU Fuel Feed Operation (with Hydromechanical CWT Scavenge System)	141
Figure 46	APU Crossfeed Supply	143
Figure 47	CWT Scavenge Pump	145
Figure 48	CWT Electrical Scavenge Pump Control	147
Figure 74	CWT Scavenge Pump Operation	149
Figure 49	CWT Electrical Scavenge Pump Ground Test	151
Figure 50	CWT Hydromechanical Scavenge System	153
Figure 51	CWT Hydromechanical Fuel Scavenge Jet Pumps	155
Figure 52	CWT Hydromechanical Scavenge System Float Valves	157
Figure 53	CWT Hydromechanical Scavenge System Fuel Strainer	159
Figure 54	Main Tank Boost Pump Low Pressure Switches	161
Figure 55	Main and Center Wing Tank Override Jettison Pumps Low Pressure Switches	163
Figure 56	HST Transfer, APU DC Boost and CWT Scavenge Pump Low Pressure Switches	165
Figure 83	Fuel Pressure indication System	167
Figure 57	Fuel Jettison Controls and EICAS Indication	169
Figure 85	EICAS Fuel Synoptic Page / Jettison Flow Synoptic	171
Figure 86	Fuel Jettison Operation Basic Schematic	173
Figure 58	Fuel Jettison System Components	175
Figure 59	Main Tank Transfer Valves	177
Figure 60	Main Tank Transfer Control and Indication	179
Figure 90	Main Tank Transfer Operation	181
Figure 91	Fuel Jettison System Flow Schematic	183
Figure 61	Jettison Transfer Valves Ground Test	185
Figure 62	Defueling Components	187
Figure 63	Tank to Tank Transfer Schematic	189
Figure 64	Defueling Schematic	191
Figure A	Fuel System Schematic	192
Figure B	Pressure Fueling Basic Schematic	193
Figure C	Fuel Jettison System Basic Schematic	194



ATA 28 FUEL SYSTEM

28-00 GENERAL

DEUTSCHE LUFTHANSA AG

MODEL 747-430 ALL PAX mit Horizontal Stabilizer Tank (HST)

MODEL 747-430 COMBI

DLH 101 D-ABTA

DLH 102 D-ABTB

DLH 103 D-ABTC

DLH 104 D-ABTD mit Horizontal Stabilizer Tank (HST)

DLH 105 D-ABTE mit Horizontal Stabilizer Tank (HST)

DLH 106 D-ABTF mit Horizontal Stabilizer Tank (HST)

DLH 107 D-ABTH mit Horizontal Stabilizer Tank (HST)



28-11 FUEL TANKS

FUEL TANK ARRANGEMENT

- Main Tanks 1 & 4 13.200 kg (Outboard Main Tanks)
- Main Tanks 2 & 3 38.000 kg (Inboard Main Tanks)
- Reserve Tanks 2 & 3 4.000 kg
- **Full Wings 110.400 kg**
- Center Wing Tank (CWT) 52.000 kg
- **Total Fuel (without HST) 162.400 kg**
- Horizontal Stabilizer Tank (HST) 10.000 kg (if installed)
- **Total Fuel (with HST) 172.400 kg**

FUEL SYSTEM FUEL TANKS



**Lufthansa
Technical Training**

B747-400

B1

28-11

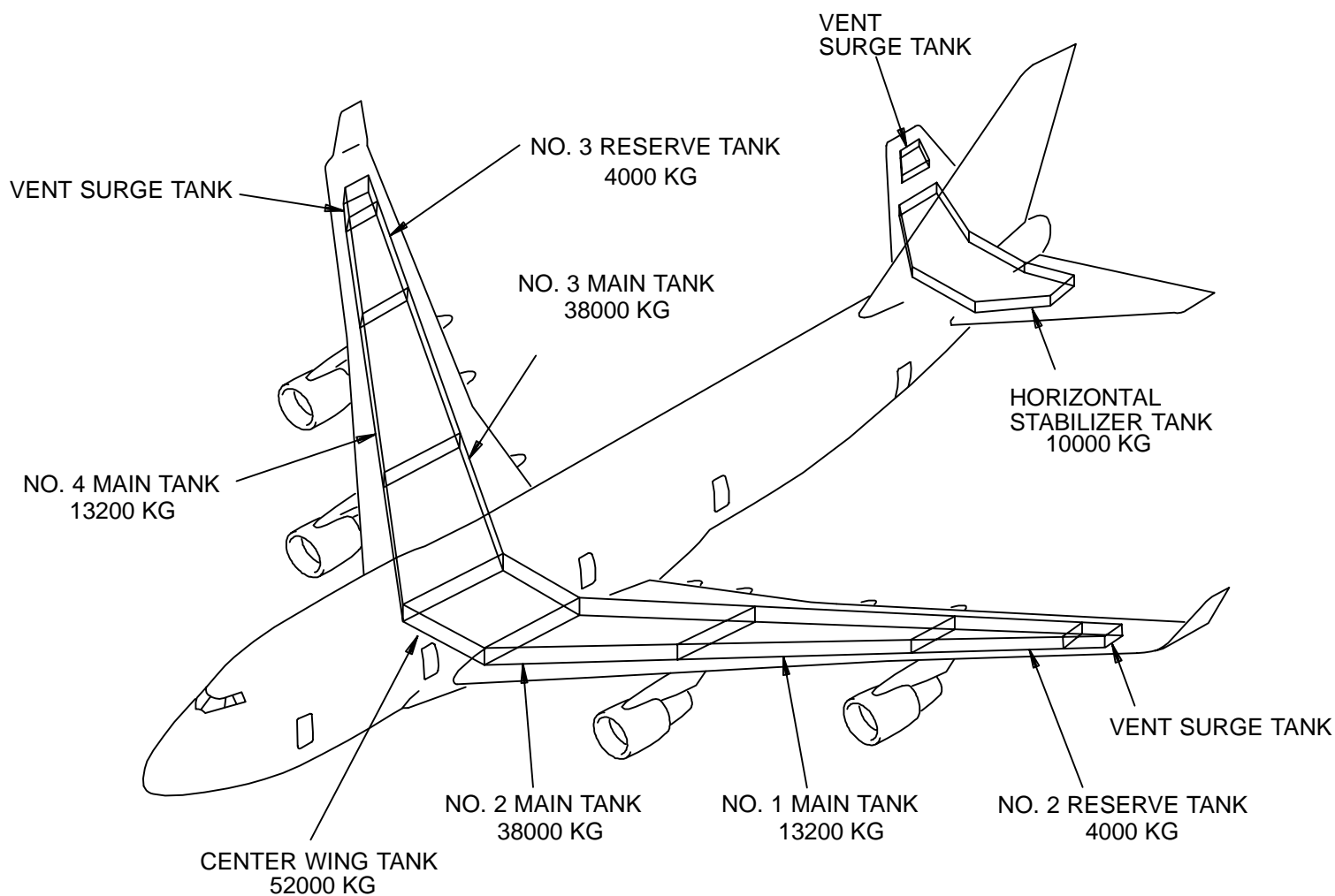


Figure 1 Fuel Tank Arrangement



28-00 FUEL SYSTEM

GENERAL OVERVIEW

Fuel Subsystems

- Refueling from Fueling Station to each Fuel Tank
- Fuel Feed..... from Main Tank to Engine
- Crossfeed..... from each Main Tank / CWT to all Engines
- APU Fuel Feed..... from Main Tank 2 to APU (normal OPS)
- Reserve Tank Fuel Transfer..... from Reserve Tank to Inboard Main Tank
- Main Tank Transfer..... from Outboard to Inboard Main Tank
- HST Fuel Transfer..... from HST to CWT
- CWT Scavenge System..... from CWT to Main Tank 2
- Fuel Jettison System..... from Main Tank / CWT / HST to Overboard
- Defueling..... from each Fuel Tank to Fueling Station

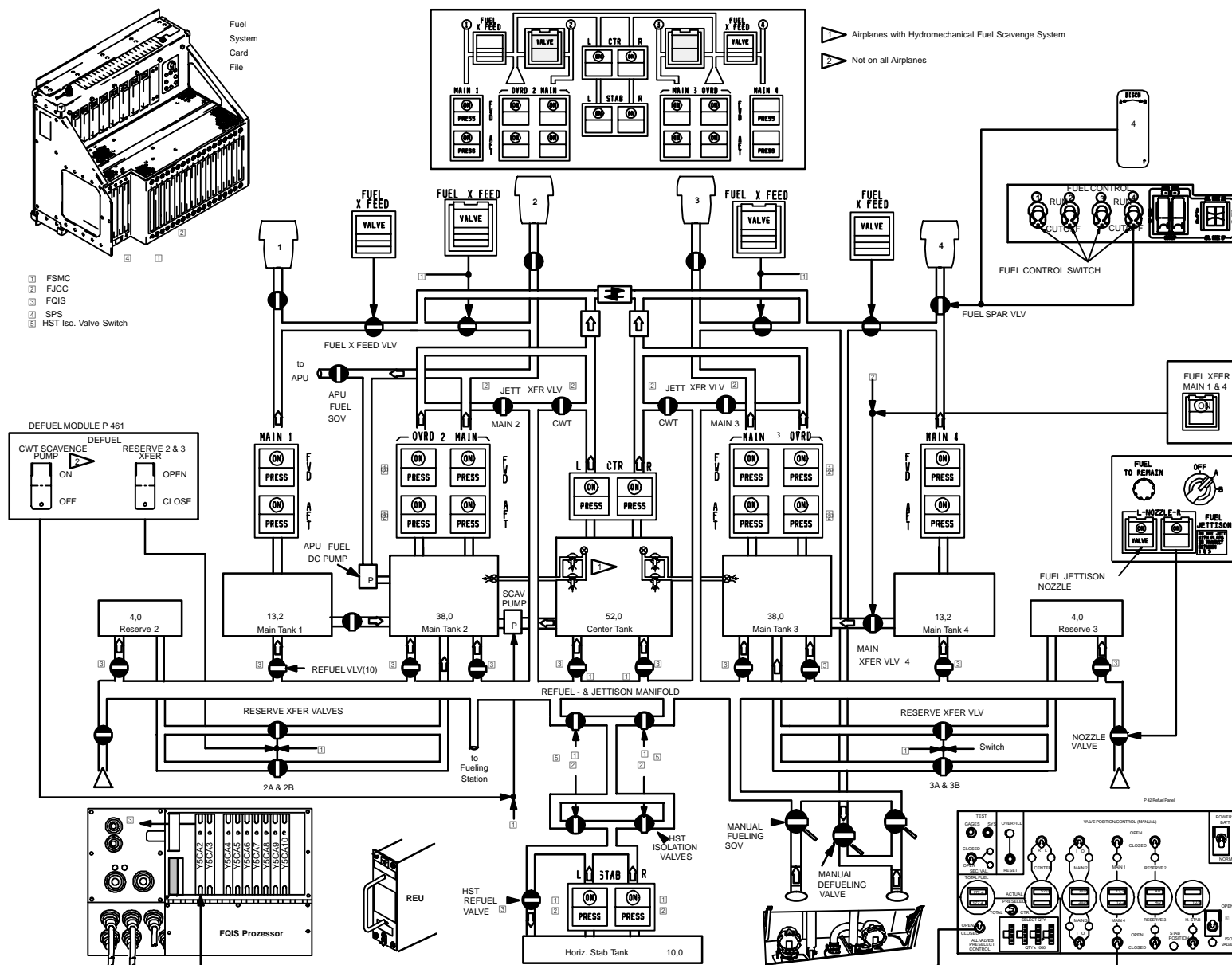


Figure 2 Fuel System Flow Schematic

FUEL SYSTEM GENERAL



FUEL MANAGEMENT PANEL DESCRIPTION

Crossfeed Valve Switches 1 & 4

OPEN (mit Flow Bar)

- VALVE öffnet.

Crossfeed Valve Switches 2 & 3 (guarded)

OPEN (mit Flow Bar)

- ARMING SIGNAL
- VALVE wird von einer Schaltkarte gesteuert (Fuel System Management Card).

Crossfeed Valve Disagree Light (amber)

VALVE (leuchtet)

- wenn die vorgewählte Schaltposition nicht mit der Ventilstellung übereinstimmt. (VALVE DISAGREE oder TRANSIT)

Main Tank Boost Pump Switches

ON - Pumpe ist eingeschaltet.

Main Tank Boost Pump Low Pressure Light (amber)

LOW PRESS (leuchtet)

- wenn der Pumpenausgangsdruck zu niedrig ist.

Center Wing Tank Override / Jettison Pump Switches

ON - Pumpe ist eingeschaltet.

Center Wing Tank Pump Low Pressure Light (amber)

LOW PRESS (leuchtet)

- wenn der CWT PUMP SWITCH sich in der ON Position befindet und der Pumpenausgangsdruck zu niedrig ist.

Main Tank Override / Jettison Pump Switches

ON - ARMING SIGNAL

- Pumpe wird von einer Schaltkarte gesteuert (Fuel System Management Card).

Main Tank Ovrdr / Jett Pump Low Pressure Light (amber)

LOW PRESS (leuchtet)

- wenn die Pumpe in Betrieb ist und der Pumpenausgangsdruck zu niedrig ist.

Horizontal Stabilizer Tank Transfer Pump Switches

ON - ARMING SIGNAL

- Pumpe wird von einer Schaltkarte gesteuert (Fuel System Management Card).

Horizontal Stabilizer Pump Low Pressure Light (amber)

LOW PRESS (leuchtet)

- wenn die Pumpe in Betrieb ist und der Pumpenausgangsdruck zu niedrig ist.

Fuel Control Switches

CUTOFF

- ENGINE FUEL SHUTOFF VALVE (FUEL SPAR VALVE) schließt.
- weitere Funktionen siehe ATA 71-80.

RUN

- ENGINE FUEL SHUTOFF VALVE (FUEL SPAR VALVE) öffnet.
- weitere Funktionen siehe ATA 71-80.

EICAS Fuel Synoptic Page

- Fuel Quantity Indication
 - Total Fuel Qty
 - Fuel Tanks Qty
- Fuel Pump Symbols
 - Main Tank Boost Pumps
 - Center Wing Tank Override / Jettison Pumps
 - Main Tank Override / Jettison Pumps
 - Horizontal Stabilizer Tank Transfer Pumps
- Crossfeed Valve Position Symbols
- Horizontal Stabilizer Tank Fuel Transfer Flow Bar Symbol

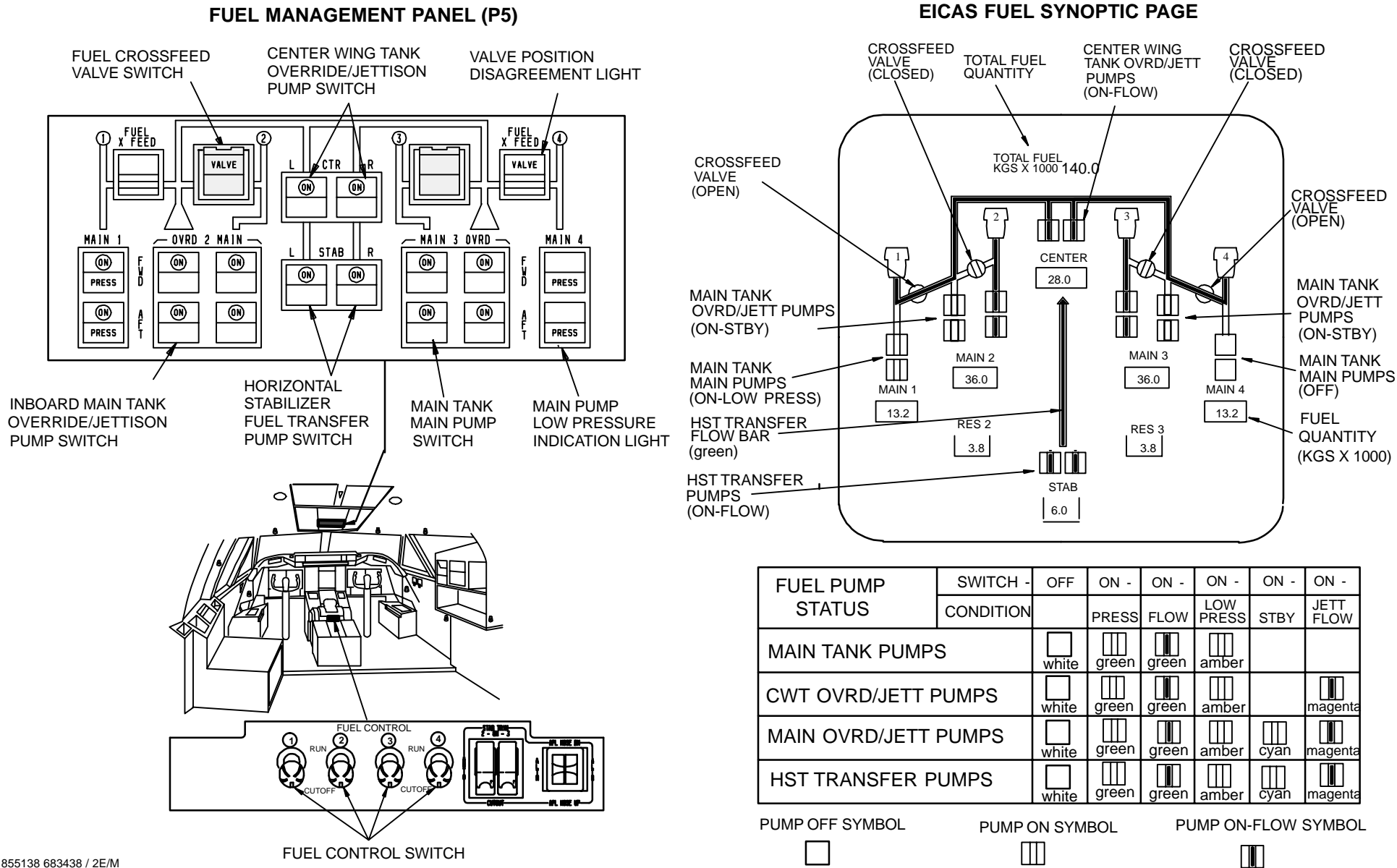


Figure 3 Fuel Management Panel, Fuel Control Switches and Fuel Synoptic Page

FUEL SYSTEM GENERAL



Lufthansa Technical Training

B 747-400
B2
28-00

FUEL TRANSFER / JETTISON PANEL DESCRIPTION

Defuel Module

Scavenge Pump Switch (guarded)

ON - Pumpe ist eingeschaltet. (Manual Control)

- SCAVENGE PUMP ON (EICAS Message)
 - Es erscheint **keine** Scavenge Pump Flow Bar auf der Fuel Synoptic Page.
 - Die Scavenge Pump wird **nicht automatisch** bei Scavenge Pump LOW PRESSURE abgestellt.

Reserve Tank Transfer Switch (guarded)

OPEN (Manual Control)

- alle Reserve Tank Transfer Valves (RES VLV 2A, 2B, 3A, 3B) öffnen.

Misc. Switch Control Module

Main Tank 1/4 Transfer Switch (guarded)

ON - beide Main Tank Transfer Valves öffnen.

Fuel Jettison Control Panel

Fuel Jettison Control Selector

OFF- Jettison SYSTEM ist ausgeschaltet.

A or B Position

- Fuel Jettison Control Cards (A or B) werden eingeschaltet.
- FUEL TO REMAIN (Restkraftstoffmenge, die bei FUEL JETTISON nicht abgelassen werden soll) wird auf dem MAIN EICAS Display angezeigt.

Fuel To Remain Selector

ROTATE

- wählt die zu verbleibende Restkraftstoffmenge nach FUEL JETTISON vor.
- Der eingestellte Wert kann auf dem MAIN EICAS Display abgelesen werden, wenn der JETTISON SELECTOR in der Position A oder B steht. (Fuel Temperature Indication wird ausgeblendet)

EICAS Fuel Synoptic Page

- Total Fuel Qty Indication
- Preselect Fuel Qty Indication erscheint, wenn beim Betanken eine vorwählbare Kraftstoffmenge eingestellt wurde.
- SCAVENGE PUMP FLOW BAR erscheint, wenn die Scavenge Pump durch die Fuel System Management Card eingeschaltet wird. (Command Signal)
 - wird grün, wenn der SCAVENGE PUMP LOW PRESSURE SWITCH >7psi meldet.
- **Achtung:** Die SCAVENGE PUMP FLOW BAR erscheint **nicht**, wenn die Scavenge Pump durch den SCAVENGE PUMP SWITCH eingeschaltet wird.
- RESERVE TANK TRANSFER VALVE FLOW BARS erscheinen auf der Fuel Synoptic Page.
 - RES 2 FLOW BAR erscheint, wenn RES XFR VLV 2A und / oder 2B geöffnet ist.
 - RES 3 FLOW BAR erscheint, wenn RES XFR VLV 3A und / oder 3B geöffnet ist.
 - wird grün, wenn die RESERVE TANK FUEL QTY INDICATION > 0.1 anzeigt.
- MAIN TANK TRANSFER VALVE FLOW BARS erscheinen, wenn die zugehörigen Main Tank Transfer Valves geöffnet sind.
 - werden grün, wenn die MAIN TANK 1 / 4 FUEL QTY INDICATION > 3.2 anzeigt.
- Fuel Jettison Nozzle Valve OPEN Position Symbol
- Center Wing Tank Override / Jettison Pump Symbols (JETTISON FLOW)
- Main Tank Override / Jettison Pump Symbols (JETTISON FLOW)
- Horizontal Stabilizer Tank Transfer Pump Symbol (JETTISON FLOW)
- Jettison Time Indication

FUEL SYSTEM GENERAL

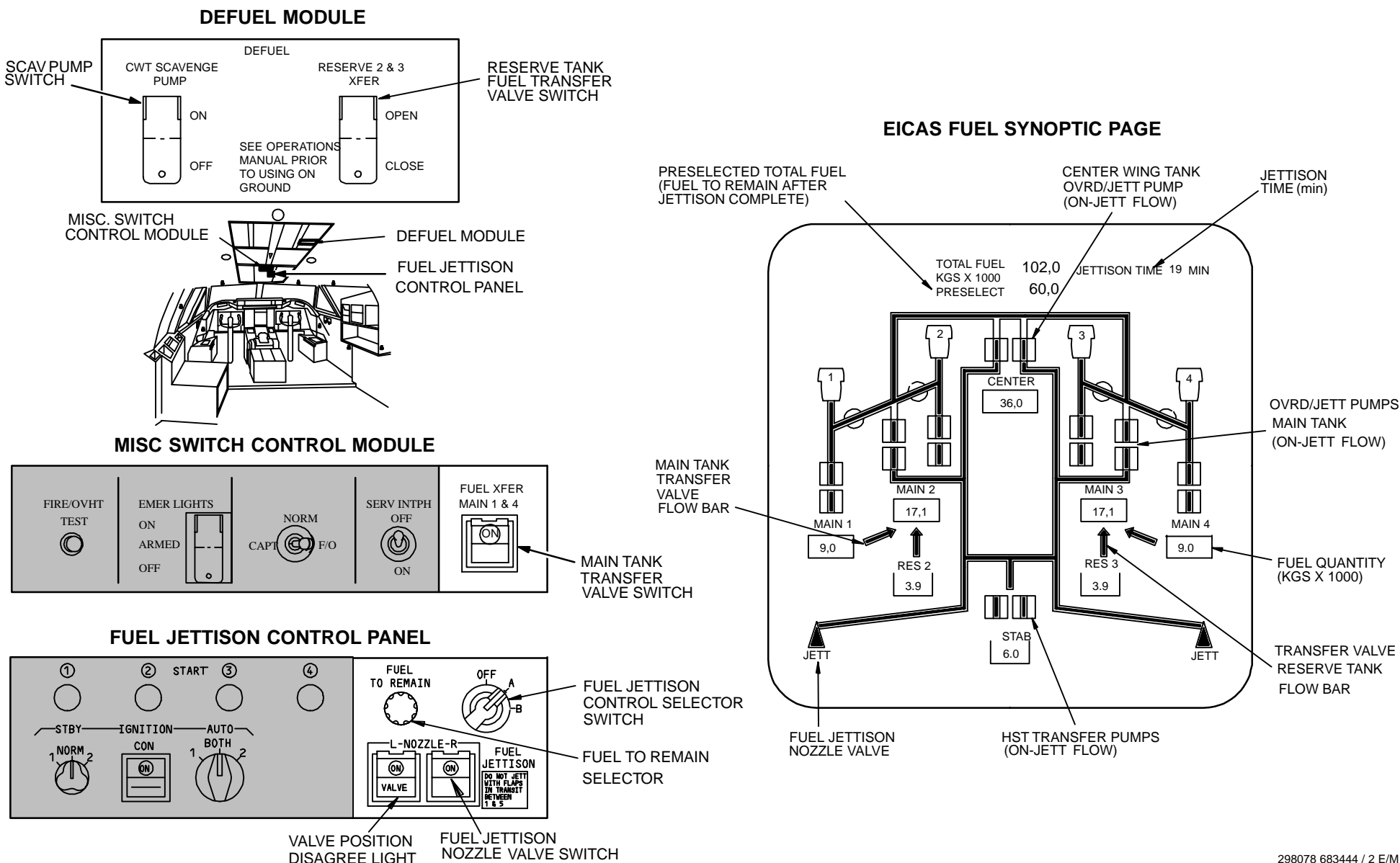


Figure 4 Fuel Transfer -, Jettison Control Panel and Fuel Synoptic Page



28-1 1 FUEL TANKS

FUEL TANK ACCESS DOORS

Wing Tank Access Doors

sind die Zugangsöffnungen für eine Tankbegehung und an der Tragflächenunterseite eingebaut. Es gibt verschiedenen Ausführungen :

- Standard Type Tank Access Doors
- High Impact Resistant Tank Access Doors
- Surge Tank Access Door

Standard Type Tank Access Doors

ohne besondere Kennzeichnung

- Main Tanks 1 & 4
- Main Tanks 2 & 3
- Reserve Tanks 2 & 3

High Impact Resistant Tank Door

sind mit einer besonderen Aufschrift und Pfeilmarkierungen versehen und müssen unbedingt an der vorgeschriebenen Locations eingebaut werden.

(Bereich der durch einen Turbinenschaden besonders gefährdet ist)

- haben eine höhere Festigkeit gegenüber den Standard Type Tank Access Doors.
 - Main Tanks 2 & 3 (2 Locations)
 - Main Tanks 1 & 4 (7 Locations)

Surge Tank Access Doors

sind mit einem PRESSURE RELIEF VALVE versehen.

Dry Bay

- Soll im Falle eines Turbinenschadens den Tank vor Leckagen schützen.
- besitzt Inspection Holes.

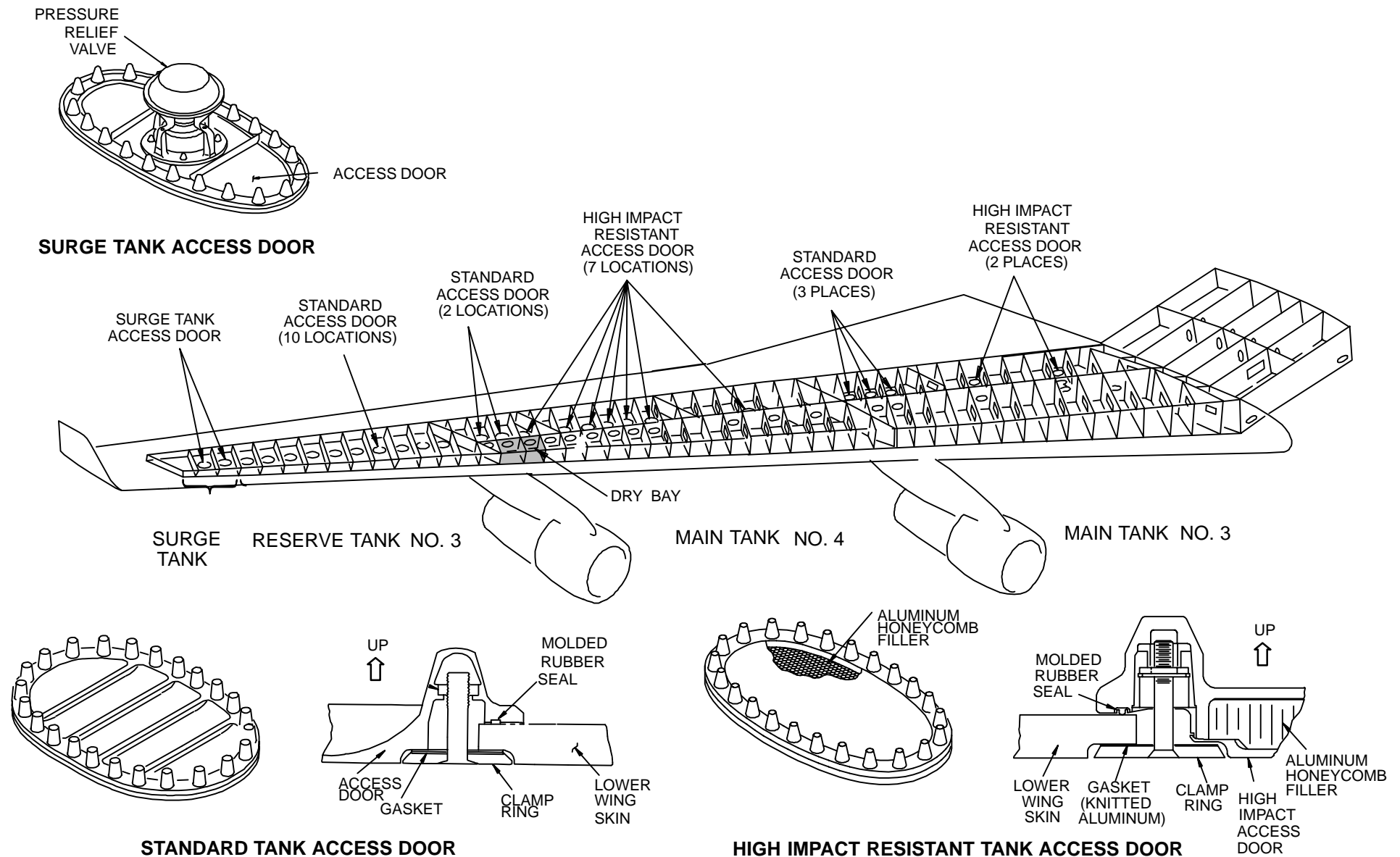


Figure 5 Fuel Tank Access Doors

FUEL SYSTEM FUEL TANKS



CWT ACCESS DOORS AND PURGE DOOR

Center Wing Tank Access Doors

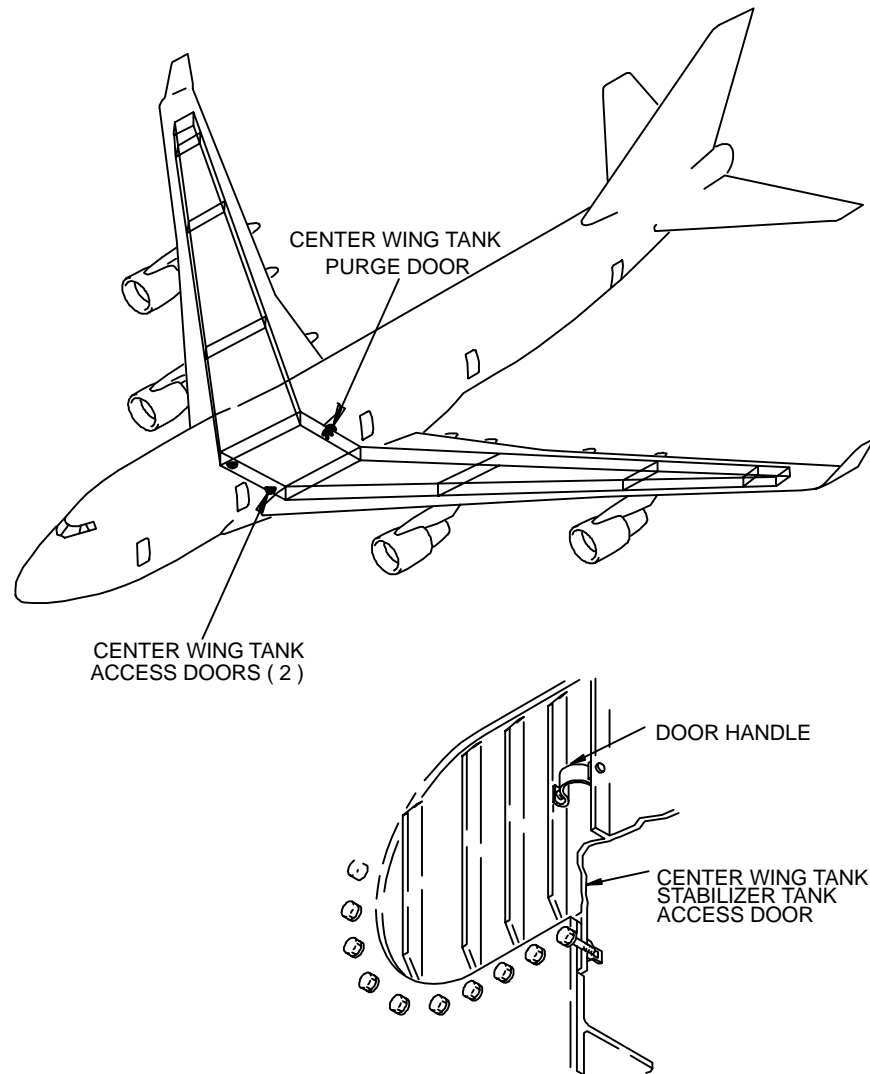
sind an der Vorderseite des Center Wing Tanks eingebaut.

- Befinden sich außerhalb der Druckkabine.
- Zugang durch Abbau eines Rumpfübergangs-Verkleidungspanels.

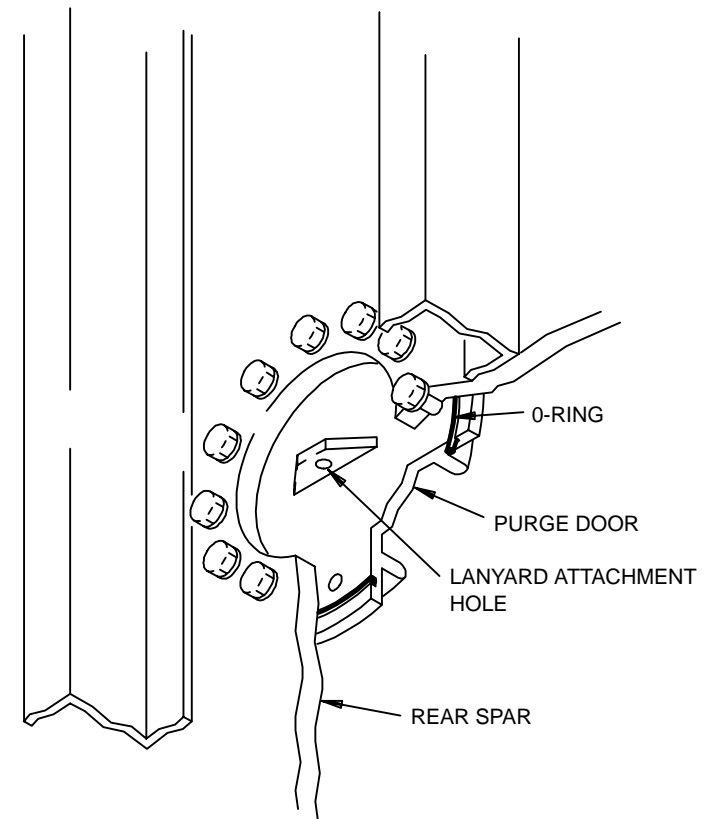
Center Wing Tank Purge Door

dient zum Absaugen von Kraftstoff aus dem Center Wing Tank und dessen Belüftung.

- Zugang vom rechten Wing Gear Wheel Well
- **ACHTUNG** : Vor dem Ausbau des PURGE DOOR muß unbedingt ein Sicherungsdraht am LANYARD ATTACHMENT HOLE angebracht werden, damit das PURGE DOOR nicht in den CENTER WING TANK hineinfallen kann.



CENTER WING TANK ACCESS DOOR



CENTER WING TANK PURGE DOOR

Figure 6 Center Wing Tank Access Door and Purge Door



HST ACCESS DOOR / SURGE TANK ACCESS DOOR**Horizontal Stabilizer Tank Access Door**

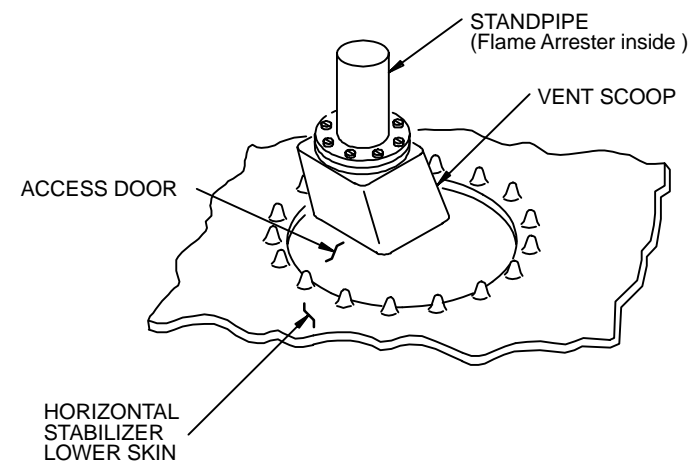
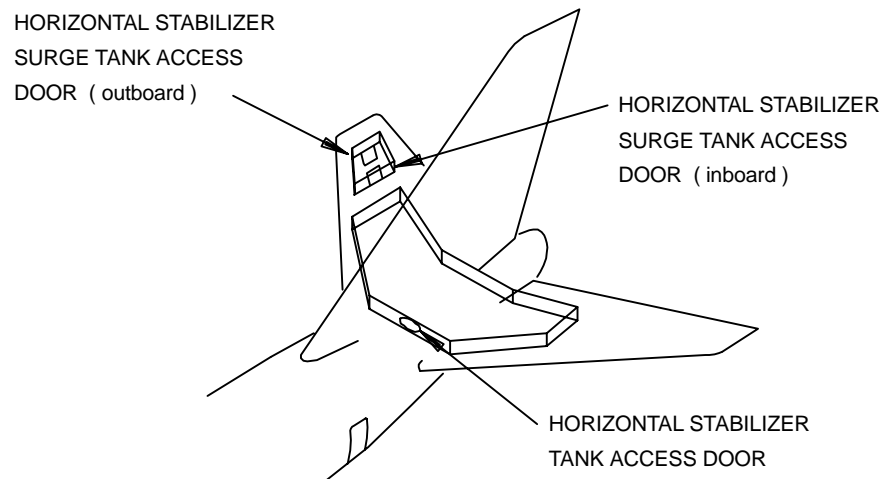
ist an der Vorderseite des HST angebaut und kann über das Stabilizer Compartment Access Door erreicht werden.

Horizontal Stabilizer Surge Tank Access Doors

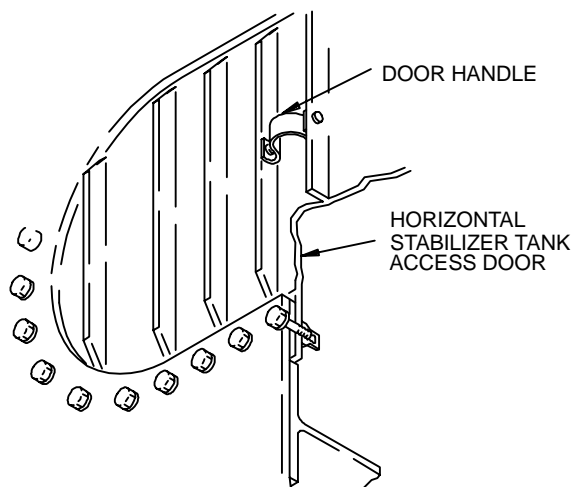
sitzen an der Unterseite des Stabilizers.

- Inner Surge Tank Door mit PRESSURE RELIEF VALVE
- Outer Surge Tank Access Door mit VENT SCOOP

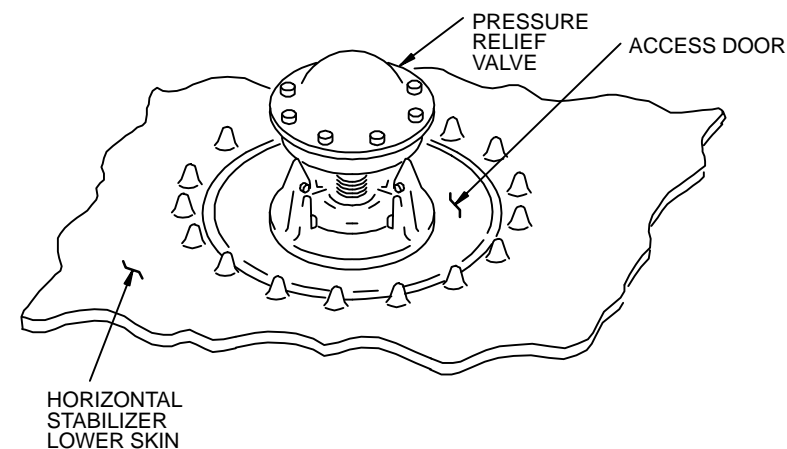
FUEL SYSTEM FUEL TANKS



**HORIZONTAL STABILIZER SURGE TANK
ACCESS DOOR (INBOARD)**



HORIZONTAL STAB TANK ACCESS DOOR



**HORIZONTAL STABILIZER SURGE TANK
ACCESS DOOR (OUTBOARD)**

Figure 7 HST Access Door and Surge Tank Access

FUEL SYSTEM FUEL TANKS



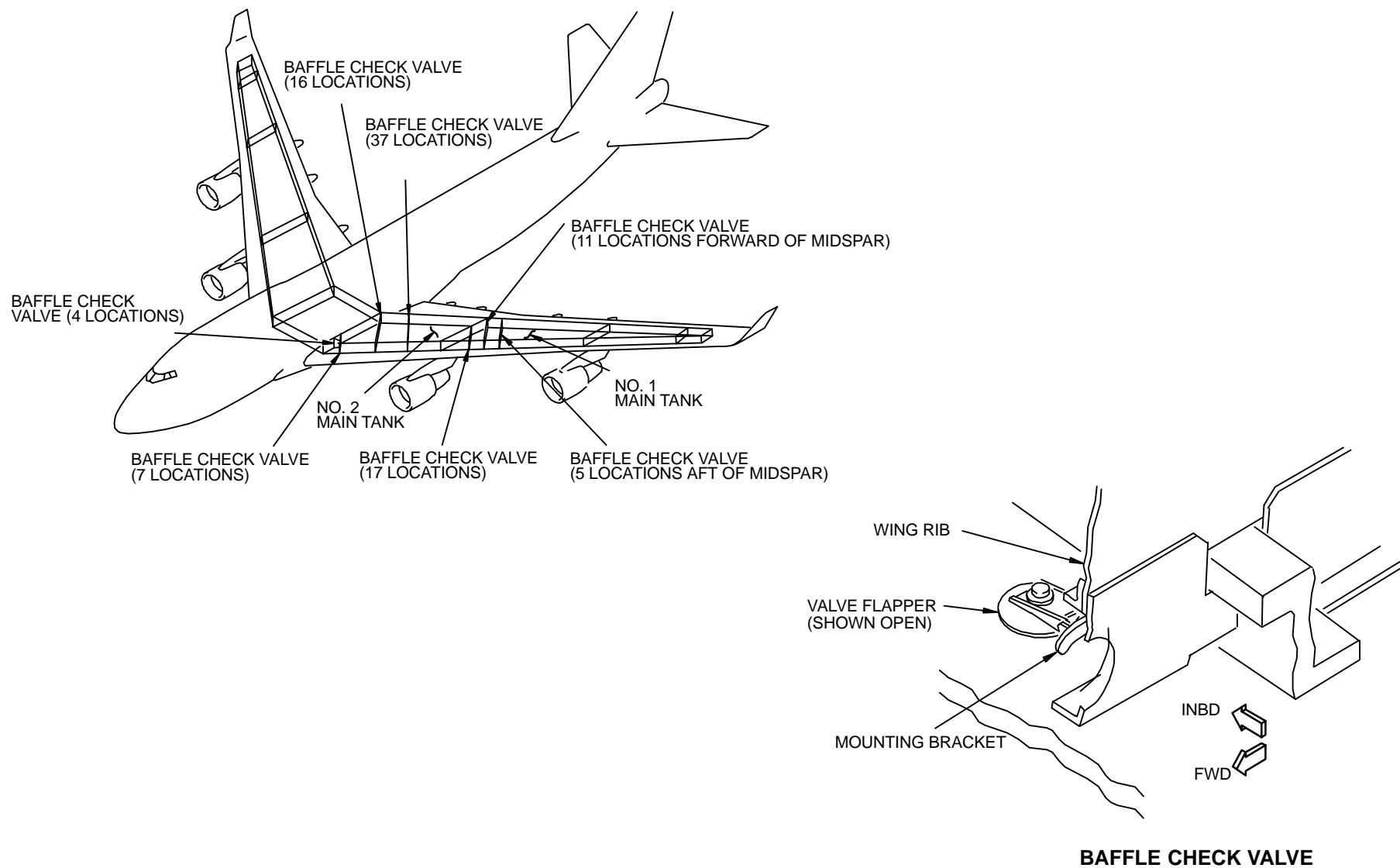
Lufthansa
Technical Training

B 747-400
2M
28-11

BAFFLE CHECK VALVES

Die Schlingerventile verhindern bei Fluglagenänderungen ein Abfließen des Kraftstoffes nach außen, damit die Main Tank Boost Pumps nicht trocken laufen können.

- Main Tanks 1 & 4 = 66 Stück, je Tank 33
- Main Tanks 2 & 3 = 128 Stück, je Tank 64

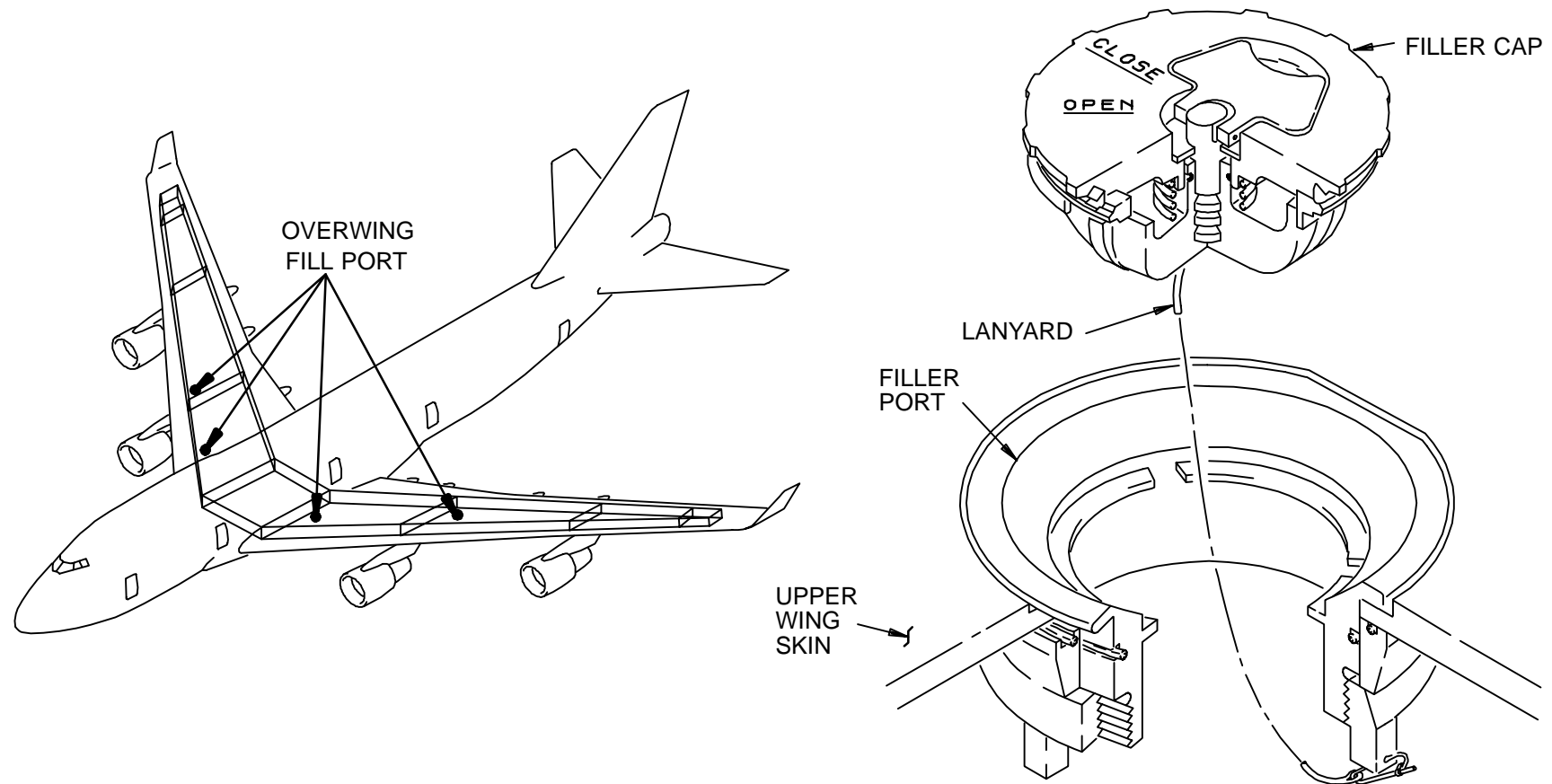

Figure 8 Baffle Check Valves



28-1 1 FUEL TANKS

OVERWING FILL PORTS

Die Overwing Fill Ports ermöglichen eine Overwing - Betankung der Main Tanks 1 bis 4.

**Figure 9 Overwing Fill Ports**

FUEL SYSTEM FUEL TANKS



SUMP DRAIN SYSTEM

Das SUMP DRAIN SYSTEM erlaubt das Ablassen von Kraftstoff zur Kontrolle auf Wassergehalt und zur vollständigen Entleerung der Tanks.

Direct Type Sump Drain Valves

sitzen an den tiefsten Stellen der jeweiligen Fuel Tanks.

- Center Wing Tank
- Main Tanks 2 & 3
- Surge Tanks

Indirect Type Sump Drain Valves

sind über FUEL SUMP DRAIN LINES mit den tiefsten Stellen der jeweiligen Fuel Tanks verbunden.

- Main Tanks 1 & 4
- Reserve Tanks 2 & 3

HINWEIS : Bei einer Wasserprobenentnahme aus den Fuel Tanks mit INDIRECT TYPE SUMP DRAIN VALVES muß eine Mindestmenge von 5 Litern abgelassen werden.

FUEL SYSTEM FUEL TANKS

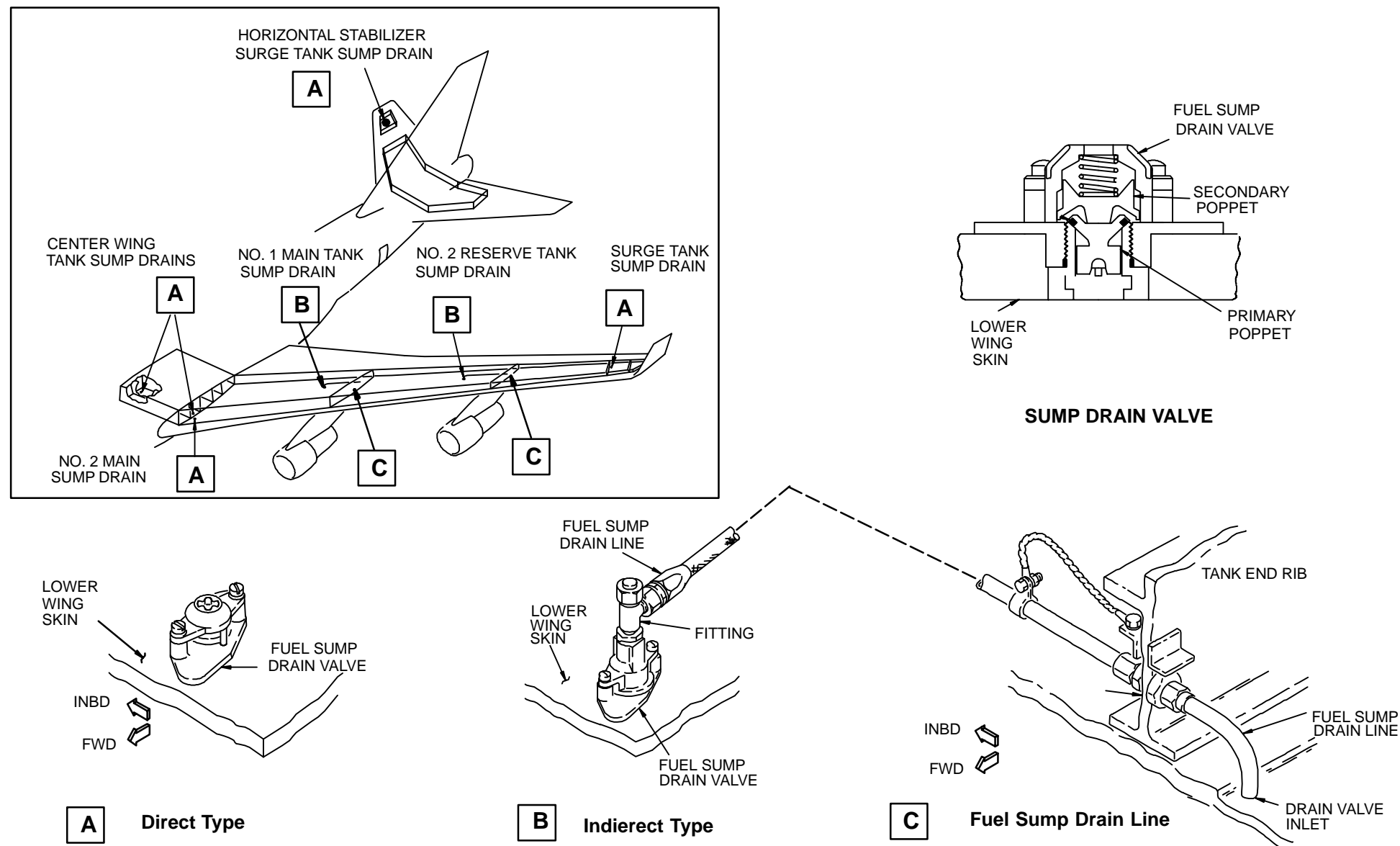


Figure 10 Fuel Tank Sump Drain Valves



HORZ. STAB TANK SUMP DRAIN SYSTEM

Das HST Sump Drain System besteht aus :

- Stabilizer Fuel Sump Drain Control Panel
- Sump Drain Valves
- Flexible Hoses
- Drain Tube and Outlet Port

Stabilizer Sump Drain Control Panel

Sump Drain Maintenance Switch

- steuert in der OPEN Position gleichzeitig **beide** HST SUMP DRAIN VALVES an und dient zur vollständigen Entleerung des Horizontal Stabilizer Tanks.

Sump Drain Control Switch

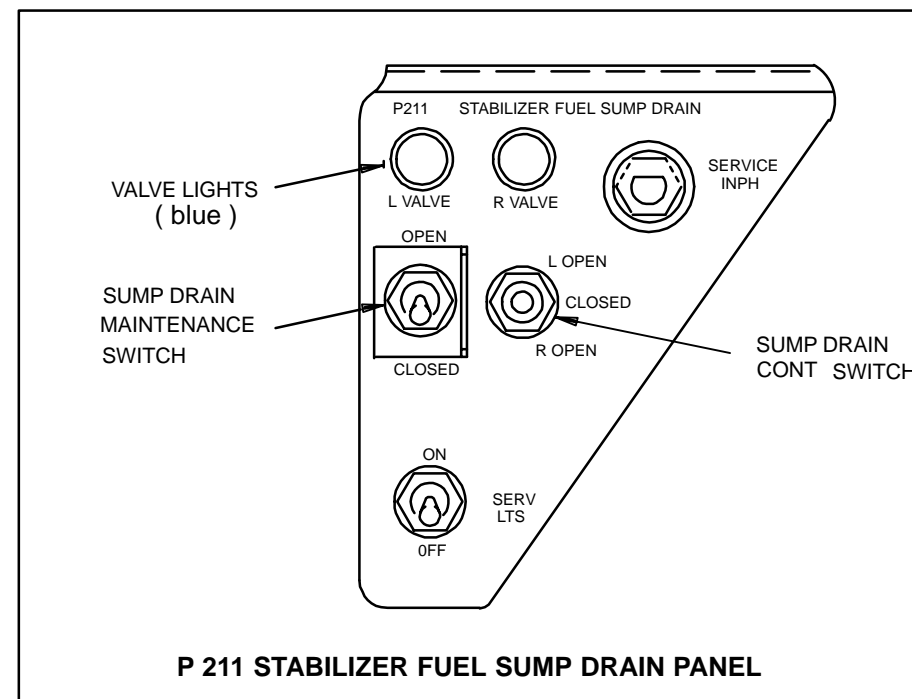
- steuert in der L OPEN Position **nur** das linke HST SUMP DRAIN VALVE an.
- steuert in der R OPEN Position **nur** das rechte HST SUMP DRAIN VALVE an.
- dient zur Kraftstoffprobenentnahme.

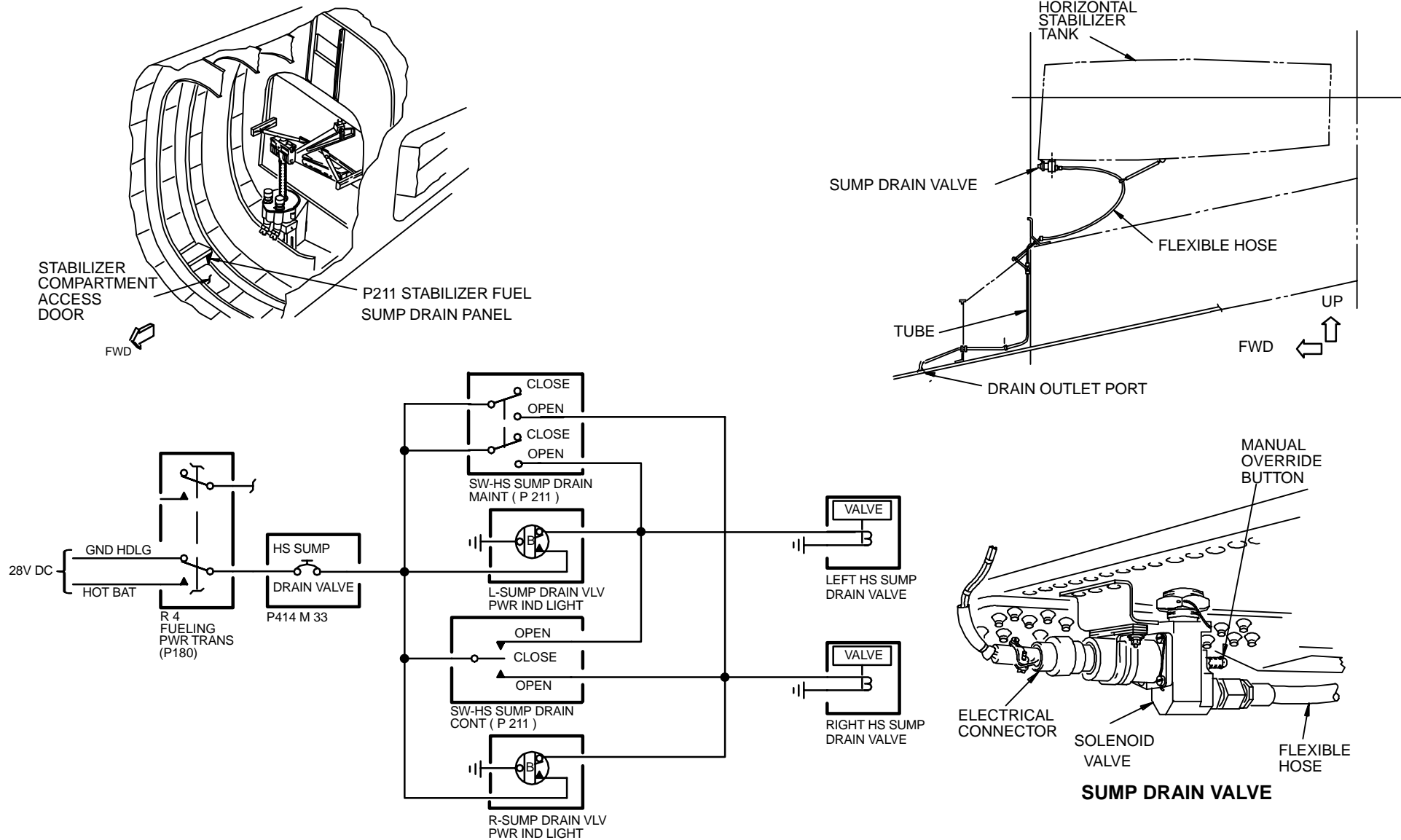
Valve Lights (blue)

leuchten, wenn das zugehörige SOLENOID SUMP DRAIN VALVE angesteuert wird. (**keine** direkte VALVE POSITION INDICATION)

Sump Drain Valves

Die SUMP DRAIN VALVES werden durch ein SOLENOID betätigt und haben einen MANUAL OVERRIDE BUTTON.




Figure 11 Horizontal Stabilizer Tank Sump Drain System



28-13 FUEL TANK VENT SYSTEM

FUEL TANK VENT SYSTEM GENERAL

- Be- und Entlüftung der Fuel Tanks.
- Druckausgleich zwischen Tank und Atmosphäre um Strukturschäden zu verhindern.
 - In der Rohrleitung zwischen Surge Vent Tank und Vent Scoop befindet sich ein Flame Arrester (Stahldrahtgeflecht), der den Surge Vent Tank vor Blitzschlägen schützen soll.
 - Findet kein ausreichender Druckausgleich statt, öffnen zwei Pressure Relief Valves an der Unterseite des Surge Vent Tanks.
- Sicherheitsfunktion bei der Betankung, wenn die automatische Vollabschaltanlage (VOLUMETRIC TOP OFF) versagt, wird der übergelaufene Kraftstoff in den Vent Surge Tank geleitet.
- Der Überlaufschutz spricht bei ca. 120 Ltr. an, und schaltet die gesamte Betankung ab.
- Aufbau eines geringen Vorspanndruckes von etwa 1 PSI auf dem Kraftstoffspiegel.
 - Der Aufbau des Vorspanndruckes wird durch die Diffusor-Form des Vent Scoop erreicht.

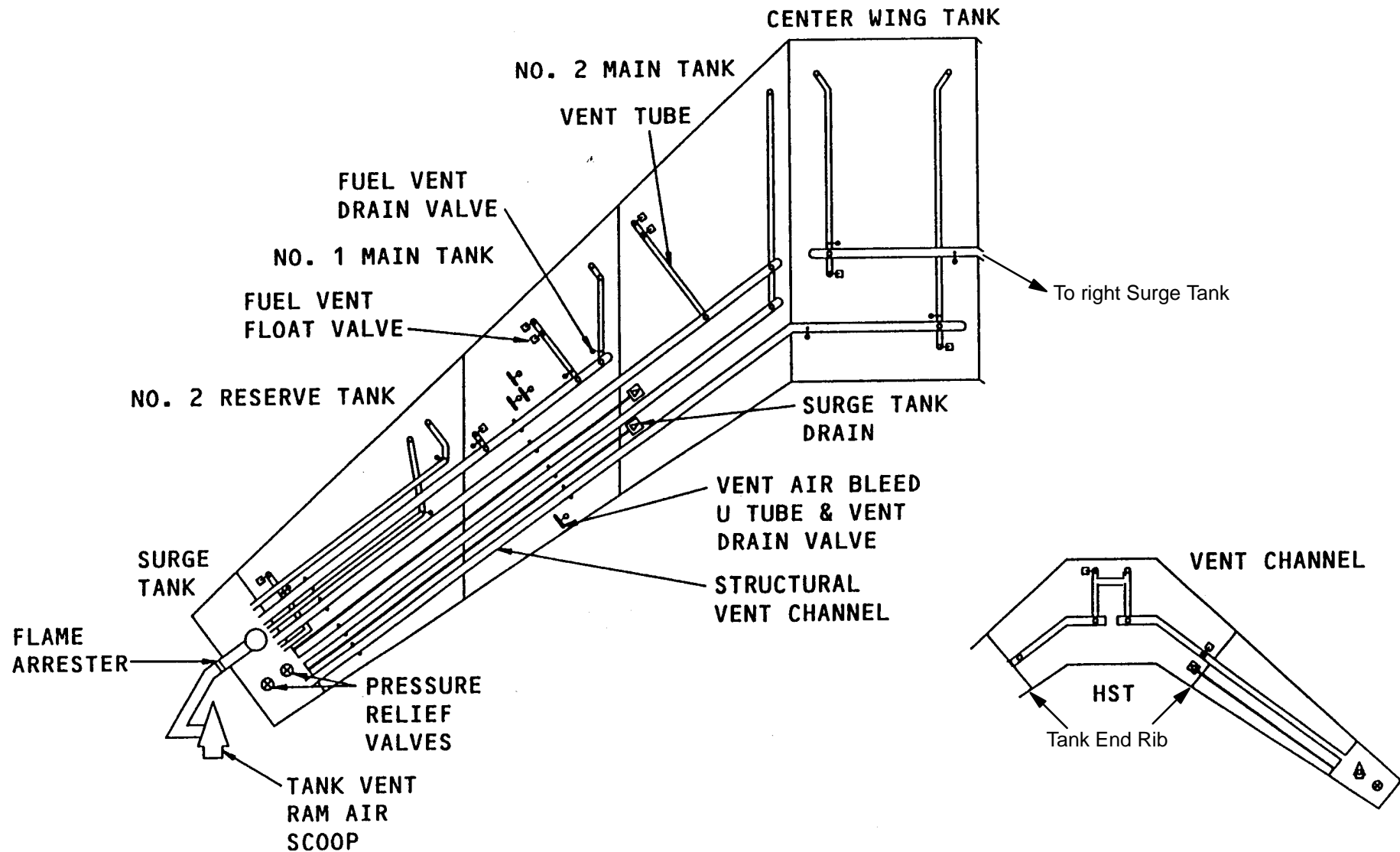


Figure 12 Fuel Tank Vent System



28-13 FUEL VENT SYSTEM

FUEL VENT PORTS AND VALVES

Jeder Tank ist einzeln über Vent Tubes und Structural Vent Channels mit dem Surge Vent Tank verbunden.

Ausnahme: Der CWT ist mit beiden Surge Vent Tanks verbunden.

In jedem Tank gibt es zwei Arten von Vent Ports:

- **Open Vent Ports**

- jeweils inboard im Tank installiert
- verhindern ein Überfüllen des entsprechenden Tanks. Kraftstoff läuft über die Vent Tube und den Vent Channel in den Surge Vent Tank.

- **Vent Ports With Float Valves**

- sind an der höchsten Stelle in der FUEL VENT LINE eingebaut und verhindern das Eindringen von Kraftstoff in das Vent System bei nicht horizontaler Fluglage.

Fuel Vent Drain Valves

lassen den ins Vent System eingedrungenen Kraftstoff der Fuel Vent Lines in den jeweiligen Tank zurückfließen.

Fuel Vent Channel Float Valves

sind nur in dem Horizontal Stabilizer Structural Vent Channel eingebaut und haben die gleiche Aufgabe wie die FUEL VENT FLOAT VALVES.

FUEL SYSTEM FUEL VENT SYSTEM

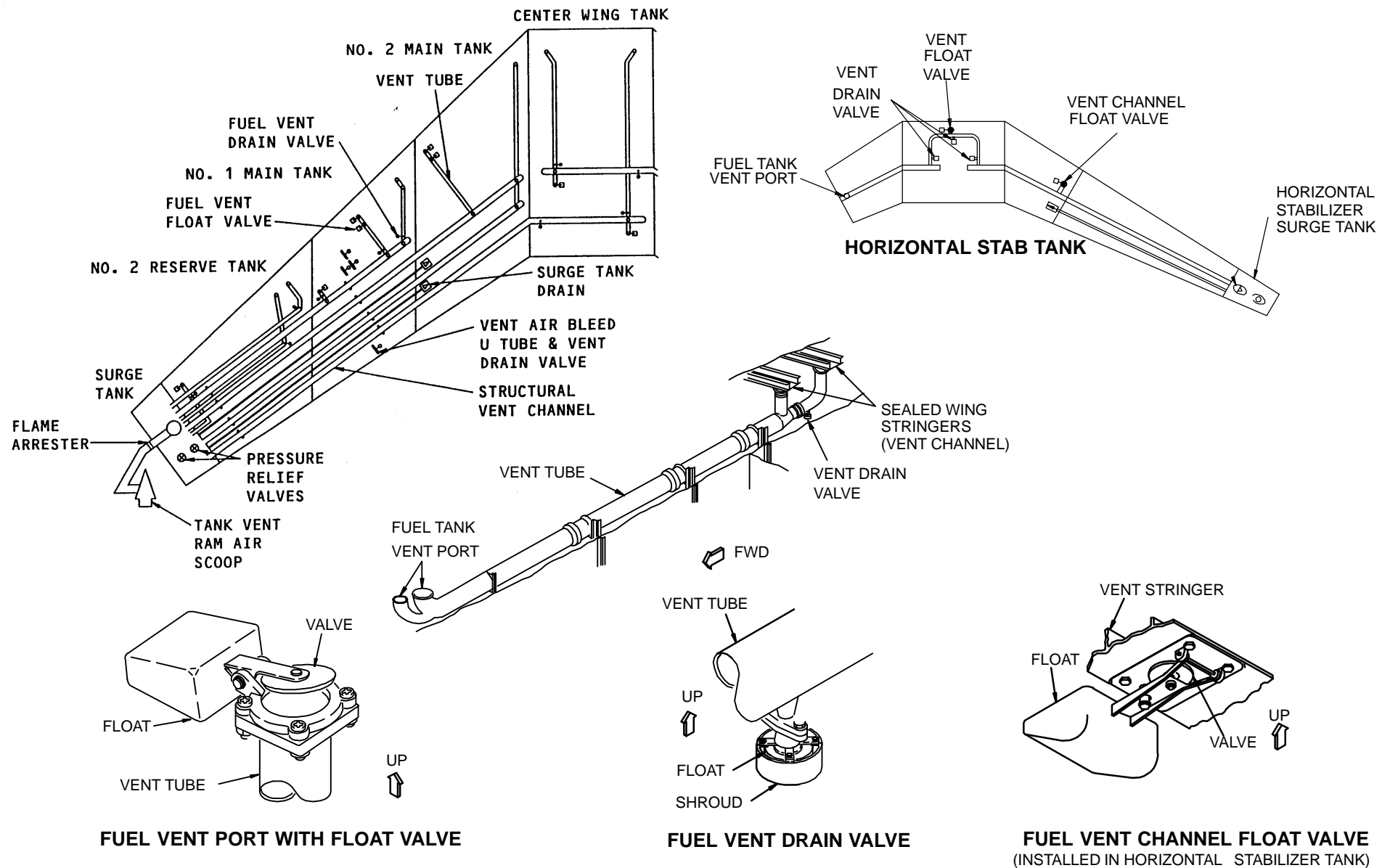


Figure 13 Fuel Vent System Valves



VENT SURGE TANK PRESSURE RELIEF VALVES**Pressure Relief Valves (5)**

sind eingebaut in :

- Left Wing Vent Surge Tank (2 Valves)
- Right Wing Vent Surge Tank (2 Valves)
- HST Vent Surge Tank (1 Valve)

Die Pressure Relief Valves sind baugleich und haben die Aufgabe das Fuel System vor Über- und Unterdruck zu schützen und öffnen bei :

- Positiv Differential Pressure > 2.5 psi
- Negativ Differential Pressure > 1.0 psi

Zum Schliessen der PRESSURE RELIEF VALVES muß der RESET HANDLE betätigt werden.

Bevor der RESET durchgeführt wird, soll zuerst eine Fehlersuche eingeleitet und die Ursache behoben werden.

Die Funktion der Ventile läßt sich gem. MM überprüfen.

FUEL SYSTEM FUEL VENT SYSTEM

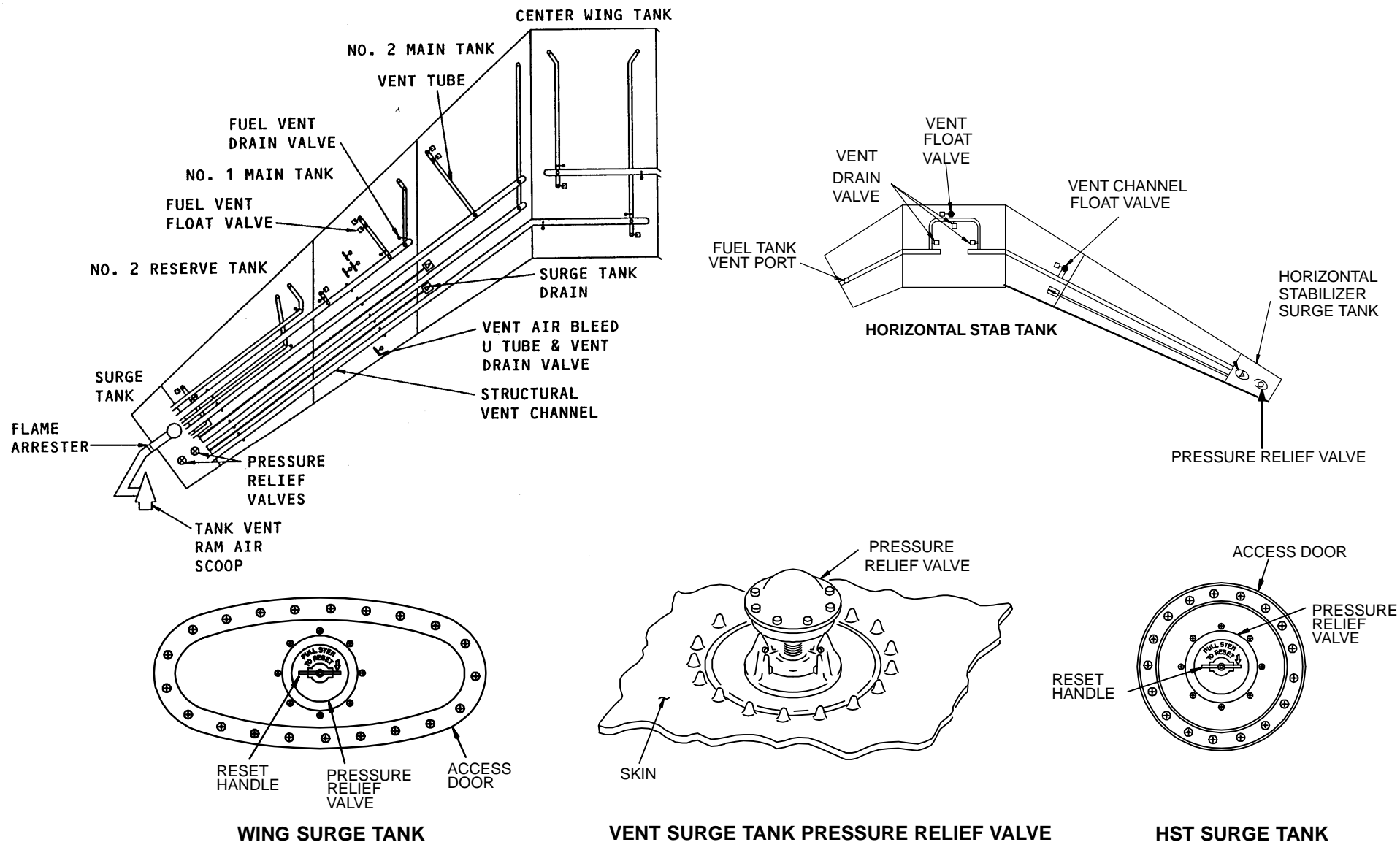


Figure 14 Vent Surge Tank Pressure Relief Valves



SURGE VENT TANK FLAME ARRESTER**Surge Vent Tank Flame Arrester**

sind jeweils eingebaut in :

- Wing Surge Vent Tanks
- HST Surge Vent Tank

Ein Maschengewebe verhindert ein Weiterleiten von Flammen in die entsprechenden Tanks.

Zugang zum Flame Arrester erhält man durch den in Flugrichtung vor dem Vent Scoop liegenden Tankdeckel (Dry Bay).

FUEL SYSTEM FUEL VENT SYSTEM

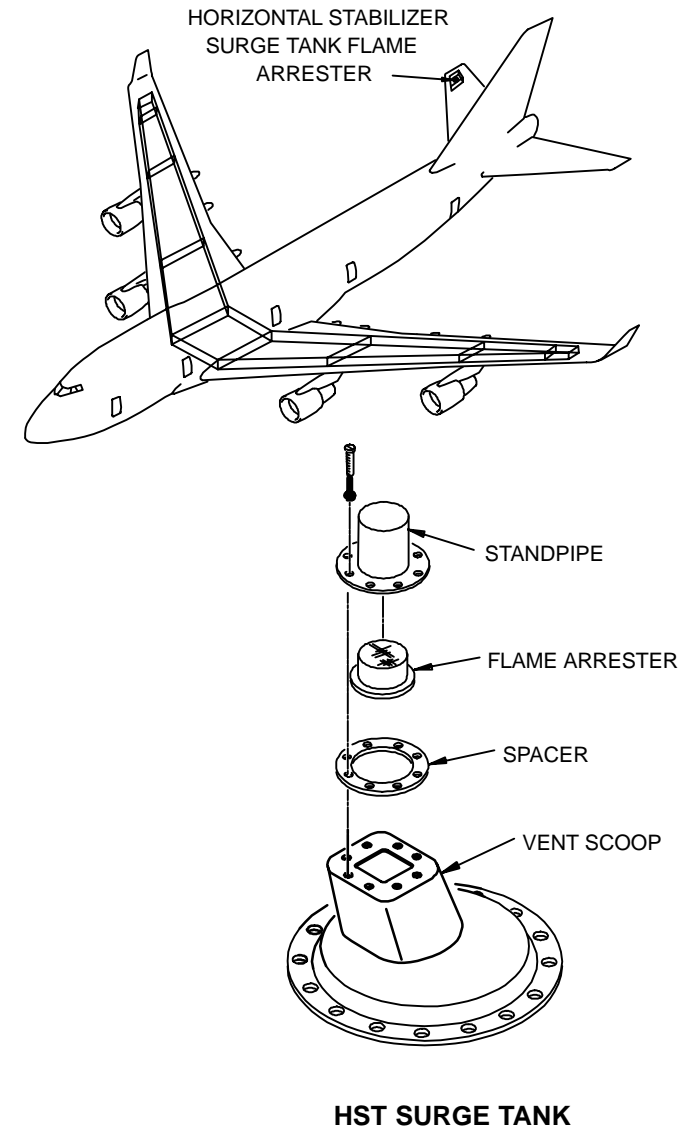
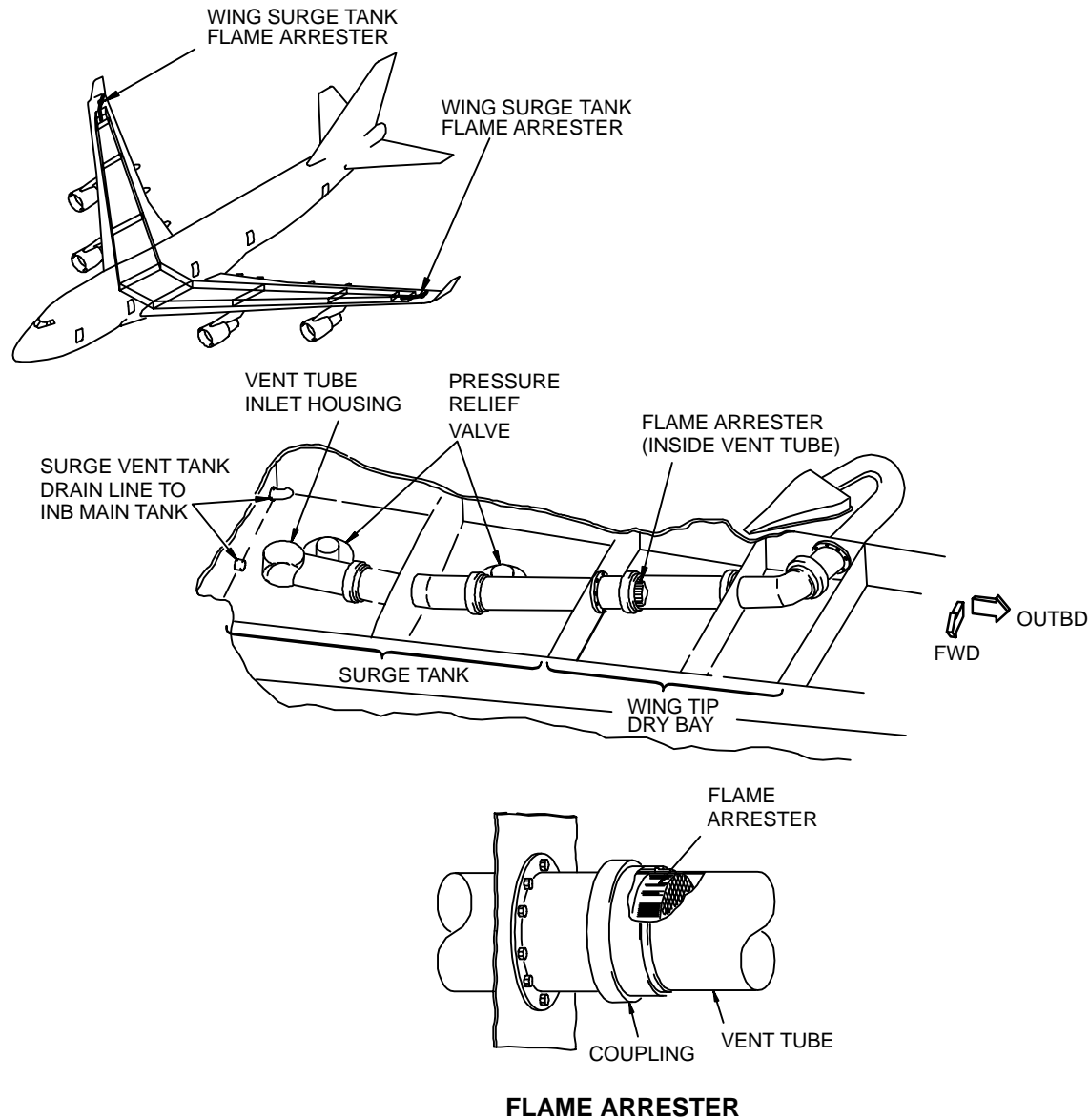


Figure 15 Surge Vent Tank Flame Arrester



SURGE TANK CHECK VALVES**Surge Tank Check Valves**

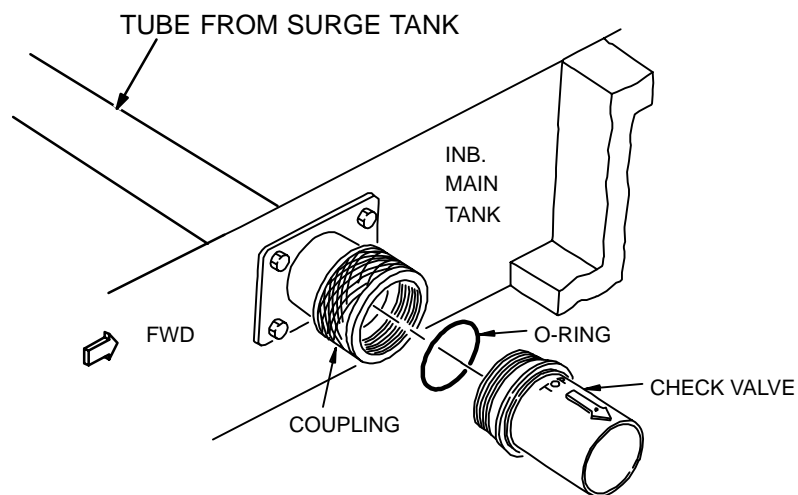
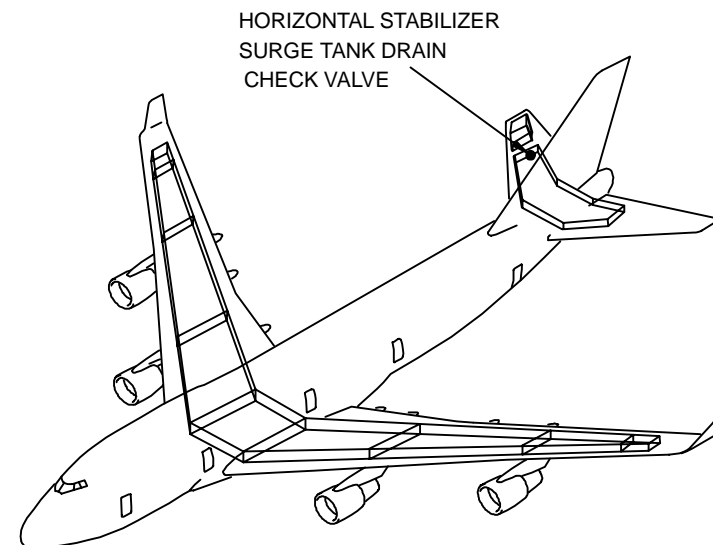
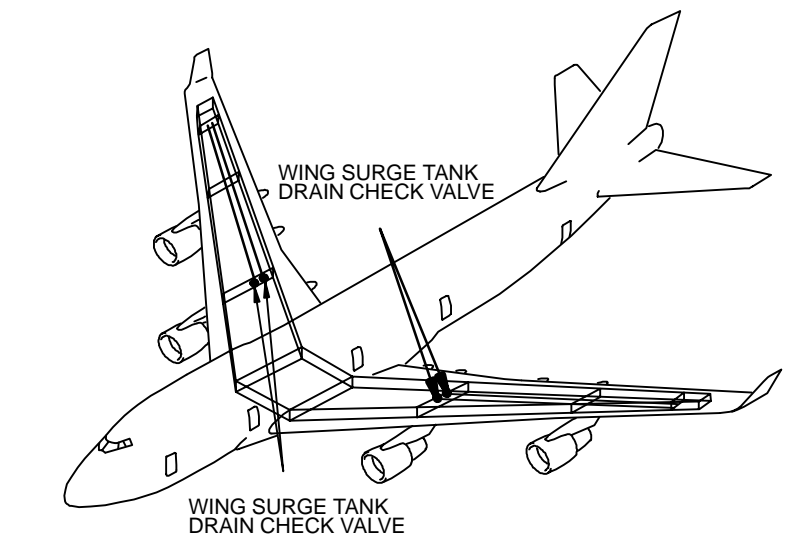
sind in folgenden Tanks eingebaut :

- Main Tank 2 (2 Check Valves)
- Main Tank 3 (2 Check Valves)
- Horizontal Stabilizer tank (1 Check Valve)

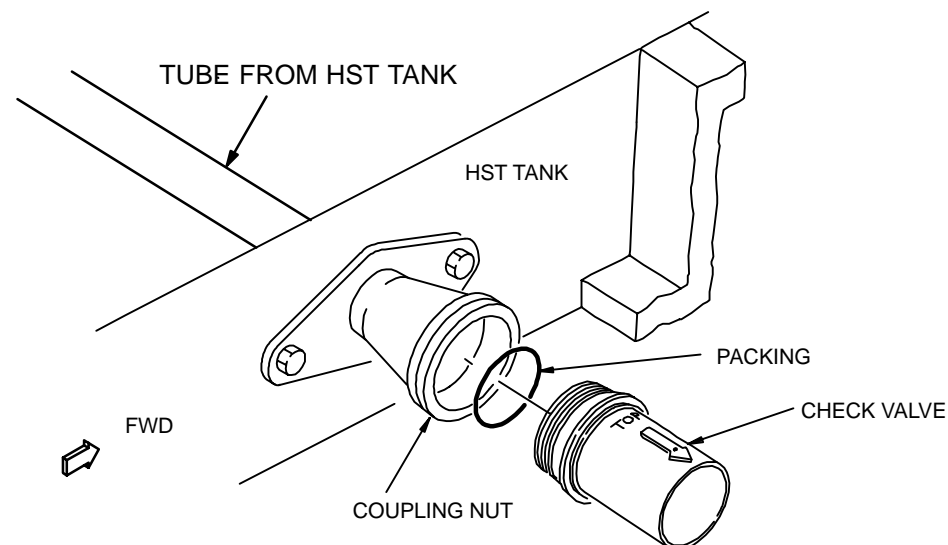
Der Kraftstoff aus den WING SURGE TANKS wird über DRAIN LINES wieder in die INBOARD MAIN TANKS (2 & 3) zurückgeleitet.

SURGE TANK CHECK VALVES am Ende der DRAIN LINES verhindern einen Rückfluß von den INBOARD MAIN TANKS in die VENT SURGE TANKS.

Die gleiche Funktion erfüllt das HST SURGE TANK CHECK VALVE, das in der Rücklaufleitung zum Horizontal Stabilizer Tank sitzt.



WING SURGE TANK CHECK VALVE



HORZ. STAB. SURGE TANK CHECK VALVE

Figure 16 Surge Tank Check Valves



28-41 FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM (FQIS)

FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM PROCESSOR

Der FQIS PROCESSOR stellt das zentrale Bauteil der Fuel Quantity Indication dar. Er verarbeitet die Signale der Tanksensoren und leitet sie z.B. an die EIU's weiter.

Zusätzlich ist der FQIS-Prozessor für die gesamte Druckbetankung zuständig. Zur Wahrnehmung der Aufgaben beinhaltet er verschiedene Schaltkarten für :

- Fuel Quantity Indication
- Refueling System

Individual Fuel Quantity Channels Cards (7)

- IFQC Main Tank 1
- IFQC Main Tank 2
- IFQC Main Tank 3
- IFQC Main Tank 4
- IFQC Center Wing Tank
- IFQC Reserve Tank 2
- IFQC Reserve Tank 3

berechnen die Kraftstoffmenge jedes einzelnen Tanks aus den Signalen von

- Tank Units
- Compensator
- Densitometer (not in Reserve Tanks)

Input / Output Cards (2)

- Primary I/O CARD
- Secondary I/O CARD

stellen als INTERFACE CARDS die Verbindung zu anderen Komponenten her. Die PRIMARY INPUT / OUTPUT CARD übernimmt die gesamte Steuerung der Betankung und gibt Signale an die REFUEL VALVE RELAY CARD weiter.

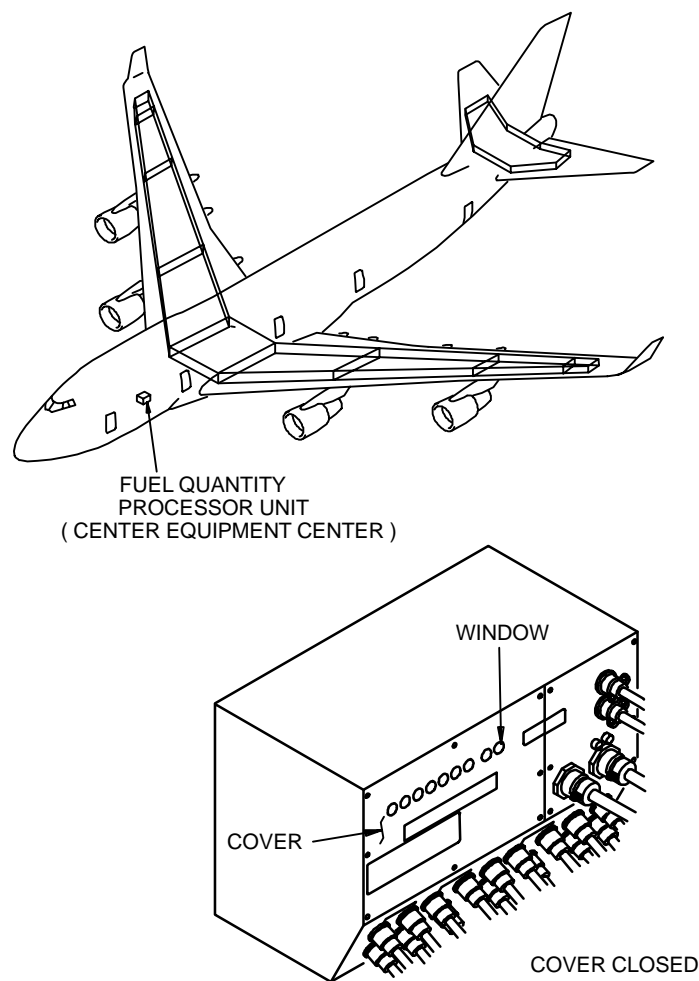
Refuel Valve Relay Card

steuert die Solenoids der REFUEL VALVES.

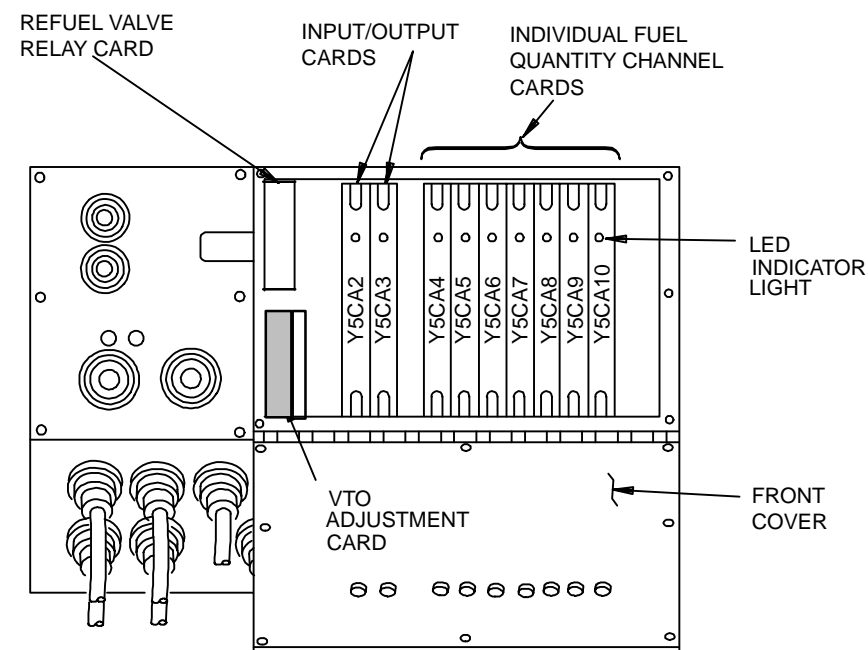
VTO - Adjustment Card

steuert die Vollabschaltung der einzelnen FUEL TANKS und besitzt die Potentiometers zum Einstellen des Vollabschaltwertes.

FUEL SYSTEM FUEL QUANTITY INDICATION



EQUIP: NBR	
VTO ADJUSTMENT CARD	
REFUEL VALVE RELAY CARD	
IOC A (1) PRIMARY	Y5CA002
IOC B (2) SECONDARY	Y5CA003
IFQC RESERVE 2	Y5CA004
IFQC MAIN 1	Y5CA005
IFQC MAIN 2	Y5CA006
IFQC CENTER	Y5CA007
IFQC MAIN 3	Y5CA008
IFQC MAIN 4	Y5CA009
IFQC RESERVE 3	Y5CA010



FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM PROCESSOR

Figure 17 Fuel Quantity Indication System Processor

FUEL SYSTEM FUEL QUANTITY INDICATION



REMOTE ELECTRONIC UNIT (REU)

berechnet die Kraftstoffmenge in dem HORIZONTAL STABILIZER TANK aus den Signalen der Tank Sensoren (Tank Unit , Compensator , Densitometer) und sendet die Informationen in digitaler Form (ARINC BUS) zum FUEL QTY INDICATION SYSTEM PROCESSOR.

Die REMOTE ELECTRONIC UNIT beinhaltet zwei Schaltkarten :

- Individual Fuel Quantity Channel Card (IFQC)
- VTO - Adjustment Card mit Einstellschraube

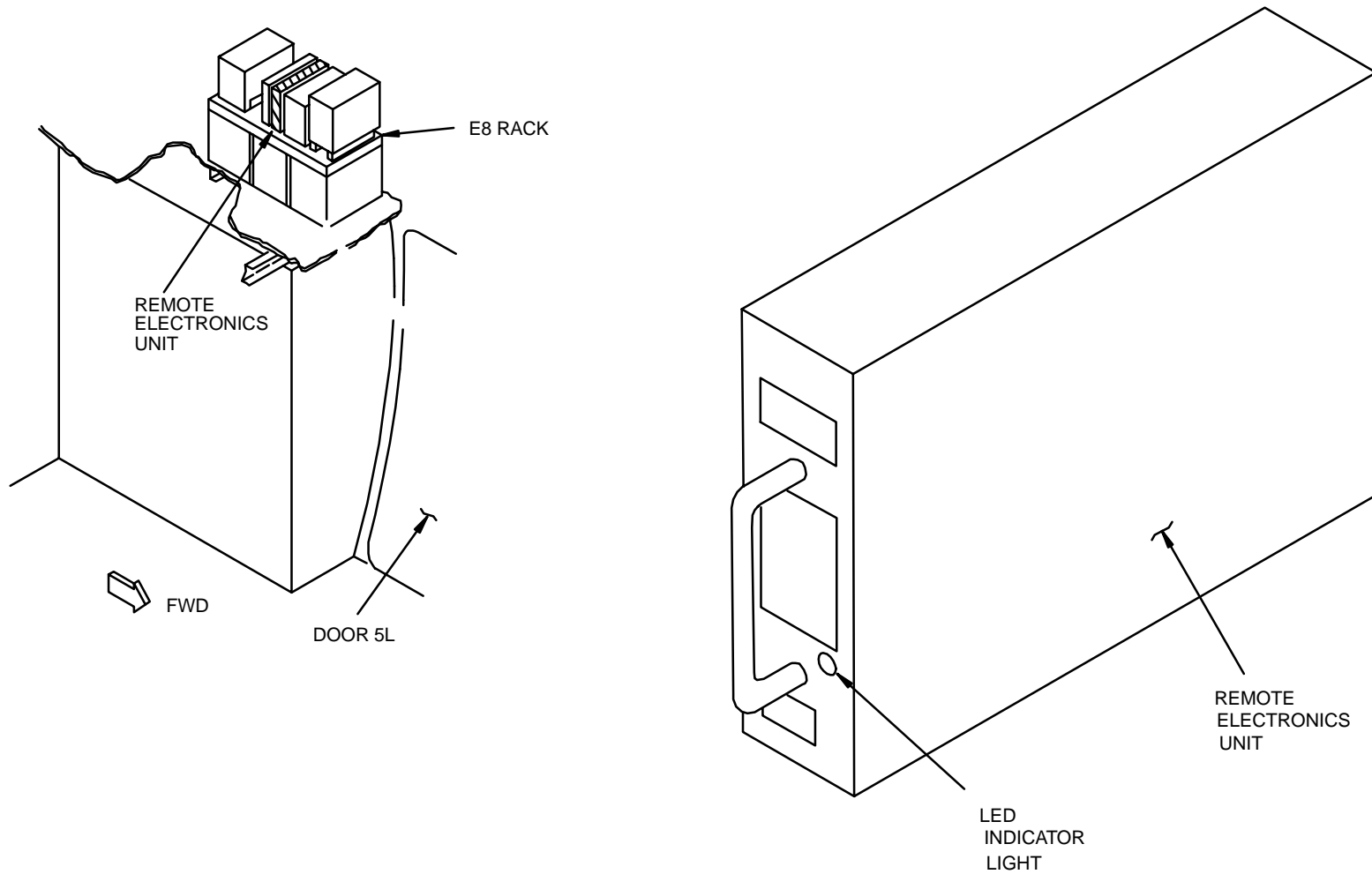


Figure 18 Remote Electronic Unit (REU)



28-41 FUEL QTY INDICATION SYSTEM

FUEL QTY INDICATION SYSTEM POWER SUPPLY

(1) The fuel quantity indicating system is powered in-flight by the dc bus No. 3 and dc bus No. 4. On the ground, the system is powered by the ground handling bus or hot battery bus, depending on whether external power or battery power is available.

(2) When power is supplied to the fuel quantity indicating system, the processor performs a power-up BITE routine for approximately 30 seconds.

FUEL SYSTEM

FUEL QUANTITY INDICATION



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
2E/2M
28-41

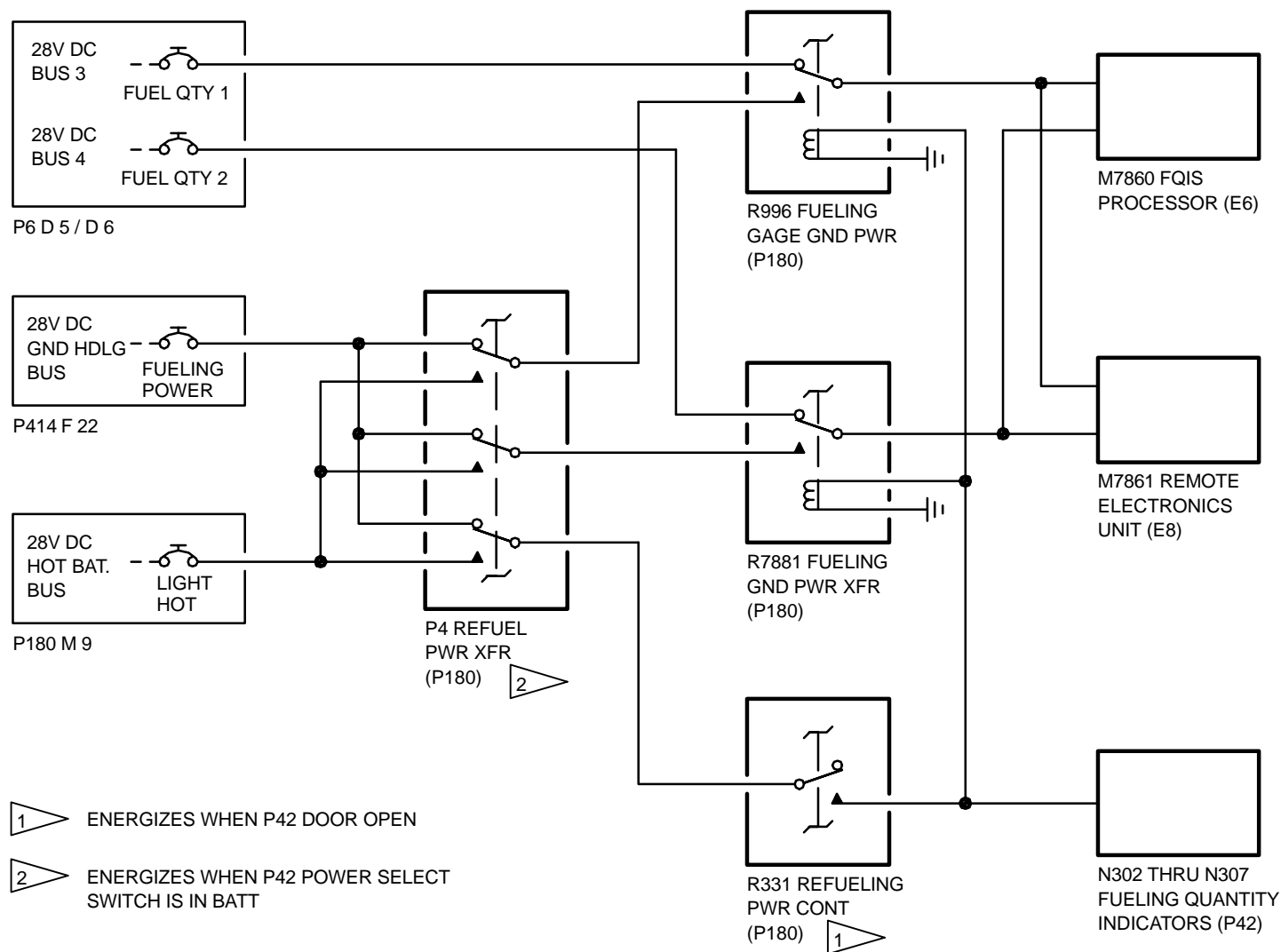


Figure 19 Fuel Quantity Indication System Power Supply

28-41 FUEL QTY INDICATION SYSTEM

FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM

Fuel Quantity Indication System

The fuel quantity indicating system measures the weight of usable fuel aboard the airplane. Total fuel quantity onboard is displayed on the main EICAS screen. Fuel quantity in the individual tanks is displayed when the EICAS fuel system synoptic is selected. Total quantity and individual tank fuel quantity is also displayed on the refuel control panel at the left wing fueling station.

Fuel Quantity Indication System Processor Unit

The fuel quantity processor unit is the principal component of the fuel quantity indicating system. The processor calculates fuel quantity and transmits the data for display in the flight compartment and at the refuel control panel. The processor also controls the automatic shutoff feature of the pressure fueling system.

Operation of the processor is controlled by printed circuit boards, located behind the hinged cover on the front of the processor. One individual fuel quantity channel (IFQC) board is installed for each fuel tank (except the horizontal stabilizer tank). Two input/output (I/O) boards are installed.

Individual Fuel Quantity Channel

Each IFQC board uses inputs from the tank units, compensator, and densitometer, along with tank profile data stored on the board, to compute the fuel volume and fuel mass for its tank. Other board inputs include test commands from the I/O boards, the setting of the associated volumetric shutoff adjustment potentiometer.

The board outputs data in digital format to the I/O boards. Data includes calculated fuel volume and mass, calculated fuel density, in-tank component parameters (capacitance, resistance), and fault messages. **The IFQC boards are all interchangeable, each board containing tank profile data for all tanks.**

Input / Output Cards

The I/O boards are the interface between the IFQC boards and other components of the fuel quantity indicating system. The I/O boards also control the automatic shutoff feature and preselect feature of the pressure fueling system. It also controls the pressure fueling operation.

I/O board inputs include data from each IFQC board and the remote electronics unit (REU) (for the horizontal stabilizer tank), indicator and system test commands.

I/O board outputs include fuel quantity, fuel density, in-tank component data, and fault data for EICAS, fuel jettison card, and the CMC, fuel quantity data to the fueling quantity indicators, BITE initiation command for the REU, and fuel quantity discrete data to the fuel system management cards.

If the secondary I/O board fails, normal processing continues.

If the primary I/O board fails, fuel quantity processing continues but the pressure fueling operation is inhibited.

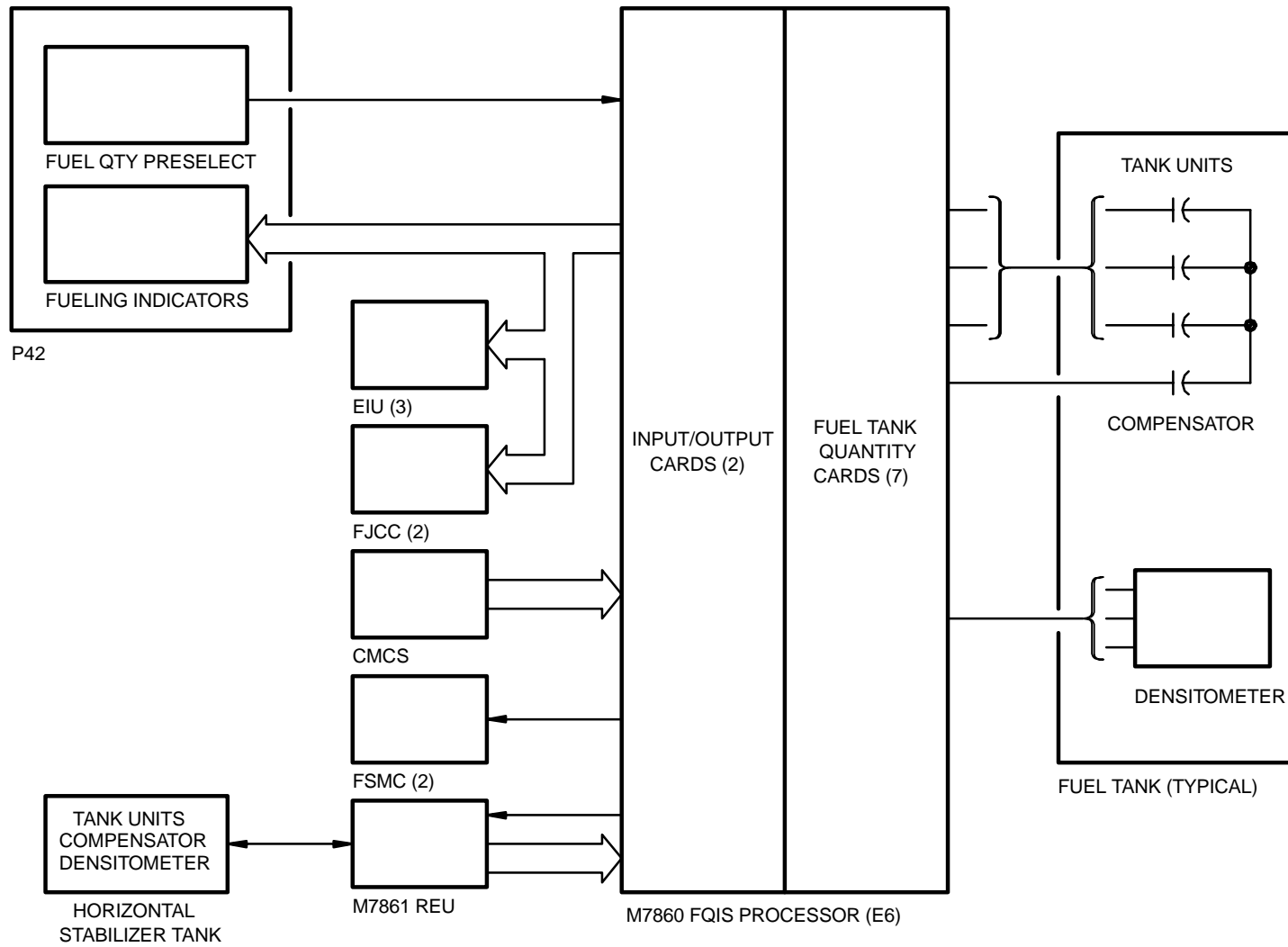
The I/O boards are interchangeable.

Remote Electronics Unit

AIRPLANES WITH THE HORIZONTAL STABILIZER TANK

The remote electronics unit (REU) controls the fuel quantity indicating subsystem for the horizontal stabilizer tank. The volumetric shutoff adjustment potentiometer for the horizontal stabilizer tank is inside the REU.

The REU operates using an individual fuel quantity channel (IFQC) printed circuit board identical to the boards in the fuel quantity processor. All data pertaining to the tank, such as computed quantity and density, in-tank component capacitances and resistances, and fault conditions, are converted to a digital signal and transmitted to the fuel quantity processor on a digital data bus.

**Figure 20 Fuel Quantity Indication System Simplified Schematic**

FUEL SYSTEM

FUEL QUANTITY INDICATION



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
2M
28-41

FUEL QTY INDICATION SYSTEM COMPONENTS

Tank Units

messen die Höhe des Kraftstoffpegels und geben die Signale weiter an :

- Fuel Quantity Indication System Processor
- Remote Electronic Unit (für den Horizontal Stabilizer Tank)

Die TANK UNIT Anzeigewerte werden auf der FUEL SYSTEM MAINTENANCE PAGE angezeigt.

Compensator Units

kompensieren den Einfluß unterschiedlicher Kraftstoffdichte und Kraftstoffsorte (Dielektrizitätskonstante) und geben die Signale weiter an :

- Fuel Quantity Indication System Processor
- Remote Electronic Unit (für den Horizontal Stabilizer Tank)

Die COMPENSATOR Anzeigewerte werden auf der FUEL SYSTEM MAINTENANCE PAGE angezeigt.

Densitometers (not in RESERVE TANKS)

messen die DENSITY in den FUEL TANKS in einer präziseren Weise als der COMPENSATOR und geben die Signale weiter an :

- Fuel Quantity Indication System Processor
- Remote Electronic Unit (für den Horizontal Stabilizer Tank)

Fuel Quantity Indication System Processor

Der FQIS PROCESSOR beinhaltet verschiedene Schaltkarten für :

- Fuel Quantity Indication
- Refueling System

Individual Fuel Quantity Channels Cards (7)

- IFQC Main Tank 1
- IFQC Main Tank 2
- IFQC Main Tank 3
- IFQC Main Tank 4
- IFQC Center Wing Tank
- IFQC Reserve Tank 2
- IFQC Reserve Tank 3

berechnen die Kraftstoffmenge jedes einzelnen Tanks aus den Signalen von

- Tank Units
- Compensator
- Densitometer (not in Reserve Tanks)

Input / Output Cards (2)

- Primary I/O CARD
- Secondary I/O CARD

stellen als INTERFACE CARDS die Verbindung zu anderen Komponenten her. Die PRIMARY INPUT / OUTPUT CARD übernimmt die gesamte Steuerung der Betankung und gibt Signale an die REFUEL VALVE RELAY CARD weiter.

Refuel Valve Relay Card

steuert die Solenoids der REFUEL VALVES.

Vto - Adjustment Card

steuert die Vollabschaltung der einzelnen FUEL TANKS und besitzt die Potentiometers zum Einstellen des Vollabschaltwertes.

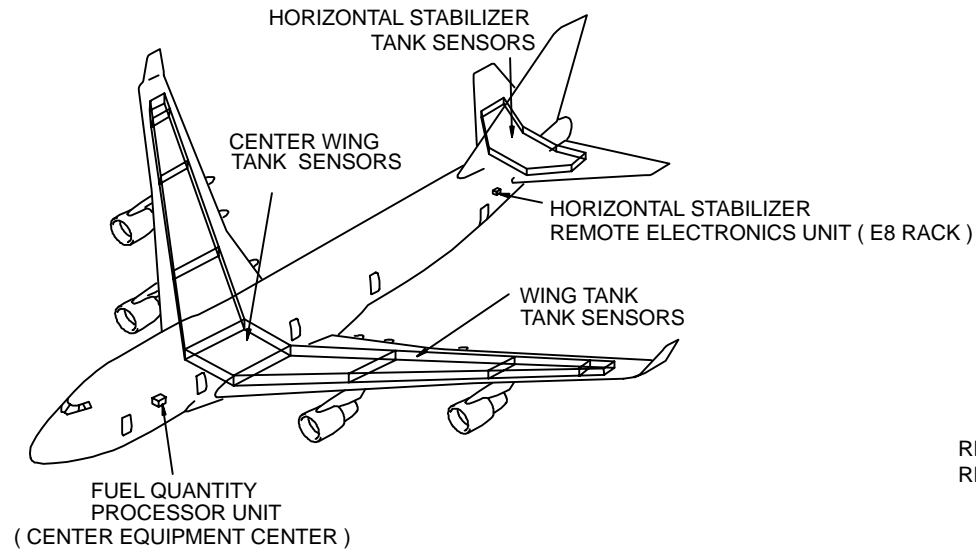
Remote Electronics Unit

berechnet die Kraftstoffmenge in dem HORIZONTAL STABILIZER TANK aus den Signalen der Tank Sensoren (Tank Unit , Compensator , Densitometer) und sendet die Informationen in digitaler Form (ARINC BUS) zu dem FUEL QTY INDICATION SYSTEM PROCESSOR.

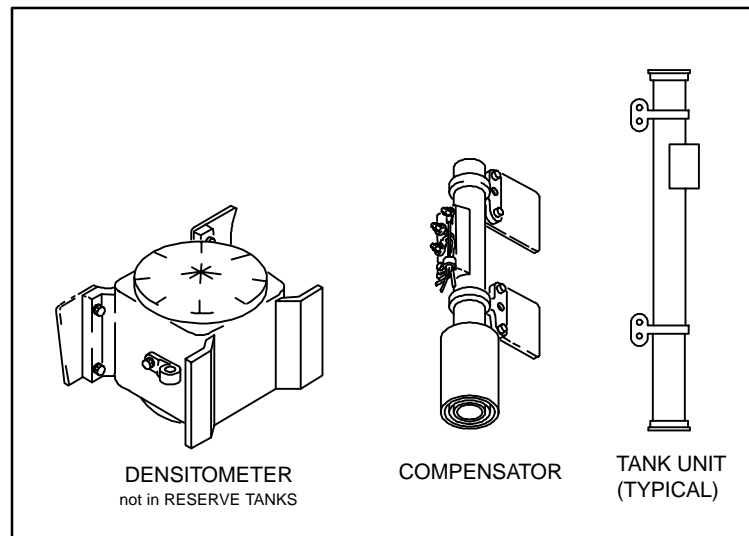
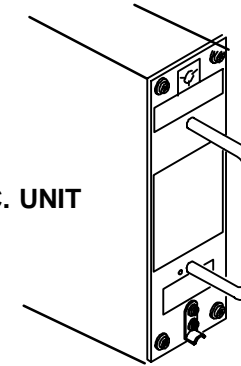
Die REMOTE ELECTRONIC UNIT beinhaltet zwei Schaltkarten :

- Individual Fuel Quantity Channel Card (IFQC)
- VTO - Adjustment Card mit Einstellschraube

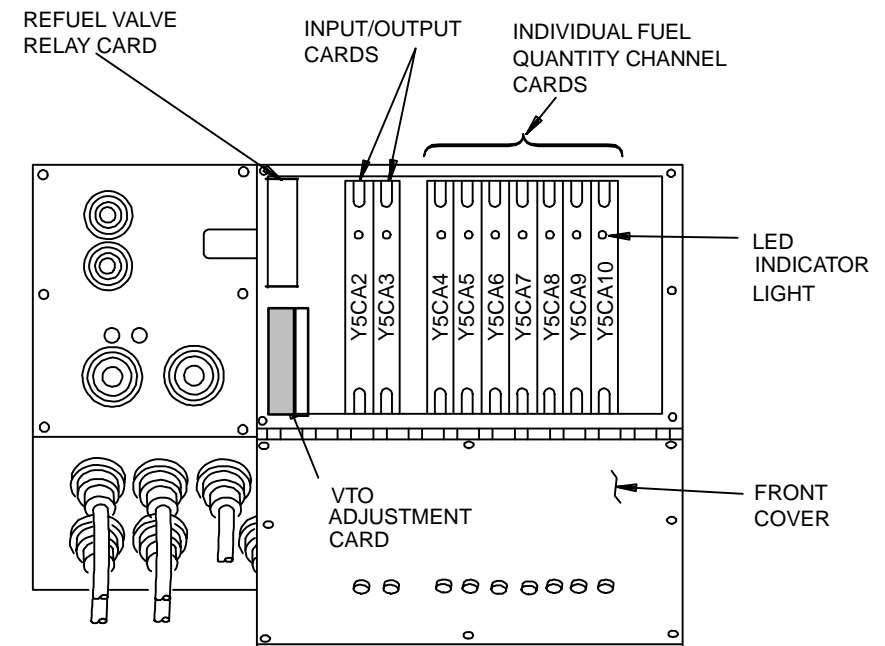
FUEL SYSTEM FUEL QUANTITY INDICATION



REMOTE ELEC. UNIT



TANK SENSORS



FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM PROCESSOR

Figure 21 Fuel Quantity Indication System Components



28-41 FUEL QTY INDICATION SYSTEM

REFUEL CONTROL PANEL GAGES AND TEST

Um das Refuel Control Panel mit 28 VDC zu versorgen, muß das Panel Door voll geöffnet (eingerastet) sein.

Fueling Quantity Indicators

Die FUELING QTY INDICATORS wandeln die digitalen Signale von dem FUEL QUANTITY PROCESSOR in eine Flüssigkeitskristallsegmentanzeige um und zeigen die Tankmengen in kg x 1000 an.

Gages Test Switch

Die gesamten Anzeigesegmente der FUELING QUANTITY INDICATORS werden durch den GAGE TEST überprüft. (TEST Anzeige 888.8 in jedem Display)

Fueling System Test Switch

Die Vollabschaltfunktion (VOLUMETRIC TOP OFF) kann während der Betankung überprüft werden, sodaß beim Betätigen des SYSTEM TEST SWITCH alle offenen REFUEL VALVES, nacheinander im Abstand einer Sekunde schließen, und anschließend wieder geöffnet werden.

FUEL SYSTEM FUEL QUANTITY INDICATION

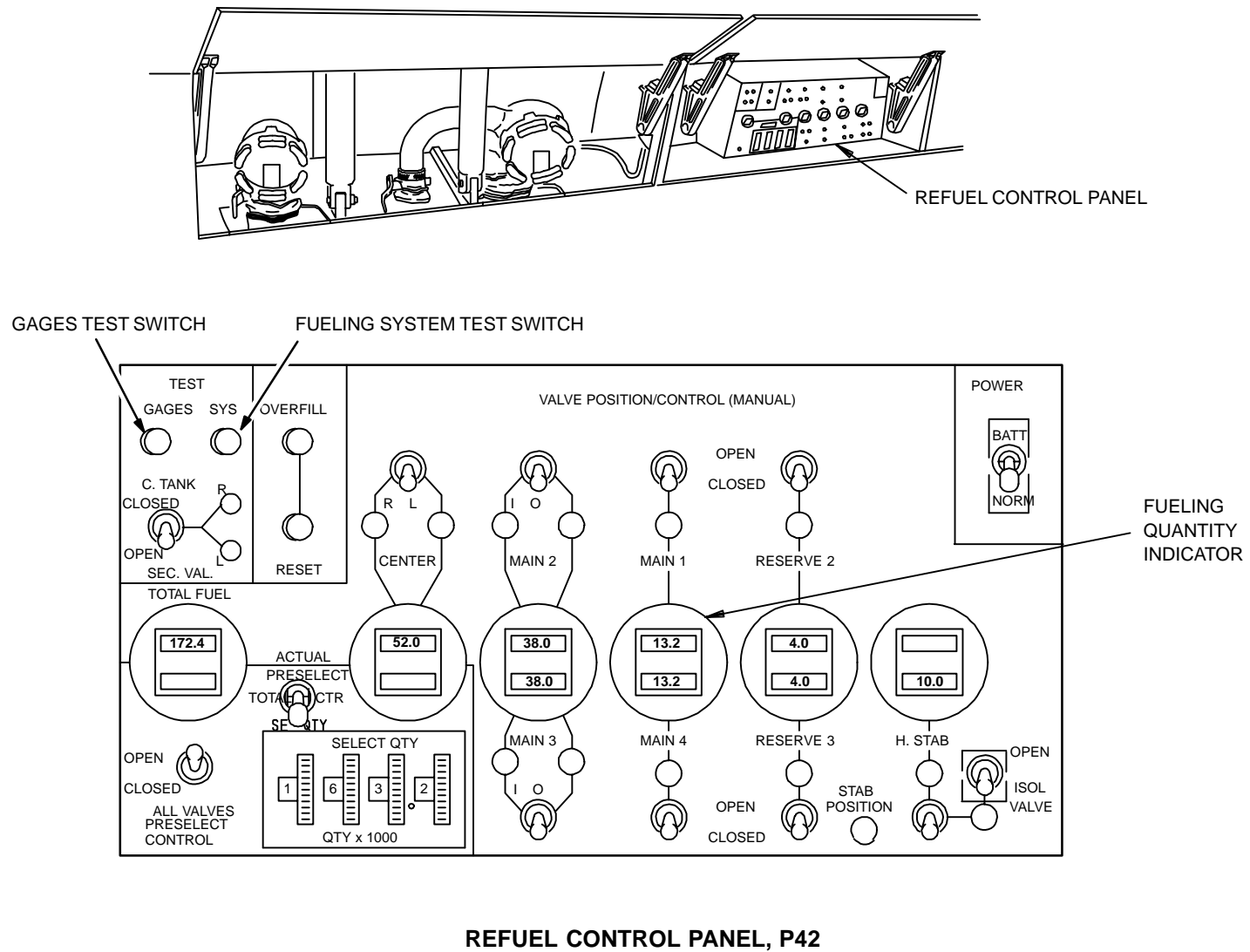


Figure 22 Fueling Quantity Indicators and Gage / System Test

FUEL SYSTEM

FUEL QUANTITY INDICATION



FUEL QTY INDICATION ON EICAS DISPLAYS

Main EICAS Display

- Total Fuel Quantity Indication in kg x 1000

EICAS Mini Format Fuel Synoptic Display

erscheint auf dem MAIN EICAS DISPLAY nach Drücken der FUEL - Taste am EICAS SELECTOR PANEL, wenn **nur ein** EICAS DISPLAY betriebsbereit ist.

- Total Fuel Quantity Indication in kg x 1000
- Individual Tank Fuel Quantity Indication in kg x 1000

EICAS Fuel Synoptic Page

erscheint auf dem AUXILIARY EICAS DISPLAY nach Drücken der FUEL - Taste am EICAS SELECTOR PANEL.

- Total Fuel Quantity Indication in kg x 1000
- Individual Tank Fuel Quantity Indication in kg x 1000

EICAS Fuel Maintenance Page

erscheint nach Vorwahl des MAINT PAGE MENU auf dem AUXILIARY EICAS DISPLAY.

- Total Fuel Quantity Indication in kg x 1000
- Individual Tank Fuel Quantity Indication in kg x 1000
- Fuel Density Indication in kg / Liter

FUEL SYSTEM FUEL QUANTITY INDICATION

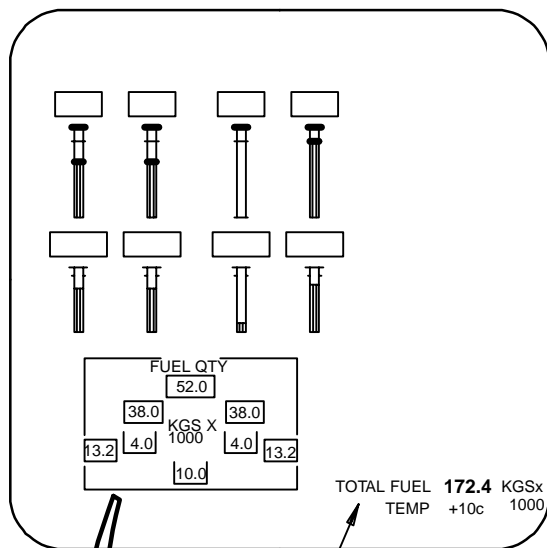


**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

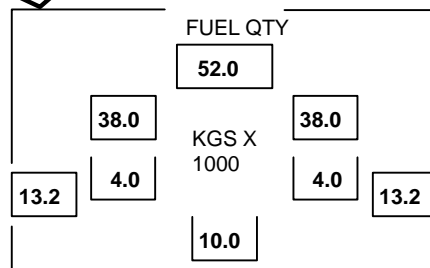
1M/1E

28-41

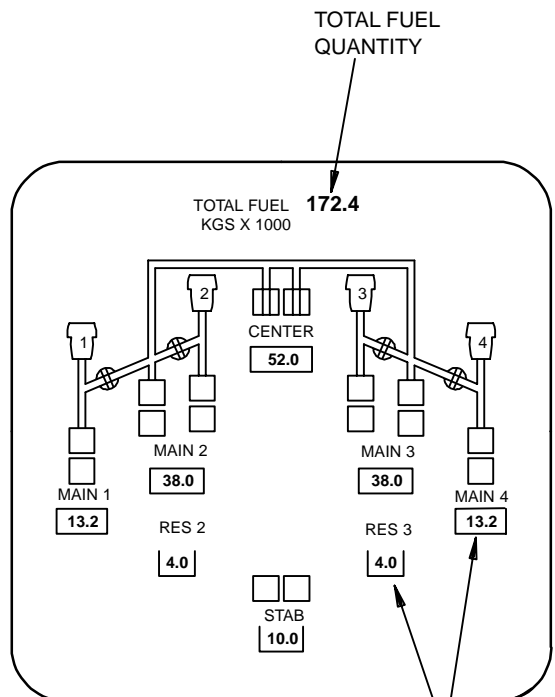


TOTAL FUEL
QUANTITY

MAIN EICAS DISPLAY

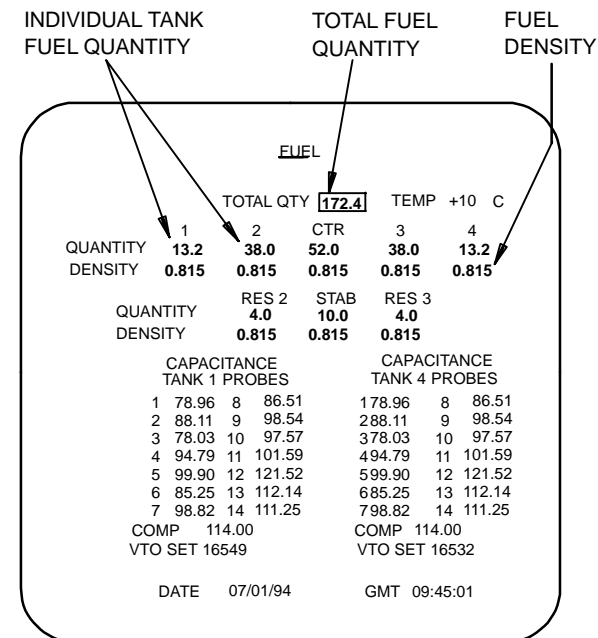


EICAS MINI FORMAT SYNOPTIC DISPLAY



INDIVIDUAL TANK
FUEL QUANTITY

EICAS FUEL SYNOPTIC PAGE



EICAS MAINTENANCE PAGE

Figure 23 Fuel Quantity Indication System EICAS Displays

FUEL SYSTEM FUEL QUANTITY INDICATION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400
1E/2M
28-41

FUEL QTY INDICATION SYSTEM GROUND TEST

MM 28-41-00 Page 501

Fuel Quantity Indicating System Operational Test

The CMC ground test for the FQIS which includes a check of these LRUs :

- 1) Fuel quantity processor
- 2) Input/output cards
- 3) Individual fuel quantity channel cards (IFQC) with tank sensors
- 4) Remote electronic unit.

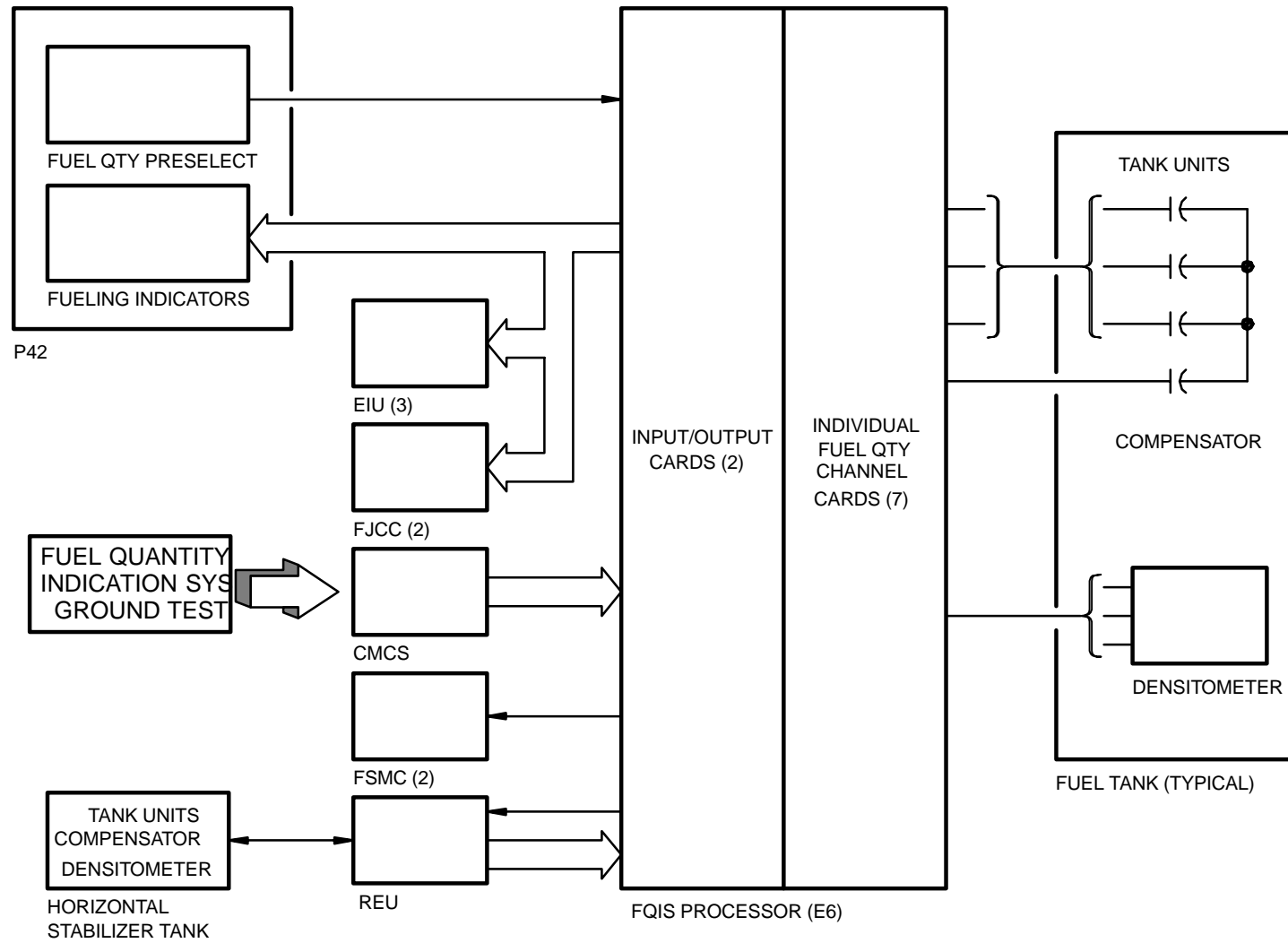
	GROUND TESTS	1 / 1	
1L	< SCAVENGE PUMP		1R
2L	< RESERVE VALVE		2R
3L	< HORZ STAB ISO VLV		3R
4L	< STAB FUEL XFR SYS		4R
5L	< JETT TRANSFER VLV		5R
6L	< RETURN	HELP >	6R

PREV
PAGE

NEXT
PAGE



	GROUND TESTS	2 / 2	
1L	< FUEL QUANTITY IND		1R
2L	< SNGL PT SNSR CARD		2R
3L			3R
4L			4R
5L			5R
6L	< RETURN	HELP >	6R


Figure 24 Fuel Quantity Indication System Ground Test



28-44 FUEL MEASURING STICKS

FUEL LEVEL MEASURING STICK

dienen zum manuellen Ermitteln der Kraftstoffmenge in jedem FUEL TANK und müssen in der entriegelten Position solange nach unten bewegt werden, bis ein Magnet fühlbar einrastet.

Die Skala an dem MEASURING STICK ist mit einer KG - Einteilung versehen und wird am unteren Ende des MEASURING STICK SOCKET abgelesen.

Zur genauen Bestimmung der Kraftstoffmenge muß eine eventuelle Flugzeug - Schräglage ermittelt und in einer Korrekturtabelle umgerechnet werden.

Da es sehr viele Tabellen zur Ermittlung der Kraftstoffmenge gibt, sind diese ausschließlich auf Mikrofilm verfügbar.

FUEL SYSTEM FUEL MEASURING STICKS

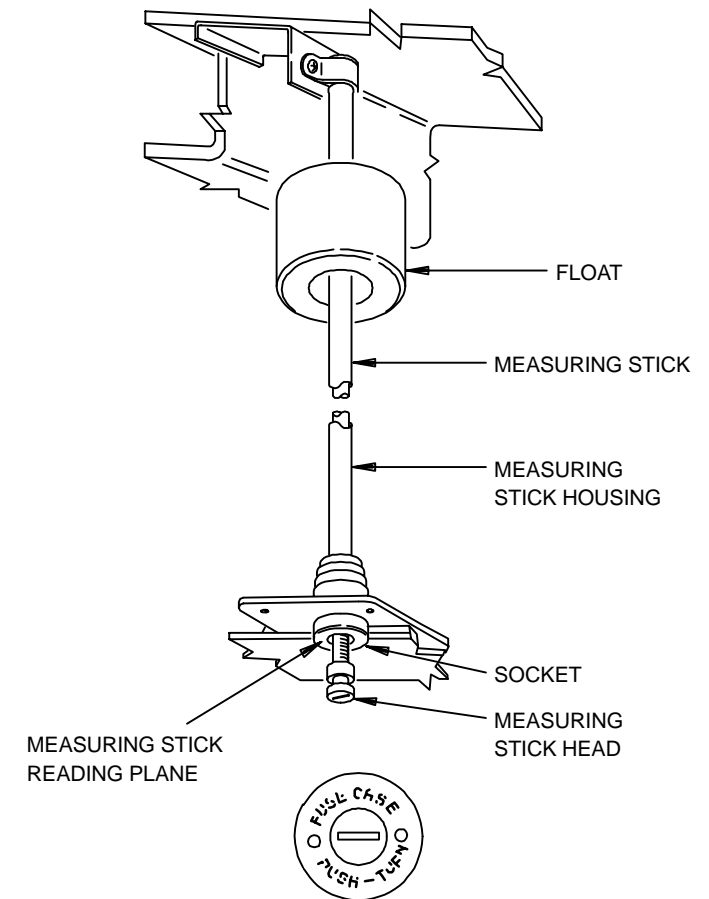
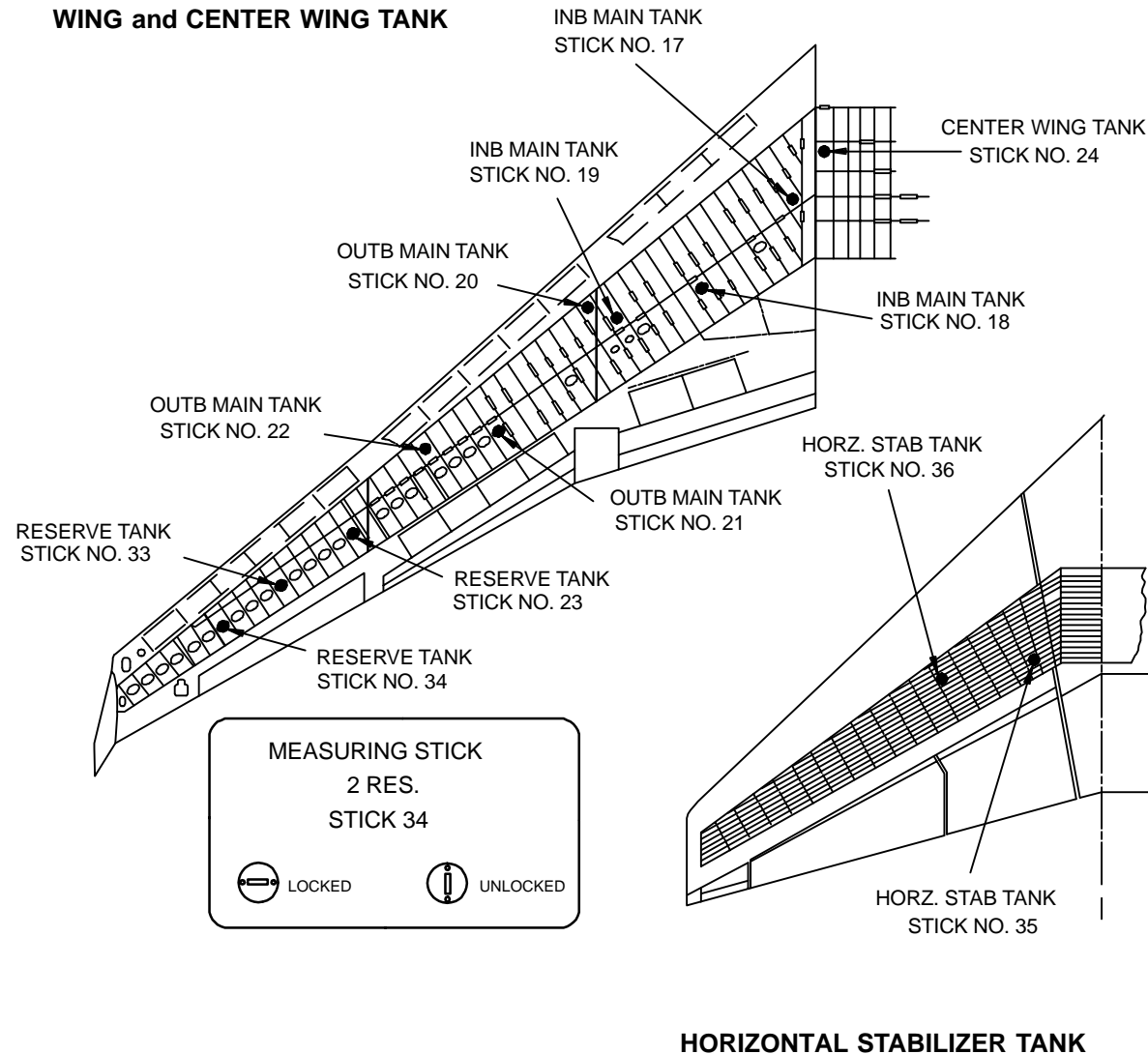


**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

1M

28-44



NOTE: MEASURING STICK HEAD AND SOCKET SHOWN IN LOCKED POSITION. ROTATE HEAD 90° COUNTER-CLOCKWISE TO UNLOCK.

MEASURING STICK

Figure 25 Fuel Measuring Stick Locations

FUEL SYSTEM FUEL MEASURING STICKS



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
1M
28-44

CWT MEASURING STICK ACCESS DOOR

Der MEASURING STICK von dem Center Wing Tank ist über ein Zugangspanel im Bereich der Tragflächenübergangsverkleidung zugänglich.

FUEL SYSTEM FUEL MEASURING STICKS

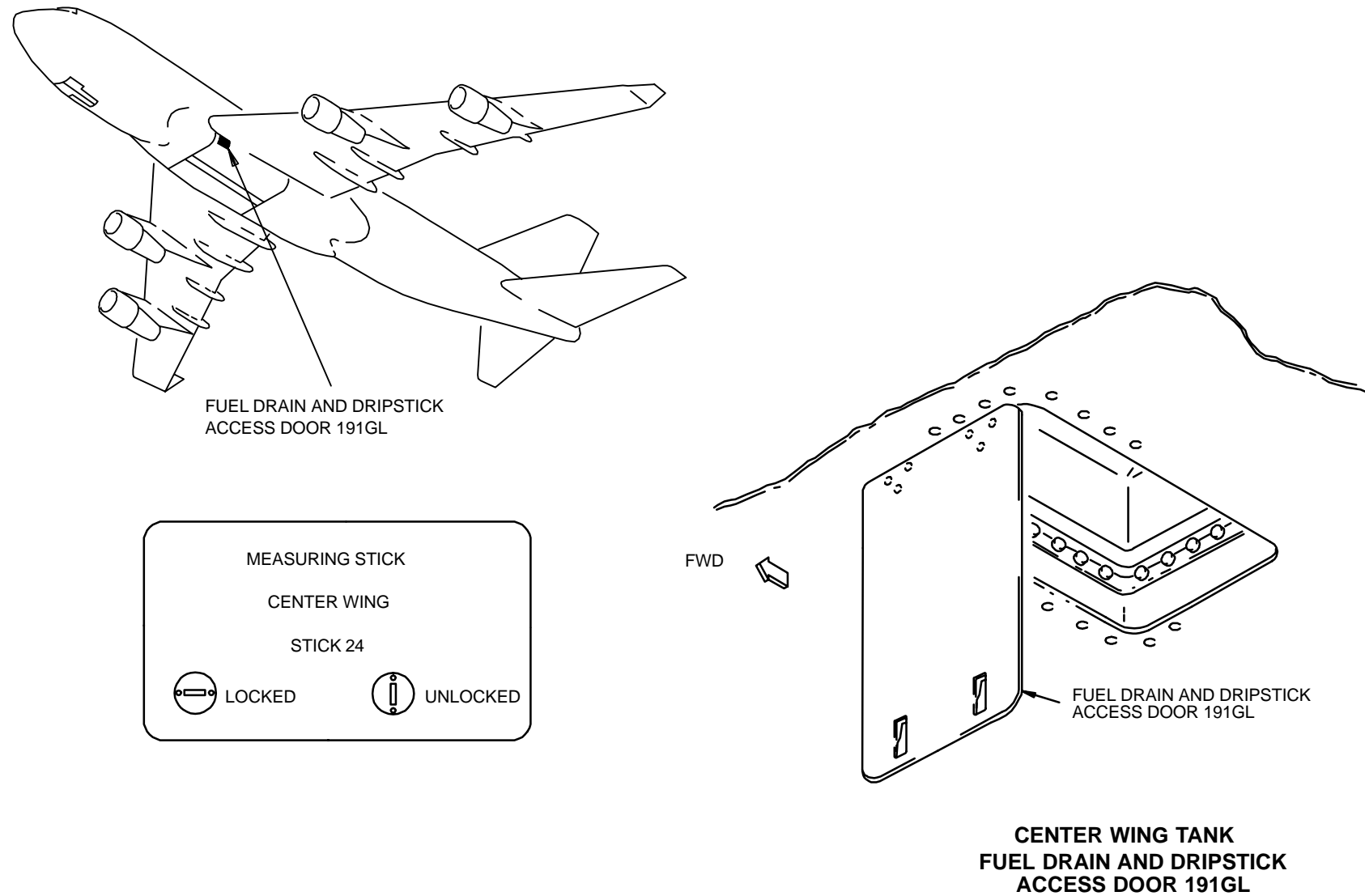


Figure 26 Center Wing Tank Measuring Stick Access Door



INCLINOMETERS AND LEVELING SCALE**Inclinometers**

- Lateral Inclinometer
- Longitudinal Inclinometer

sind in dem rechten BODY GEAR WHEEL WELL eingebaut und dienen zum Ablesen der Flugzeuglage.

Leveling Scale

ist im rechten BODY GEAR WHEEL WELL eingebaut und dient zum Ermitteln der Flugzeuglage, die mit Hilfe eines Senklots ermittelt werden kann.

FUEL SYSTEM FUEL MEASURING STICKS

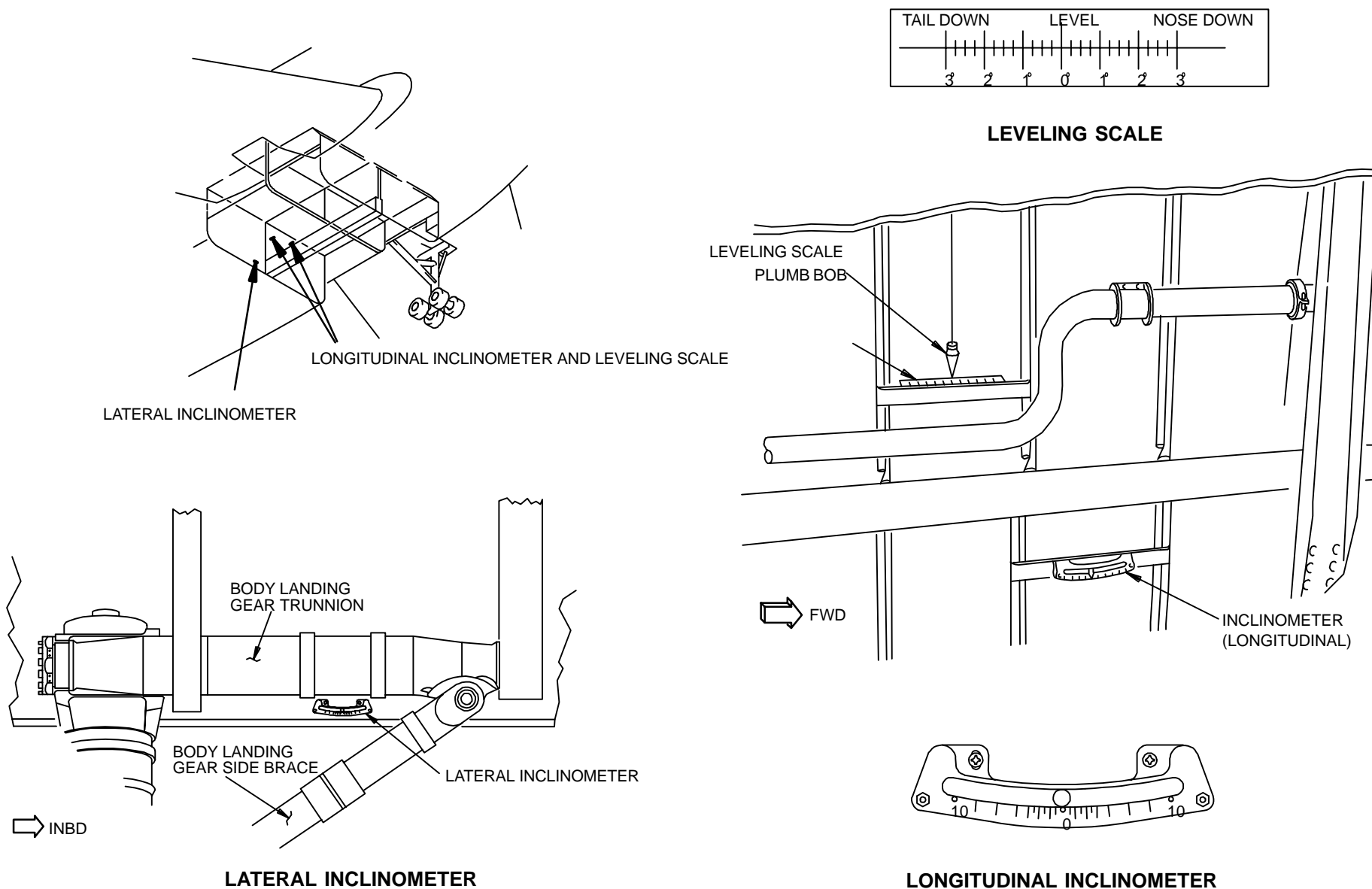


Figure 27 Inclinometers and Leveling Scale

FUEL SYSTEM FUEL MEASURING STICKS



Lufthansa
Technical Training

B 747-400

1M

28-44

Stick Reading / Tank Quantity Diagram

Beispiel:

- Gewünschte Menge 38 300 kg
- Flugzeuglage -1.0° Nose down
- -1.0° left Wing down (Main 2)
- +1.0° right Wing high (Main 3)
- Stick Pos. No. 19

Ergebnis:

- Stick Reading Main 2 38 600 kg am Ablesepunkt
- Stick Reading Main 3 37 900 kg am Ablesepunkt

FUEL SYSTEM FUEL MEASURING STICKS



Lufthansa Technical Training

B 747-400
1M
28-44

MAIN TANK NO.2 OR NO.3

747-400

FUEL MEASURING STICK NO.19

PITCH ATTITUDE = -1.00 DEGREES (POSITIVE IS NOSE HIGH)

: USABLE FUEL IN KILOGRAMS

MEASURING : (BASED ON A SPECIFIC GRAVITY OF 0.81)

STICK :

LEVEL IN : ROLL ATTITUDE IN DEGREES (POSITIVE IS WING HIGH)

KILOGRAMS : -2.00 -1.50 -1.00 -0.50 0.00 0.50 1.00 1.50 2.00

36700	34242	35107	35909	36537	36994	37297	37493	37620	37751
36800	34379	35233	36024	36638	37081	37371	37554	37676	37804
36900	34521	35364	36146	36744	37170	37449	37620	37737	37863
37000	34662	35497	36268	36852	37259	37524	37687	37801	37921
37100	34805	35634	36391	36955	37347	37598	37756	37861	37978
37200	34948	35766	36509	37058	37434	37672	37822	37921	38031
37300	35094	35896	36626	37159	37519	37746	37884	37978	38085
37400	35242	36031	36747	37263	37608	37821	37948	38037	38143
37500	35396	36174	36875	37374	37699	37899	38019	38104	38206
37600	35554	36320	37005	37482	37789	37976	38091	38172	38266
37700	35713	36461	37129	37589	37877	38053	38159	38234	38323
37800	35877	36604	37251	37690	37966	38128	38224	38291	38377
37900	36046	36755	37377	37798	38056	38204	38289	38355	38438
38000	36229	36920	37519	37913	38149	38286	38368	38427	38504
38100	36411	37079	37655	38022	38236	38366	38440	38493	38564
38200	36601	37241	37784	38129	38327	38442	38510	38558	38623
38300	36792	37407	37921	38242	38418	38522	38583	38627	38691
38400	36983	37576	38063	38355	38510	38604	38662	38704	38759
38500	37175	37739	38196	38462	38601	38688	38741	38776	38827
38600	37363	37897	38324	38569	38692	38766	38812	38846	38892
38700	37560	38072	38470	38685	38786	38853	38896	38925	38969
38800	37776	38251	38609	38794	38876	38933	38971	38996	39033
38900	38010	38440	38749	38904	38964	39009	39040	39059	39093
39000	38267	38646	38904	39018	39056	39089	39118	39133	39156
39100	38510	38834	39040	39125	39145	39169	39190	39200	39223

Figure 28 Fuel Measuring Stick Table



28-43 FUEL TEMPERATURE INDICATION SYSTEM

FUEL TEMPERATURE BULB

Fuel Temperature Bulb

Der Temperaturfühler ist **nur** im MAIN TANK 1 installiert. Er befindet sich an der tiefsten Stelle im Tank und ist im Hinterholm installiert.

Um das Zugangspanel an der Tragflächenunterseite zu öffnen, muß zuerst die Spitze des Srutauslaufs # 2 abgebaut werden.

- kann bei vollem Tank gewechselt werden.

Achtung: Der Temperature Bulb befindet sich in einer dünnwandigen Metallhülse, die beim Wechsel nicht beschädigt werden darf.

FUEL SYSTEM FUEL TEMPERATURE INDICATION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

1E/1M

28-43

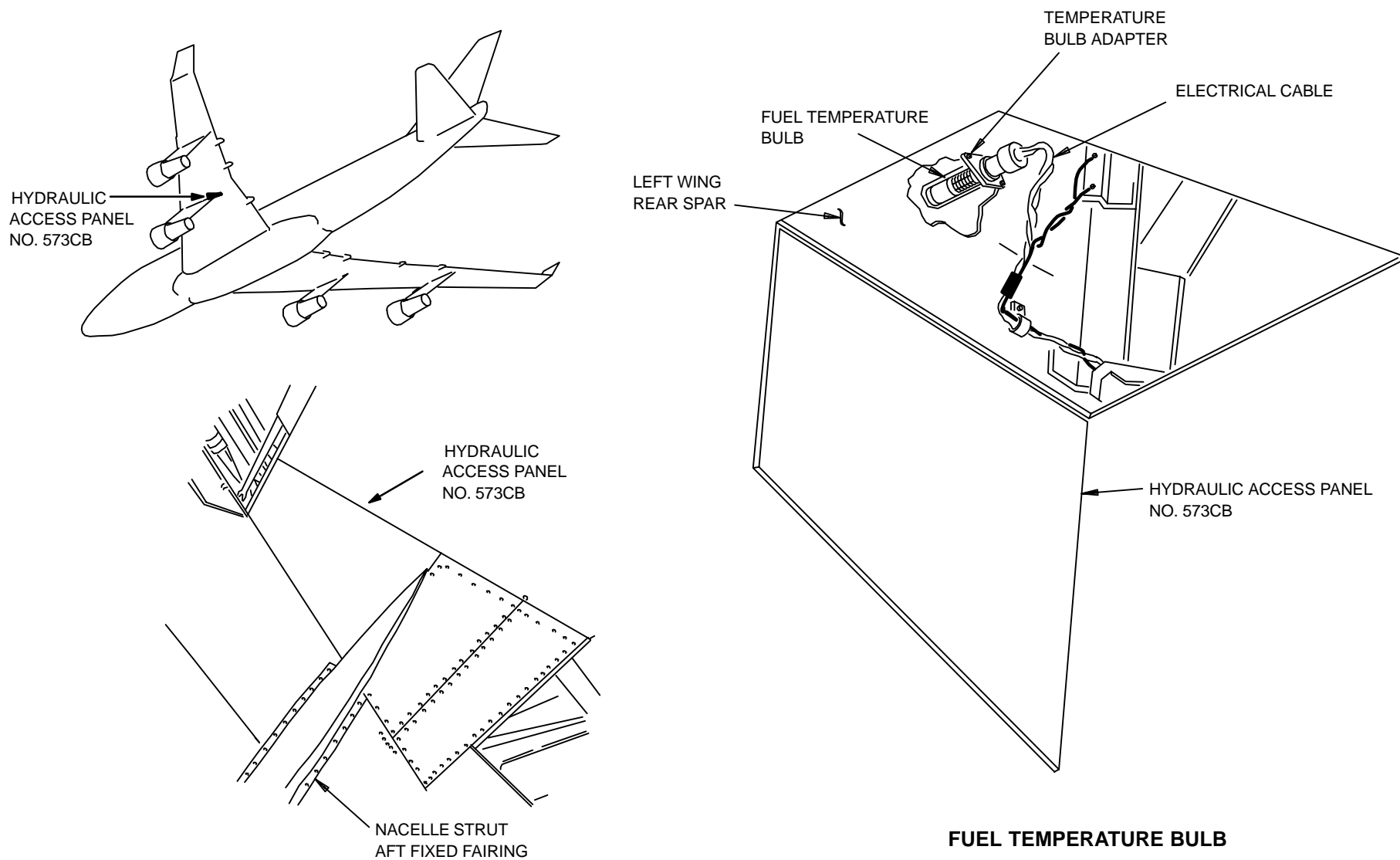


Figure 29 Fuel Temperature Bulb

FUEL SYSTEM FUEL TEMPERATURE INDICATION



Lufthansa
Technical Training

B 747-400

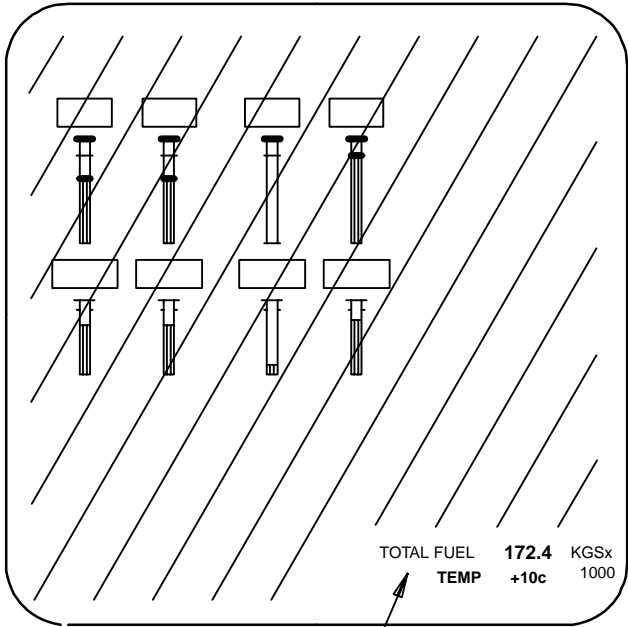
B1

28-43

FUEL TEMPERATURE INDICATION

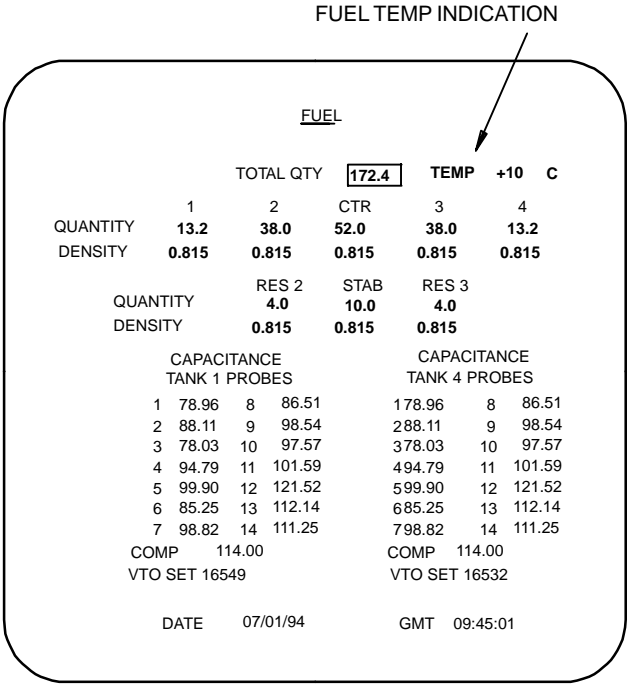
Die FUEL TEMP vom MAIN TANK 1 wird angezeigt auf :

- Main EICAS Display
 - verschwindet, wenn der Fuel Jettison Selector nach A oder B geschaltet ist.
 - Wird durch FUEL TO REMAIN ersetzt.
- Fuel System Maintenance Page
 - bleibt dort immer erhalten.



FUEL TEMP INDICATION

MAIN EICAS DISPLAY



EICAS MAINTENANCE PAGE

Figure 30 Fuel Temperature Indication Display



28-21 **PRESSURE FUELING SYSTEM**

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM

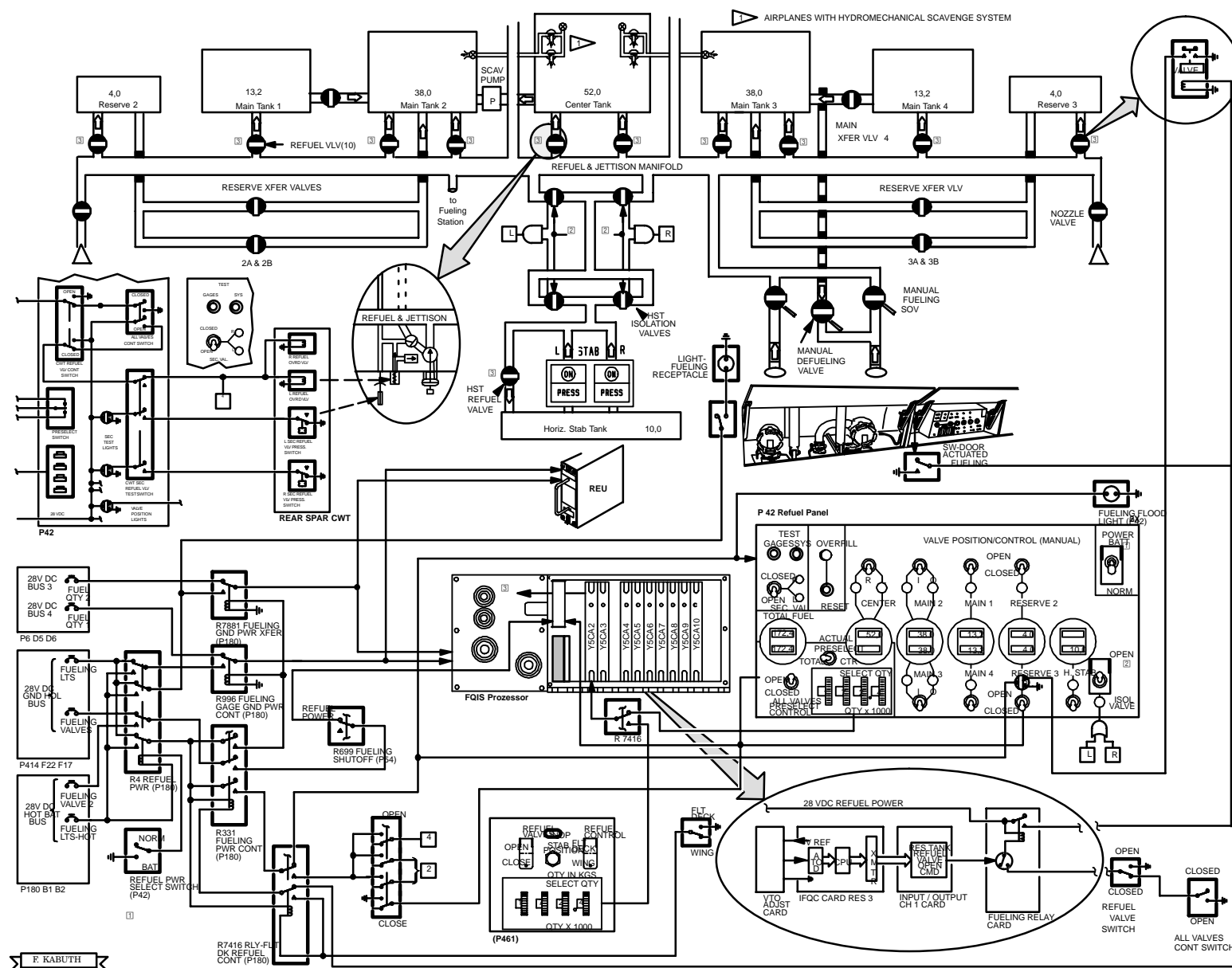


Figure 31 Pressure Fueling Basic Schematic

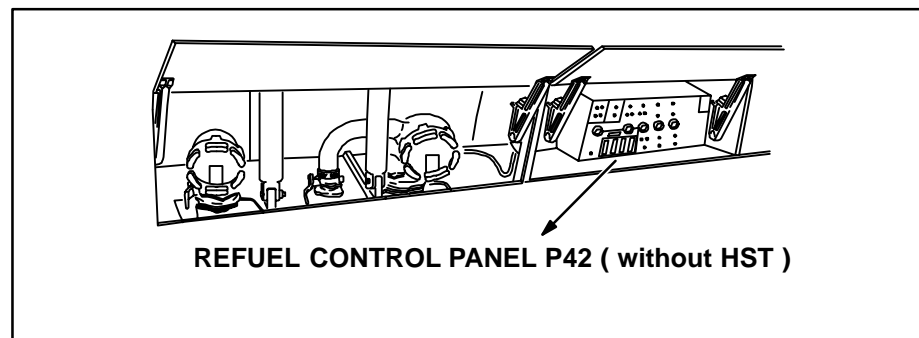


28-21 PRESSURE FUELING SYSTEM

REFUEL CONTROL PANEL (WITHOUT HST)

Refuel Control Panel P42 (Fueling Station)

- Indicator Test Switch
 - leitet den QUANTITY INDICATOR TEST ein (Anzeige 888.8)
- Fueling System Test Switch
 - überprüft das gesamte FUELING SYSTEM , während der Betankung schließen alle REFUEL VALVES im Abstand von jeweils einer Sekunde (VTO Abschaltfunktionstest), anschließend öffnen die REFUEL VALVES wieder.
- Overfill Light (red)
 - leuchtet, wenn ein FLOAT SWITCH in einem SURGE TANK (OVER-FILL CONDITION) angesprochen hat.
- Overfill Reset Switch
 - reaktiviert das OVERFILL SYSTEM, wenn der Kraftstoff aus den SURGE TANK wieder abgelaufen ist.
- Refuel Valve Control Switch
 - steuert das REFUEL VALVE in der MANUAL MODE
 - schaltet das ARMING Signal bei PRESELECT MODE
- Refuel Control Indicator Light (blue)
 - leuchtet, wenn das REFUEL VALVE die CLOSED Position verlassen hat.
- Refuel Power Select Switch
 - NORM schaltet DC GROUND HANDLING BUS POWER.
 - BATT schaltet HOT BATTERY BUS POWER.
- Fueling Quantity Indicator
 - zeigt die Kraftstoffmenge jedes FUEL TANKS in kg x 1000 an.
 - zeigt im unteren DISPLAY von TOTAL / CENTER die vorgewählte PRE-SELECT QTY an.
- Preselect Quantity Thumbwheel
 - dient zur Vorwahl der TOTAL QTY .
- All Refuel Valve Switch
 - steuert in der MANUAL MODE **alle** REFUEL VALVES, an denen Kraftstoffdruck ansteht, nach OPEN an.
 - schaltet das ARMING Signal für **alle** REFUEL VALVES in der PRESELECT MODE.
- Preselect Switch
 - muß zur Eingabe der TOTAL / CENTER TANK PRESELECT QTY solange in der entsprechenden Position gehalten werden, bis die vorgewählte PRESELECT QTY im unteren DISPLAY von TOTAL / CENTER FUELING QTY INDICATOR erscheint (SET PROCEDURE).
 - die PRESELECT QTY erscheint gleichzeitig im oberen Teil der Fuel Synoptic Page.
 - wird durch nochmaliges Schalten in die entsprechende Position die gespeicherte PRESELECT QTY wieder löschen (RESET PROCEDURE).



FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM

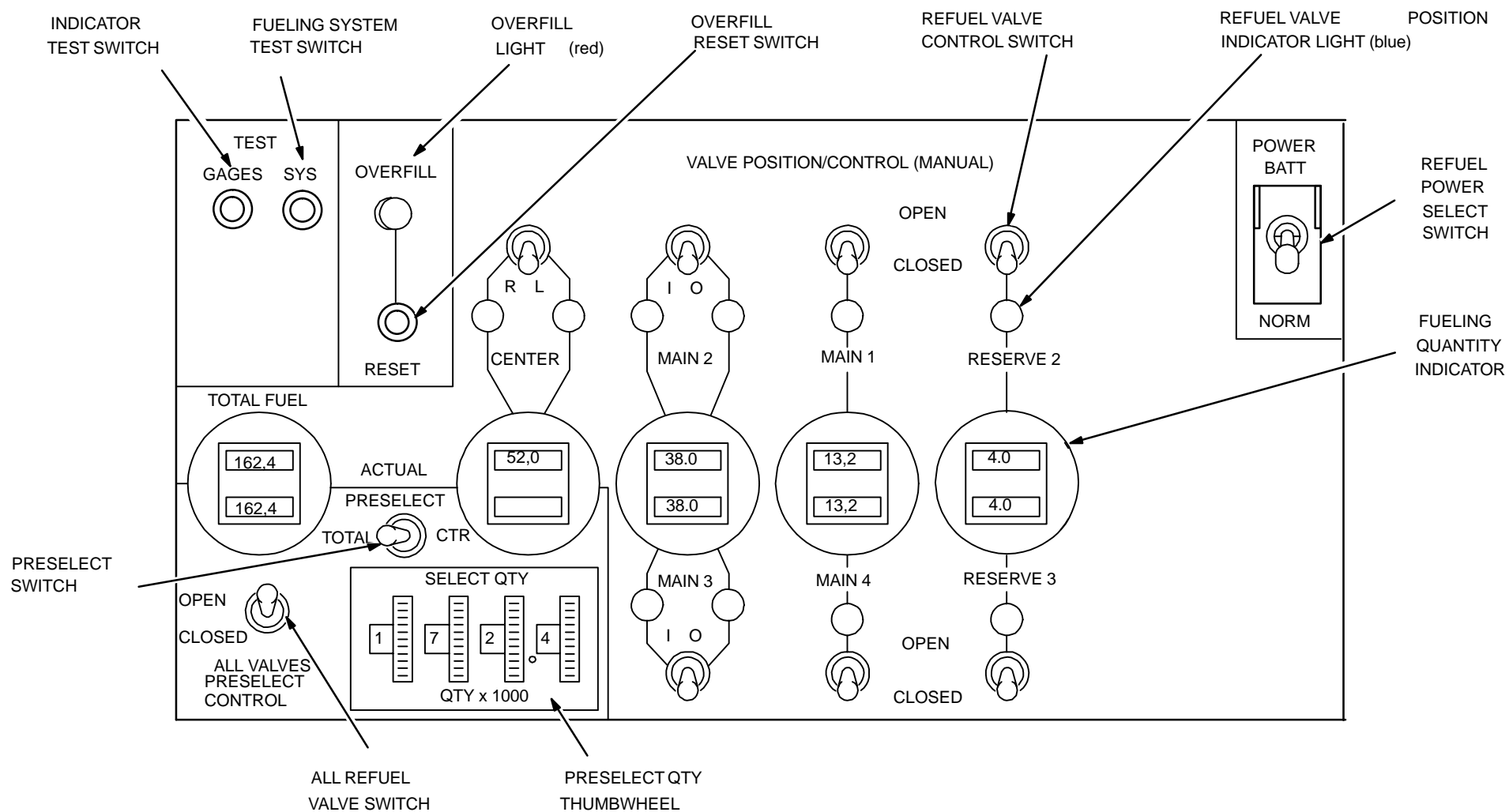


Figure 32 Wing Refuel Control Panel (without HST)

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400
1M/2E
28-21

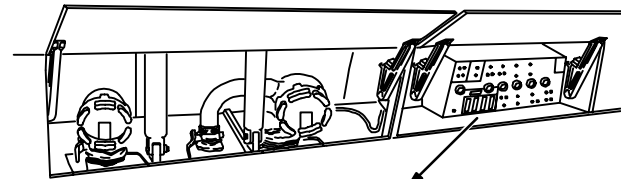
REFUEL CONTROL PANEL (WITH HST)

Refuel Control Panel P42 (Fueling Station)

- Indicator Test Switch
 - leitet den QUANTITY INDICATOR TEST ein. (Anzeige 888.8)
- Fueling System Test Switch
 - überprüft das gesamte FUELING SYSTEM , während der Betankung schließen alle REFUEL VALVES im Abstand von jeweils einer Sekunde (VTO Abschaltfunktionstest), anschließend öffnen die REFUEL VALVES wieder.
- Overfill Light (red)
 - leuchtet, wenn ein FLOAT SWITCH in einem SURGE TANK (OVER-FILL CONDITION) angesprochen hat.
- Overfill Reset Switch
 - reaktiviert das OVERFILL SYSTEM, wenn der Kraftstoff aus den SURGE TANK wieder abgelaufen ist.
- Refuel Valve Control Switch
 - steuert das REFUEL VALVE in der MANUAL MODE
 - schaltet das ARMING Signal bei PRESELECT MODE
- Refuel Control Indicator Light (blue)
 - leuchtet, wenn das REFUEL VALVE die CLOSED Position verlassen hat
- Refuel Power Select Switch
 - NORM schaltet DC GROUND HANDLING BUS POWER.
 - BATT schaltet HOT BATTERY BUS POWER.
- Fueling Quantity Indicator
 - zeigt die Kraftstoffmenge jedes FUEL TANKS in kg x 1000 an.
 - zeigt im unteren DISPLAY von TOTAL / CENTER die vorgewählte PRE-SELECT QTY an.
- Preselect Quantity Thumbwheel
 - dient zur Vorwahl der TOTAL QTY .
- Preselect Switch
 - muß zur Eingabe der TOTAL / CENTER TANK PRESELECT QTY so lange in der entsprechenden Position gehalten werden, bis die vorgewählte PRESELECT QTY im unteren DISPLAY von TOTAL / CENTER FUELING QTY INDICATOR erscheint (SET PROCEDURE).
 - die PRESELECT QTY erscheint gleichzeitig im oberen Teil der Fuel Synoptic.
 - wird durch nochmaliges Schalten in die entsprechende Position, die gespeicherte PRESELECT QTY wieder löschen (RESET PROCEDURE).
- All Refuel Valve Switch
 - steuert in der MANUAL MODE **alle** REFUEL VALVES, an denen Kraftstoffdruck ansteht, nach OPEN an.
 - schaltet das ARMING Signal für **alle** REFUEL VALVES in der PRESELECT MODE.

Bei Flugzeugen **mit HST** sind folgende Bauteile hinzugekommen.

- HST Isolation Valve Switch
 - steuert alle vier HST ISOLATION VALVES.
- HST Isolation Valve Position Light (blue)
 - leuchtet, wenn die beiden linken (FWD/AFT) **oder** die beiden rechten (FWD/AFT) HST ISOLATION VALVES offen sind.
- Horizontal Stabilizer Position Light (red) - if installed
 - leuchtet, wenn der Stabilizer nicht in der HST REFUEL POSITION (5 - 7 UNITS) steht.
- CWT Secondary Refuel Valve Test Switch
 - überprüft die Funktion des SECONDARY REFUEL VALVE SYSTEM , wenn während der CWT - Betankung die CWT QTY > 48000kg ist.
- CWT Secondary Refuel Valve Test Lights (blue)
 - leuchten, wenn der SECONDARY REFUEL TEST SWITCH betätigt wird und müssen nach einigen Sekunden bei einem funktionstüchtigen SECONDARY REFUEL VALVE SYSTEM verlöschen.



REFUEL CONTROL PANEL P42 (with HST)

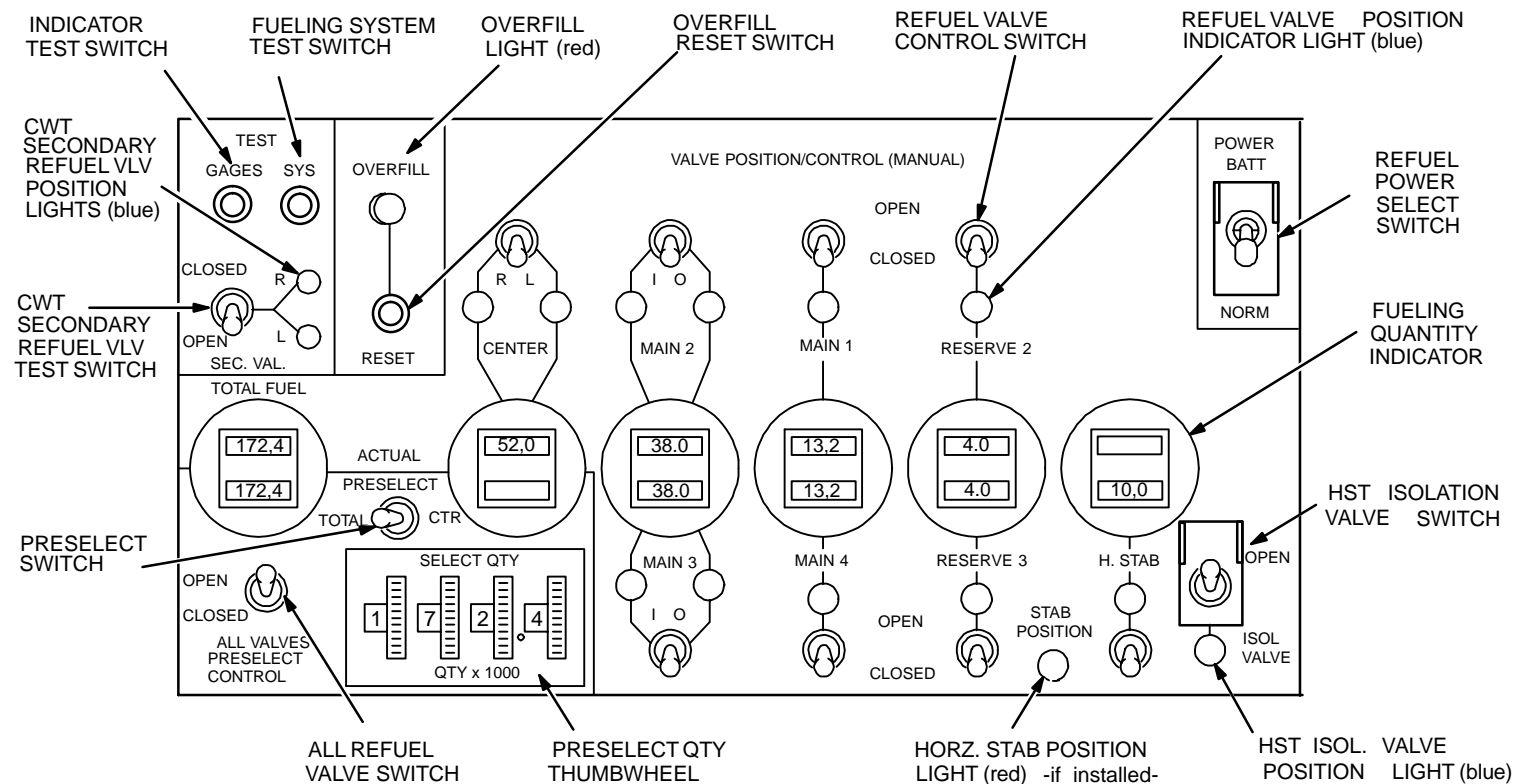


Figure 33 Wing Refuel Control Panel (with HST)

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



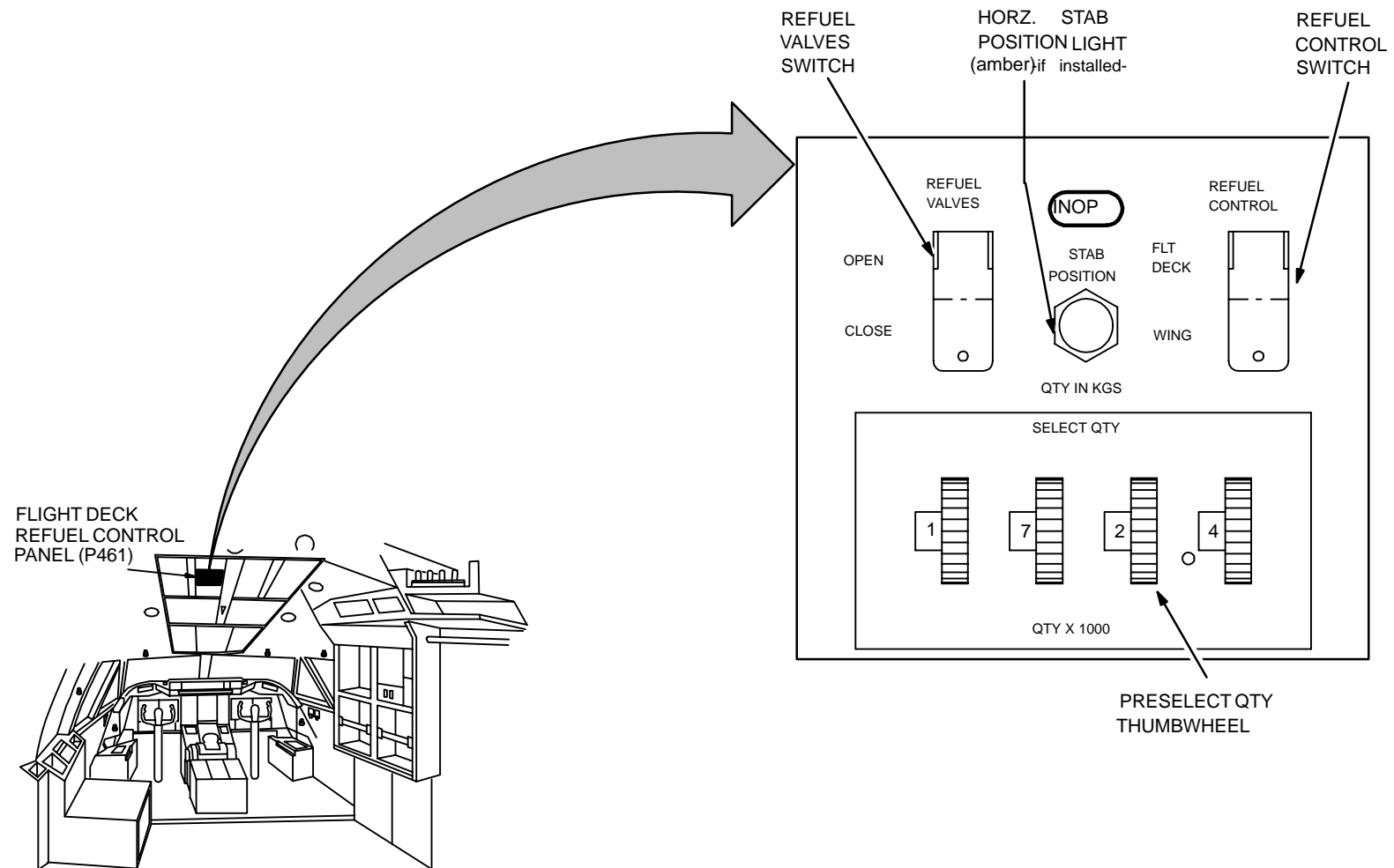
Lufthansa
Technical Training

B 747-400
1M/2E
28-21

FLIGHT DECK REFUEL CONTROL PANEL

Das Flight Deck Refuel Control Panel dient der Betankung vom Cockpit.
Es ist nur eine Betankung in der PRESELECT MODE möglich.

- Refuel Control Switch
 - deaktiviert in der FLT DECK Position das Wing Refuel Control Panel.
 - armiert in der FLT DECK Position den Refuel Valves Switch.
- Refuel Valves Switch
 - OPEN
 - steuert die Secondary Refuel Override Valves des CWT an, damit dieser mit mehr als 48 000 kg betankt werden kann.
 - steuert alle vier HST Isolation Valves nach Open an
 - stellt dem FQIS-Processor ein Massesignal zum Ansteuern der Betankungsventile bereit.
 - CLOSE
 - kehrt alle unter OPEN genannten Punkte um.
- Preselect Quantity Thumwheel
 - dient zur Vorwahl der TOTAL QTY bei FLIGHT DECK REFUELING.
 - die PRESELECT QTY erscheint im oberen Teil der Fuel Synoptic
 - soll die Preselection gelöscht werden, muß der Refuel Valves Switch von Open nach Closed und wieder nach Open geschaltet werden.
- Horizontal Stabilizer Position light (amber) - if installed (bei DLH INOP)
 - leuchtet, wenn der Stabilizer nicht in der HST REFUEL POSITION (5 - 7 UNITS) steht.

**Figure 34 Flight Deck Refuel Control Panel**

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

1M

28-21

REFUELING MODES

Manual Refueling

- Die PRESELECT DISPLAYS, jeweils im unteren Teil der TOTAL / CENTER TANK FUEL QTY INDICATORS **zeigen** keine vorgewählte Tankmengen !
(**DISPLAY BLANK = MANUAL REFUELING MODE**)
- Die REFUEL VALVE CONTROL SWITCHES in die OPEN Position schalten. (der FQIS PROCESSOR steuert die REFUEL VALVES)
- Für die Betankung des Horizontal Stabilizer Tanks muß der HST ISOLATION VALVE SWITCH in die OPEN Position geschaltet werden.
- Bei Erreichen der gewünschten Tankmenge muß der REFUEL CONTROL SWITCH (HST ISOLATION SWITCH) wieder in die CLOSED Position geschaltet werden.

Preselect Center Wing Tank

- Gewünschte CENTER WING TANK FUEL Menge am PRESELECT QTY THUMBWHEEL vorwählen.
- PRESELECT SWITCH nach CTR schalten und halten, bis die vorgewählte CENTER TANK FUEL Menge im unteren Display des CENTER TANK FUEL QTY INDICATOR erscheint.
- CENTER WING TANK REFUEL VALVE CONTROL SWITCH in die OPEN Position schalten (oder ALL VALVE SWITCH).
- Der FQIS PROCESSOR öffnet nur die CENTER WING TANK REFUEL VALVES, bis die vorgewählte Tankmenge erreicht ist.
- Abschließend sollen alle Schalter wieder in die CLOSED Position geschaltet und die PRESELECT Qty gelöscht werden.

Preselect Total Fuel

- Gewünschte TOTAL FUEL Menge am PRESELECT QTY THUMBWHEEL vorwählen.
- PRESELECT SWITCH nach TOTAL schalten und halten, bis die vorgewählte TOTAL FUEL Menge im unteren Display des TOTAL FUEL QTY INDICATOR erscheint. (Schalter springt in Mittenstellung zurück)
- ALL VALVE SWITCH in die Position OPEN schalten oder die entsprechenden REFUEL CONTROL SWITCHES der einzelnen Tanks.
- Bei TOTAL FUEL PRESELECT > 129.000 kg muß der HST ISOLATION VALVE SWITCH in die OPEN Position geschaltet werden.

Die Schaltsignale werden von dem FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM PROCESSOR an die entsprechenden REFUEL VALVES weitergeleitet .

Der FQIS PROCESSOR überwacht den gesamten Betankungsvorgang und steuert die REFUEL VALVES nach einem standardmäßigem REFUEL SCHEDULE.

Bei Erreichen der berechneten Tankmenge werden die zugehörigen REFUEL VALVES automatisch geschlossen.

- Abschließend wird der ALL VALVE SWITCH (bzw. die REFUEL VALVE CONTROL SWITCHES) wieder in die CLOSED Position geschaltet und soll die TOTAL FUEL PRESELECT QTY gelöscht werden. Dazu muß der PRESELECT SWITCH nochmals in die TOTAL Position geschaltet werden, bis das untere Display im TOTAL FUEL QTY INDICATOR gelöscht ist.

REFUEL INSTRUCTIONS

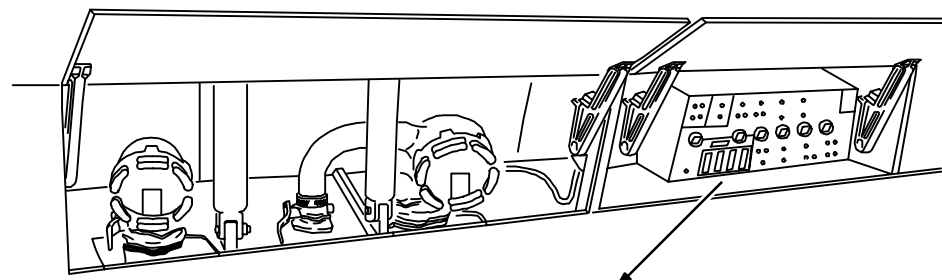
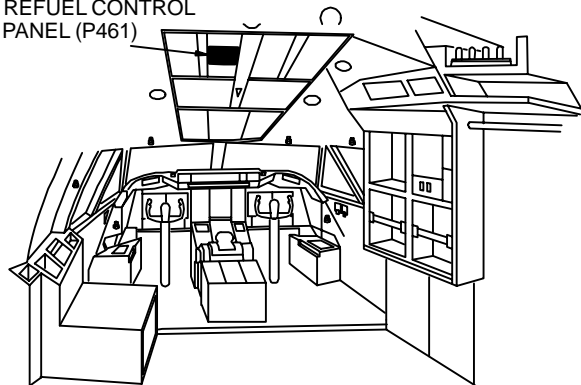
- SEE INSTRUCTIONS ON NOZZLE RECEPTACLE DOORS.
- TEST GAGES AND INDICATOR LIGHTS.
- AUTOMATIC FUELING
- SET AND ENTER DESIRED FUEL LOAD.
- IF H.S. FUEL REQUIRED OPEN "H. STAB ISOL VALVE" SWITCH (IF "STAB POSITION" LIGHT ON REPOSITION HORIZONTAL STABILIZER).
- OPEN "ALL VALVES" SWITCH. BEGIN FUEL FLOW.
- TO TEST SYSTEM PRESS SYSTEM TEST SWITCH FOR TWO SECONDS. BLUE VALVE OPEN LIGHTS WILL GO OUT FOR EACH TANK BEING FUELED AND FLOW WILL CEASE. FLOW WILL RESTART AUTOMATICALLY.
- WHEN FUELING COMPLETED SET "ALL VALVES" SWITCH TO CLOSED.
- CLOSE "H. STAB ISOL VALVE" SWITCH.
- MANUAL FUELING
- (SEE "WEIGHT AND BALANCE" MANUAL FOR LOADING LIMITATIONS)
- WARNING: THE CENTER AND STABILIZER TANKS MUST BE FUELED CONCURRENTLY, OR THE CENTER TANK FIRST, TO PREVENT AIRPLANE TIPPING.
- ENSURE PRESELECT WINDOWS ARE BLANK.
- OPEN INDIVIDUAL TANK VALVE SWITCHES FOR TANKS TO BE FILLED. OPEN "H. STAB ISOL VALVE" SWITCH IF REQD. BEGIN FUEL FLOW.
- TEST SYSTEM PER INSTRUCTION 6. ABOVE.
- AS EACH TANK REACHES DESIRED LOAD SET VALVE SWITCH TO CLOSED.
- CLOSE "H. STAB ISOL VALVE" SWITCH IF REQD.
- NOTE: BLUE LIGHT INDICATES FUEL VALVE IS OPEN FOR FUELING OPERATION.

Flight Deck Refueling

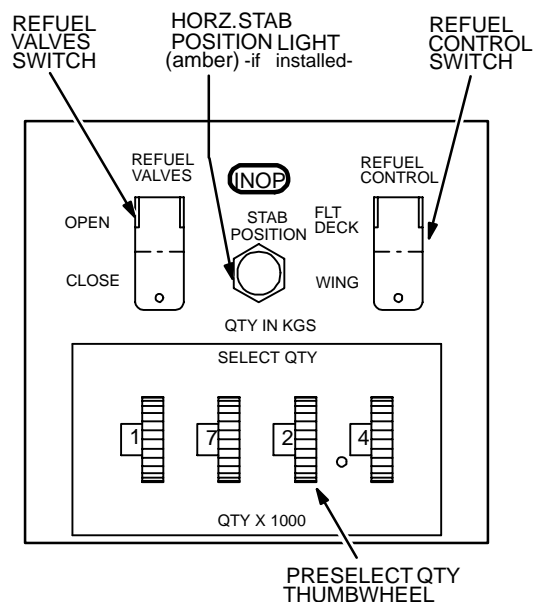
- REFUEL CONTROL SWITCH in die FLT DECK Position schalten.
- TOTAL PRESELECT am THUMBWHEEL vorwählen.
- PRESELECT QTY auf der FUEL SYNOPTIC PAGE kontrollieren.
- REFUEL CONTROL SWITCH in die OPEN Position schalten.

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM

FLIGHT DECK
REFUEL CONTROL
PANEL (P461)



REFUEL CONTROL PANEL P42 (with HST)



FLIGHT DECK REFUEL CONTROL PANEL

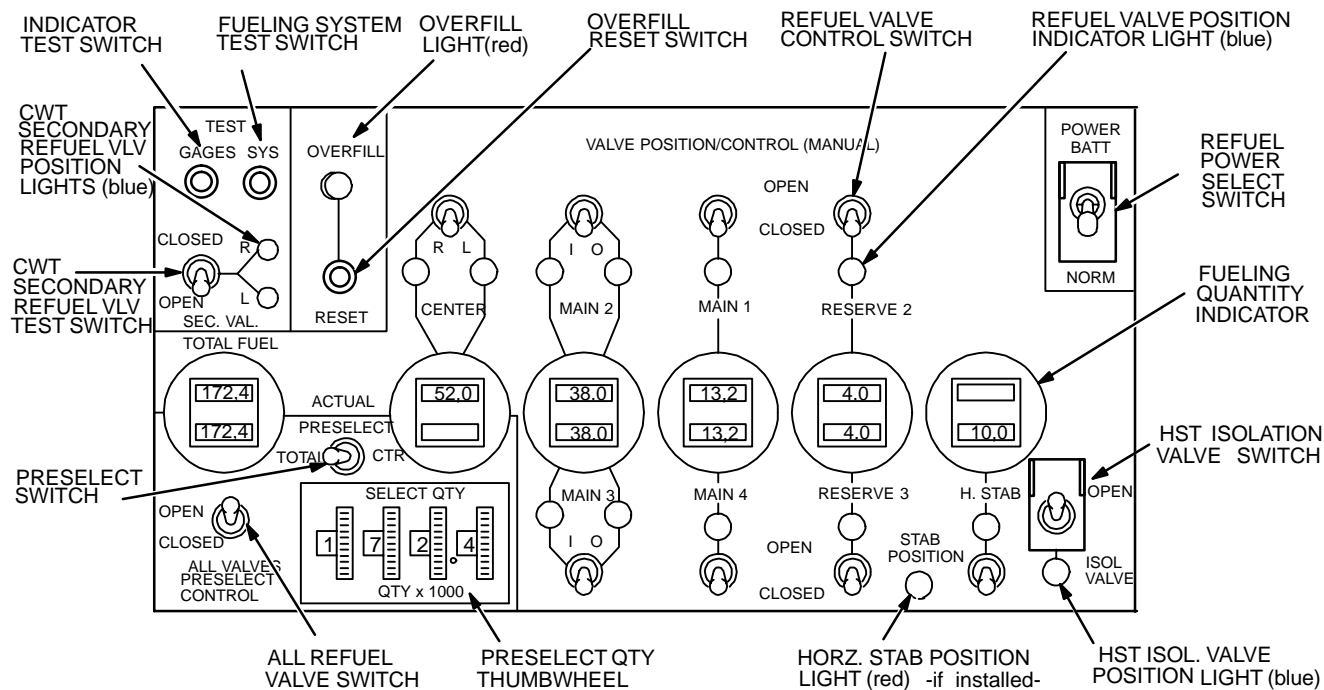


Figure 35 Refueling Modes

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
1M
28-21

PRESSURE FUELING STATION

Fueling Receptacle

Die Betankungsschläuche werden an dem FUELING RECEPTACLE angeschlossen, nachdem die Abschlussdeckel entfernt wurden.

Ein CHECK VALVE im RECEPTACLE wird durch den Kraftstoffdruck geöffnet und verhindert den Rücklauf in den Tankwagen.

Im RECEPTACLE ist ein kleiner ADAPTER LEVER (auch LIFT TO DEFUEL BAR genannt) eingelassen, der nur bei DEFUELING vor dem Anschließen der Betankungsschläuche herausgeklappt werden muß.

Beim Anbringen des Betankungsschlauches wird nun das CHECK VALVE mechanisch aufgedrückt und erlaubt dadurch einen Rückfluß in den Tankwagen.

Manual Shutoff Valves

Die Absperrventile stellen für die Betankung die Verbindung zum REFUEL and JETTISON MANIFOLD her und entlasten im geschlossenen Zustand das RECEPTACLE während Jettison Operation.

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM

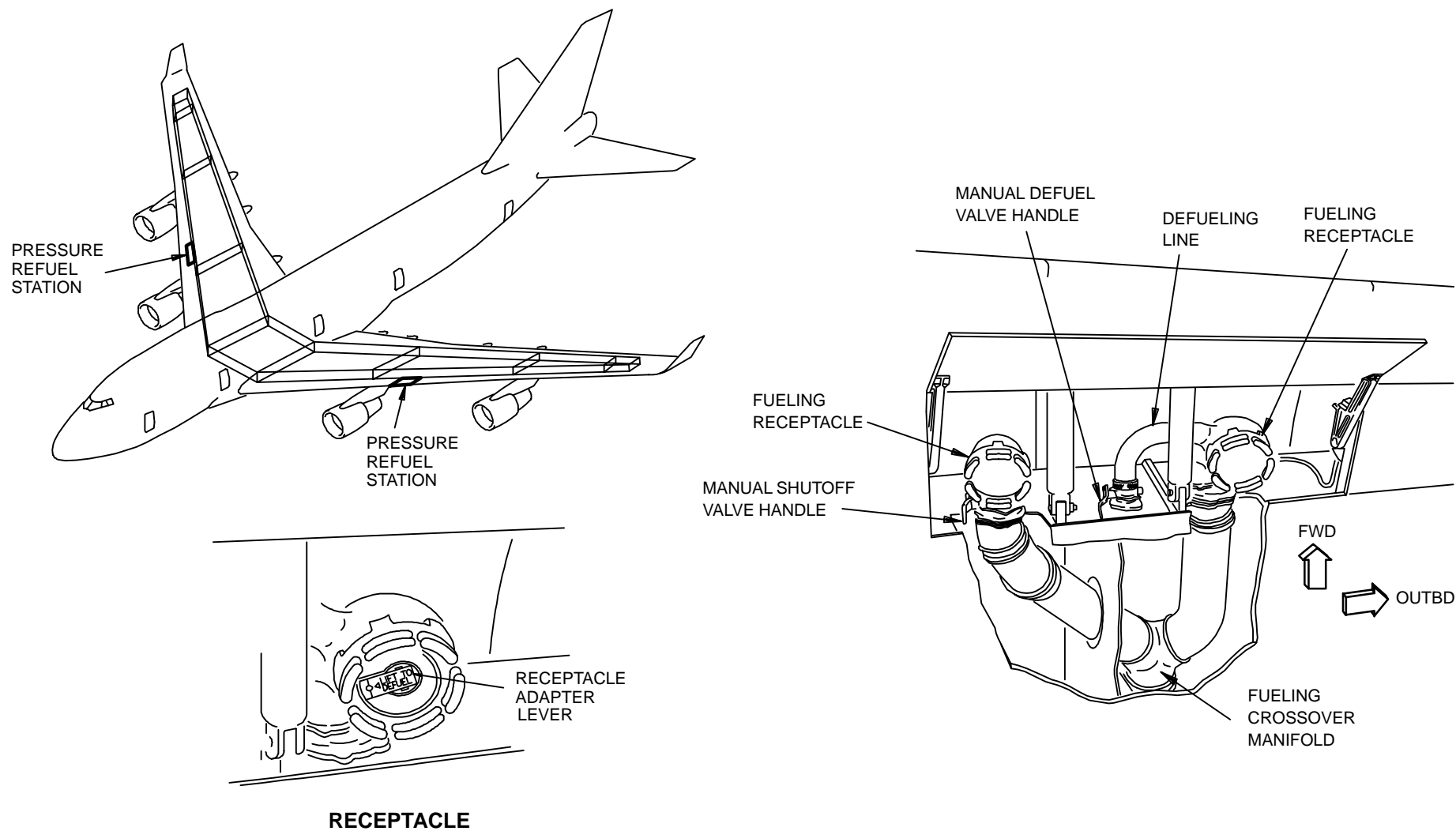


Figure 36 Pressure Fueling Station

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
1M
28-21

REFUEL VALVES

Refuel Valves

Die Betankungsventile verbinden den REFUEL MANIFOLD mit den entsprechenden Tanks; der Horizontal Stabilizer Tank wird über die HST TRANSFER LINE versorgt.

- Main Tank 1 und 4 - (Landeklappen ausfahren)
- Main Tank 2 und 3 - (Access Panels an der Tragflächenunterseite)
- Center Wing Tank - (Wing Gear Wheel Wells)
- Res Tank 2 und 3 - (Access Panels an der Tragflächenunterseite)
- Horiz. Stab. Tank - (HST Front Spar hinter dem Spray Shield)

Alle REFUEL VALVES haben eine MANUAL OVERRIDE SCREW, die bei **drucklosem (!)** REFUEL MANIFOLD ein Öffnen des Betankungsventils ermöglicht.

Die MANUAL OVERRIDE SCREW muß zum Öffnen 10 bis 13 Umdrehungen im Gegenuhrzeigersinn (CCW) gedreht werden.

ACHTUNG: Auf keinen Fall darf die rote Abdeckplatte entfernt werden !

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM

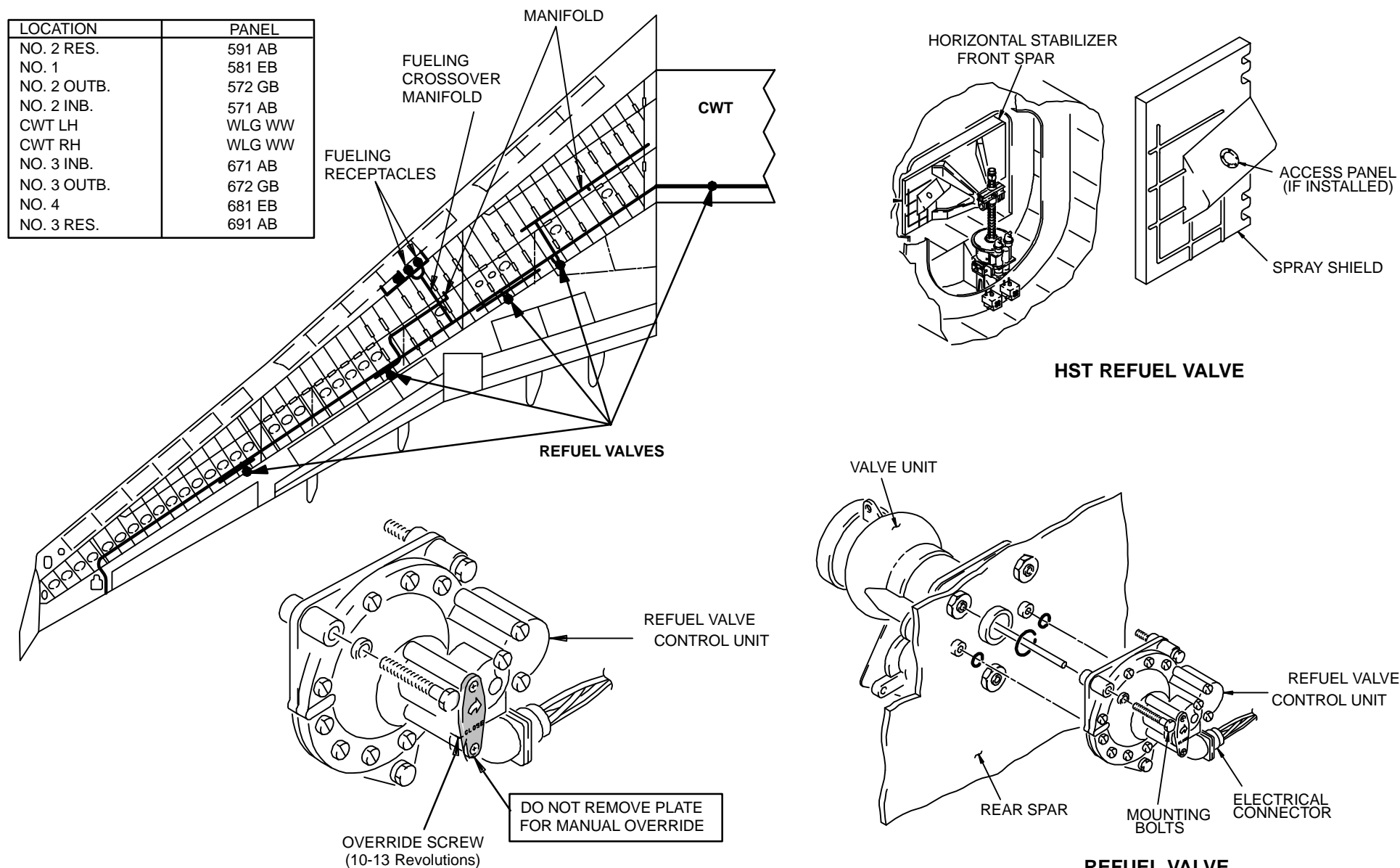


Figure 37 Refuel Valves



REFUEL VALVES

Refuel Valves (11)

- werden von einem Solenoid gesteuert, und durch Kraftstoffdruck betätigt.
 - Solenoid bekommt 28 VDC von der Refuel Valve Relay Card im FQIS-Prozessor.
- bestehen aus einer REFUEL VALVE UNIT, und einer CONTROL UNIT.
 - Control Unit kann bei vollem Tank gewechselt werden.
- werden durch REFUEL VALVE POSITION Lights (blau) am P 42 überwacht.

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM

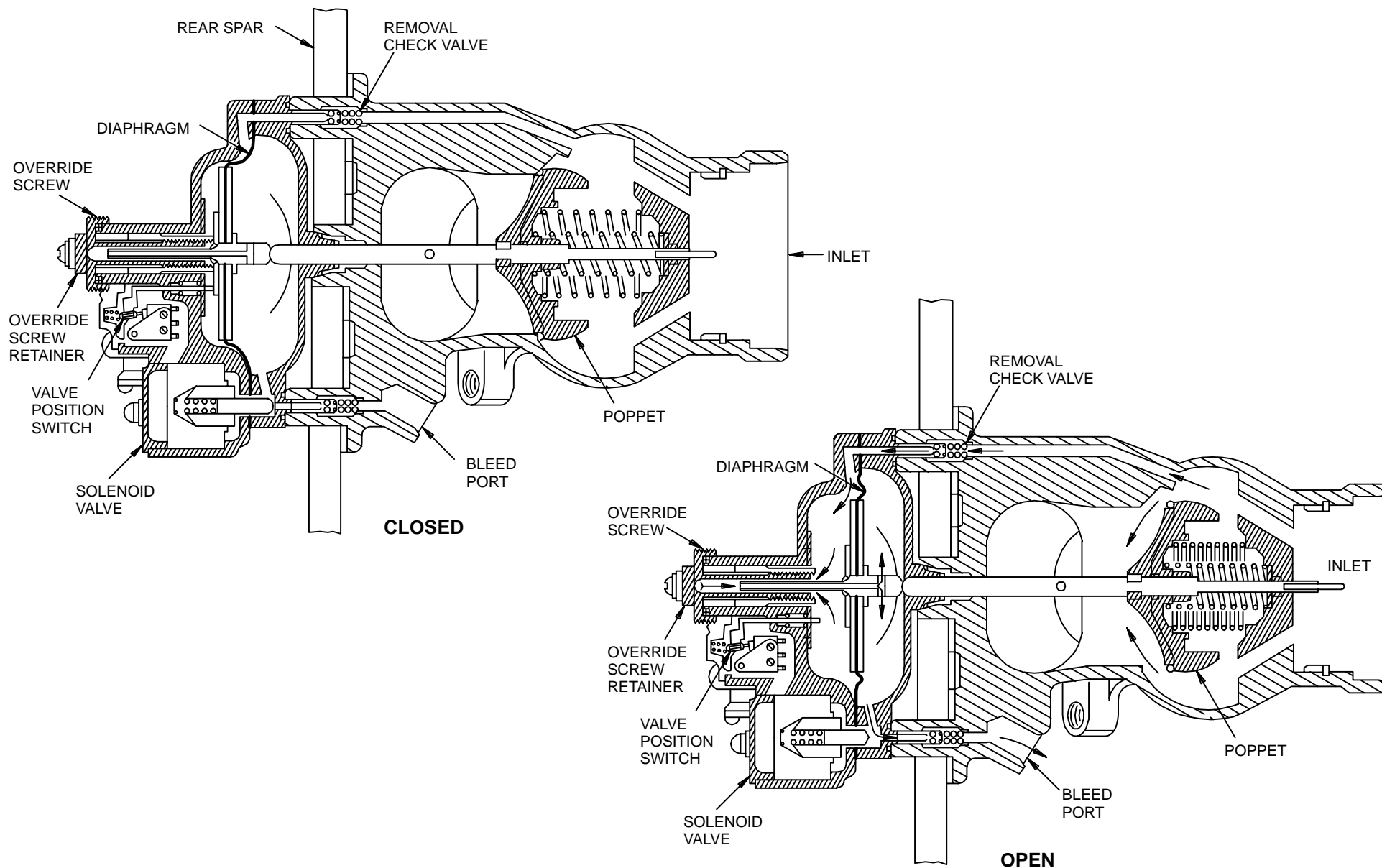


Figure 38 Refuel Valve Schematic

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
2M
28-21

MANIFOLD DRAIN VALVES

Die MANIFOLD DRAIN VALVES sind in dem DISTRIBUTION MANIFOLD eingebaut.

- Main Tank 2
- Main Tank 3

Die Ablassventile sind geschlossen, wenn sich Druck im REFUEL AND JETTISON MANIFOLD aufgebaut hat .

Bei drucklosem MANIFOLD öffnen beide Ventile und lassen den Kraftstoffinhalt der Leitung in die MAIN TANKS abfließen.

Wenn der REFUEL AND JETTISON MANIFOLD leergelaufen ist, wird das MANIFOLD DRAIN VALVE erneut schließen, um ein Rücklaufen zu verhindern.

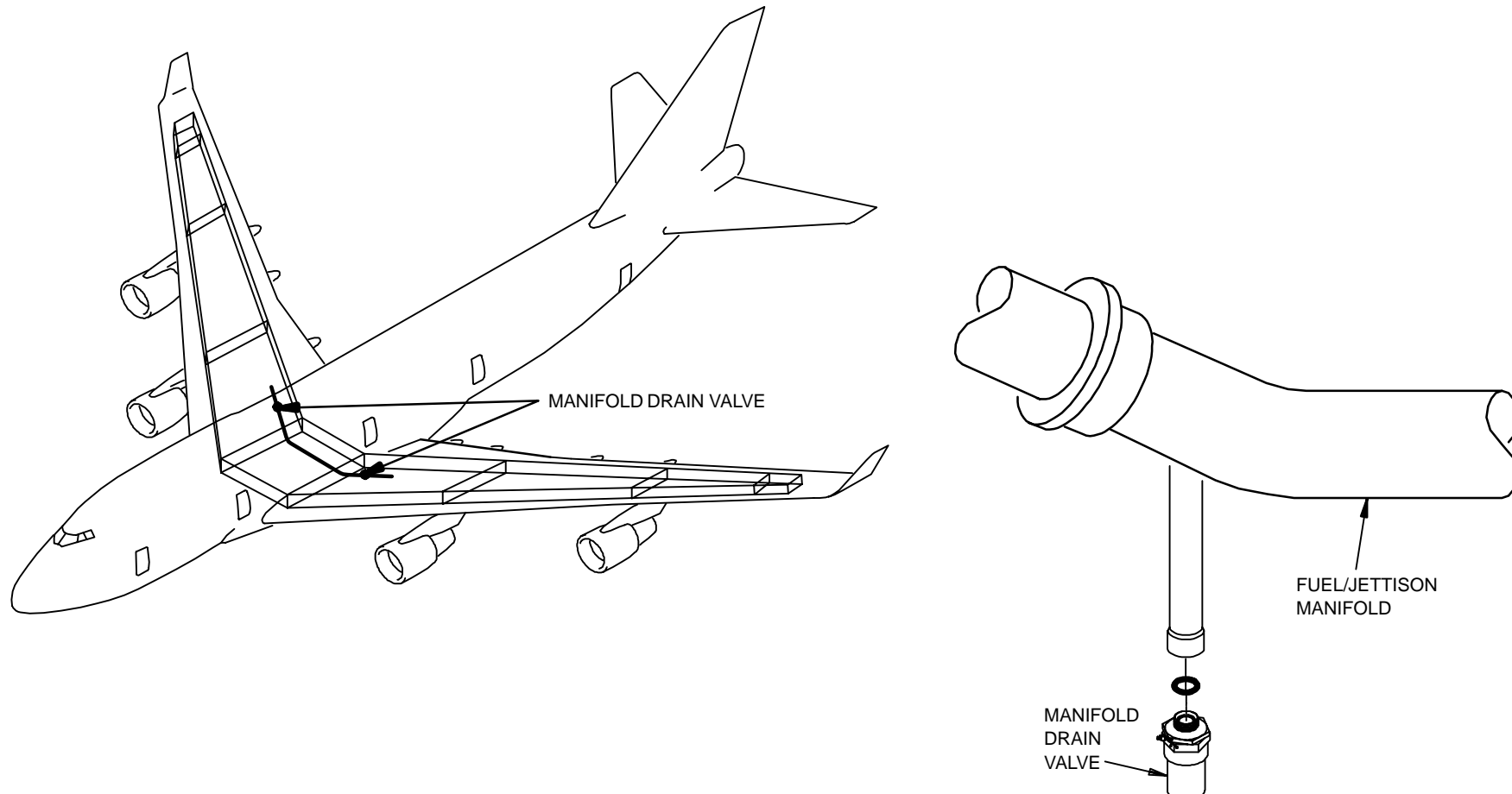


Figure 39 Manifold Drain Valve

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747-400

B1

28-21

REFUELING SYSTEM COMPONENTS

VTO - Override Switch

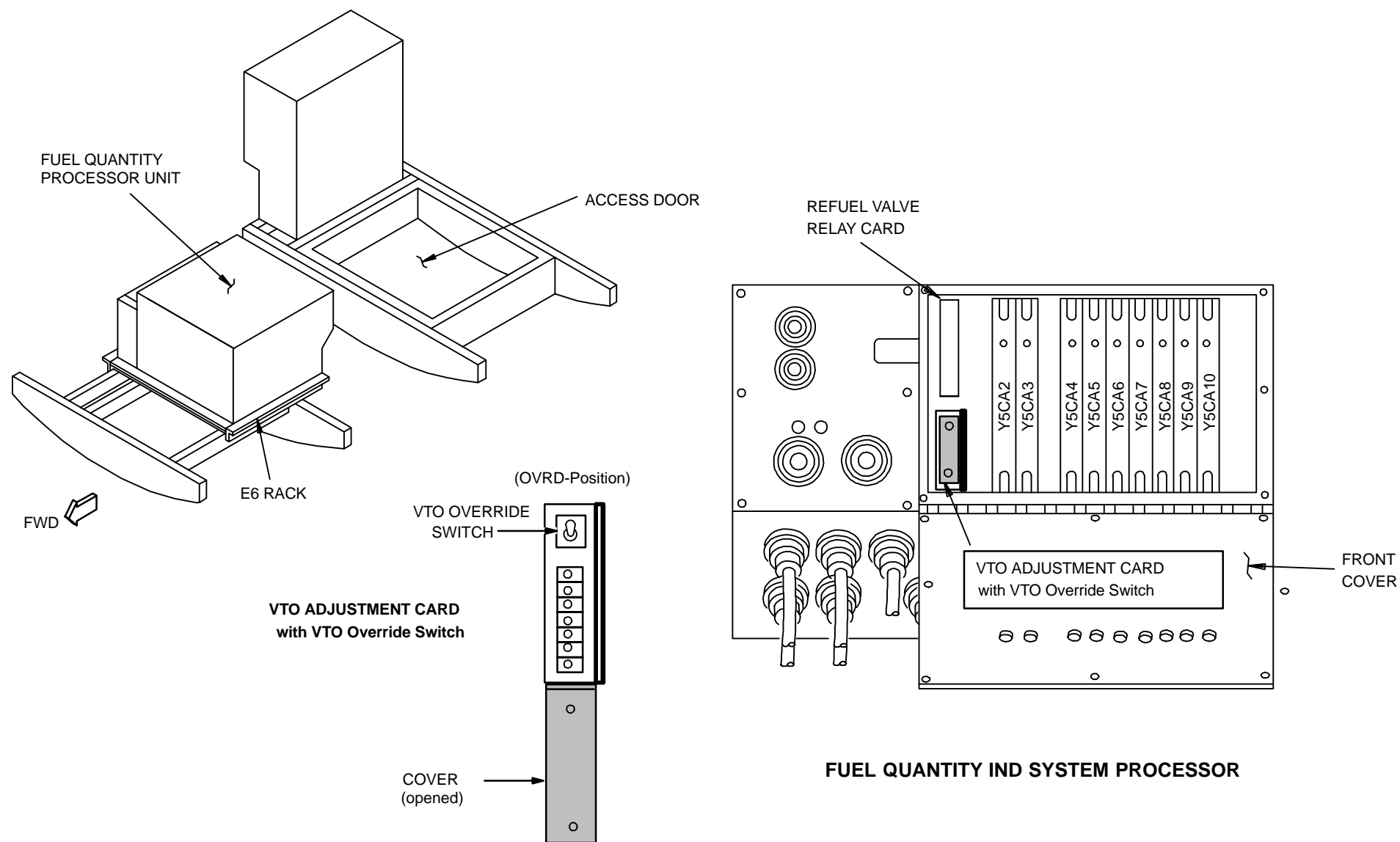
Bei Ausfall der FUEL QUANTITY INDICATION für einen oder mehrere Tanks, muß der VTO - OVERRIDE SWITCH im FQIS PROCESSOR umgeschaltet werden, um die REFUEL VALVES elektrisch zu öffnen.

Das gleiche gilt, wenn ein Fuel Tank seine Vollabschaltmenge nicht erreicht, d.h. die REFUEL VALVES schließen zu früh (z.B. Main Tank 2 schließt bei 36000 kg statt bei 38000 kg). Eine Fortführung der Betankung in der VTO - OVERRIDE MODE ist möglich, wenn zuerst die Tankmenge mittels MEASURING STICKS überprüft wird .

Zugang zum Switch erhält man nach Abbau der Frontplatte des FQIS-Processors und anschließendem Öffnen der VTO Adjustment Card Abdeckung.

VTO - Override Position

- **keine** automatische Vollabschaltung (VTO - Volumetric Top Off)
- **keine** PRESELECT Betankung möglich
- die Anzeigewerte der FUELING QUANTITY INDICATORS in der Betankungsstation blinken !


Figure 40 Volumetric Top Off Override Switch

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
2M
28-21

SECONDARY REFUEL VALVE SYSTEM

Das Secondary Refuel Valve ist ein Sicherheitsabschaltsystem, das ein Überlaufen des CWT (Verlust von Kraftstoff während des Fluges) verhindern soll, falls der HST FUEL TRANSFER fehlerhaft zu früh eingeleitet werden sollte.

Die Secondary Refuel Valves sind flußmäßig direkt hinter den normalen Betankungsventilen eingebaut.

Das System arbeitet rein mechanisch und besteht aus folgenden Bauteilen:

- Secondary Refuel Valves (2)
- Pilot Float Valves (2)
- Pilot Sense Lines (2)
- Refuel Override Valves (2)
- Sense Line Pressure Switches (2)

Das System

- ist nur im Center Wing Tank eingebaut.
- wird von den PILOT FLOAT VALVES gesteuert, die bei einer CWT Tankmenge > 48000 kg schliessen, und somit einen Druck in der Pilot Sense Line aufbauen, der dazu führt, daß die Secondary Refuel Valves schließen.
- wird bei normaler CWT - Betankung durch die REFUEL OVERRIDE VALVES übersteuert (der Druckaufbau in der Pilot Sense Line wird verhindert), damit der CWT am Boden mit mehr als 48000 kg betankt werden kann.
- kann am Boden während der CWT - Betankung durch einen SECONDARY REFUEL VALVE TEST SWITCH überprüft werden, indem die Signale der PILOT SENSING LINE PRESSURE SWITCHE abgefragt werden.
 - Die Pressure Switches überprüfen den Druckaufbau in der Pilot Sense Line. Blaue Lampe an - blaue Lampe aus.

Secondary Refuel Valve Test

überprüft die Funktion von folgenden Bauteilen :

- Pilot Float Valves
- Refuel Override Valves
- Secondary Refuel Valves
- Secondary Refuel Valve Pressure Switches

Dieser Test kann nur während der Center Wing Tank Betankung durchgeführt werden, wenn die Kraftstoffmenge > 48000 kg beträgt.

Der SECONDARY REFUEL VALVE TEST SWITCH wird in die CLOSED POSITION gehalten und unterbricht damit die Stromversorgung zu den REFUEL OVERRIDE VALVES. (Einleiten den Druckaufbaus in der Pilot Sensing Line)

Beide SECONDARY REFUEL VALVE TEST LIGHTS werden aktiviert und **leuchten**, weil der momentane Schließdruck in der PILOT SENSING LINE noch < 7 psi beträgt.

Nach einigen Sekunden ist genügend Schließdruck aufgebaut und die SECONDARY REFUEL VALVES schließen.

Die SECONDARY REFUEL VALVE PRESSURE SWITCHES melden nun > 7psi und unterbrechen die Masse zu den SECONDARY REFUEL VALVE TEST LIGHTS.

Das Verlöschen der TEST LIGHTS zeigt an, daß PILOT FLOAT VALVES und REFUEL OVERRIDE VALVES ordnungsgemäß funktioniert haben.

Die SECONDARY REFUEL VALVES sperren nun den Kraftstofffluß in den Center Wing Tank ab. (Center Wing Tank Qty Indication bleibt auf dem letzten Wert)

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

2M

28-21

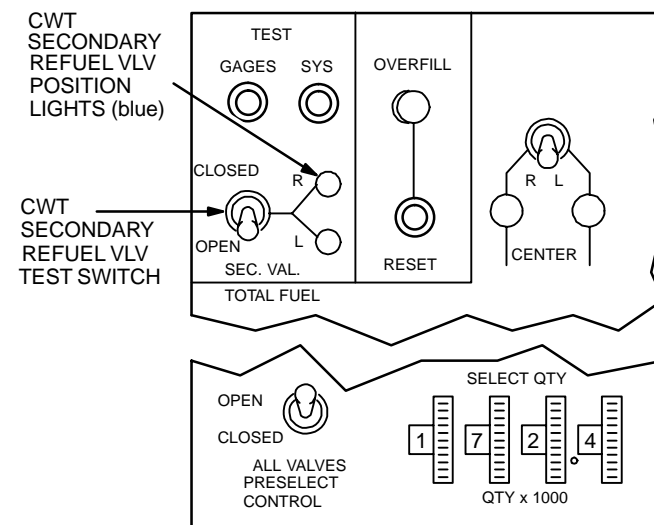
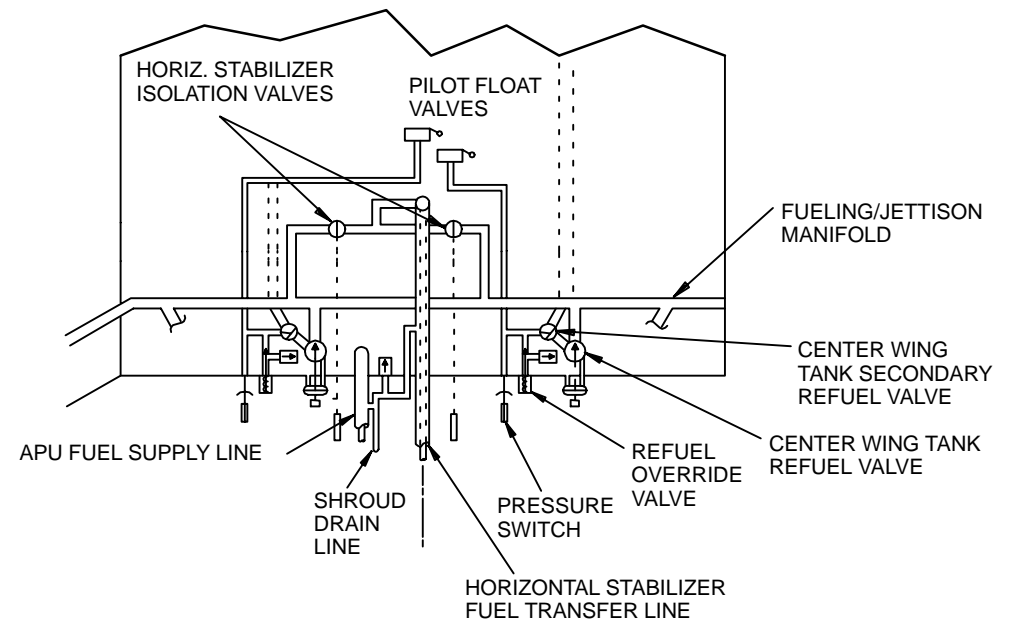
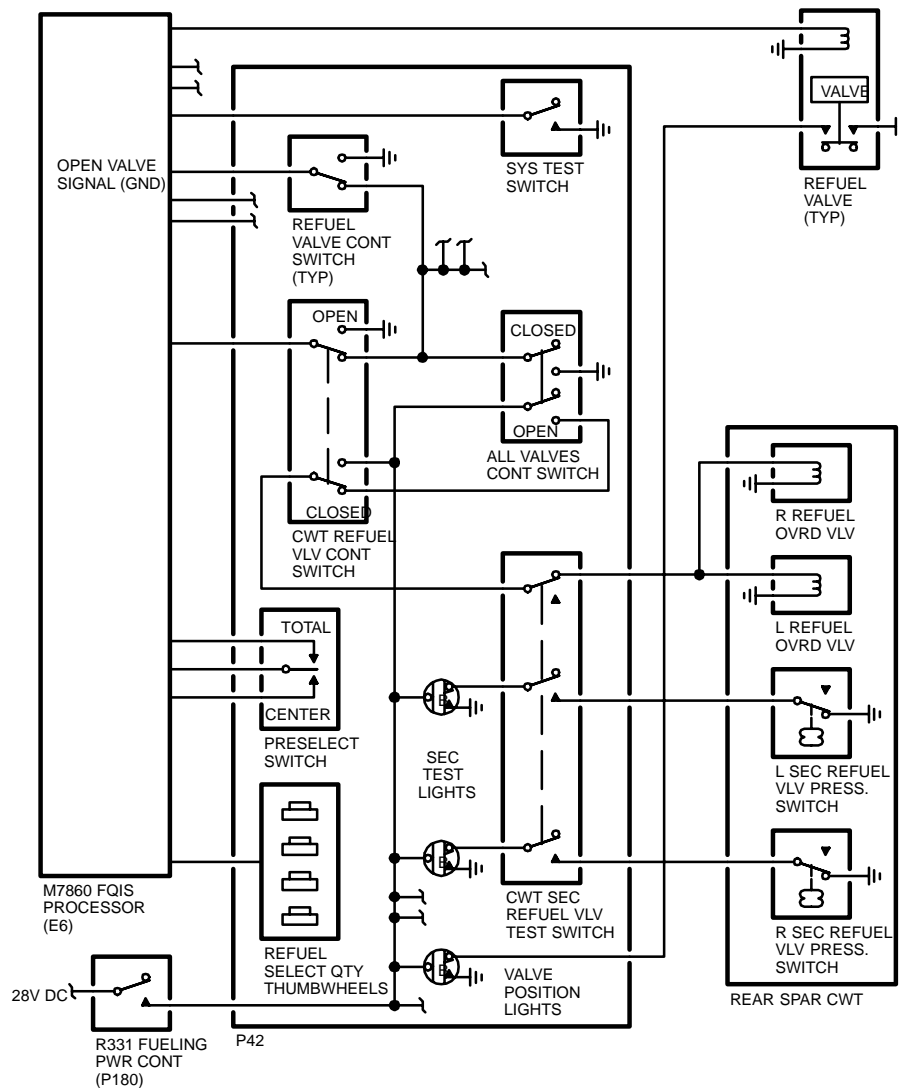


Figure 41 Secondary Refuel Valve System

SEC. REFUEL VALVE SYSTEM COMPONENTS

Pilot Float Valve

ist ein Schwimmerventil, das durch den Kraftstoffpegel > 48000 kg (Einbauposition) schließt und dadurch Schließdruck für das SECONDARY REFUEL VALVE aufbaut.

Secondary Refuel Valve

ist flußmäßig hinter dem CWT REFUEL VALVE eingebaut und sperrt den HST Fuel Transfer ab, wenn ausreichend Schließdruck in der PILOT SENSING LINE aufgebaut ist.

Der Schließdruck in der PILOT SENSING LINE wird gesteuert von :

- Pilot Float Valves (immer)
- Refuel Override Valves (nur am Boden bei Betankung)

Das SECONDARY REFUEL VALVE **öffnet** :

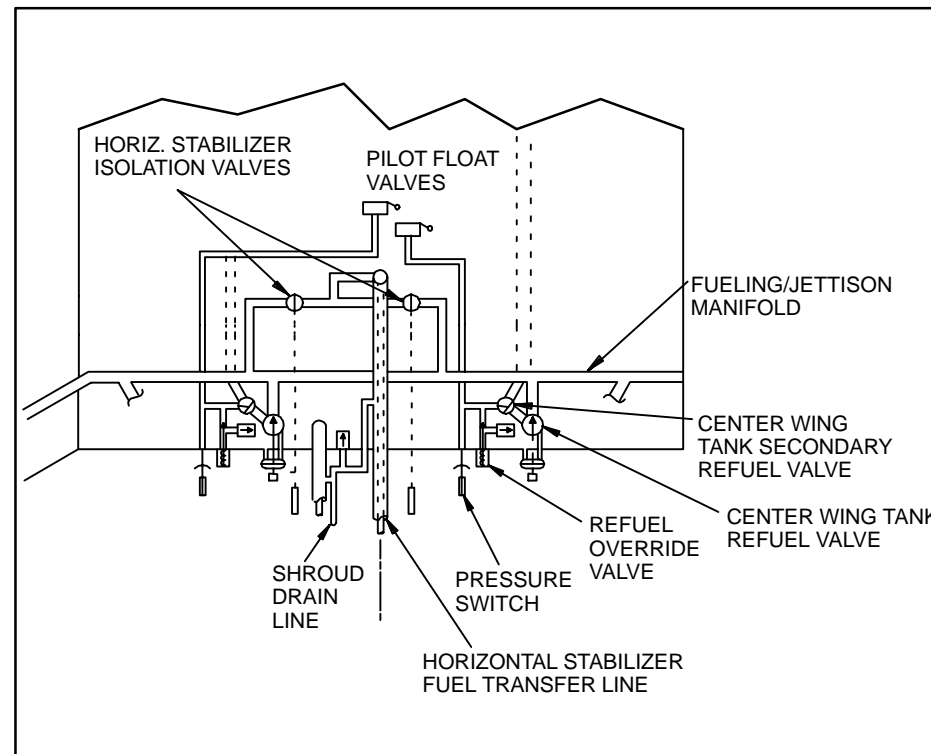
- wenn die Tankmenge im Center Wing Tank < 48000 kg ist.
- während der CWT - Betankung am Boden, wenn das REFUEL OVERRIDE VALVE offen ist. (Wird am Boden parallel zum Refuel Valve angesteuert).

Das SECONDARY REFUEL VALVE **schließt** :

- wenn die Tankmenge im Center Wing Tank > 48000 kg ist.
- während des SECONDARY REFUEL VALVE TESTS (Override Valve stromlos).

Refuel Override Valve

Damit der Center Wing Tank bis 52000 kg gefüllt werden kann, übersteuert das REFUEL OVERRIDE VALVE die Funktion des SECONDARY REFUEL VALVE SYSTEM bei einer normalen Betankung am Boden.



FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM

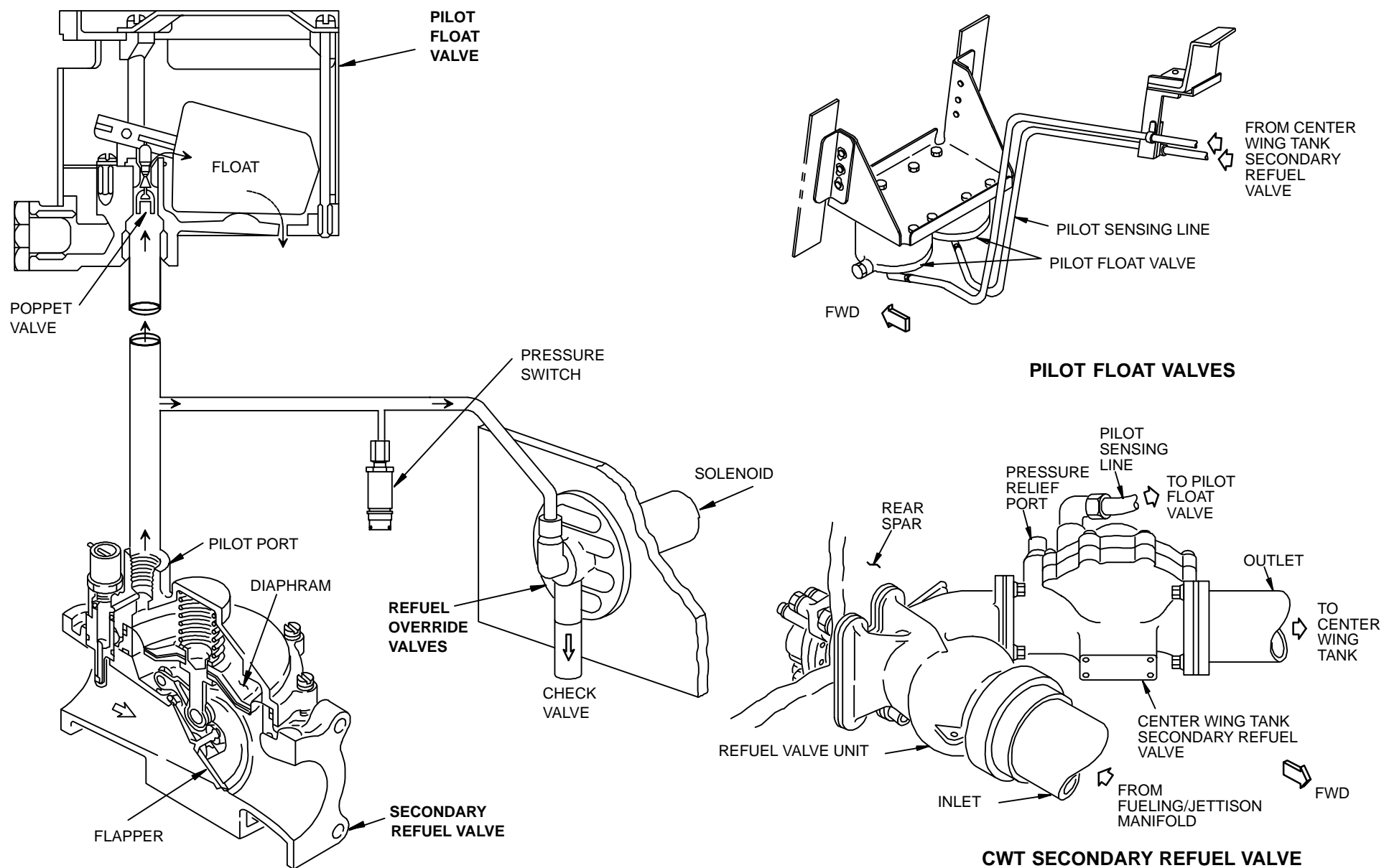


Figure 42 Secondary Refuel Valve System Components

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM



OVERFILL PROTECTION SYSTEM

besteht aus folgenden Bauteilen :

- Wing Surge Tank Float Switches (2)
- Horiz. Stab. Surge Tank Float Switch (1)
- Control Relays
- Overfill Light (red)
- Reset switch

Das OVERFILL PROTECTION SYSTEM ist ein unabhängiges Abschaltssystem. Hat bei der Betankung die Vollabschaltung versagt, kann der übergelaufene Kraftstoff über das Fuel Vent System in die SURGE TANKS fließen.

- Wenn einer oder beide FLOAT SWITCHES in den **WING SURGE TANKS** von Kraftstoff umgeben ist, meldet er ein Signal an die CONTROL RELAYS und **alle** REFUEL VALVES werden schließen.
- Wenn der FLOAT SWITCH im **HORIZONTAL STABILIZER SURGE TANK** von Kraftstoff umgeben ist, wird jedoch **nur das** HST REFUEL VALVE schließen.

Während OVERFILL CONDITION eines Surge Tanks leuchtet das OVERFILL LIGHT und kann nur durch den RESET SWITCH gelöscht werden, wenn der FLOAT SWITCH wieder auf NORMAL CONDITION umgeschaltet hat.

FUEL SYSTEM PRESSURE FUELING SYSTEM

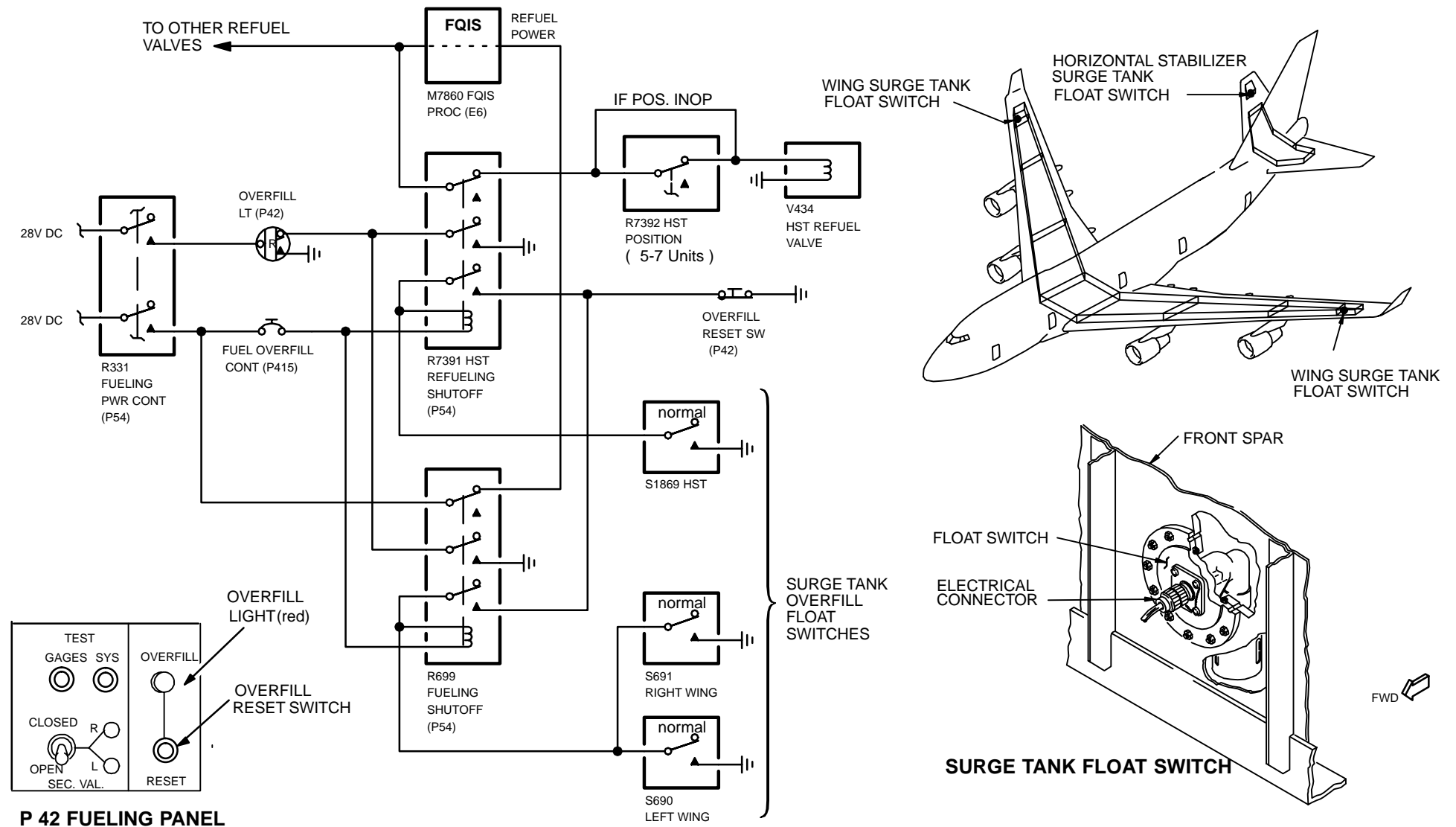


Figure 43 Overfill Protection System

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

B1

28-22

28-22 FUEL FEED SYSTEM FUEL MANAGEMENT SYSTEM AND INDICATION

Fuel System Management Panel

Crossfeed Valve Switches 1 & 4



- OPEN (mit Flow Bar)
 - VALVE ist offen, bzw. öffnet



- CLOSE (ohne Flow Bar)
 - VALVE ist geschlossen, bzw. schließt

Crossfeed Valve Switches 2 & 3 (guarded)

- OPEN (mit Flow Bar) normale Position
 - Valve öffnet, bzw. ist offen
 - Kann von FSMC in Richtung CLOSED übersteuert werden.
- CLOSE (ohne Flow Bar)
 - Valve schließt, bzw. ist geschlossen

Crossfeed Valve Disagree Light (amber)



- VALVE (leuchtet)
 - wenn die vorgewählte Schaltposition nicht mit der Ventilstellung übereinstimmt. (VALVE DISAGREE oder TRANSIT)

Main Tank Boost Pump Switches and Low Pressure Lights (amber)



- Pumpe ist eingeschaltet
Druck > 7 PSI



- Pumpe ist abgeschaltet
Druck < 4 PSI



- Pumpe ist eingeschaltet,
Druck < 4 PSI

Center Wing Tank Override / Jettison Pump Switches and Low Pressure Lights (amber)



- Pumpe ist eingeschaltet
Druck > 7 PSI



- Pumpe ist eingeschaltet,
Druck < 4 PSI



- Pumpe ist abgeschaltet, daß Low Press Light leuchtet **nicht**, da die Ansteuerung des Lichtes vom Pumpenschalter aktiviert wird.

Inboard Main Tank Override / Jettison Pump Switches and Low Pressure Lights (amber)



- Pumpe ist für den Betrieb vorbereitet (**armiert**), und kann von der FSMC / FJCC eingeschaltet werden.



- Pumpe wurde von FSMC /FJCC eingeschaltet, Druck > 7 PSI



- Pumpe wurde von FSMC / FJCC eingeschaltet,
Druck < 4 PSI .



- Pumpe ist abgeschaltet, daß Low Press Light leuchtet **nicht**, da die Ansteuerung des Lichtes vom Pump Control Relay aktiviert wird.

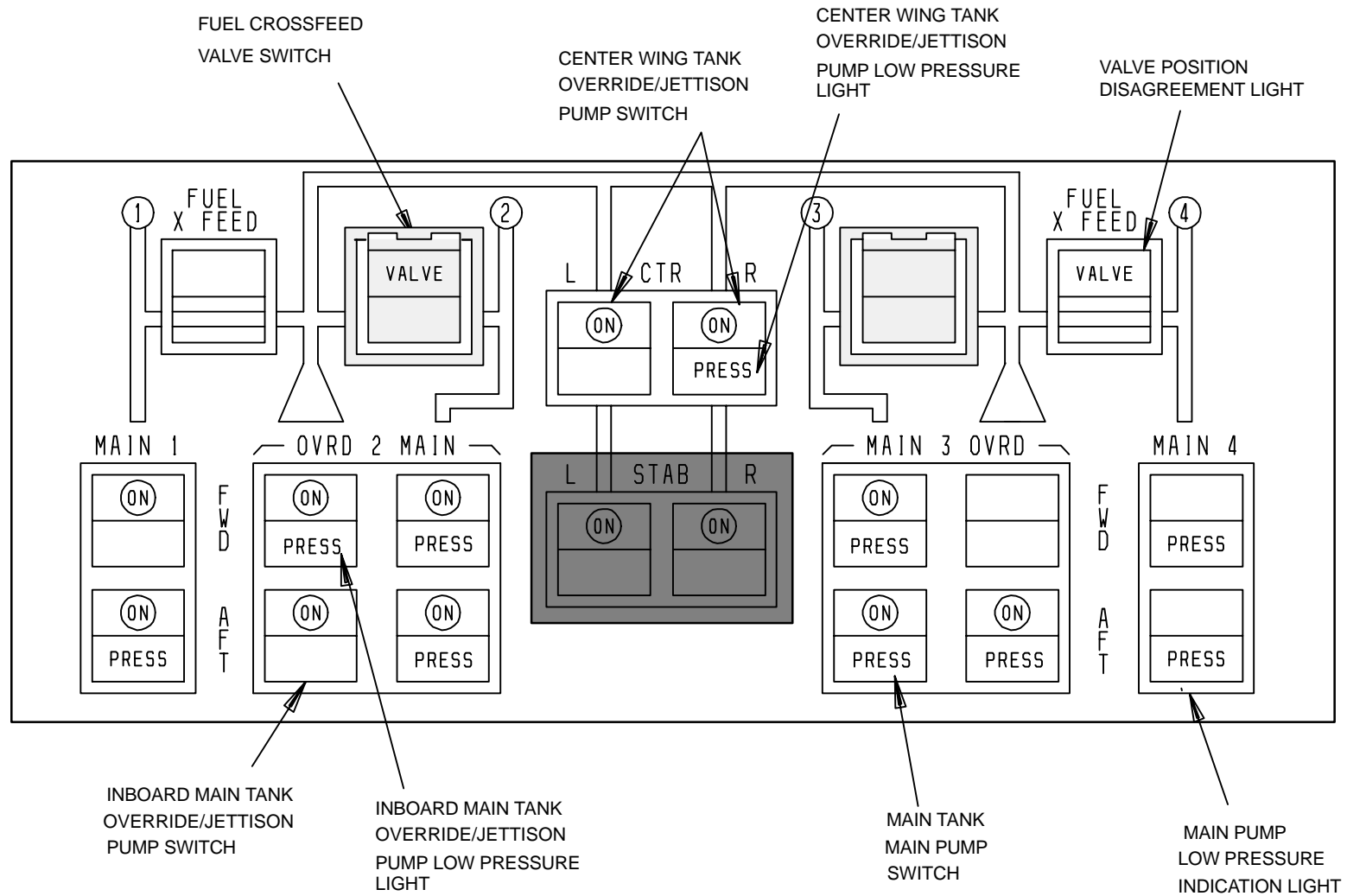


Figure 44 Fuel Management Panel

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM



Horizontal Stabilizer Tank Transfer Pump Switches and Low Pressure Lights (amber) - If installed



- Pumpe ist für den Betrieb vorbereitet (**armiert**), und kann von der FSMC / FJCC eingeschaltet werden.



- Pumpe wurde von FSMC /FJCC eingeschaltet, Druck > 7 PSI



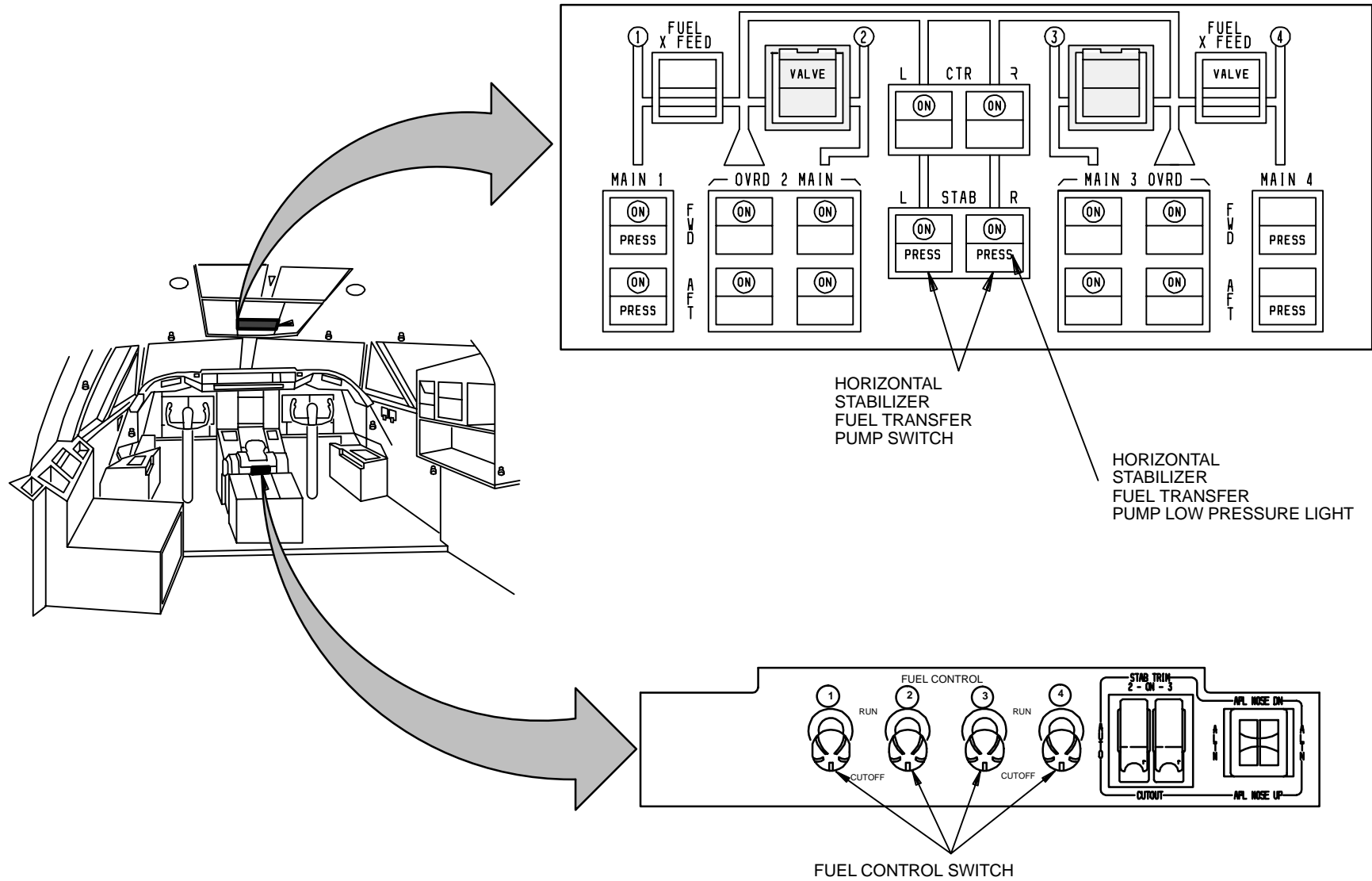
- Pumpe wurde von FSMC / FJCC eingeschaltet,
Druck < 4 PSI .



- Pumpe ist abgeschaltet, daß Low Press Light leuchtet **nicht**, da die Ansteuerung des Lichtes vom Pump Control Relay aktiviert wird.

Fuel Control Switches

- CUTOFF
 - ENGINE FUEL SHUTOFF VALVE (FUEL SPAR VALVE) schließt.
 - weitere Funktionen siehe ATA 71-80.
- RUN
 - ENGINE FUEL SHUTOFF VALVE (FUEL SPAR VALVE) öffnet.
 - weitere Funktionen siehe ATA 71-80.


Figure 45 Fuel Management Panel and Fuel Control Switch



EICAS FUEL SYNOPTIC PAGE

Auf der Synoptic Page werden für das Fuel Feed System folgende Dinge dargestellt

- Die Fuel Pumps
- Der Crossfeed Manifold mit den vier Crossfeed Valves
- Die vier Triebwerke
- Fuel Quantity Indication
 - Total Fuel Qty
 - Fuel Tanks Qty
- Fuel Transfer Systeme (durch Pfeile) für
 - HST Transfer
 - RES Tank Transfer

Fuel Pumps

- werden auf der Synoptic Page durch folgende Symbole und Farben dargestellt, welche für **alle** Pumpen gelten.



white

- Fuel Pump ist abgeschaltet



green

- Fuel Pump ist eingeschaltet, Druck > 7 PSI



amber

- Fuel Pump ist eingeschaltet, Druck < 4 PSI



green

- Fuel Pump ist eingeschaltet, Druck > 7 PSI und die Pumpe liefert Kraftstoff zum Triebwerk

- Die Override / Jettison Pumps der Inb. Main Tanks, sowie die HST Transfer Pumps können zusätzlich wie folgt dargestellt werden



cyan

- Fuel Pump ist durch Pump Control Switch **armiert** und kann von der FSMC / FJCC in Betrieb genommen werden.

- Für die Jettison Operation gibt es eine weitere Art der Darstellung. Diese gilt für CWT, inb. Main Tank Override / Jettison - und HST Transfer Pump.



magenta

- Fuel Pump läuft als Jettison Pump

Folgende Matrix faßt alle Symbole und Farben nochmals zusammen.

FUEL PUMP STATUS	SWITCH -	OFF	ON -	ON -	ON -	ON -	ON -
	CONDITION		PRESS	FLOW	LOW PRESS	STBY	JETT FLOW
MAIN TANK PUMPS		white	green	green	amber		
CWT OVRD/JETT PUMPS		white	green	green	amber		magenta
MAIN OVRD/JETT PUMPS		white	green	green	amber	cyan	magenta
HST TRANSFER PUMPS		white	green	green	amber	cyan	magenta

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM

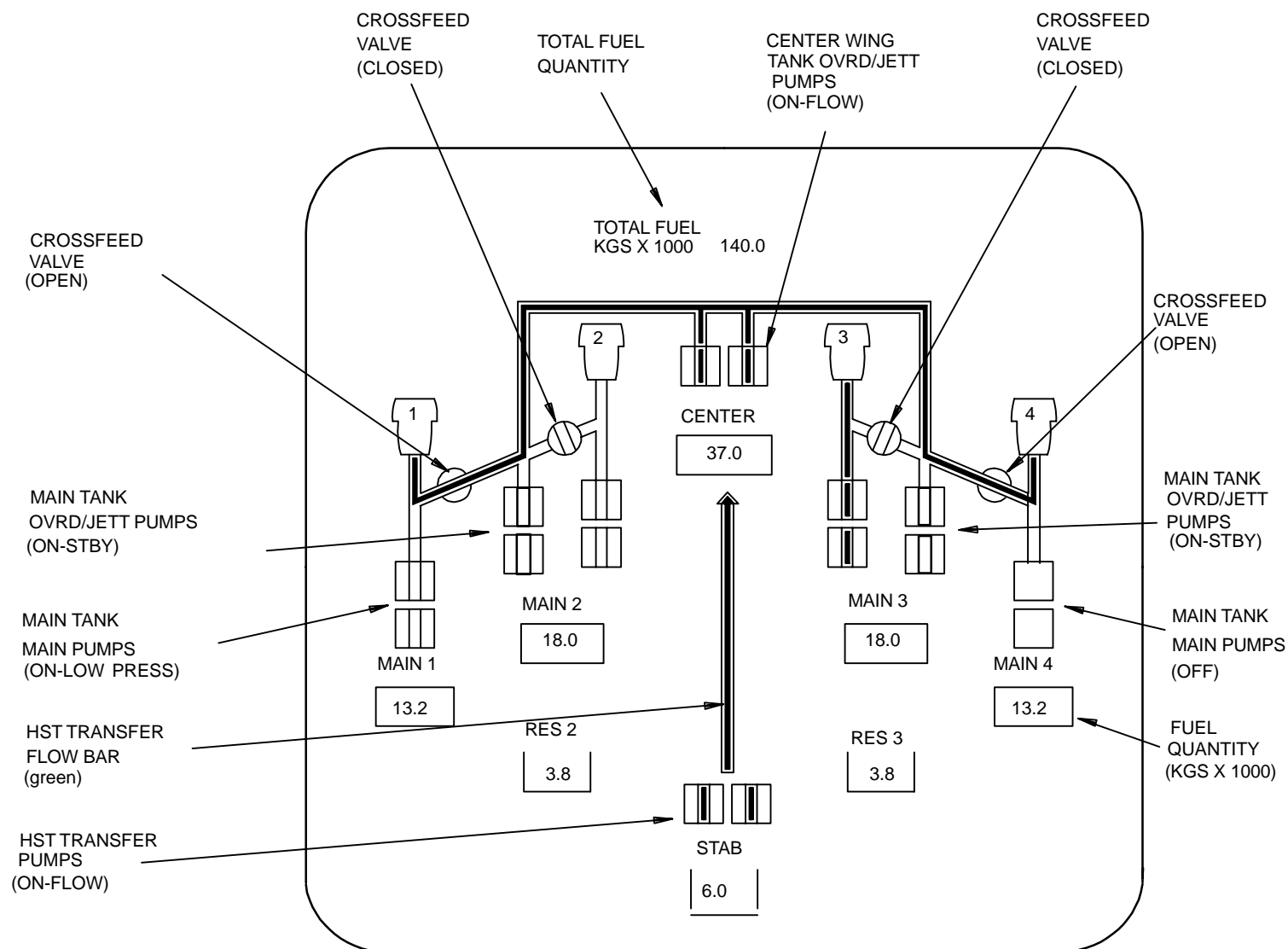


Figure 46 Fuel Synoptic Page

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM



Crossfeed Manifold

- ist durch weiße Linien dargestellt.
- grüne Flow Bar wird sichtbar, wenn mindestens ein Motor läuft.
- wird in viele kleine Sektionen unterteilt.
 - Die Einteilung in Sektionen dient der Darstellung des Kraftstoffflusses von den Pumpen zu den Motoren.
 - Da kein aktueller Kraftstofffluß gemessen wird, dient als Bezug für die Darstellung der jeweilige Pumpenausgangsdruck (Pressure Switch) plus einem Drehzahlsignal von mindestens einem Motor.
- Flow Bar wird amber dargestellt (vom Tank zum Motor), wenn das Triebwerk in Suction Feed läuft.

Crossfeed Valves

- werden in weiß dargestellt
 - crossline - closed
 - inline - open
- werden in der Transitphase in amber dargestellt.

Engine Symbols

- werden in weiß dargestellt.
- werden in amber dargestellt, wenn das Triebwerk in Suction Feed läuft.

HST Transfer Symbol

Der Pfeil zwischen HST und CWT erscheint, wenn der Transfer von der FSMC eingeleitet wurde.

Reserve Tank Transfer Symbol

Der Pfeil zwischen RES -und inb. Main Tank erscheint, wenn der Transfer von der FSMC eingeleitet wurde.

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM

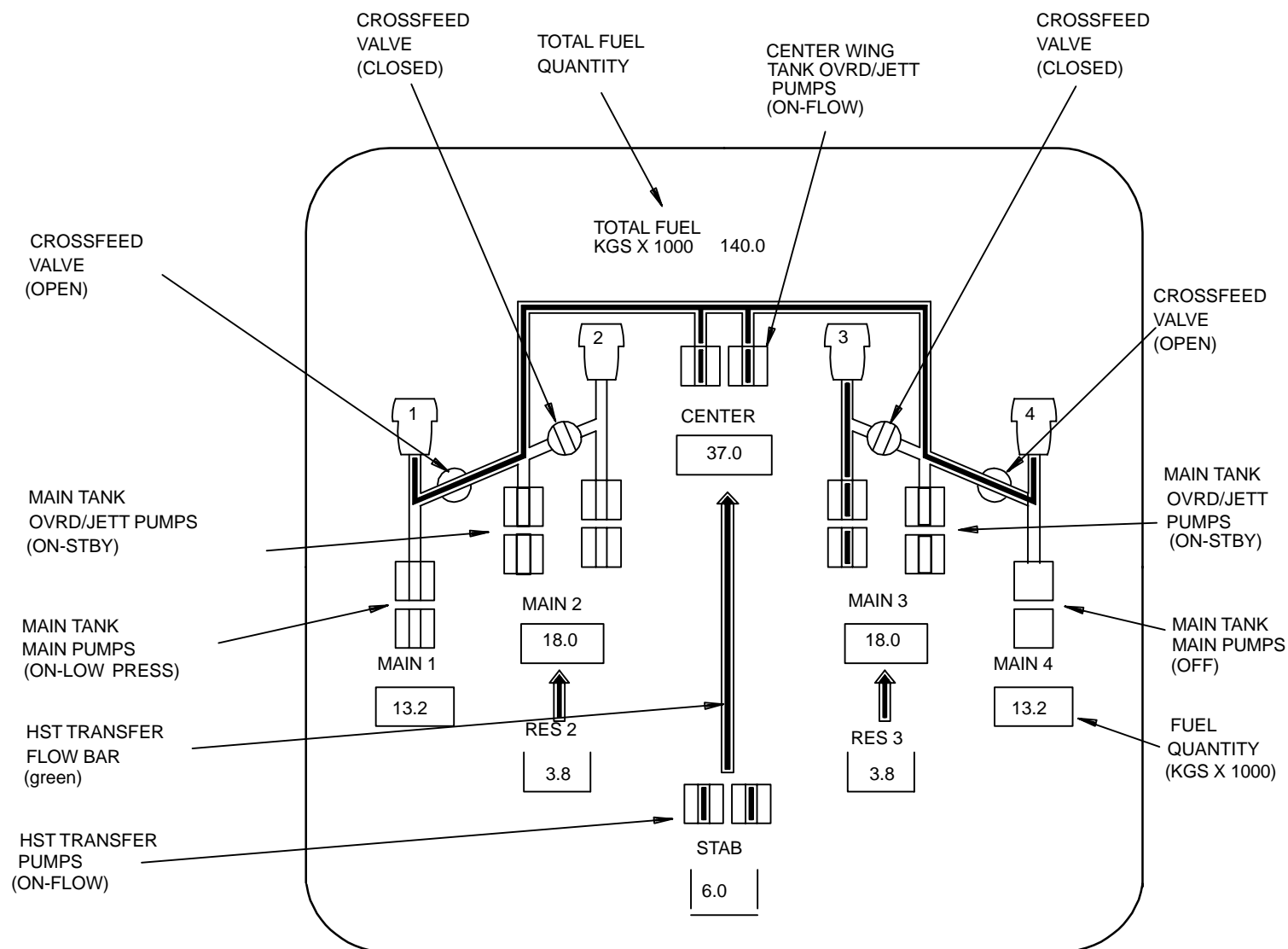


Figure 47 Fuel Synoptic Page

FUEL SYSTEM FUEL MANAGEMENT SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

B1

28-22

FUEL SYSTEM CARD FILE

Die FUEL SYSTEM CARD FILE beinhaltet verschiedene Schaltkarten für das FUEL SYSTEM und ist auf der linken Seite im MAIN EQUIPMENT CENTER eingebaut.

Die Schaltkarten dienen der Steuerung und Überwachung des Kraftstoffsystems und teilen sich wie folgt auf:

Single Point Sensor Cards - SPS (3)

Messen Kraftstoffmengen in den Inboard Main - sowie Center Wing Tanks und geben Signale an die FSMC für:

- Reserve Tank Transfer -18 000 kg in 2 & 3
- Horizontal Stabilizer Tank Transfer - 37 000 kg in CWT
- Jettison Main Tank Transfer - 9 000 kg in 2 & 3

Fuel System Management Cards - FSMC (2)

Steuert verschiedene Pumpen und Ventile, um die Tanks in einer bestimmten Reihenfolge leer zu fliegen. Beide Karten

- FSMC A
- FSMC B

sind zuständig für

- HST Transfer
- CWT Scavenge Pump (falls eingebaut)
- Reserve Tank Transfer
- Tank to Engine Schaltung für den Start

Fuel System EICAS Interface Cards - FSEIC (2)

Stellen die Verbindung zwischen der Card File und den EIU's her.

- FSEIC MAIN
- FSEIC SLAVE

Fuel Jettison Control Cards - FJCC (2)

Können im Cockpit einzeln angewählt werden. Steuert Pumpen und Ventile zum Notablassen des Kraftstoffs.

- FJCC A
- FJCC B

Valve Position Logic Cards - VPLC (4)

Jede Karte überwacht mehrere Ventil-Motoren im Fuel System, ob der Motor die jeweilige Endposition erreicht hat.

- VPLC 1
- VPLC 2
- VPLC 3
- VPLC 4

FUEL SYSTEM FUEL MANAGEMENT SYSTEM

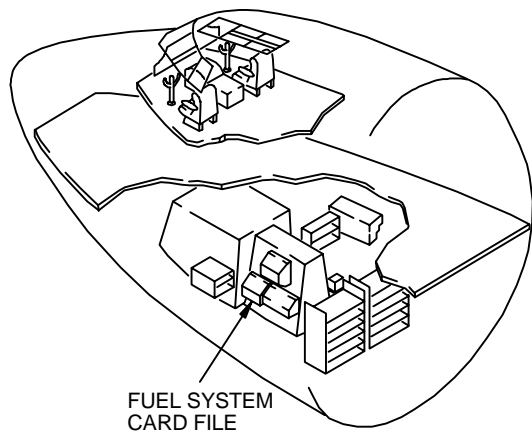


**Lufthansa
Technical Training**

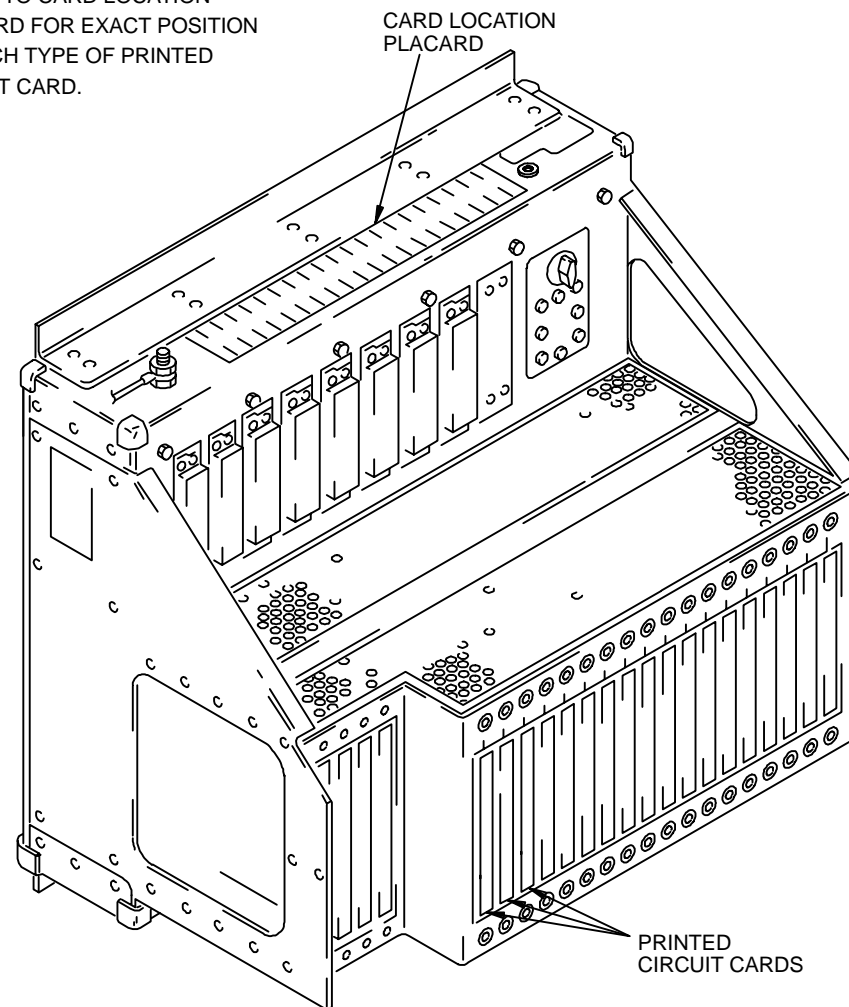
B 747-400

B1

28-22



NOTE: REFER TO CARD LOCATION
PLACARD FOR EXACT POSITION
OF EACH TYPE OF PRINTED
CIRCUIT CARD.



CARD LOCATION PLACARD

POS 1	- NOT USED
POS 2	CARD - M2/M3 SINGLE POINT SENSOR, A2
POS 3	CARD - CENTER WING SINGLE POINT SENSOR, A3
POS 4	CARD - JETT M2/M3 SINGLE POINT SENSOR, A4
POS 5	CARD - FUEL SYSTEM MANAGEMENT A, Y5BA5
POS 6	CARD - VALVE POSITION LOGIC 1, Y5BA6
POS 7	CARD - FUEL JETTISON CONTROL A, Y5BA7
POS 8	CARD - FUEL JETTISON CONTROL B, Y5BA8
POS 9	CARD - VALVE POSITION LOGIC 2, Y5BA9
POS 10	CARD - FUEL SYSTEM MANAGEMENT B, Y5B10
POS 11	CARD - VALVE POSITION LOGIC 3, Y5BA11
POS 12	CARD - VALVE POSITION LOGIC 4, Y5BA12
POS 13	- NOT USED
POS 14	CARD - FUEL SYSTEM EICAS INTERFACE MAIN, Y5BA14
POS 15	CARD - FUEL SYSTEM EICAS INTERFACE SLAVE, Y5BA15

Figure 48 Fuel System Card File



SINGLE POINT SENSOR CONTROL CARDS

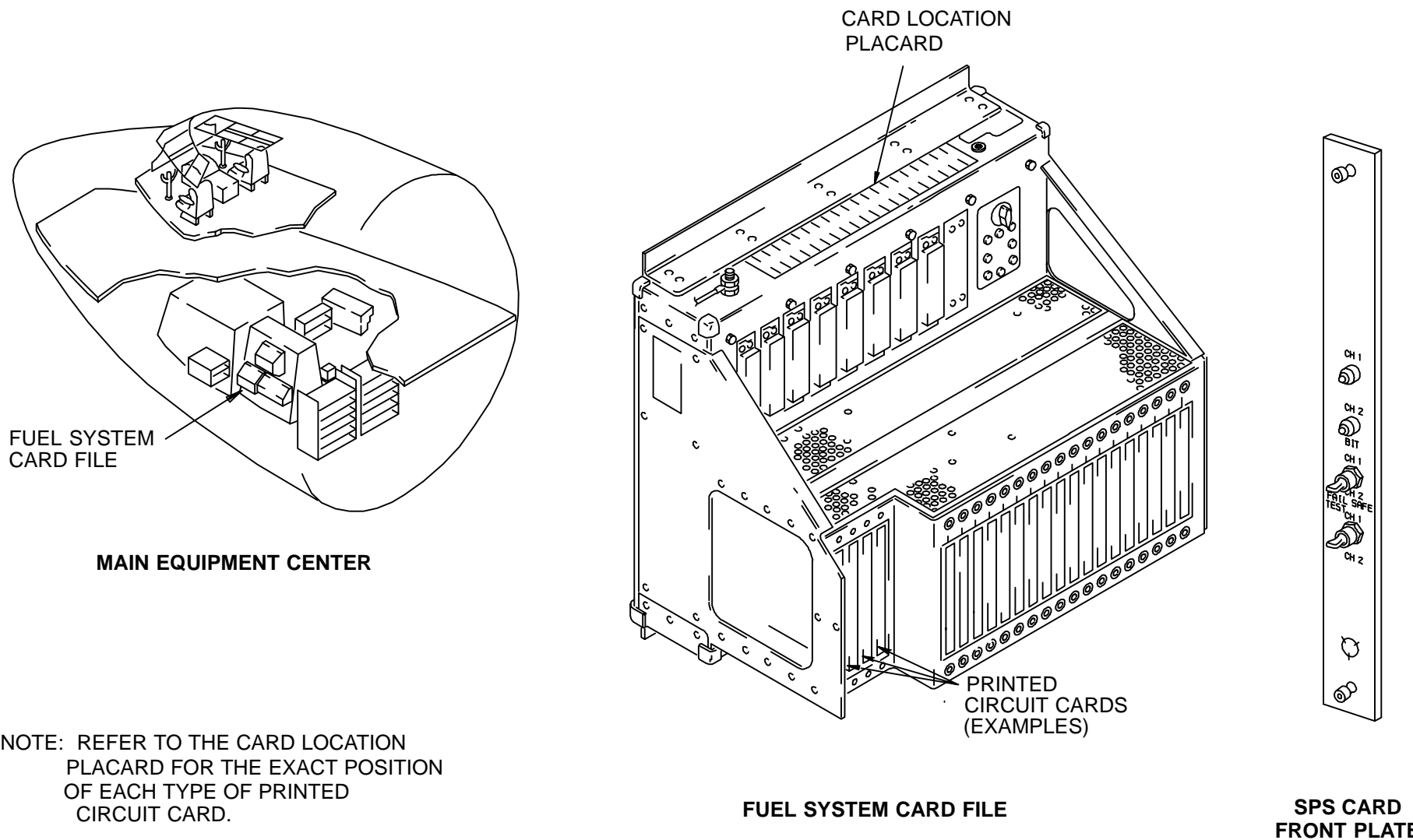
Die SINGLE POINT SENSOR CONTROL CARDS sind in der FUEL SYSTEM CARD FILE im Main Equipment Center eingebaut.

- Reserve Tank Transfer Single Point Sensor Control Card (A 2)
- Horizontal Stabilizer Tank Transfer Single Point Sensor Control Card (A3)
- Main Tank Transfer Single Point Sensor Control Card (A 4)

Die Schaltkarten geben ein Signal an die FUEL SYSTEM MANAGEMENT CARDS (**FSMC**), wenn ein bestimmter Kraftstoffpegel unterschritten wird.

Die FSMC benutzt das SPS-Signal und/oder die Quantity Information vom FQIS Processor, um die Fuel Transfers einzuleiten.

- Reserve Tanks 2 & 3
 - 18 000 kg (6 K GAL) in den inboard Main Tanks für Reserve Tank Transfer
- Horizontal Stabilizer Tank
 - 37 000 kg im CWT für HST Transfer
- Main Tanks 1 & 4
 - 9 000 kg (3 K GAL) in den inboard Main Tanks.
Wird **nur** für **Jettison Operation** benutzt.


Figure 49 Single Point Sensor Cards



SINGLE POINT SENSOR CARD GROUND TEST**MM 28-16-08 Page 501 (Reserve Tank Transfer)**

A. This procedure contains instructions for an operational test for the single point sensor (SPS) in the transfer system for the reserve tank.

B .The operational test uses the SPS control card built in test (BIT) function started from the control card. It also uses the CMCS started test.

C. The operational test makes sure that the SPS, the control card, and the wire bundle between the card and the SPS operate correctly. The CMCS started test also makes sure the SPS operate normally for the fuel jettison system and the transfer system for the horizontal stabilizer tank (if it is installed).

See also MM 28-17-10 Page 501 (Horizontal Stabilizer Tank Transfer)

See also MM 28-31-17 Page 501 (JETTISON Main Tank 1 & 4 Transfer)

FUEL SYSTEM FUEL MANAGEMENT SYSTEM

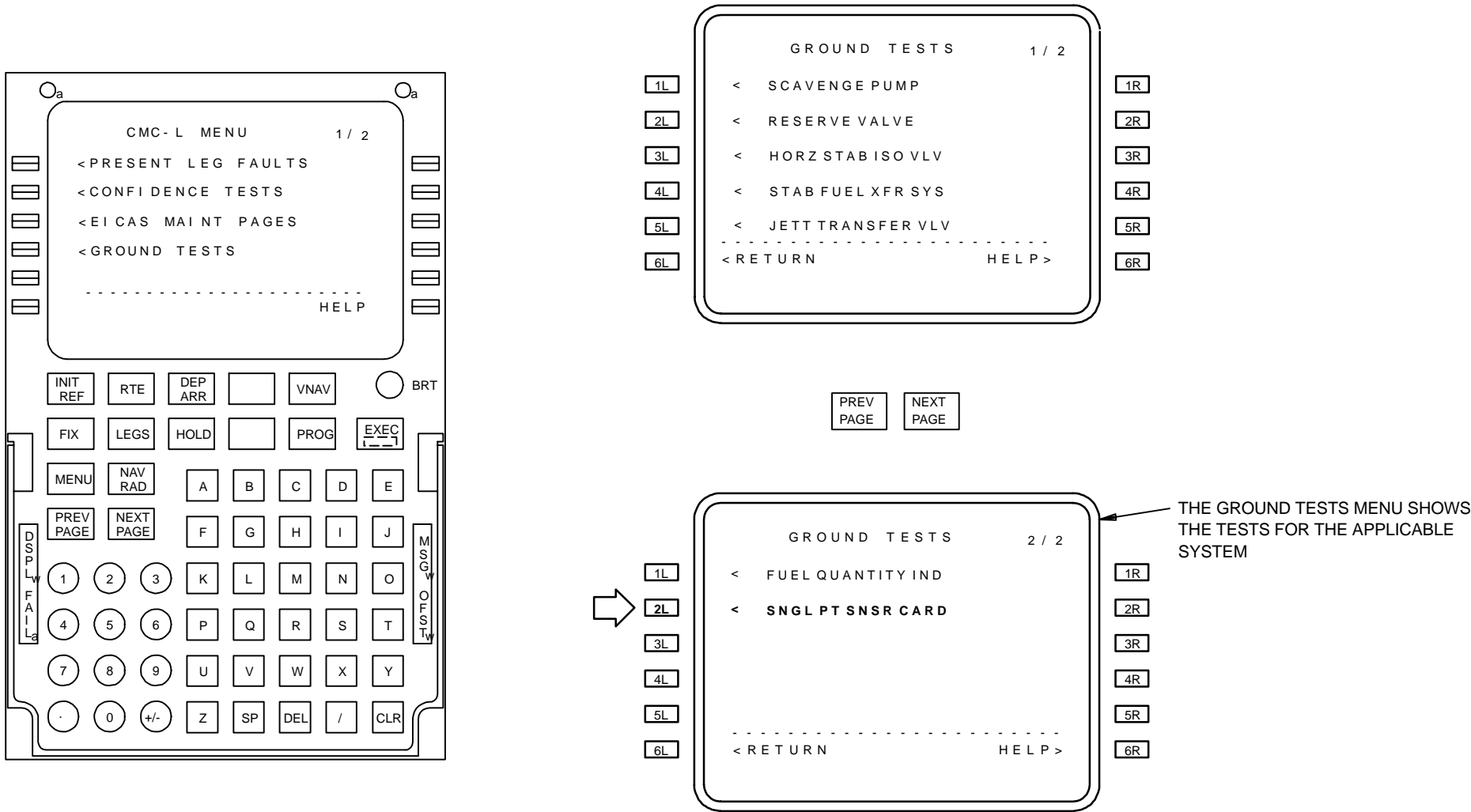


Figure 50 Single Point Sensor Card Ground Test

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747-400

B1

28-22

MAIN TANK BOOST PUMPS

Die Tankpumpen fördern den Kraftstoff aus den MAIN TANKS zu den Triebwerken.

Die **Boost Pumps (8)**

- fördern Kraftstoff zum
 - Engine Feed System
 - Crossfeed System
 - Continuous Water Scavenge System
- bestehen aus
 - 115 VAC Motor/Impeller Einheit (kann bei gefülltem Tank gewechselt werden)
 - Pump Housing
 - Kühl / Schmierkraftstoff der Pumpe und Entlüftung des Housing erfolgt über den Vapor Discharge Port, bzw. die Pump Coolant and Vapor Discharge Line zum Tank hin.
- haben eine Förderleistung von ca. 9000 kg/h
- erzeugen einen Druck von ca. 20 - 25 PSI
- werden durch Low Pressure Switches überwacht
- können bei gefülltem Tank gewechselt werden

Boost Pump Discharge Port Check Valve

Verhindert das Rückfließen des Kraftstoffes in das Pump Housing bei

- Pump OFF
- Pumpenwechsel

NOTE: Nach Pumpenwechsel **muß** der Übergangswiderstand zwischen Pumpe und Struktur gemessen werden

Main Tank 1 & 4 Forward / Aft Boost Pumps

Die OUTBOARD MAIN TANK BOOST PUMPS befinden sich in DRY BAYS, die im Tankbereich der MAIN TANKS 2 & 3 an der Tragflächenunterseite eingebaut sind.

Main Tank 2 & 3 Forward / Aft Boost Pumps

Die INBOARD MAIN TANK BOOST PUMPS sind im inneren Bereich des WING FRONT / REAR SPAR eingebaut.

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM

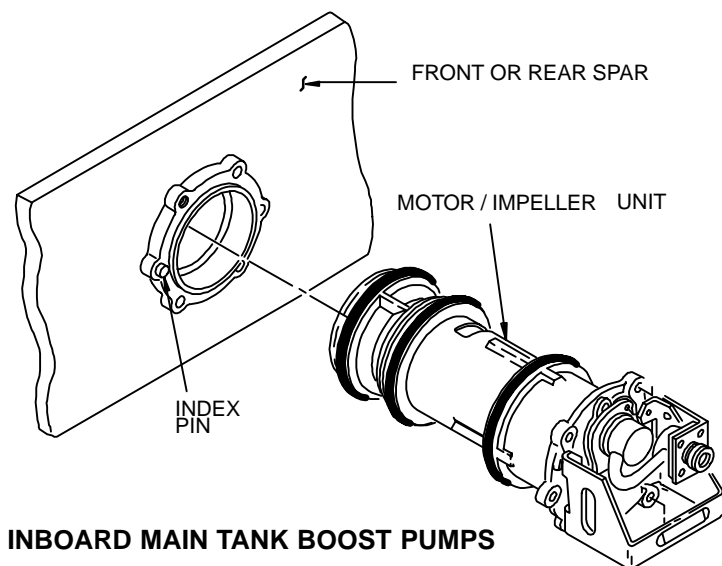
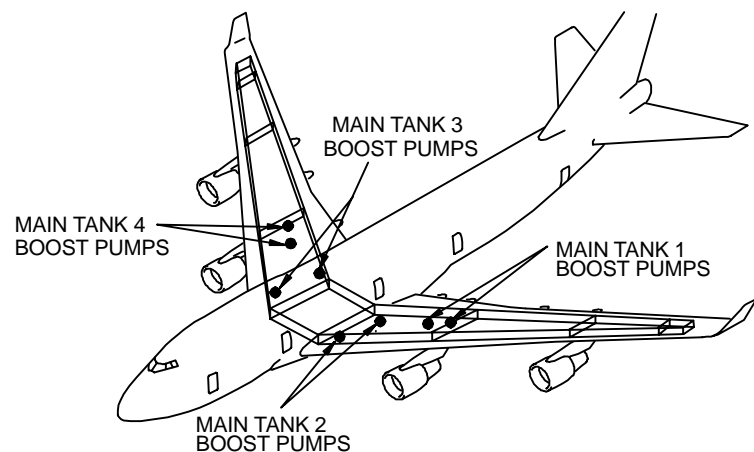


**Lufthansa
Technical Training**

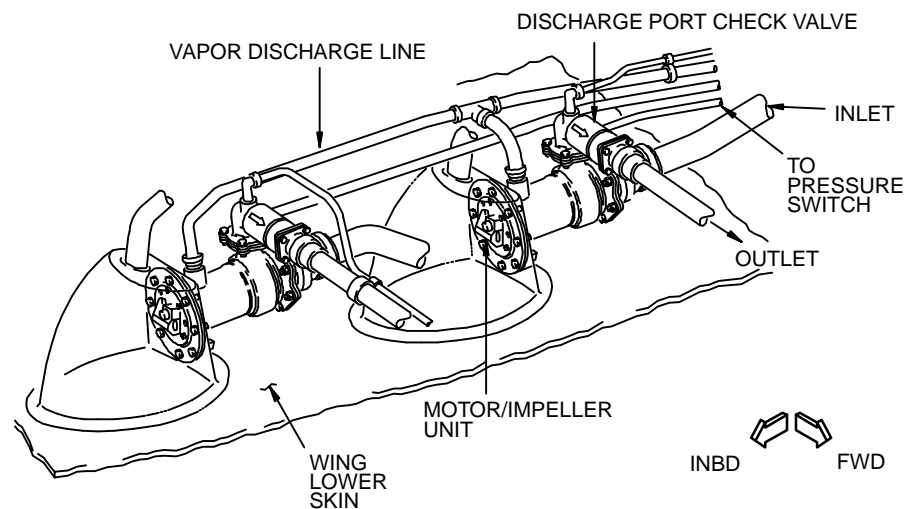
B 747-400

B1

28-22



INBOARD MAIN TANK BOOST PUMPS



OUTBOARD MAIN TANK BOOST PUMPS

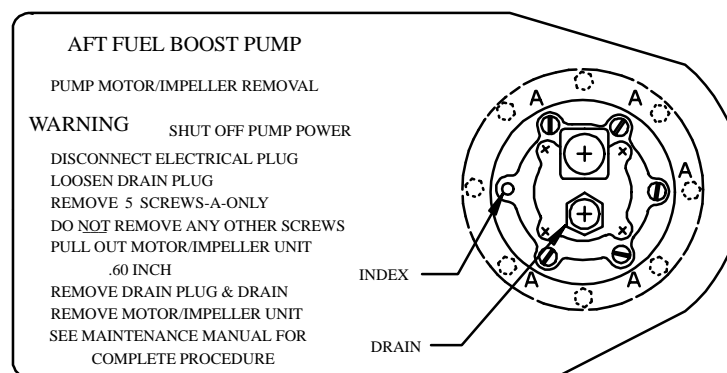


Figure 51 Main Tank Boost Pumps

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

2M

28-22

FUEL FEED SYSTEM COMPONENTS

Main Tank Boost Pump Bypass Check Valve (4)

- besteht aus Inlet Screen und Check Valve Body.
- ermöglicht
 - Suction Feed durch die Engine Driven Fuel Pump, wenn in einem Main Tank beide Boost Pumps ausgefallen sein sollten.
 - Suction Defueling
- befinden sich in den Main Tanks No.1 bis No.4

Continuous Water Scavenge System

- verhindert Wasseransammlung in den vier Main Tanks.
- pro Boost Pump ein System
- jedes System besteht aus
 - Ejector Pump
 - Pressure and Suction Line
 - Inlet Screen
 - Die Ejector Pump wird von der entsprechenden Boost Pump druckversorgt, und saugt über den Inlet Screen wasserhaltigen Kraftstoff aus der tiefsten Stelle im Tank an. Dieser wird anschließend zum Ansaugkorb der Boost Pump gefördert.

Fuel Flow Limiting Valve

- kompensiert leicht unterschiedlichen Pump Pressure zwischen linker und rechter Seite während Crossfeed Operation.
 - verhindert somit unterschiedliche Kraftstoffentnahme aus den Tanks, was zu einer Imbalance führen würde.
- besteht aus zwei federbelasteten Rückschlagventilen, die entgegengesetzt eingebaut sind
 - Öffnungsdruck für die Ventile ist 5 PSI

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

2M

28-22

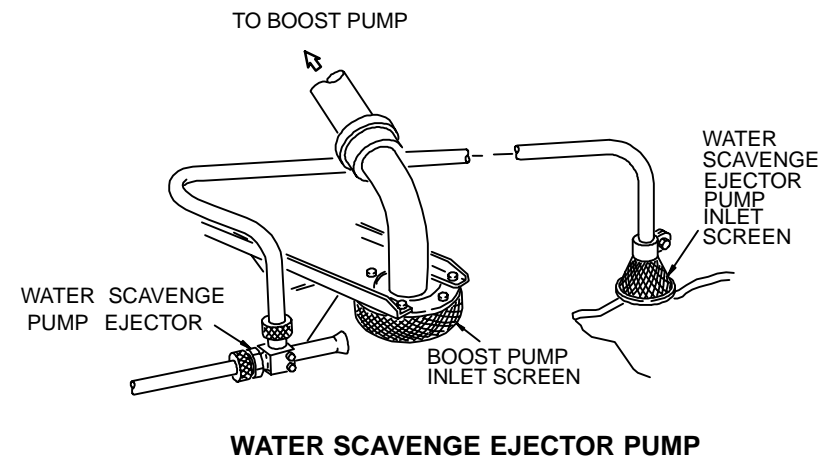
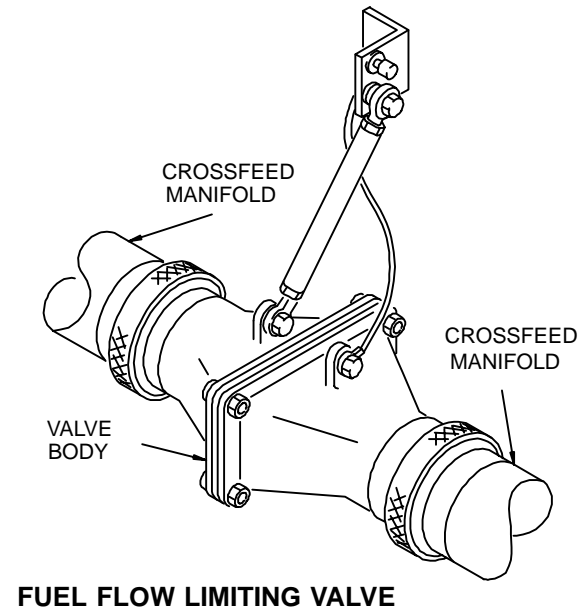
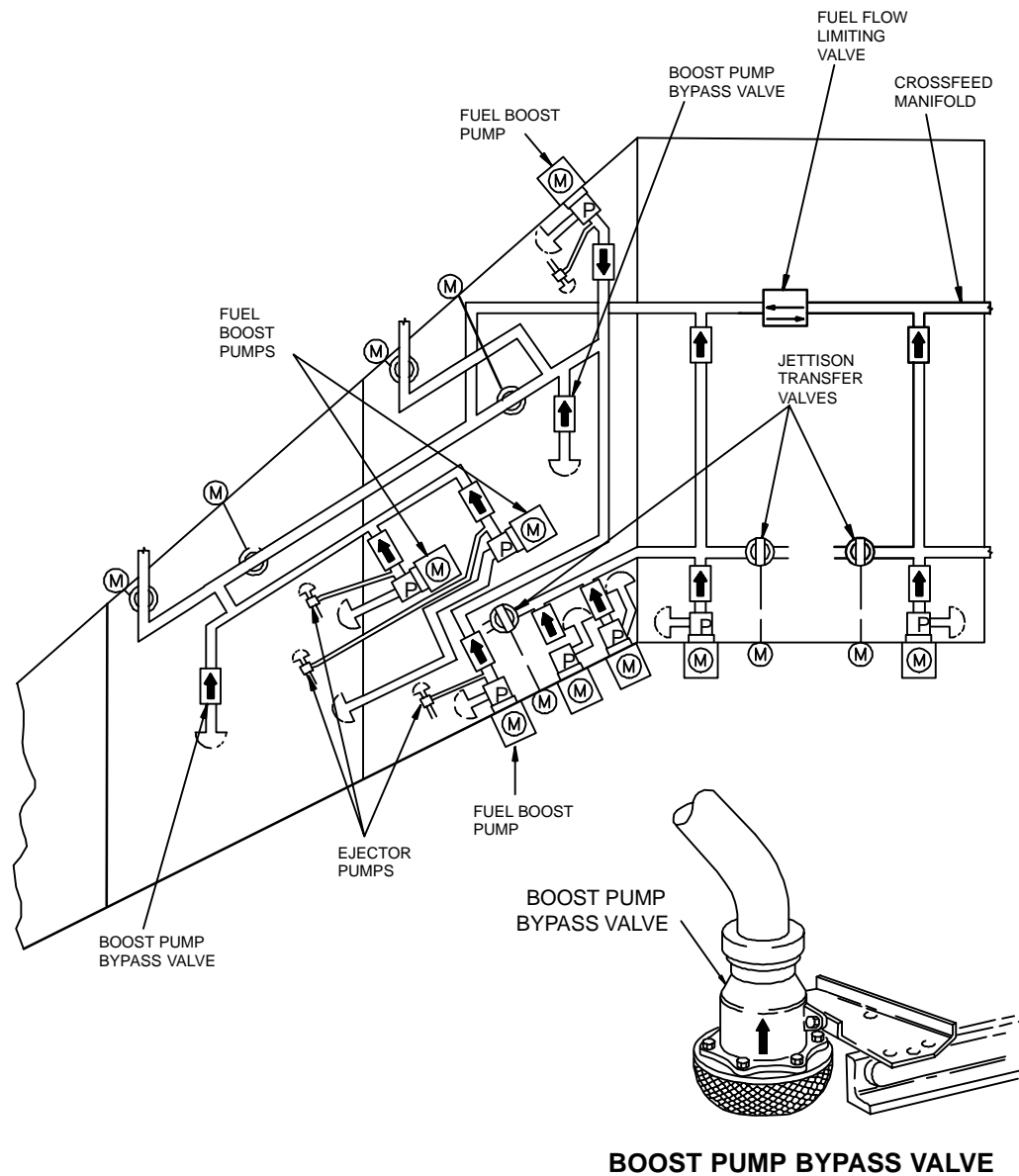


Figure 52 Fuel Feed Components



VERRIDE / JETTISON PUMPS

HST TRANSFER PUMPS

Center Wing Tank Override / Jettison Pumps (2)

- sind an der Rückwand des CWT eingebaut und über die WING GEAR WHEEL WELLS zu erreichen.
- fördern Kraftstoff aus dem CWT zum Crossfeed oder Jettison Manifold bis zu einer Restmenge von:
 - linke Pumpe 3 200 kg
 - rechte Pumpe 1 200 kg
- werden **direkt** durch den entsprechenden Pump Control Switch am Fuel Management Panel **geschaltet**.
- bestehen aus:
 - 115 VAC Motor/Impeller Einheit (kann bei vollem Tank gewechselt werden).
 - Pump Housing
- haben eine Förderleistung von ca. 25 000 kg/h.
- erzeugen einen Druck von 40 - 45 PSI
- werden durch **Low Pressure Switches**, die **direkt am Pumpengehäuse** installiert sind, überwacht.

Main Tank 2 & 3 Override / Jettison Pumps (4)

- sind am Tragflächenhinterholm im Bereich des WING GEAR Fahrwerkträgers eingebaut.
- fördern Kraftstoff aus den Inboard Main Tanks zum Crossfeed oder Jettison System bis zu einer Restmenge von:
 - 3 200 kg
- Aufbau und Förderleistung wie bei CWT OVRD / JETT Pumps
- werden durch den entsprechenden Pump Control Switch am Fuel Management Panel für den Betrieb **vorbereitet** (ARMING SIGNAL).
- werden eingeschaltet von
 - FUEL SYSTEM MANAGEMENT CARD (**FSMC**), wenn
 - beide CWT OVRD / JETT Pump Control Switches in OFF stehen.

- mindestens ein CWT OVRD / JETT Pump Control Switch für mehr als 5 min. in ON steht, und die entsprechende Pumpe Low Pressure meldet.

- FUEL JETTISON CONTROL CARD (**FJCC)**

- wenn alle Bedingungen Für Jettison Operation gegeben sind
- übersteuert die Signale der FSMC. CWT sowie Inboard Main Tank OVRD / JETT Pumps laufen gleichzeitig.

HST Transfer Pump (2)

- ist baugleich mit Main / CW Tank OVRD / JETT Pumps.
- werden durch den entsprechenden Pump Control Switch am Fuel Management Panel für den Betrieb **vorbereitet** (ARMING SIGNAL).
- wird eingeschaltet von
 - FSMC
 - bei HST Fuel Transfer zum CWT.
 - FJCC
 - wenn alle Bedingungen Für Jettison Operation gegeben sind
 - und übersteuert die Signale der FSMC.

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM

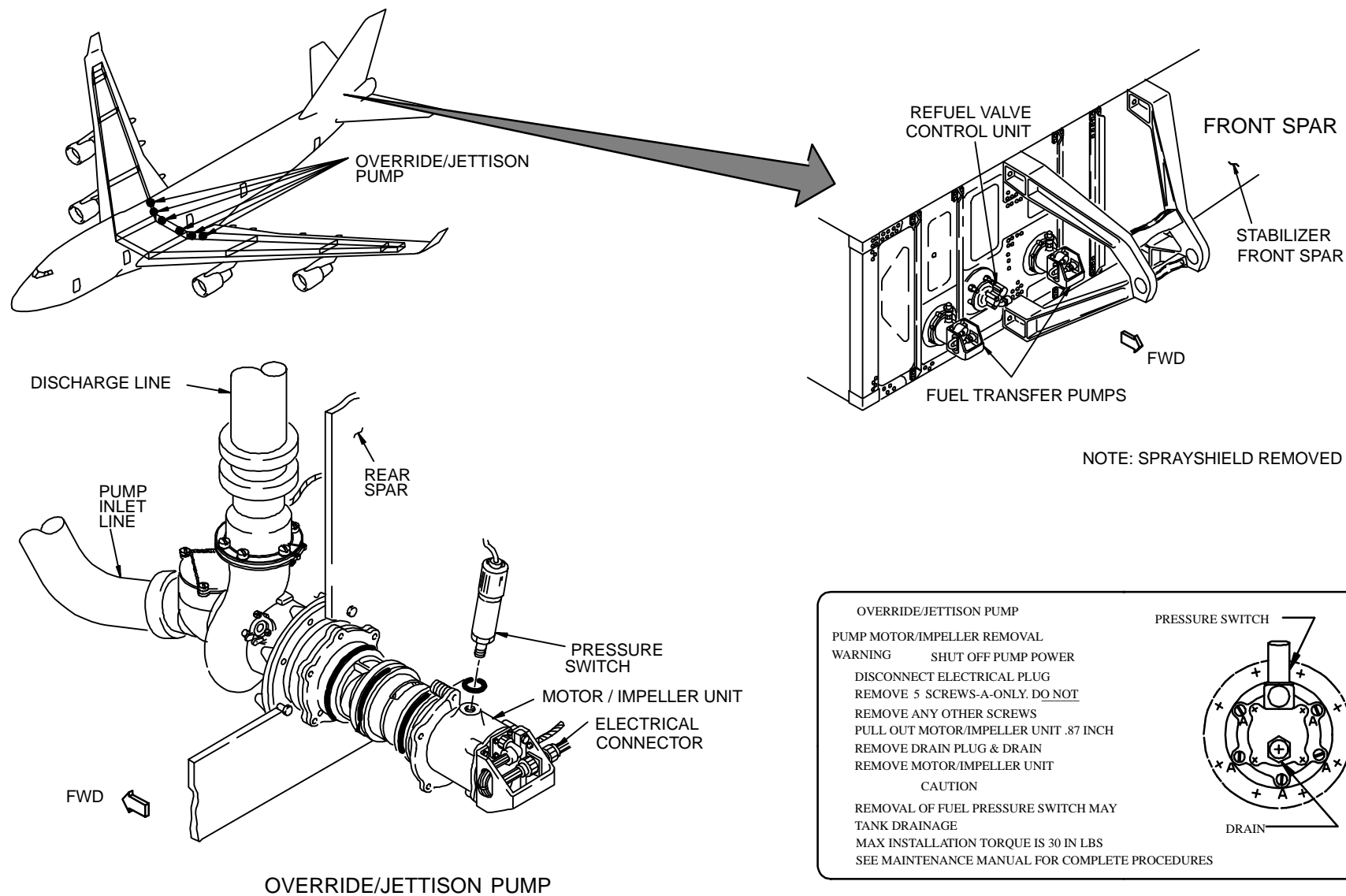


Figure 53 Override / Jettison and HST Transfer Pumps

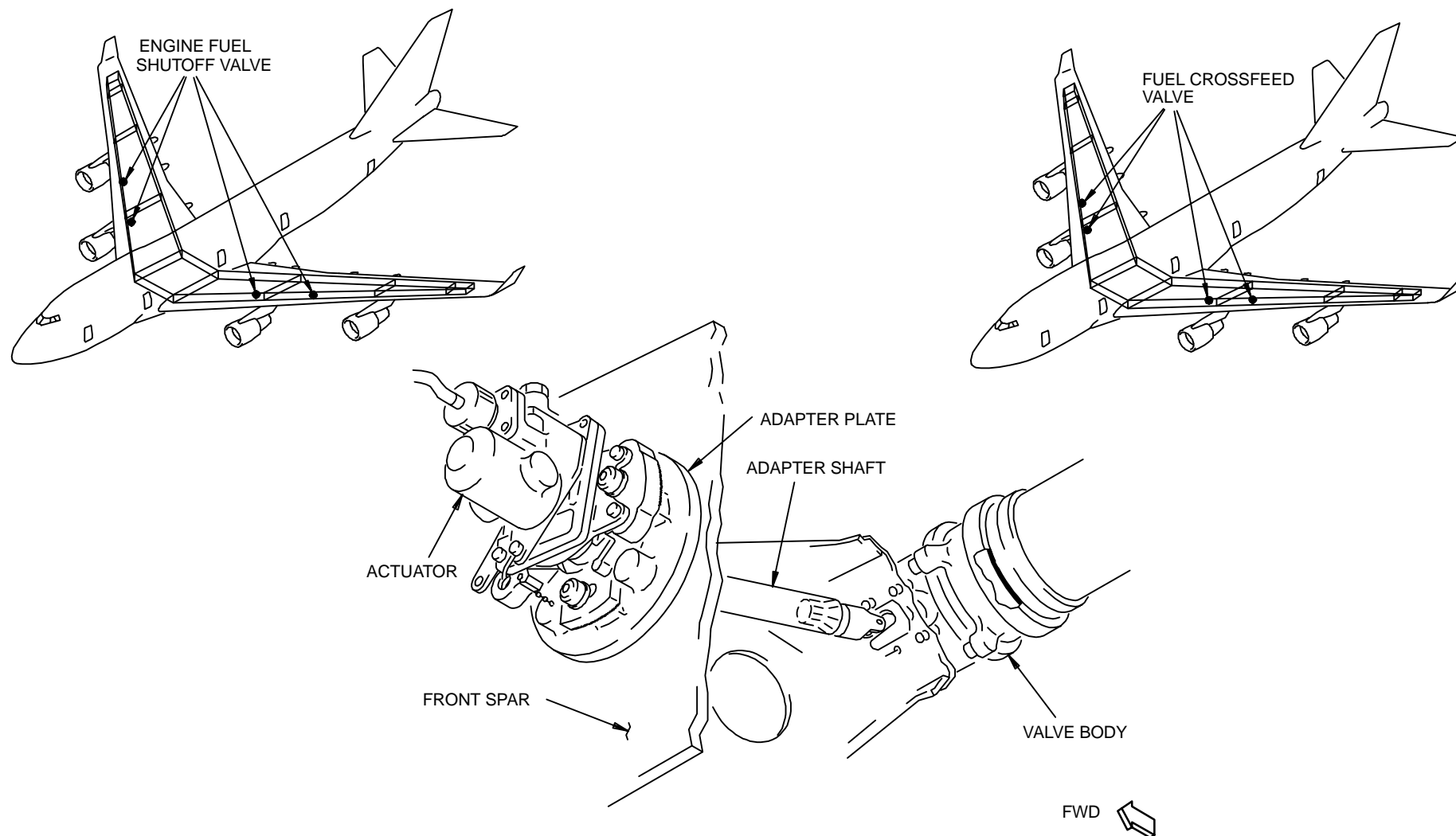


ENG FUEL SHUTOFF VALVES / CROSSFEED VALVES**Engine Fuel Shutoff Valves (Spar Valves)**

Die Absperrventile sind am Tragflächenvorderholm eingebaut (deshalb der Begriff SPAR VALVE) und werden von dem ENGINE FUEL CONTROL SWITCH und dem ENGINE FIRE HANDLE angesteuert.

Crossfeed Valves

Die CROSSFEED VALVES sind am Tragflächenvorderholm eingebaut und ermöglichen den Kraftstofffluß von jedem MAIN TANK und CWT zu jedem Triebwerk.



TYPICAL FUEL VALVE INSTALLATION

Figure 54 Spar Valves and Crossfeed Valves



FUEL MANAGEMENT**Fuel Management Schematic**

Die folgende Seite stellt den Ablauf eines Fluges dar, und soll die Aufgaben und das Zusammenwirken der Fuel System Management Card sowie der Besatzung verdeutlichen.

FUEL SYSTEM FUEL FEED SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

B1

28-22

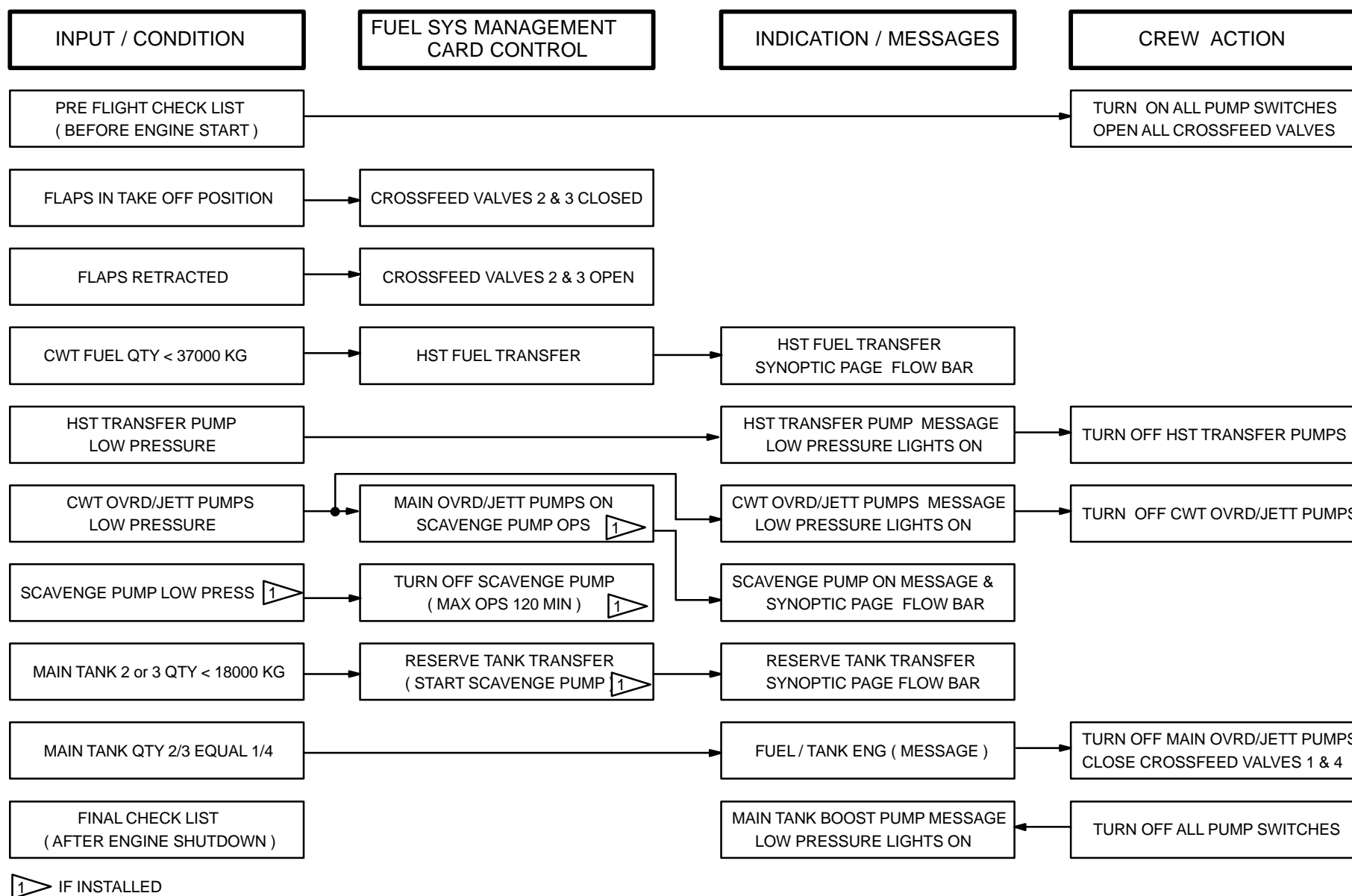


Figure 55 Fuel Management Schematic



28-17 HST FUEL TRANSFER SYSTEM

HST FUEL TRANSFER SYSTEM AND COMPONENTS

Hst Fuel Transfer Overview

Der HST dient der Erweiterung der Tankkapazität, und verbessert die Schwerpunkt-lage während des Starts.

Der Kraftstoff, der sich im Stabilizer Tank befindet, muß während des Fluges in den Center Wing Tank transferiert werden, da der HST **keine** direkte Verbindung zum Engine Fuel Feed Manifold besitzt.

Gesteuert wird der Fuel Transfer von der Fuel System Management Card FSMC.

Um den Transfer durchzuführen, steuert die FSMC die Transfer Pumps, Isolation Valves und CWT Refuel Valves an.

Das Transfer System kann ebenfalls von der FJCC angesteuert werden. Der einzige Unterschied besteht darin, daß bei Jettison Operation ein Öffnen der CWT Refuel Valves verhindert wird.

Hst Fuel Transfer Components

werden in folgender Reihenfolge durchflossen :

- HST Transfer Pumps
- HST Aft Isolation Valves
- HST Fuel Transfer Line
- HST Forward Isolation Valves
- CWT Refuel Valves
- Secondary Refuel Valves

Folgende Bauteile dienen zur Steuerung des SECONDARY REFUEL VALVE SYSTEM :

- Pilot Float Valves
- Pilot Sense Line Pressure Switches
- Refuel Override Valves

Secondary Refuel Valve System

Bei dem HST FUEL TRANSFER wird der CWT während des Fluges betankt.

Das SECONDARY REFUEL VALVE SYSTEM ist ein Sicherheitssystem, das bei einem fehlerhaft zu früh einsetzenden HST FUEL TRANSFER eine Überfüllung des CWT verhindern soll. (Überlaufschutz-einrichtung)

Die maximale Füllmenge beträgt 48 000kg. Das System kann **nur** am Boden während der Betankung übersteuert werden.

Das SECONDARY REFUEL SYSTEM kann durch einen TEST während der CWT - Betankung am Boden bei einer Tankmenge > 48000 kg im CWT überprüft werden.

FUEL SYSTEM HST FUEL TRANSFER

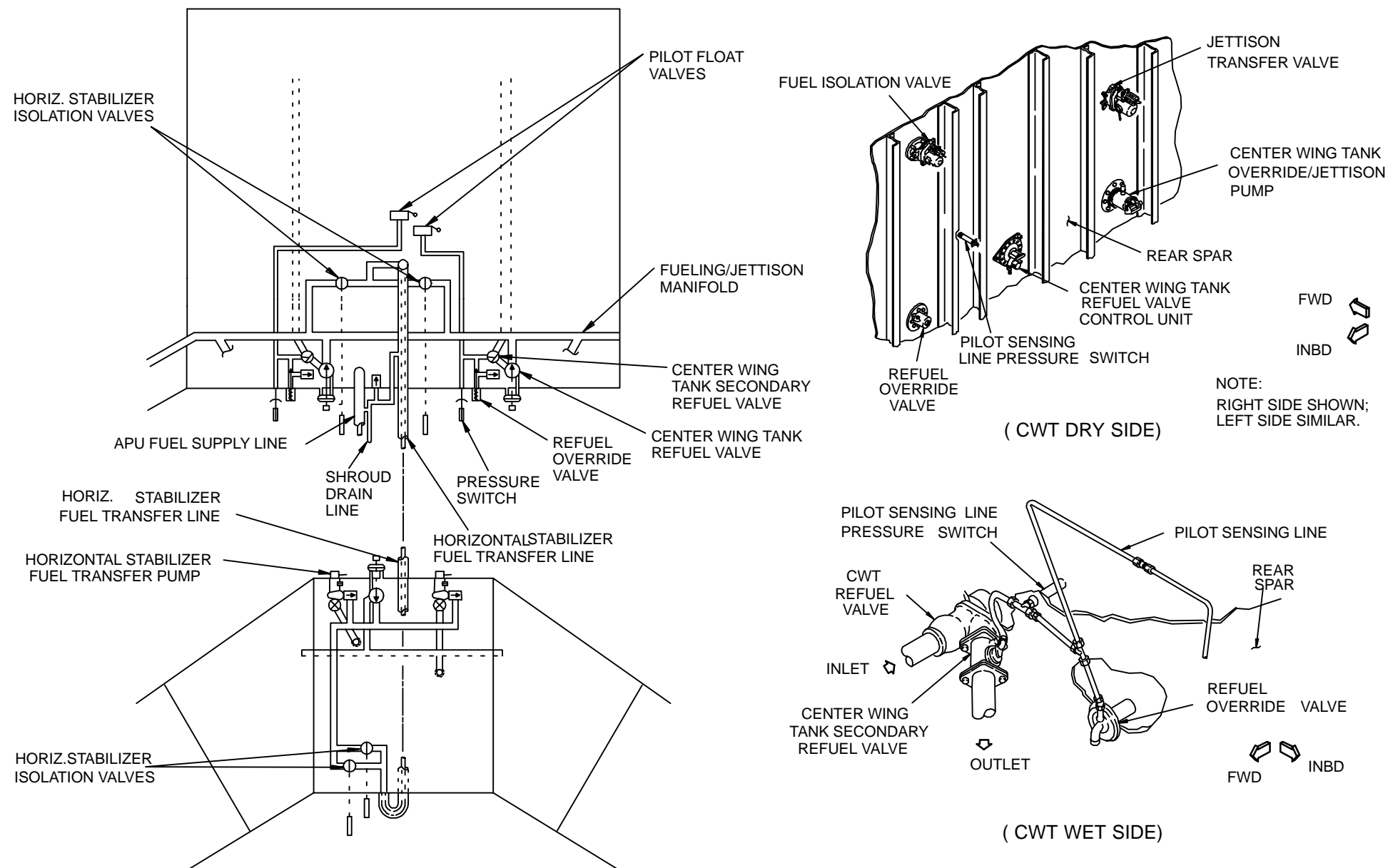


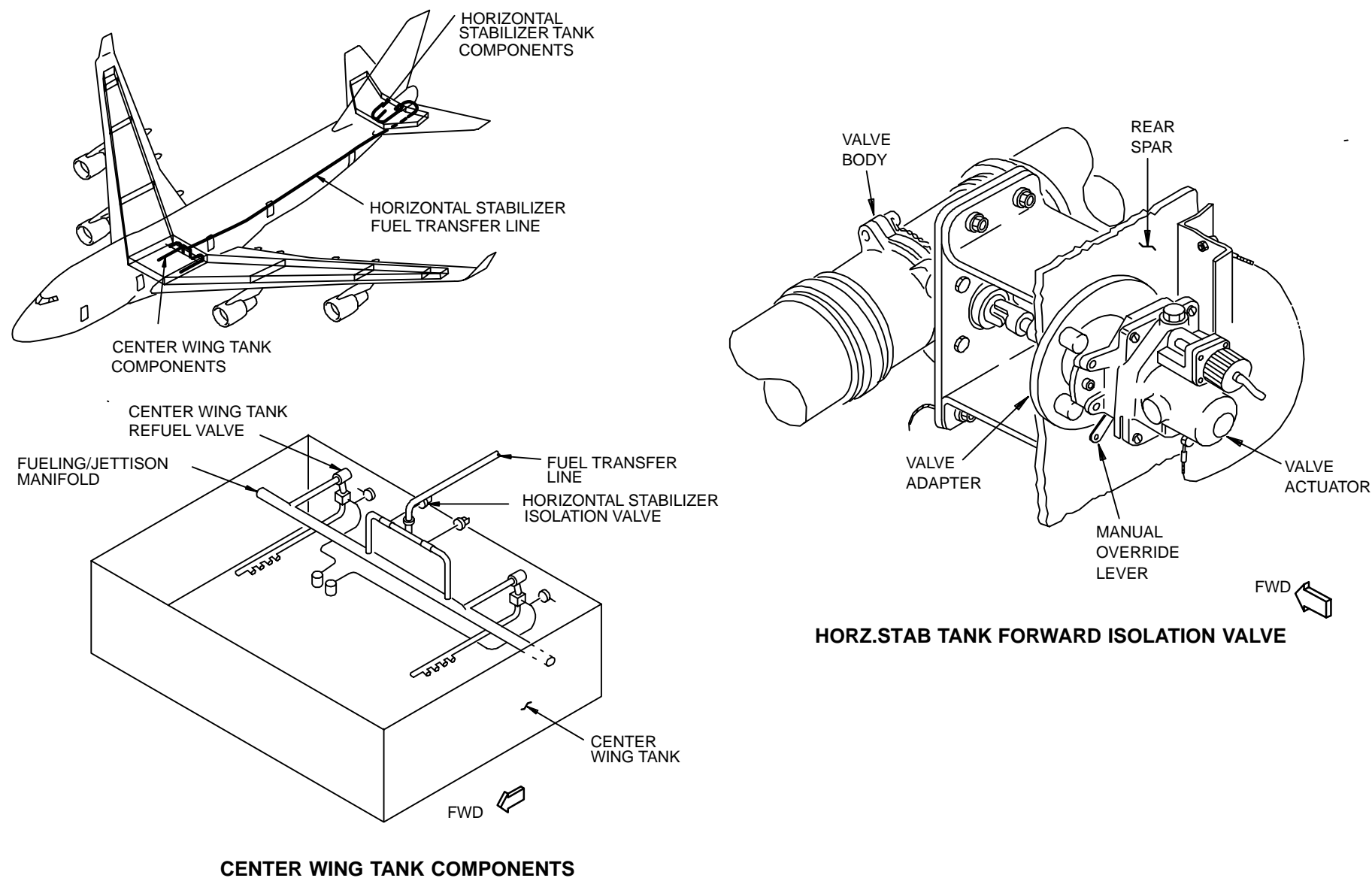
Figure 56 HST Fuel Transfer Overview



HST FUEL TRANSFER SYSTEM COMPONENTS

Horizontal Stabilizer Forward Isolation Valves

- befinden sich im linken, sowie im rechten Wing Gear Wheel Well an der Rückwand des CWT.
- verbinden den Refuel and Jettison Manifold mit der HST Transfer Line.
- besteht aus
 - einem 28 VDC Motor mit manual Override Lever (kann bei vollem Tank gewechselt werden.
 - Valve Body mit Rotating Type Valve Disc.
- werden gesteuert von
 - HST Isolation Valve Switch am P 42 Refuel Panel
 - der FSMC um einen HST Transfer vom Stabilizer Tank zum Center Wing Tank durchzuführen.
 - der FJCC um bei Jettison Operation den Stabilizer Tank zu entleeren.
- werden von Valve Position Logic Cards (VPLC) überwacht.



**Figure 57 Horizontal Stabilizer Tank Transfer Isolation Valve
(Center Wing Tank Location)**

FUEL SYSTEM

HST FUEL TRANSFER



Lufthansa
Technical Training

B747-400

B1

28-17

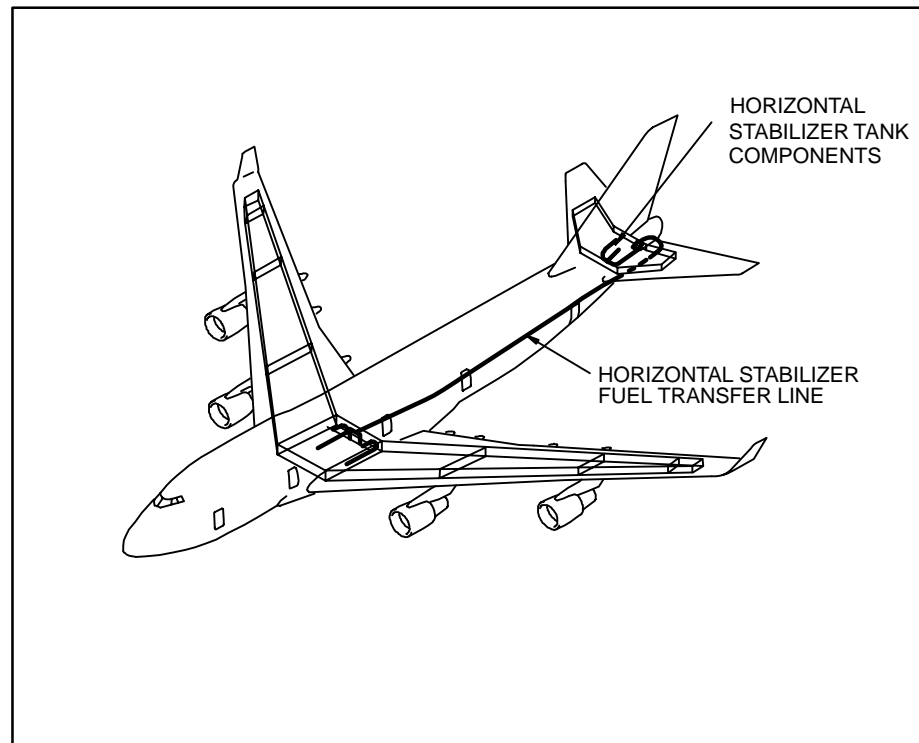
Horizontal Stabilizer Aft Isolation Valves (2)

- befinden sich an der Rückwand des Stabilizer Mittelkastens, wo sie übereinander eingebaut sind.
 - Zugang erhält man erst nach Abbau des Spray Shields.
- verbinden den Horizontal Stabilizer Tank mit der HST Transfer Line.
- besteht aus
 - einem 28 VDC Motor mit manual Override Lever (kann bei vollem Tank gewechselt werden.
 - Valve Body mit Rotating Type Valve Disc.
- werden gesteuert von
 - HST Isolation Valve Switch am P 42 Refuel Panel
 - der FSMC um einen HST Transfer vom Stabilizer Tank zum Center Wing Tank durchzuführen.
 - der FJCC um bei Jettison Operation den Stabilizer Tank zu entleeren.
- werden von Valve Position Logic Cards (VPLC) überwacht.

Stabilizer Fuel Transfer Pumps

- befinden sich an der Vorderseite von dem Horizontal Stabilizer Tank. (Spray Shield entfernen)
- pumpen den Kraftstoff aus dem Horizontal Stabilizer Tank in die HST TRANSFER LINE zum Center Wing Tank und
- werden gesteuert von
 - der FSMC um einen HST Transfer vom Stabilizer Tank zum Center Wing Tank durchzuführen.
 - der FJCC um bei Jettison Operation den Stabilizer Tank zu entleeren.

Weitere Beschreibung der HST Transfer Pumps siehe Pump Description 28-22 Fuel Feed System.



FUEL SYSTEM HST FUEL TRANSFER

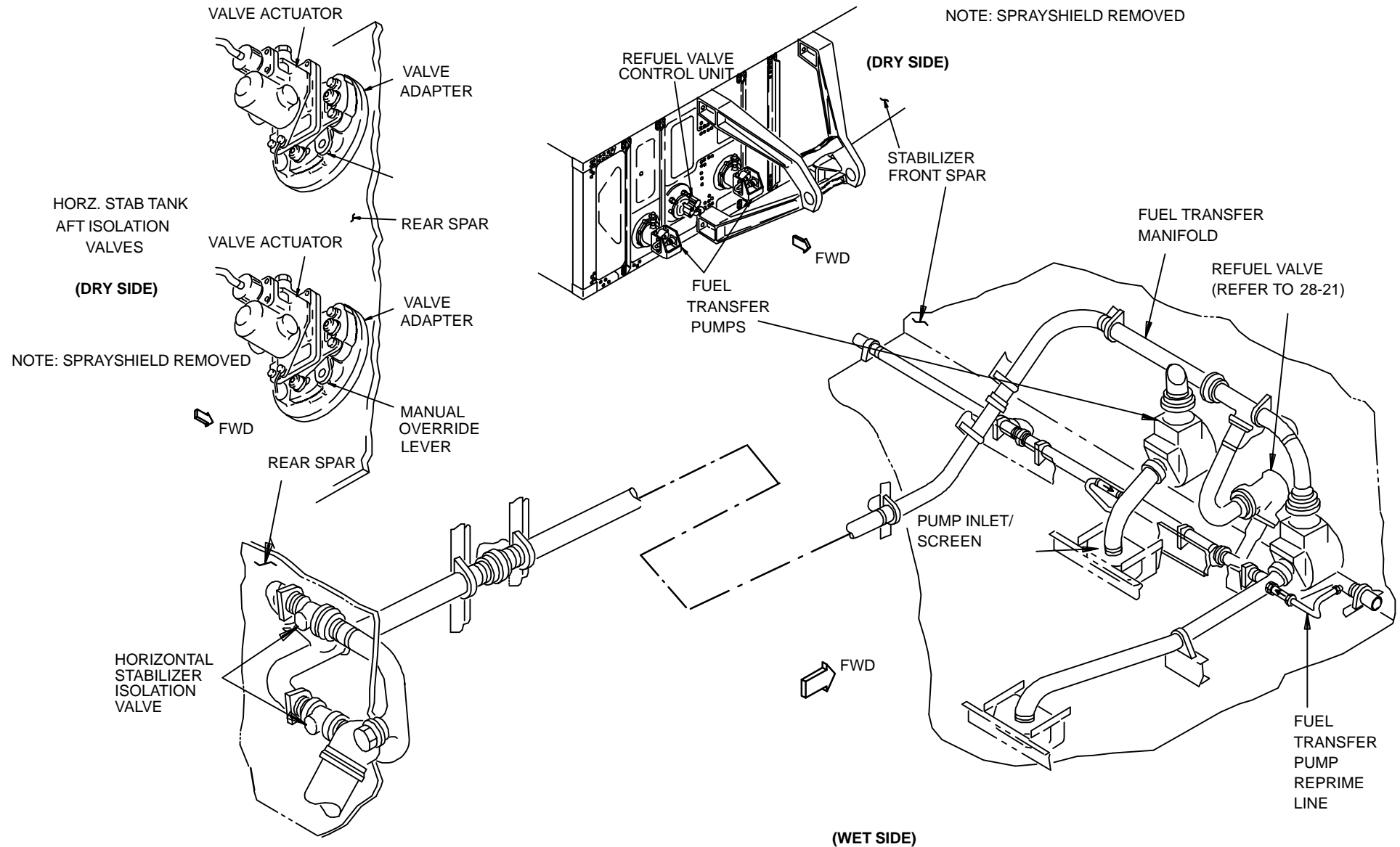


Figure 58 Horizontal Stabilizer Aft Isolation Valves and Transfer Pumps

FUEL SYSTEM HST FUEL TRANSFER



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400
2M
28-17

HST FUEL TRANSFER LINE

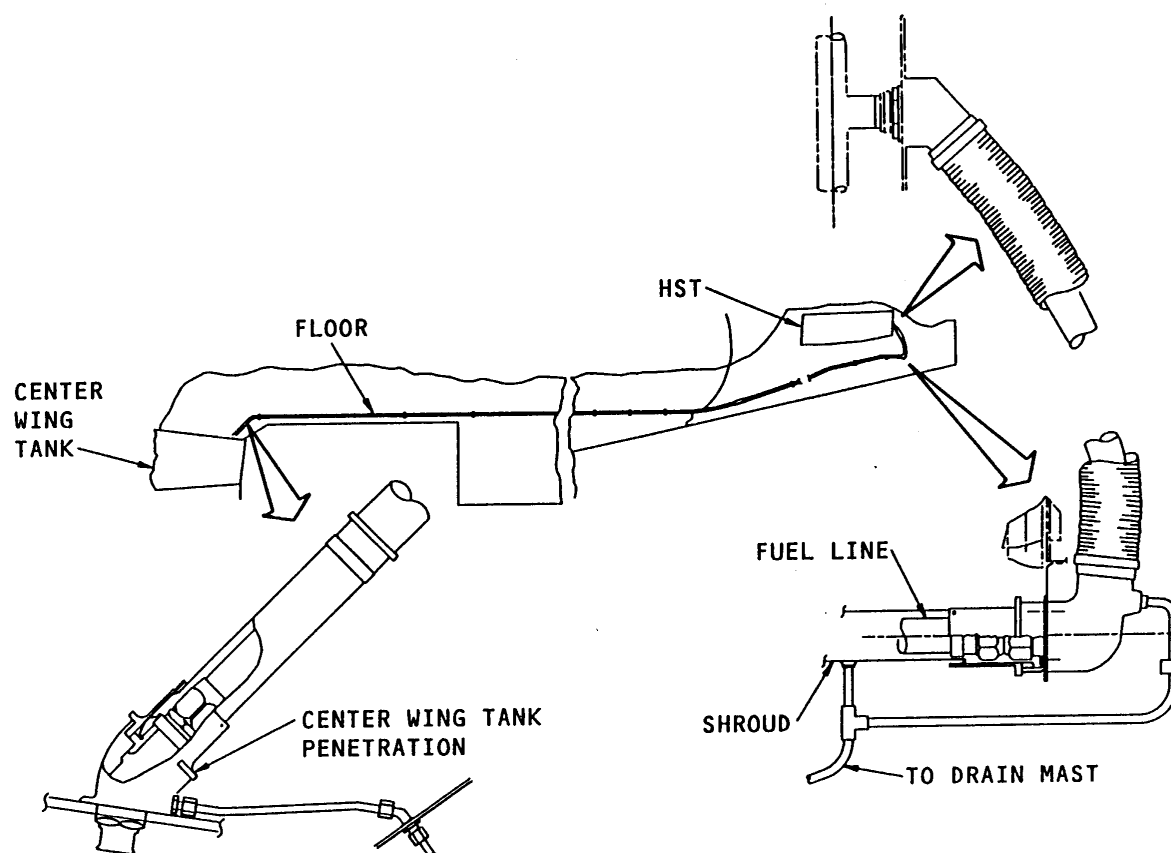
Die HST Fuel Transfer Line verbindet den Horizontal Stabilizer Tank mit dem REFUEL and JETTISON MANIFOLD und ist unterhalb des Kabinenbodens eingebaut.

Die gesamte HST Fuel Transfer Line ist ein Schlauch, der mit einem SHROUD versehen ist.

Der Shroud hat zwei Drains.

- Zum APU SHROUD DRAIN VALVE im vorderen Teil
- Zum HST DRAIN MAST im hinteren Teil.

Für Leakage Limits siehe MM 28-17-00 PgbI. 601



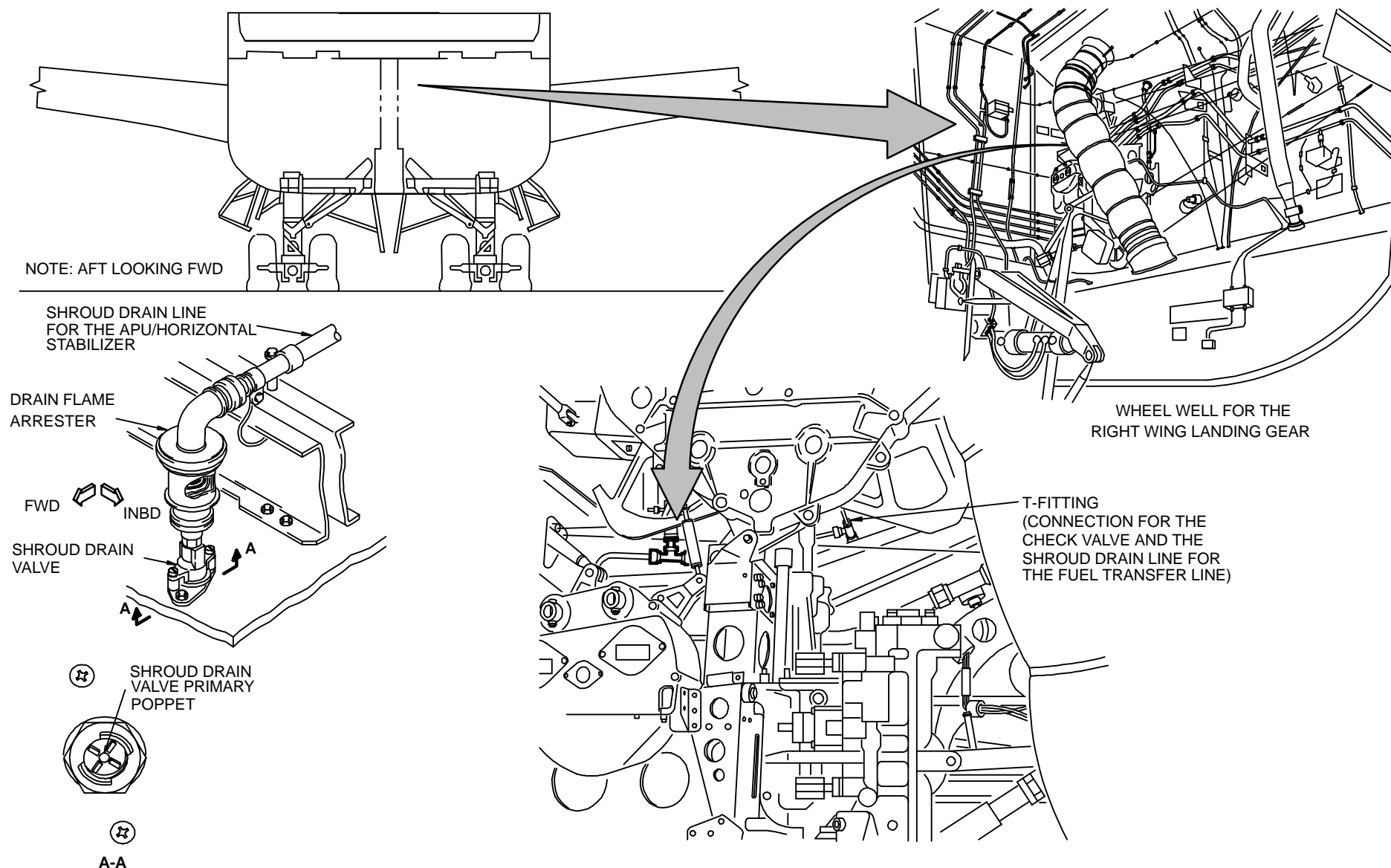


Figure 59 HST Fuel Transfer Line



HST FUEL TRANSFER CONTROL (MAINT. OPS)

Hst Fuel Transfer (Maintenance Operation)

Falls es zu Wartungszwecken, oder Fehlerbehebung einmal notwendig sein sollte, den HST zu entleeren, wird wie folgt vorgegangen:

- STAB PUMP SWITCHES am Fuel Management Panel in die ON - Position schalten
- HST ISOLATION VALVE SWITCH am Fueling Control Panel in die OPEN - Position betätigen. Dadurch
 - öffnen alle vier HST Isolation Valves.
 - wird ein HST Transfer Command simuliert.
 - wird ein Öffnen der CWT Refuel Valves unterdrückt.

Dadurch laufen beide HST Transfer Pumps an, und pumpen den im Stabilizer Tank befindlichen Kraftstoff durch die HST Transfer Line in den Refuel and Jet-tison Manifold.

Jetzt ist es möglich den Kraftstoff in jeden beliebigen Tank zu pumpen. Dazu muß allerdings das entsprechende Betankungsventil von der Betankungsstation aus geöffnet werden.

Natürlich ist es auch möglich den Kraftstoff aus dem HST zu enttanken (siehe Beschreibung DEFUELING / FUEL TRANSFER).

FUEL SYSTEM HST FUEL TRANSFER



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

1M/2E

28-17

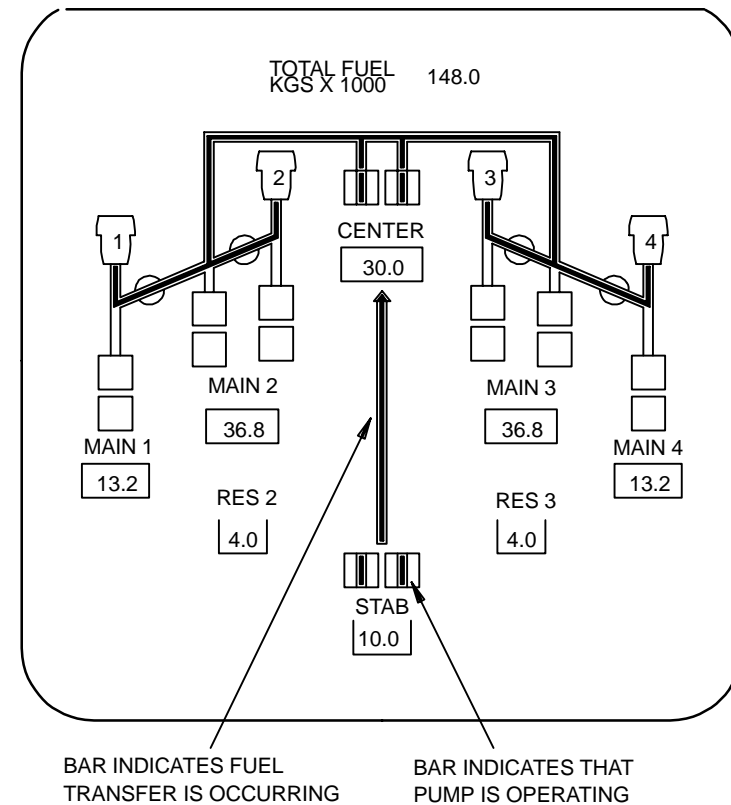
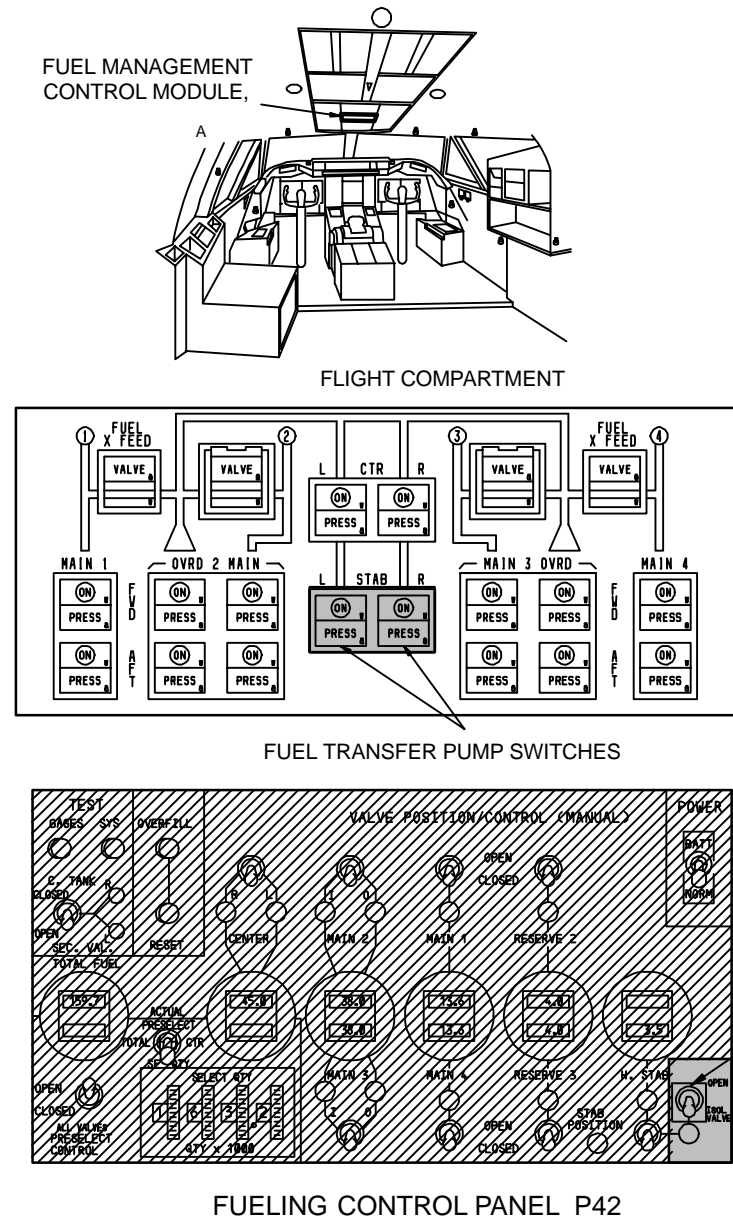


Figure 60 Horizontal Stabilizer Tank Transfer Control

FUEL SYSTEM

HST FUEL TRANSFER



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
B2
28-17

HST FUEL TRANSFER OPERATION

Functional Description

(1) The horizontal stabilizer fuel transfer system is armed by turning on the transfer pump control switches on the fuel control module, on the P5 pilots' overhead panel. Operation of the system is controlled automatically by the fuel system management cards (FSMC).

Transfer will not occur if the system is not armed. If the horizontal stabilizer tank contains more than 680 kilograms of fuel, advisory messages (FUEL PUMP STAB L and FUEL PUMP STAB R) will display on the main EICAS screen.

The airplane is in CRUISE FLIGHT CONDITION, that means FLAPS UP and AIR sense.

When the fuel quantity in the center wing tank decreases to 12,000 U.S. gallons (37000 kg signal from FQIS processor or SPS cards), the FSMC provides an electrical ground for the transfer pump and isolation valve control relays. Both pumps start and all four horizontal stabilizer isolation valves open, allowing fuel to transfer from the horizontal stabilizer tank into the center wing tank.

If a transfer pump fails to start when commanded on, advisory messages (FUEL PUMP STAB L or FUEL PUMP STAB R) are displayed on the main EICAS screen.

The FSMC monitors the actual position of the horizontal stabilizer isolation valves as indicated by the valve position logic cards. If the actual valve position of any single valve disagrees with its commanded position, a STAB XFR VLV status message is generated. The status message is displayed on the auxiliary EICAS screen when the STAT button is pressed.

(2) When the fuel transfer operation is complete, advisory messages (FUEL PUMP STAB L or FUEL PUMP STAB R) are displayed on the main EICAS screen and the word PRESS illuminates on the pump control switches. Switching the pumps off deactivates the transfer system and closes the fuel isolation and center wing tank refuel valves.

FUEL SYSTEM

HST FUEL TRANSFER



Lufthansa Technical Training

B 747-400

B1

28-17

HST FUEL TRANSFER SYSTEM GROUND TEST

MM 28-17-00 Page 501

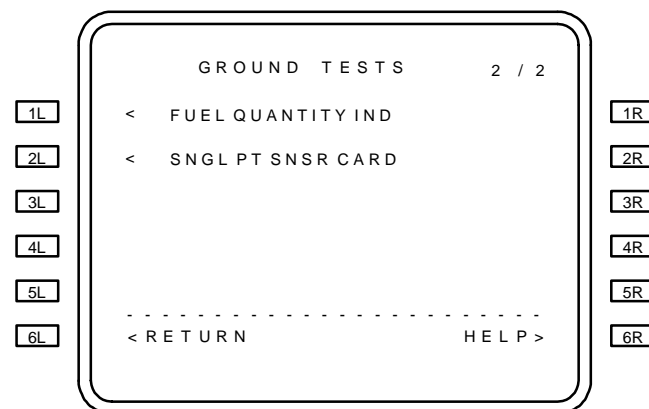
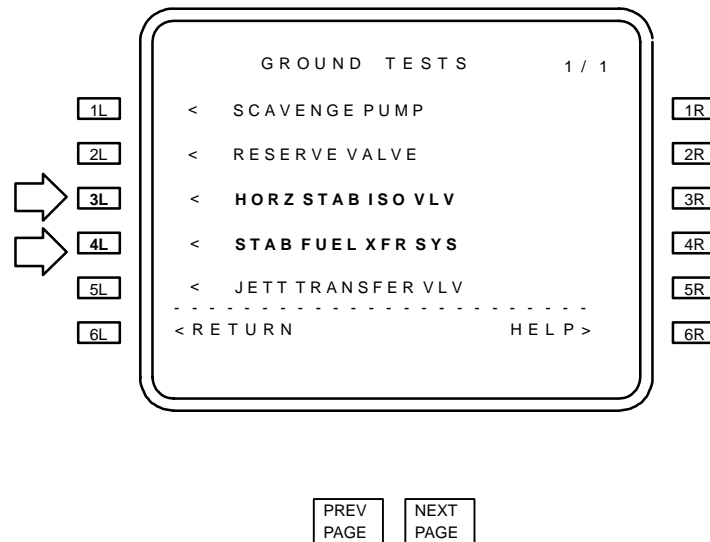
- HORIZONTAL STABILIZER ISOLATION VALVE GROUND TEST
- STAB FUEL TRANSFER SYSTEM GROUND TEST

This procedure contains instructions to do ground tests for the fuel isolation valve and the fuel transfer system in the horizontal stabilizer tank.

After the airplane is put in the correct condition, the fuel isolation valves for the horizontal stabilizer are put in the open position. The fuel transfer pumps for the horizontal stabilizer are then operated.

The FUEL synoptic display on the auxiliary EICAS is used to make sure the pumps operate correctly. The FUEL synoptic display will show the fuel flow from the stabilizer to the center tank with a green flow bar.

The FUEL synoptic display on the auxiliary EICAS will be referred to as the FUEL synoptic in this procedure.



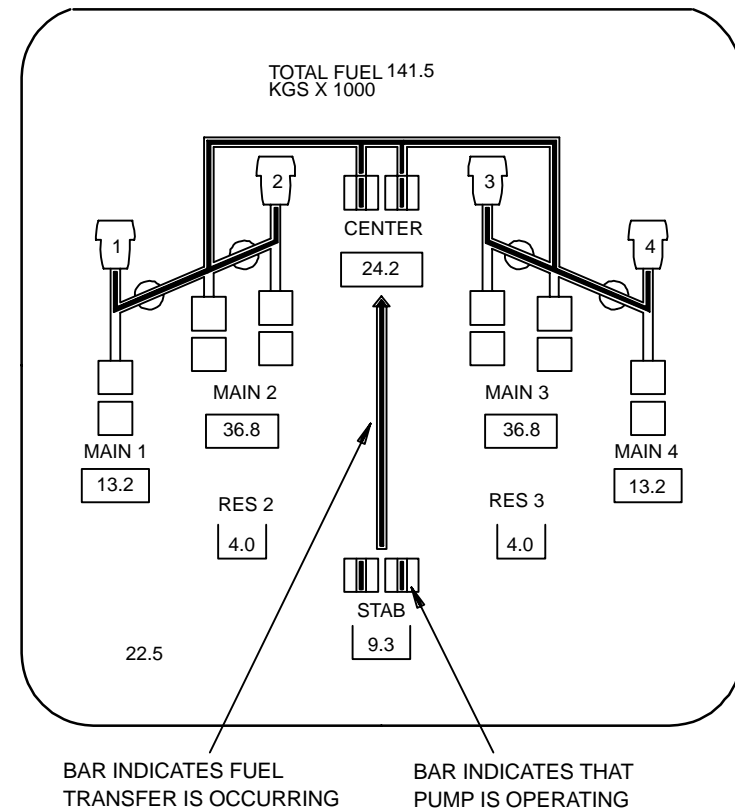
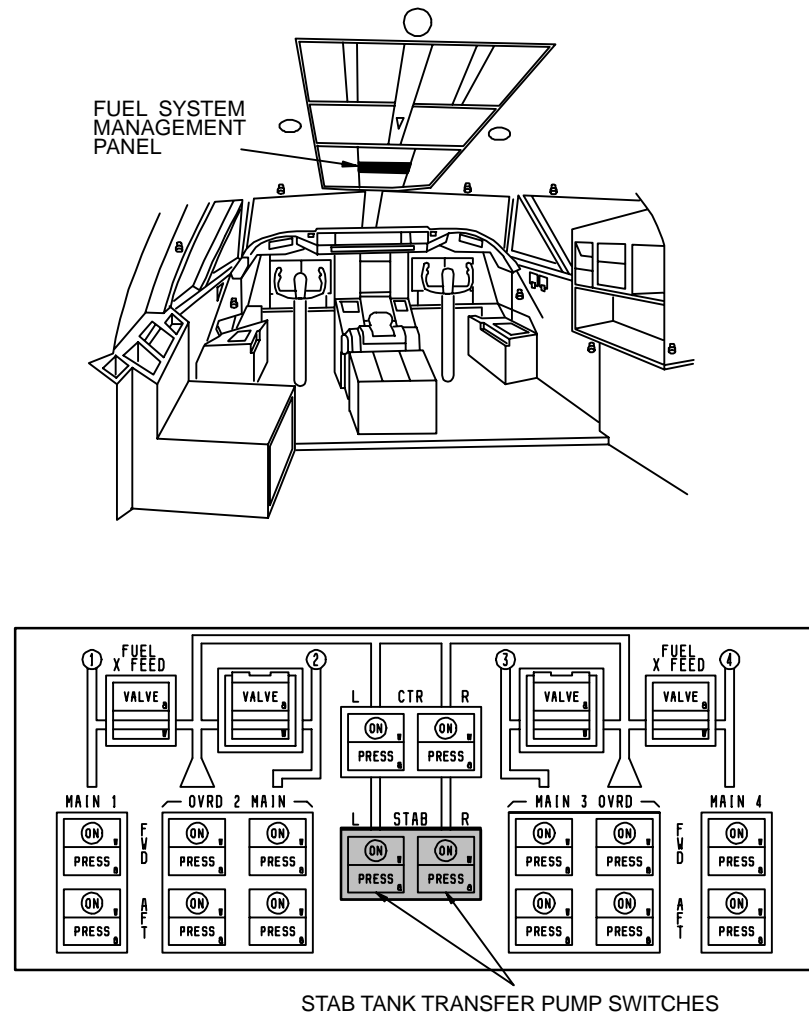


Figure 62 HST Transfer System Ground Tests



28-16 RESERVE TANK INTERCONNECTION

RES TANK TRANSFER VALVE CONTROL

Reserve Tank Fuel Transfer

- wird von der Fuel System Management Card (FSMC) gesteuert, wenn
 - das Flugzeug in der Luft ist.
 - inb. Main Tank Quantity < 18 to ist.

Es werden pro Seite zwei Ventile angesteuert, die jeweils mit **A** oder **B** gekennzeichnet sind (z. B. 2 A / 2 B Valve).

- kann jederzeit durch den RESERVE TANK FUEL TRANSFER VALVE SWITCH am P 461 eingeleitet werden.
 - Switch OPEN
 - **alle vier** RES Tank Transfer Valves öffnen (2A/2B-3A/3B)
 - Switch CLOSE
 - alle vier Valves schließen

Reserve Tank Transfer Indication

- kann auf der Fuel Synoptic Page abgelesen werden.
- besteht aus einem Pfeil zwischen Reserve Tank Symbol und inb. Main Tank Symbol.
- Der Pfeil kann verschiedenartig dargestellt werden.
 - Umrisse in *weiß*
 - eines oder beide Ventile (z.B. 2A und/oder 2B) für den Reserve Tank haben die voll offene Position erreicht.

Abgefragt wird die Position des Valve Actuators über die internen Limitswitche.

- Umrisse in *weiß* - Inhalt *grüne* Flow Bar.
 - Die Qty im Reserve Tank beträgt mehr als 0,1 to.

Die Flow Bar Indication (grüner Pfeil) ist eine logische Verknüpfung der EIU's. Es wird **kein** wirklicher Kraftstofffluß zwischen Reserve- und inb. Main Tank gemessen.

FUEL SYSTEM RESERVE TANK TRANSFER



Lufthansa
Technical Training

B 747-400

1M/2E

28-16

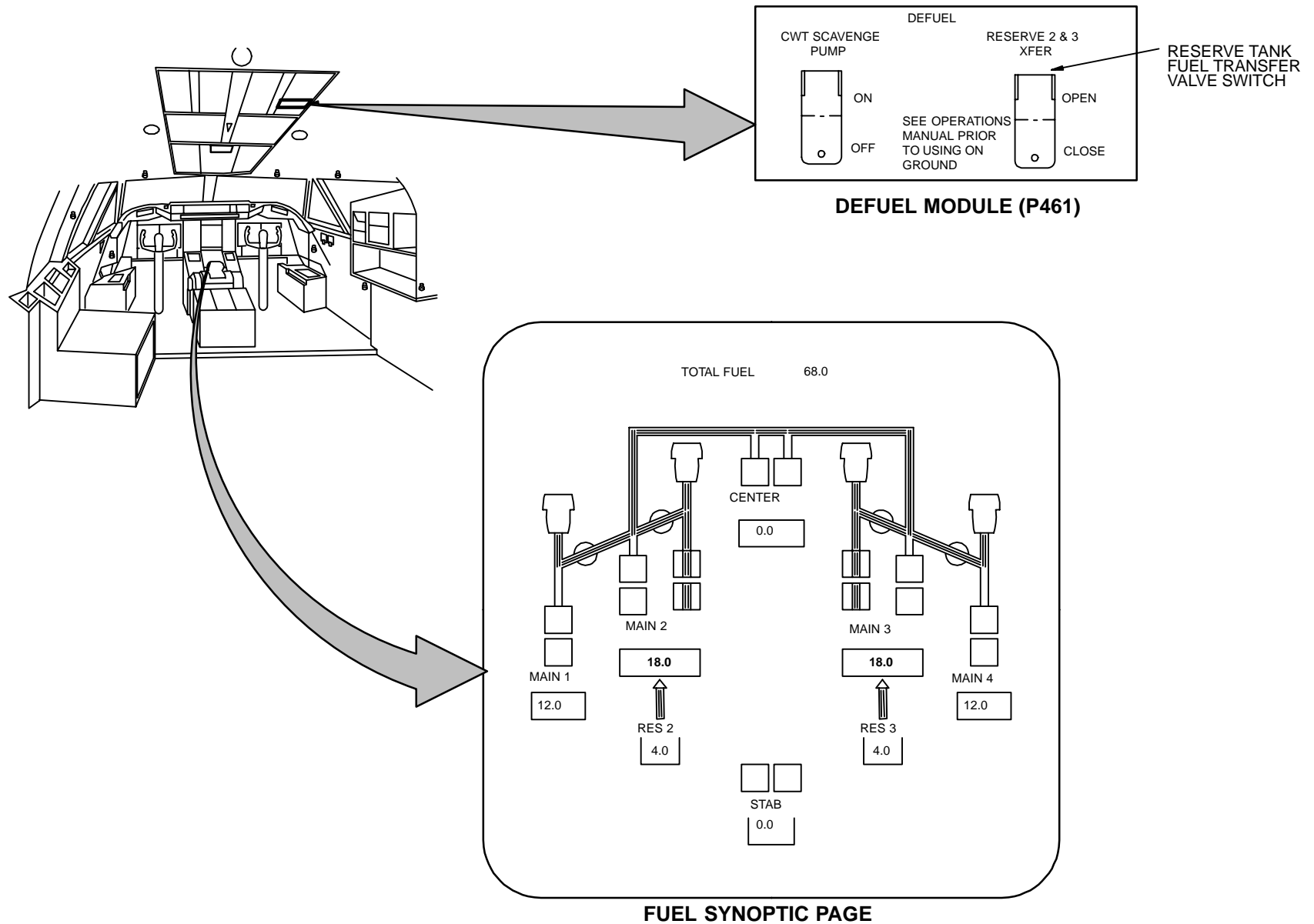


Figure 63 Reserve Tank Transfer



28-16 RESERVE TANK INTERCONNECTION

RESERVE TANK TRANSFER SYSTEM COMPONENTS

Reserve Tank Transfer Valves

- befinden sich am Hinterholm der Tragfläche, inboard von Strut No. 1 bzw No. 4.
- Bestehen aus:
 - 28 VDC Actuator mit Manual Override Lever (kann bei vollem Tank gewechselt werden).
 - Adapterplate mit Adapter Shaft.
 - Valve Body mit Rotating Type Valve Disc.
- werden von der FSMC gesteuert.
- werden von Valve Position Logic Card (VPLC) überwacht.
- werden vom CMC überwacht

Reserve Tank Transfer Check Valve

- verhindert ein Rückfließen des Kraftstoffes bei geöffneten Transfer Valves.
- wird **nicht** vom CMC überwacht.

Visual Valve Indication

Am Valve Actuator gibt es eine OPEN , CLOSE Anzeige (Manual Override Lever).

Auf der Adapterplate gibt es ebenfalls eine OPEN ; CLOSE Anzeige

Bei den Transfer Valves des Reserve Tanks 2 sind beide Anzeigen deckungsgleich (OPEN an Actuator = OPEN an Adapter Plate).

Bei den Transfer Valves des Reserve Tanks **3** sind die Anzeigen **nicht** deckungsgleich.

Ausschlaggebend ist nur die Anzeige an der Adapter Plate.

FUEL SYSTEM RESERVE TANK TRANSFER

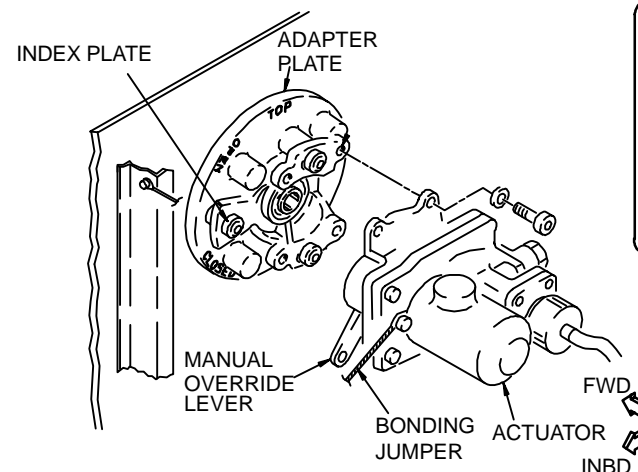
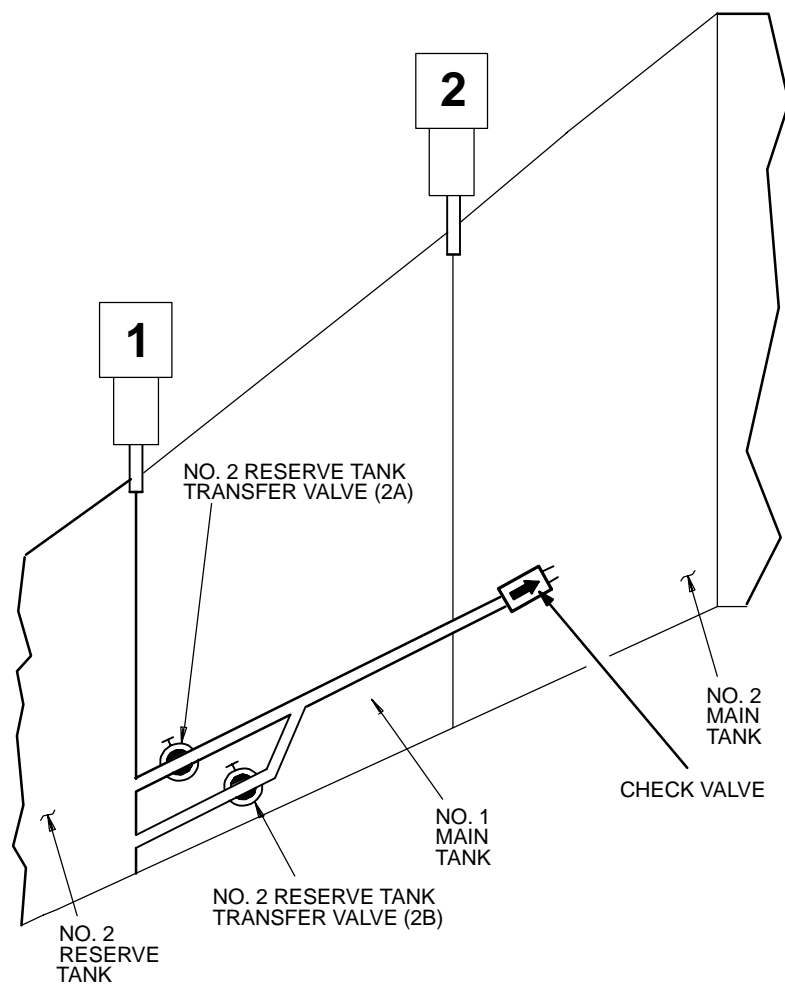


**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

1M

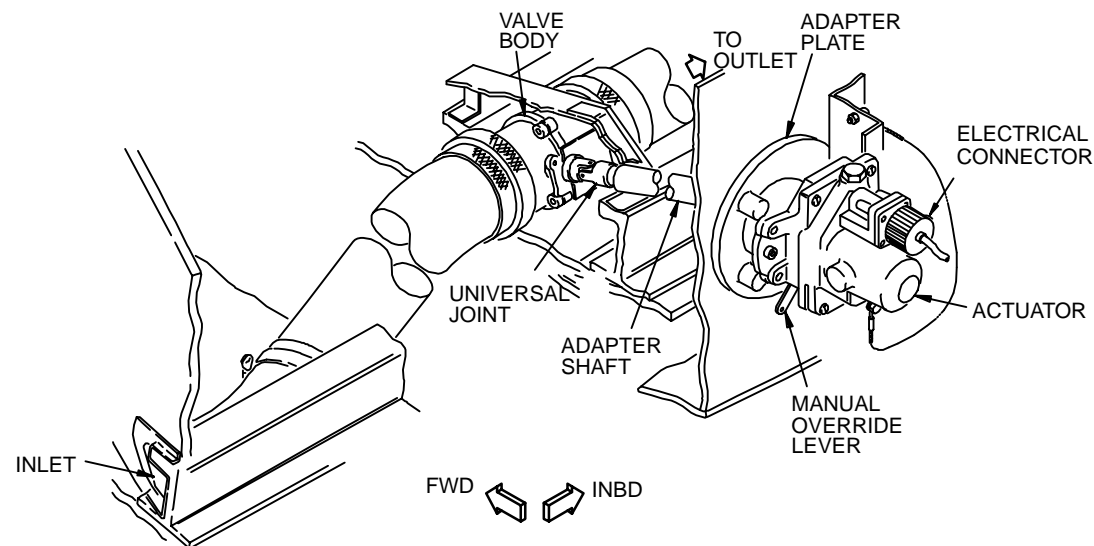
28-16



NO. 3 RESERVE TANK TRANSFER VALVE ACTUATOR

**NO. 3 RES. FUEL
TRANSFER
SHUTOFF VALVE
CAUTION**

FOR THIS INSTALLATION ONLY:
DISREGARD "OPEN-CLOSED"
INDICATION ON ACTUATOR.
USE ADAPTER PLATE INDICATION
AS TRUE VALVE POSITION.



NO. 2 RESERVE TANK TRANSFER VALVE

Figure 64 Reserve Tank Transfer Valves

28-16 RESERVE TANK INTERCONNECTION

RESERVE TANK FUEL TRANSFER OPERATION

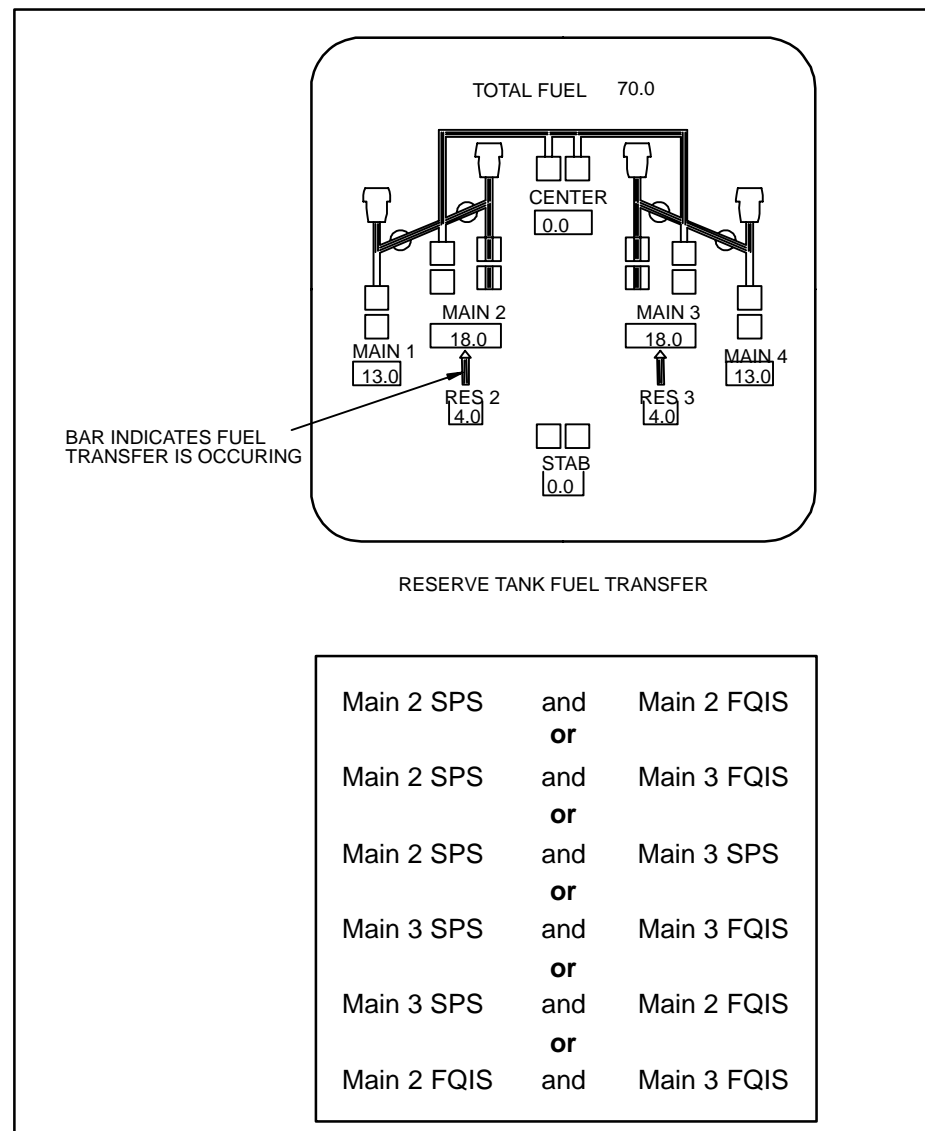
Reserve Tank Fuel Transfer

(a) Reserve tank transfer valve operation is controlled automatically by the fuel system management card (FSMC). The FSMC receives fuel level signals from the fuel quantity processor unit and the single point sensors in the inboard main tanks. When the fuel quantity in either inboard main tank decreases to 22,700 liters (18,200 kilograms) the FSMC provides an electrical ground for the reserve tank transfer valve control relays. When the relays are energized, power is supplied to all four reserve tank transfer valves, causing the valves to drive to the open position.

The FSMC monitors the actual position of the reserve tank transfer valves as indicated by the valve position logic cards. If the actual valve positions for both transfer valves in the same tank disagree with their commanded valve positions, a valve disagreement advisory (FUEL RES 2 XFR or FUEL RES 3 XFR) is displayed on the main EICAS screen. If the actual valve position of any single transfer valve disagrees with its commanded position, a status message for that valve is recorded. The status message is displayed on the auxiliary EICAS screen when the STAT button is pressed.

(b) During transfer operation, colored bars illuminate on the EICAS fuel synoptic, indicating reserve-to-main tank fuel transfer.

(c) When the fuel management system determines that the airplane is on the ground, the electrical grounds through the FSMC are removed. The control relays become de-energized and power is supplied to drive the valves to the closed position.



FUEL SYSTEM RESERVE TANK TRANSFER



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
B2
28-16

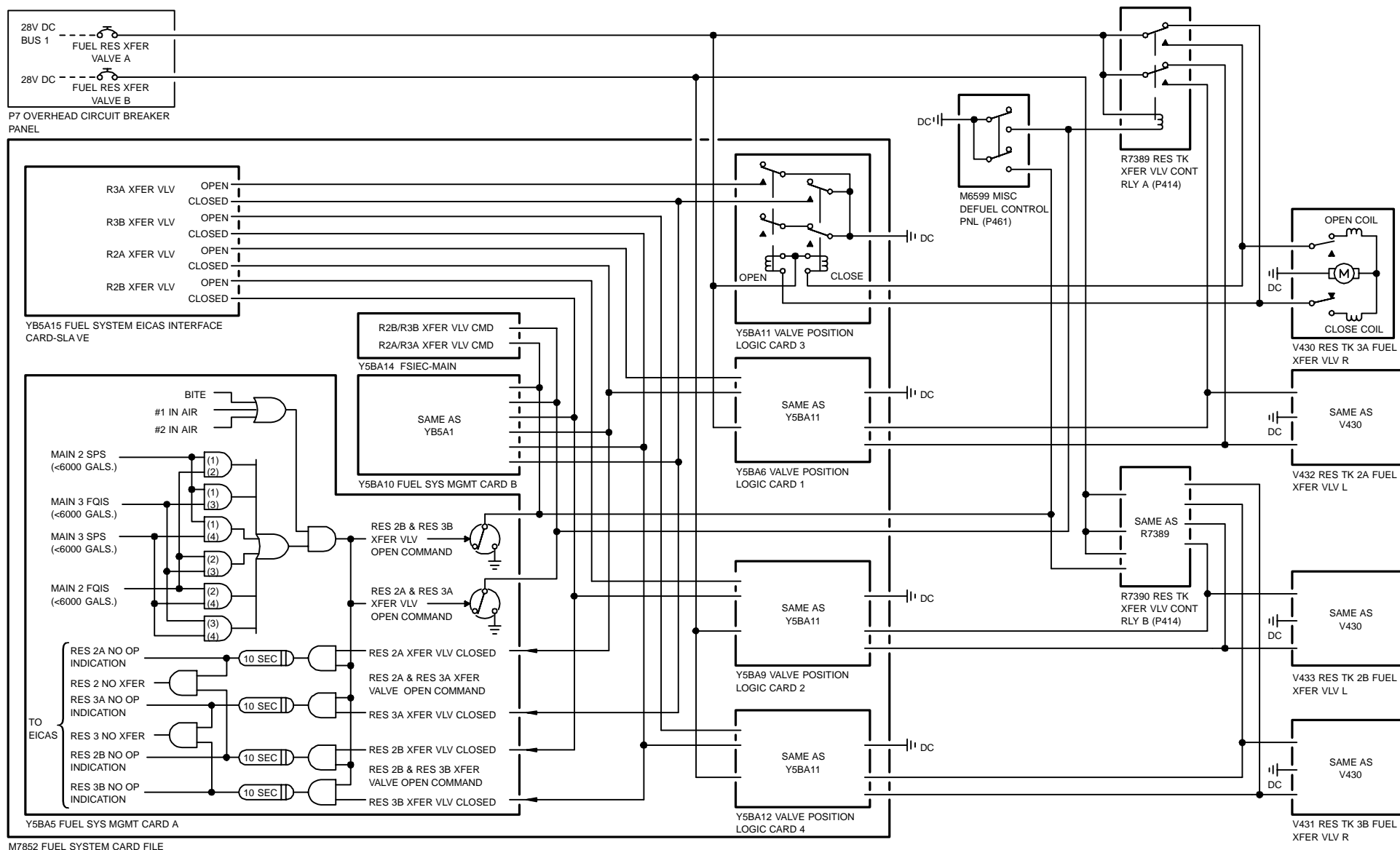


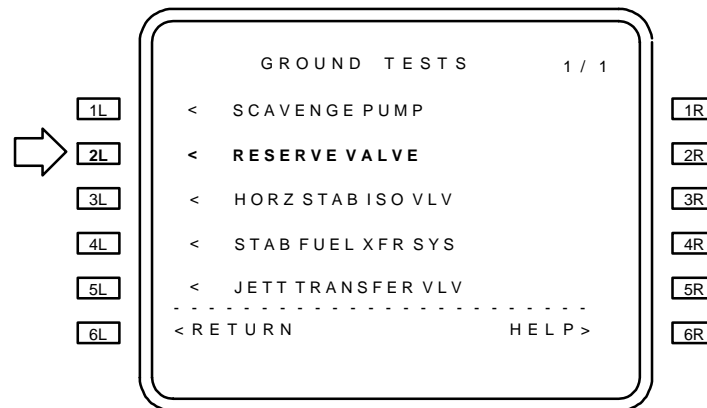
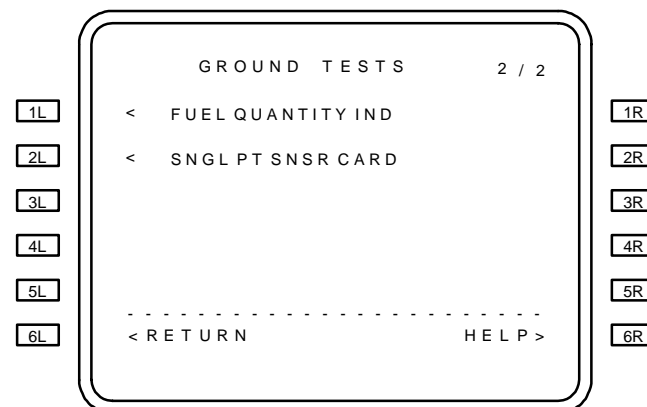
Figure 65 Reserve Tank Transfer Operation

28-16 RESERVE TANK INTERCONNECTION

RESERVE TANK TRANSFER VALVE GROUND TEST

MM 28-16-01 Page 501

- (1) This procedure contains instructions for these operational tests:
 - (a) A CMC reserve valve ground test
 - (b) A defuel module test.
- (2) To do an operational check of the reserve tank transfer valves you can use one of these methods:
- (3) Use the CMCS ground test for the reserve valve.
- (4) Use the RESERVE 2&3 TRANSFER switch, on the defuel module of the P461 maintenance overhead panel.
- (5) The RESERVE 2&3 TRANSFER switch does an operational check of the reserve tank transfer valves. You must do a visual check of the manual override lever for the valve actuator. If the reserve tanks are filled with fuel, fuel will move to the inboard main tanks during the test.

PREV
PAGENEXT
PAGE

FUEL SYSTEM RESERVE TANK TRANSFER



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

B1

28-16

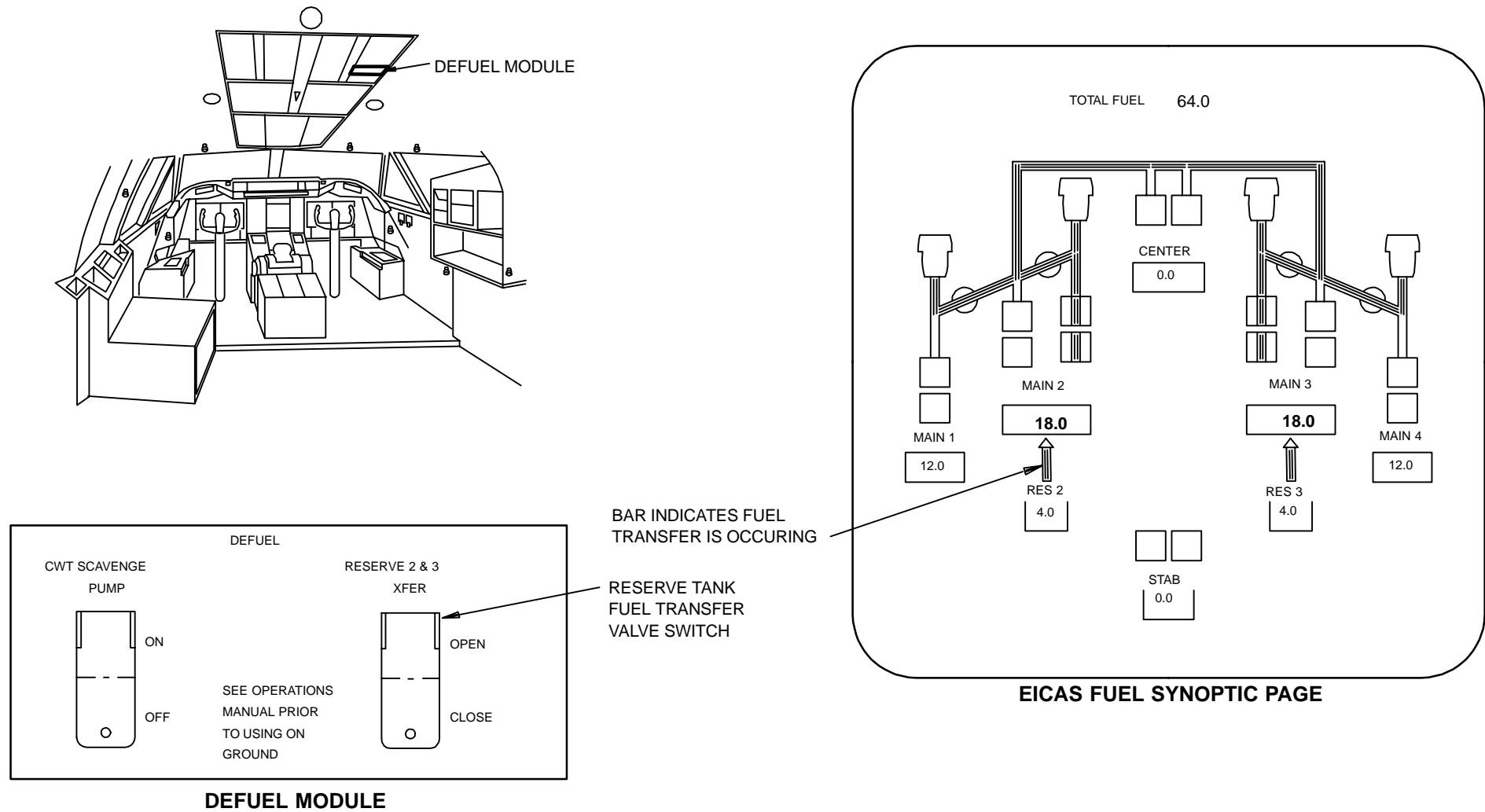


Figure 66 Reserve Tank Transfer Ground Test

FUEL SYSTEM

APU FUEL FEED



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
1M/2E
28-25

28-25 APU FUEL FEED SYSTEM

APU FUEL FEED COMPONENTS

APU Fuel Feed System

- versorgt die im Heck sitzende APU mit Kraftstoff aus dem Main Tank No. 2
- Kraftstoff-Versorgung der APU aus einem anderen Tank ist über das Cross-feed System möglich
- besteht aus
 - APU DC Fuel Boost Pump
 - APU Fuel Boost Pump Control Pressure Switch
 - APU Fuel Shutoff Valve
 - Main 2 Aft Boost Pump
 - APU Fuel Manifold mit Shroud und Shroud Drain System

APU Fuel Dc Boost Pump

- ist eine 28 VDC Flügelradpumpe
- Förderleistung ca. 600 kg/h
- Druck 18 PSI
- ist am Hinterholm Tank No. 2 installiert
- kann bei vollem Tank gewechselt werden
- ist in Betrieb, wenn

- Battery Switch	ON
- APU Master Switch	ON
- APU Fuel Boost Pump	
Control Pressure Switch	< 4 PSI
- wird von Pressure Switch überwacht (4-7 PSI)

APU Fuel Boost Pump Control Pressure Switch

- steuert die APU Fuel DC Boost Pump
- überwacht den Druck in der Discharge Line der Main 2 Aft Boost Pump zum Engine Feed Manifold

- PRESS < 4 PSI	DC Pump ON
- PRESS > 7 PSI	DC Pump OFF

APU Fuel Shutoff Valve

- sperrt die Kraftstoff-Versorgung zur APU ab, wenn
 - APU Master Switch OFF
 - APU Fire Handle PULLED
 - APU Auto Shutdown
- besteht aus:
 - 28 VDC Actuator mit Manual Override Lever (kann bei vollem Tank gewechselt werden).
 - Valve Body mit Rotary Type Valve Disc
 - 55 PSI Thermal Relief Valve
- wird von VPLC überwacht

Main 2 Aft Boost Pump

- wird automatisch in Betrieb genommen, sobald
 - APU Master Switch ON und
 - 115 VAC-Stromversorgung vorhanden ist.

NOTE: Bei Flugzeugen mit einem Hydromechanical CWT Scavenge System wird die Main 3 Aft Boost Pump immer parallel zur Main 2 Aft Boost Pump in Betrieb genommen (beide laufen).

FUEL SYSTEM APU FUEL FEED



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

1M/2E

28-25

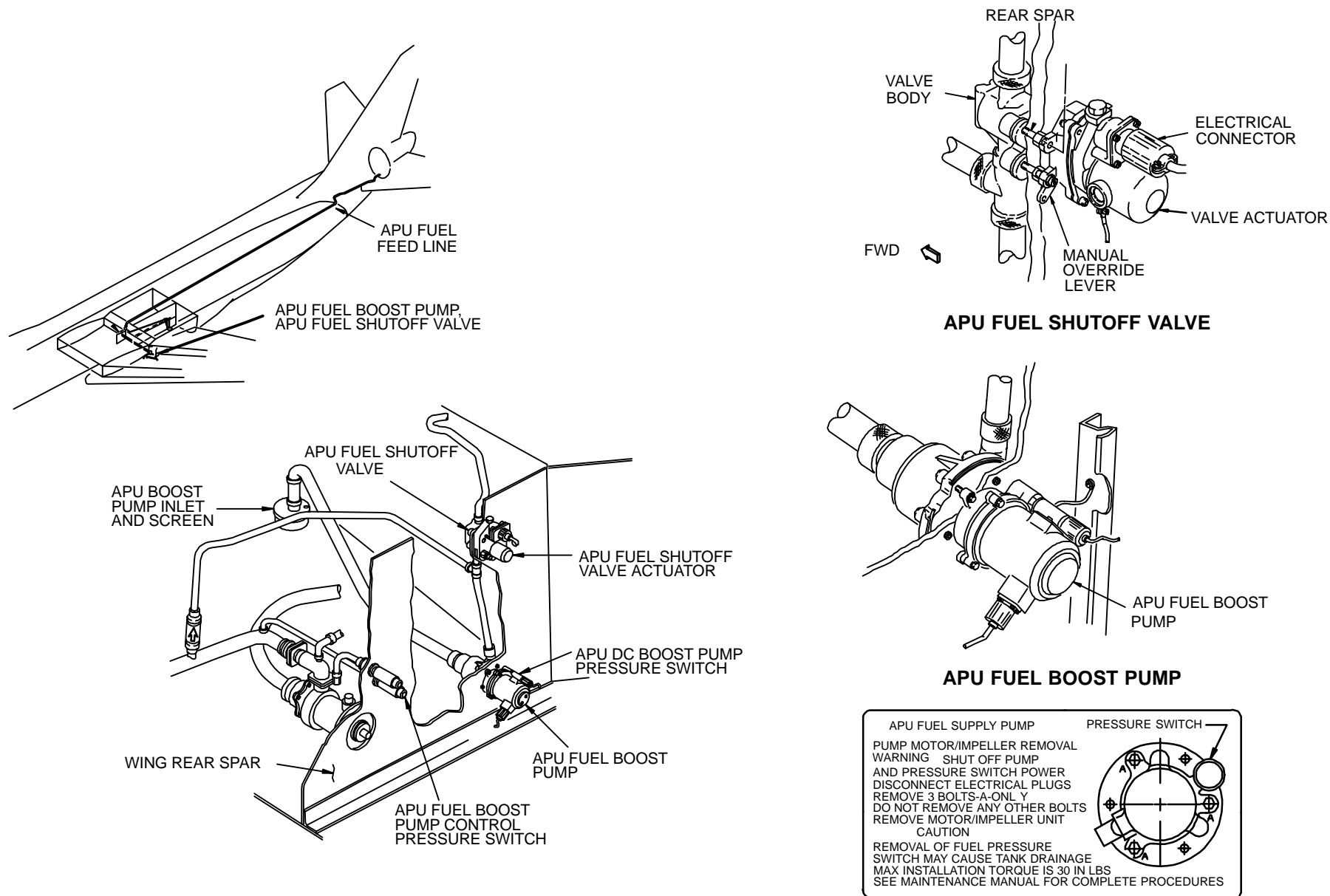


Figure 67 APU Fuel Feed Components



28-25 APU FUEL FEED SYSTEM

APU FUEL SUPPLY LINE AND DRAIN SHROUD

APU Fuel Supply Line

- verläuft vom APU FUEL SHUTOFF VALVE bis zum APU FIREWALL im APU COMPARTMENT.
- ist mit einem SHROUD versehen.

Shroud Drain

- Bei einer Kraftstoffleckage der APU FUEL SUPPLY LINE wird Drain Fuel von dem SHROUD aufgefangen und am vorderen Teil zu einem APU SHROUD DRAIN VALVE geführt. (Leckageanzeige)
- Am hinteren Ende des SHROUD führt eine DRAIN LINE zu dem APU DRAIN MAST, der den Leckagekraftstoff nach OVERBOARD abführt.

APU Shroud Drain Valve

- ist am KEEL BEAM zwischen den beiden BODY GEAG STRUT DOORS eingebaut und muß zur Leckagekontrolle manuell aufgedrückt werden.
- **dient gleichzeitig der Leckageanzeige der HST Transfer Line.**

NOTE: Bei Leckage MM 28-17-00 Pgbl. 601 I/C beachten!
Siehe auch MM 28-17-06 Pgbl. 601 HST Transfer Line Leakage.

FUEL SYSTEM APU FUEL FEED



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

2M

28-25

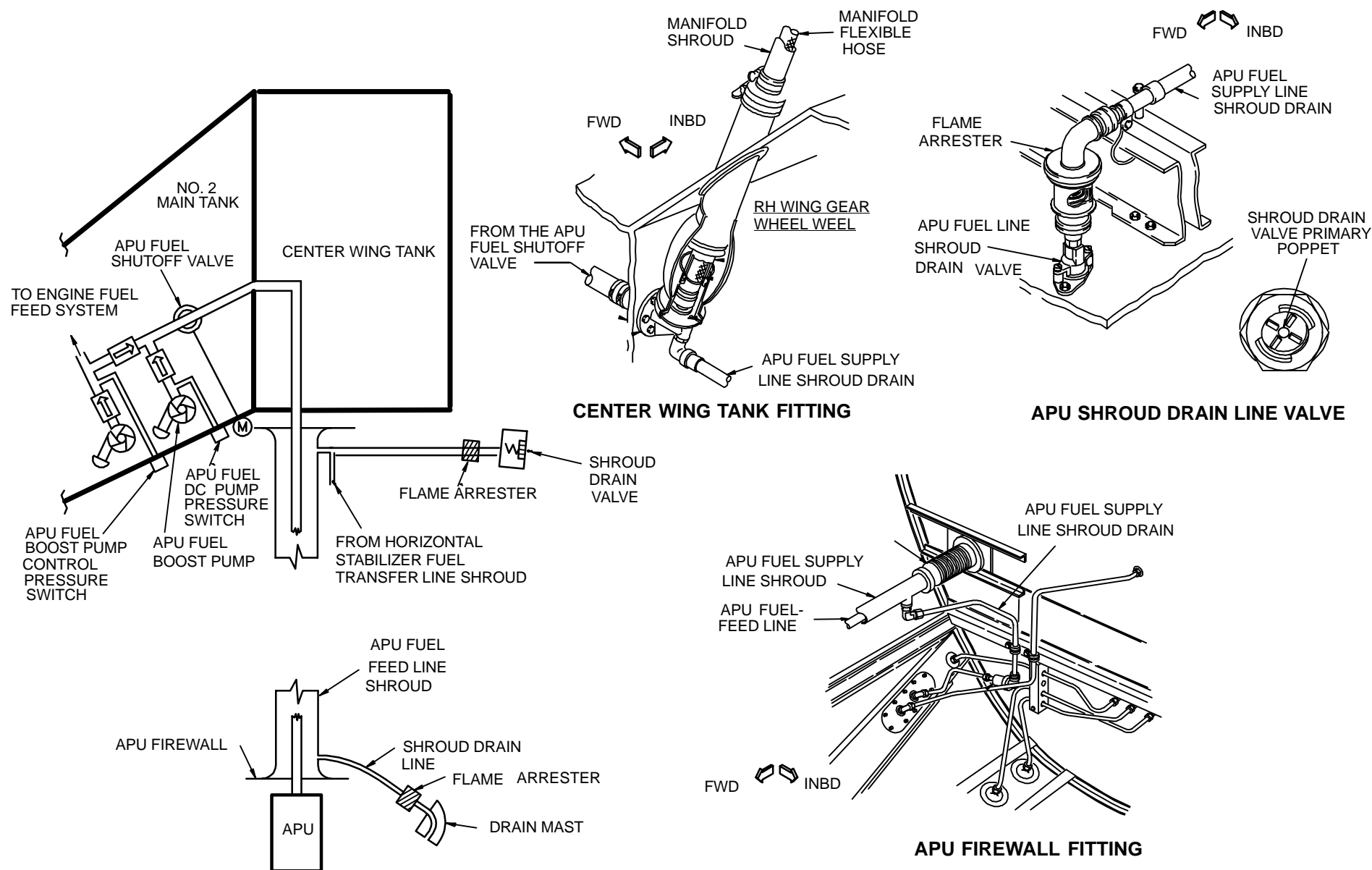


Figure 68 APU Fuel Supply Line and Shroud Drain



28-25 APU FUEL FEED SYSTEM

APU FUEL FEED OPERATION (WITH ELECTRICAL CWT SCAVENGE SYSTEM)

Functional Description

(1) When the APU control switch on the P5 pilots' overhead panel is put in the ON position, the APU fuel control relay R7200 is energized. Power is supplied from the battery to open the APU fuel shutoff valve and energize these boost pump control relays:

- Aft boost pump control relay for the No. 2 main tank R49

(2) If the APU fuel shutoff valve does not open when the APU is switched on, the APU FUEL advisory is displayed on the EICAS main screen and the APU FUEL VALVE status message is recorded.

(3) When the APU is switched on, dc power is also supplied to the APU fuel boost pump control relay. While the APU fuel boost pump control pressure switch senses low pressure in the No. 2 main aft boost pump fuel manifold, the relay is energized. Power is supplied to the APU dc fuel boost pump.

(4) If the APU dc fuel boost pump pressure switch senses low pressure after the APU dc fuel boost pump is commanded on, the APU FUEL advisory is displayed on the EICAS main screen and the APU FUEL PUMP status message is recorded.

(5) After the APU has started and the ac ground service transfer bus is energized, these boost pump will begin to operate:

- Aft boost pump for the No. 2 main tank.

(6) Fuel pressure from the pump actuates the APU dc fuel boost pump control pressure switch, removing the ground for the APU dc fuel boost pump relay and removing power from the APU dc fuel boost pump.

(7) In the event of a fire in the APU, pulling the APU fire switch will close the APU fuel shutoff valve.

(8) When the APU control switch is placed in OFF position, the APU fuel control relay is de-energized, causing the APU fuel shutoff valve to close. Power is removed from the control relay for the No. 2 aft main tank boost pump and the No. 2 aft main tank boost pump is turned off.

FUEL SYSTEM APU FUEL FEED

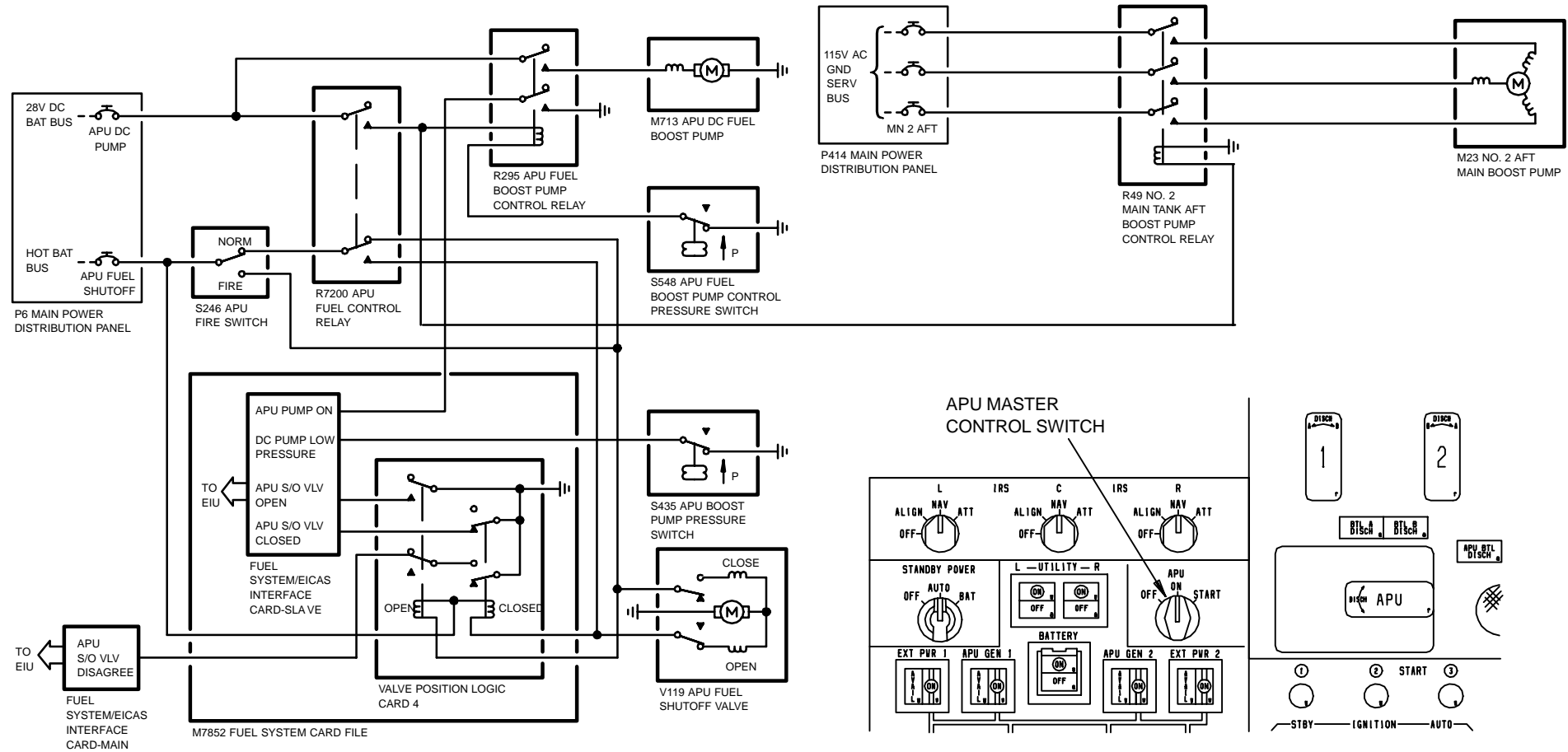


Figure 69 APU Fuel Feed System Operation



28-25 APU FUEL FEED SYSTEM

APU FUEL FEED OPERATION (WITH HYDROMECHANICAL CWT SCAVENGE SYSTEM)

Functional Description

(1) When the APU control switch on the P5 pilots' overhead panel is put in the ON position, the APU fuel control relay R7200 is energized. Power is supplied from the battery to open the APU fuel shutoff valve and energize these boost pump control relays:

- Aft boost pump control relay for the No. 2 main tank, R49 and,
- aft boost pump control relay for the No. 3 main tank, R51.

(2) If the APU fuel shutoff valve does not open when the APU is switched on, the APU FUEL advisory is displayed on the EICAS main screen and the APU FUEL VALVE status message is recorded.

(3) When the APU is switched on, dc power is also supplied to the APU fuel boost pump control relay. While the APU fuel boost pump control pressure switch senses low pressure in the No. 2 main aft boost pump fuel manifold, the relay is energized. Power is supplied to the APU dc fuel boost pump.

(4) If the APU dc fuel boost pump pressure switch senses low pressure after the APU dc fuel boost pump is commanded on, the APU FUEL advisory is displayed on the EICAS main screen and the APU FUEL PUMP status message is recorded.

(5) After the APU has started and the ac ground service transfer bus is energized, these boost pumps will begin to operate: Aft boost pump for the No. 2 main tank and, aft boost pump for the No. 3 main tank.

(6) Fuel pressure from the pumps actuates the APU dc fuel boost pump control pressure switch, removing the ground for the APU dc fuel boost pump relay and removing power from the APU dc fuel boost pump.

(7) In the event of a fire in the APU, pulling the APU fire switch will close the APU fuel shutoff valve.

(8) When the APU control switch is placed in OFF position, the APU fuel control relay is de-energized, causing the APU fuel shutoff valve to close. Power is removed from the control relays for the No. 2 and No. 3 aft main tank boost pumps and the No. 2 and No. 3 aft main tank boost pumps are turned off.

FUEL SYSTEM APU FUEL FEED



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

B2

28-25

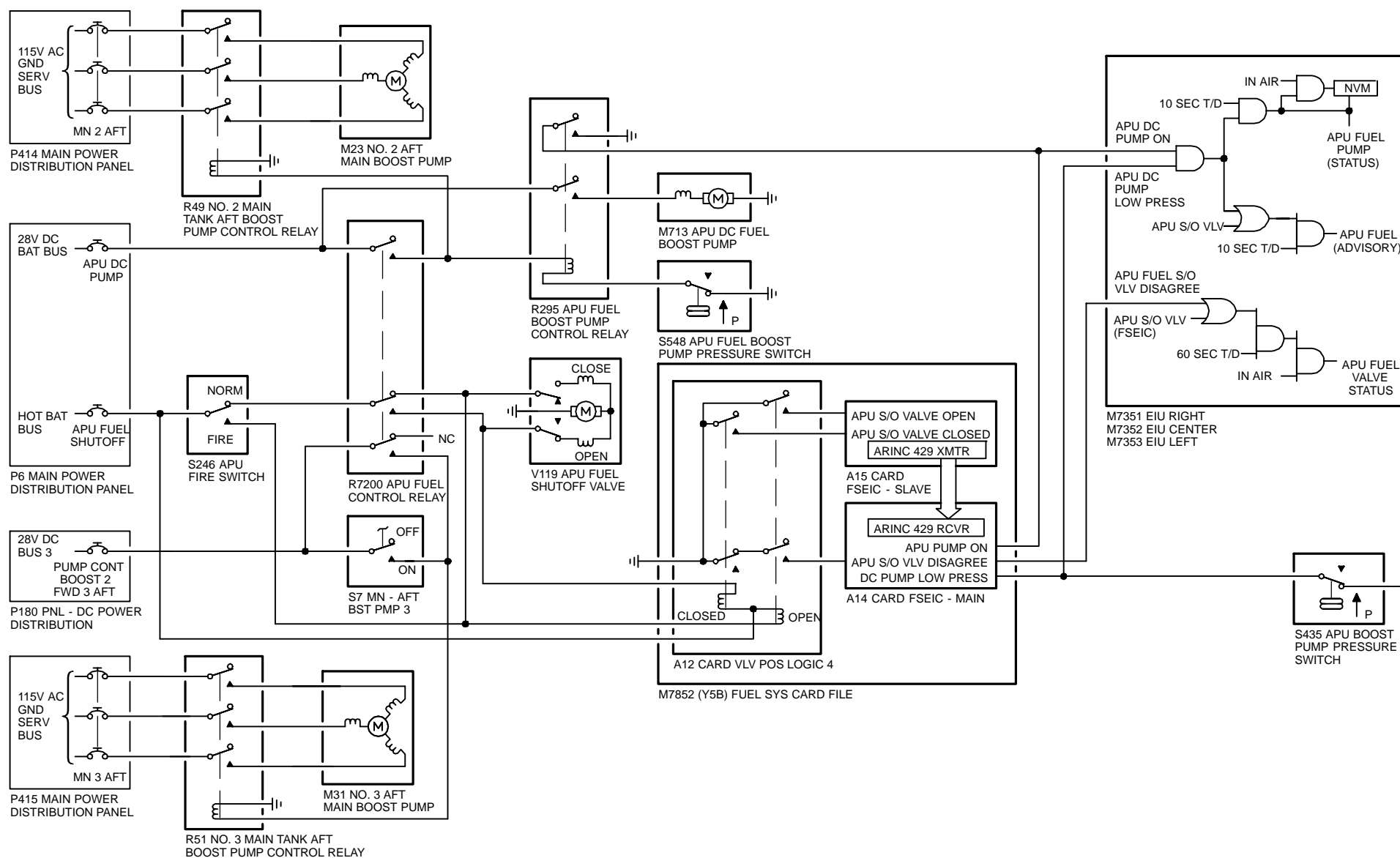


Figure 70 APU Fuel Feed Operation (with Hydromechanical CWT Scavenge System)

FUEL SYSTEM APU FUEL FEED



Lufthansa Technical Training

B 747-400
B1
28-25

APU FUEL CROSSFEED SUPPLY

MM 12-11-01 Page 310

Airplanes With An Electrical Fuel Scavenge System

If the APU is used to supply power for the pressure refuel procedure, the No. 2 main tank must contain a minimum of 1270 kilograms of fuel. This is to permit a continuous operation of the APU during the pressure refuel procedure.

(a) When the APU master control switch is in the START or ON position, the aft boost pump for the No. 2 main tank is automatically operated.

Airplanes With A Hydromechanical Scavenge System

If the APU is used to supply power for the pressure refuel operation, the No. 2 and the No. 3 main tanks must each contain a minimum of 1270 kilograms of fuel. This is to permit a continuous operation of the APU during the pressure refuel operation.

(a) When the APU master control switch is in the START or ON position, the aft boost pumps for the No. 2 and No. 3 main tanks are automatically operated.

Airplanes With An Electrical Fuel Scavenge System

If the No. 2 main tank does not contain sufficient fuel, the other main tanks, No. 1, 3 or 4 or the center wing tank can supply the APU with fuel.

Airplanes With A Hydromechanical Scavenge System

if the two inboard main tanks do not contain sufficient fuel, the outboard main tanks, or the center wing tank can supply the APU with fuel.

- The hydromechanical scavenge system will operate when these conditions exist:
 - The fuel-feed transfer line is pressurized by the operation of one or more of the boost pumps (this includes the automatic operation of the aft boost pumps in the inboard main tanks, No. 2 or No. 3, during APU operation).
 - The approximate fuel quantity in the center wing tank is less than 1820 kilograms.

- The approximate fuel quantity in the No. 2 and No. 3 main tanks is less than 27,270 kilograms.

To use the No. 1, 3, or 4 main tanks to supply fuel to the APU:

- 1) Operate the boost pump for the applicable main tank.
 - Qty < 3.2 to,
 - pull CB from Main 2 Aft Boost Pump (P 414 R 18)
 - for airplanes with hydromechanical scavenge system and low fuel in both inb. main tanks open also CB Main 3 Aft Boost Pump(P415M29)
 - Qty. > 3.2 to in inb. main tank
 - may use OVRD/JETT pump
- 2) Open the crossfeed valve for the applicable main tank.
- 3) Open the No. 2 crossfeed valve.
- 4) Put the APU switch to the ON position.

To use the center wing tank to supply fuel to the APU:

- 1) Operate the pump(s) for the center wing tank (left pump preferred).
- 2) Open the crossfeed valve for the No. 2 main tank.
- 3) Put the APU switch to the ON position.

FUEL SYSTEM APU FUEL FEED

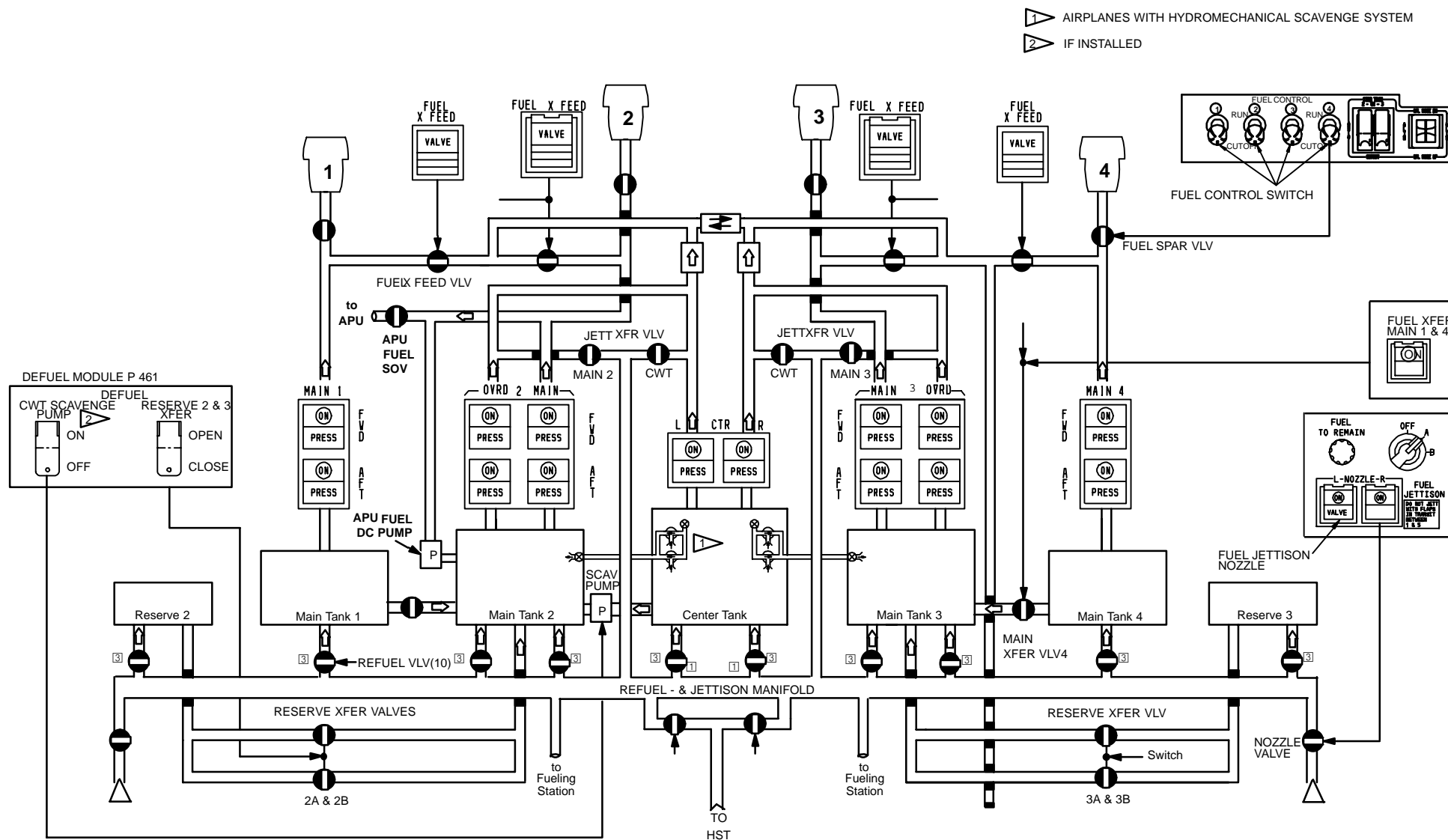


Figure 71 APU Crossfeed Supply



28-15 CWT SCAVENGE SYSTEM

CWT SCAVENGE PUMP

- befindet sich im linken Wing Gear Wheel Weel an der Rückwand des CWT.
- pumpt den Restkraftstoff, der von den OVRD/JETT Pumps nicht mehr gefördert wird (ca. 1 200 kg) in den Main Tank No. 2.
- besteht aus:
 - 115 VAC Motor/Impeller Einheit.
 - Receiver mit Removal Check Valve.
- kann bei vollem Tank gewechselt werden.
- Förderleistung ca. 700 kg/h
- Druck ca. 8 PSI
- wird während des Fluges automatisch von der FSMC (Fuel System Management Card) eingeschaltet, wenn:
 - eine der beiden Center Wing Tank Override / Jettison Pumps LOW PRESSURE meldet (Pump Switch für mehr als 5 min. in ON)
 - der Reserve Tank Transfer durch die FSMC eingeleitet wurde.
- läuft so lange, bis der SCAVENGE PUMP LOW PRESSURE SWITCH 5 min. lang Low Pressure meldet oder ein TIME DELAY von 120 Minuten abgelaufen ist.
- wird vom CMC überwacht.

Zum inoperativ Setzen der Scavenge Pump wegen Ballast Fuel siehe MM 12-11-01 TASK no.12-11-01-003-340.

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

B1

28-15

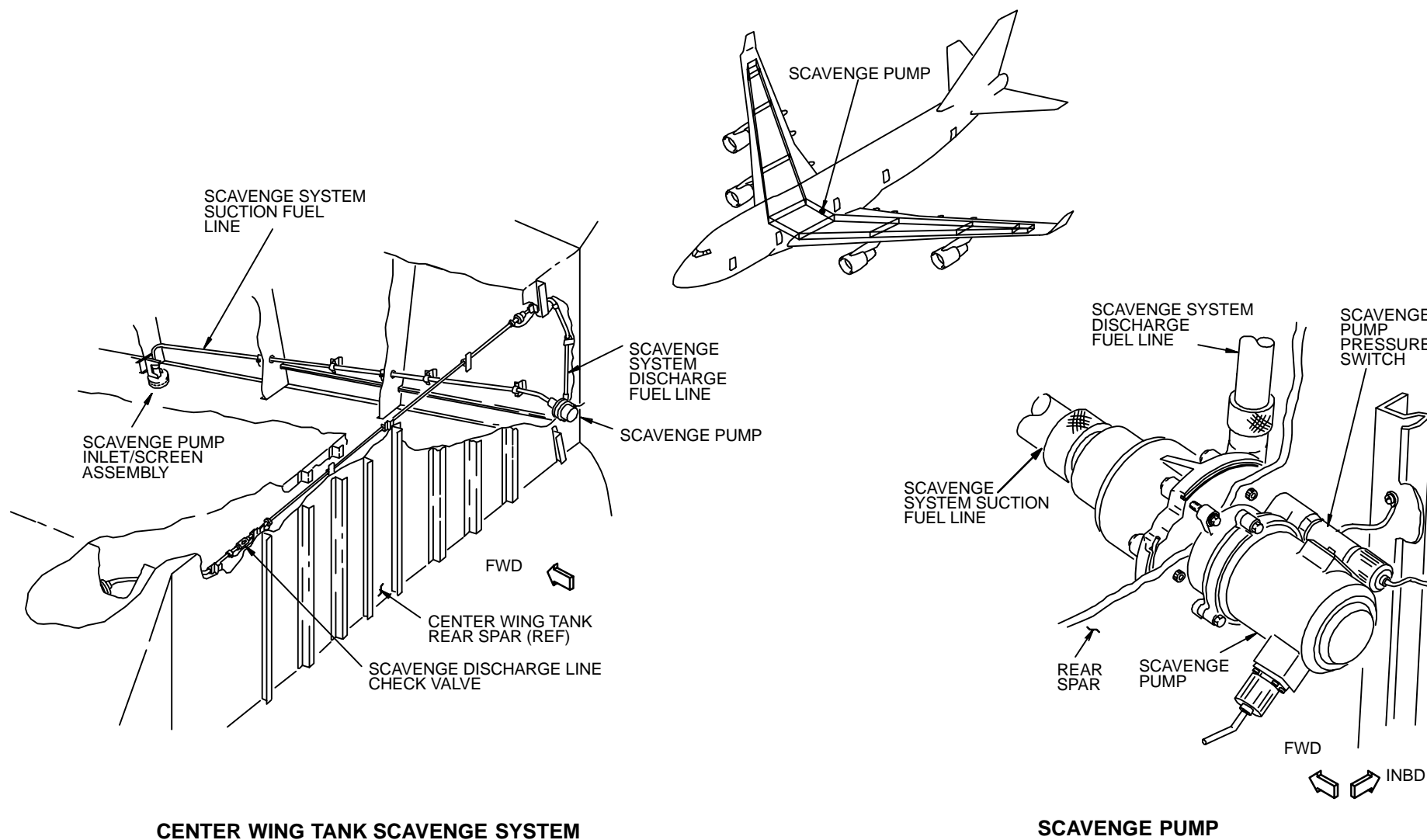


Figure 72 CWT Scavenge Pump

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM



SCAVENGE PUMP CONTROL

Scavenge Pump Switch TEST as per Maintenance Manual Procedure

(1) Put the CWT SCAVENGE PUMP switch on the defuel module, found on the P461 pilots' overhead panel, to the ON position.

(a) Make sure the EICAS message >SCAV PUMP ON (ADVISORY) is shown on the main EICAS display.

(b) Monitor the fuel quantity on the Main EICAS display to make sure the fuel quantity in the center wing tank decreases.

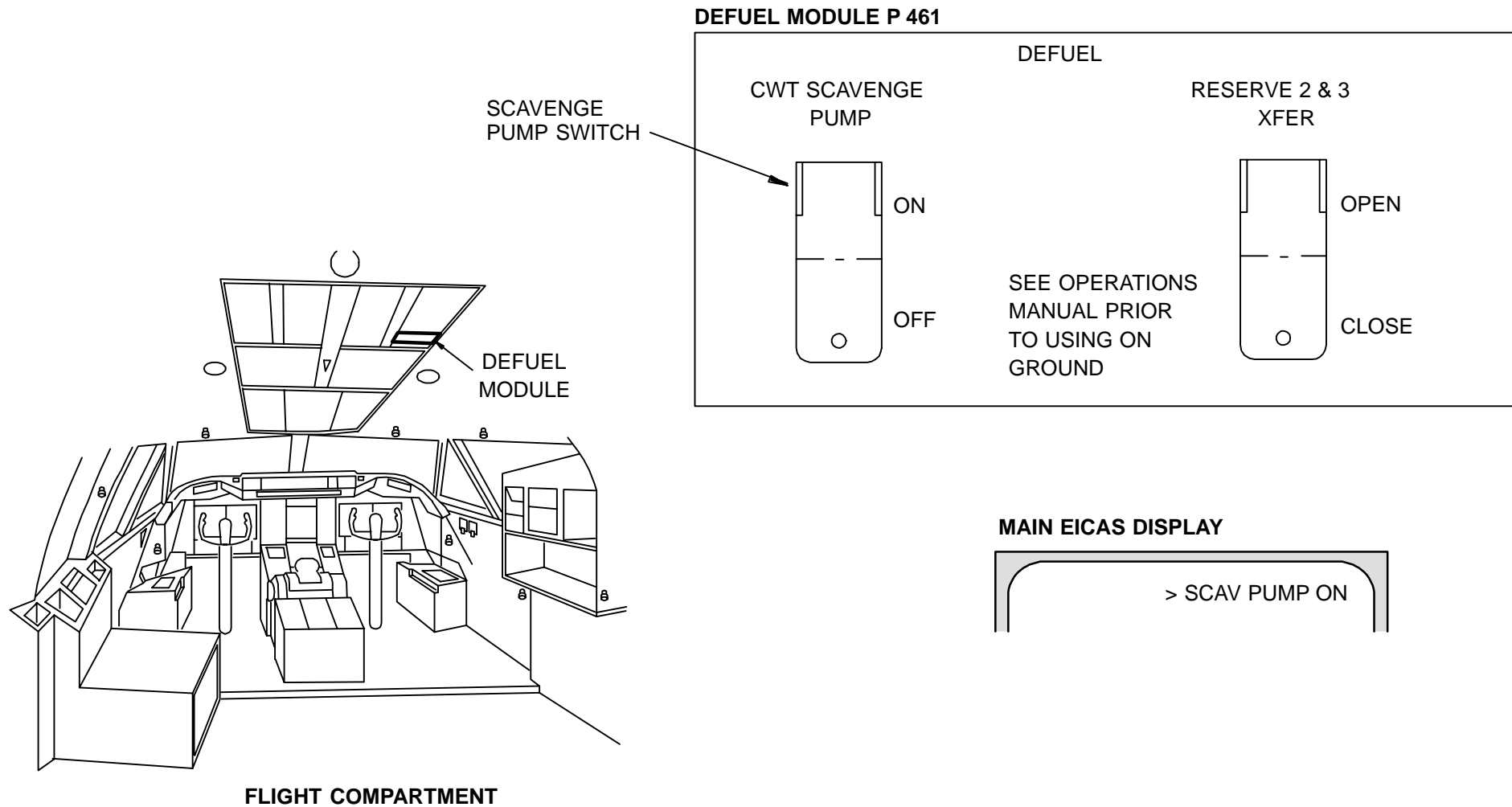
NOTE: The scavenge pump flow arrow on the fuel synoptic display does not show during this test.

(2) Put the CWT SCAVENGE PUMP switch to the OFF position.

(a) Make sure the EICAS message >SCAV PUMP ON (ADVISORY) does not show.

**FUEL SYSTEM
CWT SCAVENGE SYSTEM****Lufthansa
Technical Training****B 747-400**

1M

28-15**Figure 73 CWT Electrical Scavenge Pump Control**



28-15 CWT SCAVENGE PUMP

SCAVENGE PUMP OPERATION

Functional Description

(1) The center wing tank scavenge system becomes operative when the scavenge pump relay is energized by 28-volt dc power and 115-volt ac power supplied to the scavenge pump.

(2) The fuel system management card (FSMC) receives inputs from the center wing tank override/jettison pump low pressure switches, the override/jettison pump control switches, the air/ground sensors, and the scavenge pump low pressure switch to control and monitor the operation of the scavenge pump.

(3) The scavenge pump is activated by the FSMC when the following conditions exist:

- (a) The airplane is in the air and,
 - 1) Low pressure condition exists at either center wing tank override/jettison pump
 - 2) Corresponding center wing tank override/jettison pump control switch, located on the fuel management control module, is in the ON position. This switch must be in the ON position for 5 minutes.
- (b) Or, the airplane is in the air and the FSMC commands reserve tank transfer valves open.

(4) If the scavenge pump is commanded on by the FSMC and the scavenge pump pressure switch signals low pressure for more than 20 seconds, a FUEL SCAV PUMP advisory and status message, indicating pump non-operation, is recorded. The advisory message is displayed on main EICAS display once per flight for five minutes. The status message is displayed on the auxiliary EICAS screen when the STAT button is pressed.

(5) On the fuel synoptic page, a white directional arrow is displayed when the pump is commanded on. The arrow is located between the center tank display and the main 2 tank display.

(6) When the scavenge pump produces a pressure, a green flow bar is added to the white directional arrow.

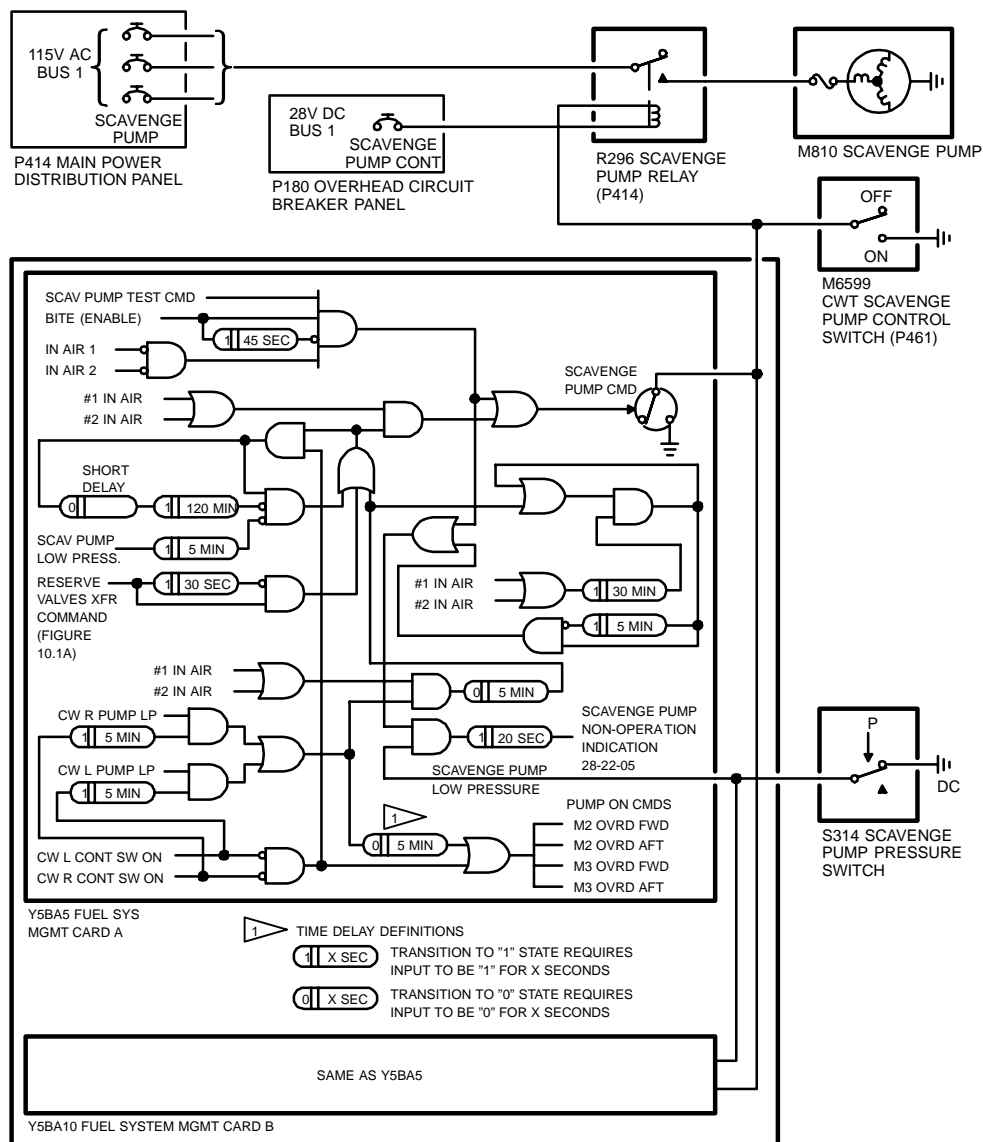
(7) With the pump operating, fuel in the tank is drawn in through the pump inlet/screen assembly into the suction line and pump housing. Fuel in the pump is discharged into No. 2 main tank through a check valve in the pump housing and another check valve installed in the discharge line.

(8) When the scavenge pump discharge pressure drops below 4.0-7.0 psi, the scavenge pump pressure switch sends a low pressure signal to the FSMC. After 5 minutes, the card de-energizes the pump control relay and power is removed from the scavenge pump. The relay will also be de-energized if the pump has been operating for 120 minutes. The green flow bar will not be displayed when the pressure is no longer being produced from the scavenge pump.

(9) The center wing tank scavenge system is tested on the ground by calling up the scavenge pump BITE test from the central maintenance computer (CMC) using any CDU. The test simulates the conditions that cause the FSMC to command the pump on, so that the card is tested along with the pump and control relay.

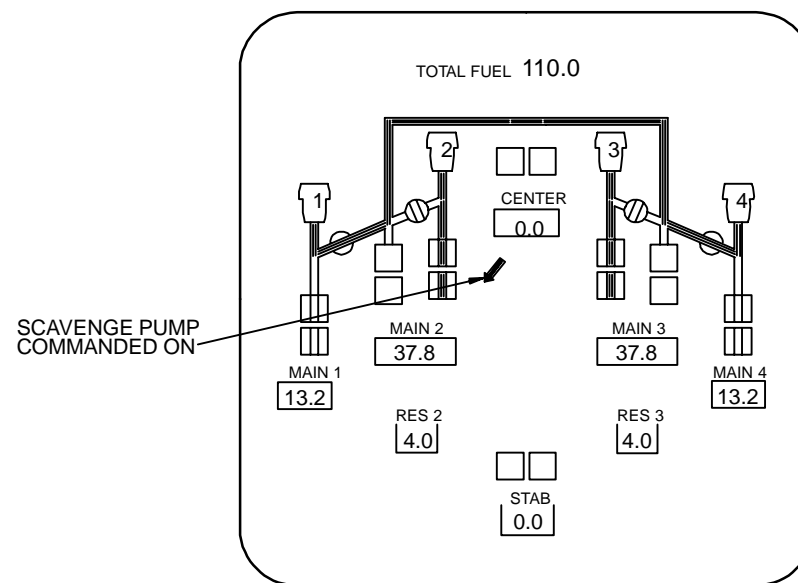
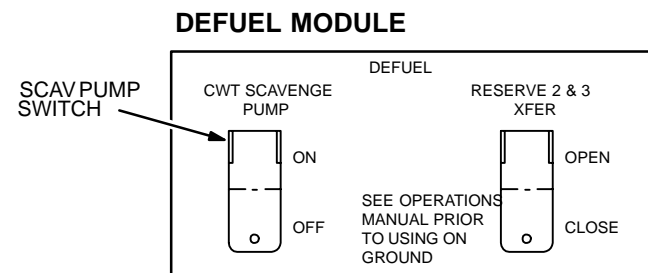
(10) The scavenge pump can be operated on the ground using the CWT SCAVENGE PUMP switch, located on P461 pilots' overhead maintenance panel. You must transfer fuel from the No. 2 main tank (if the tank is full) before you position the SCAVENGE PUMP to the ON position. If the No. 2 main tank is full when the scavenge pump is on, an overfill condition can occur.

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM



M7852 FUEL SYSTEM CARD FILE

Center Wing Tank Scavenge Pump Control Simplified Schematic



EICAS Fuel Synoptic - Center Wing Tank Scavenge System

Figure 74 CWT Scavenge Pump Operation

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
B1
28-15

CWT SCAVENGE PUMP GROUND TEST

MM 28-15-00 Page 501

A. This procedure gives instruction for an operational test and a system test of the scavenge system for the center wing tank.

B. The operational test uses the ground test started by the CMCS.

The ground test makes sure the scavenge pump and the fuel system management cards (FSMC) logic that controls the scavenge pump are serviceable.

- When Scavenge Pump is commanded ON by FSMC, there will be a white arrow between CWT and main tank no. 2
- A green flow bar will be added to the white arrow when pump discharge pressure is above 7 Psi.

C. You can also use the scavenge pump control switch to make sure the scavenge pump system is serviceable. The scavenge pump control switch is found on the P461 panel Defuel Control Module.

D. The system test puts the airplane in the air mode and makes sure the scavenge pump and the fuel system management logic operates correctly.

If the pump is started by the maintenance switch, there will be no indication on the EICAS fuel synoptic except the advisory message > SCAVENGE PUMP ON.

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM

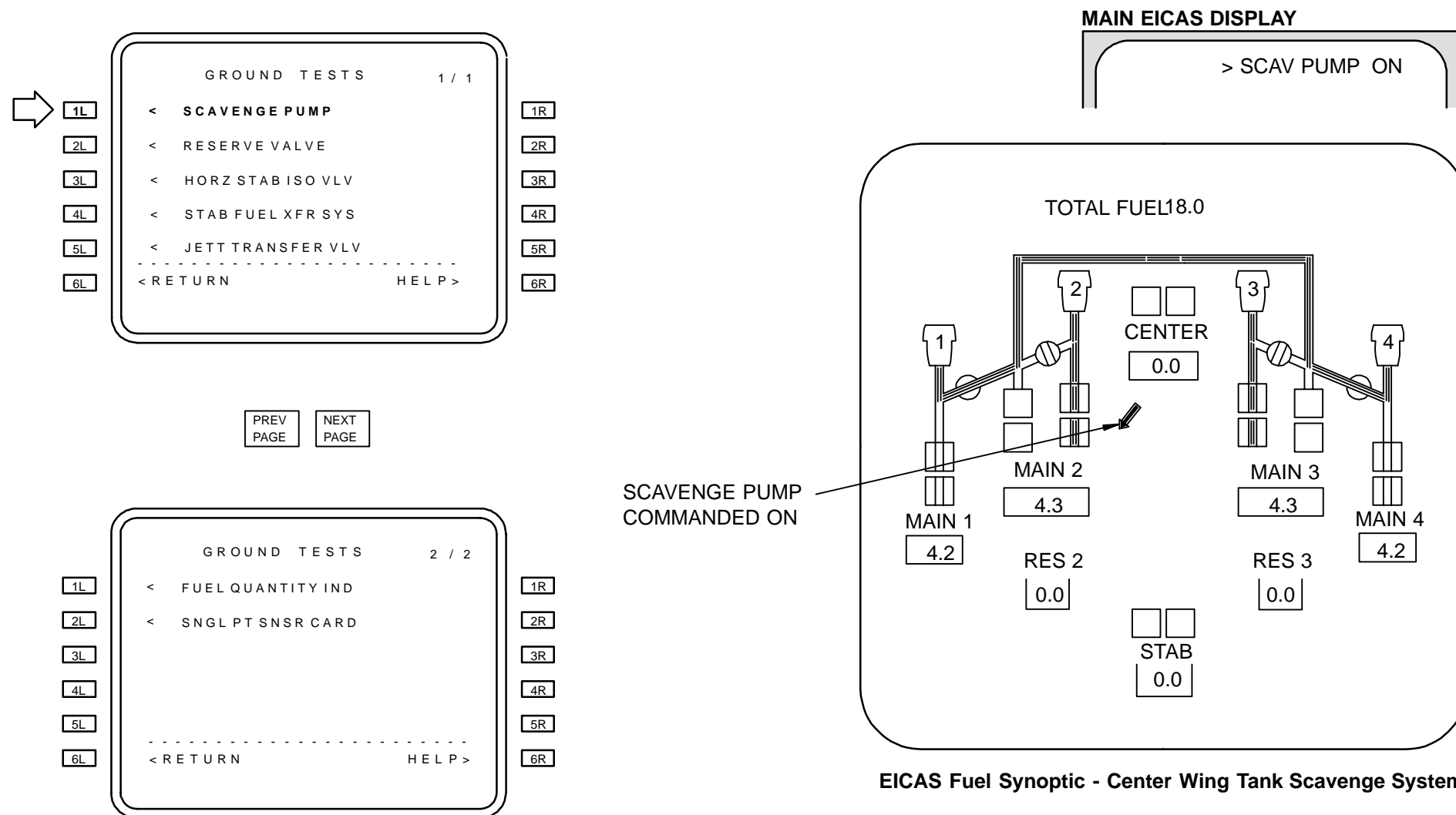


Figure 75 CWT Electrical Scavenge Pump Ground Test



28-15 CWT SCAVENGE SYSTEM

AIRPLANES WITH HYDROMECHANICAL FUEL SCAVENGE SYSTEM

The hydromechanical fuel scavenge system is a non-electrical system that uses four jet pumps to move (scavenge) the fuel that cannot be pumped by the CWT override/jettison pumps. The fuel is scavenged from the center wing tank into the No. 2 and No. 3 main tanks.

(1) There is a left side scavenge system that goes into the No. 2 main tank and a right side system that goes into the No. 3 main tank. The operation of the left and right side of the scavenge system is the same.

(2) With all four of the jet pumps below the level of the fuel, the scavenge system moves fuel from the center wing tank to the inboard main tanks at an approximate rate of 545 kilograms per hour.

(3) The scavenge system operates when:

- (a) The fuel-feed transfer line is pressurized by one or more of the boost pumps or the override/jettison pumps.
- (b) The float valve(s) near the bottom of the center wing tank are open (the approximate fuel quantity in the center wing tank is less than 1820 kilograms).
- (c) The float valve(s) on the top of the inboard main tanks are open (the approximate fuel quantity in the No. 2 or No. 3 main tanks is less than 27,270 kilograms).

(4) When the float valves in the inboard main tanks are closed, fuel cannot go through the scavenge system from the center wing tank to the inboard main tanks. This prevents an overfill condition in the inboard main tanks.

(5) On the ground, the fuel-feed transfer line is pressurized during APU or fuel transfer operations. If the scavenge system floats in the center wing tank and the inboard main tank are open, fuel will move from the center wing tank to the inboard main tanks.

(a) During APU operation the aft boost pumps in the No. 2 and the No. 3 tanks supply pressure to the APU fuel supply line through the fuel-feed transfer line. The automatic operation of the aft boost pumps in the No. 2 and No. 3 main tanks will prevent a fuel imbalance if the fuel scavenge system operates.

Airplanes without CMCS -009 S/W or subsequent CMCS S/W dash numbers

During APU operation on the ground the CMCS message, 28762, MAIN TANK 3 AFT BOOST PUMP ON WHEN COMMANDED OFF can show. This is a nuisance message and no maintenance corrective action is necessary.

(b) During APU operation if the No. 1 or 4 main tanks or the center wing tank is used to supply fuel to the APU, a fuel imbalance will not occur. However, fuel will move (transfer) from the center wing tank to the No. 2 and No. 3 main tanks if the scavenge system operates.

(c) When fuel is moved from one fuel tank to another tank (fuel transfer) the boost pumps and/or the override/jettison pumps supply pressure to the fuel-feed transfer line. If the fuel scavenge system operates, unwanted fuel can move into the No. 2 and No. 3 main tanks. To prevent the transfer of fuel into the No. 2 or No. 3 main tanks, it is necessary to remove the left side fuel strainer for the No. 2 main tank and the right side fuel strainer for the No. 3 main tank (AMM 28-15-00/201).

(6) The fuel synoptic can be used to check the operation of the scavenge system. If there is a decrease in the fuel quantity in the center wing tank with a subsequent increase in the No. 2 or No. 3 main tanks, the scavenge system is operational.

(7) Maintenance for the scavenge system is done by the removal of the two fuel strainers attached to the rear spar in the wheel well for the wing landing gear.

(a) With the fuel strainers removed, a poppet valve in the fuel strainer housing prevents fuel flow into the fuel scavenge system.

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM

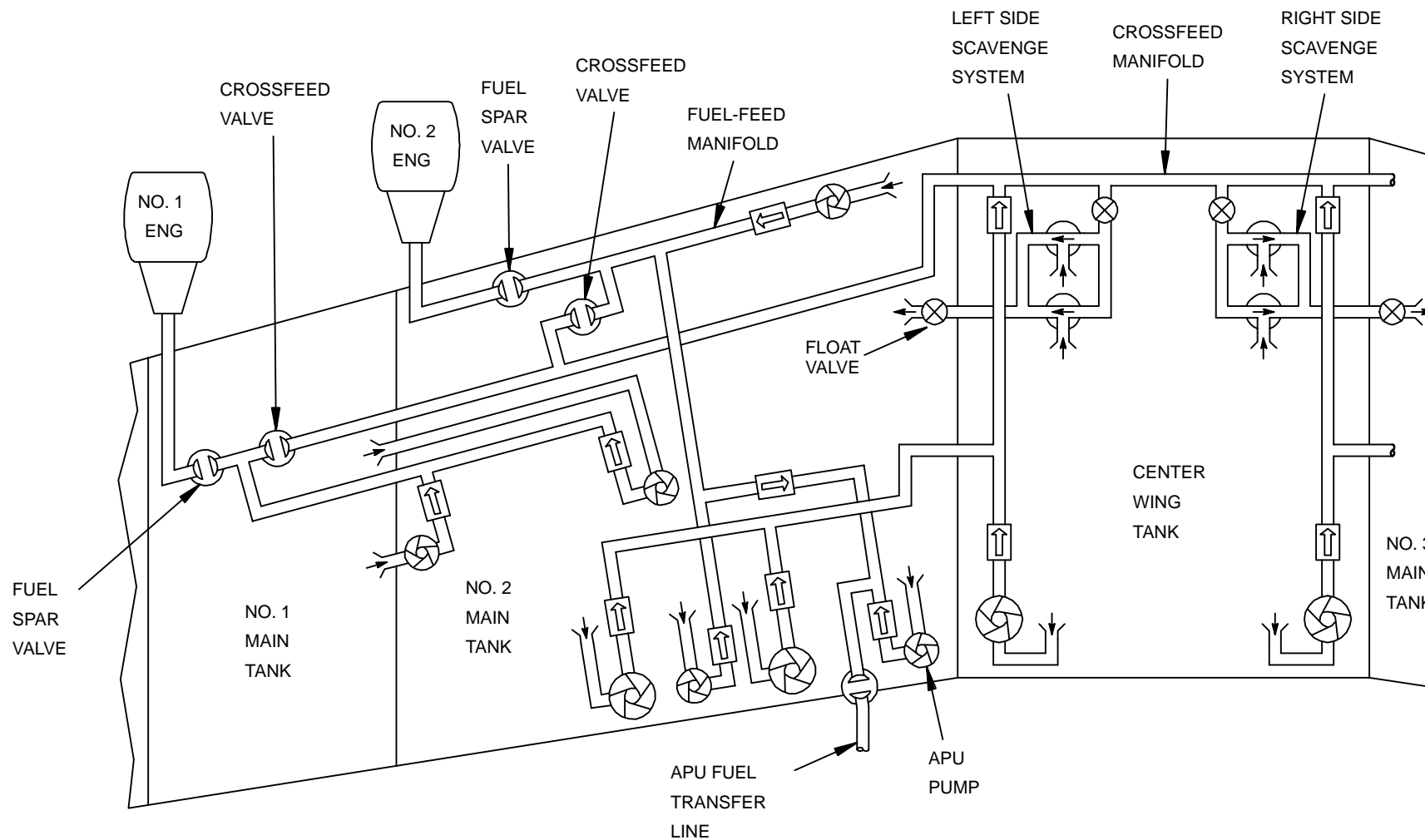


Figure 76 CWT Hydromechnical Scavenge System



28-15 CWT SCAVENGE SYSTEM

HYDROMECHANICAL SCAVENGE SYSTEM COMPONENT DESCRIPTION

Fuel Scavenge Jet Pumps

(1) There are four jet pumps in the center wing tank. The jet pumps are attached to the lower panel intercostals (forward and aft of the mid spar of the center wing tank). To get to the jet pumps you must go through the center wing tank access door and the spanwise beam access doors.

(2) The jet pumps are used to move the fuel from the center wing tank to the inboard main tanks. The jet pumps use pressurized fuel flow from the fuel-feed transfer line to supply the motive port with fuel pressure. The motive port pulls a secondary fuel flow from the fuel inlet on the bottom of the center wing tank through the jet pump induced port. The motive and induced flow are mixed together and then exit the jet pump through the discharge port. The fuel flows through a tube attached to the wing center section mid spar into the No. 2 or the No. 3 main tank. A check ball in the jet pump closes when the motive flow pressure is low to stop the flow of fuel back into the center wing tank.

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM

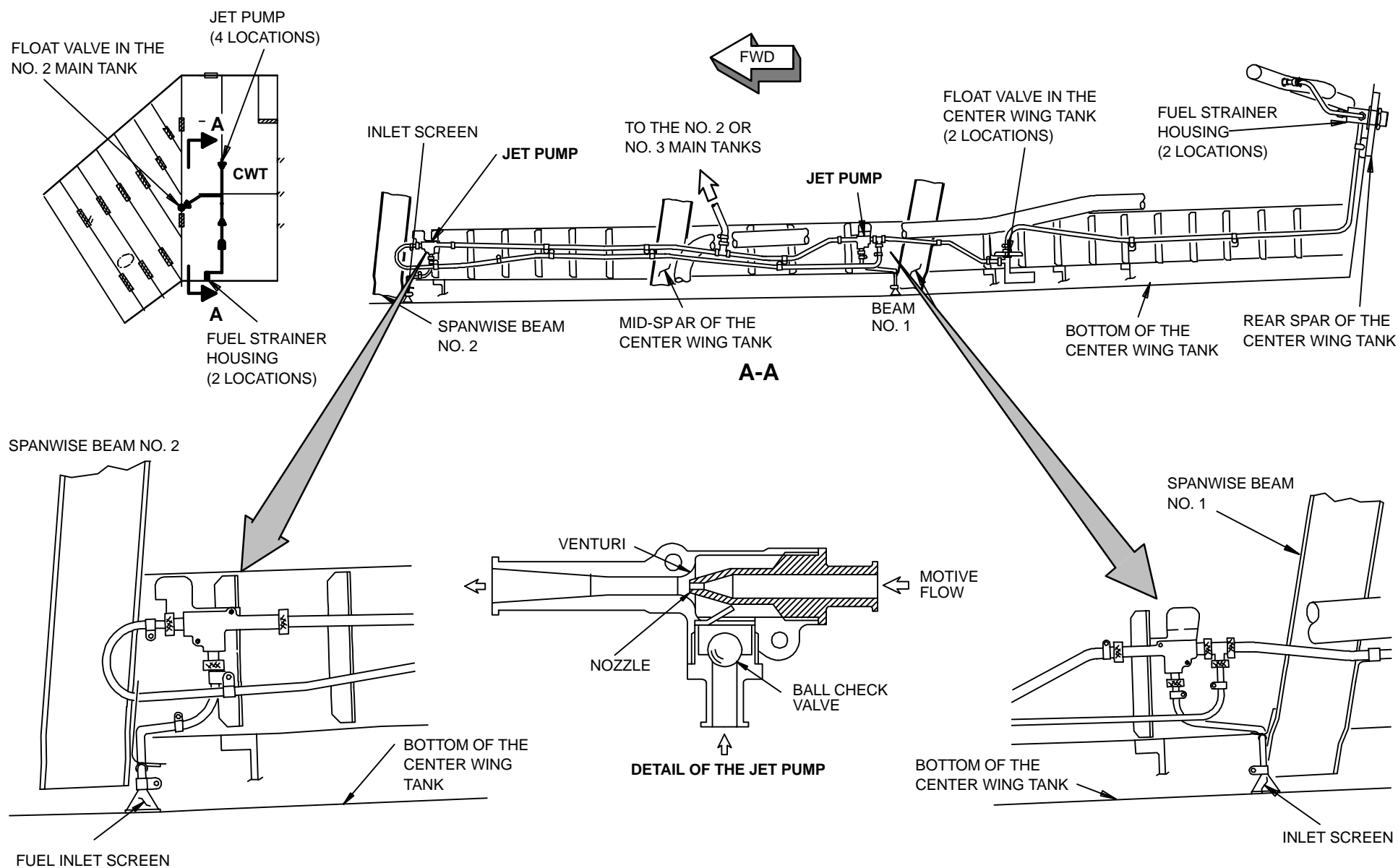


Figure 77 CWT Hydromechnical Fuel Scavenge Jet Pumps

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
2M
28-15

Float Valve in the Center Wing Tank

(1) There are two float valves in the center wing tank attached to the lower intercostals (aft of the No. 1 spanwise beam for the center wing tank). The float valves are found near the bottom of the tank. To get to the float valves you must go in the center wing tank through the center wing tank access door and the spanwise beam access doors.

(2) The valve contains a body and a float assembly. The body contains a poppet and a stem which is attached to the float.

(3) When the center wing tank is empty, the float is down which causes the stem to pull the poppet and the valve open. When the level of the fuel in the center wing tank is above the float valve, the float moves up which causes the poppet and the valve to close. **When the float valve is closed, fuel cannot move from the fuel-feed transfer line into the fuel scavenge system.**

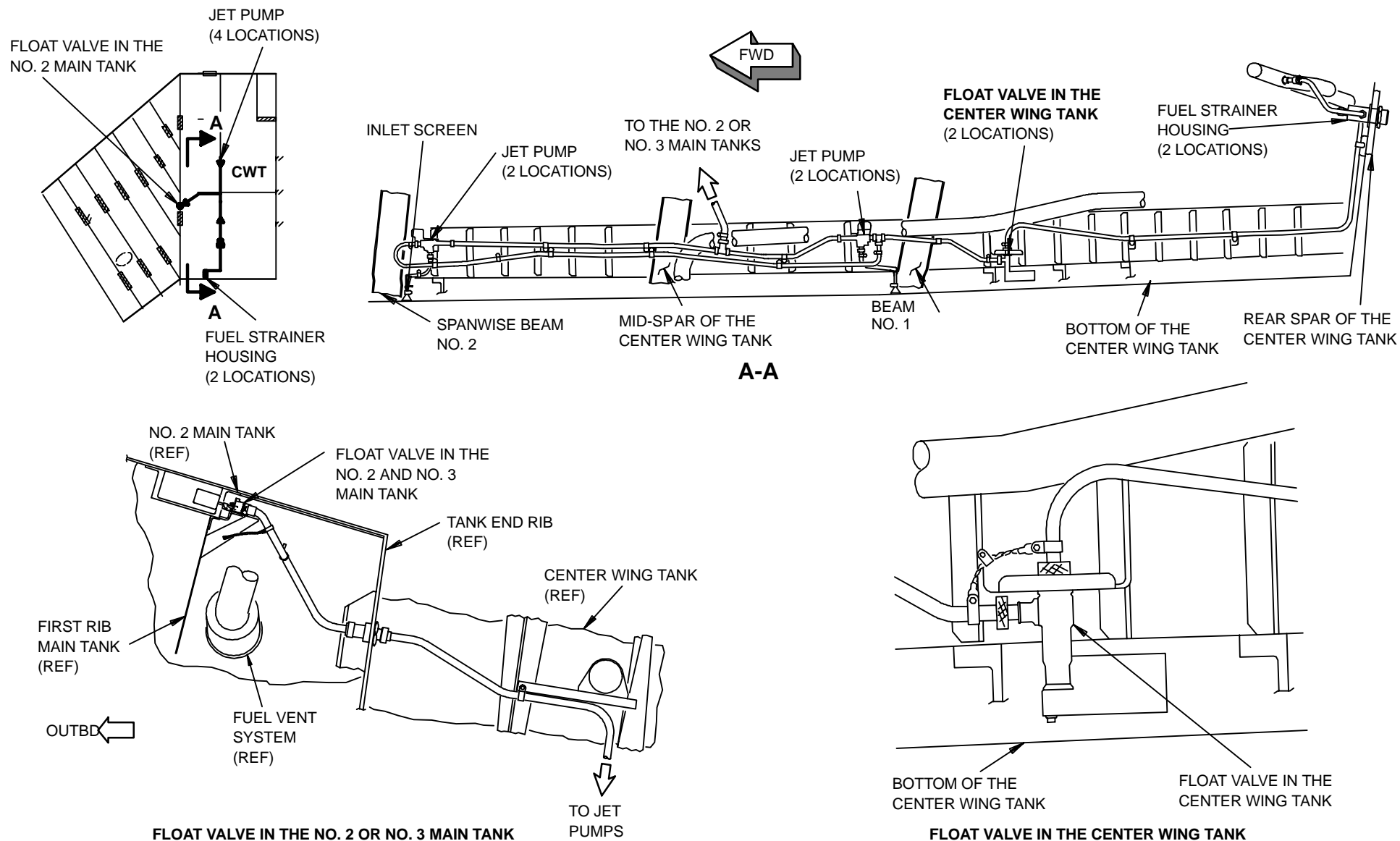
Float Valve in the No. 2 and No. 3 Main Tanks

(1) There is one float valve in each of the No. 2 and No. 3 inboard main tanks attached to the first rib ((WBL 150.00) at the mid spar. The float valve is found near the top of the fuel tank. To get to the float valves in the No. 2 or No. 3 main tanks, you must go into the inboard main tank through access doors 544AB or 544AB.

(2) The valve contains a body and float assembly. The body contains a poppet and a stem which is attached to the float.

(3) When the inboard main tanks are not full, the float is down which causes the stem to pull the poppet and the valve open. When the level of the fuel in the inboard main tank is above the float valve, the float moves up which causes the poppet and the valve to close. **When the float valve is closed, fuel cannot go through the scavenge system from the center wing tank to the inboard main tanks.** This prevents an overfill condition in the inboard main tanks. The closed float valve in the main tanks **also prevents the flow** of fuel from the main tanks **back into the center wing tank** through the fuel scavenge system line.

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM



FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM



Fuel Strainer Housing

(1) There are two fuel strainer housing assemblies found on the rear spar of the center wing tank (Ref LBL/RBL 112.60). The fuel strainer housing contains the fuel strainer and two poppet-type shutoff valves. To get to the fuel strainer housing assemblies you must go in the center wing tank through the center wing tank access door and the spanwise beam access door.

(2) The fuel strainer housing contains a line replaceable fuel strainer, an inlet and outlet port, poppet check valves (to stop fuel flow with the fuel strainer removed for maintenance) and a cap for access to the fuel strainer.

(3) When the fuel strainer is removed from the fuel strainer housing, the maximum quantity of fuel that can drain from the fuel strainer is 15 cubic inches (245 cubic centimeters) of fuel. With the fuel strainer and cap removed, the maximum rate of the leakage is .06 cubic inch (1 cubic centimeter) per minute at any fuel system pressure.

(4) With the strainer removed and the cap replaced, fuel cannot go through the fuel strainer housing through the inlet or the outlet ports at any fuel system pressure.

NOTE: There is not a fuel strainer bypass function.

NOTE: For deactivation of the scavenge system due to operation with ballast fuel refer to MM task no. 12-11-01-003-340.

Fuel Strainer

(1) There is a fuel strainer in each of the fuel strainer assemblies located on the rear spar of the center wing tank (Ref LBL/RBL 112.60). To get to the fuel strainers you must go in the wheel well for the wing landing gear and remove the cap from the fuel strainer assembly.

(2) The fuel strainer does not let unwanted particles to go through the fuel strainer housing and into the fuel scavenge system. The fuel strainer will stop a 0.025 inch diameter particle.

(3) **The fuel strainer can be cleaned with water or shop air pressure (up to 90 PSI).**

FUEL SYSTEM CWT SCAVENGE SYSTEM

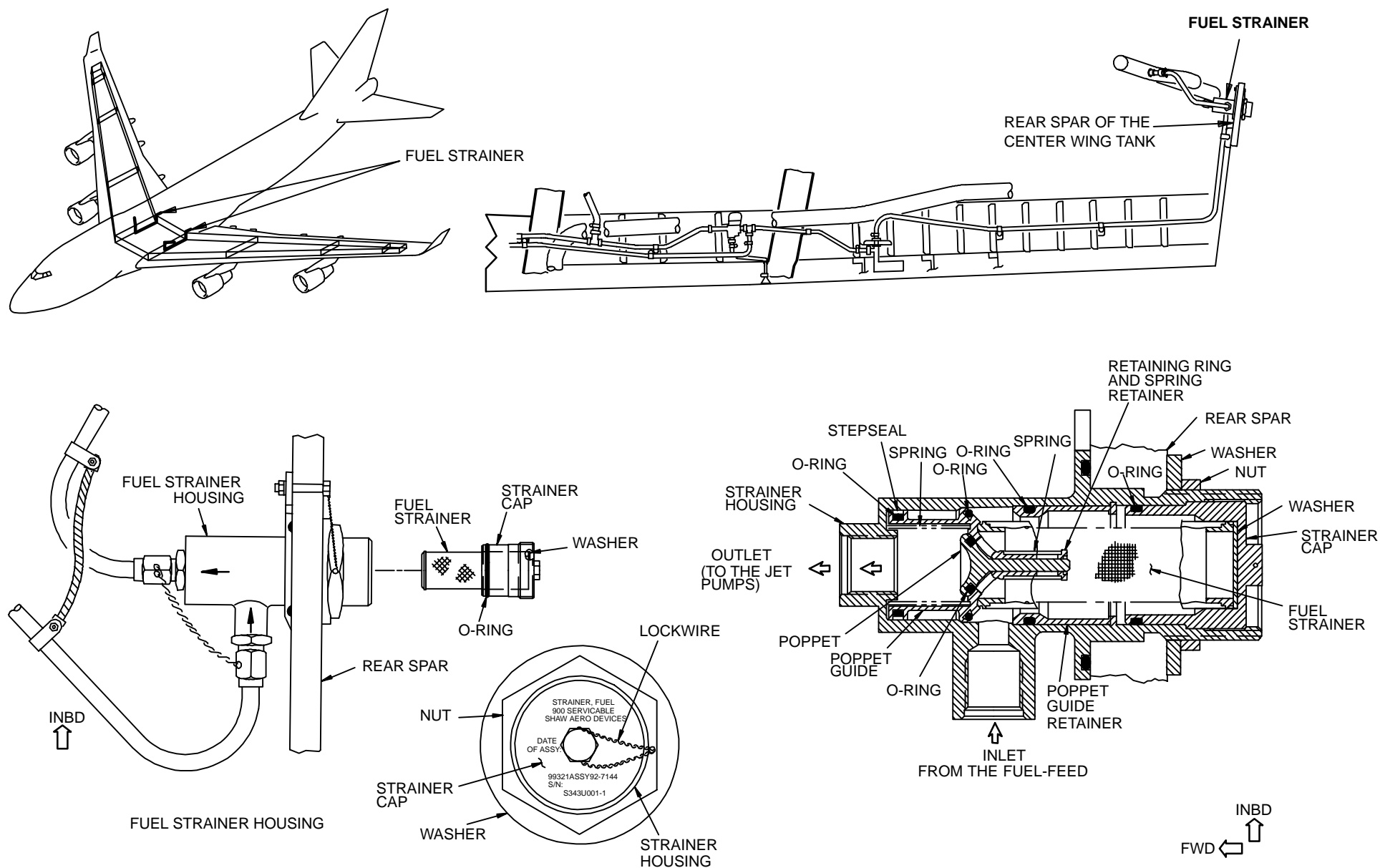


Figure 79 CWT Hydromechanical Scavenge System Fuel Strainer



28-42 FUEL PRESSURE INDICATION SYSTEM

FUEL PRESSURE INDICATION COMPONENTS

Low Pressure Switches

- dienen der Anzeigen auf dem Fuel Management Panel (P 5) und der EICAS Fuel Synoptic Page.
- sind **alle baugleich** und austauschbar
- haben einen Schaltwert von 4-7 PSI
- schalten bei Low Pressure ein Massesignal
- dienen den EIU's zum generieren der Flow Bars (grün) auf der Fuel Synoptic Page.

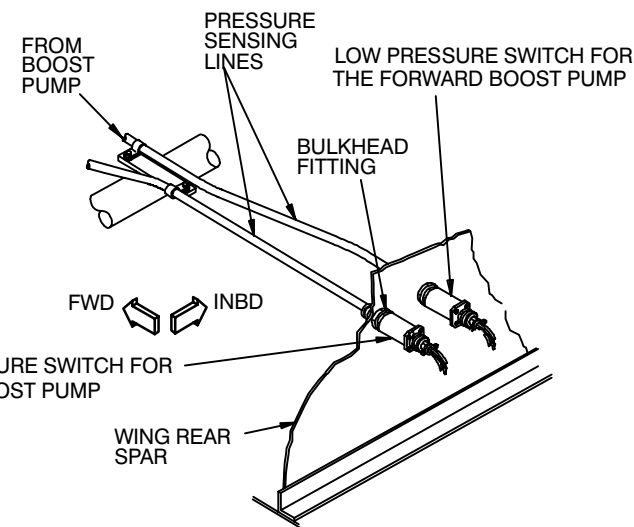
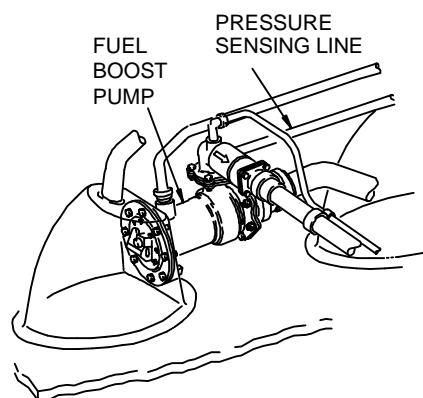
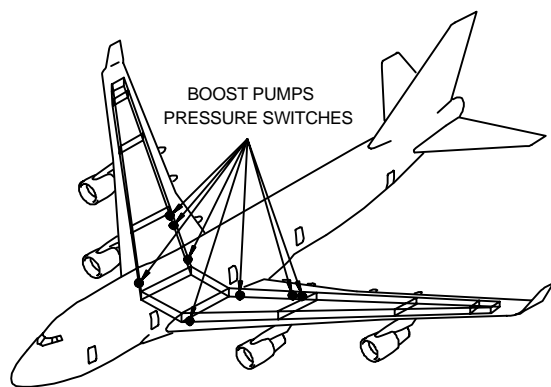
Main Tank 1 & 4 Boost Pump Low Pressure Switches

- sind am Tragflächenhinterholm im Bereich der STRUTS von ENGINE 2 und 3 eingebaut.
- dienen der Steuerung
 - der Low Pressure Lights im Pumpenschalter
 - des Pumpensymbols auf der Fuel Synoptic Page
 - von Fuel Pump EICAS Messages
- dienen den EIU's zum generieren der Flow Bars

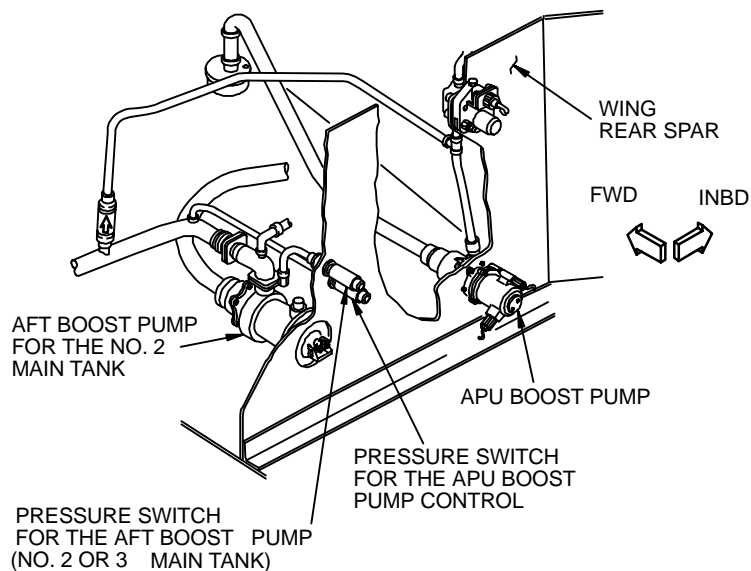
Main Tank 2 & 3 Boost Pump Low Pressure Switches

- sind im jeweiligen Bereich der MAIN TANK BOOST PUMPS eingebaut.
- dienen der Steuerung
 - der Low Pressure Lights im Pumpenschalter
 - des Pumpensymbols auf der Fuel Synoptic Page
 - von Fuel Pump EICAS Messages
- dienen den EIU's zum generieren der Flow Bars

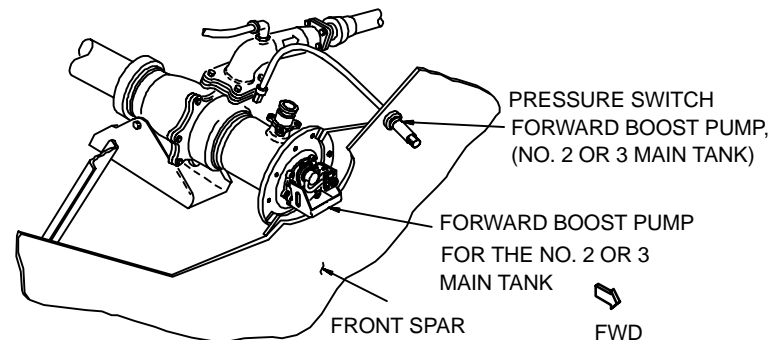
FUEL SYSTEM FUEL PRESSURE INDICATION



**PRESSURE SWITCHES FOR THE FORWARD AND AFT BOOST PUMPS
(NO. 1 OR 4 MAIN TANK)**



**PRESSURE SWITCH FOR THE AFT BOOST PUMP
(NO. 2 OR 3 MAIN TANK)**



**PRESSURE SWITCH FOR THE FORWARD BOOST PUMP
(NO. 2 OR 3 MAIN TANK)**

Figure 80 Main Tank Boost Pump Low Pressure Switches

FUEL SYSTEM

FUEL PRESSURE INDICATION



CWT Pump Low Pressure Switches

- sind von oben im Pumpengehäuse installiert
- dienen der Steuerung
 - der Low Pressure Lights im Pumpenschalter
 - des Pumpensymbols auf der Fuel Synoptic Page
 - von Fuel Pump EICAS Messages
 - der CWT Scavenge Pump (falls eingebaut) durch die FSMC
 - der inb. Main Tank OVRD/JETT Pumps durch die FSMC
- dienen den EIU's zum generieren der Flow Bars

Inboard Main Tank Override / Jettison Pump Low Pressure Switches

- sind von oben im Pumpengehäuse installiert
- dienen der Steuerung
 - der Low Pressure Lights im Pumpenschalter
 - des Pumpensymbols auf der Fuel Synoptic Page
 - von Fuel Pump EICAS Messages
- dienen den EIU's zum generieren der Flow Bars

FUEL SYSTEM FUEL PRESSURE INDICATION

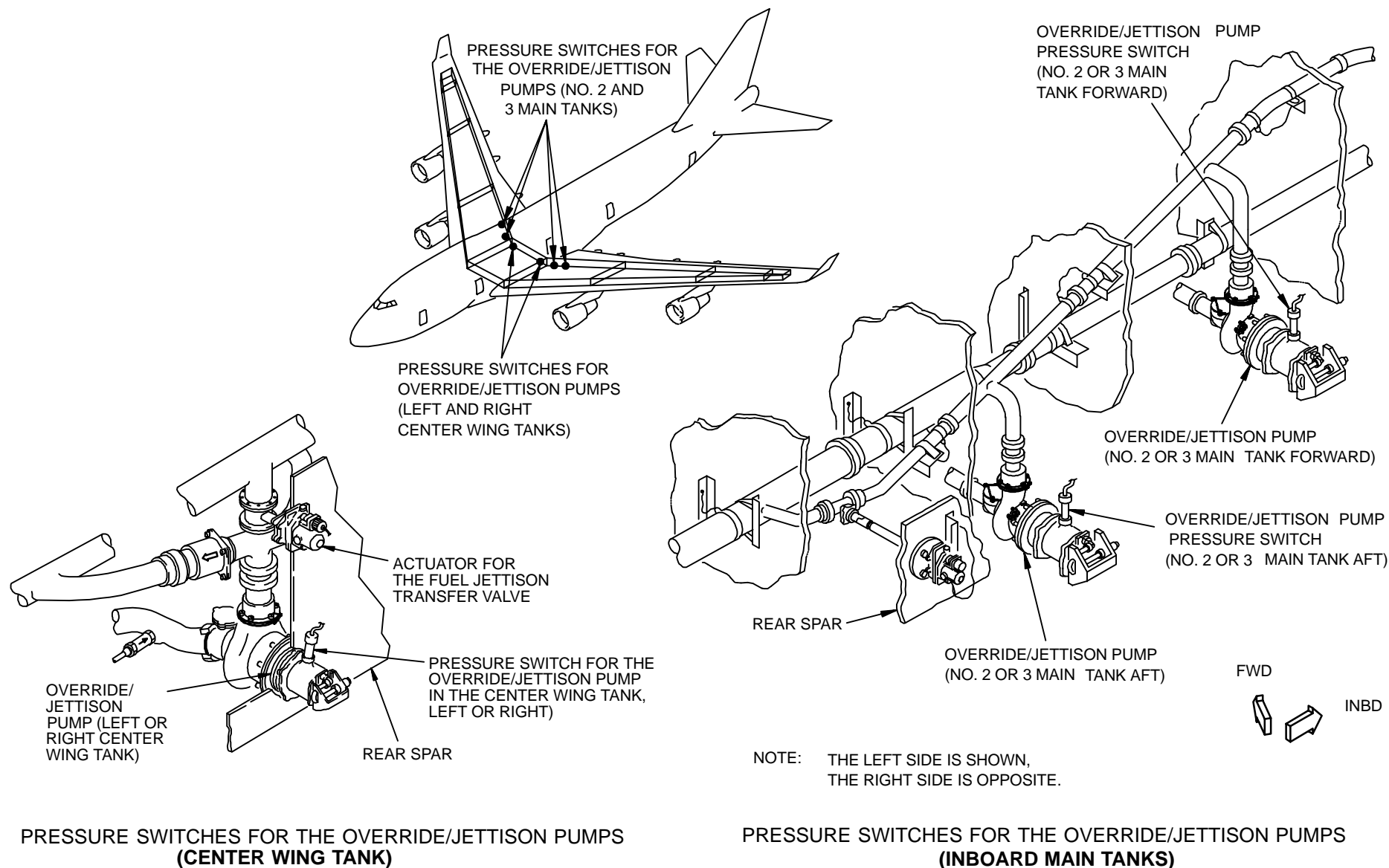


**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

B1

28-42



FUEL SYSTEM

FUEL PRESSURE INDICATION



APU Boost Pump Low Pressure Switch

- überwacht den Pumpenausgangsdruck
- befindet sich an der APU DC BOOST PUMP.

APU Boost Pump Control Pressure Switch

- schaltet bei LOW PRESSURE in der MAIN TANK BOOST PUMP 2 AFT DISCHARGE LINE die APU DC BOOST PUMP ein
- befindet sich in am Tragflächenhinterholm im Bereich der APU FUEL FEED COMPONENTS.

Center Wing Tank Scavenge Pump Low Pressure Switch

- ist direkt an der Pumpe angebaut und überwacht bzw. beendet die SCVENGE PUMP OPERATION , wenn LOW PRESSURE gemeldet wird.

Horizontal Stabilizer Tank Transfer Pump Low Pressure Switches

- sind von oben im Pumpengehäuse installiert
- dienen der Steuerung
 - der Low Pressure Lights im Pumpenschalter
 - des Pumpensymbols auf der Fuel Synoptic Page
 - von Fuel Pump EICAS Messages
- dienen den EIU's zum generieren der Flow Bars

FUEL SYSTEM FUEL PRESSURE INDICATION

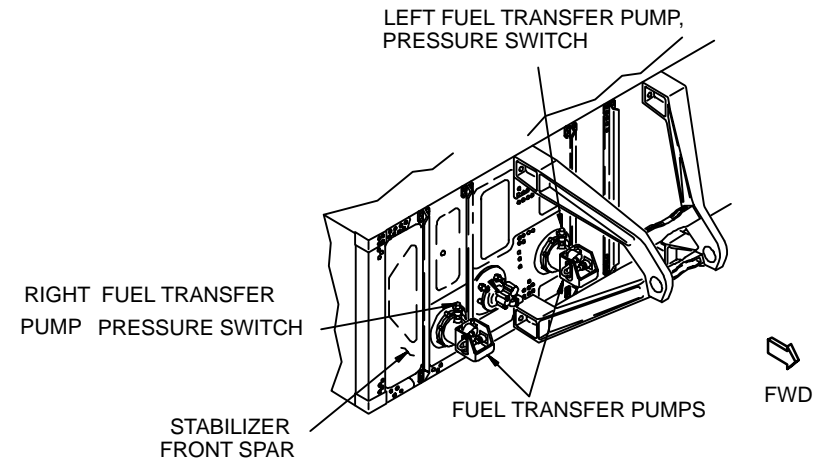
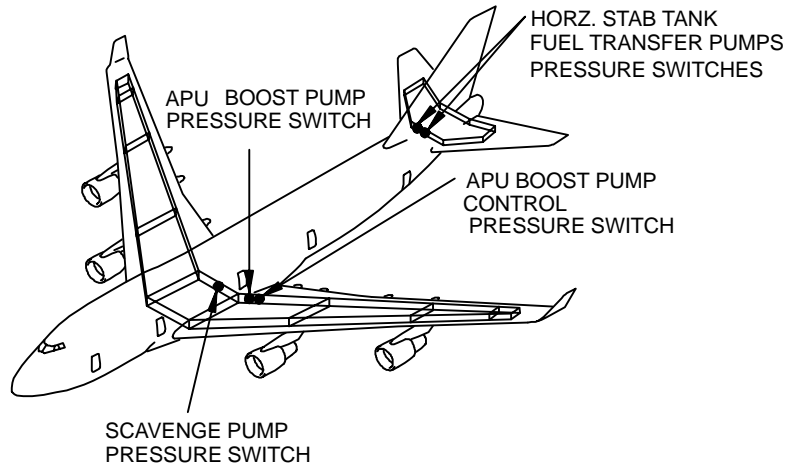


**Lufthansa
Technical Training**

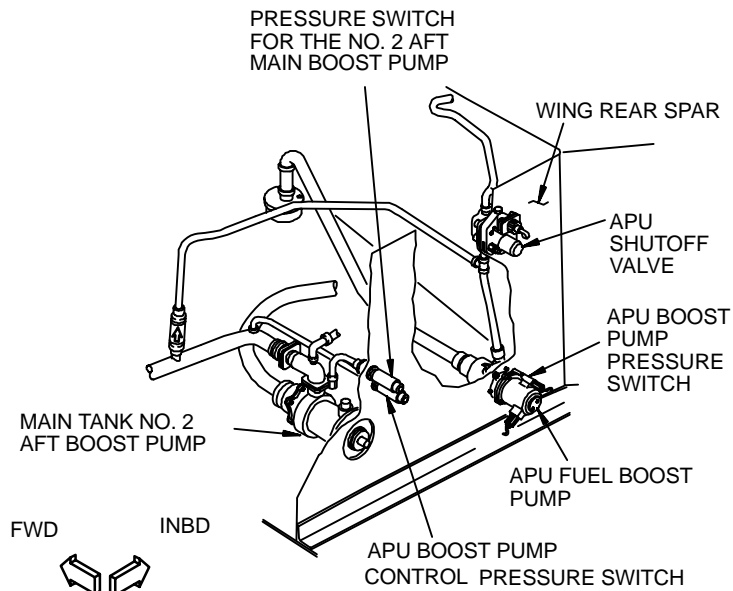
B 747-400

B1

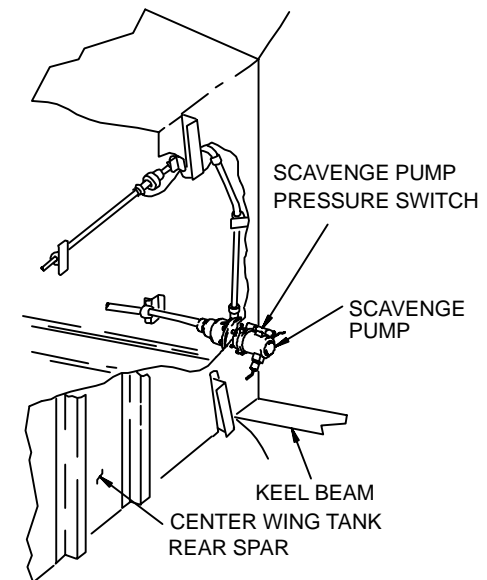
28-42



PRESSURE SWITCHES FOR THE FUEL TRANSFER PUMPS



PRESSURE SWITCHES FOR THE APU BOOST PUMP



SCAVENGE PUMP LOW PRESSURE SWITCH

Figure 82 HST Transfer, APU DC Boost and CWT Scavenge Pump Low Pressure Switches



28-42 FUEL PRESSURE INDICATION SYSTEM

FUEL PRESSURE INDICATION SYSTEM OPERATION

Operation of Fuel Boost Pump Pressure Indication

(1) When a fuel boost pump is switched on, the fuel pressure at the pump discharge port increases. When the pressure reaches 4-7 psi, the contacts in the pressure switch are forced open. The ground for the indicator light circuit is removed and the PRESS light on the fuel management control module extinguishes.

(2) When the pump is switched on, a circuit from the fuel system/EICAS interface card (FSEIC) is energized which, in turn, provides data to the EIUs via the ARINC 429 data bus. The pump pressure switch also supplies data to the EIUs. When both signals are present, the pump symbol on the EICAS fuel synoptic changes color from white to amber and displays a flow symbol. When the pump reaches normal operating pressure, the pressure switch signal is removed and the synoptic symbol changes color to green. If the pump is inoperative, a fault message is recorded in the CMCS.

(3) When the tank is emptied, the pump fuel pressure decreases. When the pressure decreases below 4-7 psi, the contacts in the switch are allowed to close. The PRESS indicator light illuminates, the EICAS synoptic symbol changes color back to amber, and EICAS messages are generated.

(a) FUEL PUMP (1,2,3,4) FWD or FUEL PUMP (1,2,3,4) AFT advisory and status messages are generated.

(b) If both pumps in the same main tank are at low-pressure condition and the crossfeed valve is closed, a FUEL PRESS ENG (1,2,3,4) caution is generated.

Operation of Center Wing Tank Override/Jettison Pump Pressure Indication

(1) The operation of the center wing tank override/jettison pump pressure indication system is similar to the fuel boost pump pressure indication system, except that the PRESS indicator lights on the fuel management control module will not illuminate until the pumps are switched on.

(2) When the pumps are in low-pressure condition, FUEL OVRD CTR (L,R) advisory and status level EICAS messages are generated.

Operation of Main Tank Override/Jettison Pump Pressure Indication

(1) The operation of the main tank override/jettison pump pressure indication is similar to the fuel boost pump pressure indication except that the system is not activated until the pumps are armed and commanded on by a fuel system control card.

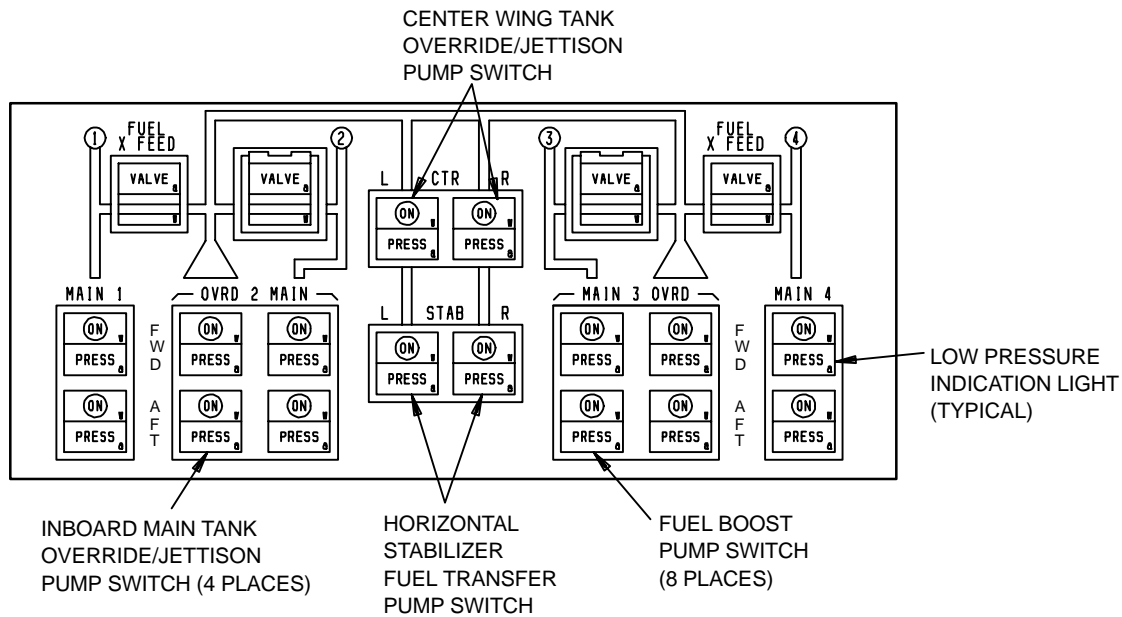
(2) When the pumps are switched on, the synoptic symbols change color from white to blue to indicate armed condition. When the pumps are commanded on, the symbol changes color from blue to amber to green as the fuel pressure increases to normal operating pressure.

(3) When the pump is operating and in the low-pressure condition, FUEL OVRD (2,3) FWD or FUEL OVRD (2,3) AFT advisory and status level EICAS messages are generated.

Operation of Horizontal Stabilizer Fuel Transfer Pump Pressure Indication

(1) Operation of the horizontal stabilizer fuel transfer pump pressure indication is similar to the center wing tank override/jettison pump pressure indication. When pump is operating and in low-pressure condition, FUEL PMP STAB (L,R) advisory and status level EICAS messages are generated.

FUEL SYSTEM
FUEL PRESSURE INDICATION



- 1 LOW PRESS. IND. ONLY IF PUMP SWITCH IS "ON"
- 2 LOW PRESS. IND. WHEN:
- PUMP ARMED BY SWITCH
- COMMANDED ON BY FSMC

FUEL TANK PUMPS	FUEL PUMP CONTROL SWITCH	LOW PRESSURE SWITCH	PUMP CONTROL RELAY	LOW PRESSURE INDICATION LIGHT
MAIN TANK BOOST PUMPS	OFF / ON	< 7 PSI	-----	ILLUMINATES
CWT OVERRIDE / JETTISON PUMPS	ON	< 7 PSI	-----	ILLUMINATES
MAIN OVERRIDE / JETTISON PUMPS	ON	< 7 PSI	ENERGIZED	ILLUMINATES
HST TRANSFER OVRD / JETT PUMPS	ON	< 7 PSI	ENERGIZED	ILLUMINATES

- 1
- 2
- 2

FUEL PRESSURE INDICATION SYSTEM

Figure 83 Fuel Pressure indication System



28-31 FUEL JETTISON SYSTEM

FUEL JETTISON CONTROLS

FUEL SYSTEM MANAGEMENT PANEL

Center Wing Tank Override / Jettison Pump Switches

ON - Pumpe ist eingeschaltet.

Main Tank Override / Jettison Pump Switches

ON - ARMING SIGNAL

- Pumpe wird von Schaltkarten gesteuert (Fuel System Management Card oder **Fuel Jettison Control Card**).

HST Transfer Pumps (if installed)

ON - ARMING SIGNAL

- Pumpe wird von Schaltkarten gesteuert (Fuel System Management Card oder **Fuel Jettison Control Card**).

FUEL JETTISON CONTROL PANEL

Fuel Jettison Control Selector

OFF- Jettison System ist ausgeschaltet.

A or B Position

- Fuel Jettison Control Card (A or B) wird aktiviert.
- FUEL TEMP Indication auf Main EICAS wird ausgeblendet, und durch FUEL TO REMAIN (Restkraftstoffmenge die bei FUEL JETTISON **nicht** abgelassen werden soll) ersetzt.

Fuel To Remain Selector

ROTATE

- wählt die zu verbleibende Restkraftstoffmenge nach FUEL JETTISON vor.
- Der eingestellte Wert kann auf dem Main EICAS Display abgelesen werden.

Fuel Jettison Nozzle Valve Switches (guarded)

ON - NOZZLE VALVE wird direkt vom Schalter angesteuert und öffnet.

- Die vorgewählte Fuel Jettison Control Card erhält ein TURN-ON Signal.

NOTE: BEI BULB WECHSEL VORHER UNBEDINGT CB ZIEHEN !

Fuel Jettison Nozzle Valve Disagree Light (amber)

VALVE (leuchtet), wenn

- die vorgewählte Schaltposition nicht mit der Ventilstellung übereinstimmt. (VALVE DISAGREE oder TRANSIT)

MAIN EICAS DISPLAY

- FUEL TO REMAIN Indication zeigt die eingestellte Kraftstoffmenge an, die nach der JETTISON OPERATION in den Tanks verbleiben soll. (erscheint an Stelle der FUEL TEMP Indication)

EICAS FUEL SYNOPTIC PAGE

- Fuel Jettison Nozzle Valve Symbol
- Center Wing Tank Override / Jettison Pump Symbols (JETTISON FLOW)
- Main Tank Override / Jettison Pump Symbols (JETTISON FLOW)
- Horizontal Stabilizer Tank Transfer Pump Symbol (JETTISON FLOW)
- Jettison Time Indication zeigt in Minuten an, bis FUEL TO REMAIN erreicht werden wird.

FUEL SYSTEM FUEL JETTISON

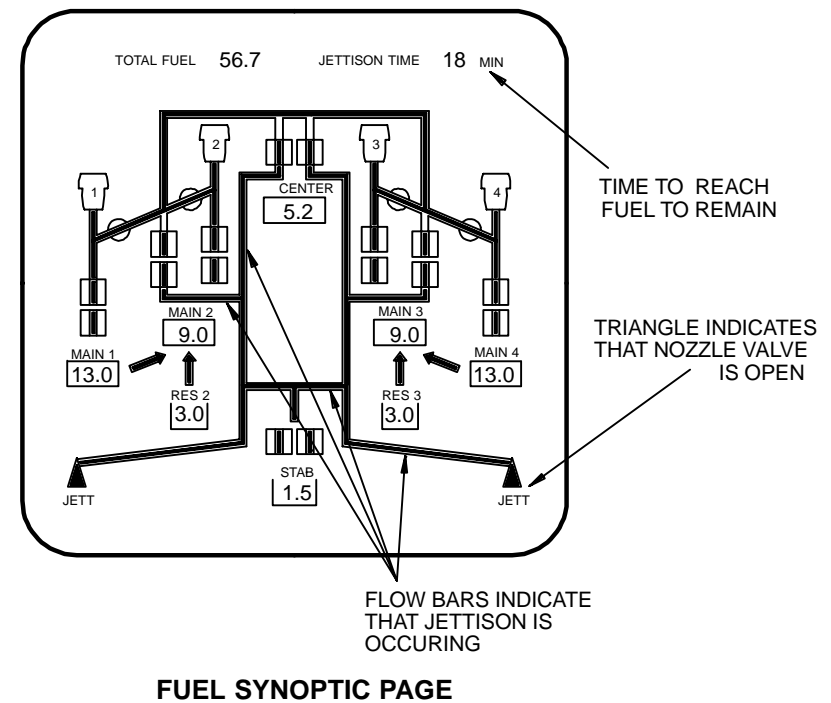
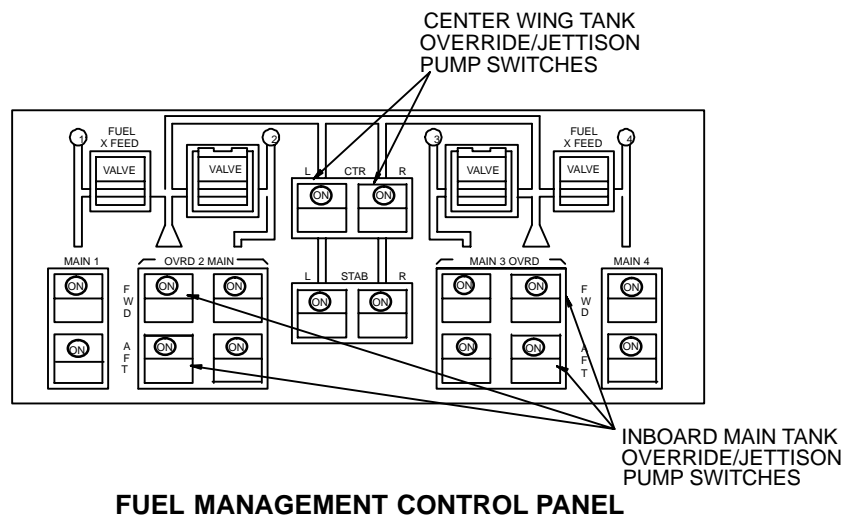
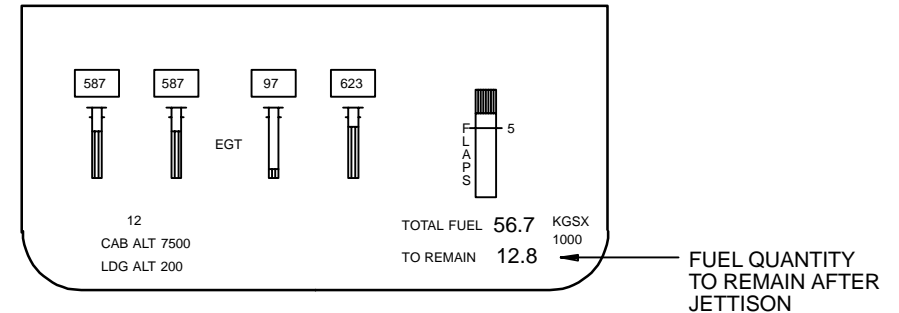
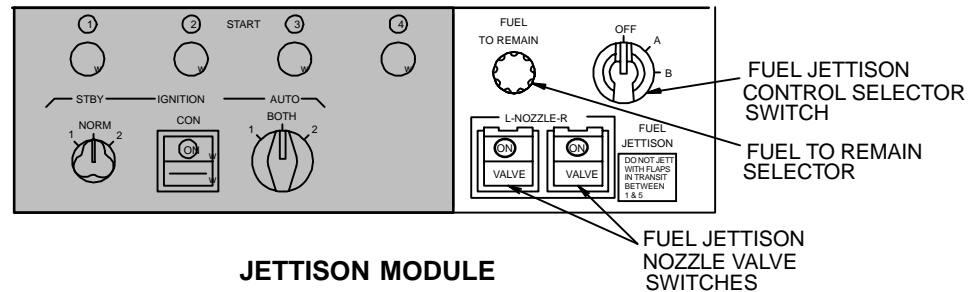


Figure 84 Fuel Jettison Controls and EICAS Indication



28-31 FUEL JETTISON SYSTEM

FUEL JETTISON INDICATION

EICAS Fuel Synoptic Page

- wird um folgende *weiße* schematische Darstellungen (Flow Pattern) ergänzt, wenn der Jettison Control Selector nach A oder B geschaltet wird.
 - Refuel and Jettison Manifold
 - HST Transfer Line
 - Zuleitungen von inb. Main-und Center Wing Tanks
 - ein Dreieck für jedes Nozzle Valve
- werden in *magenta* dargestellt (Jettison Flow Pattern), wenn die Jettison Operation von der FJCC gestartet wurde.
 - Selector nach A oder B
 - Fuel to Remain kleiner als Actual Fuel
 - Mindestens ein Nozzle Valve Switch nach ON gedrückt
- Blinkt weiß für 5 Sekunden, wenn
 - Jettison Level erreicht ist
 - oder Jettison Operation abgebrochen wurde durch
 - Selector nach OFF, oder
 - Nozzle Valve Schalter nach OFF.

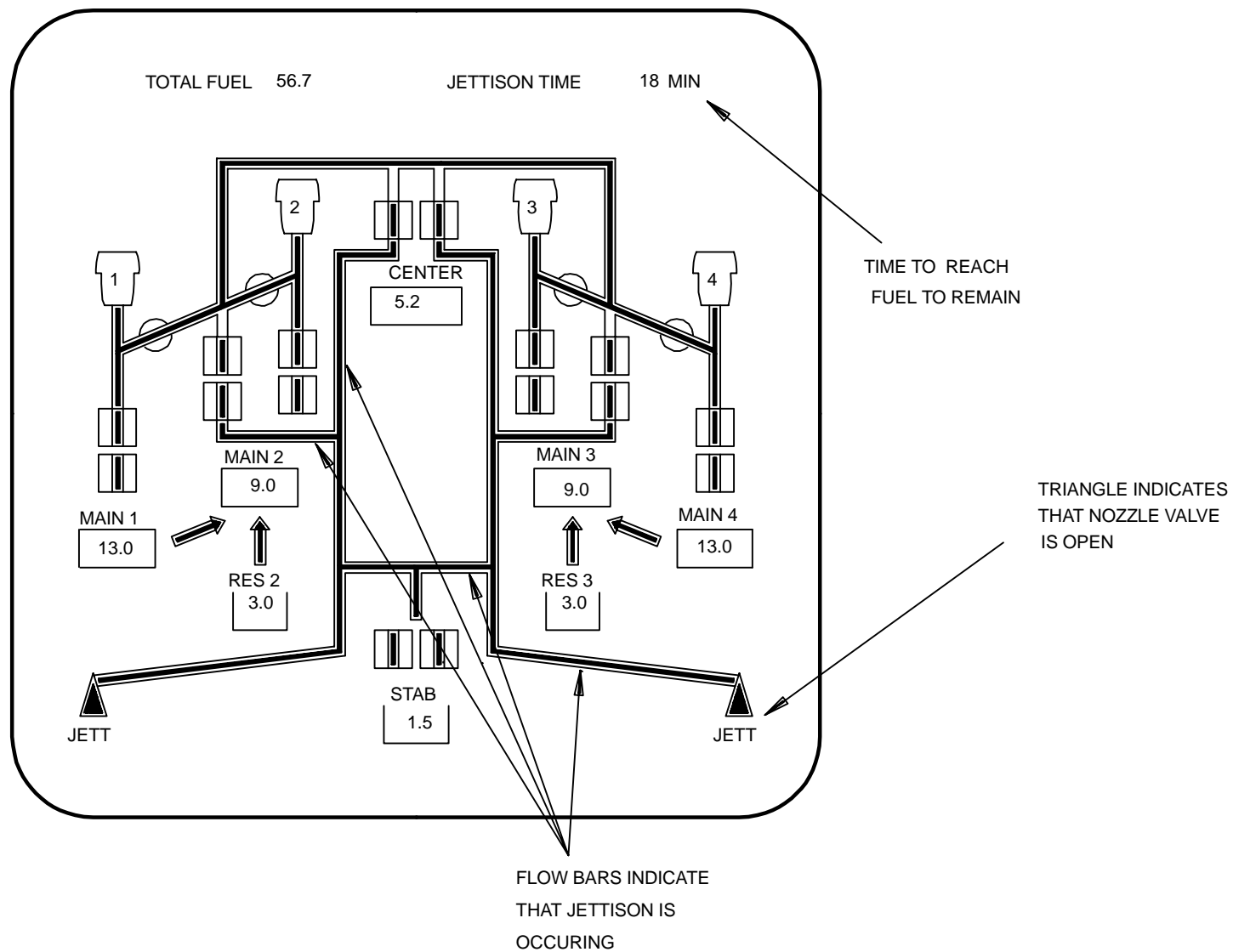
Während Jettison Operation wird der **Reserve Tank Transfer** weiterhin von der **FSMC** gesteuert.

- inb. Main Tanks < 18 000 kg
- Dargestellt durch *grünen* Pfeil (siehe RES Tank XFER, 28-16)

Der **Main Tank Transfer** wird von der **FJCC** gesteuert, wenn

- inb. Main Tanks < 9 000 kg
- Dargestellt durch *grünen* Pfeil

Abhängig von der Größe der Differenz zwischen FUEL TO REMAIN und ACTUAL FUEL QTY errechnet die FJCC die benötigte Zeit, um den Jettison Level zu erreichen.

**Figure 85 EICAS Fuel Synoptic Page / Jettison Flow Synoptic**



28-31 FUEL JETTISON SYSTEM

JETTISON OPERATION

Functional Description

- The fuel jettison system becomes operative when the fuel jettison control card is activated by putting the fuel jettison control selector switch to A or B position.
- When the system is activated, TO REMAIN fuel quantity shows in magenta on the main EICAS screen. Time necessary to jettison is shown on the auxiliary EICAS screen when the fuel synoptic is selected. TO REMAIN quantity can be adjusted with the FUEL TO REMAIN knob on the jettison module. The minimum TO REMAIN value that may be selected is 12,700 kilograms, leaving 3175 kilograms of fuel in each main tank.
- When either fuel jettison nozzle valve switch is put in OPEN position, the fuel jettison operation begins. The operation is controlled by the fuel jettison control card, which continuously monitors the total fuel quantity onboard and compares it with the desired fuel to remain. While total fuel quantity is more than fuel to remain, the control card automatically supplies or removes ground for valve and pump control relays to maintain jettison configuration and correct fuel management.
 - Fuel jettison transfer valves in the center wing and inboard main tanks open.
 - Override/jettison pumps in the inboard main tanks turn on.
- If fuel imbalance occurs between No. 2 and 3 main tanks (more than 1,815 kilograms difference), when the fuel jettison system is commanded on or during the fuel jettison operation, override/jettison pumps in the low tank will be commanded off, low pressure EICAS messages for the applicable pumps will be shown on the main EICAS display and flow patterns on fuel synoptic for the applicable pumps will not be shown. When No. 2 and 3 main tanks become balanced, override/jettison pumps will be commanded on, low pressure EICAS messages will not show and the flow patterns for the applicable pumps will show on the EICAS fuel synoptic.
 - Main tank transfer valves open if either inboard main tank contains less than 9075 kilograms. Fuel level is input to fuel jettison control card from main tank single point sensor card.
- AIRPLANES WITH HORIZONTAL STABILIZER TANK; The horizontal stabilizer transfer pumps turn on and the isolation valves open if horizontal stabilizer tank contains more than 225 kilograms of fuel. Center wing tank re-fuel valves become disabled in closed position.
- As the fuel jettison operation progresses, fuel in No. 2 and No. 3 reserve tanks transfers inboard automatically for fuel jettison when fuel quantity in the applicable inboard main tank decreases to below 6,000 U.S. gallons (22,710 liters).
- The fuel jettison operation can be terminated at the discretion of the operator by closing the two fuel jettison nozzle valves or putting the fuel jettison control selector switch in the OFF position. If the operation is not terminated, fuel will continue to be dumped overboard until fuel quantity decreases to TO REMAIN value or standpipe level (approx. 12,700 kilograms) whichever is more.
- When the fuel jettison operation is complete or terminated by operator, the fuel jettison transfer valves will close and the override/jettison pumps will shut off. When fuel jettison reaches the fuel to remain value, the magenta digits change to flashing white for 5 seconds, then steady white. This shows that the fuel jettison operation is complete.

FUEL SYSTEM FUEL JETTISON SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747-400
B2
28-31

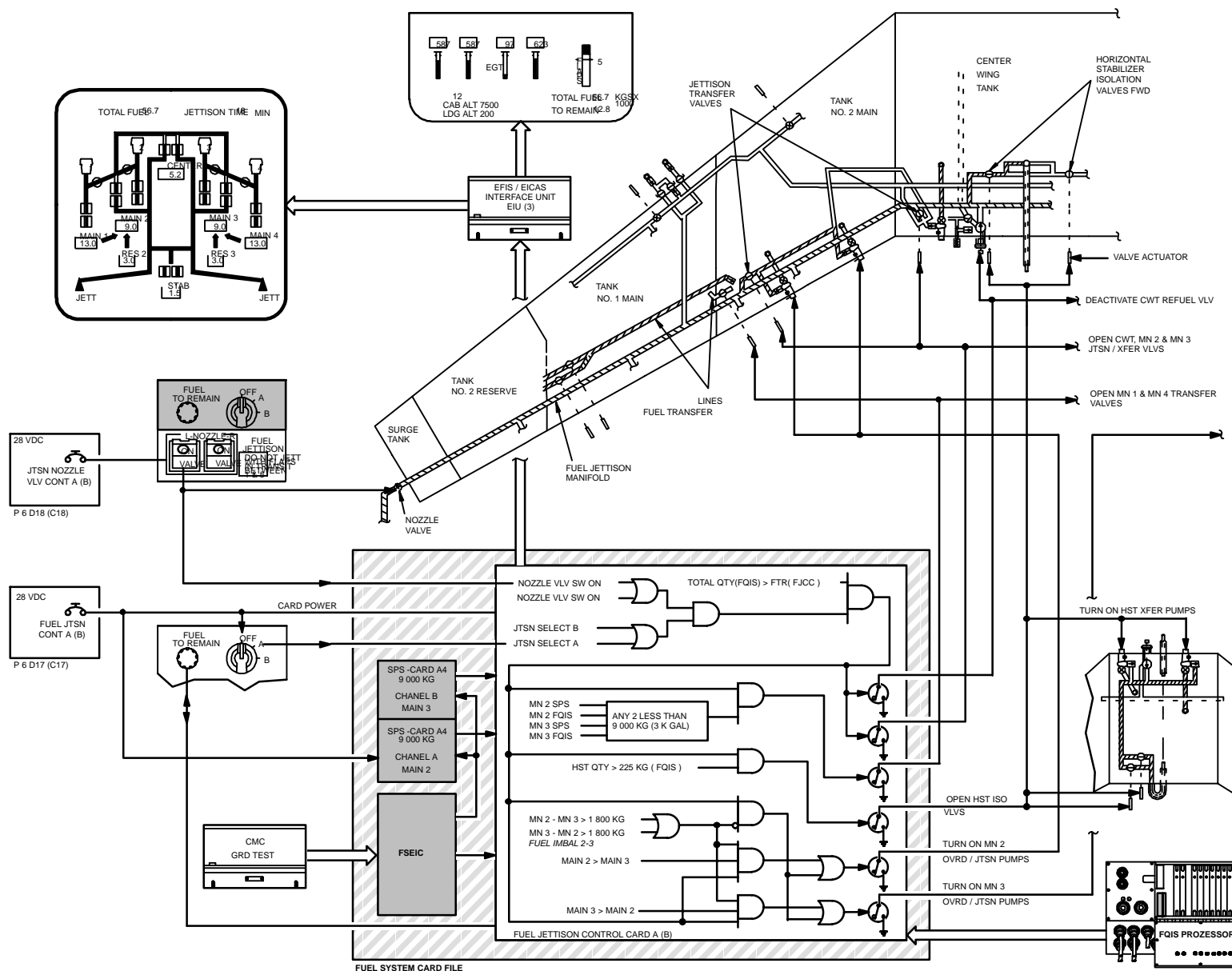


Figure 86 Fuel Jettison Operation Basic Schematic



FUEL JETTISON SYSTEM COMPONENTS

Fuel Jettison Transfer Valves (4)

- Die MAIN TANK JETTISON TRANSFER VALVES befinden sich am Tragflächenhinterholm während die CWT VALVES über die WING GEAR WHEEL WELLS zugänglich sind.
 - Main Tank 2
 - Center Wing Tank Left
 - Center Wing Tank Right
 - Main Tank 3
- verbinden die Ausgangsleitung der OVERRIDE / JETTISON PUMPS mit dem REFUEL AND JETTISON MANIFOLD.
- bestehen aus
 - 28 VDC Actuator mit manual Override Lever (kann bei vollem Tank gewechselt werden)
 - Valve Body mit Butterfly-Type Valve Disc
- werden von der Fuel Jettison Control Card (FJCC) gesteuert
- werden vom CMC überwacht

Fuel Jettison Nozzle Valves (2)

- sind an der äußeren Endrippe des Surge Vent Tanks Installiert
 - Zugang durch Mannlochdeckel an der Flächenunterseite (gleicher Deckel, der auch zum Flame Arrestor führt)
- verbinden den REFUEL AND JETTISON MANIFOLD mit den FUEL JETTISON NOZZLES, die an den WINGTIPS eingebaut sind und den Kraftstoff nach OVERBOARD ablassen.
- haben ein Vacuum Relief Valve in der Ventilklappe
 - Relief Valve lässt Luft in den Refuel and Jettison Manifold nachströmen, wenn dieser leerläuft.
 - Richtung wird durch Pfeil auf dem Ventilkörper angezeigt
- werden **DIREKT** vom Nozzle Valve Switch angesteuert.

FUEL SYSTEM FUEL JETTISON SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

B1

28-31

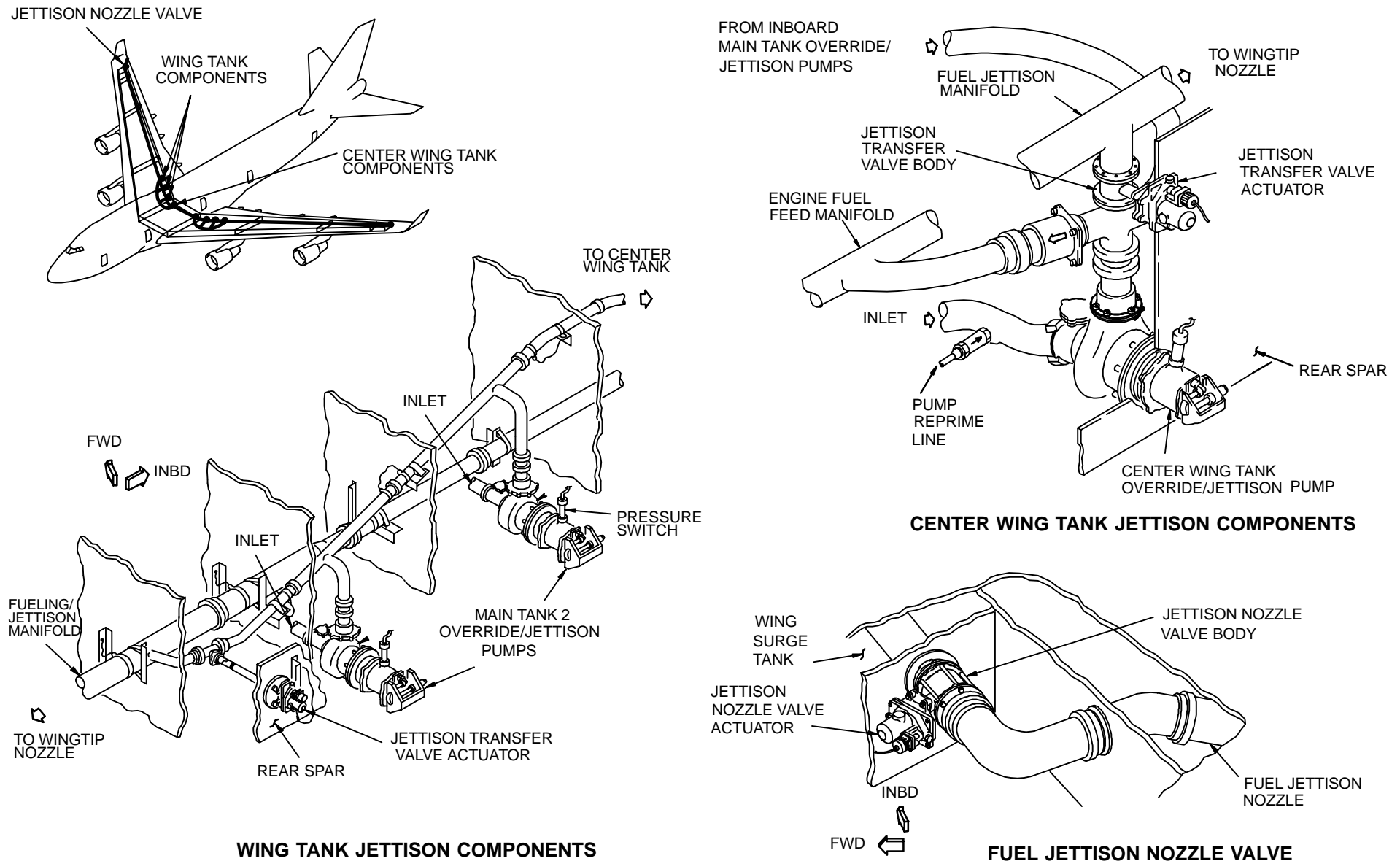


Figure 87 Fuel Jettison System Components



28-16 MAIN TANK INTERCONNECTION

MAIN TANK TRANSFER COMPONENT LOCATION AND CONTROL

Main Tank Transfer Valves (2)

- verbinden bei Jettison Operation die Outboard mit den Inboard Main Tanks
 - erlauben einen Fuel Transfer von den outb. zu den inb. Main Tanks bis zu einem Level von ca. 3 200 kg in den outb. Main Tanks (Standpipe Level).
- befinden sich am Hinterholm im Bereich der inb. Aileron Power Unit
- bestehen aus
 - 28 VDC Actuator mit manual Override Lever (kann bei vollem Tank gewechselt wird
 - Adapterplate mit Adapter Shaft.
 - Valve Body mit Rotating Type Valve Disc.
- werden von der FJCC gesteuert.
- werden von Valve Position Logic Card (VPLC) überwacht.
- werden vom CMC überwacht

FUEL SYSTEM FUEL JETTISON SYSTEM / MAIN TANK TRANSFER

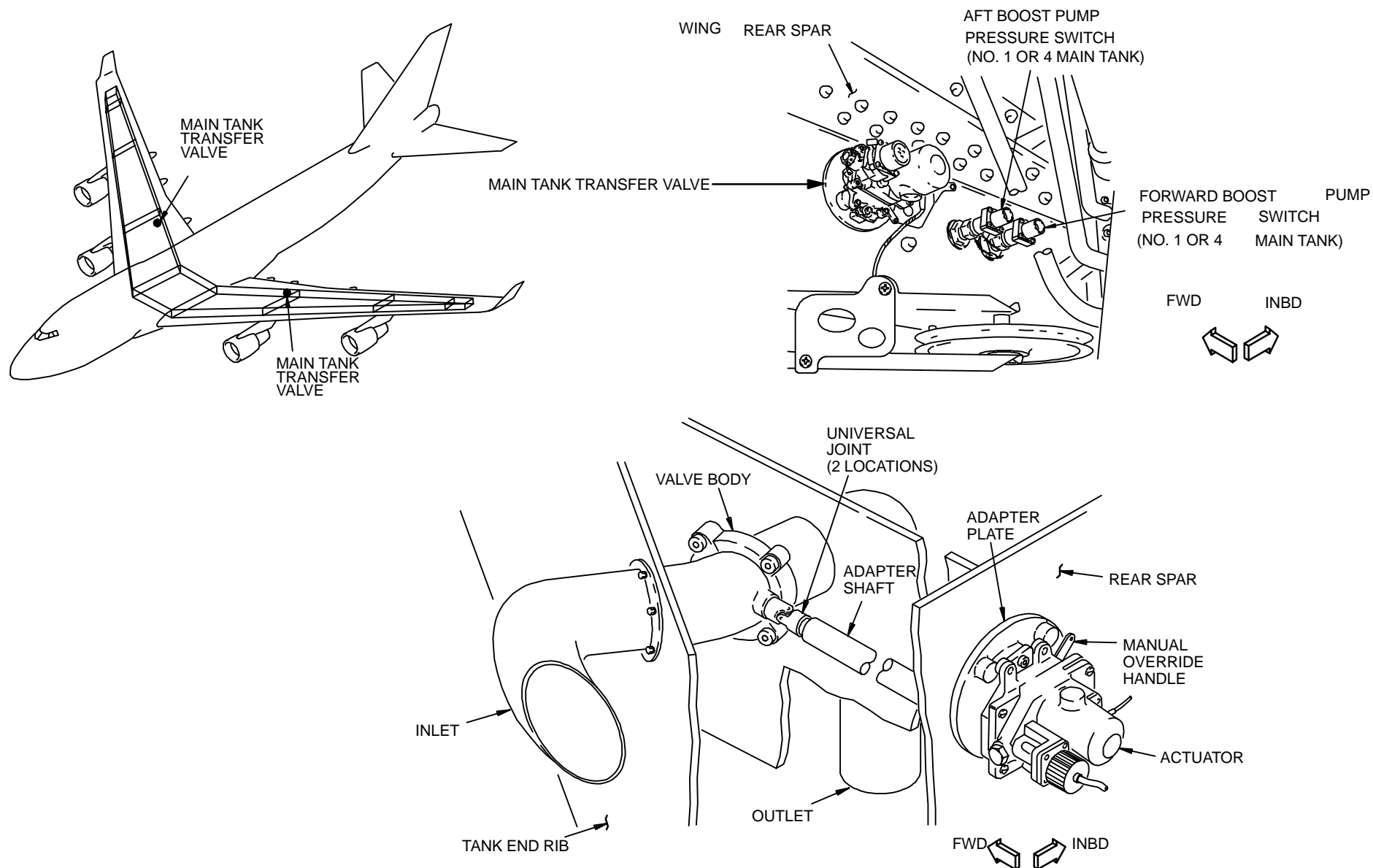


Figure 88 Main Tank Transfer Valves

FUEL SYSTEM

FUEL JETTISON SYSTEM / MAIN TANK TRANSFER



Lufthansa
Technical Training

B 747-400

B1

28-31 / 16

Main Tank Fuel Transfer

- wird von der Fuel Jettison Control Card (FJCC) gesteuert, wenn
 - inb. Main Tank Quantity < 9 to ist.Es wird pro Seite ein Ventil angesteuert
- kann jederzeit von dem MAIN TANK TRANSFER VALVE SWITCH am P 5 eingeleitet werden.
 - Switch OPEN
 - beide Main Tank Transfer Valves öffnen
 - Switch CLOSE
 - beide Valves schließen

Main Tank Transfer Indication

- kann auf der Fuel Synoptic Page abgelesen werden.
- besteht aus einem Pfeil zwischen outb. Main Tank Symbol und inb. Main Tank Symbol.
- Der Pfeil kann verschiedenartig dargestellt werden.
 - Umrisse in *weiß*
 - das entsprechende Ventil hat die voll offene Position erreicht.
Abgefragt wird die Position des Valve Actuators über die internen Limit Switches.
 - Umrisse in *weiß* - *grüne* Flow Bar erscheint, wenn
 - Die Qty im outb. Main Tank beträgt mehr als 3,2 to.
Die Flow Bar Indication (grüner Pfeil) ist eine logische Verknüpfung der EIU's. Es wird **kein** wirklicher Kraftstofffluß zwischen outb. Main tank und inb. Main Tank gemessen.

FUEL SYSTEM FUEL JETTISON SYSTEM / MAIN TANK TRANSFER

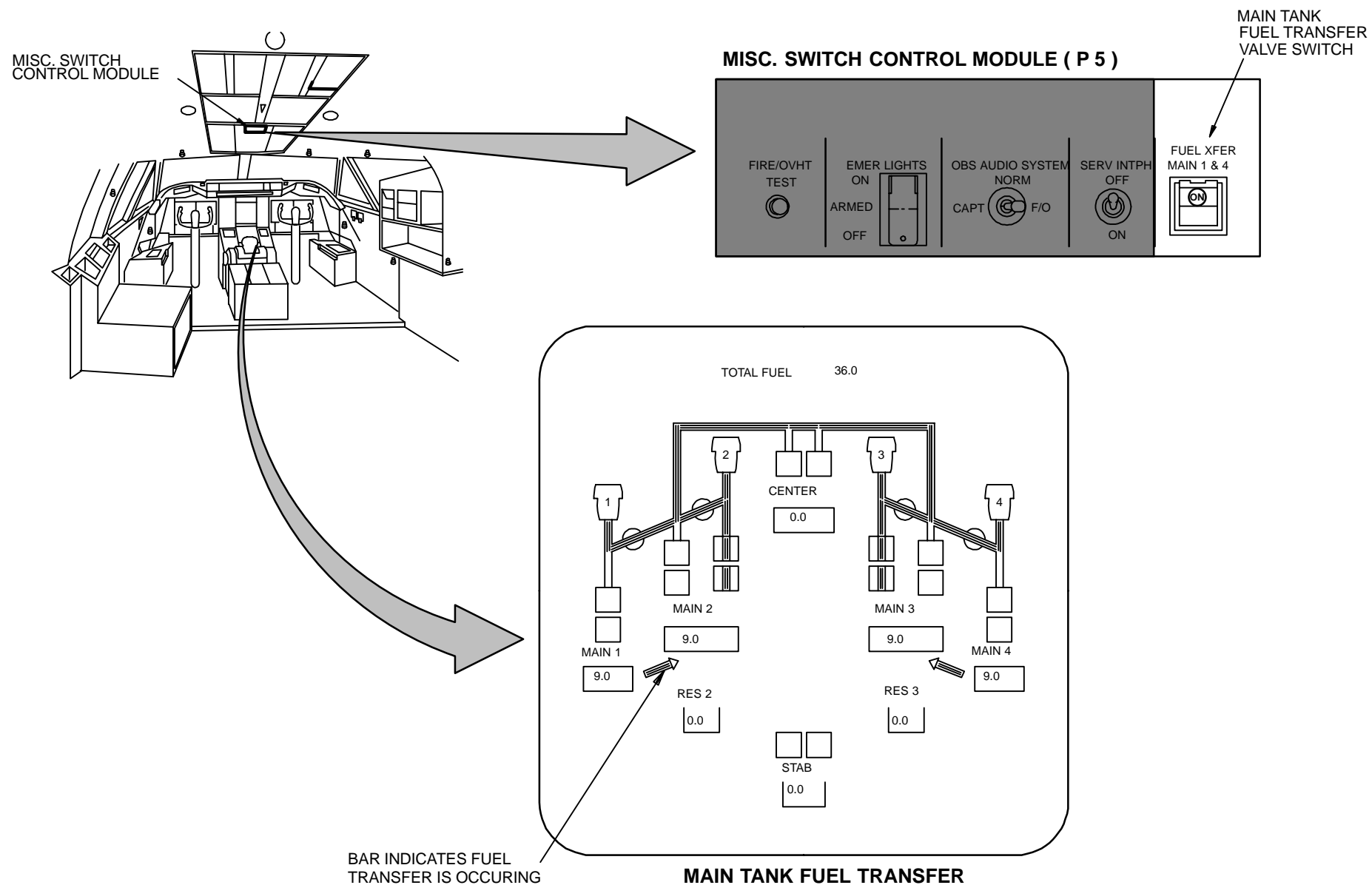


Figure 89 Main Tank Transfer Control and Indication

FUEL SYSTEM FUEL JETTISON SYSTEM / MAIN TANK TRANSFER



Lufthansa
Technical Training

B 747-400

B2

28-31 / 16

28-16 MAIN TANK INTERCONNECTION

MAIN TANK TRANSFER OPERATION

Outboard Main to Inboard Main Tank Fuel Transfer

- (a) The main tank transfer valves are controlled automatically by the fuel jettison control cards (**FJCC**) in the fuel management system or manually by a switch on the miscellaneous switch module on the pilots' overhead panel.
- (b) During fuel jettison, either FJCC provides an electrical ground for the transfer valve control relays. When the relays become energized, power is supplied to drive the valves to the open position.
- (c) In the event that both boost pumps in an outboard main tank fail, the main tank transfer valves can be opened by a switch on the miscellaneous switch module on the pilots' overhead panel. Placing the switch to ON provides a direct power supply to the valves, driving them to open position.
- (d) During transfer or jettison operation, colored bars illuminate on the EICAS fuel synoptic, indicating outboard main-to-inboard main tank fuel transfer.
- (e) When the jettison operation is complete, the control relays are de-energized and power is supplied to drive the valves to the closed position. When the main tank transfer valve switch is placed in OFF position, power is supplied to drive the valves to the closed position.

FUEL SYSTEM

FUEL JETTISON SYSTEM / MAIN TANK TRANSFER

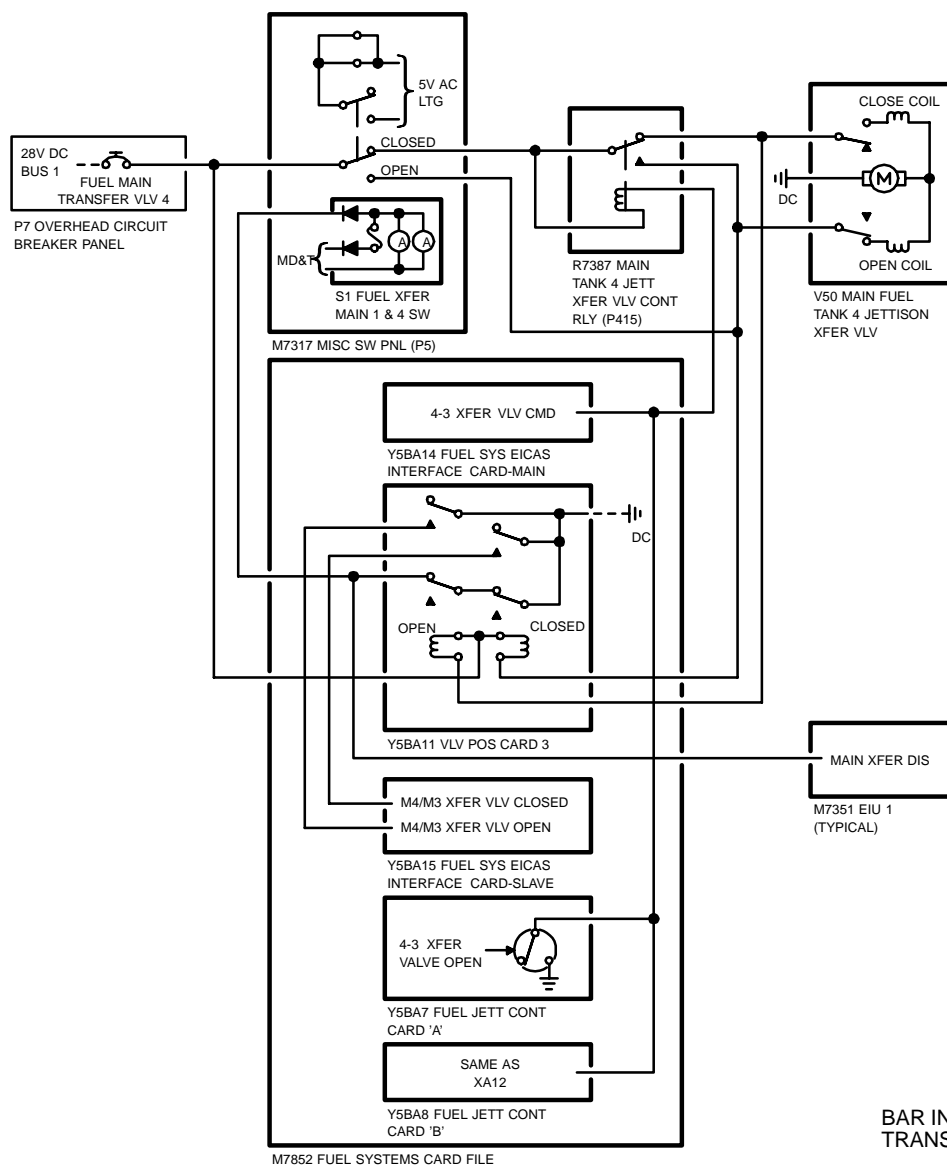


Lufthansa Technical Training

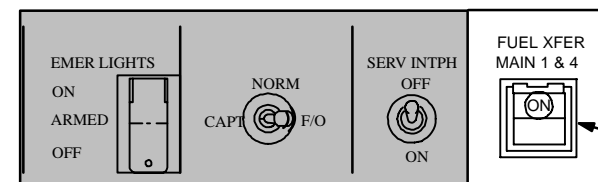
B 747-400

B2

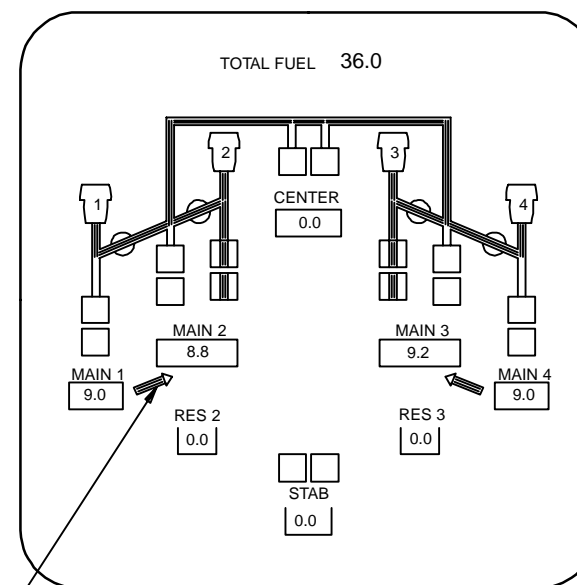
28-31 / 16



MISC SWITCH CONTROL MODULE (P 5)



MAIN TANK
TRANSFER
VALVE SWITCH



BAR INDICATES FUEL
TRANSFER IS OCCURING

FUEL SYNOPSIS PAGE

MAIN TANK TRANSFER OPERATION

Figure 90 Main Tank Transfer Operation

FUEL SYSTEM

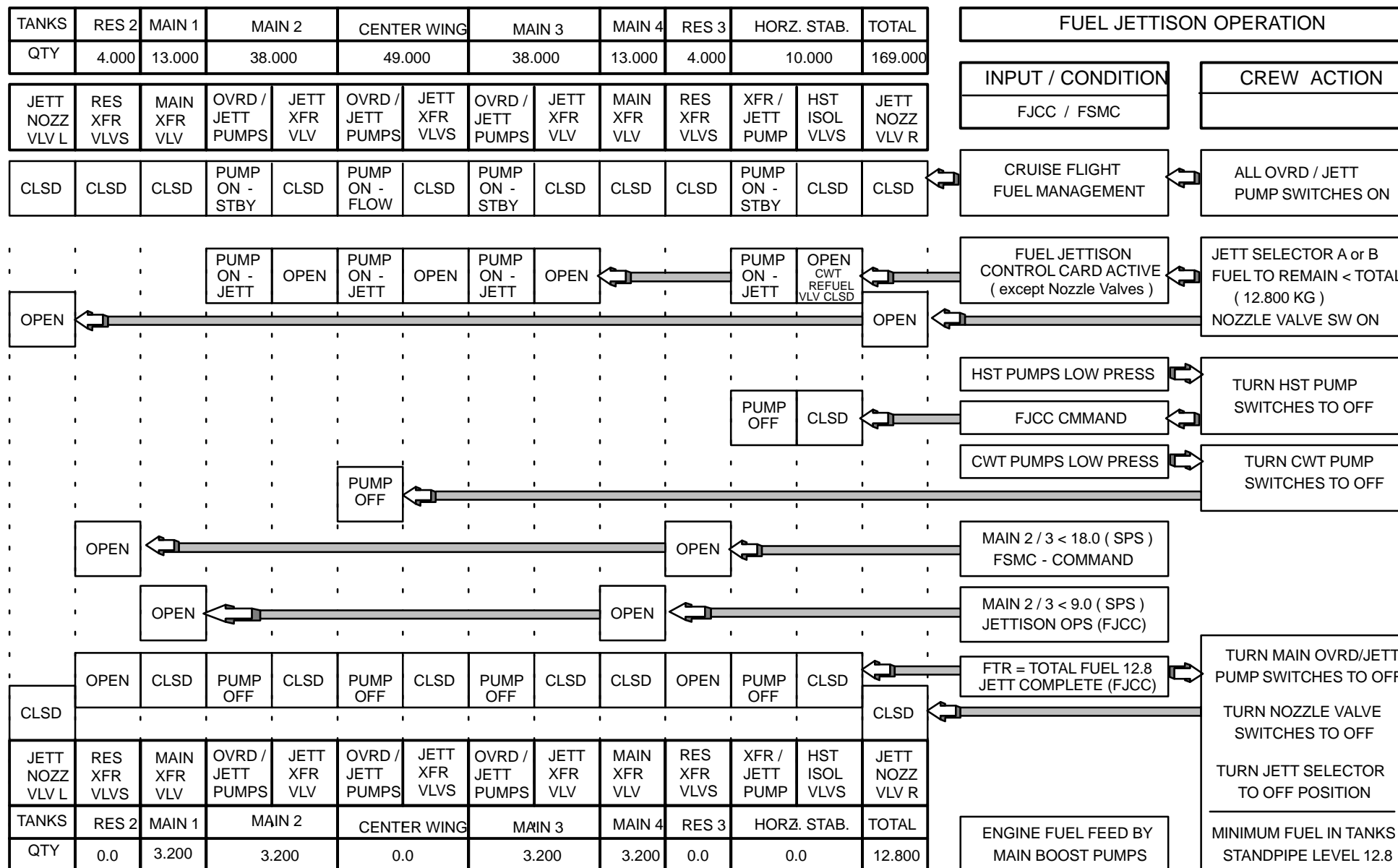
FUEL JETTISON SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747-400

28-31



FUEL SYSTEM FUEL JETTISON SYSTEM

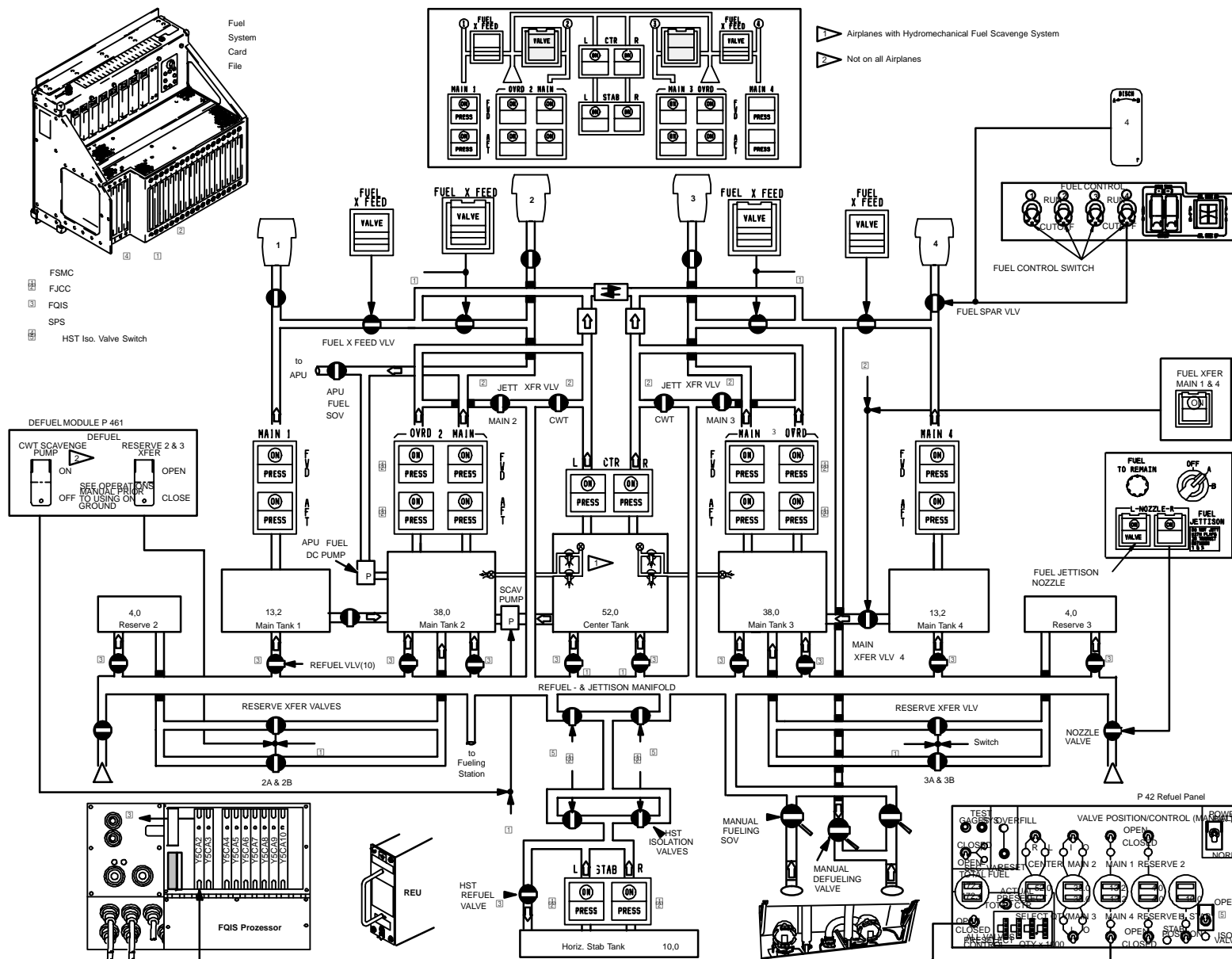


Figure 91 Fuel Jettison System Flow Schematic



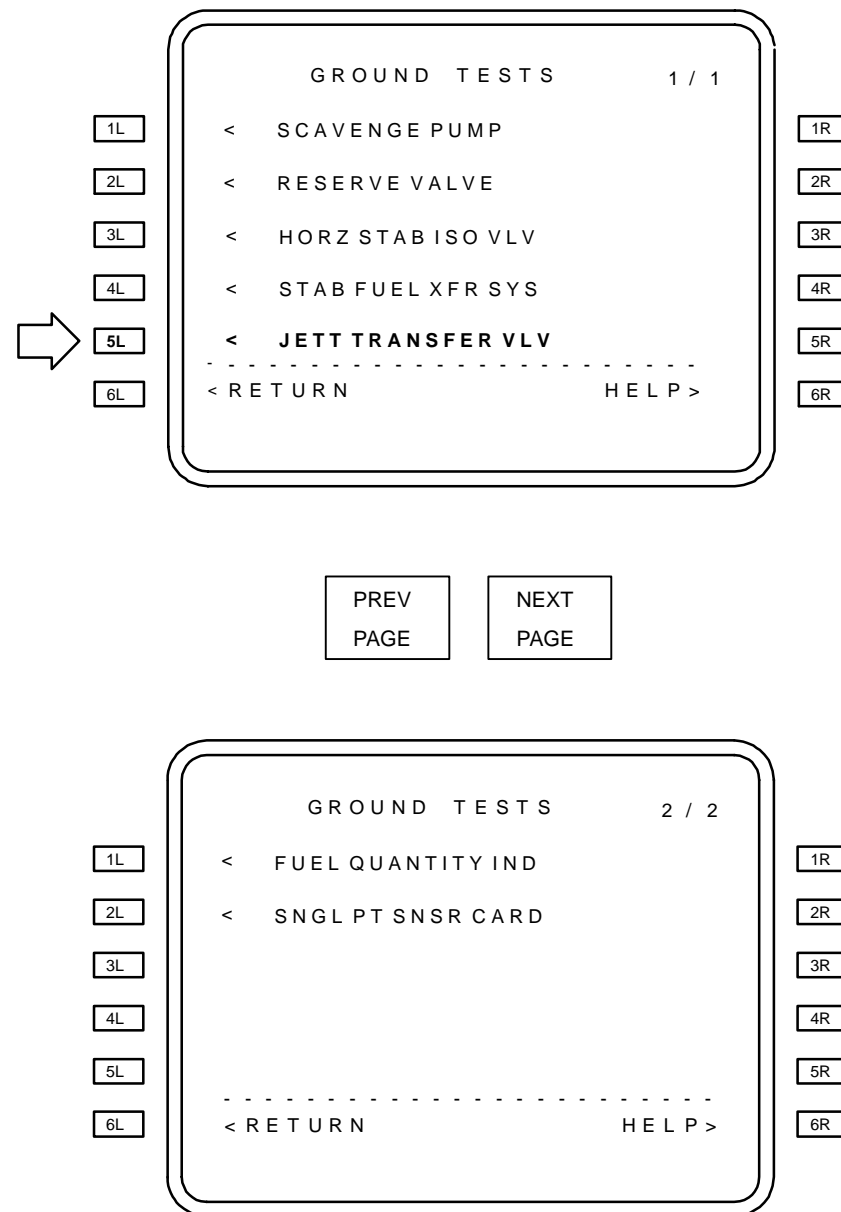
FUEL JETTISON TRANSFER VALVE GROUND TEST**MM 28-31-00 Page 501**

Fuel Jettison System Operational Test

General

The CMC ground test for the fuel jettison transfer valve does a check of these items:

- Fuel jettison control card
- Fuel jettison transfer valve operation.
- Main tank transfer valve operation

**Figure 92 Jettison Transfer Valves Ground Test**



28-26 DEFUELING

DEFUELING COMPONENTS

Receptacle Adapter Lever (Lift To Defuel Bar)

Bei einer Kraftstoffenttankung muß vor dem Anschließen der Enttankungsschläuche die LIFT TO DEFUEL BAR am RECEPTACLE ausgeklappt werden.

Dadurch wird das CHECK VALVE im RECEPTACLE durch den Anschlußschlauch mechanisch in der offenen Position gehalten, um einen Rückfluß in den Tankwagen zu ermöglichen.

Manual Defueling Valve

Das MANUAL DEFUELING VALVE befindet sich in der FUELING STATION (LH und RH) und verbindet den CROSSFEED MANIFOLD mit dem REFUEL / JETTISON MANIFOLD (über das OUTBOARD FUELING RECEPTACLE).

FUEL SYSTEM DEFUELING



**Lufthansa
Technical Training**

B 747-400

B1

28-26

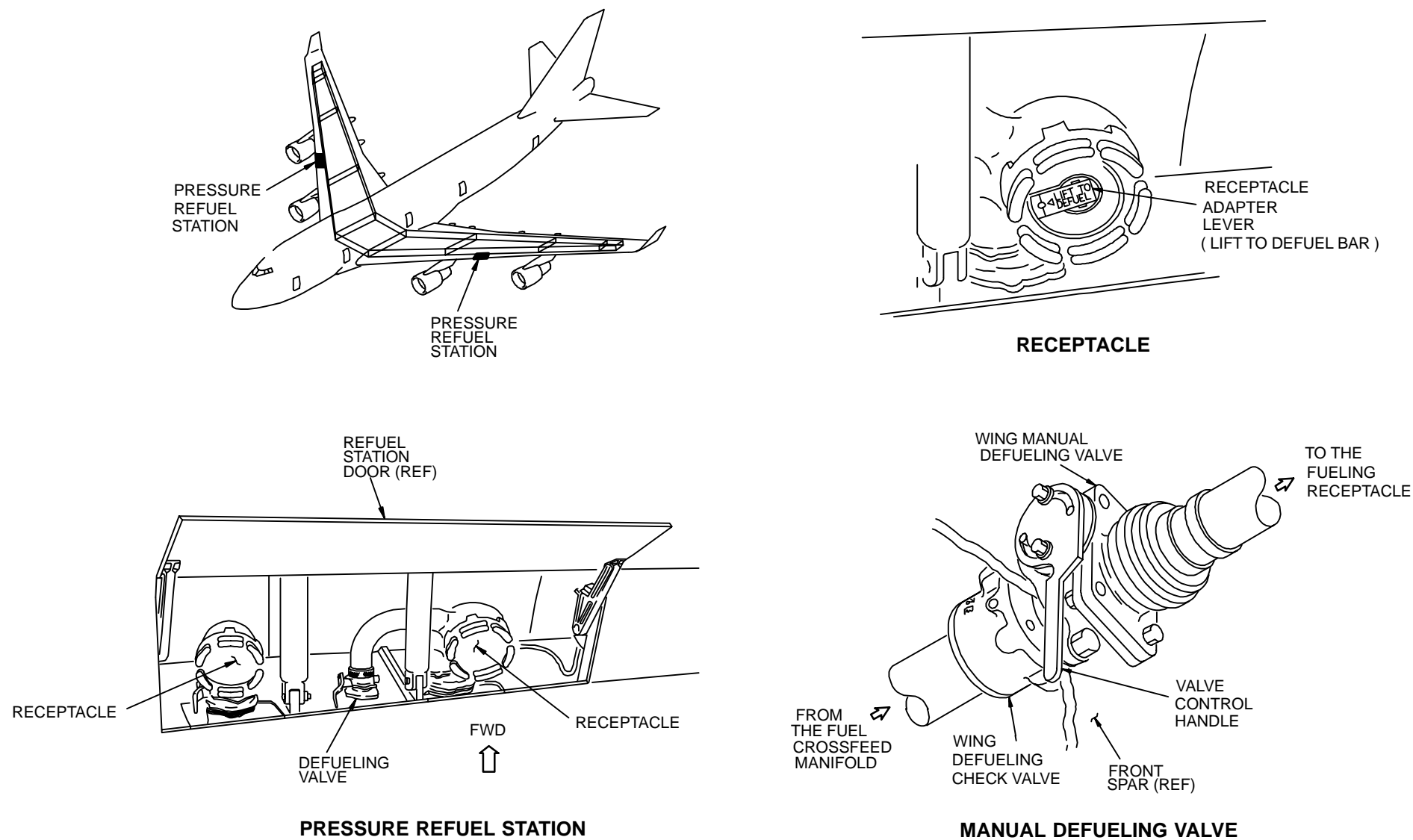


Figure 93 Defueling Components

FUEL SYSTEM DEFUELING



FUEL TRANSFER

TANK - to - TANK FUEL TRANSFER PROCEDURE

Main Tank / Center Wing Tank Fuel Transfer

- MANUAL DEFUELING VALVE - OPEN
- OUTB. MAN SHUTOFF VLV - OPEN
- CROSSFEED VALVE SW - OPEN (from Tank)
- MAIN TANK PUMP SW - ON (from Tank)
- CWT PUMP SWITCHES - ON (from Tank)
- REFUEL VALVE SWITCH - OPEN (to Tank)

Center Wing Tank to Main Tank 2 Fuel Transfer

- CWT SCAVENGE PUMP SW - ON

Outboard Main Tank to Inboard Main Tank Fuel Transfer

- MAIN TANK TRANSFER SW - ON (bis 3200 kg in Outboard Main Tank)

Reserve Tank Fuel Transfer

- RES TANK XFR VALVE SW - OPEN (to Inboard Main Tanks)

Horizontal Stabilizer Tank Fuel Transfer

- HST ISOLATION VALVE SW - OPEN
- STAB TRANSFER PUMP SW - ON
- REFUEL VALVE SWITCH - OPEN (to Tank)

Die FUEL TANKS können über die flugzeugseitigen FUEL PUMPS und TRANSFER VALVES bis zu bestimmten Restmengen enttankt werden.

Die verbleibenden Restkraftstoffmengen müssen dann über die SUMP DRAIN VALVES abgelassen werden.

Restkraftstoffmengen

- | | |
|------------------------------|-----------|
| • Main Tanks 1 und 4 | ca. 20 l |
| • Main Tanks 2 und 3 | ca. 130 l |
| • Center Wing Tank | ca. 470 l |
| • Reserve Tanks 2 und 3 | ca. 20 l |
| • Horizontal Stabilizer Tank | ca. 60 l |

FUEL SYSTEM DEFUELING

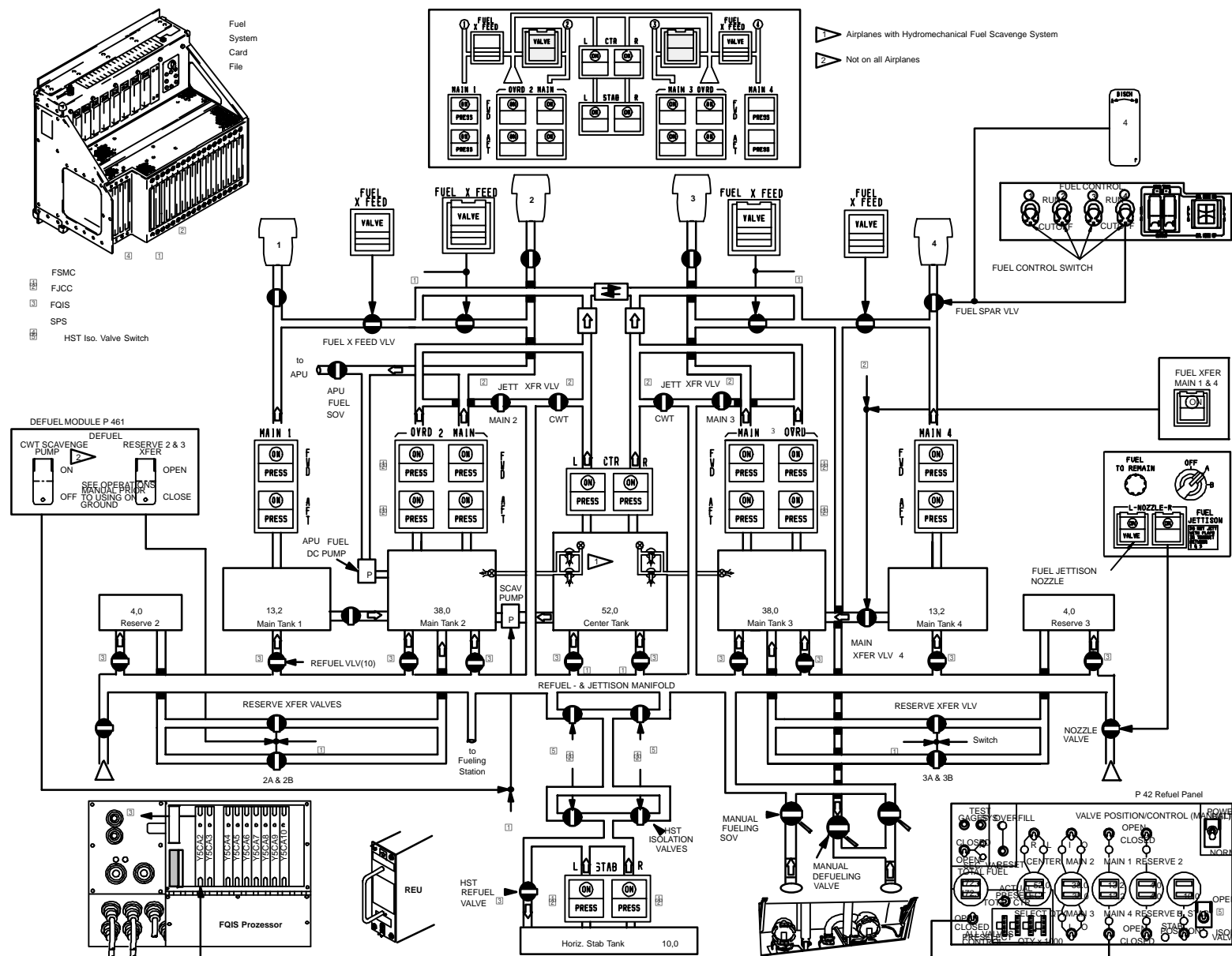


Figure 94 Tank to Tank Transfer Schematic

FUEL SYSTEM DEFUELING



DEFUELING MODES

Defueling Modes

- Saugenttankung (Suction Defueling)
- Druckenttankung (Pressure Defueling)
- Restkraftstoffenttankung (Sump Drain)

Suction Defueling

Die MAIN TANKS 1 bis 4 können durch die Tankwagensaugpumpen über die MAIN TANK BOOST PUMP BYPASS VALVES entleert werden.

Pressure Defueling

Die MAIN TANKS, CWT und HST können über die flugzeugseitigen FUEL PUMPS bis zu bestimmten Restmengen leergepumpt werden.

Die verbleibenden Restkraftstoffmengen müssen dann über die SUMP DRAIN VALVES abgelassen werden.

Restkraftstoffmengen

- | | |
|------------------------------|-----------|
| • Main Tanks 1 und 4 | ca. 20 l |
| • Main Tanks 2 und 3 | ca. 130 l |
| • Center Wing Tank | ca. 470 l |
| • Reserve Tanks 2 und 3 | ca. 20 l |
| • Horizontal Stabilizer Tank | ca. 60 l |

Defueling Procedure

Vor dem Anschließen der Enttankungsschläuche muß die LIFT TO DEFUEL BAR am RECEPTACLE ausgeklappt werden, damit der Rückfluß über das CHECK VALVE im RECEPTACLE zu den Enttankungsschläuchen erfolgen kann. Anschließend müssen noch die MANUAL SHUTOFF VALVES geöffnet werden. Es gibt zwei Möglichkeiten der PRESSURE DEFUELING MODE :

- Defueling über das JETTISON SYSTEM (High Rate)
- Defueling über das CROSSFEED SYSTEM (Low Rate)

Jettison System Defueling

- JETT TRANSFER VALVES - MANUAL OVERRIDE to OPEN Position
- MAIN OVRD/JETT PUMP SW - ON
- CWT PUMP SWITCHES - ON
- CWT SCAVENGE PUMP SW - ON
- MAIN TANK XFR VALVE SW - ON
- RES TANK XFR VALVE SW - OPEN

Die MAIN TANKS können sehr schnell bis zu einer Tankmenge von jeweils ca. 3200 kg entleert werden. (JETTISON LEVEL)

Anschließend müssen die MAIN TANK BOOST PUMPS über das CROSS-FEED SYSTEM die weitere Enttankung übernehmen.

Crossfeed System Defueling

- MANUAL DEFUELING VALVE - OPEN
- CROSSFEED VALVE SW - OPEN
- MAIN TANK PUMP SW - ON
- CWT PUMP SWITCHES - ON
- CWT SCAVENGE PUMP SW - ON
- RES TANK XFR VALVE SW - OPEN

Die Restkraftstoffmengen können über die SUMP DRAIN VALVES abgelassen werden.

Horizontal Stabilizer Tank Defueling

- HST ISOLATION VALVE SW - OPEN
- STAB TRANSFER PUMP SW - ON

FUEL SYSTEM DEFUELING

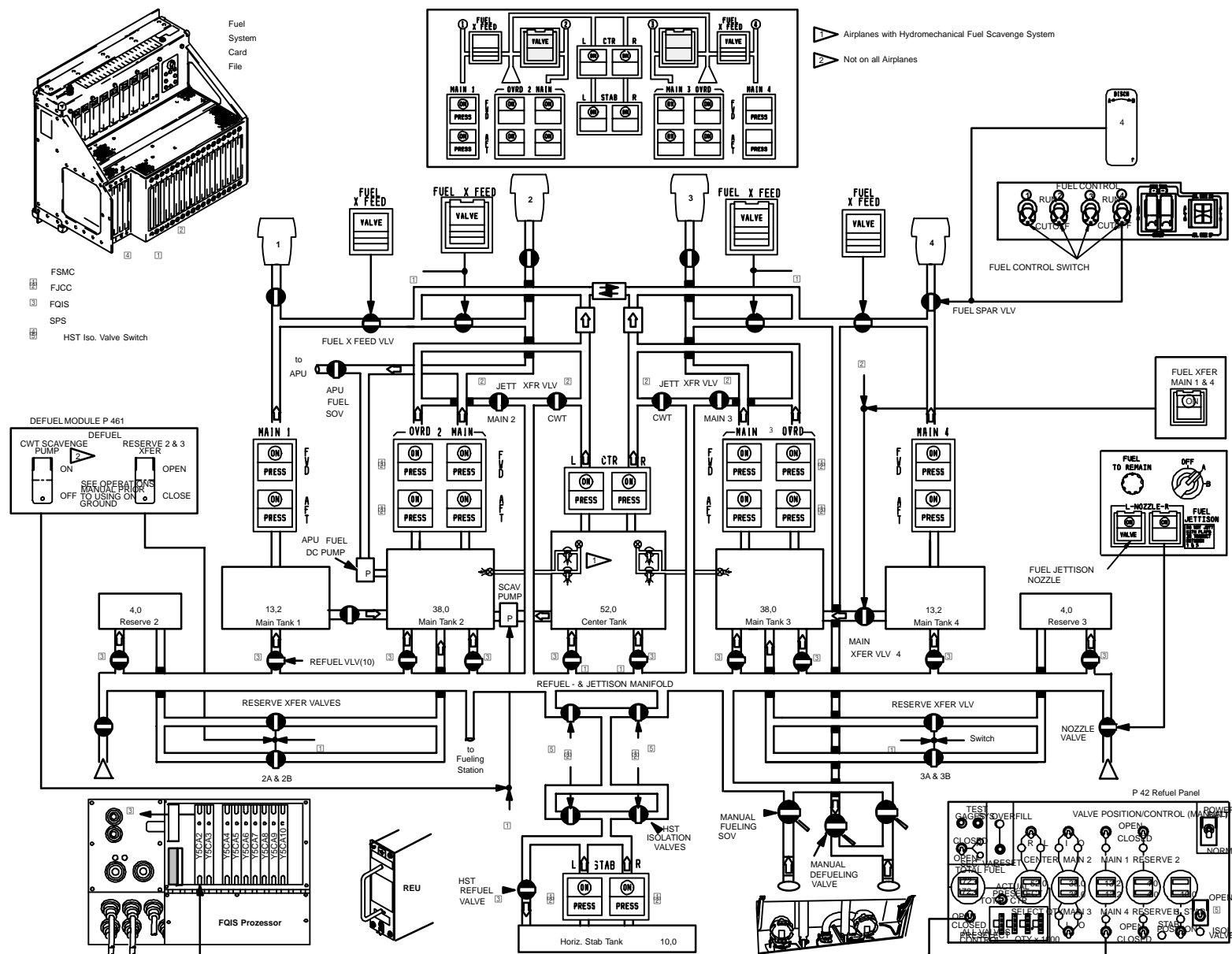


Figure 95 Defueling Schematic

Fuel System
Card File

- 1 Airplanes with Hydromechanical Fuel Scavenge System
2 Not on all Airplanes

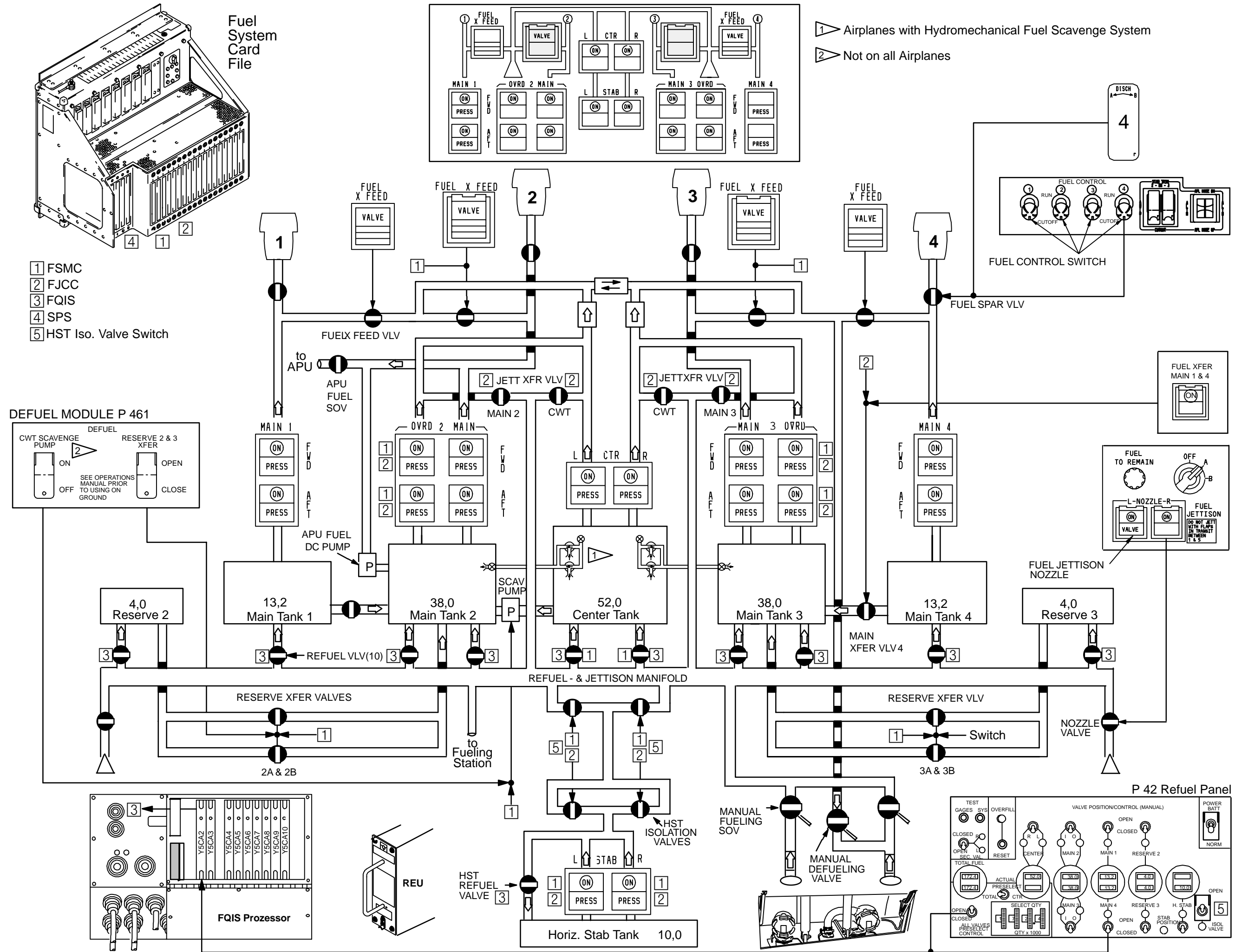


Figure A Fuel System Schematic

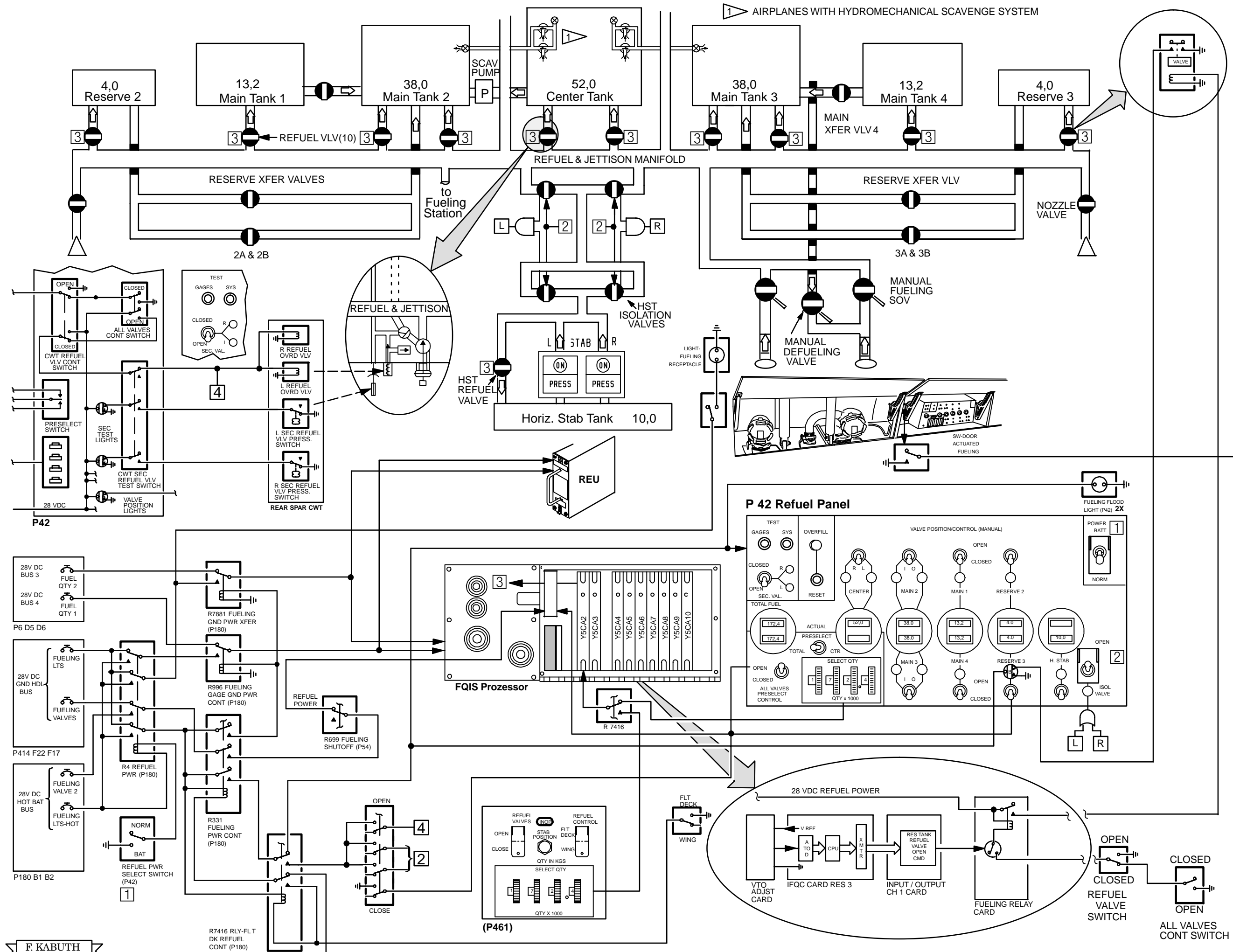


Figure B Pressure Fueling Basic Schematic

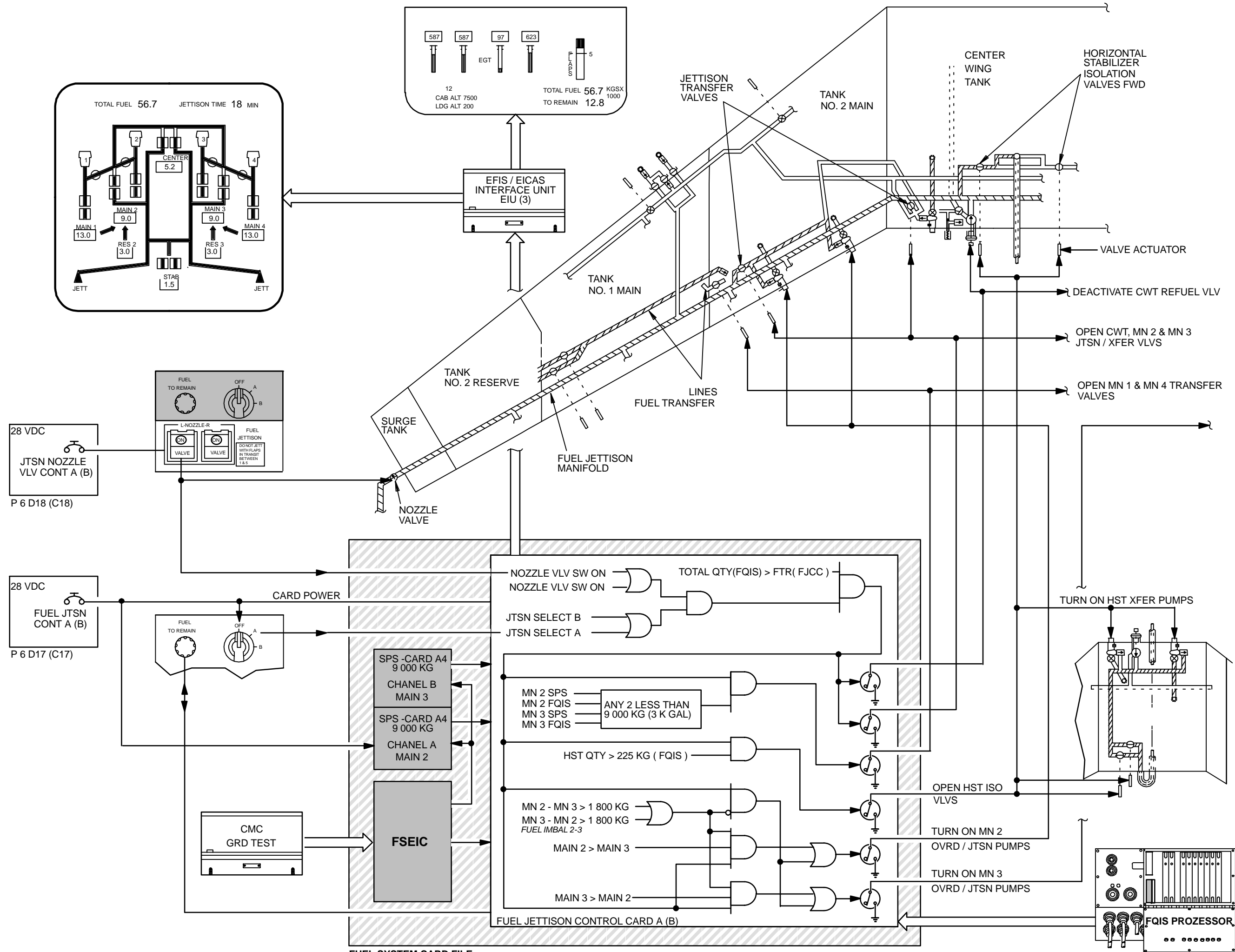


Figure C Fuel Jettison System Basic Schematic

