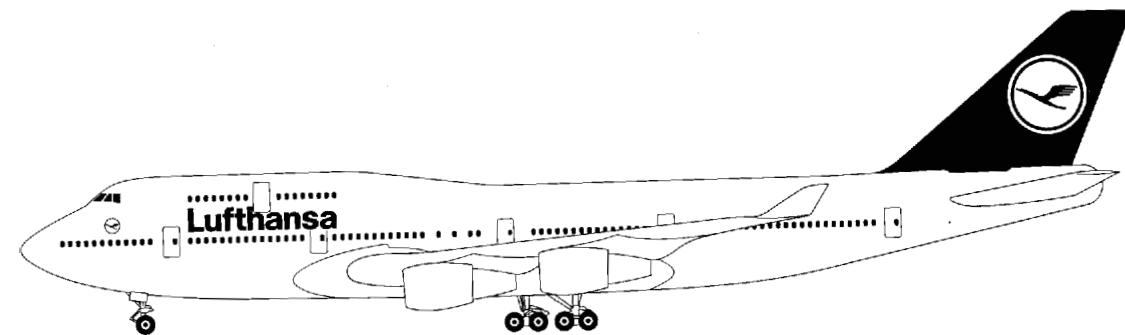




**Lufthansa
Technical Training**

**Training Manual
B 747-400**



**ATA 71-80
POWER PLANT**

WF-B2-.M./ B12M



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 72 ENGINE	1	AIR EXTRACTION	40
72-00 GENERAL	1		
ENGINE SPECIFICATIONS	2		
POWER SETTING CURVES (TAKE OFF)	4		
MODULE DESCRIPTION	6		
ENGINE STATION DESIGNATIONS	8		
FAN AND LPC DESCRIPTION	10		
FAN BLADE NO. 1 IDENTIFICATION	10		
FAN ROTOR BLADES REMOVAL / INSTALLATION	12		
ONE BLADE INSTALLATION	14		
FAN BLADE CLEARANCE	16		
VARIABLE BLEED VALVES (VBV)	18		
VARIABLE STATOR VANES (VSV)	20		
HIGH PRESSURE COMPRESSOR CASE	20		
HIGH PRESSURE COMPRESSOR ROTOR	20		
COMPRESSOR REAR FRAME	22		
COMBUSTION CHAMBER	22		
HIGH PRESSURE TURBINE (HPT)	24		
STAGE 1 NOZZLE GUIDE VANES (NGV)	24		
HP TURBINE ROTOR	24		
STAGE 2 NOZZLE GUIDE VANES	24		
PASSIV CLEARANCE CONTROL	24		
ACTIVE CLEARANCE CONTROL	24		
ELEVENTH STAGE COOLING (ECS)	26		
LOW PRESSURE TURBINE (LPT)	28		
LPT STATOR CASE	28		
LPT ACTIVE CLEARANCE CONTROL	28		
TURBINE REAR FRAME (TRF)	28		
BORESCOPE PLUGS	30		
ACCESS FOR BORESCOPE ROTATION ADAPTER	32		
ACCESSORY DRIVE GEARBOXES	34		
AGB ACCESSORIES	34		
ACCESSORY DRIVES	36		
SEAL LECKAGE TEST	38		
ATA 71-20	44		
ENGINE MOUNTS	44		
ATA 71 ENGINE DRAINS	46		
71-70 ENGINE VENT AND DRAINS	46		
STRUT DRAINS	46		
ENGINE DRAINS GENERAL	48		
DRAIN MODULE	48		
DRAIN MAST	48		
ATA 79-00 ENGINE OIL	50		
79-00 GENERAL	50		
INTRODUCTION	50		
INTRODUCTION	52		
79-10 OIL COMPONENTS	56		
OIL TANK	56		
MASTER CIP DETECTOR	56		
LUBE SUPPLY FILTER	56		
SAVENGE OIL FILTER	58		
FUEL OIL HEAT EXCHANGER	58		
79-30 OIL INDICATION	62		
OIL INDICATION SYSTEM DESCRIPTION	62		
79-30 OIL INDICATION COMPONENTS	64		
OIL PRESSURE TRANSMITTER	64		
LOW OIL PRESSURE SWITCH	64		
OIL TEMPERATURE SENSOR	66		
OIL TEMPERATUR LIMITS	66		
OIL QUANTITY INDICATION	66		



Inhaltsverzeichnis

OIL CONSUMPTION	68	ATA 73 ENGINE FUEL AND CONTROL	102
SCAVENGE OIL FILTER BYPASS WARNING	68		
ATA 73 FUEL AND CONTROL	72		
73-20 ENGINE FUEL AND CONTROL	72		
INTRODUCTION	72	73-00 GENERAL	102
SECONDARY FUEL SYSTEM DESCRIPTION	74	FADEC SYSTEM	102
FUEL PUMP	78	FADEC DESCRIPTION	104
HYDRO MECHANICAL UNIT (HMU)	80	FADEC CONTROL DEVICES	110
FUEL FILTER	80	73-30 ENGINE FUEL AND CONTROL	114
ENGINE CONTROL UNIT (ECU)	80	ECU	114
FUEL OIL HEAT EXCHANGER	82	ECU POWER MANAGEMENT	118
SERVO FUEL HEATER	82	DESCRIPTION	118
IDG FUEL OIL HEAT EXCHANGER	82	ENGINE SENSORS	122
FUEL MANIFOLD	82	TRA TRANSDUCER	122
DRAIN MANIFOLD	82	ECU INPUTS N1 SPEED SENSOR	124
COMBUSTION CHAMBER DRAIN VALVE	82	ECU INPUTS FAN INLET TEMPERATURE SENSOR ..	126
FUEL NOZZLES	84	ECU INPUTS N2 SPEED SENSOR	126
SECONDARY FUEL SYSTEM INDICATION	86	ECU INPUTS T25 / P25	128
FUEL INDICATION COMPONENTS	88	ECU INPUTS T3, PS3 AND PO	128
FUEL PRESSURE TRANSMITTER	88	ECU INPUTS PS14 AND P49	130
FUEL FLOW TRANSMITTER	88	ECU INPUTS T5	130
FUEL FILTER BYPASS WARNING SWITCH	88	ECU INPUTS T49 (EGT)	132
FUEL CONTROL	90	EEC / TMC DISCRETE CARDS (IF INSTALLED)	134
HYDRO MECHANICAL UNIT (HMU)	90	N2 SPEED CARDS	136
FUEL CONDITION CIRCUIT	94	N1 MODIFICATIONS	140
HIGH PRESSURE SHUTOFF CONTROL	94	PHASE I AND II AERO COMPRESSOR	142
CF6-80C2B1F FADEC SYSTEM	96	ECU INPUTS & PLUGS	144
ENGINE FUEL FLOW SCHEDULES	98		
SPEED SELECTION / LIMITING	100	ECU INPUT BUSES	146
		ARINC INTERFACE	146
		ECU OUTPUT BUSES	148
		ARINC INTERFACE	148
		IDLE SELECT	150
		THRUST EQUALIZATION	152
		THRUST LIMITATIONS	154
		EEC RESET AND FUEL ON	156
		ALERT MESSAGES	158



Inhaltsverzeichnis

STATUS MESSAGES	159	IGNITOR ADAPTER BUSHING	207
ECU FAULT MANAGEMENT	160	IGNITION LEADS	207
ATA 76 ENGINE CONTROLS	162	IGNITER PLUGS	207
76-00 GENERAL	162	EICAS INDICATIONS (MESSAGES)	210
COMPONENT DESCRIPTION	162	IGNITION MODES	210
THRUST LEVER ASSEMBLY DESCRIPTION	164		
POWER CONTROLS ADJUSTMENT	166	ATA 80 STARTING	212
THRUST CONTROL SYSTEM SWITCHES	170	80-00 STARTING SYSTEM	212
THRUST CONTROL SYSTEM SWITCHES	172	ENGINE START PANEL DESCRIPTION	212
ATA 75 AIR	174	ENGINE START SYSTEM AND INTERFACE	213
75-00 ENGINE AIR SYSTEMS	174	START AIR VALVE (SAV)	216
GENERAL	174	PNEUMATIC STARTER	216
BORE COOLING SYSTEM	178	AUTOSTART	220
ELEVENTH STAGE COOLING	180	STARTER VALVE MANUAL OPERATION	224
CORE COMPARTMENT COOLING VALVE	182		
TURBINE CASE COOLING SYSTEM	184	ATA 71 ENGINE	228
COMPRESSOR CONTROL (VSV)	188	71-00 PNEUMATIC POWER SUPPLY	228
COMPRESSOR CONTROL (VBV)	192	TEST NO 1 PNEUMATIC POWER SUPPLY	228
ENGINE AIR COMPONENT INDICATION	197	71-00 PNEUMATIC LEAK CHECK	230
ATA 74 IGNITION	202	TEST NO. 1 PNEUMATIC LEAK CHECK	230
74-00 IGNITION SYSTEM	202	71-00 ENGINE MOTORING	233
IGNITION SYSTEM DESCRIPTION	202	TEST NO. 2 ENGINE MOTORING	233
START AND IGNITION CONTROL PANEL	202	POWER PLANT OPERATION (ENGINE MOTORING) ..	234
FUEL CONT VALVE CIRCUIT BREAKERS	204	71-00 TESTRUN 12	239
AUTOMATIC OPERATION	204	TEST NO. 12 ECU (EEC) ACTUATORS	239
FADEC IGNITION CONTROL	204		
IGNITION EXCITERS	206	ATA 30 ICE AND RAIN PROTECTION	248
		30-20 NACELLE ANTI ICE (NAI)	248
		NACELLE ANTI ICE SWITCHES	250



Inhaltsverzeichnis

NACELLE ANTI ICE VALVE	250	ATA 71 POWER PLANT	318
OVERHEAT SWITCH	250	71-11 PANEL & ACCESS DOORS	318
OVERPRESSURE SWITCH	250		
MAIN EICAS INDICATION	253	ATA 77 ENGINE INDICATION	322
STATUS PAGE INDICATION	253	77-00 EICAS	322
NAI SYSTEM INDICATION	253	ENGINE INDICATION AND CREW ALERTING SYSTEM	322
ECS SYNOPTIC PAGE INDICATION	253	EICAS PRIMARY NORMAL FORMAT	324
ATA 78 EXHAUST	256	EICAS PRIMARY COMPACTED - FULL FORMAT	326
78-30 THRUST REVERSER	256	EICAS PRIMARY COMPACTED - PARTIAL FORMAT	328
THRUST REVERSER DESCRIPTION	256	EICAS COMPACTED WITH MINI FUEL FORMAT	330
THRUST REVERSER OPERATION DESCRIPTION	259	EICAS COMPACTED WITH MINI BRAKE FORMAT	332
T/R PRSOV	266	SECONDARY ENGINE PAGE INDICATION SYSTEM	334
T/R DPV AND PRESSURE SWITCH	266	ENGINE VIBRATION INDICATION COMPONENTS	336
CENTER DRIVE UNIT (CDU)	268	EICAS SECONDARY PARTIAL FORMAT	340
ANGLE GEARBOX AND BALLSCREW ACTUATOR	270	INTEGRATED ENGINE INSTRUMENT SYSTEM	342
T/R ACTUATION SYSTEM LOCK (3RD LOCK)	272	PERFORMANCE MAINTENANCE PAGE	344
BLOCKER DOORS	276	EPCS MAINTENANCE PAGE	346
DEFLECTOR (CASCADE) VANES	278	ENGINE EXCEEDANCE PAGE DESCRIPTION	348
THRUST REVERSER RIGGING	280		
T/R INTERLOCK MECHANISM	284		
T/R POSITION FEEDBACK SENSOR (RVDT)	286		
THRUST REVERSER DEACTIVATION	290		
THRUST REVERSER MANUAL OPERATION	292		
THRUST REVERSER FUNCTIONAL CHECK	294		
THRUST REVERSER FUNCTIONAL CHECK	296		
THRUST REVERSER OPERATIONAL CHECK	298		
THRUST REVERSER INDICATION	304		
ATA 71 POWER PLANT	308		
71-10 ENGINE COWLINGS	308		
ENGINE COWLINGS DESCRIPTION	308		



Bildverzeichnis

Figure 1	Engine Data / Assembly Identification Plates	3	Figure 36	Fuel Nozzle Details	85
Figure 2	Engine Rating Power Curve (Flat Rated T/O Setting)	5	Figure 37	Fuel System Indication	87
Figure 3	Engine Cross Section	7	Figure 38	Fuel Indication Components	89
Figure 4	Engine Sensor Usage	9	Figure 39	HMU BASIC FUNCTION SCHEMATIC	91
Figure 5	Fan & Low Pressure Compressor	11	Figure 40	HMU BASIC FUNCTION SCHEMATIC	93
Figure 6	VBV System Details	19	Figure 41	Fuel Conditioning Circuit	95
Figure 7	VSV System Details	21	Figure 42	TO Power Setting	97
Figure 8	CRF System Details	23	Figure 43	Engine Fuel Flow Operation Limits	99
Figure 9	HPT System Details	25	Figure 44	N1/N2 Speed Selection / Limitation	101
Figure 10	ESC System Details	27	Figure 45	FADEC System EICAS Indications	103
Figure 11	LPT System Details	29	Figure 46	FADEC Basic System Schematic	105
Figure 12	Borescope Plug Location	31	Figure 47	Engine FADEC System Basic Schematic	107
Figure 13	Borescope Rotation Access	33	Figure 48	Engine FADEC System Basic Schematic	109
Figure 14	Accessory Gearbox	35	Figure 49	EEC Maint Test Indication	111
Figure 15	Carbon Seal Installation	37	Figure 50	ECU Mode Selections	113
Figure 16	Airflow General	41	Figure 51	ECU Power Supply Schematic	115
Figure 17	Airflow General	43	Figure 52	Control Alternator	117
Figure 18	Engine Mount Components	45	Figure 53	ECU Power Management	121
Figure 19	Strut Drains	47	Figure 54	TRA / TLA Angle Diagram	123
Figure 20	Engine Drain System Components	49	Figure 55	N1 Speed Sensor	125
Figure 21	Oil System EICAS Indications	51	Figure 56	N2 / T12 Sensor	127
Figure 22	Oil System Basic Schematic	55	Figure 57	P25/T25 / T3 / P25 / PS3 Sensor	129
Figure 23	Engine Oil Components	57	Figure 58	PS14 / P49 / T5 Sensor	131
Figure 24	Engine Oil Components	59	Figure 59	T49 (EGT) Measuring Equipment	133
Figure 25	Oil Pressure Chart	61	Figure 60	N2 Speed & EEC / TMC Discrete Cards	135
Figure 26	Oil System Indication Schematic	63	Figure 61	Engine Speed Card Schematic	137
Figure 27	Engine Oil Indication Components	65	Figure 62	ATA 73 Eng. Fuel Trouble Shooting Example	139
Figure 28	Engine Oil Indication Components	69	Figure 63	Thrust Modifier Level	141
Figure 29	ATA 79 Engine Oil Trouble Shooting Example	71	Figure 64	High Speed VSV Schedule Phase I & II Engines	143
Figure 30	Fuel System EICAS Indications	73	Figure 65	ECU Inputs & Plugs	145
Figure 31	Secondary Fuel System Basic Schematic	75	Figure 66	ECU ARINC Interface	147
Figure 32	Secondary Fuel System Schematic	77	Figure 67	ECU Output Buses	149
Figure 33	Main Fuel Pump Installation	79	Figure 68	IDLE Select Control Circuit	151
Figure 34	Fuel System Components	81	Figure 69	TLA/Altitude Thrust Equalization	153
Figure 35	Fuel System Components	83	Figure 70	ECU Thrust Limitations	155



Bildverzeichnis

Figure 71	ECU Channel Reset & Fuel ON Command	157	Figure 106	Test No.1 Quick Reference	229
Figure 72	ECU Fault Management	161	Figure 107	Manual Flight Leg Control	245
Figure 73	Thrust Lever Components & Interface	163	Figure 108	Ground Test 12 CMC Selection Sequence	247
Figure 74	Thrust Control Components	165	Figure 109	NAI System & Indication	249
Figure 75	Thrust Lever Adjustment	167	Figure 110	NAI System Components	251
Figure 76	TRA Transducer Adjustment	169	Figure 111	Nacelle Anti Ice Schematic	255
Figure 77	Thrust Lever Switches	171	Figure 112	Thrust Reverser Components / Function Principle	257
Figure 78	Micro Switch Pack Assembly	173	Figure 113	Thrust Reverser Basic Schematic 1	263
Figure 79	Engine Air Basic Schematic	175	Figure 114	Thrust Reverser Basic Schematic 2	265
Figure 80	Engine Air System Components (Left Side Engine)	176	Figure 115	Thrust Reverser Components	267
Figure 81	Engine Air System Components (Right Side Engine)	177	Figure 116	Center Drive Unit	269
Figure 82	Bore Cooling System Schematic	179	Figure 117	BallScrew Actuator Installation	271
Figure 83	Eleventh Stage Cooling System Schematic	181	Figure 118	3rd. Lock Components	273
Figure 84	Core Compartment Cooling System Schematic	183	Figure 119	Thrust Reverser 3rd Lock Schematic	275
Figure 85	HPTCC/LPTCC System Schematic	185	Figure 120	Blocker Door Installation	277
Figure 86	HPTCC / LPTCC Control Schematic	186	Figure 121	Deflector Vanes Installation	279
Figure 87	Compressor Control Overview	187	Figure 122	Thrust Reverser Rigging	283
Figure 88	Compressor Control (VSV)	189	Figure 123	T/R INTERLOCK MECHANISM	285
Figure 89	VSV Positioning Schematic	191	Figure 124	Thrust Reverser (RVDT) Power Limitation	287
Figure 90	Compressor Control (VBV)	193	Figure 125	Interlock Actuator Wiring Schematic	288
Figure 91	VBV Positioning Schematic	195	Figure 126	Thrust Reverser Indication Schematic	289
Figure 92	Engine Air System Summary	196	Figure 127	Thrust Reverser Deactivation	291
Figure 93	Engine Air System Indication Summary	199	Figure 128	Center Drive Unit Manual Drive	293
Figure 94	ATA 75 Engine Air Trouble Shooting Example	201	Figure 129	Thrust Reverser Indication	305
Figure 95	Ignition Basic Schematic	205	Figure 130	ATA 78 Eng. Reverser Trouble Shooting Example	307
Figure 96	Ignition Leads and Plugs	209	Figure 131	Engine Cowlings	309
Figure 97	ATA 74 Eng. Ignition Trouble Shooting Example	211	Figure 132	Engine Nose Cowl	310
Figure 98	Starting System Basic Schematic	215	Figure 133	Fan Cowl Panel	311
Figure 99	Start System Components	217	Figure 134	Fan Cowl Panel Latches	312
Figure 100	Engine Start Control & APU Interface	218	Figure 135	Thrust Reverser Hinge & Latches	313
Figure 101	Start Valve Indication Schematic	219	Figure 136	Latch Mounting Ring Installation	314
Figure 102	Autostart Sequence (Ground)	221	Figure 137	Thrust Reverser Opening Components	315
Figure 103	Autostart Sequence (Air)	223	Figure 138	Core Cowl Hinges & Hold Open Rods	316
Figure 104	Starter Valve Manual Operation	225	Figure 139	Core Cowl Panel Latches & Adjustment	317
Figure 105	ATA 80 Eng. Starting Trouble Shooting Example	227	Figure 140	Panel and Access Doors Inboard Struts	319



Bildverzeichnis

Figure 141	Panel and Access Doors Outboard Struts	321
Figure 142	Engine Indication Basic Schematic	323
Figure 143	EICAS Primary Normal Format	325
Figure 144	EICAS Primary Compacted - Full Format	327
Figure 145	EICAS Primary Compacted - Partial Format	329
Figure 146	EICAS Compacted with Mini Fuel Qty Format	331
Figure 147	EICAS Compacted with Mini Brake Temp. Format	333
Figure 148	EICAS Secondary Engine Page (AUX EICAS)	335
Figure 149	Engine Vibration Indication Components	337
Figure 150	Vibration Monitoring System Schematic	339
Figure 151	EICAS Secondary Partial Format	341
Figure 152	Engine Maintenance Page Callup	343
Figure 153	Performance Maintenance Page	345
Figure 154	EPCS Maintenance Page	347
Figure 155	Engine Exceedance Page	349
Figure 156	ATA 77 Eng. Indication Trouble Shooting Example	351
Figure A	Oil System Basic Schematic	352
Figure B	Airflow General	353
Figure C	Engine Fuel & Control System Schematic	354
Figure D	Engine FADEC System Basic Schematic	355
Figure E	HMU BASIC FUNCTION SCHEMATIC	356
Figure F	ECU Power Management Diagram	357
Figure G	ECU Fault Management	358
Figure H	Ignition Control Schematic	359
Figure I	Starting System Basic Schematic	360
Figure J	Thrust Reverser Schematic	361
Figure K	Thrust Reverser Rigging	362
Figure L	Thrust Reverser 3rd Lock Schematic	363

**ENGINE
GENERAL**



**Lufthansa
Technical Training**

**B747-430
B2/12M
72-00**

ATA 72 ENGINE

72-00 GENERAL

**ENGINE
GENERAL**

**Lufthansa
Technical Training**
**B747-430
B2/12M
72-00**
ENGINE SPECIFICATIONS

MODEL	CF6-80C2B1F
TAKE OFF THRUST	57160 lbs
MAX FLAT RATED TEMP	90° F (32° C)
EGT REDLINE LIMIT (INDICATED)	960° C (MAX EGT = 1020° C)
BYPASS RATIO	5.15 TO 1
COMPRESSOR PRESSURE RATIO	27.4 TO 1
MAX N1	117.5% RPM
MAX N2	112.5% RPM
N1 RPM (100%) = THRUST INDICATION	3280
N2 RPM (100%)	9827

CF6-80C2 B1F

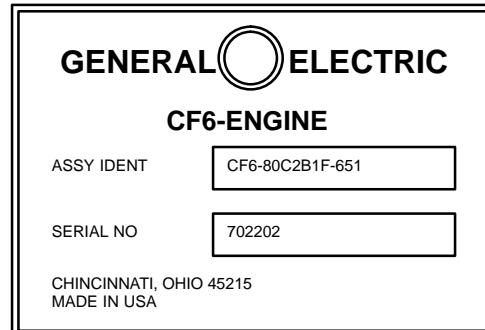
(F = FADEC)

=

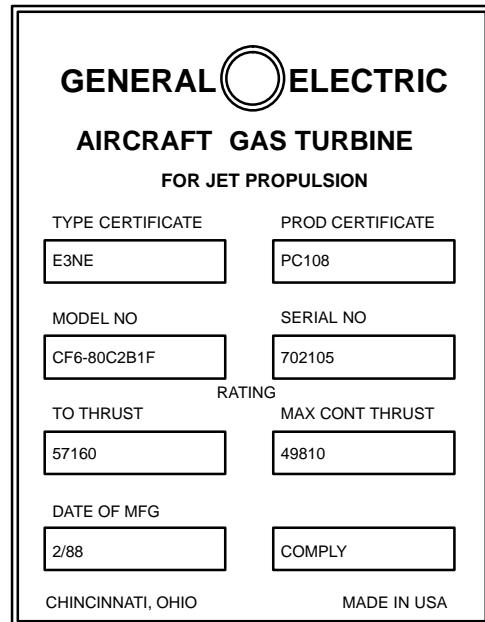
FULL**A**UTHORITY**D**IGITAL**E**NGINE**C**ONTROL

ITEM	SPECIFICATION
ENGINE GENERAL	
Type	High-bypass axial-flow, dual rotory turbofan
Thrust Class	57,000 pounds (253.7 KN)
Number of Combustion Chambers	One
Type of Combustion Chamber	Annular
Type of Compressor	Two spool, 19-stage compressor, consisting of a fan, 4-stage booster, and a 14-stage high pressure compressor
Direction of Rotation (Both Rotors)	Clockwise (as viewed from the rear looking forward)
Type of Turbine	7-stage, split, consisting of a 2-stage high pressure turbine and a 5-stage low pressure turbine
Engine Weight	
Bare Engine	9,400 pounds (4275 Kg) (approximate)
Engine (with QEC)	10,900 pounds (4955 Kg) (approximate)
Installed (includes Fan Thrust Reverser, Fan Cowls and Side Cowl Panels)	12,725 pounds (5785 Kg) (approximate)
Engine Length	
Engine Length (No Inlet Cowl or Exhaust Nozzle)	170 inches (4318 mm) (approximate)
Installed Engine Length (with Inlet Cowl and Exhaust Nozzle)	280.3 inches (7117 mm) (approximate)
Engine Diameter (No Inlet Cowl)	100 inches (2540 mm)

327154



ASSEMBLY IDENTIFICATION PLATE



ENGINE DATA PLATE

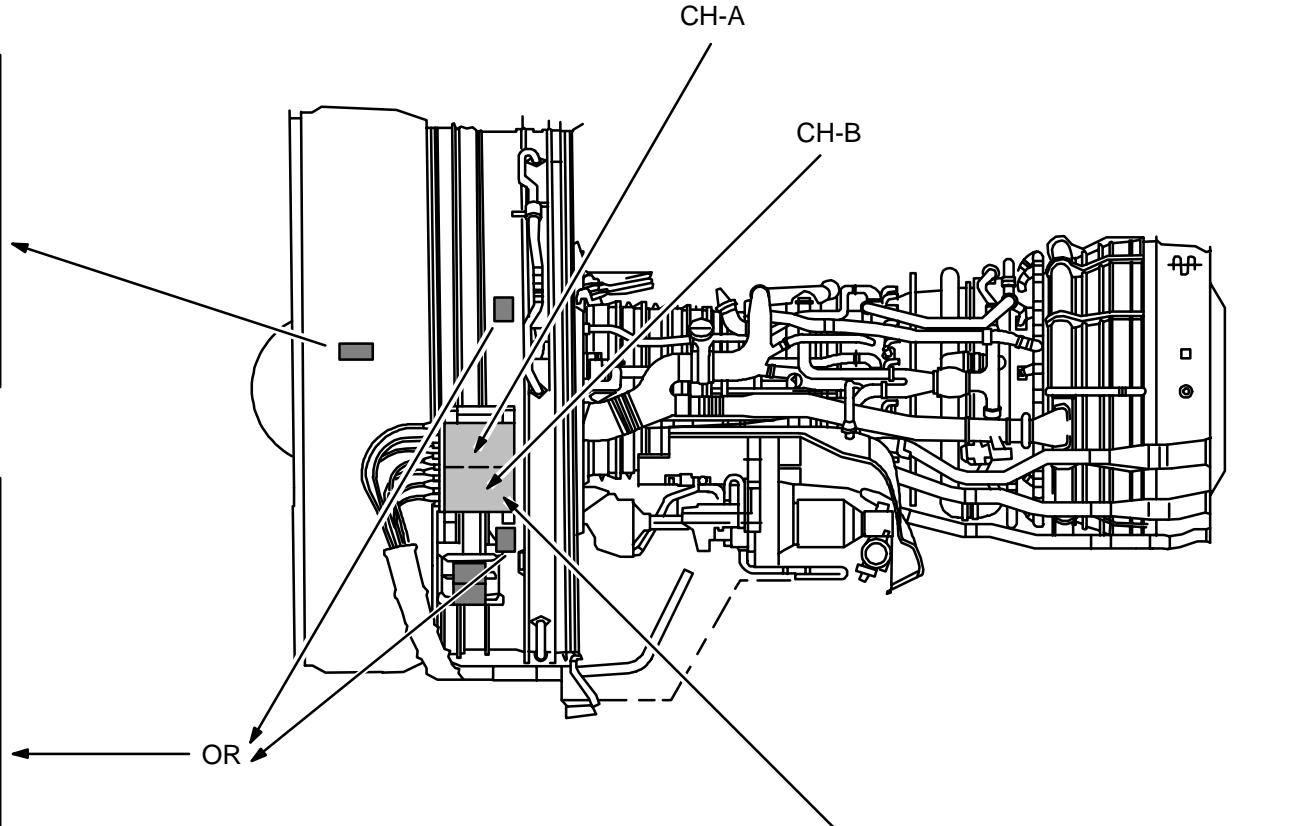


Figure 1 Engine Data / Assembly Identification Plates



POWER SETTING CURVES (TAKE OFF)

Die B747-430 ist mit General Electric CF6-80C2B1F Triebwerken ausgerüstet. Sie werden als "FLAT RATED" Engines betrieben. Das bedeutet, daß die Triebwerke bis zu einer Außentemperatur von 32° C (90° F) bei einem Luftdruck von von 1013 Hpa einen (maximalen) Schub von 57160 lbs liefern können.

Als Schubanzeige wird die N1 Anzeige verwendet.

Um bei steigender Temperatur oder bei sinkendem Luftdruck immer den gleichen maximalen T/O Schub zu erhalten, wird die N1 Drehzahl entsprechend verändert.

Der Einfluß der Luftpresse wird hierdurch ausgeglichen.

Die maximale (von der ECU berechnete) TIT (Turbine Inlet Temperature) darf jedoch nicht überschritten werden.

Da aber bei der Erhöhung der N1 Drehzahl zwangsläufig auch die N2 und somit die TIT steigt, wird ab 32 °C die N1 und somit der Schub wieder reduziert.

Die N1 Drehzahl wird durch das FADEC System automatisch errechnet und geregelt. (FADEC = FULL AUTHORITY DIGITAL ENGINE CONTROL)

Bis zu einer Außentemperatur (OAT) von 32 °C gilt demnach folgendes Regelprinzip:

CONSTANT THROTTLE = CONSTANT THRUST

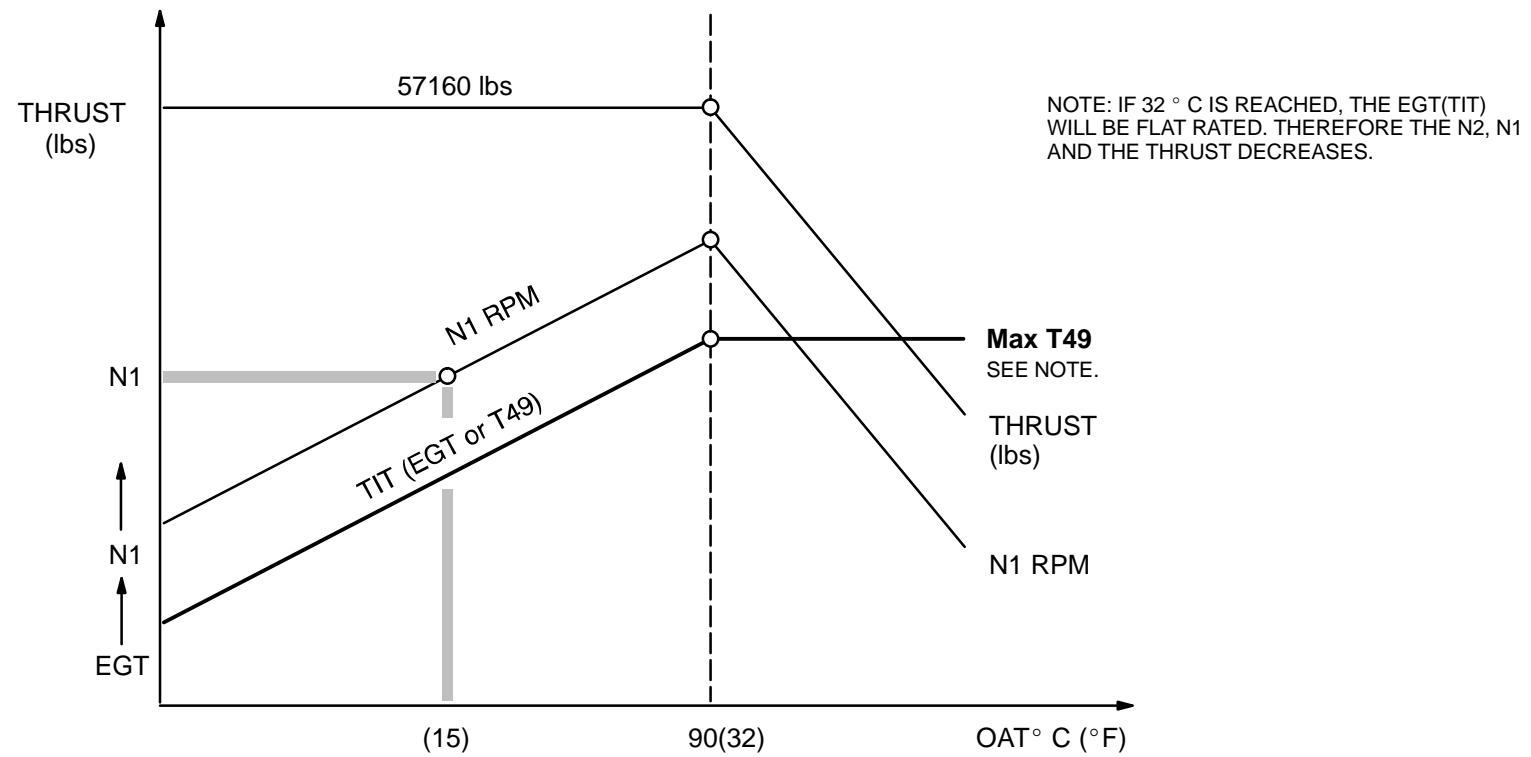


Figure 2 Engine Rating Power Curve (Flat Rated T/O Setting)



MODULE DESCRIPTION

Fan and Low Pressure Compressor (LPC)

Der Niederdruckverdichter (N1) ist ein fünfstufiger Axialverdichter. Der Rotor der 1. Stufe bildet gleichzeitig den Fan. Hinter dem Fan erfolgt die Teilung in die beiden Luftströme:

- Fanluftstrom (5,09 Teile)
- Primärluftstrom (1 Teil)

Der Fanluftstrom erzeugt ca. 80% des Gesamtschubes, die 5. Stufe des Low Pressure Compressors liefert zusätzlich Dichtluft (Sump Pressure) für Lagerabdichtungen.

Variable Bleed Valves (VBV)

12 kontinuierlich verstellbare Abblasventile sorgen in allen Drehzahlbereichen für einen störungsfreien **N1** Verdichterbetrieb. Die ECU berechnet zu jeder beliebigen Drehzahl und Umgebungsbedingung die optimale Stellung der VBV's, diese lassen exakt die jeweils notwendige Luftmenge in den Fanluftstrom ab.

Forward Mount

Die vordere Triebwerksaufhängung dient neben der Triebwerksbefestigung der Schubübertragung.

High Pressure Compressor (HPC)

Der Hochdruckverdichter (N2) ist ein 14 stufiger Axialverdichter. Er hat folgende äußere Luftabnahmen:

- 7. Stufe : Kühlung des Triebwerkes
- 8. Stufe : Versorgung des Pneumatic Systems
- 11. Stufe : Kühlung des Triebwerkes (Turbine)
- 14. Stufe : Kühlung des Triebwerkes (Turbine), Signal- und Steuerluft (CDP), Versorgung des Pneumatic Systems

Variable Stator Vanes (VSV)

Die verstellbaren Leitschaufeln haben die Aufgabe, in allen Drehzahlbereichen einen günstigen (möglichst optimalen) Anströmwinkel an den Laufschaufeln des HPC zu erzeugen. Sie verhindern dadurch einen Verdichterstall (Strömungsabriss). Folgende Leitschaufeln sind verstellbar:

- IGV's (Inlet Guide Vanes) (*installiert vor dem Hochdruckkompressor*)
- VSV's (Variable Stator Vanes) (*1. bis 5. Stufe*)

High Pressure Turbine (HPT)

Die Hochdruckturbine (N2) ist eine zweistufige Axialturbine. Aufgrund der hohen Betriebstemperaturen ist eine intensive Kühlung der hohlen Lauf- und Leitschaufeln notwendig. Eine externe und interne Gehäusekühlung nimmt Einfluß auf das Blattspitzenspiel (Active/Passive Clearance Control).

Low Pressure Turbine (LPT)

Die Niederdruckturbine ist eine fünfstufige Axialturbine. Das Gehäuse wird von außen (höhenabhängig) mit Fanluft gekühlt. Dadurch erfolgt eine gesteuerte Beeinflussung des Blattspitzenspiels (Active Clearance Control).

Aft Mount

Die hintere Triebwerksaufhängung ist am hinteren Turbinenrahmen installiert. Sie überträgt nur Gewichts- und Seitenkräfte. Sie ermöglicht aufgrund ihrer Konstruktion die thermisch bedingte Längenänderung des Triebwerks.

Gearboxes

Der Antrieb der Hilfsgeräte erfolgt über drei Getriebe:

- **IGB Inlet Gearbox**. Sie wird vom N2 Verdichter angetrieben und überträgt das Drehmoment auf den Radial Drive Shaft.
- **TGB Transfer Gearbox**. Umlenkgetriebe für den Horizontal Drive Shaft.
- **AGB Accessory Gearbox**. Von diesem Getriebe werden alle Hilfsgeräte angetrieben.

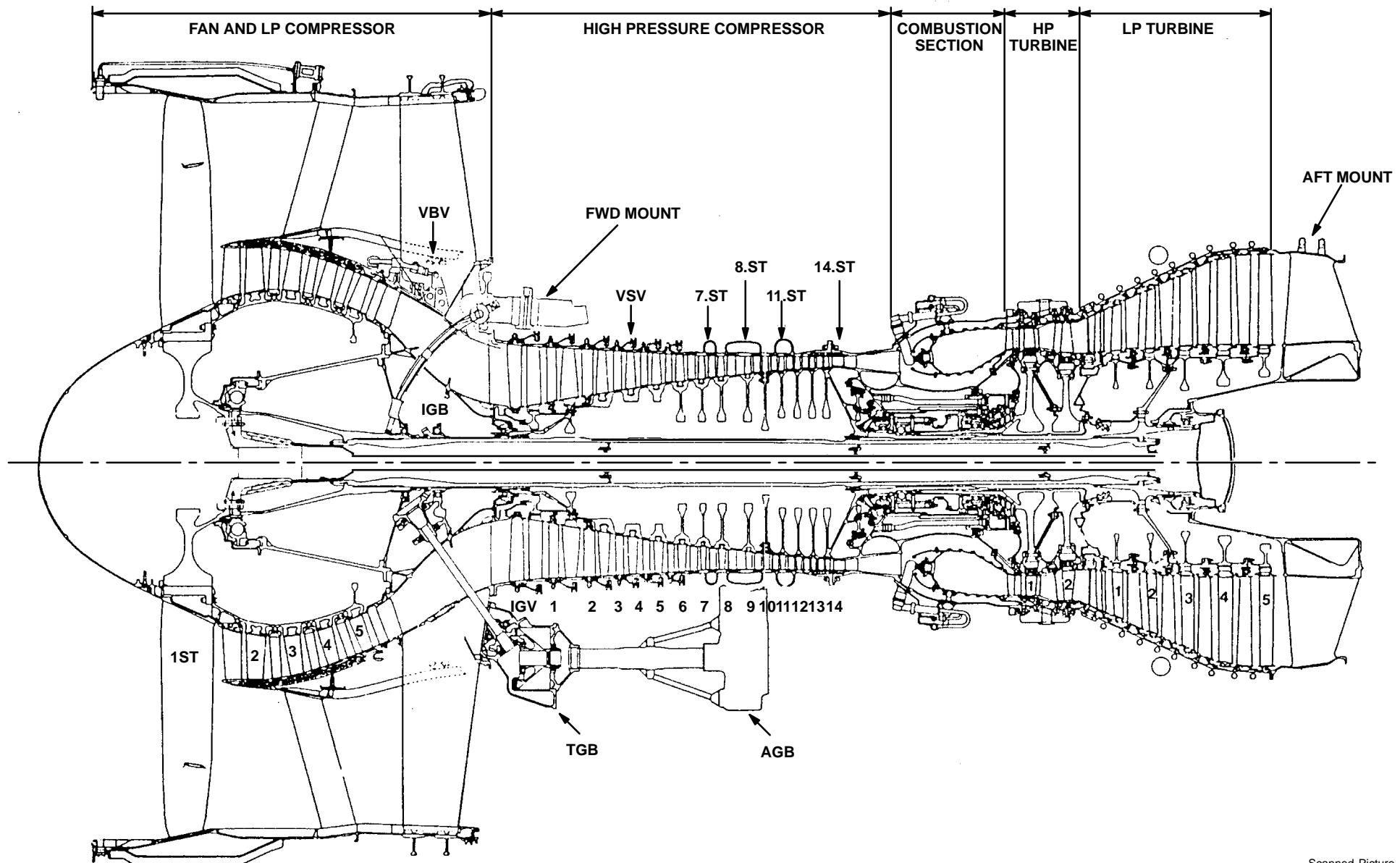


Figure 3 Engine Cross Section

Scanned Picture



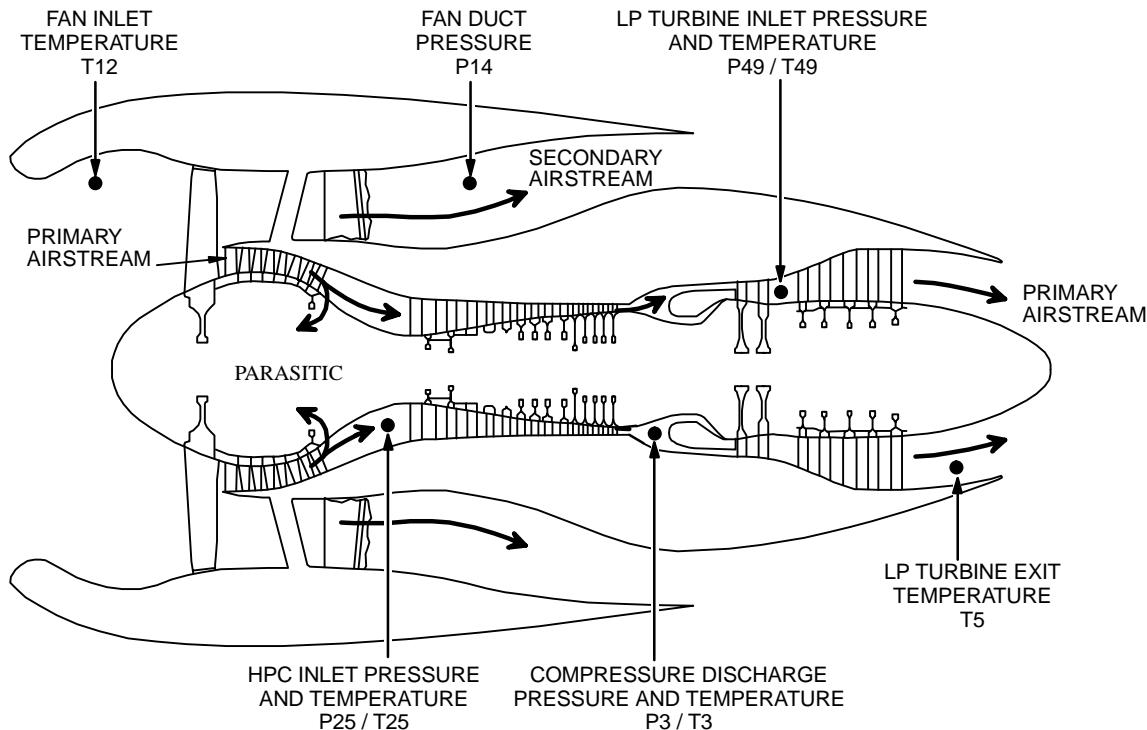
ENGINE STATION DESIGNATIONS

Um bestimmte Bereiche eines Gastriebwerks besser benennen zu können, werden numerierte Stationsbezeichnungen verwendet.

Eine Station ist ein Ort, an dem ein thermodynamischer Vorgang (Druck, Temperatur, Geschwindigkeit) beginnt oder abgeschlossen ist.

Die Motorstationen sind durchlaufend in Strömungsrichtung numeriert

An verschiedenen Stationen werden Druck- oder Temperaturmessungen durchgeführt, die man für Steuer-, Regel- oder Meßzwecke benutzt.





USED FOR		A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
		FMV	VSV/VBV	HPTCC	LPTCC	ESCV	BCV	START / IGN	CON MON	EICAS	T/R INTRLK
01	T 1.2	●		●	●						
02	T 2.5	●	●	●	●		●				
03	T 3.0			●	●		●				
04	T 4.9			●	●	●		●		●	
05	T 5.0								●		
06	PS 1.4								●		
07	PS 2.5								●		
08	PS 3.0	●		●							
09	P 4.9							●			
10	PO	●	●	●	●	●	●				
11	TEO								●	●	
12	N1	●	●	●	●	●	●			●	
13	N2	●	●	●	●	●	●			●	
14	FF									●	
15	TR -L										●
16	TR-R										●

LEGENDE (HORIZONTAL)

- A FUEL METERING VALVE
- B VARIABLE STATOR VANES / VARIABLE BLEED VALVES
- C HIGH PRESSURE COMPRESSOR TURBINE CLEARANCE CONTROL
- D LOW PRESSURE COMPRESSOR TURBINE CLEARANCE CONTROL
- E ELEVENTH STAGE COOLING VALVES
- F BORE COOLING VALVES
- G AUTO START & IGNITION
- H CONDITION MONITORING
- I ENGINE INDICATION AND CREW ALERTING SYSTEM
- J THRUST REVERSER INTERLOCK & THRUST LIMITATION

LEGENDE (VERTICAL)

- 01 ELECTRICAL FAN INLET TEMPERATURE SENSORS (2)
- 02 HIGH PRESSURE COMPRESSOR INLET TEMPERATURE SENSOR
- 03 HIGH PRESSURE COMPRESSOR DISCHARGE TEMPERATURE SENSOR
- 04 EXHAUST GAS TEMPERATURE SENSOR (EGT)
- 05 LOW PRESSURE TURBINE EXHAUST GAS TEMPERATURE SENSOR
- 06 FAN EXIT PRESSURE SENSOR
- 07 HIGH PRESSURE COMPRESSOR INLET PRESSURE SENSOR
- 08 HIGH PRESSURE COMPRESSOR DISCHARGE PRESSURE SENSOR
- 09 EXHAUST GAS PRESSURE SENSOR
- 10 AMBIENT PRESSURE (PO)
- 11 TEMPERATURE ENGINE OIL SENSOR
- 12 LOW PRESSURE COMPRESSOR ROTOR SPEED SENSOR (N1)
- 13 HIGH PRESSURE COMPRESSOR ROTOR SPEED SENSOR (N2)
- 14 FUEL FLOW TRANSMITTER
- 15 THRUST REVERSER LEFT RVDT
- 16 THRUST REVERSER RIGHT RVDT

Figure 4 Engine Sensor Usage



FAN AND LPC DESCRIPTION

Fan Blade

Die Fan Blades bestehen aus einer Titanlegierung. Sie können einzeln gewechselt werden. Bei Beschädigungen (FOD) ist ein Nacharbeiten (Blending) innerhalb bestimmter Bereiche möglich. Dabei ist zu beachten:

- Einhaltung des Limits gem. MM in Bezug auf Ausarbeitungsgrenzen, Radien und min. Stärke.
- Größere Abnahmen von Material beeinflussen das Momentengewicht und können Unwucht erzeugen.
- Bearbeitung immer nur in Längsrichtung.

Fan Blade Containment

Dieser spezielle Gehäuseaufbau hat die Aufgabe, daß Durchschlagen abgerissener Fan Blade Teile zu verhindern.

In einem Ring aus Aluminium Honeycomb (Nest Area) wird ein Teil der Energie des abgerissenen Fan Blade Teiles vernichtet.

Eine Ummantelung aus etlichen Lagen eines hochreißfesten Kunstfasergewebes (Kevlar) ist in der Lage, die restliche Energie abzubauen und die Teile aufzufangen. Als äußerer Schutz dient eine Ummantelung aus glasfaserverstärktem Kunststoff.

Outlet Guide Vanes (OGV)

Die Auslaßleitschaufeln des Fan Luftstromes sind radial eingebaut. Sie sind nur im Außenteil des Fan Stator Case mit Bolzen befestigt und einzeln wechselbar. Der Fuß der Leitschaufel steckt in einer Aufnahme der inneren Acoustic Liner.

Aus aerodynamischen Gründen gibt es 3 Arten unterschiedlich geformter Leitschaufeln pro Leitschaufelkranz.

Acoustic Liner

Die Fankanalwandung und die Nose Cowl sind mit Segmenten aus schalldämmenden Platten verkleidet. Besonderheit:

Die Oberfläche der Acoustic Liner besteht aus einem dünnen Stahldrahtgewebe (Wired Mesh). Dieses Gewebe ist kratz- und druckempfindlich und darf nicht betreten werden..

Spinner Cone

Die Nabendeknung des Fan Rotors besteht aus einer Aluminiumlegierung. Sie wird mit (38) Bolzen an der Fan Disc befestigt.

Die Einbaulage wird durch eine nach außen versetzte Bohrung (Offset Hole) bestimmt.

Zum Feinauswuchten des Fan Rotors werden Balance Screws oder Balance Weights in den Spinner Cone eingebaut (Trim Balance Run).

No. 1 Bearing Manifold

Diese Zentrifuge hat die Aufgabe, das Öl aus dem Öldunst der Lagersumpfentlüftung (Sump Vent) und Oiltank abzuscheiden.

Bei schadhaften O-Ringen kann Oil in den inneren Teil der Fan Disc gelangen und Unwucht erzeugen.

NI Speed Sensor

Der Geber für die NI Drehzahlanzeige befindet sich im Innenbereich des Fan Frame. Der Meßkopf (Impulsgeber) wird durch ein Führungsrohr zu einem "Zahnkranz" geführt, der auf der N1 Welle installiert ist.

Das Zahnrad besitzt für jedes Fan Blade einen Zahn (38 insges.). Einer der Zähne ist als "Reference Lug" ausgeführt, es ist geringfügig breiter als die restlichen. Durch den sich hieraus ergebenden (unterschiedlichen) Induktions-Impuls kann das "AIRBORNE VIBRATION MONITORING SYSTEM" die Position des Fan-Blade No. 1 errechnen.

FAN BLADE NO. 1 IDENTIFICATION

Das Fanblade No. 1 ist da 2. Blatt hinter dem "Offset hole", es wird im Gegenurzeigersinn (CCW) gezählt. Das Fanblade No. 1 ist durch eine "1" links und rechts neben der Schaufelfußbefestigung auf der Fan Disk gekennzeichnet. Die Zählrichtung ist festgelegt, indem links und rechts neben der Schaufel No. 5 eine "5" eingeschlagen ist.

ENGINE GENERAL



**Lufthansa
Technical Training**

B747-430
B2/12M
72-00

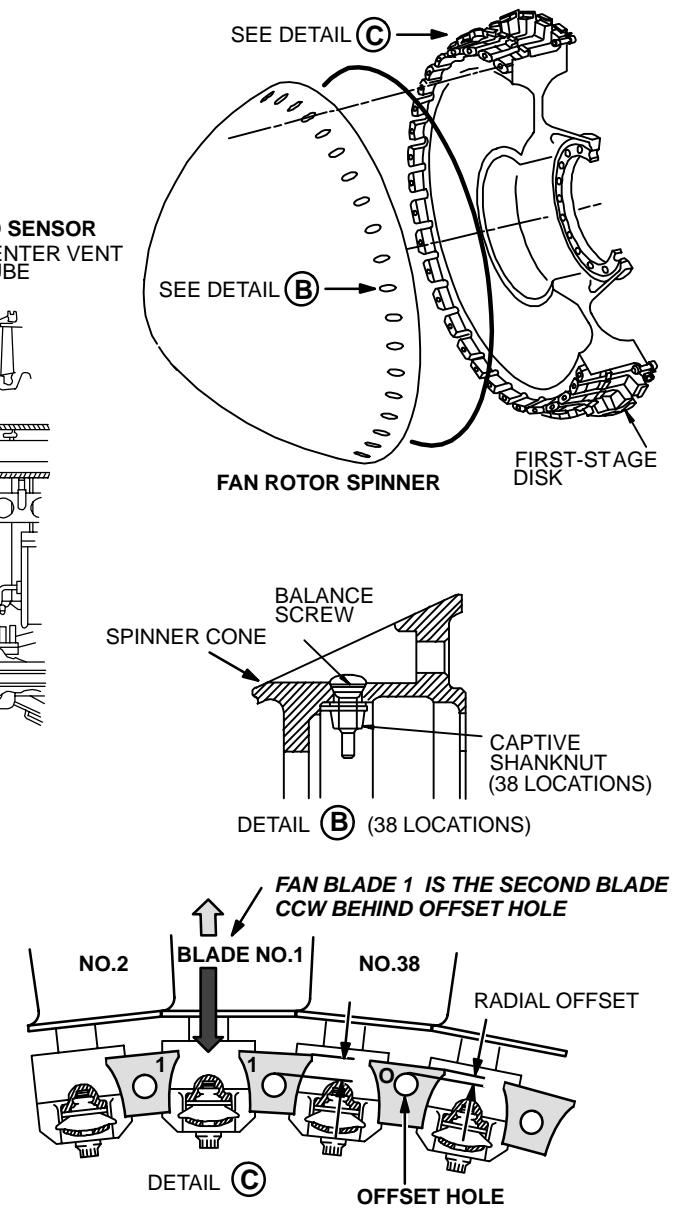
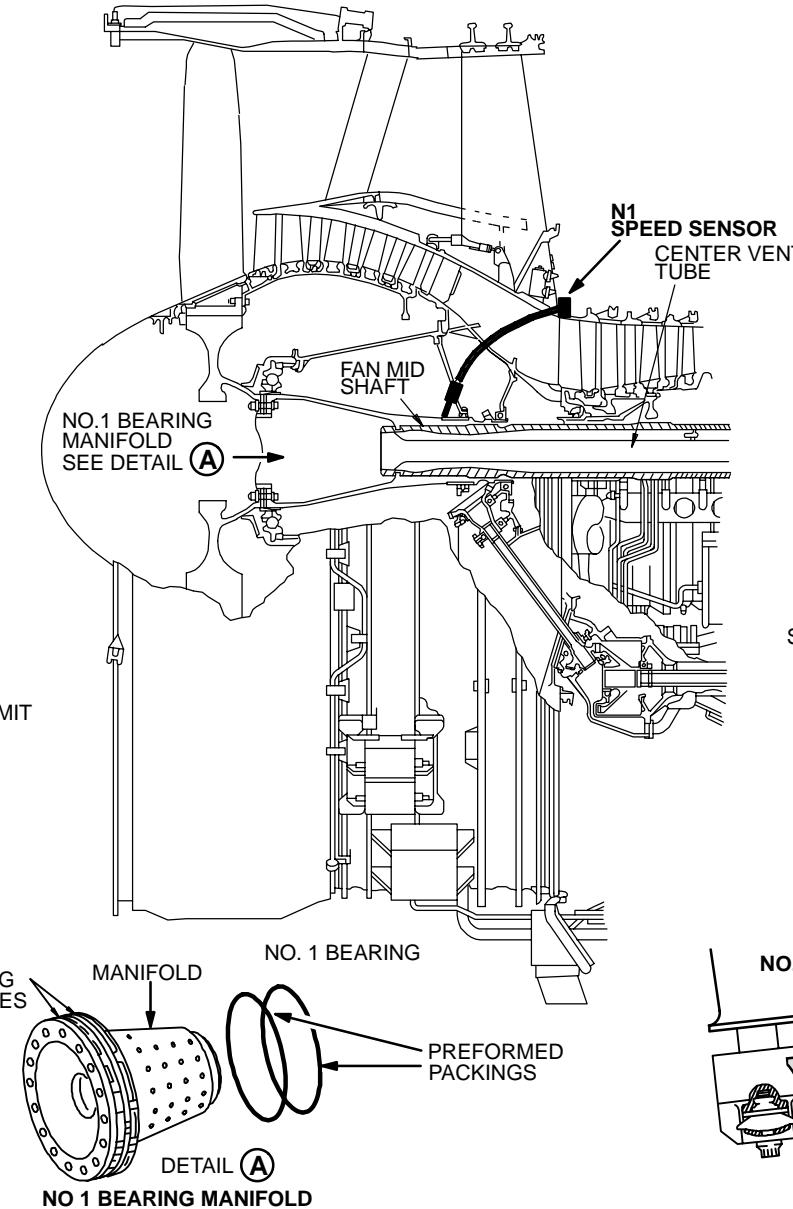
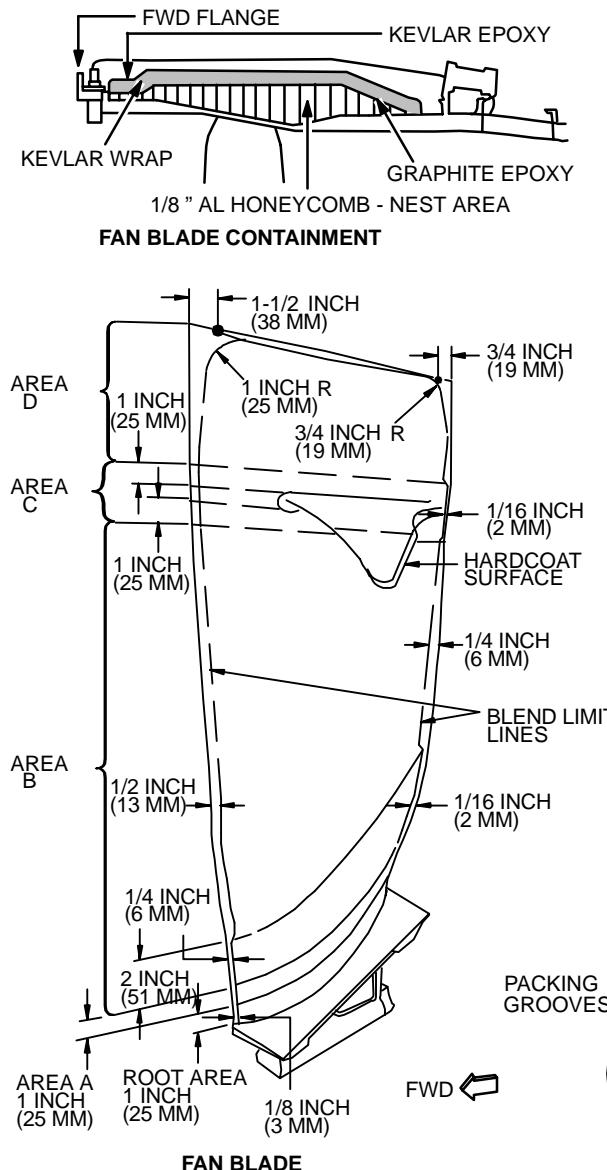


Figure 5 Fan & Low Pressure Compressor



FAN ROTOR BLADES REMOVAL / INSTALLATION

1. General

- A. This procedure gives the steps to do the tasks shown below:
 - (1) Remove the fan rotor blades
 - (2) Install fan rotor blades in pairs
 - (3) Install one fan rotor blade
 - (4) Install a full set of blades
 - (5) The steps to measure the fan blade clearance from the blade-tip to the shroud.
- B. You can get access to the fan rotor blades through the inlet cowl.
 - (1) The fan rotor spinner must be removed to get access to the fan blades.

TASK 72-31-02-004-001-J00

2. Fan Rotor Blade Removal (Fig. 401)

- A. Special Tools and Equipment
 - (1) 2C8073G04 Fan Blade Preload Tool, General Electric Co., 111 Merchant St., Room 425, Cincinnati, OH 45426
 - (2) MSE-54 Extractor Tool, General Electric Co.
- B. Consumable Materials
 - (1) G02061 Marker - Felt Tip
- C. References
 - (1) 72-31-01/401, Fan Rotor Spinner
 - (2) IPC 72-31-02 Fig. 1
- D. Access
 - (1) Location Zone
 - 412 Engine 1 - Fan Rotor
 - 422 Engine 2 - Fan Rotor
 - 432 Engine 3 - Fan Rotor
 - 442 Engine 4 - Fan Rotor
- E. Procedure
 - S 014-002-J00**
 - (1) Remove the fan rotor spinner (Ref 72-31-01/401).

S 014-029-J00

- (2) Remove the seal ring (Ref 72-31-01/401).

S 934-003-J00

WARNING: YOU MUST WEAR GLOVES WHEN YOU TOUCH THE FAN BLADES. INJURY TO YOUR HAND CAN OCCUR.

CAUTION: ALL PARTS REMOVED BUT THE BOLTS AND NUTS, MUST HAVE A MARK OR HAVE A NUMBER FOR ASSEMBLY TO THE INITIAL POSITION. USE ONLY AN APPROVED FELT-TIP MARKER. DAMAGE TO THE FAN ASSEMBLY CAN OCCUR.

- (3) Put numbers on these items to keep their initial positions during installation:

- (a) The blades
- (b) The retainers
- (c) All weights you remove
- (d) Two or more of the adjacent dovetail slots in the rotor disk.

S 934-034-J00

- (4) Put a mark at the position numbers (with a felt-tip marker) on the airfoils of the installed fan blades.

(a) Position number 1 is the second dovetail slot counterclockwise from the spinner offset hole in the disk-post.

1) It has a number 1 mark on the adjacent disk-posts.

(b) Position five has a mark of the number 5 on the adjacent disk-posts.

NOTE: Blades are given numbers counterclockwise, while you look aft.

S 024-005-J00

- (5) Remove the fan rotor blade (6) from the dovetail slot as follows:



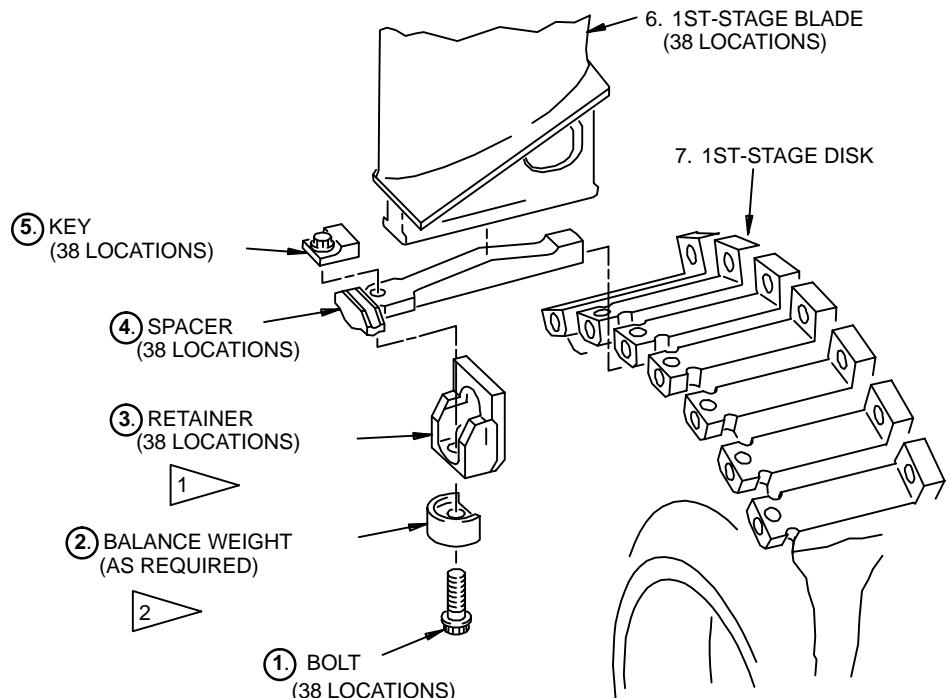
NOTE: When you remove only one fan blade or opposite blades, you must remove the blade retainer, spacer and key from the adjacent blades. This will give sufficient blade movement to disengage the midspan shroud.

- (a) Put the fan rotor blade to be removed at the 12-o'clock position.
- (b) Remove the bolt (1) from the dovetail slot.
- (c) Remove the balance-weights (2) if they are installed.
- (d) Make a record of the weight or make a mark of the weight at the blade position.
- (e) Remove the key (5) with the extractor tool.
- (f) Use the preload tool to loosen the spacer (4).
- (g) Remove the preload tool.
- (h) Remove the extractor tool.
- (i) Remove the spacer (4) from below the blade.
- (j) Remove the retainer (3) from the sideways-slot at the front of the dovetail slot.
- (k) Lift the blade radially up.
- (l) Move the blade radially down to disengage the midspan shroud.
- (m) Remove the blade from the dovetail slot.
- (n) Put the rotor blade in an applicable container for protection.

S 024-006-J00

- (6) Do step 2.E.(5) again to remove the blades that are remaining.
 - (a) If all 38 fan rotor blades are to be replaced, make a record for each of the fan blade of the items below (Fig. 402):
 - 1) The moment-weight
 - 2) The moment-weight class-code
 - 3) The blade position

NOTE: The blades have a mark on the bottom of the blade dovetails with the moment weight. The class-codes can be found on the top forward surface.



1 ▲ ON ENGINES WITHOUT GE SB 72-197,
OLD RETAINERS MUST NOT BE USED WITH
THE NEW RETAINERS ADDED BY GE SB 72-197.
RETAINERS ADDED BY GE SB 72-458 MUST
NOT BE USED WITH ALL OTHER RETAINERS.
IF DIFFERENT TYPES OF THE RETAINERS ARE
USED, THE ROTOR WILL NOT BE BALANCED CORRECTLY.

2 ▲ ON ENGINES WITHOUT GE SB 72-197,
OLD BALANCE WEIGHTS CANNOT BE USED
WITH NEW RETAINERS ADDED BY GE SB 72-197
BECAUSE OF BOLT INTERFERENCE.

1st STAGE FAN ROTOR BLADES INSTALLATION
Figure 401



ONE BLADE INSTALLATION

TASK 72-31-02-404-038-J00

4. One Blade Installation

A. General (Fig. 401)

- (1) This task gives the steps necessary to replace a single blade.
- (2) Balance-weights must be added or removed if the replacement blade has a very different moment-weight (more than 100 grams) than than the replaced blade.
- (3) Balance-weights must be added or removed if the repaired blade has a moment-weight that is very different from its initial moment weight.

B. Special Tools and Equipment

- (1) 2C8073G04 Fan Blade Preload Tool, General Electric Co., 111 Merchant St., Room 425, Cincinnati, OH 45426

C. Consumable Materials

- (1) D00558 Compound - Antiseize
- (2) D00037 Lubricant - Sandstrom 26A

D. Parts

MM		NOMENCLATURE	IPC		
FIG	ITEM		SUBJECT	FIG	ITEM
401	1	BOLT	72-31-02	01	5
	2	BALANCE WEIGHT			10
	3	RETAINER			15
	4	SPACER			20
	5	KEY			25
	6	BLADE			30

E. References

- (1) 71-00-00/501, Power Plant
- (2) 72-31-00/501, Fan Rotor
- (3) 72-31-01/401, Fan Rotor Spinner
- (4) 72-31-02/401, Fan Rotor Blades

F. Access

(1) Location Zone

- 412 Engine 1 - Fan Rotor
- 422 Engine 2 - Fan Rotor
- 432 Engine 3 - Fan Rotor
- 442 Engine 4 - Fan Rotor

G. Procedure

S 974-013-J00

- (1) Make a record of the moment-weight of the removed blade and the replacement blade.

NOTE: The blades have a mark on the bottom of the blade dove tails with the moment-weight.

S 974-014-J00

- (2) Calculate the difference in the moment-weight between the replaced blade and the replacement blade.
- (a) Divide the difference by the 14 to find the weight (in grams) you must add or remove from the 1st-stage disk.

S 424-015-J00

- (3) Install the replacement blade (6).
 - (a) Turn the blade position on the 1st-stage disk to the 12-o'clock position.
 - (b) Put the fan blade into the empty dovetail slot in the 1st-stage disk.
 - (c) Install the retainer (3).
 - 1) Hold the blade in its position.
 - 2) Put the retainer in the sideways-slot at the front of the dovetail slot.
 - (d) Install the spacer (4).
 - 1) Put the spacer through the retainer into the dovetail slot below the fan blade.
 - 2) Use the preload tool to move the spacer into its position.
 - (e) Install the key (5).

S 974-035-J00

- (4) Find the balance-weight (2) in Table 1 that is closest to the weight necessary.

NOTE: Use step 4.G.(2) to find the correct weight.

TABLE 1
FAN ROTOR BLADE BALANCE-WEIGHTS

POSITION NUMBER	9319M30 WEIGHTS	MOMENT WEIGHTS
P07	10 (grams)	142 (Approx gr-in)
P08	20	279
P09	30	414
P10	40	547
P11	50	676
P12	60	804

NOTE: Balance-weight installations have a total weight limit of 300 grams.

S 424-036-J00

- (5) Put the balance-weight (2) on the bolt (1).

(a) If a replacement blade is lighter than the replaced blade:

(b) The balance-weight calculated above must be installed at the position of the replacement blade.

NOTE: All the initial balance-weights must stay.

- (c) If the replacement blade is heavier than the replaced blade, do one of the two steps that follow:

 - 1) Install a balance-weight 180 degrees from the replacement blade position.
 - 2) If the initial balance-weight installed at the replacement blade position is heavier than the weight necessary, you can replace it with a balance-weight that is lighter.

S 424-037-J00

- (6) Install the bolt (1).
(a) Install the bolt through the retainer and the spacer.

NOTE: If a balance weight is necessary, it will be installed on the bolt before installation.

S 344-043-J00

- (7) Do this task "Apply RTV Sealant" (Ref 72-31-02/801) to seal the gap between the blade dovetail slots.
 - (8) If the replacement blade has a moment weight that is more than 158 gram-inches (400 cm g), do the vibration survey (Test No.6, Ref 71-00-00/501).

Example to find the correct weight :

Removed blade M/W 185.850 "gr
Installed blade M/W 185.500 "gr

Difference 350 "gr

$$\text{Balance weight} = \frac{\text{Difference weight}}{14''}$$

$$= \frac{350 \text{ "gr}}{14 \text{ "}} \longrightarrow \text{Value in inch/gram}$$

= 25 gr Value in gram



FAN BLADE CLEARANCE

TASK 72-31-02-204-026-J00

6. Measure the Fan Blade Clearance (Tip-To-Shroud) (Fig. 404)

A. Special Tools and Equipment

- (1) 2C14722 Runout Holding Fixture, General Electric Co.,
111 Merchant St., Room 425, Cincinnati, OH 45426

B. Standard Tools and Equipment

- (1) Gage - Hole, 829A, L.S. Starrett Co., Athol, Mass.
- (2) Gage - Hole, 829B, L.S. Starrett Co.

C. Consumable Materials

- (1) G02061 Marker - felt tip

D. References

- (1) 72-32-00/801, Forward Fan Case

E. Access

- (1) Location Zone

- 412 Engine 1 - Fan Rotor
- 422 Engine 2 - Fan Rotor
- 432 Engine 3 - Fan Rotor
- 442 Engine 4 - Fan Rotor

F- Measure the clearance between the end of the blade and the shroud (Fig. 404).

NOTE: If you installed less than ten blades, this is not necessary.

S 934-061-J00

CAUTION: MAKE SURE ALL THE FAN ROTOR BLADES, RETAINERS, SPACERS AND KEYS ARE INSTALLED. YOU WILL GET INCORRECT MEASUREMENTS IF ALL THE BLADES ARE NOT INSTALLED CORRECTLY BEFORE YOU DO THIS

G. PROCEDURE.

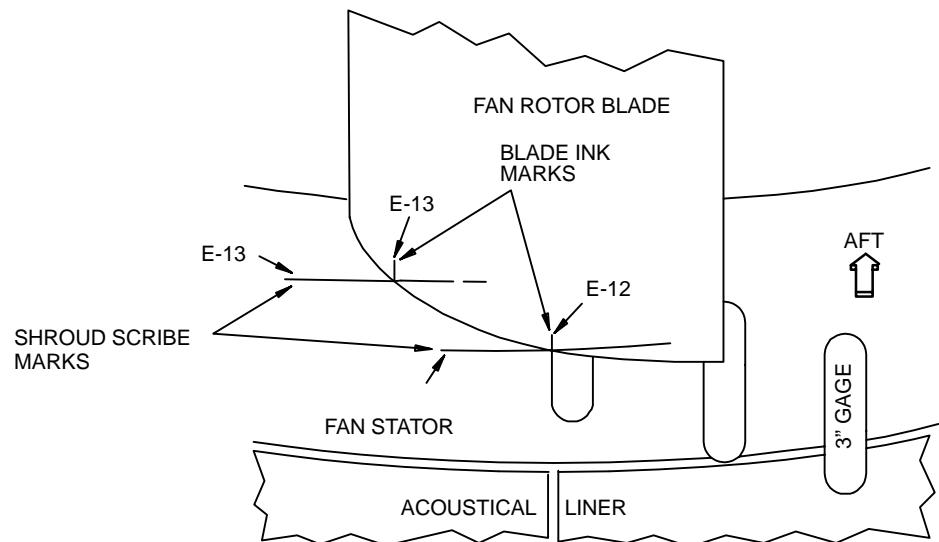
- (1) Use a felt tip pen to make an identification mark on the axial reference line (at the 6 o'clock position) on the shroud.

S 934-046-J00

- (2) Do the steps that follow to identify E12 and E13:
 - (a) Make a mark 10.4 inches (264 mm) aft of the forward flange at the 6 o'clock position on the fan case (this is E12).
 - (b) Make a mark 13.4 inches (340 mm) aft of the forward flange on the fan case (this is E13).
 - (c) Make two lines on the circumference of the shroud to show the E12 and E13 locations.

S 934-047-J00

- (3) Make sure that each blade has a felt-tip pen mark to show the blade position identification number.



Fan Blade Tip-to-Shroud Clearance Check Location
Figure 404

**S 864-048-J00**

- (4) Do the steps that follow to make sure the blade is engaged in the disk slot:
- Hold the blade outboard of the midspan shroud.
 - Try to move the blade in the forward and aft direction.

S 224-049-J00

- (5) At the 6 o'clock position, measure the E12 and E13 clearance dimensions as follows:
- Pull the end of the blade to its most forward position.
 - Use the hole gage to measure the clearance between the end of the blade and the shroud (Fig. 404).
 - If the shroud has a rubbed step at the leading or trailing edge of the blade, do these steps:
 - Step at the leading edge - put the forward end of the gage aft of the step when you measure E12.
 - Step at the trailing edge - put the aft end of the gage forward of the step when you measure E13.
 - Make a record of the E12 and E13 clearances.
 - If it is necessary, do the procedure to repair the shroud (Ref 72-32-00/801).
 - You can sand the shroud or increase the thickness of the shroud material, as it is necessary.

S 974-050-J00

- (6) Do the steps that follow to calculate the average tip clearance at E12 and E13.
- Add the clearance dimensions for all the 38 blades (do E12 and E13 separately).
 - Divide each total by 38.
 - The average clearance at E12 must not be more than 0.198 inch (5.03 mm) and must not be less than 0.115 inch (2.92 mm).
 - The average clearance at E13 must not be more than 0.236 inch (5.99 mm) and must not be less than 0.156 inch (3.96 mm).

S 344-051-J00

- (7) If the clearance dimensions are not correct, do the procedure to repair the fan case shroud (Ref 72-32-00/801).



VARIABLE BLEED VALVES (VBV)

12 kontinuierlich verstellbare Abblasventile sorgen in allen Drehzahlbereichen für einen störungsfreien **N1** Verdichterbetrieb. Die ECU berechnet zu jeder beliebigen Drehzahl und Umgebungsbedingung die optimale Stellung der VBV's, diese lassen exakt die jeweils notwendige Luftmenge in den Fanluftstrom ab.

Note: VBV-Control s. ATA 75-30 Engine Air.

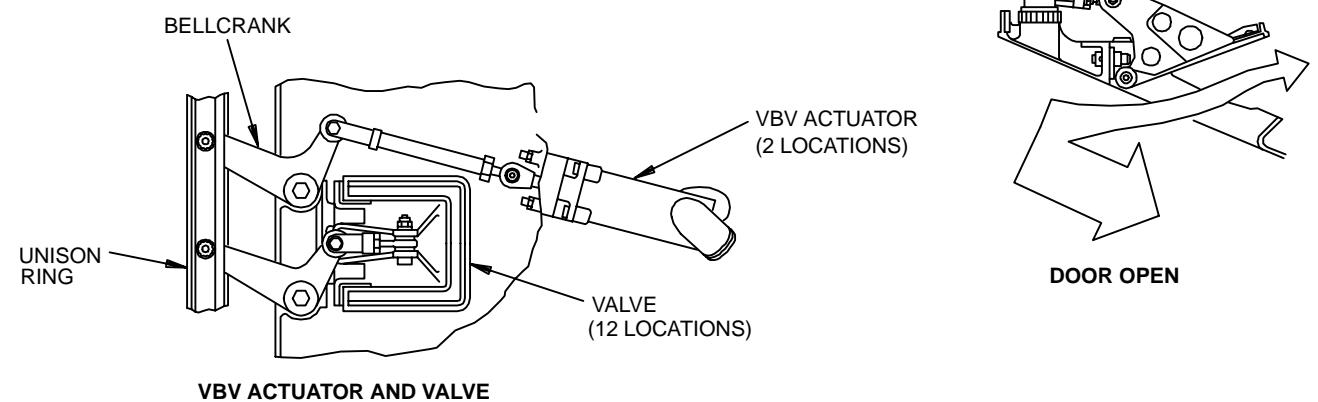
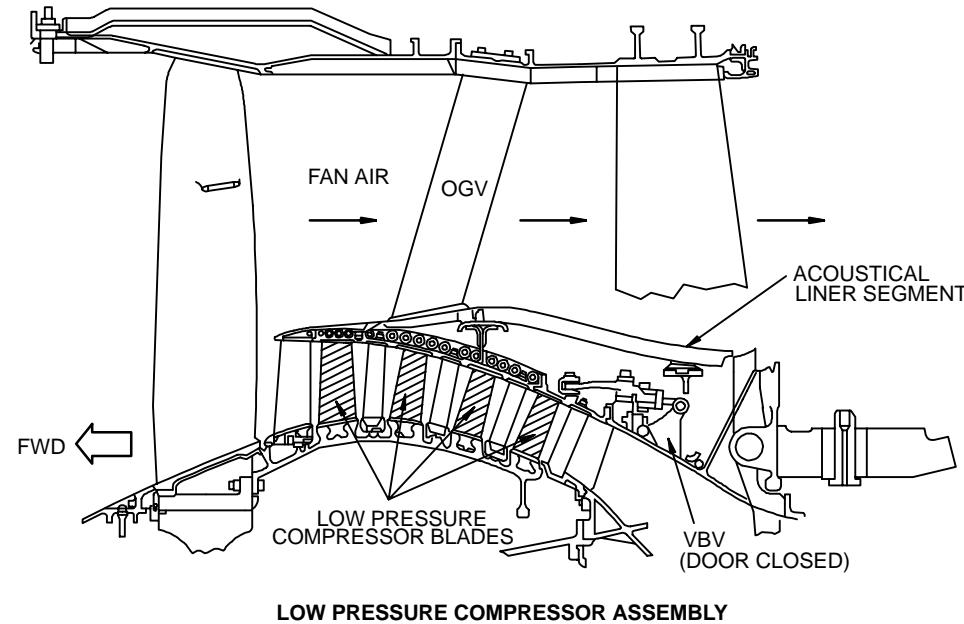
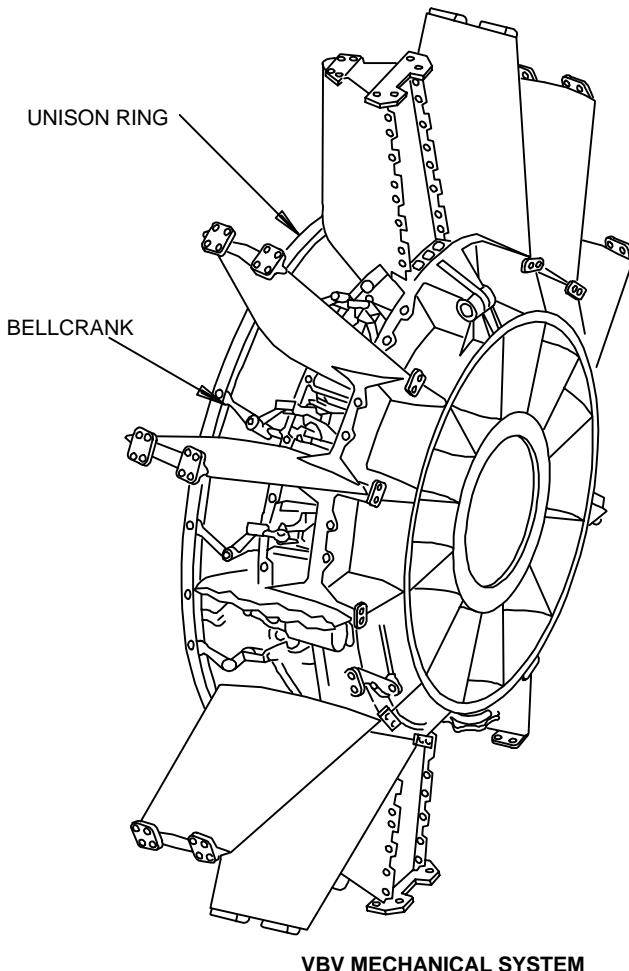


Figure 6 VBV System Details



VARIABLE STATOR VANES (VSV)

Der Hochdruckverdichter hat insgesamt 14 Stufen. Vor der ersten HPC Stufe ist eine Reihe Inlet Guide Vanes (IGV) angeordnet. Von diesen Kompressor-Stufen sind folgende verstellbar:

- die IGV's
- die Stator Stufen 1-5.

HIGH PRESSURE COMPRESSOR CASE

Das Hochdruckverdichter-Gehäuse ist aus Stahl gefertigt. Es besteht aus einer oberen und unteren Halbschale. Im Bereich der 12. - 14. Stufe ist das Gehäuse doppelwandig ausgeführt.

Eingesetzte Isolations-Segmente (Case Liner Insulations) beeinflussen das Ausdehnungsverhalten des Gehäuses und verbessern das Einhalten der Blattspitzen-Abstände (Tip Clearance).

Alle Leitschaufeln sind aus einer Stahl-Legierung gefertigt.

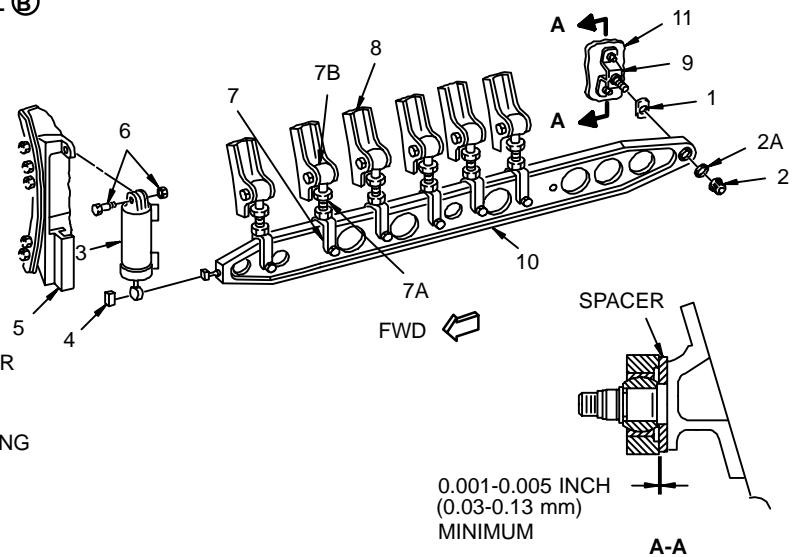
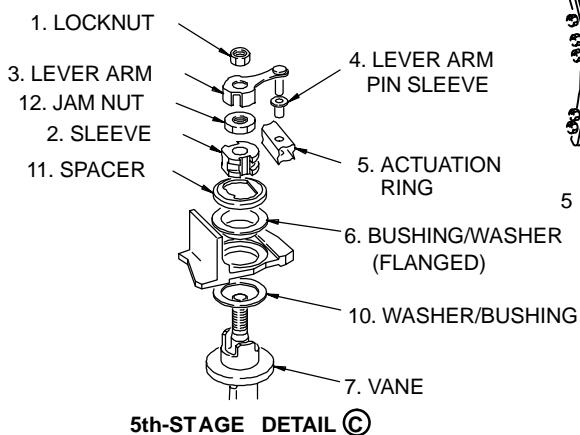
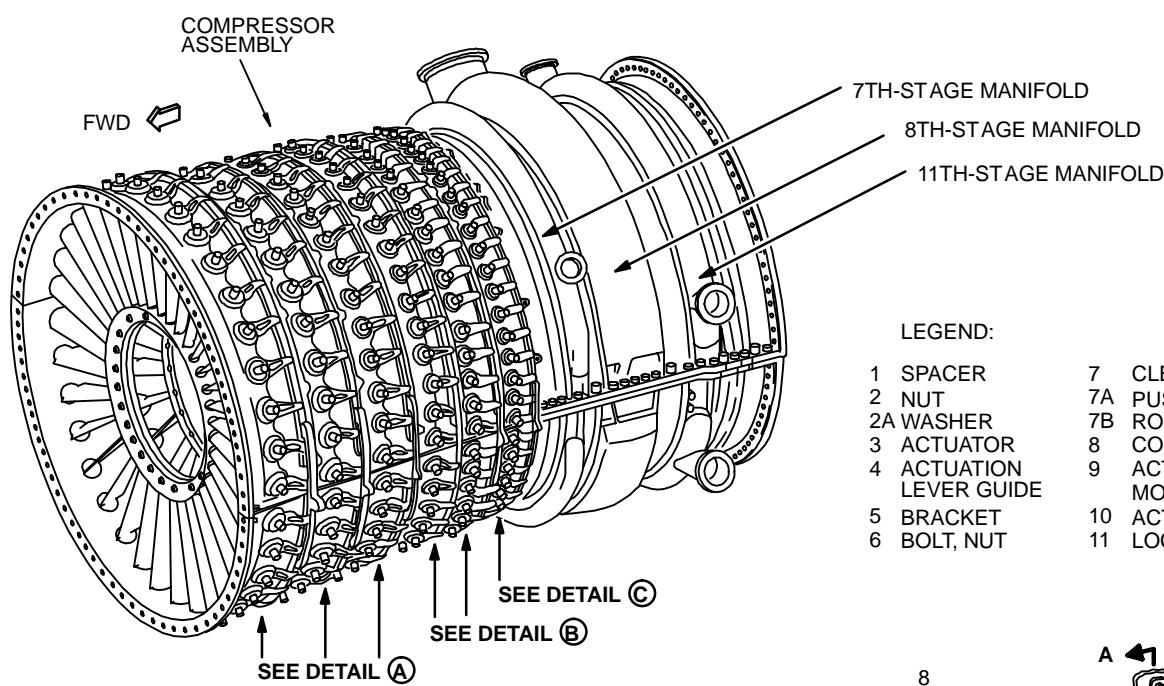
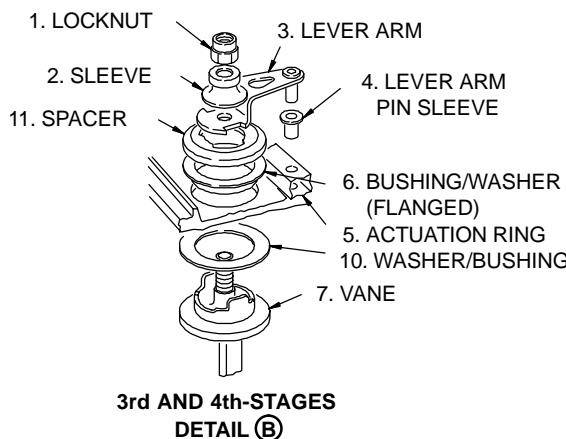
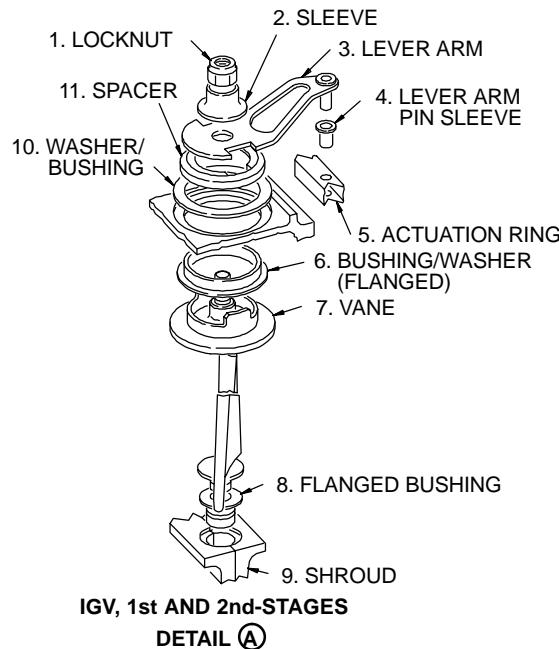
Die Luftabnahmen für die interne Kühlung (Internal Cooling) erfolgen aus der 7. 8. und 11. Stufe, die Luftabnahmen für das Engine Bleed (Customer Bleed) System aus der 8. und 14. Stufe.

HIGH PRESSURE COMPRESSOR ROTOR

Der Hochdruck-Kompressor Rotor ist als Trommelläufer ausgeführt. Eine Steckverzahnung im vorderen Teil der Rotorwelle (Front Shaft) ist für den Antrieb der Inlet Gearbox vorgesehen.

Die Laufschaufeln der

- 1.-5 Rotorstufe bestehen aus einer Titan-Legierung
- 6.-14 Rotorstufe bestehen aus einer Stahllegierung.

**ENGINE
GENERAL**

Figure 7 VSV System Details



COMPRESSOR REAR FRAME

Der hintere Verdichterrahmen ist eines der tragenden Triebwerksgehäuse.

Ein- bzw. angebaut sind :

- der "B/C-Sump" mit den Lagern 4R, 4B und 5R
- der Diffusorkanal
- 30 Kraftstoffbrenner (Fuel Nozzles)
- 2 Zündkerzen (Igniter Plugs)
- die Luftleitschaufeln (Nozzle Guide Vanes) für die 1. Stufe der HP-Turbine
- der Sammelkanal für die Luft der 14. Stufe (CDP) zur Versorgung des Pneumatic Systems.
- Luft und Ölleitungen zum bzw. vom "B/C-Sump".
- der Combustion Chamber Drain.

COMBUSTION CHAMBER

Die Brennkammer ist als Ringbrennkammer (Annular Type) ausgeführt und (an der Hinterseite) an der Halterung der 1. Stufe der Nozzle Guide Vanes befestigt.

Sie dehnt sich durch Temperaturunterschiede nach vorn aus. Entsprechend sind die Aufnahmen für die Kraftstoffbrenner und der Zündkerzen flexibel ausgeführt.

Im Bereich der Brennkammer sind im Compressor Rear Frame insgesamt 5 Borescope Plugs in Höhe der Zündkerzen installiert. Sie erlauben die Inspektion des vorderen Teiles der Combustion Chamber, der HP Turbine Blades und der Nozzle Vanes.

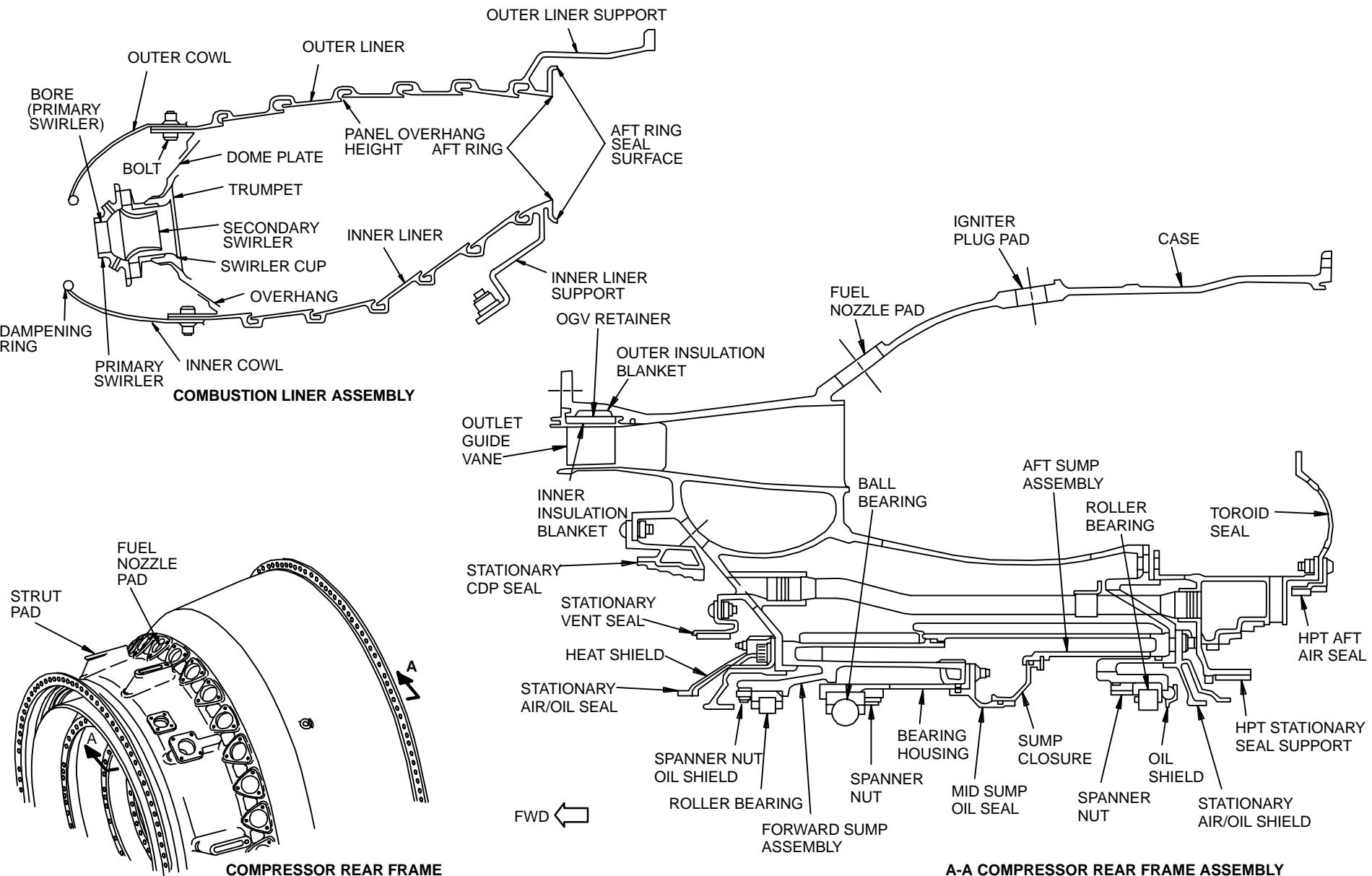


Figure 8 CRF System Details



HIGH PRESSURE TURBINE (HPT)

Die Hochdruckturbine ist zweistufig aufgebaut. Aufgrund der hohen Betriebstemperaturen (die Turbine Inlet Temperature (TIT) beträgt ca. 1400 °C) ist eine intensive Kühlung aller Bauteile erforderlich.

Ein spezieller Kühlluftfluß innerhalb des Gehäuses sorgt für ein gleichmäßiges Ausdehnungsverhalten der Turbinenscheiben und Schaufeln (Passive Clearance Control), von außen wird das Turbinengehäuse kontrolliert mit Fan-Luft gekühlt (Active Clearance Control).

STAGE 1 NOZZLE GUIDE VANES (NGV)

Die Leitschaufeln der 1. Hochdruck-Turbinenstufe sind im Compressor Rear Frame (CRF) installiert. Sie sind zwecks Kühlung hohl und sind im Profil mit einer großen Anzahl von Kühlluftbohrungen ausgestattet.

Die Kühlung erfolgt ausschließlich mit CDP-Luft (14. Stufe HPC Brennkammersekundärluft). Die Kühlluft wird von oben und unten in die Leitschaufeln eingeführt und bildet an der Oberfläche einen Kühlluftfilm.

HP TURBINE ROTOR

Der Turbinenrotor ist mit dem Lager 4B & 5 nur auf der Vorderseite gelagert. Dies ist (im Vergleich mit dem CF6-50 Engine) durch den Wegfall des Turbine Mid Frame notwendig geworden.

Die Kühlung erfolgt mit CDP-Luft (14. Stufe HPC Brennkammersekundärluft). Die Kühlluft gelangt durch eine interne Luftführung in den Turbinenrotor, von dort aus über den Schaufelfuß in die hohle Schaufel. Nachdem sie über die Kühlluftbohrungen die Schaufel verlassen hat, wird sie in den primären Gasstrom zurückgeführt.

STAGE 2 NOZZLE GUIDE VANES

Die Leitschaufeln der 2. Hochdruck-Turbinenstufe sind am Stage 2 Nozzle Support befestigt. Dieses Bauteil bildet das Gehäuse der Hochdruckturbine.

Die Kühlung erfolgt mit 11. Stufen HPC Air. (s. auch Eleventh Stage Cooling System ATA 75-30). Die Kühlluft wird über insgesamt 7 Rohranschlüsse von außen zu den Leitschaufeln geführt. Sie durchströmt die hohlen Leitschaufeln und wird anschließend in den primären Gasstrom zurückgeführt.

PASSIV CLEARANCE CONTROL

Das Ausdehnungsverhalten der Turbinenscheiben und Schaufeln wird durch einen gezielten Kühlluftfluß im Stage 2 Nozzle Support Gehäuse beeinflußt. Spezielle Kühlluft-Kanäle und -Bohrungen werden mit Luft der 11. bzw. 14. Stufe des HPC durchströmt. Ein Isolierblech verkleidet zusätzlich das Gehäuse. Durch diese Maßnahmen soll die sog. "TIP CLEARANCE" (der Abstand zwischen Laufschaufeln und Gehäuse) möglichst konstant gehalten werden.

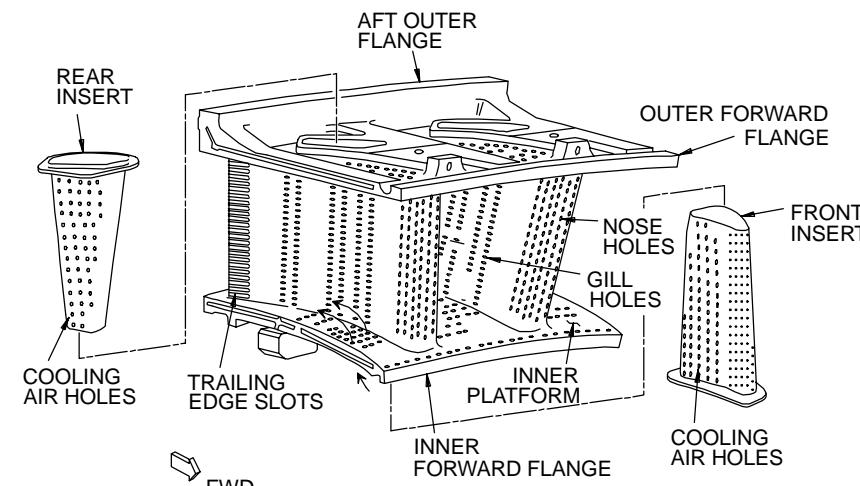
ACTIVE CLEARANCE CONTROL

Um bei gleichmäßigen Motor-Betriebsbedingungen (im Reiseflug) auch das Ausdehnungsverhalten des Turbinengehäuses kontrollieren und beeinflussen zu können, ist das HPT-Gehäuse ummantelt und wird von außen mit Fan-Luft gekühlt. Die optimale Kühlluftmenge wird

- durch die Engine Control Unit (ECU) berechnet
- über die Hydro Mechanical Unit (HMU) und dem zugeordneten Electro Hydraulic Servo Valve (EHSV) gesteuert und
- mit dem High Pressure Turbine Clearance Control (HPTCC) Valve auf das Gehäuse geleitet.

Das Active Clearance Control System ist in der Lage, die Gehäuseausdehnung so zu steuern, daß ein Blattspitzenspiel von ca. 1/1000 inch eingehalten wird. Da hierdurch die Spaltverluste minimiert werden, wird die Performance des Triebwerkes (Thrust Specific Fuel Consumption) verbessert.

In allen anderen Flug-Phasen außer in Cruise (Reiseflug) ist das System nicht aktiv und das HPTCC Valve geschlossen.



1st STAGE HIGH PRESSURE TURBINE NOZZLE ASSEMBLY

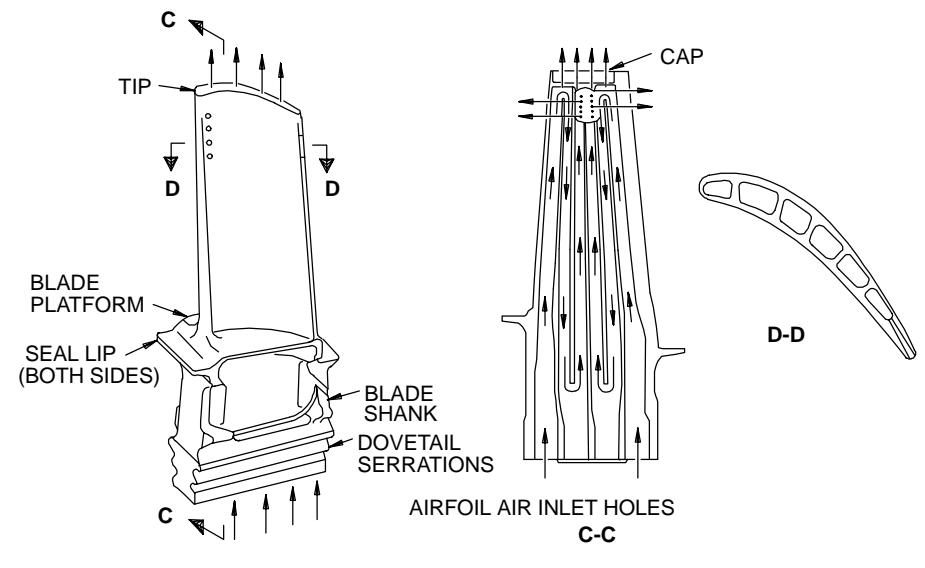
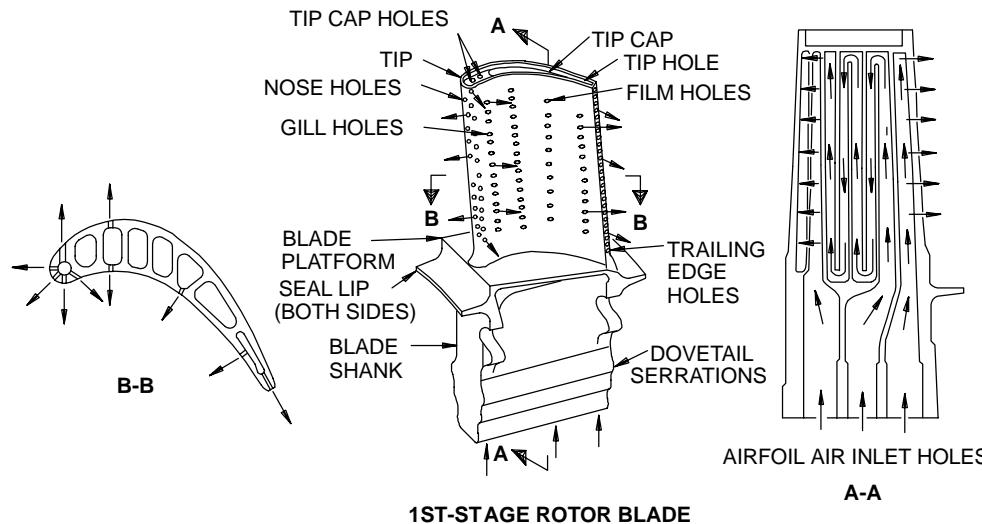
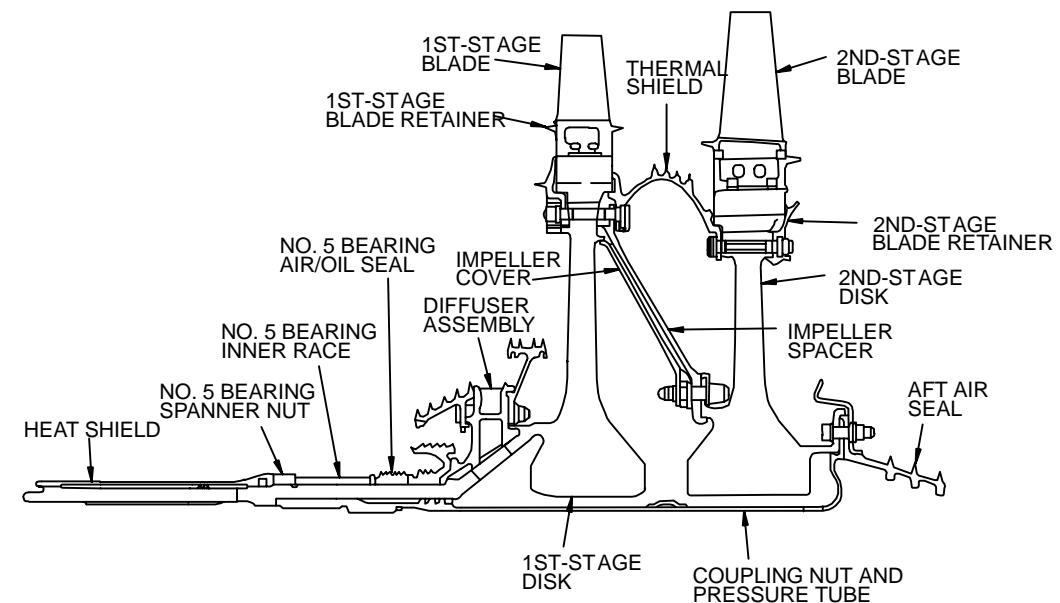


Figure 9 HPT System Details



ELEVENTH STAGE COOLING (ECS)

Das System hat die Aufgabe, die 2. Laufschaufelstufe der Hochdruckturbine zu kühlen. Während wegen der extremen Verbrennungstemperaturen die **1. Leitschaufel (Stator)-Stufe** der HPT mit CDP-Luft (14. Stufe HPC) gekühlt wird, erfolgt die Kühlung der **2. HPT-Leitschaufel (Stator)-Stufe** mit Luft aus der **11. Stufe** des HPC.

Zur Steuerung der 11. Stage HPC-Luft sind 2 Eleventh Stage Cooling (ECS) Valves vorgesehen. Sie

- sind in ca. 3:00 und 9:00 Position im Bereich des Compressor Rear Frames (CRF) installiert.
- werden durch die Engine Control Unit (ECU) über ein ECS Solenoid Valve Module gesteuert. Das ECS Solenoid Valve Module ist oberhalb der Accessory Gearbox unter dem Thermal Shield auf der linken Motorseite angebaut.
- werden durch die Software des gerade aktiven ECU-Kanals A oder B bei praktisch jeder Art von Triebwerks-Beschleunigung voll geöffnet. Bei stabilen Triebwerksbedingungen (Reiseflug) werden sie geschlossen. Konstruktionsbedingt lassen sie selbst jetzt noch eine gewisse Mindestmenge Kühlluft an die **2. HPT-Rotor-Stufe** gelangen.
- verwenden 11. Stage HPC-Luft auch für die Ventilsteuerung.

Das Eleventh Stage Cooling System steuert zusätzlich das Core Compartment Cooling System. **Das Steuersystem ist z.Z noch aktiv.** Unter anderem durch Abnahme der Steuerleitungen an beiden 11. Stage Cooling Valves sind jedoch beide ECS-Ventile in der "Fail Safe Open" Position geblockt. (s. IAW/TBH-L).

HINWEIS: ECS-Control s. ATA 75-30 Engine Air.

Das System ist gegenwärtig an allen Lufthansa-Triebwerken deaktiviert oder nicht mehr installiert.

ENGINE GENERAL



Lufthansa Technical Training

B747-430
B2/12M
72-00

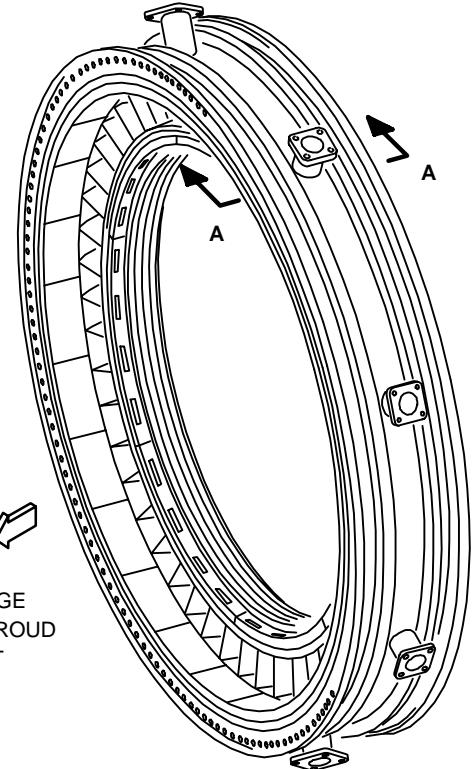
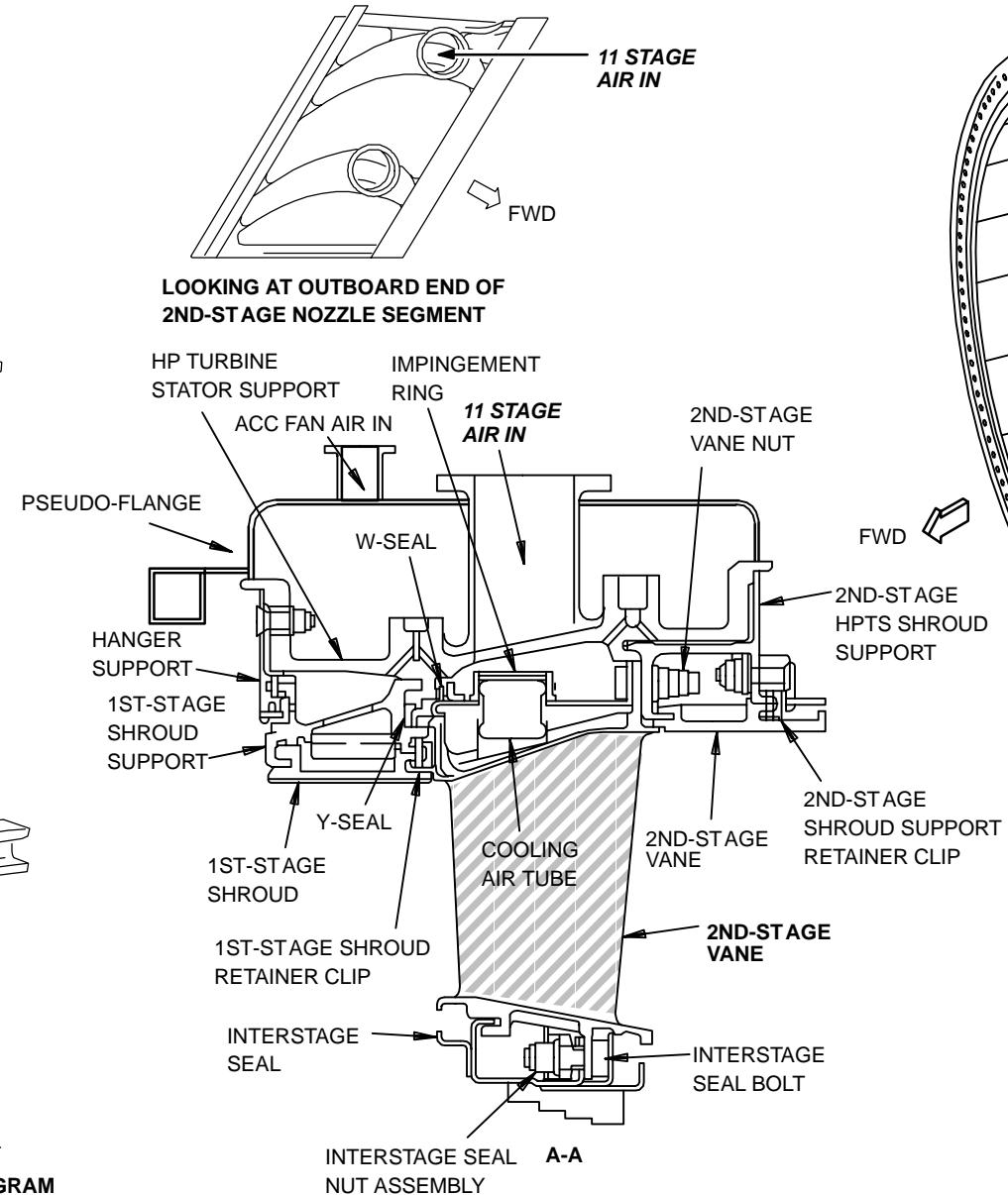
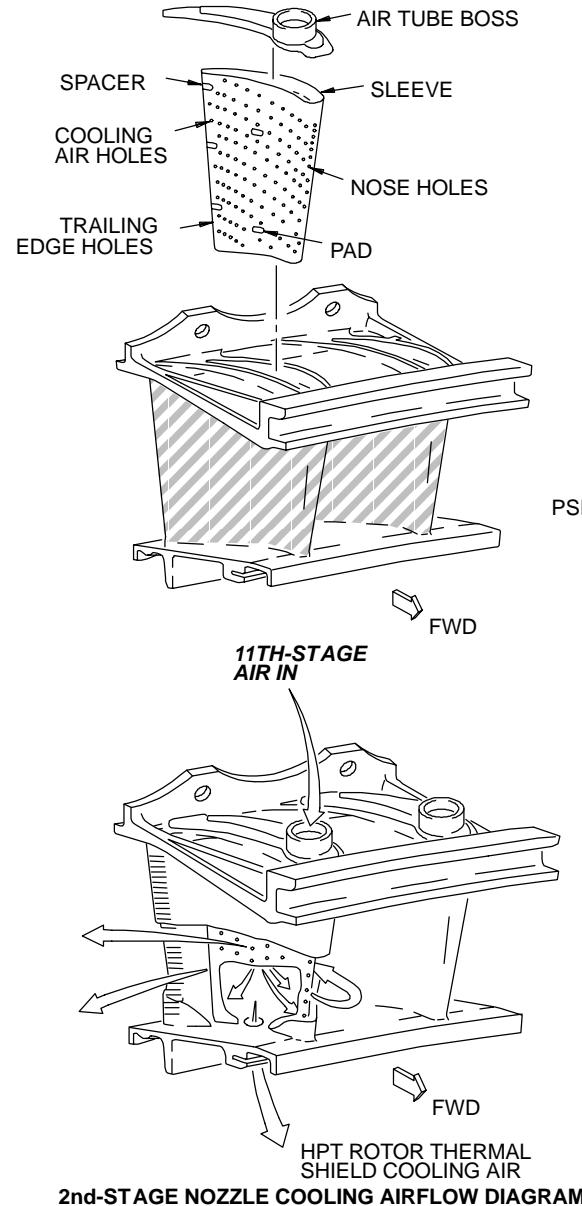


Figure 10 ESC System Details



LOW PRESSURE TURBINE (LPT)

Die Niederdruckturbine (N1-Rotorsystem) ist wegen des vergrößerten Fans und einer zusätzlichen LPC-Stufe (insgesamt 5 Stufen) ebenfalls 5-stufig ausgeführt. Das LPT-Module besteht aus :

- dem LPT Stator Case
- dem Turbine Rear Frame.

LPT STATOR CASE

Das Statorgehäuse nimmt die Nozzle Guide Vanes der 1. bis 5. Stufe auf. Es ist (anders wie das HPC-Gehäuse) horizontal nicht teilbar.

Es wird bei Bedarf durch einen Kühl-Käfig (Bird-Cage) mit gesteuerter Fan-Luft gekühlt (Active Clearance Control). Am Gehäuse sind installiert :

- die Kühlluftleitungen aus der **7. Stufe** des HPC zur Kühlung des **vorderen Bereiches** der LPT Einlaß-Leitschaufeln
- die Kühlluftleitungen von "**High Pressure Recoup**" zur Kühlung des **hinteren Bereiches** der LPT Einlaß-Leitschaufeln
- EGT Probes. Es sind insgesamt 8 Doppelt ausgeführte Meßfühler vorhanden (Double probes). Entsprechend der Triebwerksstation werden die EGT-Fühler T49-Probes genannt.
- Eine Pt 4.9 Pressure Probe.

LPT ACTIVE CLEARANCE CONTROL

Das Blattspitzenspiel (Tip Clearance) der LPT wird ebenfalls durch ein Active Clearance Control System beeinflußt (LPTCC).

Um bei gleichmäßigen Motor-Betriebsbedingungen (im Reiseflug) auch das Ausdehnungsverhalten des Turbinengehäuses kontrollieren und beeinflussen zu können, ist das LPT-Gehäuse mit einem "Bird-Cage" versehen und wird mit dessen Hilfe von außen mit Fan-Luft gekühlt. Die optimale Kühlluftmenge wird

- durch die **Engine Control Unit** (ECU) berechnet
- über die **Hydro Mechanical Unit** (HMU) und dem zugeordneten **Electro Hydraulic Servo Valve** (EHSV) gesteuert und
- über das **Low Pressure Turbine Clearance Control** (LPTCC) Valve auf das Gehäuse geleitet.

Das Active Clearance Control System ist in der Lage, die Gehäuseausdehnung so zu steuern, daß ein Blattspitzenspiel von ca. 1/1000 inch eingehalten wird.

Da hierdurch die Spaltverluste minimiert werden, wird die Performance des Triebwerkes (Thrust Specific Fuel Consumption) verbessert.

In allen anderen Flug-Phasen außer in Cruise (Reiseflug) ist das System nicht aktiv und das LPTCC Valve geschlossen.

TURBINE REAR FRAME (TRF)

Das Turbine Rear Frame enthält :

- den "D-Sump" mit dem Lager No. 6
- die Supply & Scavenge Oil Line für den D-Sump
- die Aufnahme für die hintere Triebwerksaufhängung
- einen Temperatur-Sensor (T5).

Die unteren Streben des TRF sind mit Drain-Bohrungen ausgerüstet. Bei Leckagen des D-Sump oder dessen Ölleitung tritt hier Öl aus.

Alle Streben des TRF sind radial am Gehäuse des D-Sump installiert. Um eine gleichmäßige Wärme-Ausdehnung sicherzustellen und ein Verziehen des LPTStator Case zu verhindern haben die Streben No. 1,3,4,5,7,9,10 und 11 an der Vorderkante einen Luft-Einlaßschlitz, durch die sie mit den heißen Abgasen der LPT **geheizt** werden.

Die Streben No. 6 & 8 führen die Ölleitung des D-Sump und werden deshalb nicht geheizt, ebenfalls nicht die ihnen gegenüberliegenden Streben No. 12 & 2.

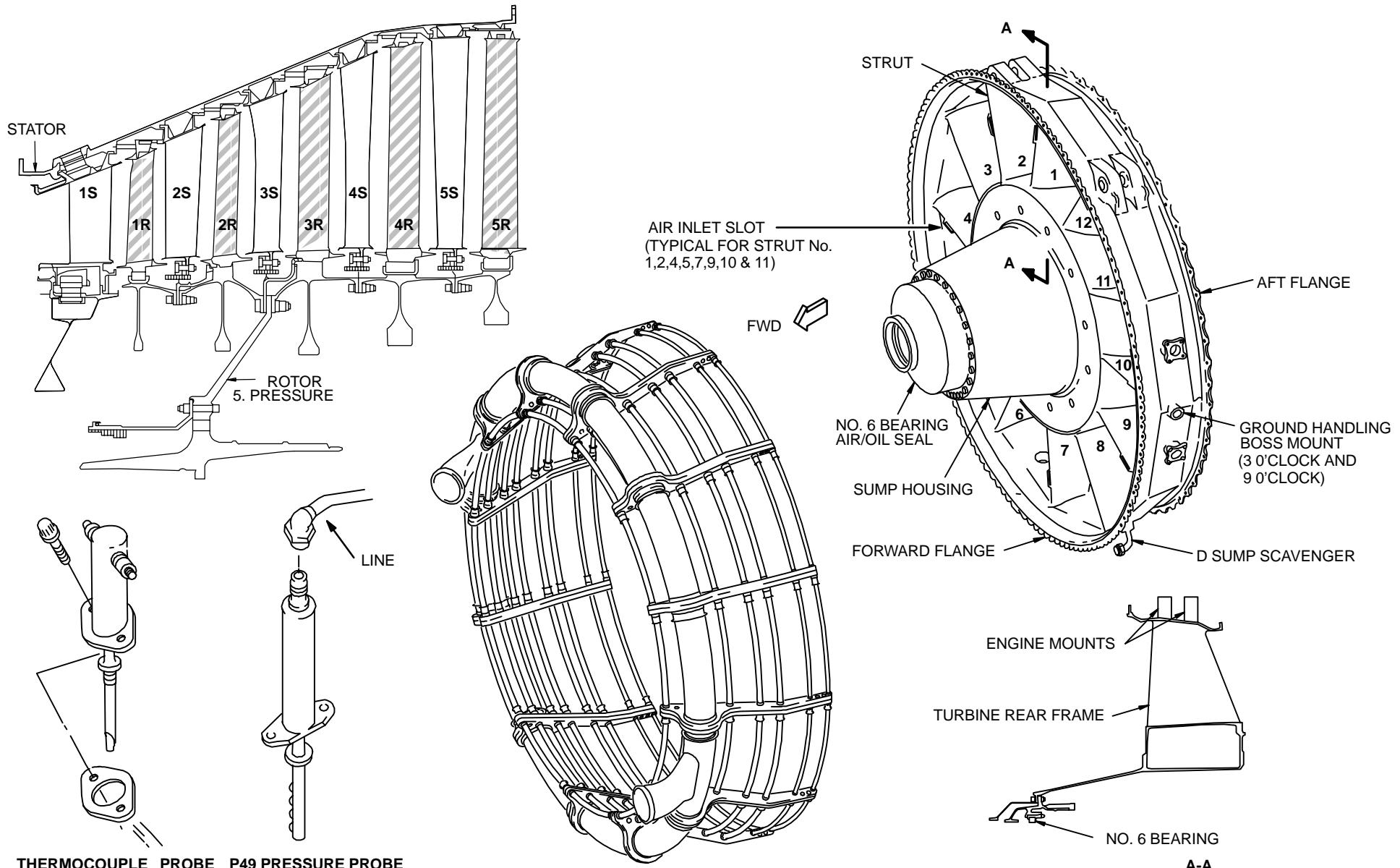


Figure 11 LPT System Details



BORESCOPE PLUGS

Die Engine Borescope Plugs sind zur eindeutigen Identifizierung in Gruppen aufgeteilt. Die Gruppe

- **B1** faßt alle Borescope Plugs im Hochdruck-Kompressorbereich zusammen. Es sind insgesamt 14 Borescope Ports (B1-0 bis B1-13) vorhanden. Aus konstruktiven Gründen sind die Plugs B1-10 und B1-11 auf der linken Motorseite installiert.
- **B2** faßt alle Borescope Plugs im Brennkammerbereich (Combustion Case Liner) zusammen. Es sind insgesamt 6 Borescope Ports (B2-1 bis B2-6) vorhanden . Sie sind am Umfang des Combustion Case verteilt.
- **B3** besteht aus 2 Borescope Plugs. und ermöglicht die Inspektion der 1. und 2. HPT Rotor Stage.
- **B4** faßt alle Borescope Plugs im Niederdruck-Turbinenbereich (LPT) zusammen. Es sind insgesamt 4 Borescope Ports vorhanden (B4-1 bis B4-4). Aus konstruktiven Gründen ist der Plug B4-2 auf der linken Motorseite installiert.

Der Zugangsdeckel für den Borescope Rotation Adapter an der Vorderseite der Accessory Gearbox wird als **B5** Plug bezeichnet.

Für die Inspection des High Pressure Compressor sind zusätzlich ggf. Pneumatic-Ducts abzubauen.

Für die Inspection der Brennkammer-Sektion sind zusätzlich ggf. die Zündkerzen oder die Kraftstoffbrenner auszubauen.

Der Aus- und Einbau der Borescop-Plugs, Pneumatic-Ducts, Zündkerzen oder Kraftstoffbrenner für eine Borescope-Kontrolle sowie die Borescope-Kontrolle selbst wird grundsätzlich unter Zugrundelegung der entsprechenden MAINTENANCE JOB CARDS durchgeführt.

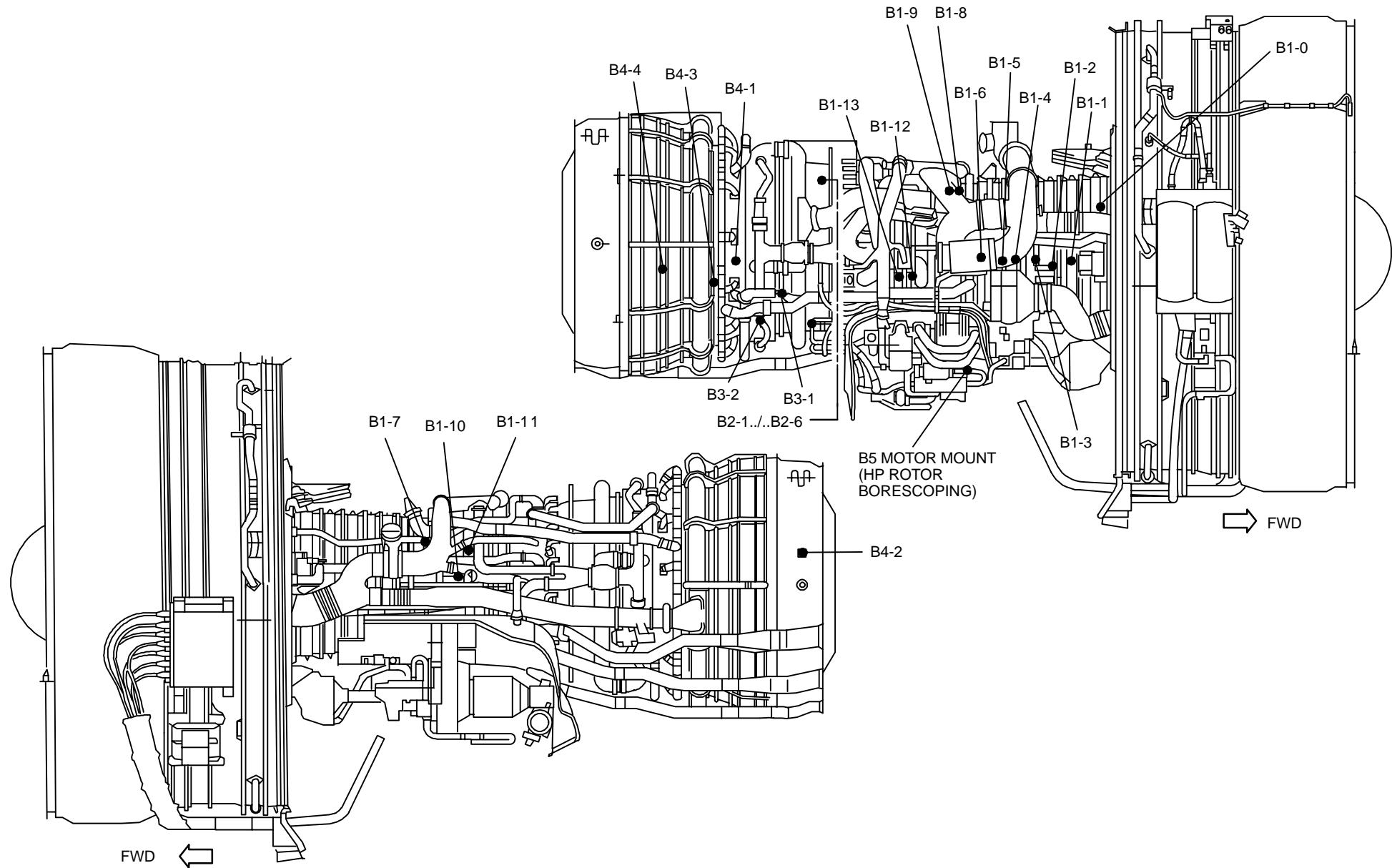


Figure 12 Borescope Plug Location



ACCESS FOR BORESCOPE ROTATION ADAPTER

Soll für eine Borescope Kontrolle das N2 Rotorsystem gedreht werden, muß die Abdeckplatte für den manuellen N2 Antrieb an der Vorderseite der Accessory Gearbox abgebaut werden.

Das Drehen kann manuell (3/4 " Vierkant) oder mittels eines pneumatisch angetriebenen Motors (Core Turning Tool) erfolgen.

Eine Borescope Kontrolle, die einen Abbau der Abdeckplatte für den manuellen N2 Antrieb erfordert, darf nur an 2 Triebwerken gleichzeitig durchgeführt werden.

Werden aus DISPO- oder Beanstandungs-Gründen mehr als 2 Kontrollen gleichzeitig gefordert, muß ein IDLE LEAK CHECK (Run Up) an den N2 Gearbox-Deckel durchgeführt werden (s. Maintenance Job Cards).

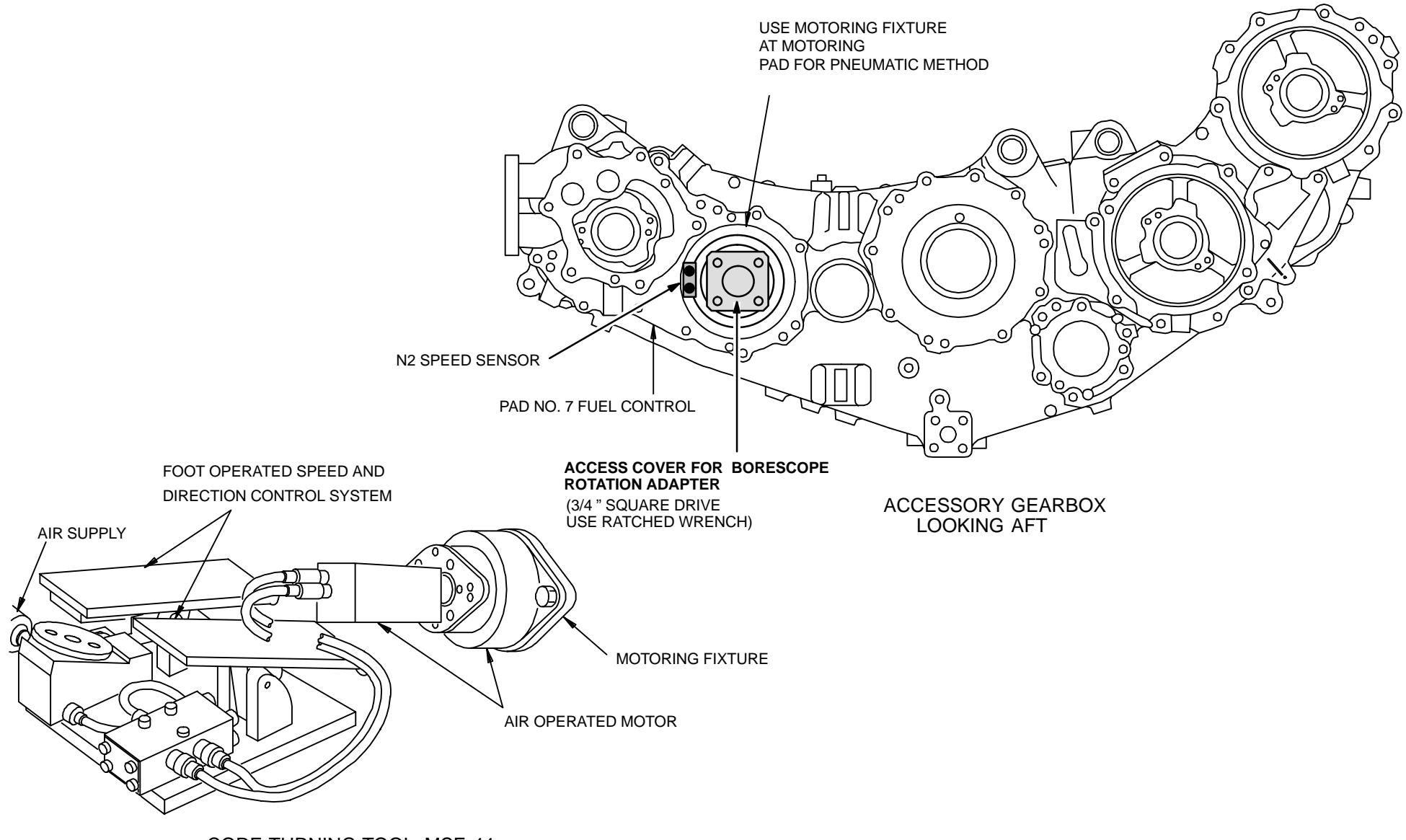


Figure 13 Borescope Rotation Access



ACCESSORY DRIVE GEARBOXES

General

Der Hilfsgeräteantrieb (Accessory Drive) besteht aus drei Getrieben, der

- Inlet Gearbox (IGB)
- Transfer Gearbox (TGB)
- Accessory Gearbox (AGB)

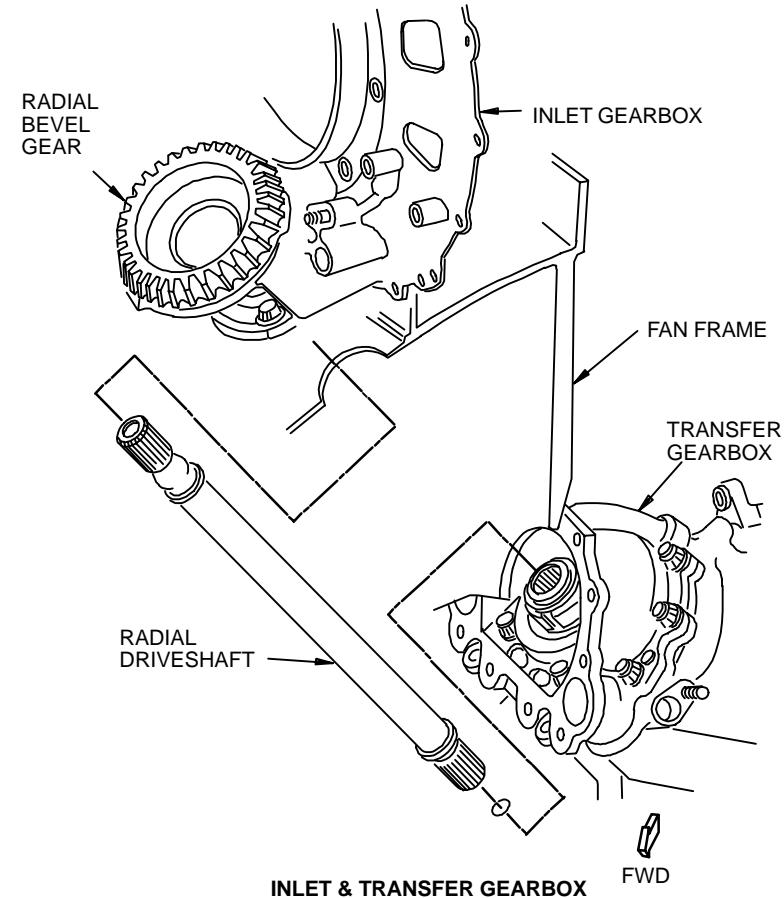
und den beiden Verbindungsstellen, dem

- Radial Drive Shaft
- Horizontal Drive Shaft

AGB ACCESSORIES

An der Accessory Gearbox sind folgende Hilfsgeräte installiert :

- Engine Driven Hydraulic Pump (EDP)
- Lube and Scavenge Oil Pump
- Engine Starter
- Integrated Drive Generator (IDG)
- Main Fuel Pump
- Hydro Mechanical Unit (HMU)
- Control Alternator (ECU Primary Power Supply)
- N2 Speed Sensor



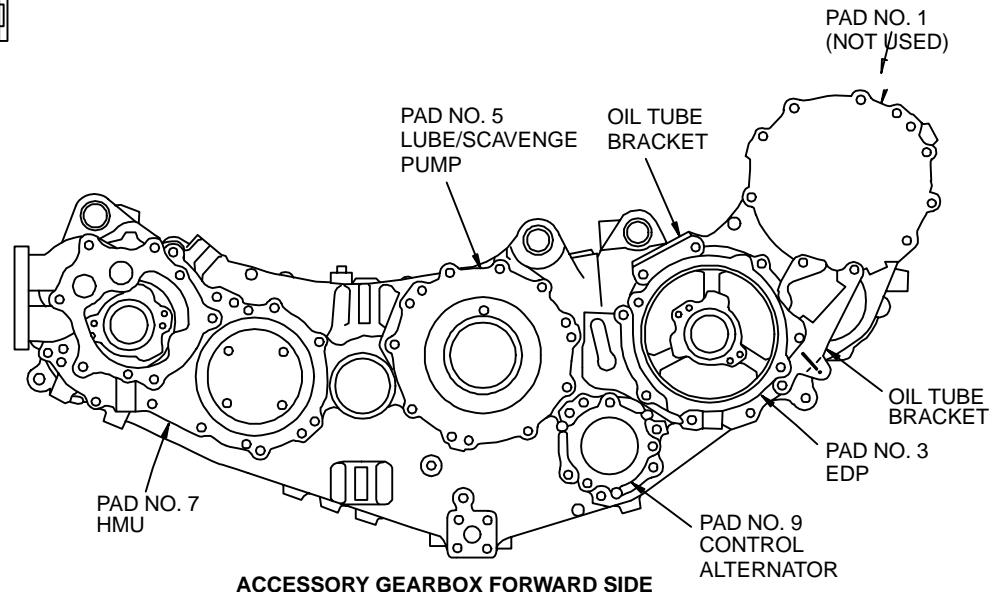
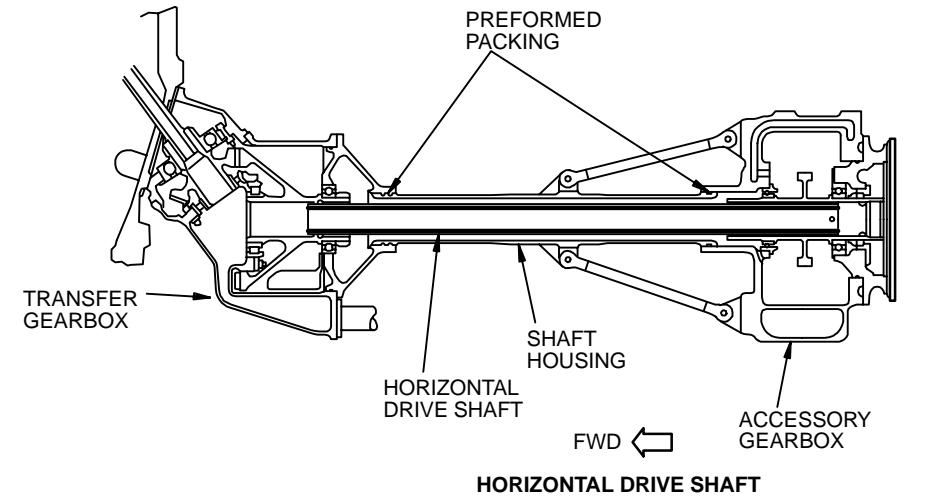
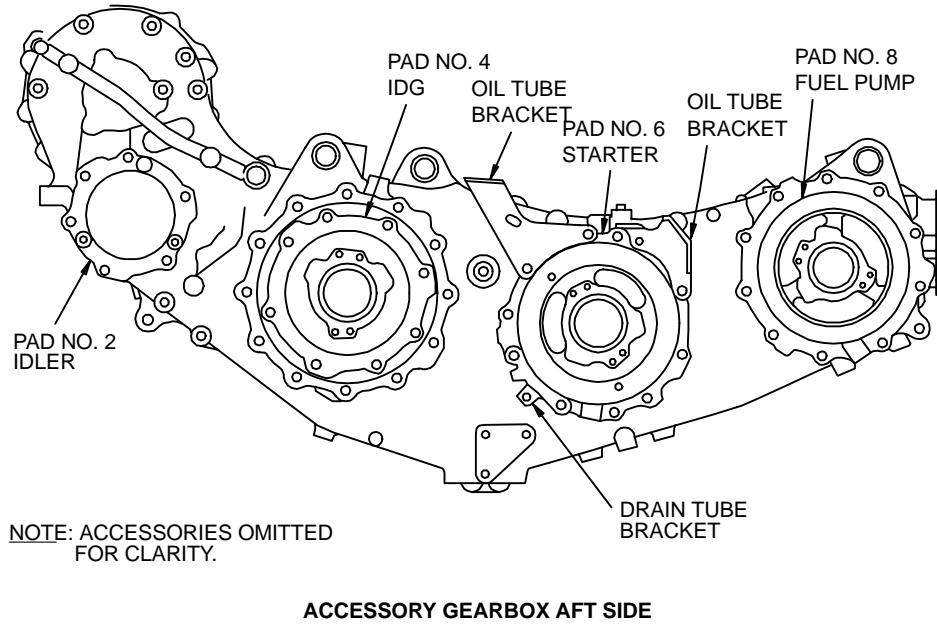


Figure 14 Accessory Gearbox



ACCESSORY DRIVES

Die zum Antrieb der Hilfsgeräte erforderlichen Zahnräder sind mit ihren Antriebswellen in einzelnen Gehäusen (Pads) gelagert und werden so in das Getriebegehäuse eingebaut. Die Pads werden gleichzeitig als Anbauflansch für die Hilfsgeräte verwendet.

Die Abdichtung der Antriebswellen (Drive Shafts) erfolgt durch "MAGNETIC FACE TYPE" Carbon Seals.

Die Steckverzahnungen der Drive Shafts werden durch kalibrierte Bohrungen tropfenweise mit Schmieröl aus dem Druckölsystem versorgt. Aus diesem Grund muß jedes der Antriebsritzel der Hilfsgeräte mit einem O-Ring versehen sein.

Als Leckage-Ursachen an den Hilfsgeräteantrieben kommen in Betracht :

- das Magnetic Carbon Seal
- der O-Ring des Antriebsritzels
- die Hilfsgeräteabdichtung.

Bei Leckagen in diesem Bereich ist gem. MM

TASK 72-60-00-705-001-J00

2. Accessory Gearbox Magnetic Seal Leakage Test (Fig. 501)

zu verfahren.

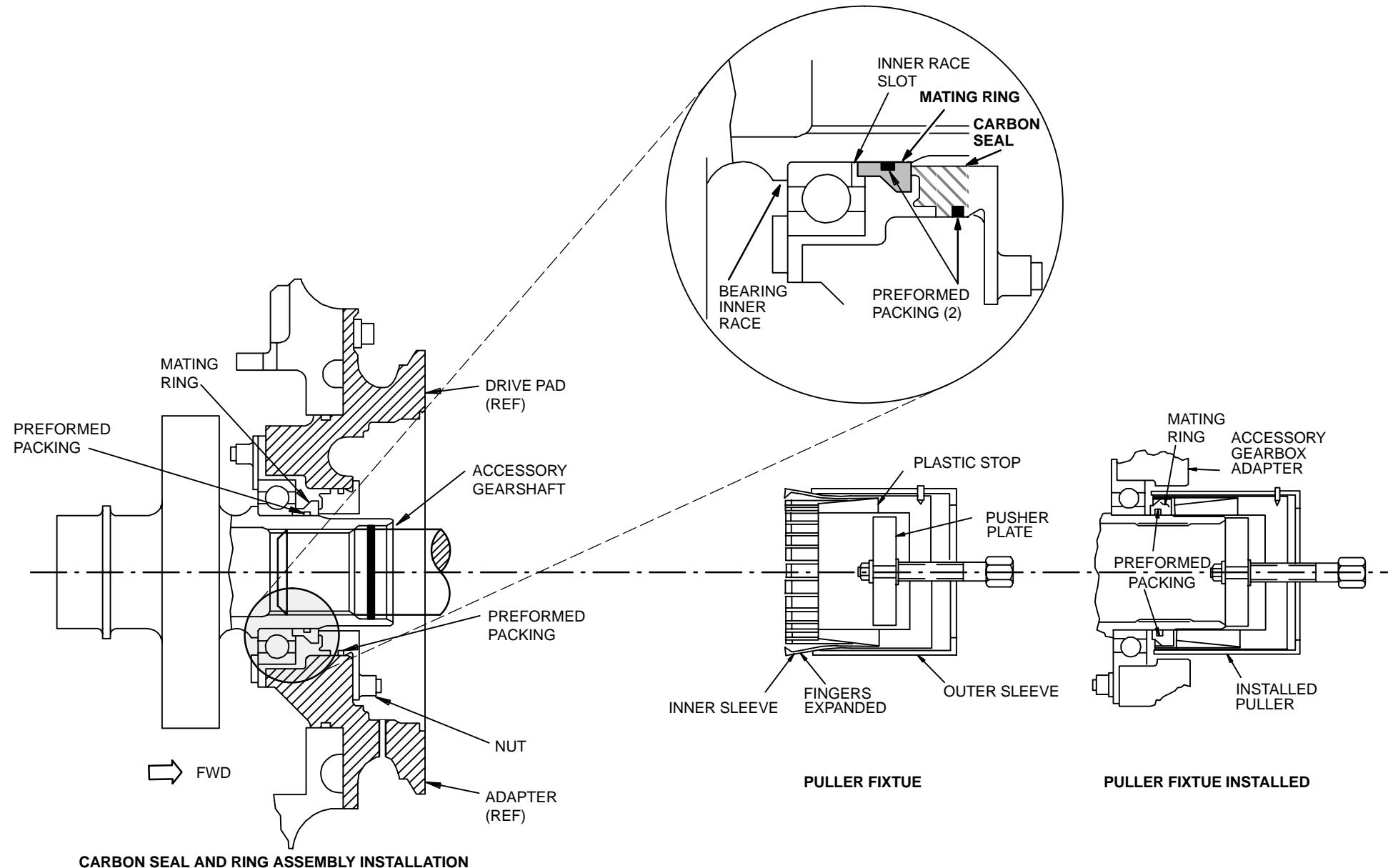


Figure 15 Carbon Seal Installation

ENGINE GENERAL



SEAL LEAKAGE TEST

TASK 72-60-00-705-001-J00

2. Accessory Gearbox Magnetic Seal Leakage Test (Fig. 501)

A. Special Tools and Equipment

- (1) 2C14124G02 - Fixture, Accessory Gearbox, Seal Pressurizing, General Electric Co, 111 Merchant St., Room 425, Cincinnati, OH 45246

B. Consumable Materials

- (1) G01158 Air or nitrogen source - regulated compressed, dry, filtered, 0-20 psig (0-137.9 kPa)
- (2) D00250 Petrolatum, VV-P-236 (GE C02-033)

C. References

- (1) 72-63-01/401, Horizontal Drive Shaft
- (2) 72-64-02/401, Accessory Drives Magnetic Seal
- (3) 78-31-00/201, Thrust Reverser System

D. Access

- (1) Location Zone
 - 412 Engine 1 - Accessory Gearbox
 - 422 Engine 2 - Accessory Gearbox
 - 432 Engine 3 - Accessory Gearbox
 - 442 Engine 4 - Accessory Gearbox

- (2) Access Panel
 - 415 and 416 Thrust Reverser Halves - Engine 1
 - 425 and 426 Thrust Reverser Halves - Engine 2
 - 435 and 436 Thrust Reverser Halves - Engine 3
 - 445 and 446 Thrust Reverser Halves - Engine 4

E. Procedure

S 015-002-J00

- (1) Open the thrust reverser halves (Ref 78-31-00/201).
- (2) Do these steps to prepare for the leakage test of the magnetic seals:
 - (a) Remove the horizontal drive shaft (Ref 72-63-01/401).
 - (b) Install the AGB seal pressurizing fixture as follows:
 - 1) Lubricate the three preformed packings (on the fixture) with petrolatum.

NOTE: The preformed packings on the fixture pilot are the same as those on the starter pilot.

- 2) Insert the fixture through the starter pad gearshaft and into the horizontal drive shaft housing.
- 3) Use the V-band clamp for the starter to attach the fixture to the starter pad.
- 4) Turn the tightening handles clockwise to expand the seal inside the horizontal drive shaft housing.
- 5) Attach the fixture pressure gage and regulator to the quick disconnect on the fixture mounting plate.
- (c) Disconnect the carbon seal drain tubes at the accessory gearbox.
 - 1) Replace the tubes with flexible hoses.
- (d) Put the ends of the hoses in a bucket of water.

WARNING: DO NOT USE AN OXYGEN BOTTLE AS A PRESSURE SOURCE. OXYGEN CAN CREATE AN EXPLOSIVE CONDITION.

- (e) Attach a source of dry air or nitrogen to the regulator fitting.

S 795-014-J00

- (3) Do the leakage test as follows:
 - (a) Set the pressure to read 10-11 psig (68.9-75.8 kPa) on the fixture gage.

NOTE: The fixture has a built-in relief valve to protect against overpressure.

- (b) Make a record of the bubble rate in the buckets.
- (c) A slow bubble rate of 1 to 15 bubbles in each minute is permitted.

NOTE: This is not a sign of a seal leak. It does show that a seal that has lost its oil film or a new seal is not seated to its mating ring.

- (d) A bubble rate of more than 15 bubbles per minute is not permitted.

**ENGINE
GENERAL****Lufthansa
Technical Training****B747-200**

B2/12M

72-00

NOTE: During the test, the Fuel pump can drain (on high time pumps). To prevent this, you can start the boost pump or turn off the fuel valve in the pylon. Approximately 1.0 gallon (3.8 liters) of fluid will drain after you close the shutoff valve.

(e) Replace a magnetic seal (Ref 72-64-02/401) if it is necessary.

1) Do the leakage test again.

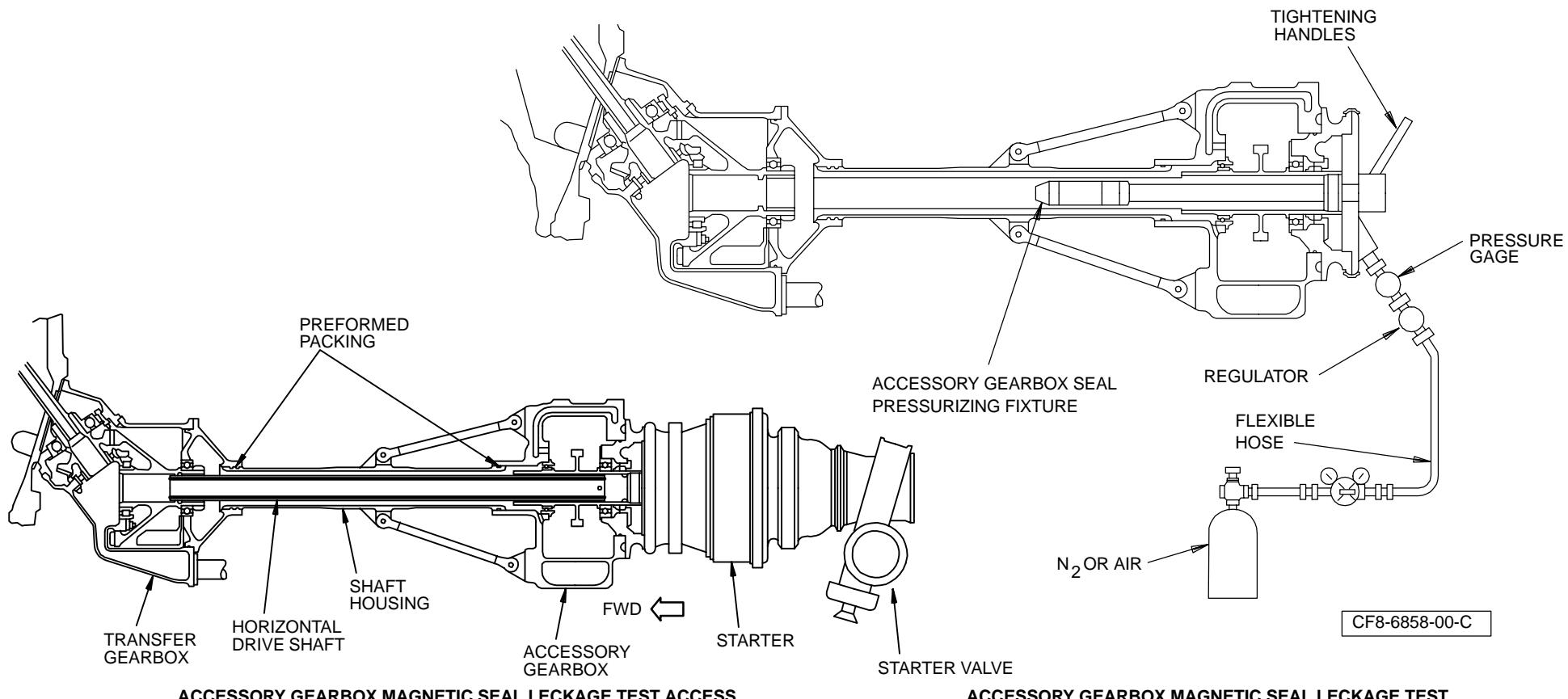
S 435-015-J00

(4) Do these steps to return the airplane to its usual condition:

- Remove the hoses.
- Remove the fixture, pressure gage, and regulator from the accessory gearbox.
- Connect carbon seal drain lines to the gearbox.
- Install the horizontal drive shaft (Ref 72-63-01/401).

S 415-013-J00

(5) Close the thrust reverser halves (Ref 78-31-00/201).





AIR EXTRACTION

Bearing and Sumps

Zur Lagerung der Rotorsysteme sind insgesamt 7 Lager installiert. Zur Abdichtung und Rückölabführung sind 3 Lagersümpfe vorhanden. Sie umschließen jeweils mehrere Lager.

OIL SUMP	BEARING NO	TYPE	ROTORSYSTEM
A	1	○	N1
	2	□	N1
	3	□	N2
B+C	4R	□	N2
	4B	○	N2
	5	□	N2
D	6	□	N1

Sump Sealing and Pressurizing

Die Abdichtung der Lagersümpfe erfolgt ausschließlich durch Labyrinth-Dichtungen (Oil & Air Seals).

Sump Seal (Cavity Drains)

Die Sperrluftkammern (Cavities) der Lagersümpfe sind mit Drainleitungen versehen. Sie führen Öl, das über die Lagerabdichtungen ausgetreten ist, aus den Lagersümpfen ab. Die Cavity Drain Lines enden für den

- A-Sump → am Radial Drive Shaft Housing
- B+C-Sump → am LP Recoup Air Exit (Engine Exhaust)
- D-Sump → an den Drain Holes in den Turbine Rear Frame Struts.

Engine Air (Uses and Delivery)

FAN (Cooling) AIR wird benötigt für :

- HPT und LPT Active Clearance Control Systems (HPTCC / LPTCC)
- Core Compartment Cooling
- HP Turbine Stator Case Cooling
- LP Turbine Stator Case Cooling
- Ignitor Lead Cooling
- IDG Oil Cooler Air

5.Stage LPC Air

Abdichtung :

- A-Sump (innere Dichtluftversorgung)
- B+C-Sump (äußere Dichtluftversorgung)
- D-Sump (Dichtluftversorgung)

5.Stage LPC Air

Kühlung :

- B+C-Sump
- N2 Compressor Spool
- N1 Rotor Shaft

7.Stage HPC Air

Kühlung :

- HPT Rotor (AFT Side)
- LPT Rotor (FWD Side)
- LPT 1. Stage Nozzle Guide Vanes (Vorderkanten)

11.Stage HPC Air

Kühlung :

- HPT 2. Stage Nozzle Guide Vanes
- HPT 2. Stage Stator Support

14.Stage HPC Air (CDP)

Kühlung :

- HPT 1. Stage Nozzle Guide Vanes
- HPT 1. + 2. Stage Rotor Blades
- HPT Rotor Spool (inside)
- HPT 1. Stage Stator Case

HP Recoup

Die CDP-Leckluft wird aus dem Compressor Rear Frame abgeführt. Da der Druck und die Menge dieser Luft relativ groß ist, wird sie als KühlLuft

- für die LPT 1. Stage Nozzle Guide Vanes (Hinterkanten) verwendet und
- danach wieder in den primären Gasstrom zurückgeführt.

Nur zur Schule

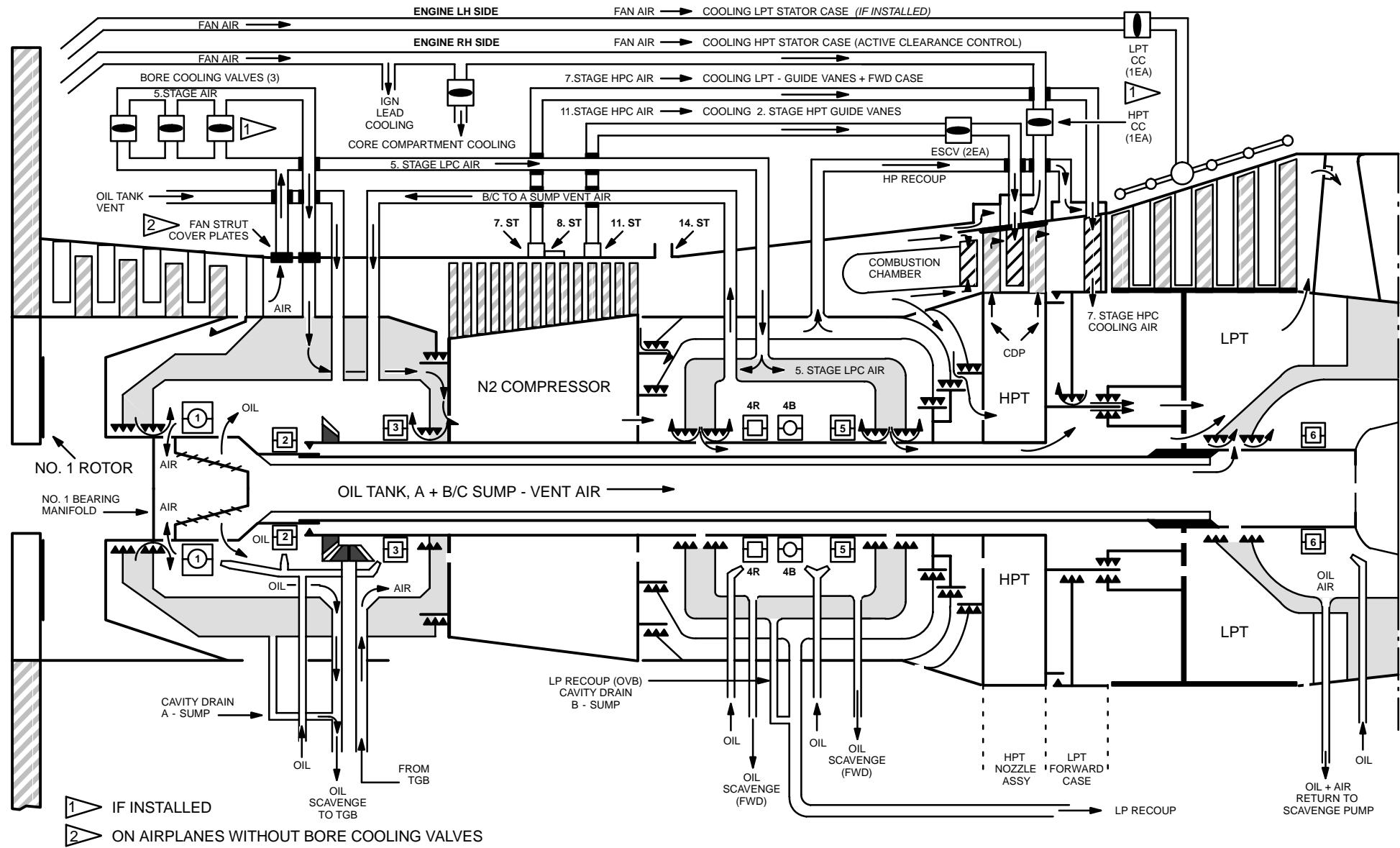


Figure 16 Airflow General

**LP Recoup**

Die Leckluft aus dem B+C-Sump Lagerbereichen wird ebenfalls aus dem Compressor Rear Frame abgeführt. Da der Druck und die Menge dieser Luft jedoch relativ gering ist, wird sie über 3 Rohrleitungen in den Abgas-Luftstrom geleitet.

Luftabnahmen für die flugzeugseitige Verwendung**8. Stage HPC**

- Versorgung des (flugzeugseitigen) Pneumatic System
- Luftversorgung des Thrust Reversers (bei hohen Motorleistungen)

11. Stage HPC

- Versorgung des IDG OIL Cooler Valves mit Arbeitsdruck (Muscle Pressure)
- Versorgung des Eleventh Stage Cooling Systems (2 Ventile) mit Arbeitsdruck und Kühlluft
- Versorgung des Core Compartment Cooling (CCC) Valves mit Arbeitsdruck

14. Stage HPC

- Versorgung des (flugzeugseitigen) Pneumatic System
- Luftversorgung des Thrust Reversers (bei niedrigen Motorleistungen)

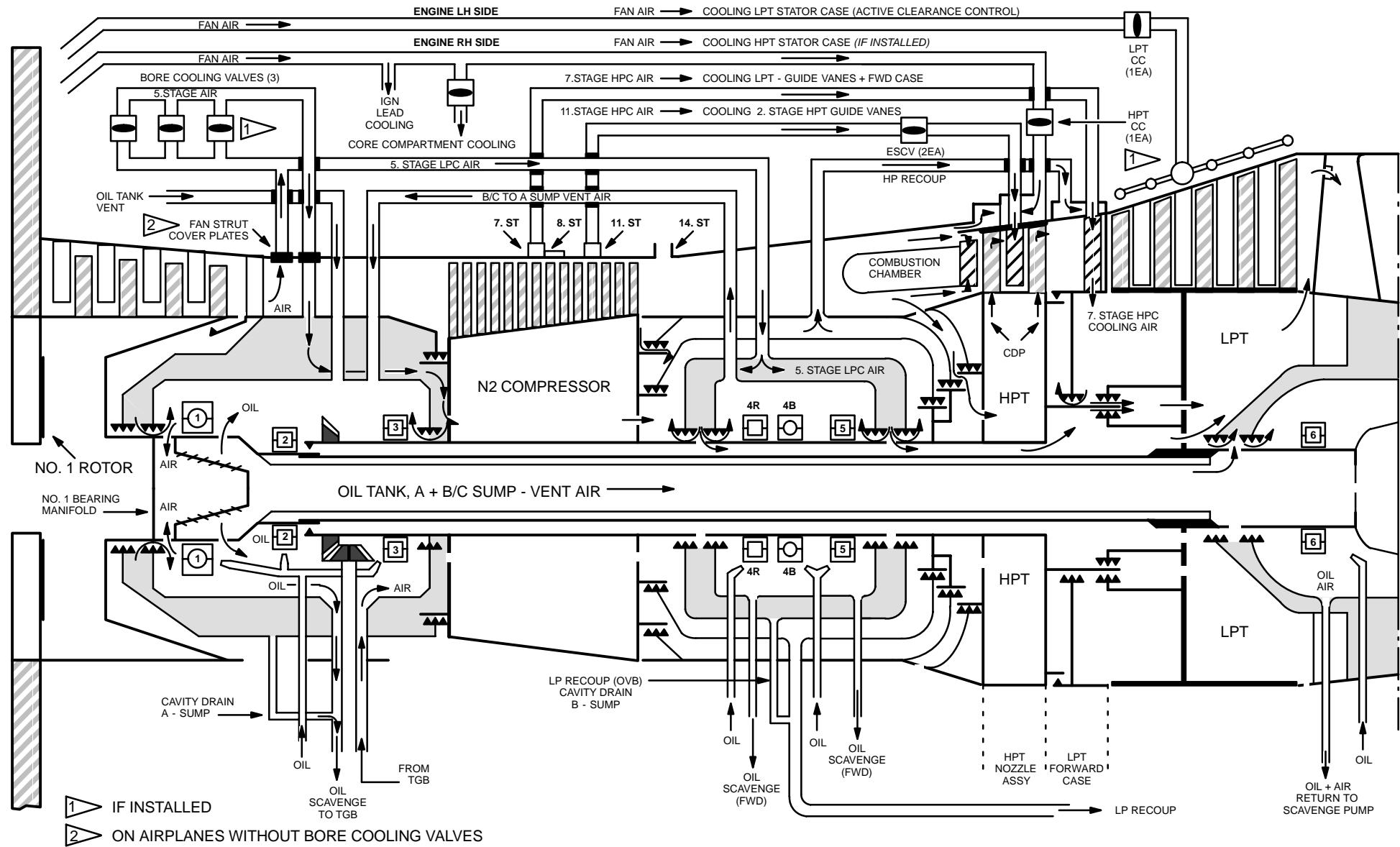


Figure 17 Airflow General



ATA 71-20

ENGINE MOUNTS

FORWARD Engine Mount

Die vordere Triebwerksaufhängung überträgt

- den gesamten Triebwerks-Schub
- vertikale und horizontale Kräfte

in den Triebwerksträger.

Platform und *Joke* sind mittels Bolzen am **Fan Frame** befestigt. Die *Platform* und *Joke-Links* leiten seitliche Kräfte in den Triebwerksträger ein.

Der *Forward Engine Mount* ist mit 4 Bolzen mit dem Triebwerksträger verbunden (Tension Bolts).

Die Schubkräfte werden primär durch einen **THRUST PIN** in den Träger übertragen, um die *Tension Bolts* vor Scherkräften zu schützen.

AFT Engine Mount

Die hintere Triebwerksaufhängung überträgt vertikale und horizontale Kräfte in den Triebwerksträger.

Sie

- ist mit 4 Bolzen mit dem Triebwerksträger verbunden (Tension Bolts).
- ermöglicht Längsausdehnung des Motors durch sphärische Lager und
- Querausdehnung durch ein *Tangential Link* auf der linken hinteren Seite des Engine Mounts.

2 **Shear Pins** schützen die *Tension Bolts* vor seitlichen Scherkräften und dienen der Führung bei der Montage des Triebwerkes.

POWER PLANT ENGINE MOUNTS



**Lufthansa
Technical Training**

**747-400
B2/12M
71-20**

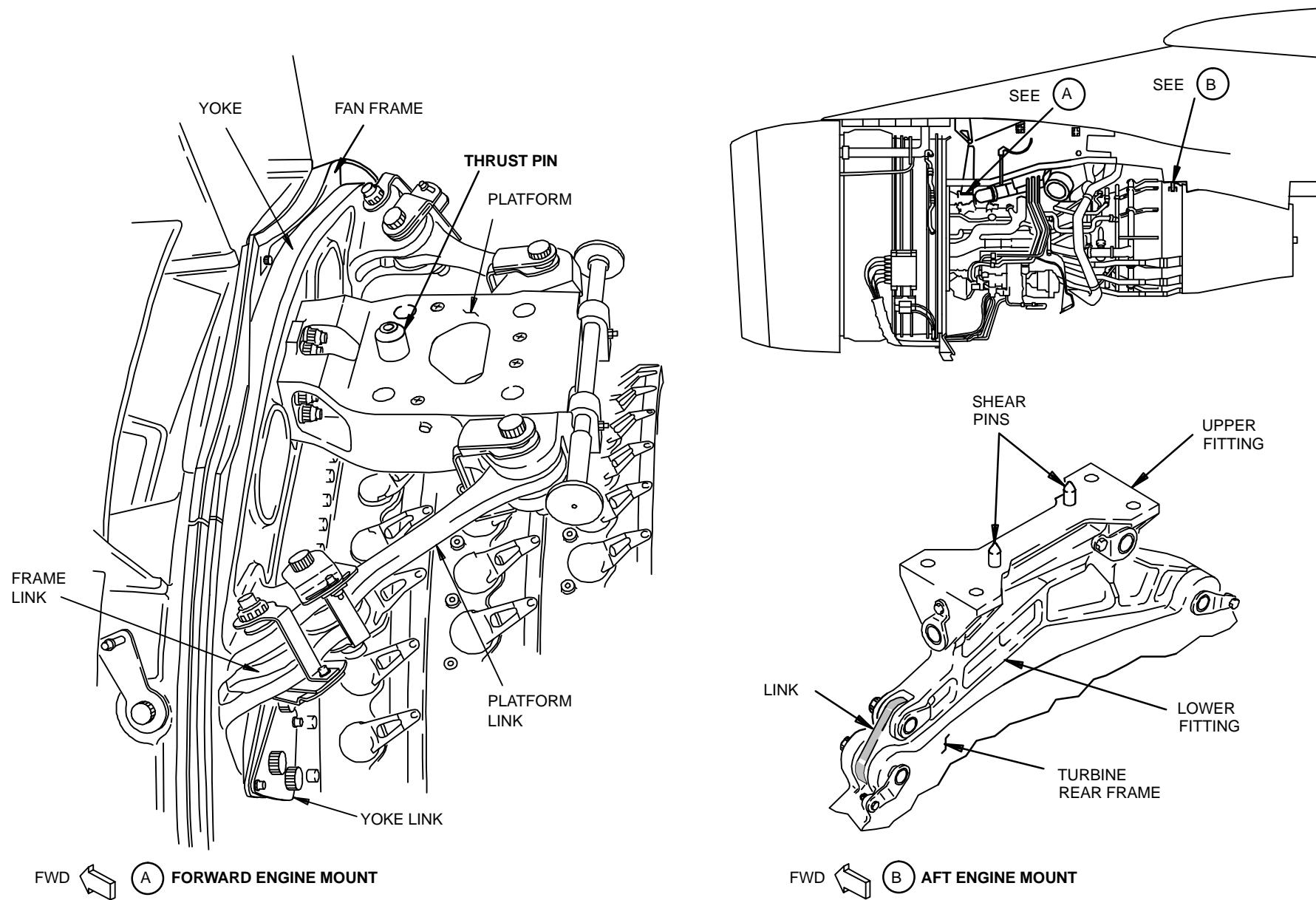


Figure 18 Engine Mount Components



ATA 71 ENGINE DRAINS

71-70 ENGINE VENT AND DRAINS

STRUT DRAINS

Eventuell auftretende Leckagen aus verschiedenen **Triebwerksträger-**
Bereichen werden unter Umgehung des Drainmodules direkt über den
Drain Mast in die Umgebung abgeleitet.

Leckagen oder Flüssigkeitsansammlungen aus dem Bereich der Mid Spars
werden über Drainleitungen bereits oberhalb des Triebwerkes aus dem Strut
abgeleitet.

Alle Einlässe (Drain Inlets) sind mit Einlaß-Sieben versehen.

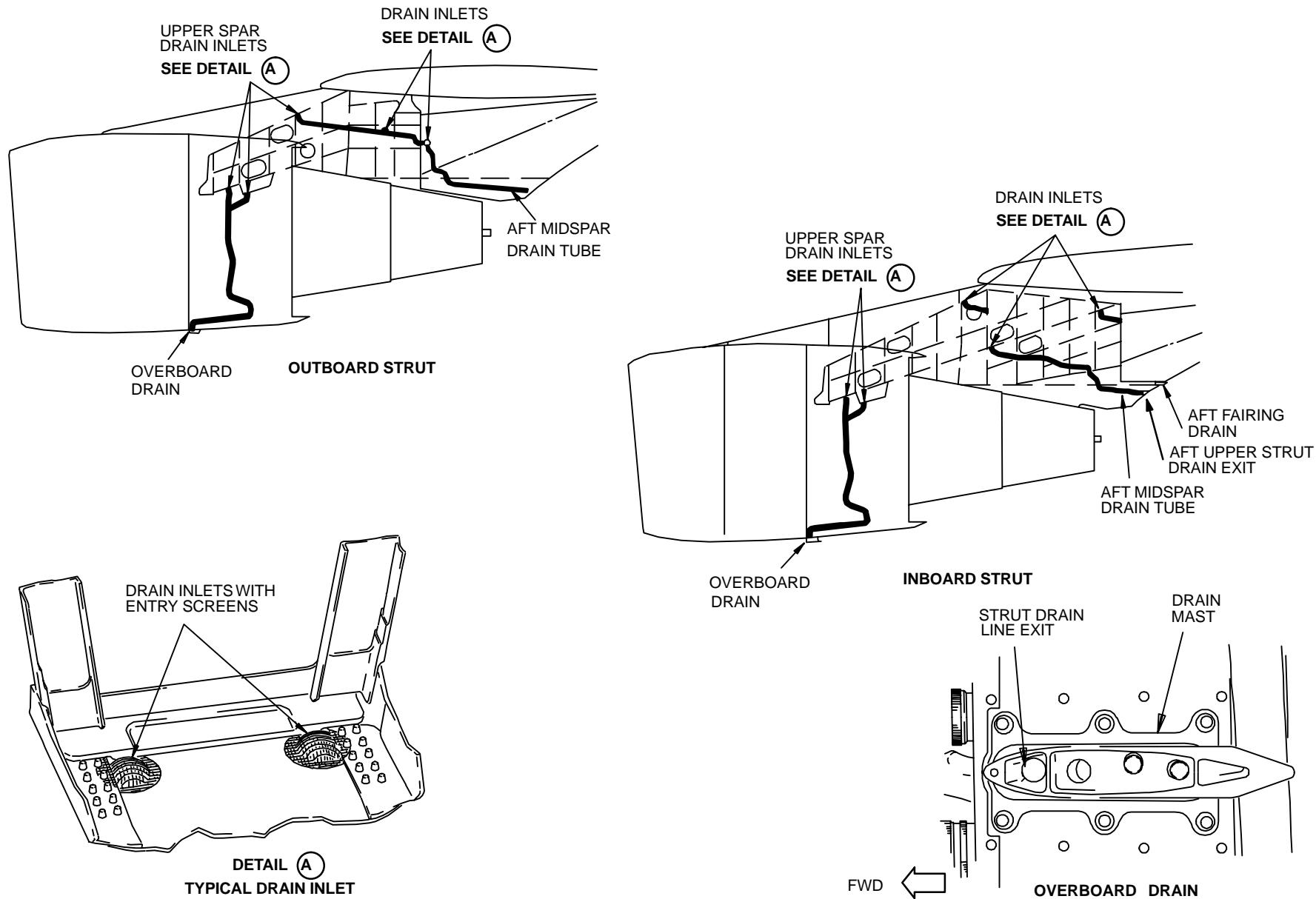


Figure 19 Strut Drains



ENGINE DRAINS GENERAL

Eventuell auftretende Leckagen aus verschiedenen Triebwerksbereichen oder dem Triebwerksträger (Engine Strut) werden von einem **Drainmodule** gesammelt oder direkt unter Umgehung des Drainmodules über den **Drain Mast** in die Umgebung abgeleitet.

DRAIN MODULE

Das Drain Module ist an der Rückseite der Accessory Gearbox in ca. 6:00 Position installiert. Es besteht aus :

- 9 abgeschlossenen Kammern mit je einem manual DRIVE PAD DRAIN Valve.
- 2 Main Assembly Drain Valves
- 1 Overboard Discharge Valve

Das Drain Module hat zwei Funktionen :

- sammeln von Flüssigkeiten, sodaß deren Ursprung mittels manual DRIVE PAD DRAIN identifiziert werden kann.
- ableiten der gesammelten Flüssigkeiten über den **Drain Mast** während des Fluges.

Die Kammern (mit den manual DRIVE PAD DRAINS) sind folgenden Systemen zugeordnet:

- Starter Drive Pad Drain
- IDG Drive Pad Drain
- Hydraulic (EDP) Drive Pad Drain
- HMU Drive Pad Drain
- Fuel Pump Drive Pad Drain

Eine Zuleitung und 2 Kammern im Drain Module werden nicht benutzt.

Während des Fluges öffnet der (auf der Vorderseite des Drain Mast abgenommene) Staudruck das Overboard Discharge Valve im Drain Module, sodaß Öl- oder Kraftstoff-Ansammlungen über je eine separate Leitung zum Drainmast gelangen können.

DRAIN MAST

Der Drain Mast ist unter dem Fan Gehäuse in 6:00 Position installiert. Er ist mit dem Drain Module über insgesamt 3 Rohrleitungen verbunden :

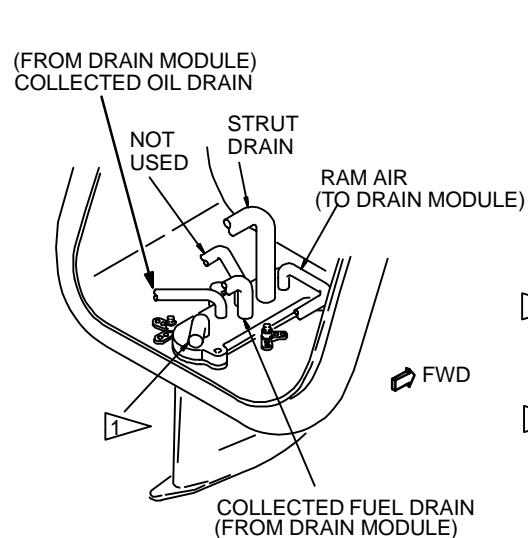
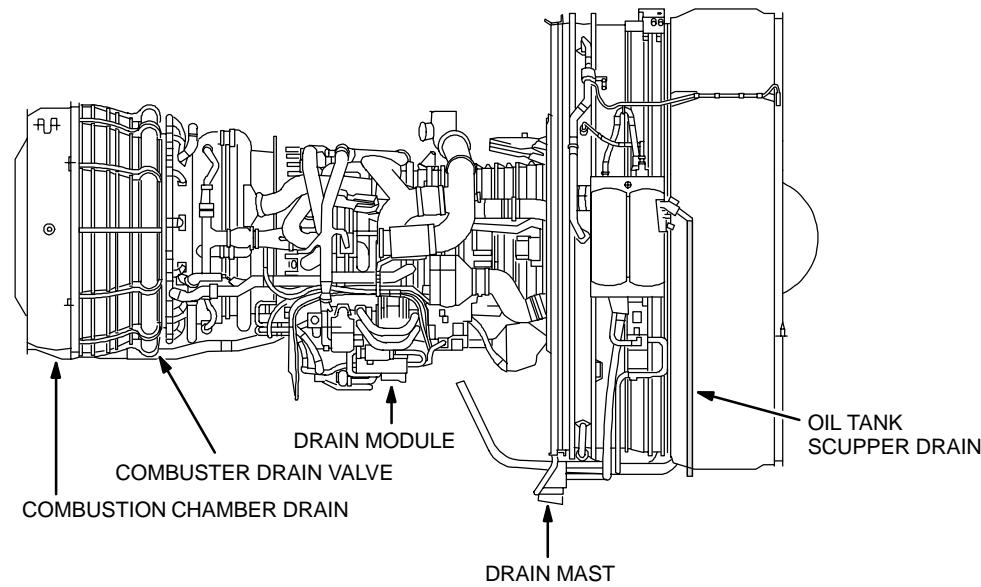
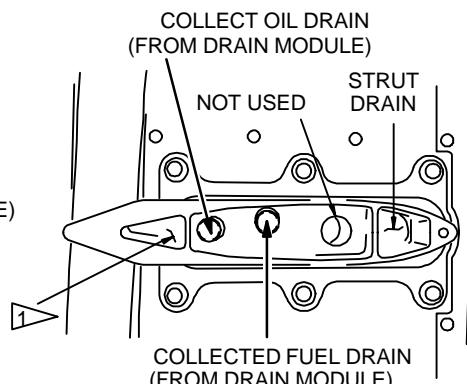
- dem **Ram Air Manifold**
- der **Collected Oil Drain Line**
- der **Collected Fuel Drain Line**

Folgende Leitungen umgehen das Drain Module und münden direkt im Drain Mast:

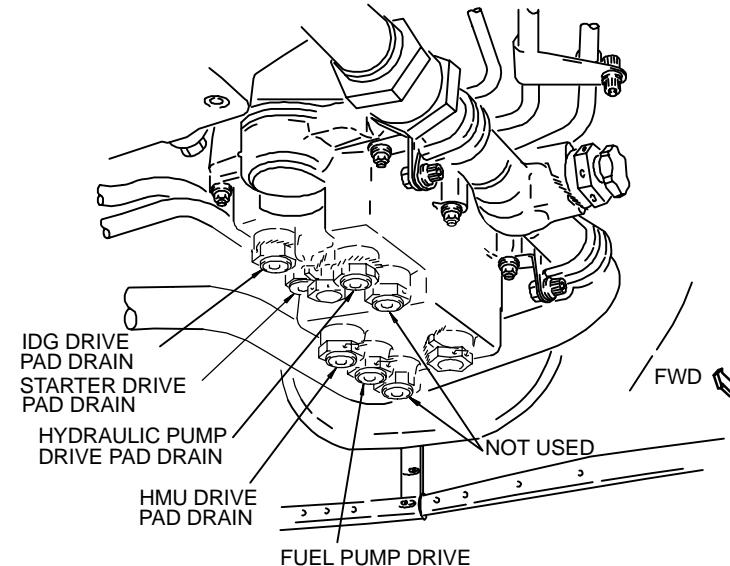
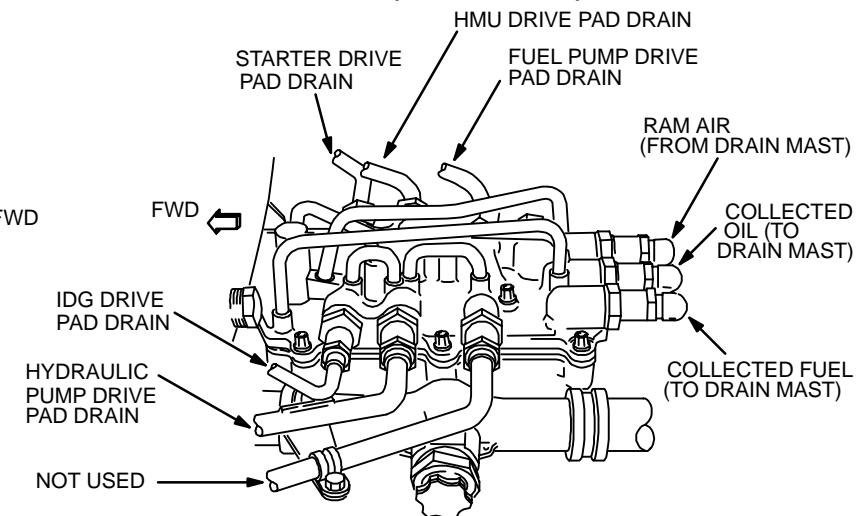
- die Strut Drain Line
- die Sammel-Drainleitungen von :
 - High Pressure Turbine Clearance Control (HPTCC) Valve
 - Low Pressure Turbine Clearance Control (LPTCC) Valve
 - Fuel Manifold Line (Burner)
 - VSV / VBV Actuator Drain
 - IDG Overtemperature Case Drain
 - IDG Overpressure Relief Valve Drain

Eine Leitung und der zugehörige Drain Mast Port werden nicht benutzt.

Der Überlauf (Scupper Drain) des Öl Tanks verwendet das Drain System nicht, er mündet direkt unter der Fan Cowling.

**DRAIN MAST VENT & LINES**

- ▶ - TCC VALVE SHROUD DRAINS
- FUEL MANIFOLD DRAIN
- VSV ACTUATOR SHROUD DRAINS
- VBV ACTUATOR SHROUD DRAINS
- IDG OVERTEMPERATURE CASE DRAIN
- IDG PRESSURE RELIEF VALVE DRAIN

DRAIN MAST VENT & PORTS**DRAIN MODULE (LOWER VIEW)****DRAIN MODULE (UPPER VIEW)**



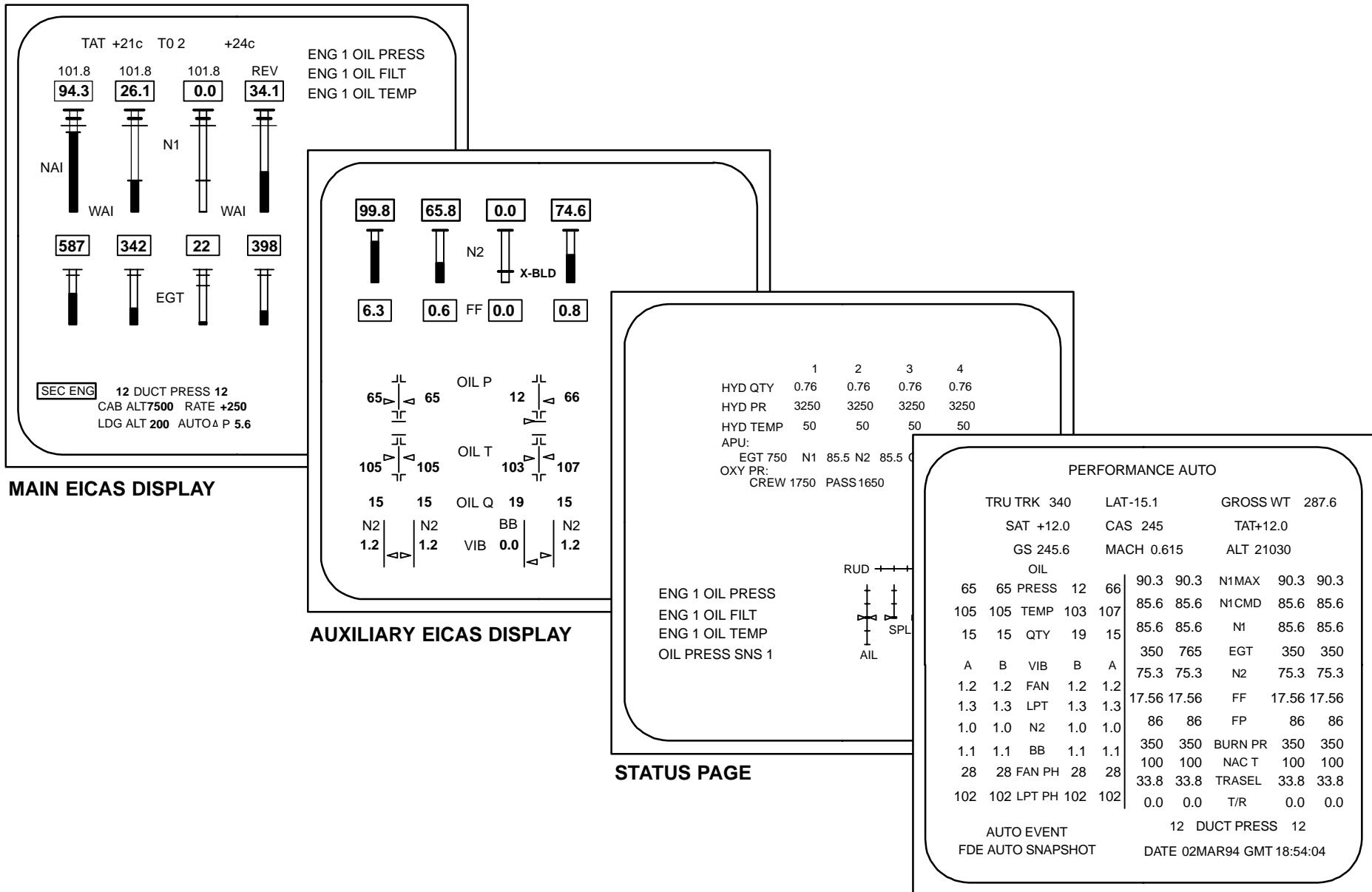
ATA 79-00 ENGINE OIL

79-00 GENERAL

INTRODUCTION

EICAS DISPLAYS

**ENGINE
OIL SYSTEM**

**Lufthansa
Technical Training**
**B747-430
B1/2/12ME
79-00**
**Figure 21 Oil System EICAS Indications**



INTRODUCTION

Characteristics

Das Engine Oil System

- ist ein abgeschlossenes System ohne Druckregulierung. (Trockensumpf-Druckumlaufschmierung). Der Öldruck hängt von:
 - der N2 Drehzahl (Ölpumpenantrieb) sowie
 - der Temperatur (Viskosität) des Öls und
 - dem Gesamtquerschnitt aller Schmierstoffdruckleitungen (Oil Jets) ab.
- Der Druck und die Durchflußmenge steigen mit zunehmender N2 Drehzahl.
- Die Kühlung des Öls erfolgt in einem FUEL/OIL Heat Exchanger.
- Das noch ungekühlte Öl wird zum Heizen von Servo-Kraftstoff verwendet.

Oil Pressure Supply

Das zur Schmierung und Kühlung erforderlich Öl wird durch die Oil Supply Line dem Öltank entnommen.

- Es wird über einen Inlet Oil Strainer in die Pressure Pump geleitet. Die Förderkapazität der Pumpe beträgt (bei max. N2 Drehzahl) ca. 15 Gall. / min.
- Danach durchfließt es einen LUBE SUPPL FILTER. Dieser ist mit einem Bypass und einem Filter Service Shutoff Valve ausgerüstet.
- Um ein Zurückströmen des Öls aus den Druckverteilerleitungen bei stehendem Triebwerk zu vermeiden, ist in Fließrichtung hinter dem Supply Filter ein ANTI STATIC LEAK CHECK VALVE installiert.

Das Ölsystem schmiert und kühlt folgende Baugruppen:

- Alle Lager im "A", "BC" und "D"-Sumpf.
- Die Inlet-, Transfer- und Accessory Gearbox
- Die Antriebsschafte (Splines) der an der Accessory Gearbox montierten Hilfsgeräte.

Oil Scavenge Return

Das Rücköl wird aus den Lagersümpfen und Gearboxes mittels Rückförderpumpen, (deren Einzel-Förderkapazität jeweils dem der Druckpumpe entspricht), abgepumpt.

Das Öl fließt nacheinander

- über die Inlet Oil Strainer an den "ISOLATION CHIP DETECTORS" vorbei zu den Rückförderpumpen. Auf dem Gehäuse der Ölpumpe sind entsprechende Bezeichnungen angebracht, sodaß bei Span-Ansammlungen sofort deren Herkunft bestimmt werden kann. Alle Rückförderpumpen fördern in die gleiche Leitung (Scavenge Pump Out) zuerst
- am **OIL TEMP SENSOR** vorbei, wo die Rücklauftemperatur gemessen wird.
- durch den **MASTER CHIP DETECTOR**
- durch den **SERVO FUEL HEATER**
- durch den **FUEL/OIL HEAT EXCHANGER**
- über den **DEARATOR**

zurück in den Öltank. Im Dearator wird die (in erheblicher Menge) zurückgeförderte Luft aus den Lagerabdichtungen vom Öl getrennt. Der Öltank entlüftet über eine Leitung in den "A"-Sumpf, wo über die dort installierte Zentrifuge der Restölanteil aus der Luft entfernt wird.



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK



Accessory and Sump Sealing

Die Abdichtung der Accessory Drive Shafts (Hilfsgeräte-Antriebswellen) erfolgt durch "**MAGNETIC FACE TYPE**" Carbon Seals.

Die Abdichtung des A-, B+C- und D-Sumpfes erfolgt mittels "**LABYRINTH SEALS**".

Sperrluft für den

- A-Sump wird aus der 5.Stufe des LPC zur Verfügung gestellt.
- B+C-Sump wird aus der 14.Stufe des HPC (äußere Abdichtung) sowie aus der 5.Stufe des LPC (innere Abdichtung) geliefert.
- C-Sump wird (als Vent Air) aus den B+C Labyrinth-Abdichtungen und aus der 5.Stufe des LPC zur Verfügung gestellt.

Sump Vents

Die Entlüftung des **A-Sump** erfolgt über eine Zentrifuge im "*Front Fan Shaft*" über die N1 Hohlwelle. Die Luft tritt am Tail Cone aus. Mit dem A-Sump verbunden sind:

- der Oil Tank
- die Accessory Gear Box
- die Transfer Gearbox.

Die Entlüftung des **B+C-Sump** erfolgt über eine äußere Leitung von der Strebe 1 des CRF (Compressor Rear Frame) **zum A-Sump** (Strebe 10 des Fan Frame).

Der **D-Sump** wird nicht entlüftet. Das Öl/Luftgemisch wird mit dem Rücköl zum Öltank zurückgefördert.

AIR/OIL Separation

Der Öltank wird über eine externe Leitung in den A-Sump entlüftet. Somit wird auch das Öl des A-, B+C- und D-Sumpfes sowie das aller Gearboxes über eine Zentrifuge im "*Front Fan Shaft*" von der (mit zurückgeförderten) Luft getrennt.

Da der D-Sump keine spezielle Entlüftung besitzt, wird die relativ große Menge (zurückgeförderte) Luft durch einen "**DEAERATOR**" (innerhalb des Öltanks) entfernt, bevor das Öl in den Öltank eintritt.

Sump Cavity Drains

Sump Cavity Drains sollen defekte Lager- (Labyrinth) Abdichtungen anzeigen. Die Abnahme erfolgt in den inneren Gehäusen, welche die eigentlichen Lagersümpfe umgeben.

Die Sump Cavity Drain Leitungen sind äußerlich nicht sichtbar, da sie für:

- den A-Sump in das Gehäuse des "Radial Drive Shaft"
- den B+C-Sump in die mittlere der 3 "Low Pressure Recoup" Leitungen geführt sind.

Der D-Sump ist nicht mit einer Sump Cavity Drain Leitung ausgerüstet. Für die Leckageüberwachung sind Drainbohrungen in den unteren Streben des TRF (Turbine Fair Frame) vorgesehen.

ENGINE OIL SYSTEM

Lufthansa Technical Training

B747-430
B2/12M
79-00

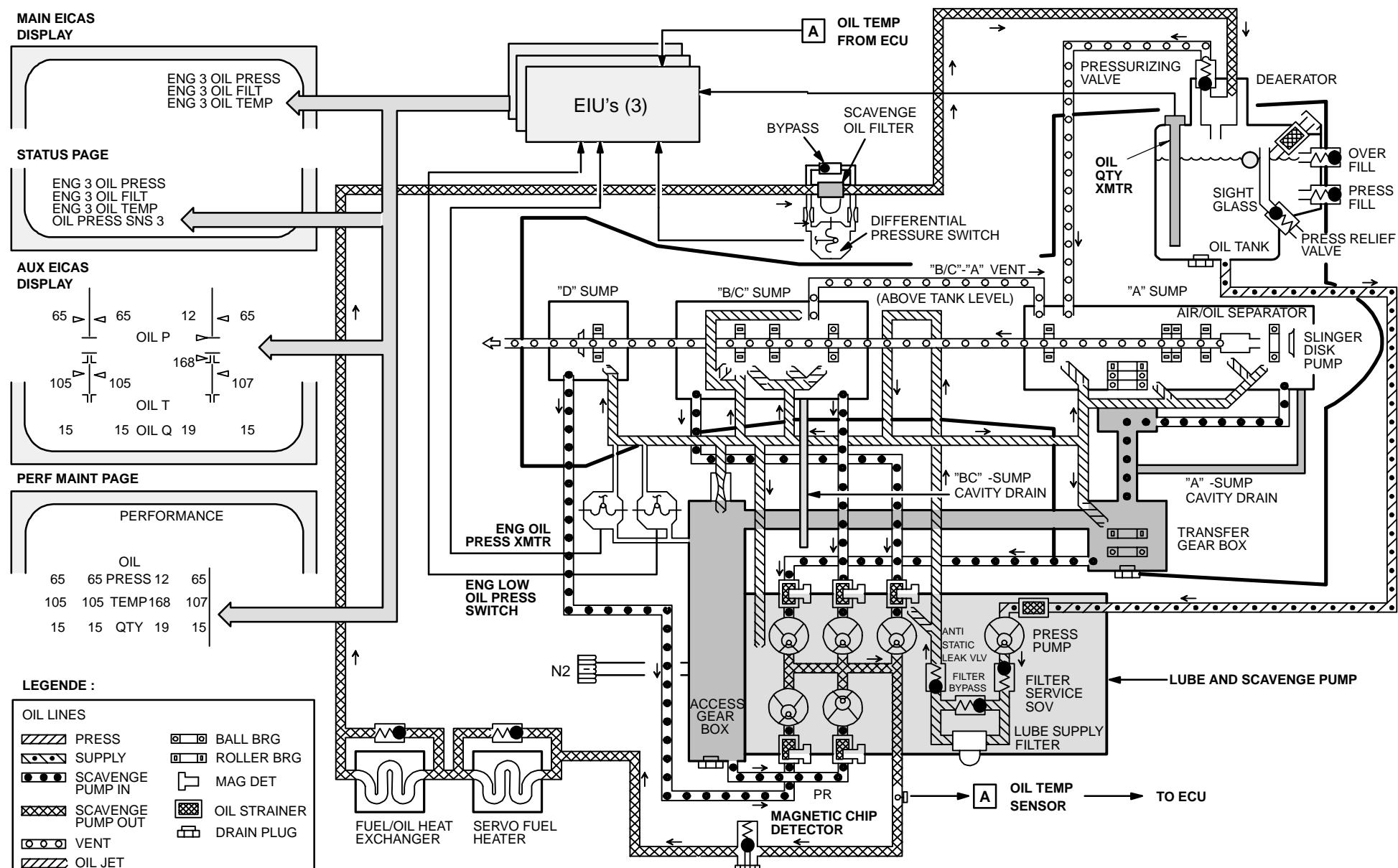


Figure 22 Oil System Basic Schematic



79-10 OIL COMPONENTS

OIL TANK

Der Öltank

- ist an der rechten Seite des Fan Drame installiert
- ist mittels Shock Mounts am 3 Aufhängepunkten befestigt und zusätzlich mit einem Fangseil versehen.
- ist (je nach Material) mit einer Schutzschicht (Coating) versehen. Wenn ein Coating vorhanden ist, unterliegt es Beschädigungslimits (s. MM 70.00).
- hat eine Kapazität von ca. 24 QTS, von denen aber nur 18 QTS angezeigt werden (bei Full). Die Gesamtölmenge des Systems beträgt ca. 32 QTS.

Pressurizing Valve

Das Pressurizing Valve auf dem Öltank dient der Be- und Entlüftung des Öltanks. Der Öltank wird über den "A-Sumpf", der Ölzentrifuge (Air Oil Separator) und der hohlen N1 Welle entlüftet.

Sight Gage

Unterhalb der Oil Filler Cap ist ein Schauglas installiert. Mittels einer Schwimmerkugel wird der Oil-Level angezeigt. Liegt die Kugel unten im Schauglas, so ist von einer Fehlmenge von > 3 QTS auszugehen.

Pressure Relief Valve

Zum Schutz des Öltanks gegen Überdruck ist ein Pressure Relief Valve unter dem Sight Gage installiert. Es öffnet bei einem Druck von ca. 27 PSI.

MASTER CIP DETECTOR

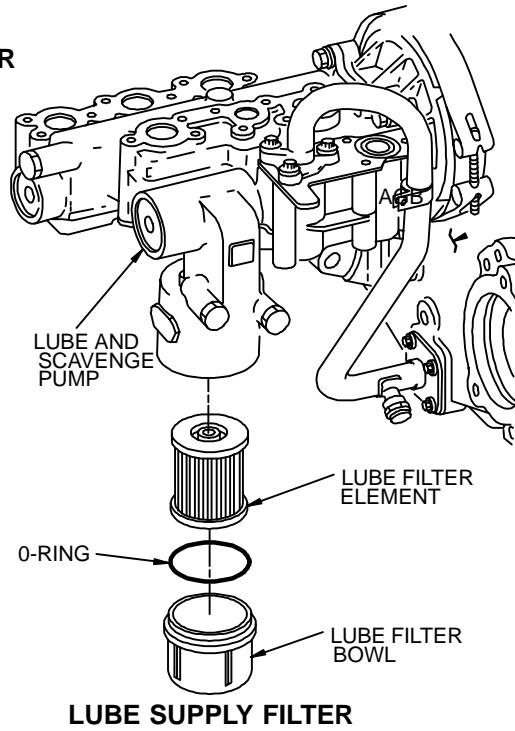
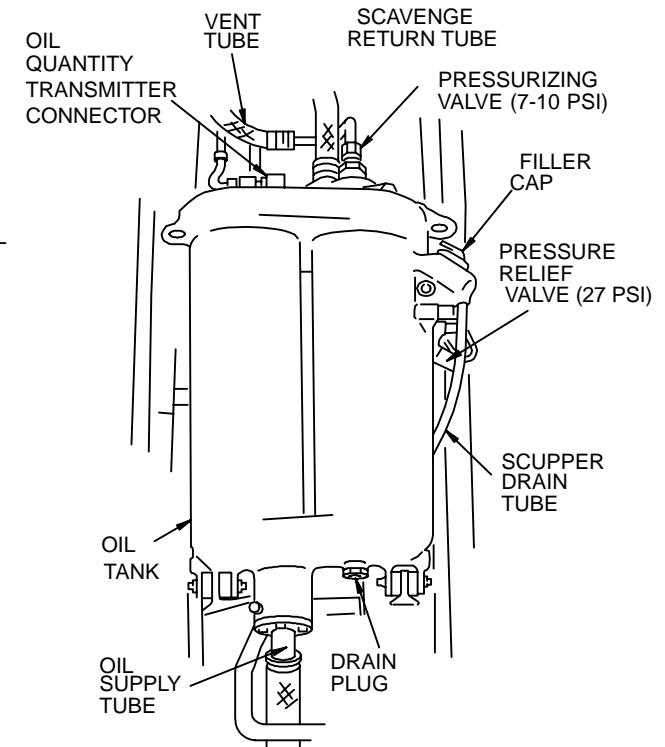
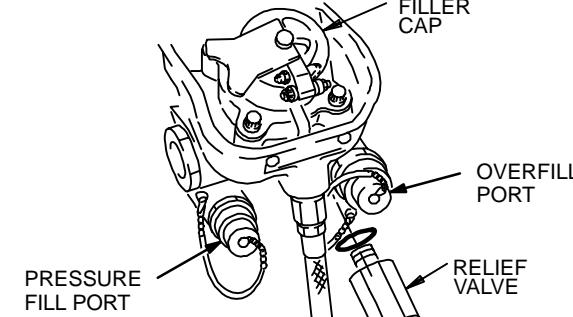
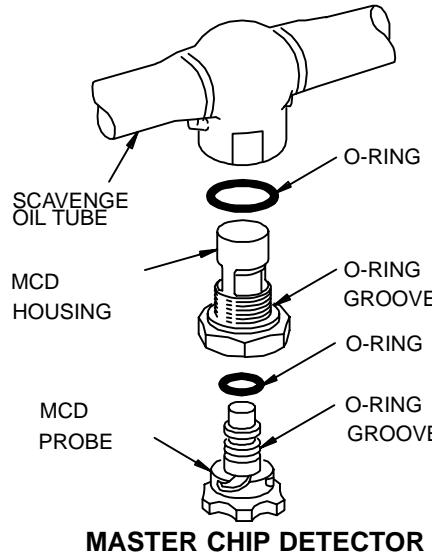
Der Master Chip Detector hat die Aufgabe, Metallspäne aus dem Rücköl-system zu sammeln. Er ist mit einem Bajonett-Verschluß versehen, bei Ausbau schließt ein Check Valve. Werden Späne vorgefunden, läßt sich ihre Herkunft an den Isolation Chip Detectors der Oil Pump lokalisieren.

LUBE SUPPLY FILTER

Der Lube Supply Filter (Druckfilter) ist im Oil Cluster installiert. Er hat die Aufgabe das Drucköl zu filtern bevor es in die Hauptverteilerleitung (Main Distribution Line) gelangt. Der Filter ist mit

- einem Filter Bypass
- einem Filter Service Shut Off Valve

ausgerüstet. Der Filter wird nicht überwacht.



Oil Level check must be performed not before 5 minutes and not later than 30 minutes after engine shut down. If the Oil Level Check can not be made 30 minutes after engine shut down, the engine must be motorized for 2 minutes before oil-service (ref. MM / AKW).

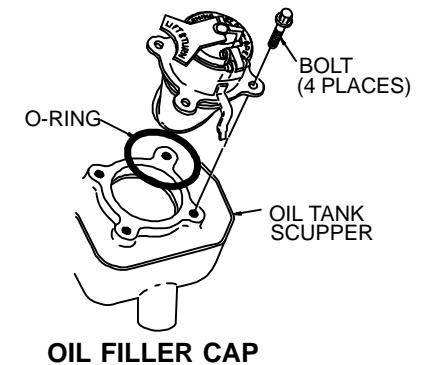


Figure 23 Engine Oil Components



SAVENGE OIL FILTER

Der Rücklauffilter

- liegt flußmäßig in der Rücklaufleitung hinter den beiden Fuel/Oil Heat Exchangers und dem Öltank.
- ist mit einem Bypass Valve versehen, das bei einem bestimmten Differenzdruck über dem Filterelement (ca. 70 PSI) öffnet. Ein Filter Bypass Warning Switch überwacht das Filterelement und erzeugt rechtzeitig vor dem Öffnen des Bypass Valves eine Warnung.

Bei Ausbau des Filters schließt ein Filter Service Shutoff Valve.

FUEL OIL HEAT EXCHANGER

Der Fuel Oil Heat Exchanger ist an der Hauptkraftstoffpumpe installiert. Ungeregelter Kraftstoff durchfließt ihn auf dem Wege von der Fuel Pump zur HMU. Da die Kraftstoff-Fördermenge und die Öltemperatur beide Drehzahlabhängig sind, paßt sich die Kühlung dem Bedarf an.

Der Fuel Oil Heat Exchanger ist mit einem Bypass Valve versehen. Bei

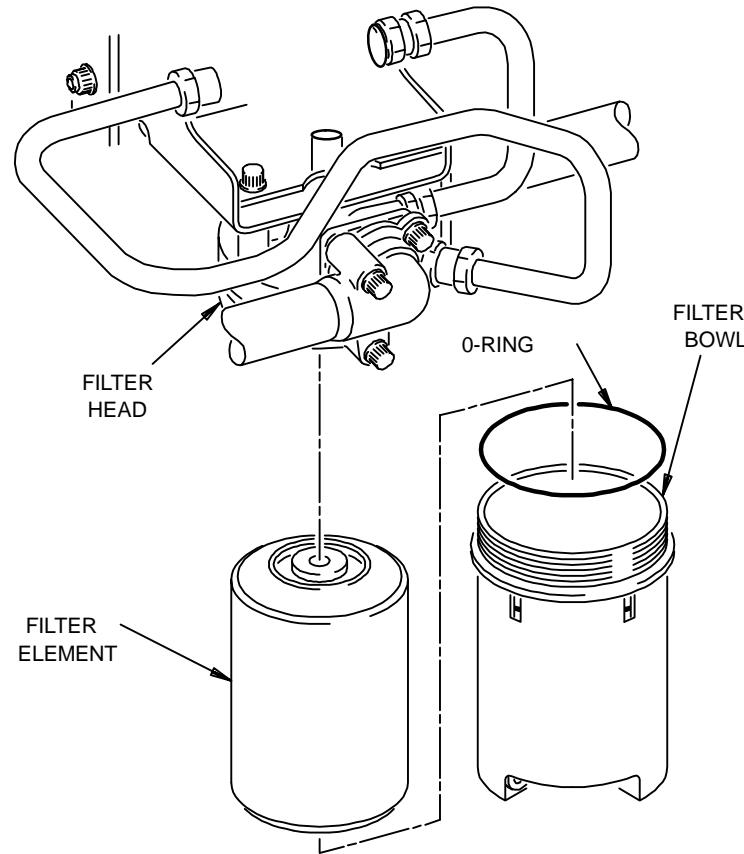
- sehr kaltem Öl (hohe Viskosität)
- oder verschmutztem Öl

öffnet es (ca. 80-100 PSI). und lässt das Öl ungekühlt den Fuel Oil Heat Exchanger umstömen. Eine erhöhte Öltemperatur ist die Folge.

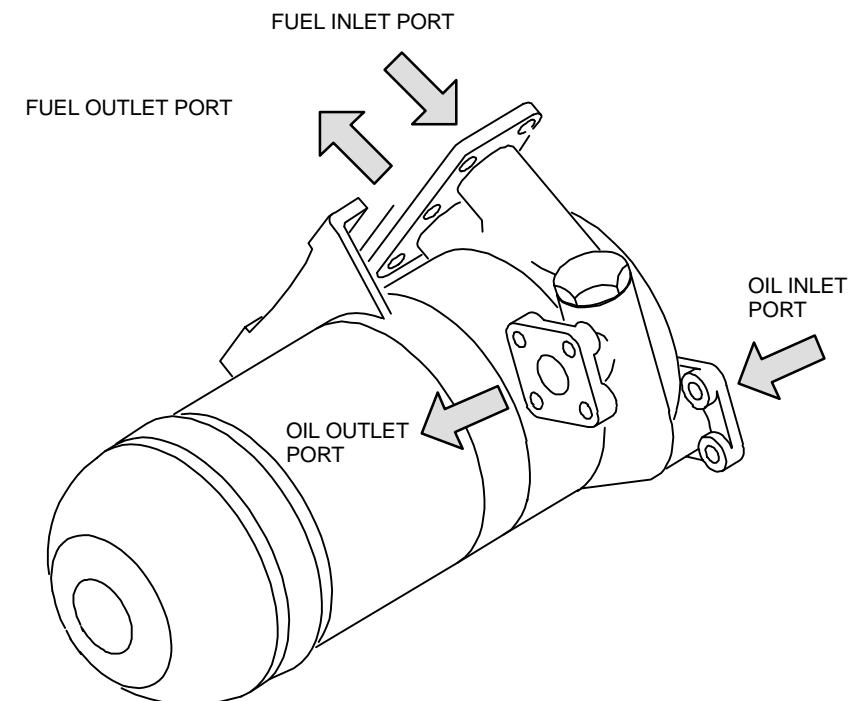
Das Kühlmedium (Kraftstoff) hat u.u. einen sehr hohen Druck (bis 1500 PSI). Undichtigkeiten im Röhrensystem des Exchangers machen sich durch

- Kraftstoffgeruch aus dem Öltank
- evtl. Anstieg der Oil Quantity

bemerkbar. In solchen Fällen sind sofortige Maßnahmen zu ergreifen.



SCAVENGE OIL FILTER



FUEL OIL HEAT EXCHANGER

Figure 24 Engine Oil Components



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

Engine Oil System



Lufthansa Technical Training

B747-430
B2/12M/12E
79-00

CAUTION :

- GROUND: - OIL PRESSURES IN THIS AREA REQUIRE CORRECTION BEFORE FLIGHT.
- FLIGHT: - OIL PRESSURES IN THIS AREA REQUIRE CLOSE MONITORING OF TEMPERATURE AND PRESSURE.
- SHUT DOWN ENGINE IF OIL TEMPERATURE OR PRESSURE LIMITS ARE EXCEEDED.

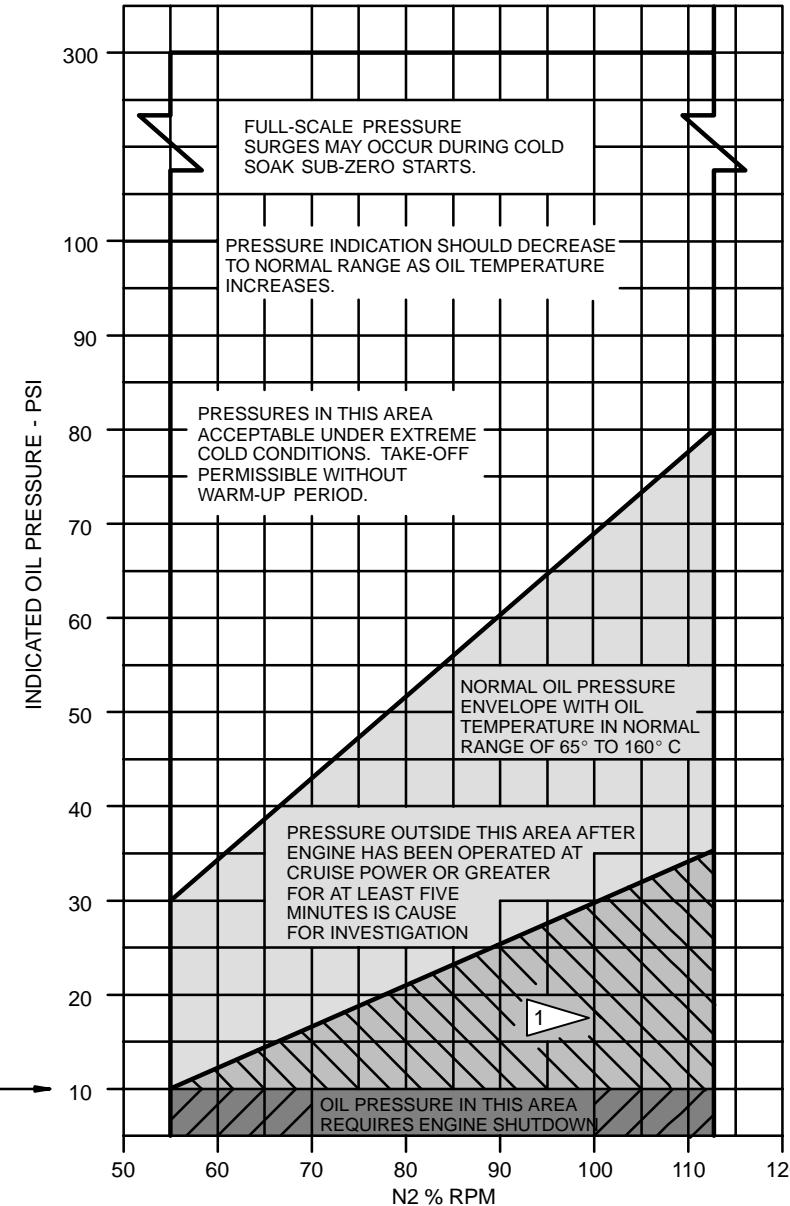


Figure 25 Oil Pressure Chart



79-30 OIL INDICATION

OIL INDICATION SYSTEM DESCRIPTION

Das Engine Oil Indication System stellt alle EICAS Anzeigen über die Ölparameter zur Verfügung. Folgende Parameter werden überwacht:

- Oil Quantity
- Scavenge Oil Filter Bypass
- Oil Pressure (*below amber band limit*)
- Low Oil Pressure (*<10 PSI*)
- Oil Temperature

Anzeigen:

Auf dem Main EICAS werden folgende **Messages** zur Verfügung gestellt:

- **ENG OIL PRESS** (*Low Pressure (by Pressure XMTR or LOP Switch)*)
- **ENG OIL FILT** (*Filter Clogging*)
- **ENG OIL TEMP** (*High Oil Temp*)

Diese Messages (Level C (Advisory) werden bei Auftreten im CMC gespeichert. Wenn einer der angezeigte Fehler nicht mehr existiert, werden die entsprechenden Messages automatisch wieder vom Main EICAS gelöscht.

Alle OIL Messages werden parallel hierzu auf der STATUS Page dargestellt.

Auf dem Lower EICAS erscheinen (nach Aufruf) folgende STATUS Messages:

- **ENG OIL PRESS** (*Low Pressure (by Pressure XMTR or LOP Switch)*)
- **ENG OIL FILT** (*Filter Clogging*)
- **ENG OIL TEMP** (*High Oil Temp*)
- **OIL PRESS SNS** (*LOP Switch senses pressure but N2 = 0*)

Die Message OIL PRESS SNS (X) erscheint (nach 180 s Time Delay), wenn **bei stehendem Motor** der Low Oil Pressure Switch einen Öldruck >15 PSI meldet (Schalter defekt) oder der Stecker bzw. das Kabel beschädigt ist.

Auf dem AUX EICAS Display (Secondary Engine Page) stehen folgende Oil-Parameter zur Verfügung:

- **Oil Pressure** (analog & digital)
- **Oil Temperature** (analog & digital)
- **Oil Quantity** (digital)

Die **PERFORMANCE** Maintenance Page zeigt nach Aufruf über den CMC alle Parameter des AUX EICAS, allerdings nur in digitaler Form.

Secondary EICAS Partial Format

Wenn das Aux EICAS abgeschaltet, oder mit einer anderen Anzeige belegt ist, **ersetzen** bei Grenzwertüberschreitungen von

- Oil Pressure (*Low below amber band limit or < 10 PSI*)
- Oil Temperature (*High > 160° C (amber) > 175° C (red)*)
- Oil Quantity (*Low (< 4 QTS) or Excessive Oil Consumption*)

die **Oil Indications** aller 4 Triebwerke auf dem sonst völlig leeren Display die **vorherige Anzeige**. Der entsprechende Parameter für das betroffene Triebwerk wird farblich (Amber or Red) hervorgehoben.

ENGINE OIL SYSTEM

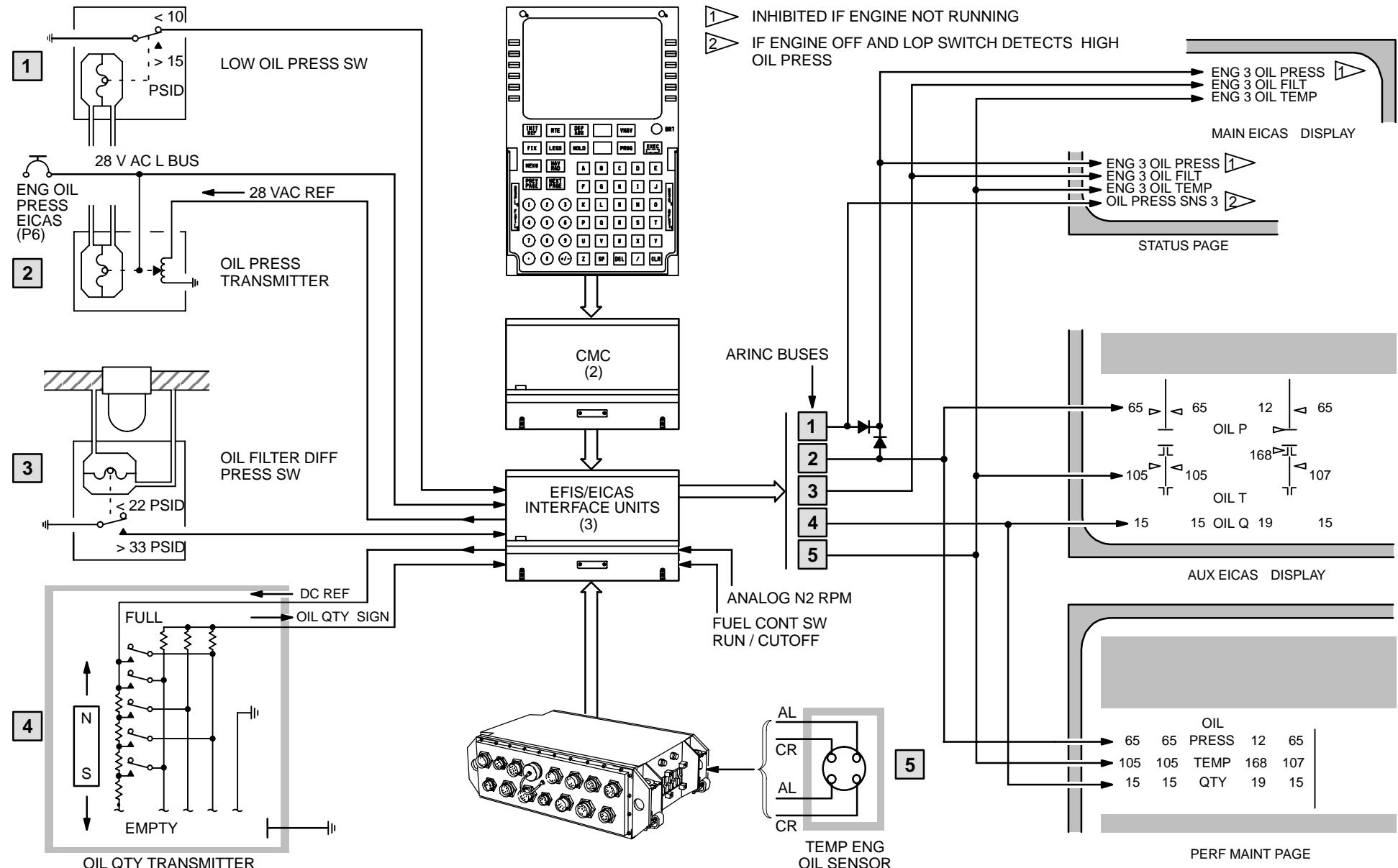


Figure 26 Oil System Indication Schematic



79-30 OIL INDICATION COMPONENTS

OIL PRESSURE TRANSMITTER

Der Oil Pressure Transmitter mißt den Differenzdruck zwischen der Druckölleitung und dem "Breather Pressure" der Accessory Gearbox.

Sowohl der Transmitter als auch der entsprechende Meßkreis in den EIUs benötigt 28 Volt AC Versorgungsspannung aus dem Bordnetz.

Bei Druckveränderung verstellt eine Membrane den induktiven Abgriff an der Referenz-Spule. Das hieraus gewonnene Wechselspannungssignal wird in den EIUs digitalisiert und auf dem

- AUX EICAS (analog & digital)
- PERFORMANCE MAINTENANCE PAGE (digital)

zur Anzeige gebracht.

Sinkt der Öldruck bei laufendem Triebwerk unter einen bestimmten Wert (Amber-Band Limit), ändert sich die Anzeigefarbe (amber). Das Amber-Band Limit liegt nicht fest, es ist eine lineare Funktion der N2 Drehzahl.

Der Öldruck, der das Umschalten der Anzeige nach "Amber" bewirkt, beträgt

- bei MIN IDLE ca. 15 PSID
- bei TAKE OFF ca. 34- PSID

Bei Öldrücken unterhalb des (drehzahlabhängigen) Amber-Band Limits wird

- auf dem Main EICAS (Level C Advisory)
- auf der Aux EICAS Statuspage die Message :

ENG (X) OIL PRESS generiert.

Die Low Oil Pressure Warning wird unterdrückt, wenn der FUEL CONTROL SWITCH in CUTOFF steht.

Anmerkung :

Wird bei stehendem Triebwerk

- der entsprechende FUEL CONTROL SWITCH für mehr als 5 min. nach "RUN" gelegt oder
- der entsprechende CB "FUEL CONT VALVE" (P6-2 L10/11/12/13) geöffnet (für mehr als 5 min.)

verhält sich das System so, als würde der Motor (mit nicht vorhandenem) Öl- druck laufen und daher eine Warnung (Level C Advisory) erzeugen..

LOW OIL PRESSURE SWITCH

Der Low Oil Pressure Switch ist im Bereich der Oil-Pump installiert und hat die Aufgabe, bei zu geringem Öldruck eine (Level C Advisory) Message zu erzeugen.

Der Schalter ist ein druckgesteuerter "Snap Action Type" Switch, welcher den Differenzdruck zwischen der Druckölleitung und der Gearbox mißt.

Er öffnet bei > 15 PSID und schließt wieder bei < 10 PSID.

Seine (discrete) Signale werden von den EIUs digitalisiert und über einen ARINC 429 Datenbus für das Main- und AUX EICAS zur Verfügung gestellt.

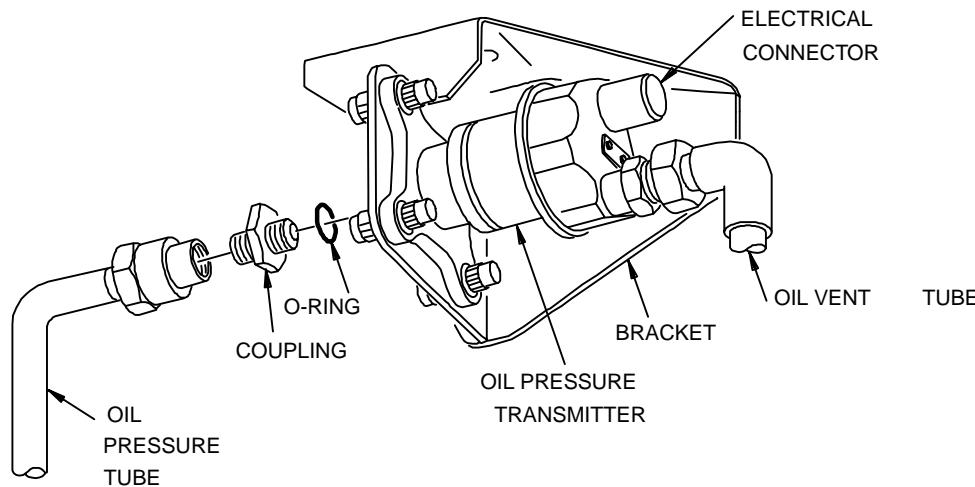
Ist (**bei laufendem Triebwerk**) der Schalter **geschlossen**, erscheint

- auf dem Main EICAS (Level C Advisory)
- auf der Aux EICAS Statuspage die Message :

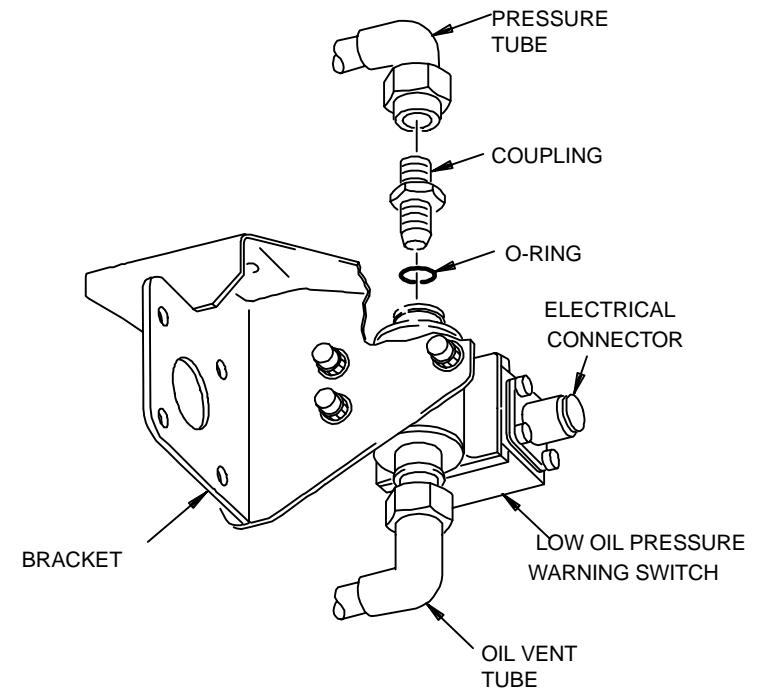
ENG (X) OIL PRESS

Ist (**bei stehendem Triebwerk**) der Schalter für > 180 sec. **geöffnet** (entsprechend > 15 PSID), erscheint auf der Aux EICAS Status Page die (Level C Advisory) Message :

OIL PRESS SNS (X)



OIL PRESSURE TRANSMITTER



LOW OIL PRESSURE SWITCH

Figure 27 Engine Oil Indication Components



OIL TEMPERATURE SENSOR

Der Engine Oil Temperature Sensor (Sensor Temperature Engine Oil (TEO)) besteht aus einem doppelt ausgeführten **Chromel-Alumel** Thermo-Couple Element und ist in der Scavenge Oil Line zwischen Oil-Cluster und Master Chip Detector im Bereich der LH/FWD Gearbox installiert.

Die vom TEO erzeugte, doppelt vorhandene Thermo-Spannung (Gleichspannung) wird dem Kanal A & B der Engine Control Unit (ECU) zugeführt, dort digitalisiert und per ARINC 429 Datenbus über die EIU's auf dem Aux. EICAS angezeigt.

Die Oil Temperature steht (nach Aufruf über den CMC) auf der PERFORMANCE MAINTENANCE PAGE ebenfalls zur Verfügung.

OIL TEMPERATUR LIMITS

- **NORMAL**

- Die Anzeige bewegt sich zwischen 60° C und 160° C. Sie wird auf dem Aux. EICAS analog & digital in weiß dargestellt.

- **AMBER BAND LIMIT**

- Wenn die Oil Temperature auf > 160° C ansteigt, wechselt die Farbe der analog & digital-Anzeige auf dem Aux EICAS nach "Amber". Gleichzeitig wird auf dem Main EICAS die (Level C Advisory) Message

ENG (X) OIL TEMP dargestellt.

- **RED LINE LIMIT**

- Wenn die Oil Temperature auf > 175° C ansteigt, wechselt die Farbe der analog & digitalen Anzeige auf dem Aux EICAS von "Amber" nach "Red".

Die (Level C Advisory) Message

ENG (X) OIL TEMP

auf dem Main EICAS bleibt jedoch unverändert erhalten.

OIL QUANTITY INDICATION

Der Oil Quantity Transmitter besteht aus einem doppelwandigen Rohr mit

- einem im äußeren Teil befindlichen Schwimmer (Magnetic Float Assembly) und einer
- im inneren Gehäuse installierten Meßeinrichtung (Reed Type Switch Sensing Unit).

Er ist von oben in den Öltank eingesetzt, sodaß bei Wechsel das Triebwerksöl nicht abgelassen werden muß.

Operation

Der Transmitter wird von den EIU's mit einer stabilisierten Gleichspannung (DC-Reference) versorgt. Ein Widerstandsnetzwerk teilt die Ausgangsspannung in Abhängigkeit der jeweils geschlossenen Schalter. Um ein Schwanken der Vorratsanzeige zu vermeiden, sind immer mindestens 2, maximal aber 3 Schalter (Reed Switches) durch das Magnetic Float Assembly (Schwimmer) bei jedem beliebigen Ölstand geschlossen.

Das aus der Veränderung des Netzwerk-Gesamtwiderstandes gewonnene Gleichspannungssignal wird von den EIU's digitalisiert und über einen ARINC 429 Datenbus auf

- dem Aux EICAS Secondary Engine Display (analog & digital)
- der Performance Maintenance Page (digital)

zur Anzeige gebracht.

Die auf der AUX EICAS Secondary Engine Page normalerweise weiß dargestellte Anzeige wechselt bei

- Low Oil Quantity (< 4 QTS)
 - High Oil Consumption (Excessive Oil Consumption)
- die Farbe nach MAGENTA.



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK



OIL CONSUMPTION

Der normale Ölverbrauch beträgt ca. 0.5 US pint per hour (0,25 ltr/h).

Der Ölverbrauch eines Triebwerkes sollte 1.1 US pint per hour (0.5 ltr/h) nicht übersteigen. Ein höherer Ölverbrauch ist unter bestimmten Umständen erlaubt

(s. nachfolgenden Auszug aus MM 71-00-00 **S 862-092-J00**)

(8) Oil Consumption Guidelines

NOTE: Measure the quantity of oil used between wheel chock removal and wheel chock installation (without a below-minimum level indication). This is the maximum oil consumption.

- (a) The usual oil consumption is less than 0.5 U.S. pint (0.25 liter) in an hour.
- (b) A guideline for the maximum oil consumption is specified at 1.1 U.S. pints (0.5 liter) in an hour.
 - 1) if the oil consumption suddenly increases, or if the oil consumption continuously increases, find the cause.
 - 2) Oil consumptions can be greater than 1.1 U. S. pints (0.5 liters) in an hour if the consumption rate will result in a sufficient oil supply for the scheduled routing.

SCAVENGE OIL FILTER BYPASS WARNING

Der Oil Filter Differential Pressure Switch mißt den Differenzdruck über dem Scaveng Oil Filter. Der Schalter (*Snap Action Type*) ist normalerweise offen.

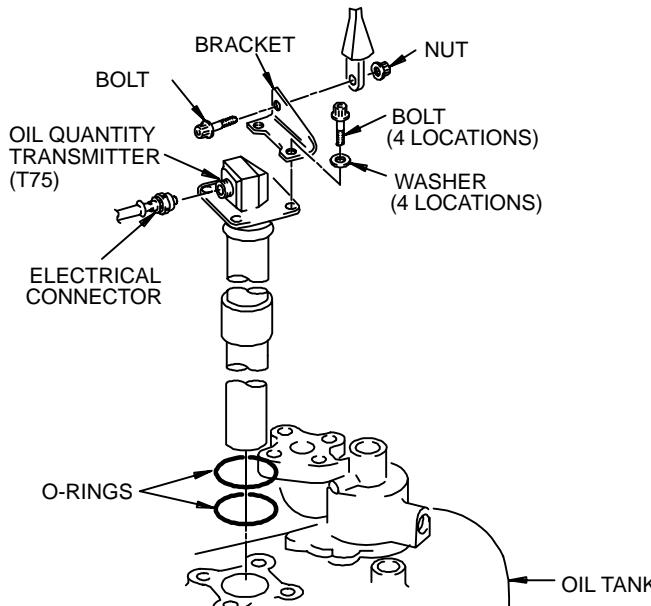
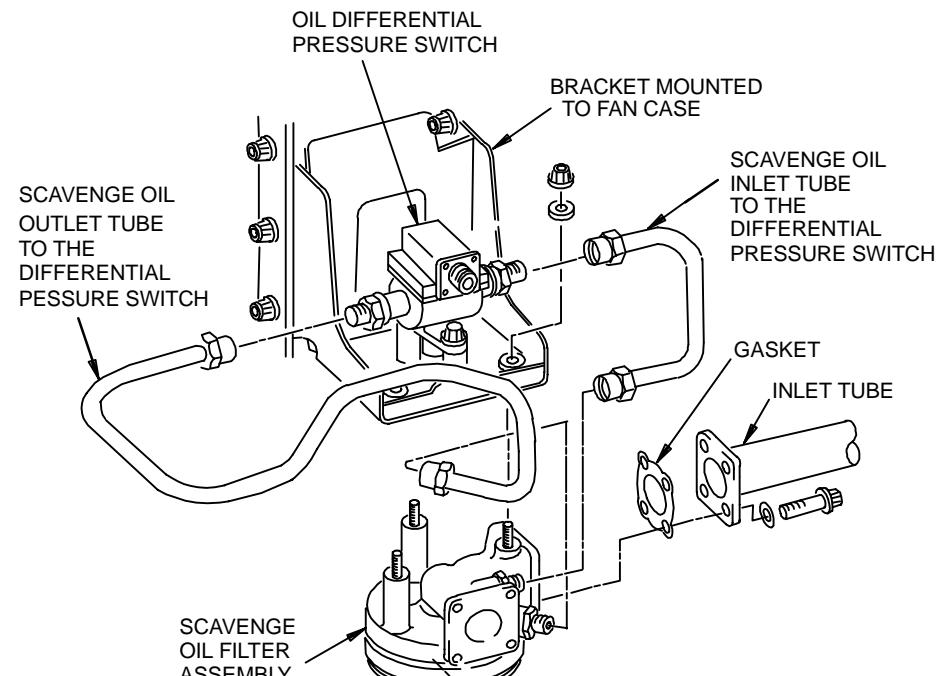
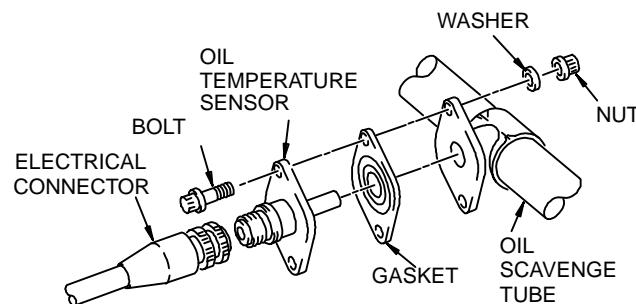
Bei beginnender Verschmutzung des Filterelements (bei ca. 33 PSID) schließt der Schalter. Eine (Level C Advisory) Message

ENG (X) OIL FILT

ist die Folge.

Da bei Unterschreiten von ca. 22 PSID der Schalter wieder öffnet und somit die Message auf dem Main EICAS wieder verschwindet, wird sie gleichzeitig im CMC und in den EIUs abgespeichert und steht bei Abruf auf der Status Page zur Verfügung.

Der tatsächliche Filter Bypass beginnt jedoch erst, wenn der Filter Differenzdruck ca. 40 PSI erreicht hat.

**OIL QUANTITY TRANSMITTER****Figure 28 Engine Oil Indication Components**



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

Engine
Oil SystemLufthansa
Technical TrainingB747-430
B2/12M/12E
79-00

TECHNICAL LOG BOOK											
			TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.	TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.	TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.	TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.	
			TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	
MAINTENANCE CHECK STATION	A/C-REG	CHECK	A/C-REG		A/C-REG		A/C-REG		A/C-REG		
			CPT or FE PK-No.	1 2 3 4 5	CPT or FE PK-No.		CPT or FE PK-No.		CPT or FE PK-No.		CPT or FE PK-No.
Flight-No.	L H 4 3 1	Day	Flight-No.		Flight-No.		Flight-No.		Flight-No.		
Leg	OR D - F R A		Leg		Leg		Leg		Leg		
DATE	PK-No.	SIGN	TLB-No.	Nil	TLB-No.	Nil	TLB-No.	Nil	TLB-No.	Nil	
TLB-No. T336213 BH/L CODE			TLB-REFER.			ACT			see Note → cover inside		
ASC									ATT TO		
REP									STATION		
DURING PRE-FLT CHECK STATUS									DATE D D M M Y Y		
MESSAGE "OIL PRESS SNS 1"									UTC		
									SIGN		
									PK-No.		
CPT or FE XXXX											

PRESENT LEG FAULTS 1/3

- * ADVISORY : 29 11 29 00
- < HYD PRESS SYS 1
- * STATUS : 79 03 25 00
- < OIL PRESS SNS 1
- * ADVISORY : 78 03 01 00
- < ENG 1 REVERSER
- * ADVISORY : 36 10 23 00
- < BLEED 1
-
- < ERASE STATUS
- ERASE >
- < RETURN
- HELP >

PRESENT LEG FAULT MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN LH431 VHHH / EDDF 685-2270-008 GE-007 16NOV93 1030

OIL PRESS SNS 1	16NOV93 1030	ATA : 73-21
	EQUIP :	PREFLIGHT
	N/A	MSG : 71573

OIL PRESS SNS 1 - STATUS 79 03 25 00

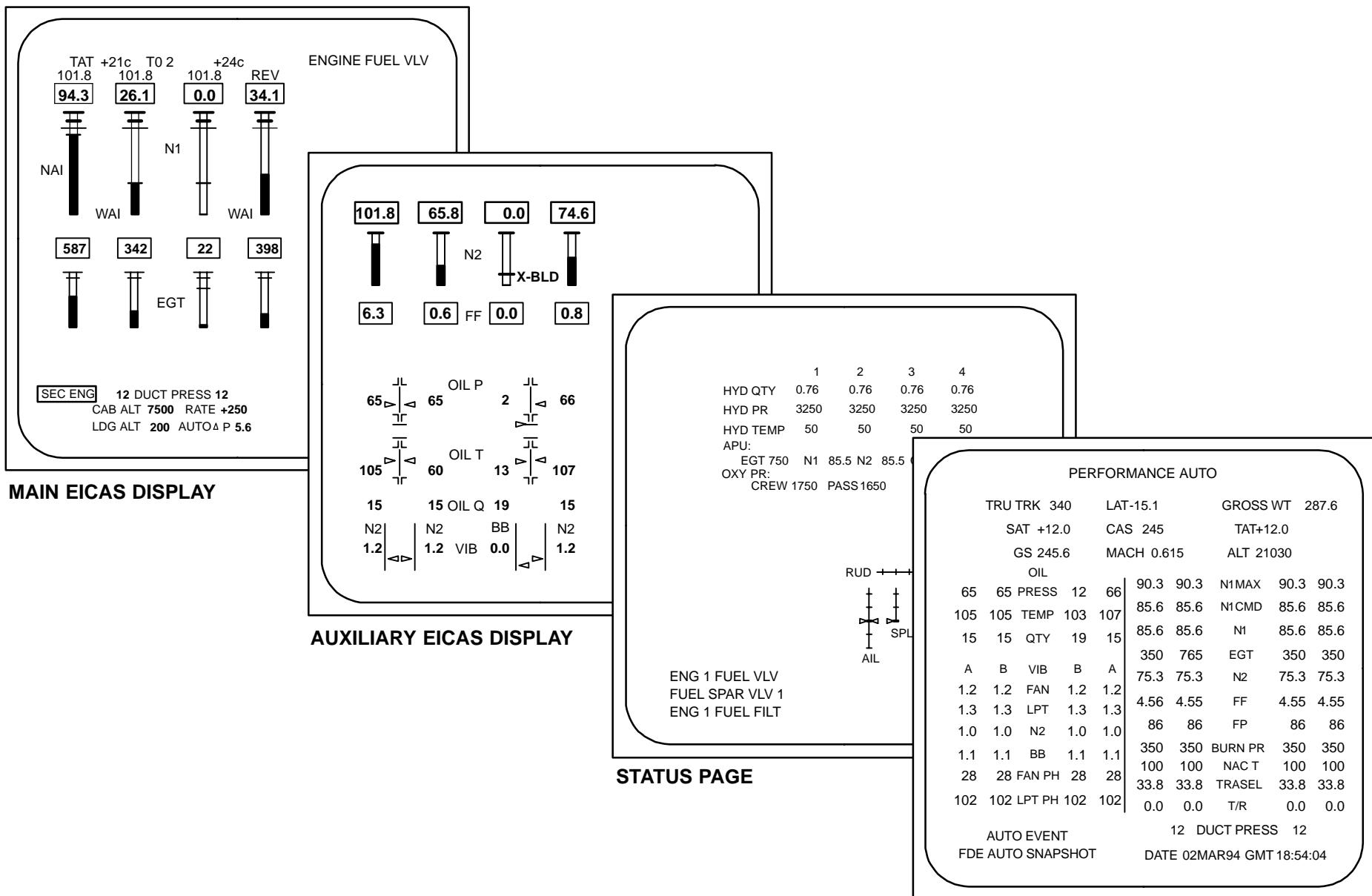
***** END OF REPORT *****

Figure 29 ATA 79 Engine Oil Trouble Shooting Example



ATA 73 FUEL AND CONTROL
73-20 ENGINE FUEL AND CONTROL
INTRODUCTION

**ENGINE
SECONDARY FUEL SYSTEM**

**Lufthansa
Technical Training**
**B747-430
B1/2/12ME
73-20**
**Figure 30 Fuel System EICAS Indications**



SECONDARY FUEL SYSTEM DESCRIPTION

General

Das Secondary Fuel System liefert

- den zur Verbrennung im Triebwerk notwendigen Kraftstoff
- die hydraulische Energie zu Steuerung von
 - Compressor Control
 - Turbine Clearance Control
- Regelkraftstoff für das Servo Control System
- Kraftstoff zur Kühlung von Engine Scavenge- und IDG Oil.

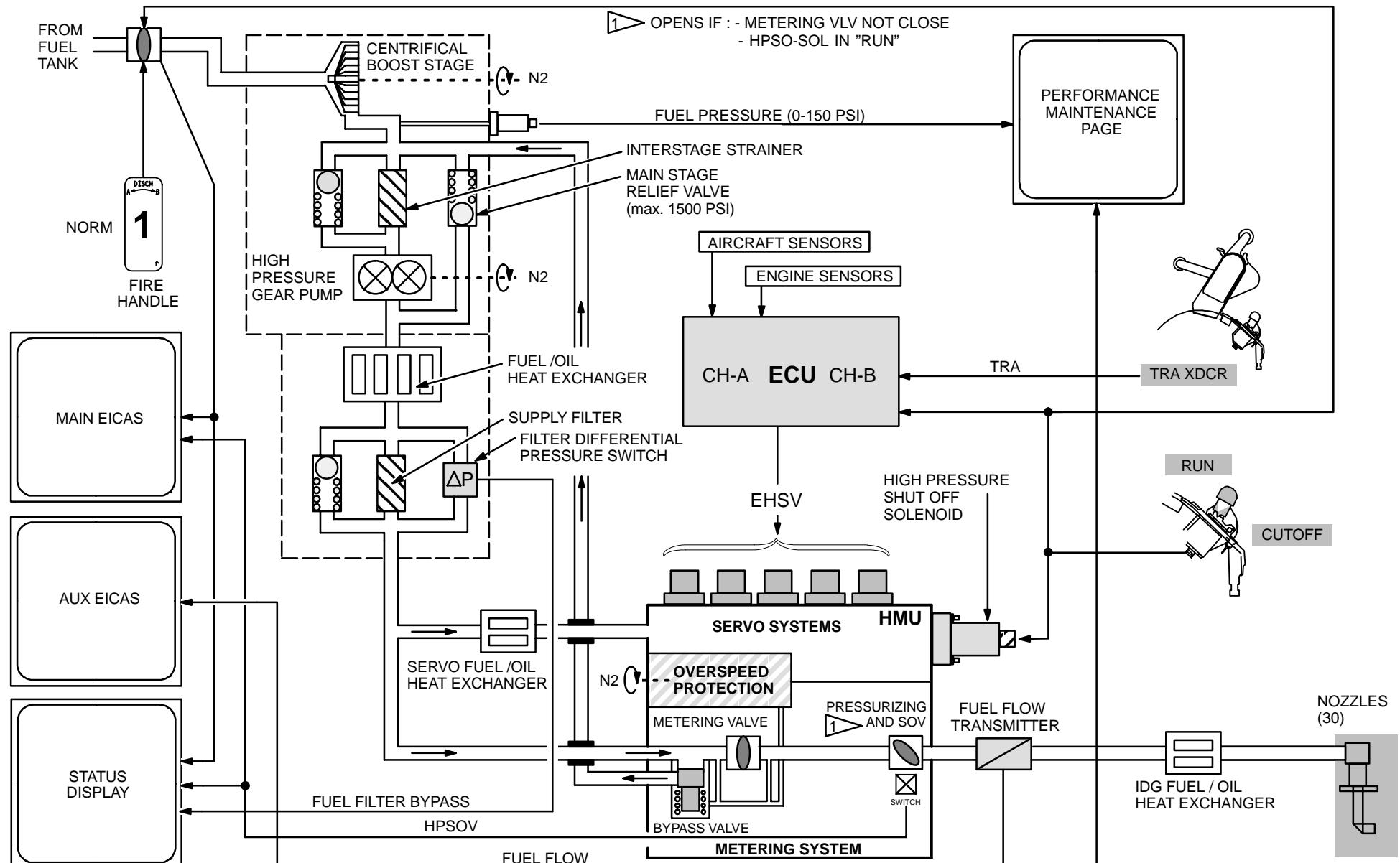
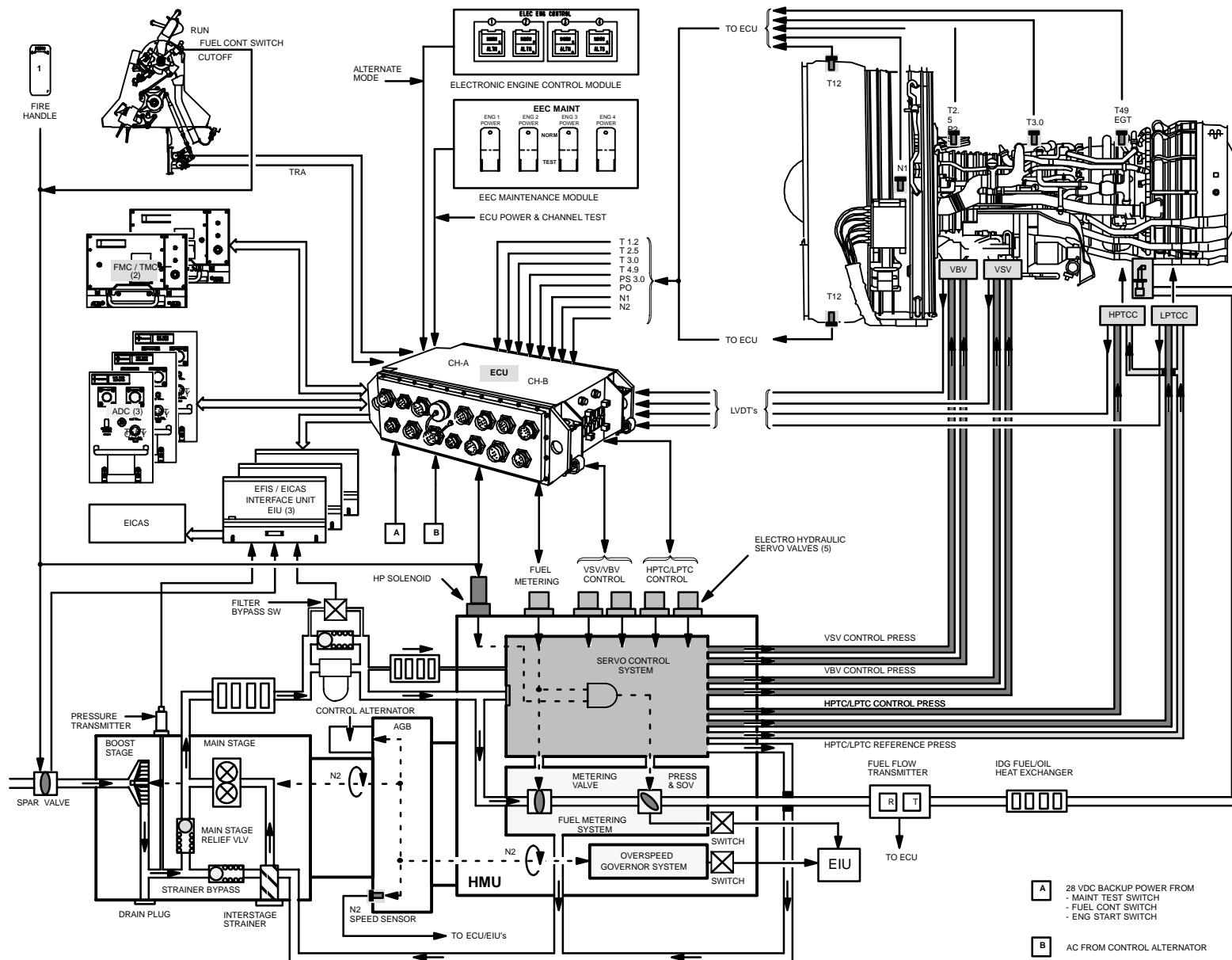


Figure 31 Secondary Fuel System Basic Schematic



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

**ENGINE
SECONDARY FUEL SYSTEM**

**Lufthansa
Technical Training**
**B747-430
B2/12M/12E
73-20**
REFER TO A3 PAGE

Figure 32 Secondary Fuel System Schematic

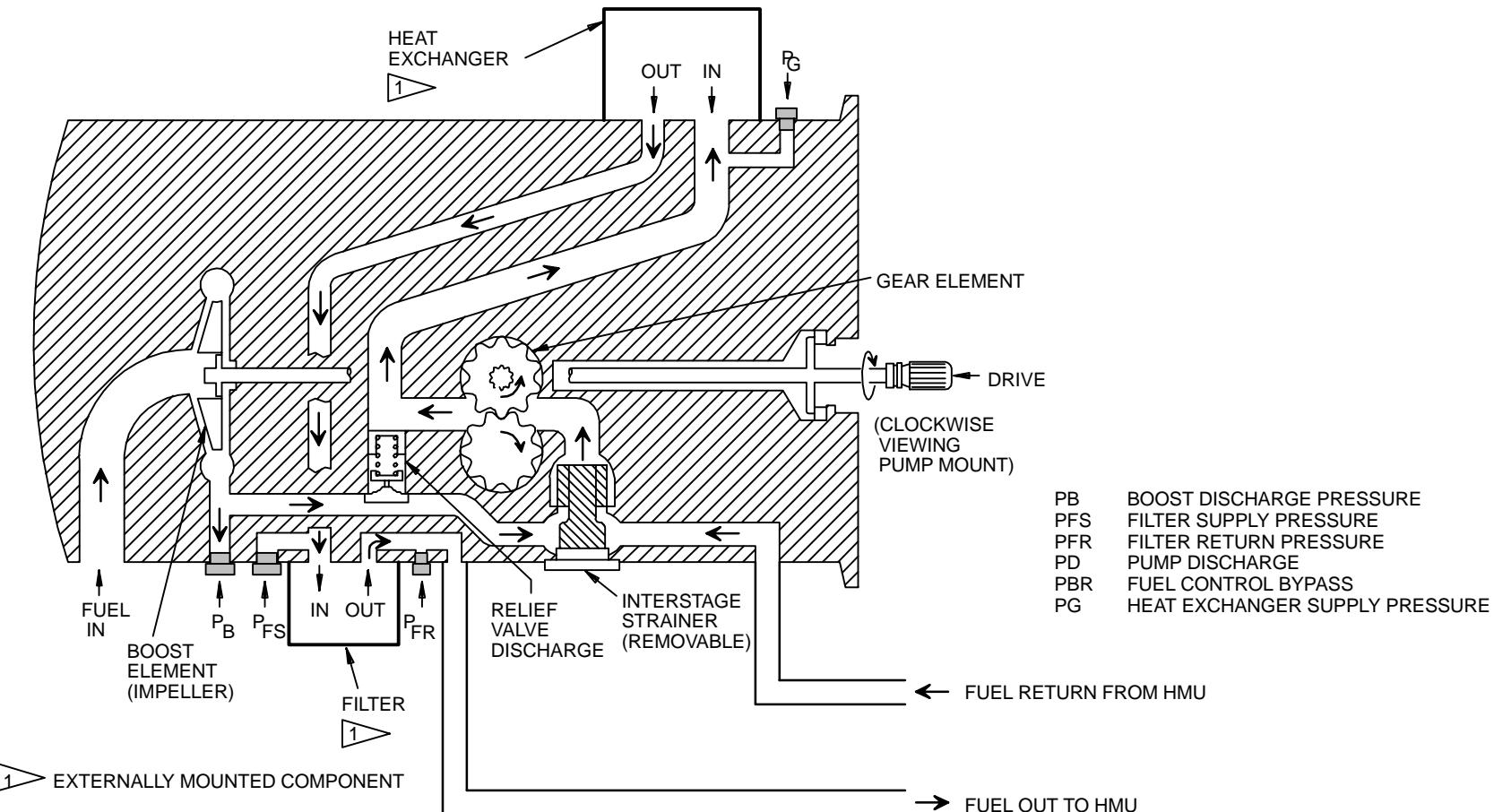


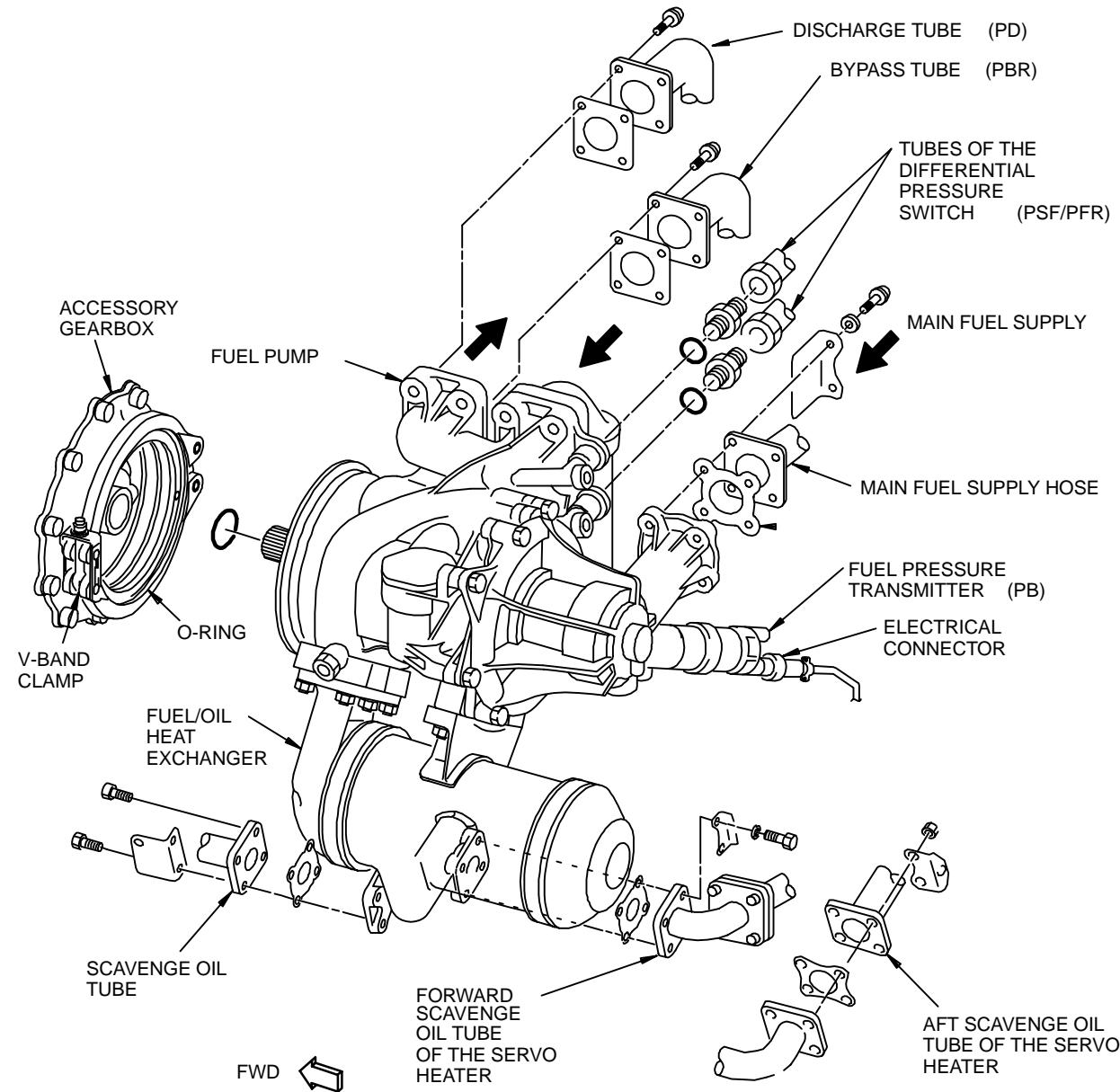
FUEL PUMP

Die Hauptkraftstoffpumpe erhält Kraftstoff vom Primary Fuel System (ATA 28). Sie erhöht N2 Drehzahlabhängig den Druck in der:

- Centrifugal Boost Stage auf ca. 150 PSI
- Main (High Pressure) Stage auf ca. 1500 PSI.

Der Druck der Centrifugal (Boost) Stage wird durch den Fuel Pressure Transmitter gemessen und auf der PERFORMANCE MAINTENANCE PAGE angezeigt. Der Interstage Strainer filtert den Kraftstoff der Boost Stage und den Return Flow aus der HMU (Hydro Mechanical Unit). Das Main Stage Relief Valve begrenzt den Druck der Main Stage Gear Pump auf ca. 1500 PSI.



**Figure 33 Main Fuel Pump Installation**



HYDRO MECHANICAL UNIT (HMU)

Die HMU ist ein Hydromechanischer Regler, dessen Steuerung mit Ausnahme der **OVERSPEED PROTECTION** vollständig von der **Electronic Control Unit** (ECU) durchgeführt wird. Das Umwandeln der elektrischen Steuerbefehle der ECU in hydraulische Regelsignale erfolgt über **Elektro Hydraulic Servo Valves** (EHSV). Diese steuern über das Servo Control System folgende Untersysteme

- **Fuel (Metering) Control**
- **Compressor Control** - bestehend aus :
 - Variable Bleed Valves (VBV)
 - Variable Stator Vanes (VSV)
- **Turbine Clearance Control** - bestehend aus :
 - High Pressure Turbine Clearance Control (HPTCC)
 - Low Pressure Turbine Clearance Control (LPTCC)

Die Ansteuerung des Pressurization and Shutoff Valve erfolgt durch Steuern von Servo Pressure über das HP Fuel Solenoid durch

- den Fuel Control Switch (P5)
- das Fire Handle (P8).

Der **OVERSPEED PROTECTION** Mechanism verhindert bei Steuerfehlern im Fuel Metering Control System ein Überschreiten der N2 Drehzahl (**maximal 112.5% N2**). Der Overspeed Protection Mechanism arbeitet nur Hydro-Mechanisch und unabhängig von der Steuerung der ECU. Er begrenzt die N2 Drehzahl auf **113.4% N2** und wird bei jedem Engine Start (mittels Overspeed Test Switch innerhalb der HMU) auf Funktionsfähigkeit überprüft.

Bei Fehlern im Overspeed Protection System erscheint die STATUS Message:

ENG (X) OVSPD GOV

An der Hydro Mechanical Unit sind keine wartungsseitigen Einstellmöglichkeiten vorhanden.

FUEL FILTER

Der Fuel Filter filtert den Hochdruck-Kraftstoff vor dem Eingang zur HMU. Er besteht aus

- einem nicht wiederverwendbaren Filterelement
- einem Bypass Relief Valve, das bei Verschmutzung des Filterelements den Kraftstoff ungefiltert zur HMU lässt.

Das Fuel Filter Element wird von einem Filter Differential Pressure Switch überwacht.

ENGINE CONTROL UNIT (ECU)

Die ECU ist die zentrale elektronische Regeleinheit zur Steuerung der wesentlichen Triebwerksfunktionen. Sie stellt unter anderem Steuersignale bereit für

- | | |
|--------------------------|----------|
| • Fuel Metering Control | → ATA 73 |
| • Ignition System | → ATA 74 |
| • Engine Air Systems | → ATA 75 |
| • Engine Control Syszem | → ATA 76 |
| • Indication | → ATA 77 |
| • Thrust Reverser System | → ATA 78 |
| • Start System | → ATA 80 |

Die ECU ist Hauptbaugruppe des **FADEC** Systems (**Full Authority Digital Engine Control**) und besteht aus 2 voneinander getrennten Kanälen (A & B) von denen immer nur ein Kanal den gesamten Motor steuert ("**Channel-in-Command**"). Der andere Kanal bleibt in Standby. Bei jedem Engine Start sowie bei Fehlern im jeweils aktiven Kanal wechselt der "Channel-in-Command".

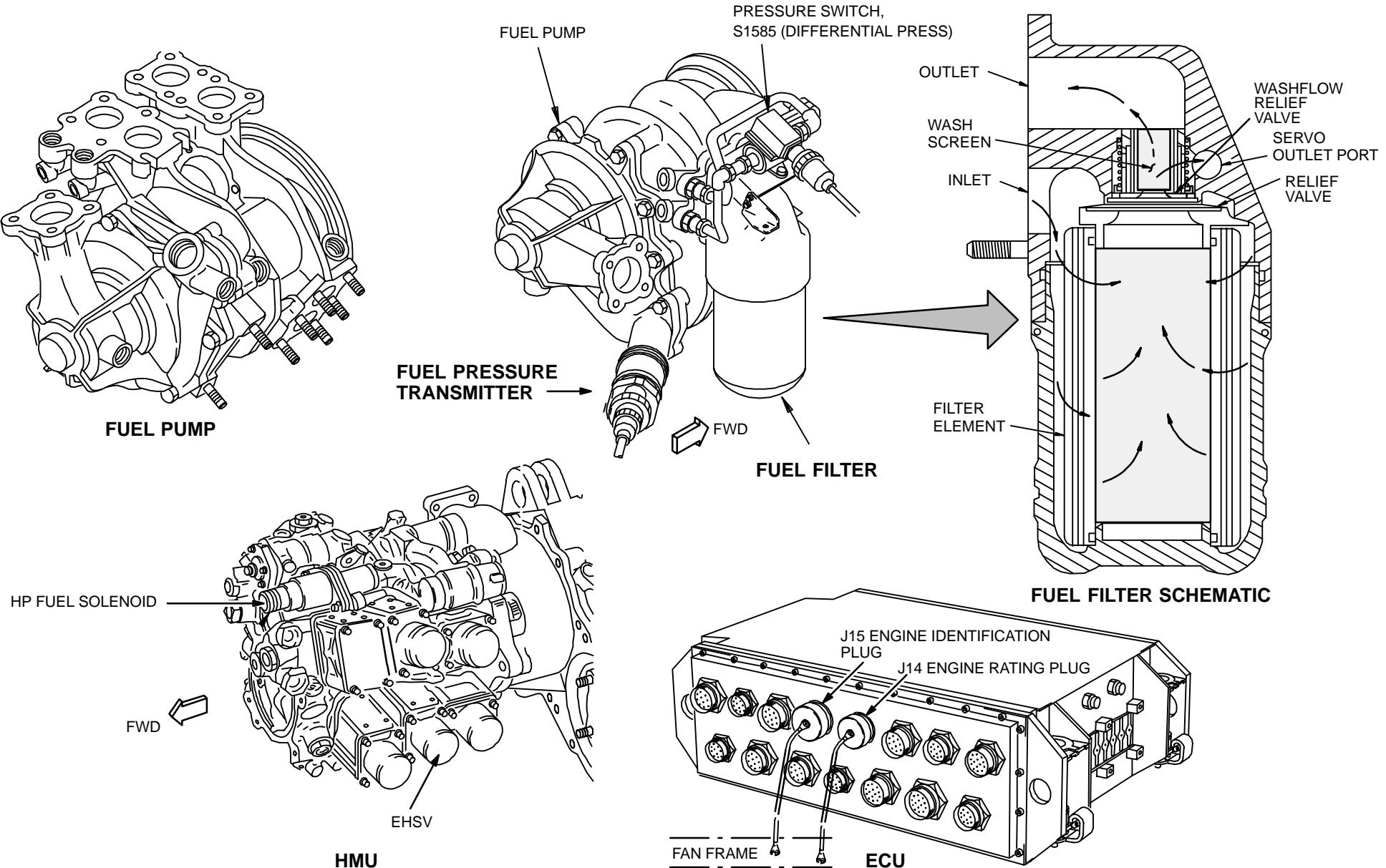


Figure 34 Fuel System Components



FUEL OIL HEAT EXCHANGER

Der Fuel Oil Heat Exchanger

- ermöglicht einen Wärmeaustausch zwischen dem Engine Scavenge Oil (Rücklauföl) und dem ungeregelten Hochdruckkraftstoff.
- liegt flußmäßig zwischen Hochdruckkraftstoffpumpe und Fuel Filter.
- enthält ein Differenzdruckventil, welches bei sehr kaltem oder verschmutztem Öl (bei ca. 85-100 PSI) öffnet (Bypass Relief).

Da das Öl mit Hochdruckkraftstoff (max 1500PSI) gekühlt wird, ist eine interne Leckage im Fuel Oil Heat Exchanger sehr kritisch, weil in diesem Falle eine Kontaminierung des Öls mit Kraftstoff erfolgt (Fuel-in-Oil).

SERVO FUEL HEATER

Der Servo Fuel Oil Heat Exchanger erwärmt einen Teil des aus dem Hauptkraftstofffilter abgezweigten Kraftstoffes (Servo Fuel) um Eisbildung und daraus resultierende Regelstörungen in der HMU zu verhindern. Er

- liegt flußmäßig zwischen Kraftstofffilter und HMU
- ist funktionsgleich mit dem Fuel Oil Heat Exchanger, hat jedoch eine geringere Kapazität.
- beinhaltet *ein druck-und temperaturgesteuertes Bypass Valve, das bei kaltem Öl den Öffnungswert (von ca. 60-100 PSI) erhöht, bei sehr heißem Öl das Bypass Valve ganz öffnet*, um eine Überhitzung des Servo Fuels zu verhindern.

IDG FUEL OIL HEAT EXCHANGER

Der IDG Fuel Oil Heat Exchanger

- kühlte das IDG (Integrated Drive Generator) Getriebeöl (s. ATA 24-00)
- benutzt als Kühlmedium geregelten Kraftstoff aus der HMU.
- liegt flußmäßig zwischen dem Fuel Flow Transmitter und den Fuel Nozzles.

FUEL MANIFOLD

Der Fuel Manifold

- leitet den geregelten HMU Kraftstoff zu den insgesamt 30 Kraftstoffbrennern (Fuel Nozzles).
- besteht aus 2 (180°) Leitungssegmenten, die jeweils 15 Kraftstoffbrenner versorgen.
- ist im Bereich jeder Fuel Nozzle-Verschraubung mit einer Leckagesicherung versehen (Fuel Shroud).

DRAIN MANIFOLD

Der Drain Manifold

- nimmt eventuelle Kraftstoff-Leckagen aus den Verschraubungen der 30 Kraftstoffbrenner auf und leitet sie über das Drain Module nach Overboard ab.
- ist parallel zum Fuel Manifold verlegt.

COMBUSTION CHAMBER DRAIN VALVE

Das Combustion Chamber Drain Valve

- ermöglicht ein Ablassen von Restkraftstoff oder anderen eingedrungenen Flüssigkeiten aus dem Compressor Rear Frame bzw. Brennkammer-System.
- ist federbelastet offen
- wird beim Anlassen des Triebwerkes durch Brennkammerdruck (CDP) bei ca. 17 PSI geschlossen.

Engine Secondary Fuel System

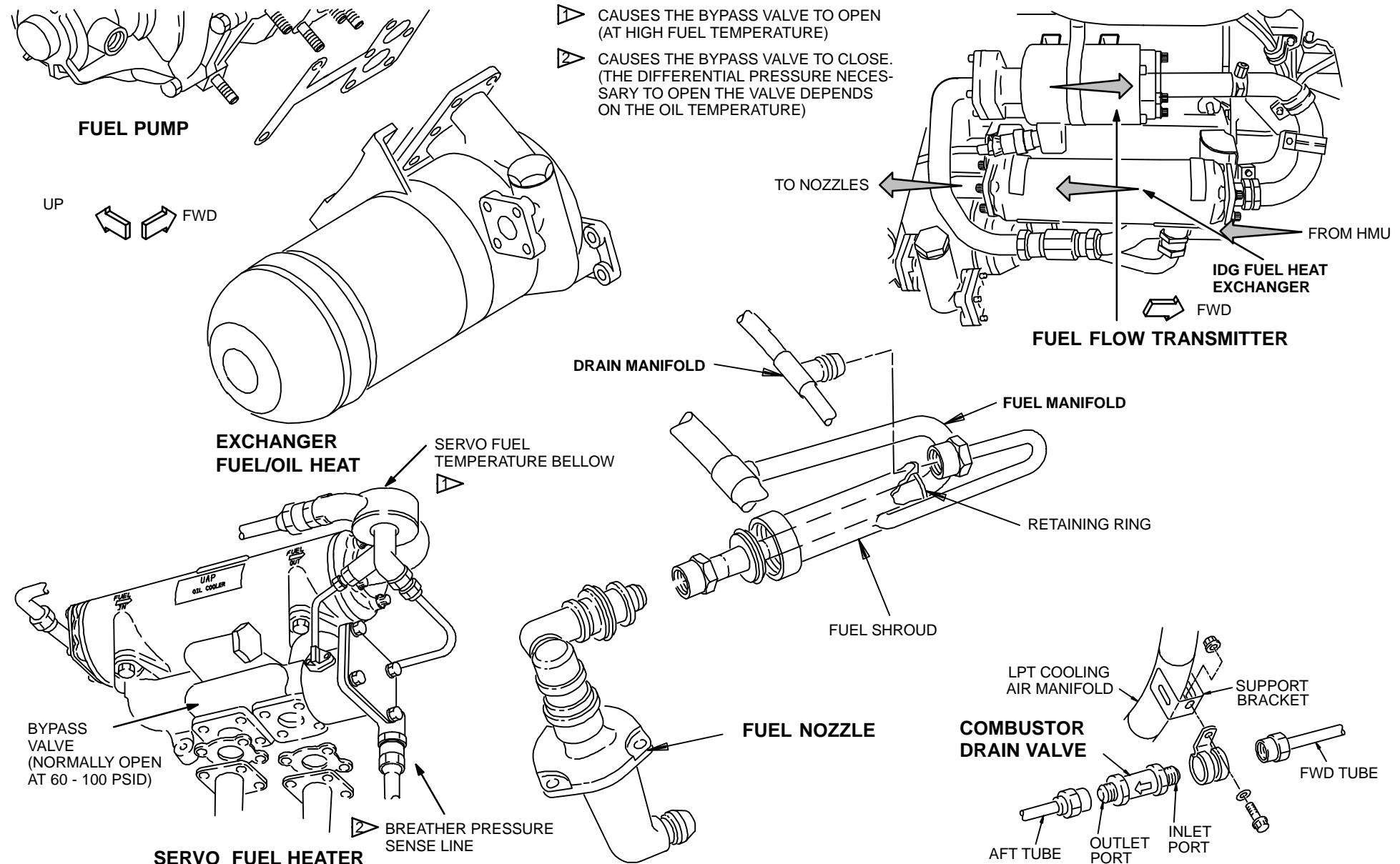


Figure 35 Fuel System Components



FUEL NOZZLES

Der geregelte Kraftstoff wird über 30 Dual Flow Nozzles mit Primary and Secondary Flow Path in die Brennkammer eingespritzt.

Es sind:

- 28 Standard Nozzles (Position 1-14 und 17-30)
- 2 Pilot Light Nozzles (Position 15 und 16)

im Compressor Rear Frame installiert.

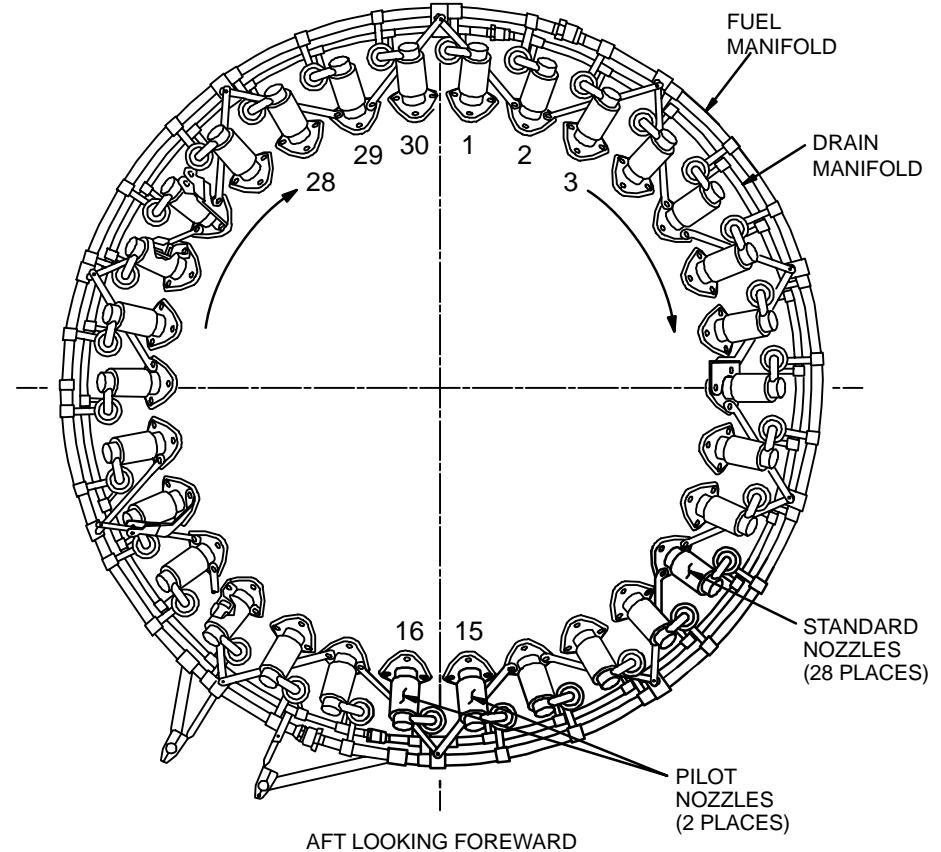
Die Standart Nozzles sind mit einem "SILVER BAND", die Pilot Llight Nozzles mit einem "BLUE BAND" zur Identifizierung gekennzeichnet.

Die Pilot Light Nozzles haben eine größere Durchflußkapazität und einen anderen (vergrößerten) Absprühwinkel, um einen Fackel- bzw. Zündflamm-Effekt zu erzeugen. Sie sind in 06:00 Uhr Position eingebaut.

Die Nozzles enthalten je ein

- Inlet Check Valve, das bei ca. **20** PSID die "Primary Flow Passage" öffnet, bzw. ein Rückströmen von PS3 Pressure in das sekundäre Kraftstoffsystem verhindert.
- Flow Divider Valve, das bei ca. **250** PSID die "Secondary Flow Passage" öffnet.

FUEL NOZZLE ARRANGEMENT



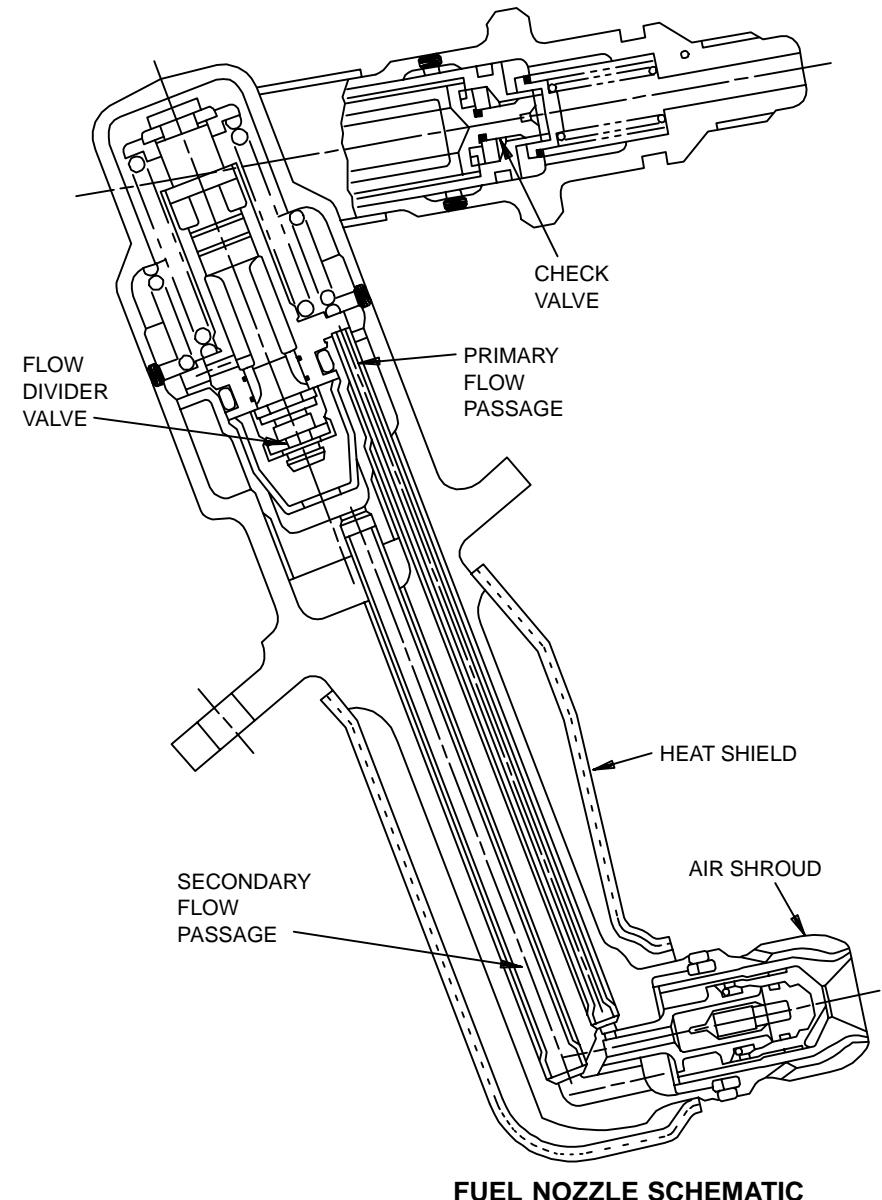
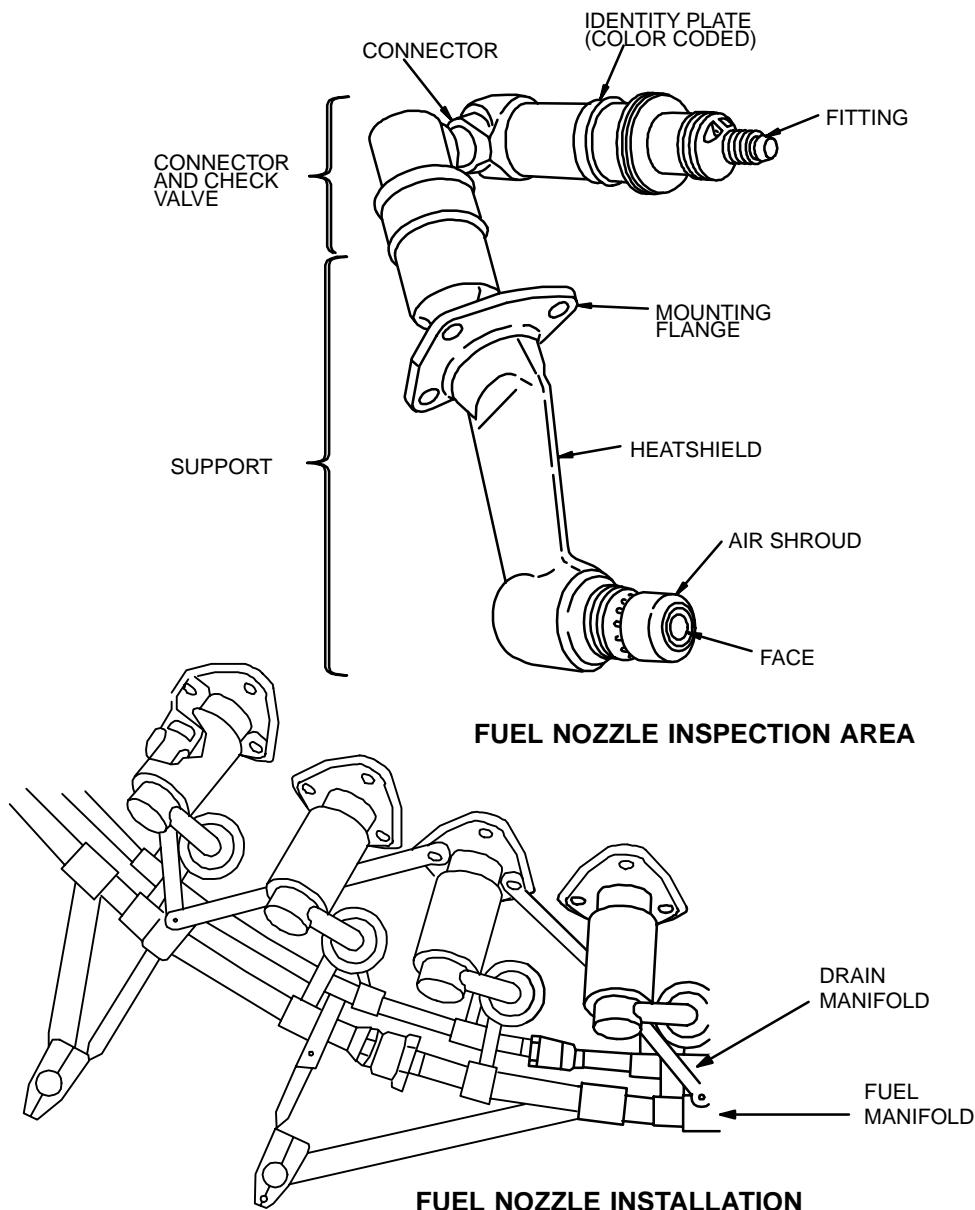


Figure 36 Fuel Nozzle Details



SECONDARY FUEL SYSTEM INDICATION

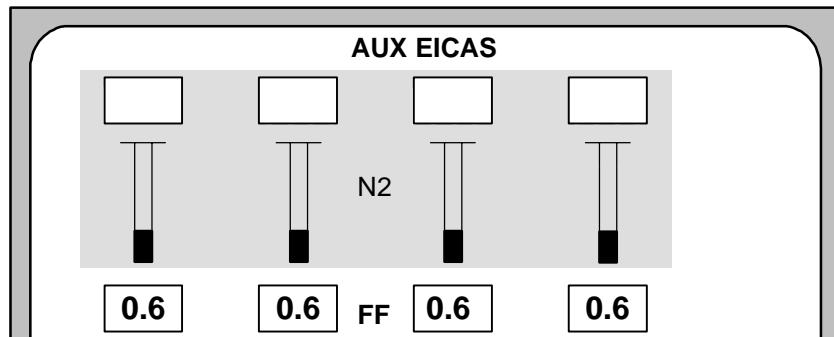
Fuel Indication System

Das Fuel Indication System stellt alle EICAS Anzeigen des Secondary Fuel Systems zur Verfügung. Folgende Parameter werden überwacht.

- Fuel Flow
- Fuel Pressure
- Fuel Filter Bypass.

Folgende Anzeigen stehen zur Verfügung:

- **FUEL FLOW** (100 kg/h Auflösung)



- **FUEL FLOW** (10 kg/h Auflösung) & **FUEL PRESSURE**

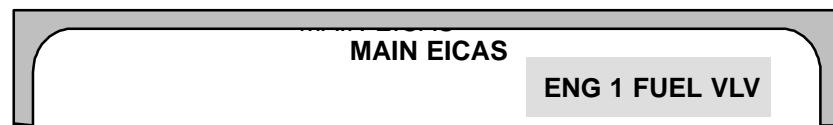
PERFORMANCE MAINT PAGE									
TRU TRK 340		LAT -15.1		GROSS WT 287.6					
SAT+12.0		CAS 245		TAT+12.0					
OIL									
70	70	PRESS	70	70	90.3	90.3	N1 MAX	90.3	90.3
80	80	TEMP	80	80	37.0	37.0	N1CMD	37.0	37.0
18	18	QTY	18	18	37.0	36.9	N1	36.9	37.0
A	B	VIB	B	A	350	765	EGT	350	350
1.2	1.2	FAN	1.2	1.2	65.4	65.3	N2	65.4	65.4
1.3	1.3	LPT	1.3	1.3	0.61	0.60	FF	0.61	0.61
1.0	1.0	N2	1.0	1.0	86	85	FP	86	86

Aus dem secondären Kraftstoffsystem wird lediglich eine EICAS (Alert) Message gesendet (Level C Advisory). Sie tritt auf, wenn sich zwischen dem

- **Fuel Control Switch** und **Pressurizing & Shutoff Valve** (HPSOV) oder **Fuel Control Switch** und **Fuel Spar Valve**
- **Fire Handle** und **Pressurizing & Shutoff Valve** (HPSOV) oder **Fire Handle** und **Fuel Spar Valve**

ein "DISAGREE" ergibt. Das MAIN EICAS lässt **keine** Unterscheidung zu, welches der beiden Ventile die Message verursacht hat.

ALERT MESSAGE



Auf der Status Page lässt sich ablesen, welcher der beiden oben genannten möglichen Disagrees aufgetreten ist.

Bei einer Filterverschmutzung, bzw. einem drohenden (Impending) Filter Bypass wird die Message

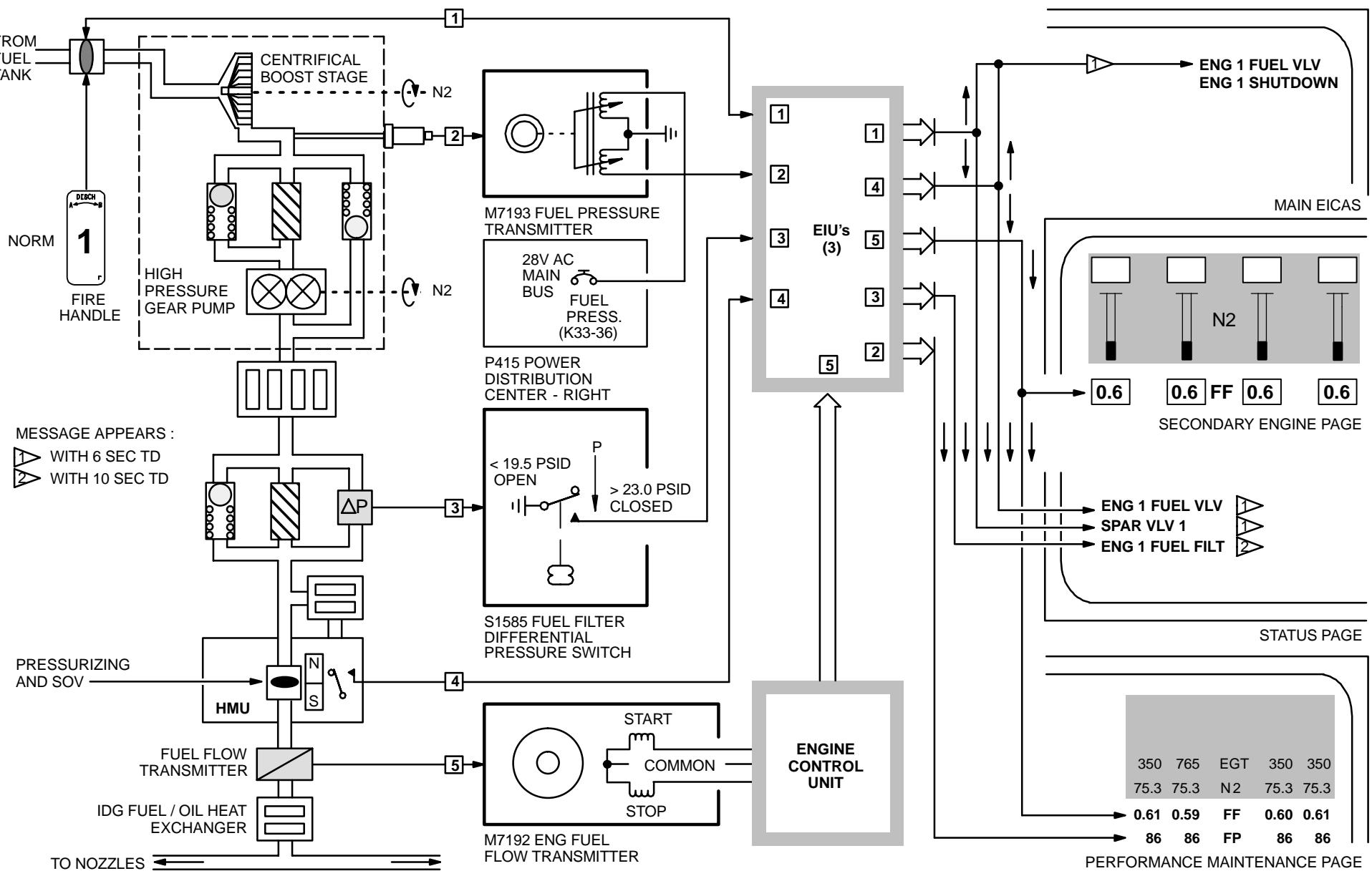
ENG (X) FUEL FILT

generiert. (X = Engine Position).

STATUS MESSAGES

ENG 1 FUEL VLV
FUEL SPAR VLV 1
ENG 1 FUEL FILT

STATUS PAGE

**ENGINE
SECONDARY FUEL SYSTEM**

Figure 37 Fuel System Indication



FUEL INDICATION COMPONENTS

FUEL PRESSURE TRANSMITTER

Der Fuel Pressure Transmitter mißt den Boost Stage Pressure der zwei-stufigen Engine Driven Fuel Pump.

- Das System arbeitet Induktiv und benötigt 28 VAC Referenzspannung aus dem Bordnetz.
- **Die Fuel Pressure Indication steht ausschließlich nur auf der Performance Maintenance Page zur Verfügung.**

FUEL FLOW TRANSMITTER

Der Fuel Flow Transmitter mißt die von der Hydromechanical Unit (HMU) geregelte Kraftstoffmenge, die zu den Fuel Nozzles gelangt. Er wandelt die durchgesetzte Masse Kraftstoff / Zeiteinheit (KG/H) in proportionale elektrische Signale um, die in der ECU digitalisiert und über die EIU's auf

- dem AUX EICAS Engine Display in Kg x 1000 (Tonnen) / Stunde mit einer Auflösung von **100** Kg/h
- auf der Performance Maintenance Page in Kg x 1000 (Tonnen) / Stunde mit einer Auflösung von **10** Kg/h.

angezeigt werden. Das System arbeitet fremdspannungsunabhängig. Für eine FF- Anzeige muß aber die **ECU** stromversorgt sein.

Der normale Anzeigebereich liegt zwischen 0 und 14.500 KG/H.

Der Fuel Flow Transmitter ist flußmäßig zwischen der HMU und dem IDG Fuel Oil Heat Exchanger installiert.

FUEL FILTER BYPASS WARNING SWITCH

Der Fuel Filter Differential Switch mißt den Differenzdruck über dem Fuel Filter Element. Der Schalter ist normalerweise offen. Bei zunehmender Verschmutzung oder Vereisung (Dela P > 23 PSI) wird er geschlossen und erzeugt die Level D Status Message

ENG(X) FUEL FILT

Das Fuel Filter Bypass Valve selbst öffnet jedoch erst bei einem Differenzdruck von > 35 PSID.

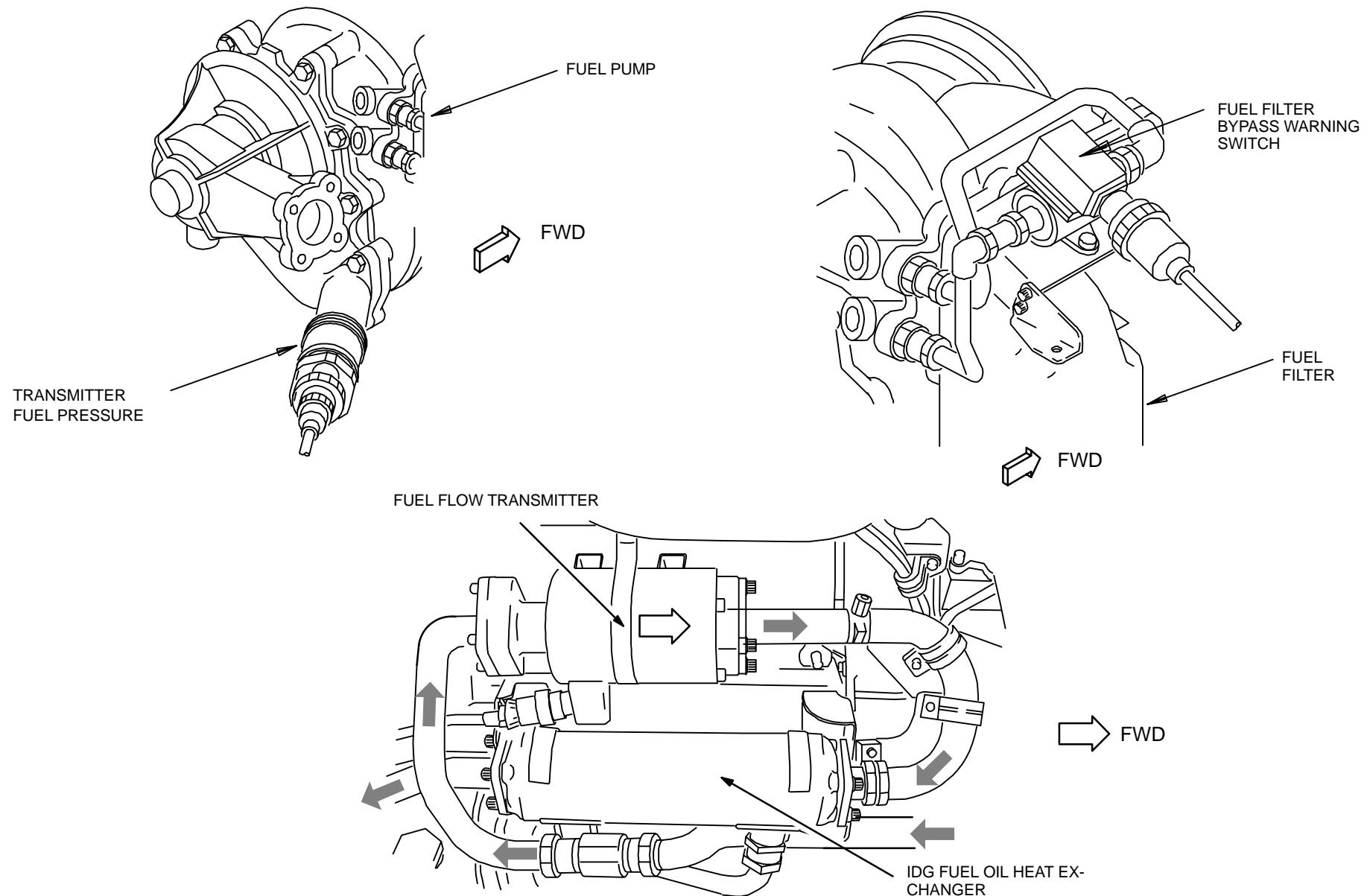


Figure 38 Fuel Indication Components



FUEL CONTROL

HYDRO MECHANICAL UNIT (HMU)

Description

Die HMU ist ein Hydromechanischer Regler, dessen Steuerung mit Ausnahme der **OVERSPEED PROTECTION** vollständig von der **Electronic Control Unit** (ECU) durchgeführt wird. Das Umwandeln der elektrischen Steuerbefehle der ECU in hydraulische Regelsignale erfolgt über **Elektro Hydraulic Servo Valves** (EHSV). Diese steuern über das **Servo Control System** folgende Untersysteme

- **Fuel (Metering) Control** (EHSV)
- **Compressor Control**, bestehend aus
 - Variable Bleed Valves (VBV) (EHSV)
 - Variable Stator Vanes (VSV) (EHSV)
- **Turbine Clearance Control**, bestehend aus
 - High Pressure Turbine Clearance Control (HPTCC) (EHSV)
 - Low Pressure Turbine Clearance Control (LPTCC) (EHSV)

Die HMU enthält den hydromechanischen Teil der Kraftstoff-Regeleinheit. Sie ist an der rechten, vorderen Seite der Accessory Gearbox an einem Mounting Adapter installiert. Ungerelter Kraftstoff aus der Hochdruck-Kraftstoffpumpe bzw. Bypass-Return Kraftstoff zum Fuel Pump Interstage Strainer wird mit Leitungen um die Accessory Gearbox herumgeführt. Die Verbindung zur HMU erfolgt über den Mounting Adapter.

Folgende Kraftstoffleitungen sind an der HMU angeschlossen:

- Fuel Inlet Line (von der Hochdruck-Kraftstoffpumpe)
- Bypass Fuel Return Line (zurück zur Hochdruck-Kraftstoffpumpe)
- Fuel Discharge Line (zu den Fuel Nozzles)
- Variable Bypass Valves (VBV) Servo Fuel Lines (2)
- Variable Stator Vanes (VSV) Servo Fuel Lines (2)
- HPTCC Valve Servo Fuel Line (1)
- LPTCC Valve Servo Fuel Line (1)
- HPTCC/LPTCC Valve Reference Pressure Line (1)

Folgende elektrischen Anschlüsse sind an der HMU vorhanden:

- **High Pressure Fuel Shutoff Valve (HPSOV) Solenoid Connector**
- ECU Channel A Connector
- ECU Channel B Connector
- Airframe Pressurizing & Shutoff Valve Indicator Switch Connector

Die HMU ist in 3 Funktionsblöcke eingeteilt:

- Servo Control
- Metering Control
- Overspeed Control (Overspeed Protection Mechanism)

Servo Control Systems

Die Servo Control Systems werden mit vorgeheiztem Kraftstoff aus dem Servo Fuel Heater versorgt. Sie erzeugen die für die Steuerung der HMU und der Servo-Systeme die notwendigen Servodrücke

- PC (Regulated Servo Pressure)
- PSF (Filtered Servo Supply Pressure)
- PCB (Regulated Body Pressure)
- PCR (Regulated Reference Pressure)

Metering Control System

Die Positionierung des Fuel Metering Valves zur

- P2 Regelung (metered Fuel)
- PRSOV Schließdruckerzeugung

wird mit PC Pressure und EHSV-Servo Pressure (PX) durchgeführt.

Ein vom Fuel Metering Valve Piston betätigtes Gestänge überträgt dessen lineare Bewegung auf ein Getriebe (Umwandlung in Drehbewegung), welches 2 **Metering Valve Position Resolvers** antreibt. Das hieraus abgeleitete Signal wird dem ECU Channel A und B als Metering Valve Position Feedback zurückgemeldet.

REFER TO A3 PAGE

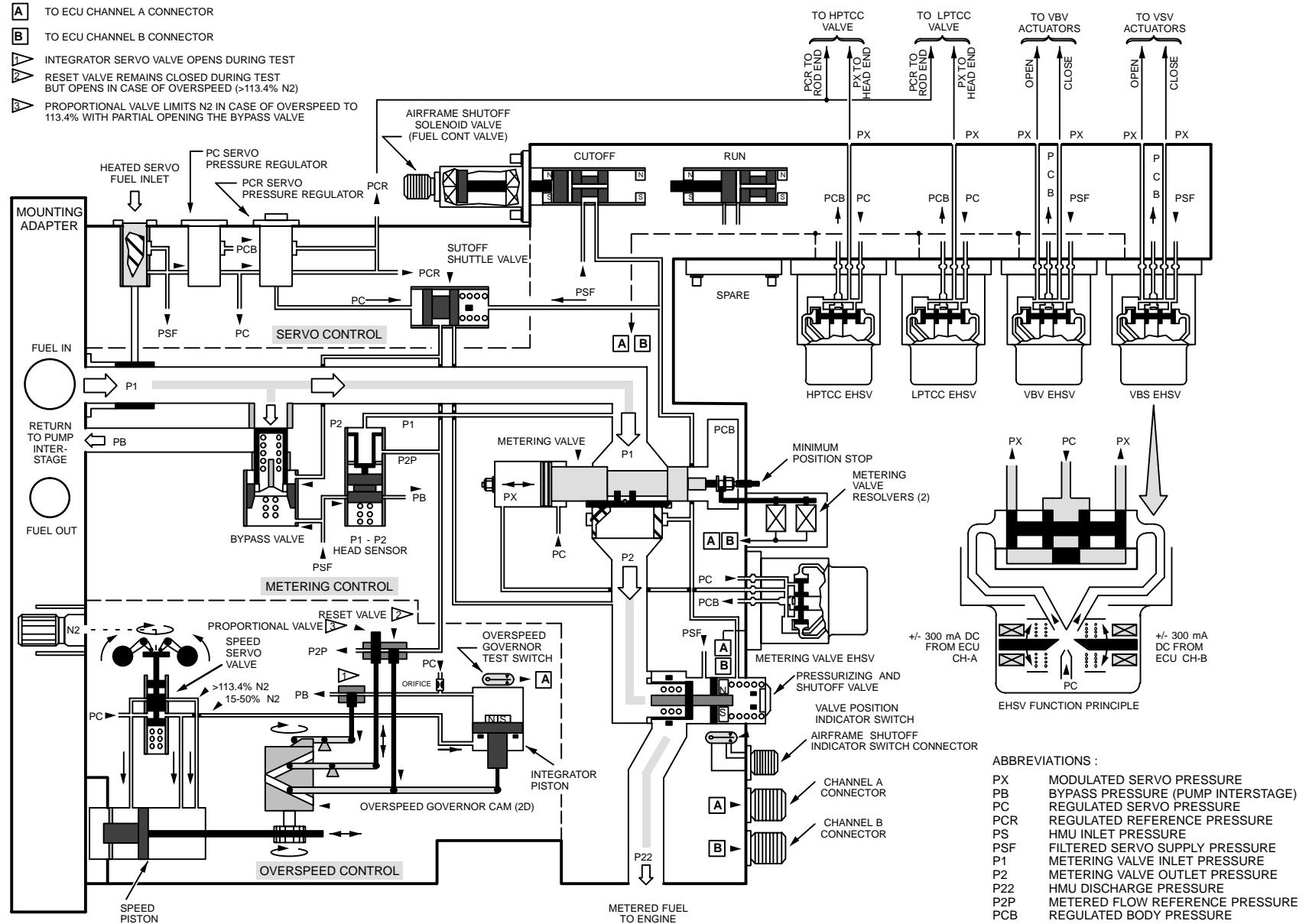


Figure 39 HMU BASIC FUNCTION SCHEMATIC



Overspeed Control System

Der **OVERSPEED PROTECTION** Mechanism verhindert bei Steuerfehlern im Fuel Metering Control System ein Überschreiten der N2 Drehzahl (**maximal 112.5% N2**). Der Overspeed Protection Mechanism arbeitet mit einem Fliehkraftregler nur Hydro-Mechanisch und unabhängig von der Steuerung der ECU. Er begrenzt die N2 Drehzahl auf **113.4% N2**. Die ECU fragt lediglich die Position des Overspeed Governors Test Switch ab.

FUNKTION (OVERSPEED):

Bei Versagen der elektronischen Drehzahlbegrenzung der **ECU** (112.5% N2) und Erreichen von 113.4% N2

- steuert der Fliehkraftregler Servo-Kraftstoff (PC) auf die Kolbenstangenseite des *Speed Pistons*.
- Dieser verursacht über das Drehen des *Overspeed Governor Cam (2D)* das Öffnen der P2P Line des *P1-P2 Head Sensors* mittel *Reset Valve*.
- Der *P1-P2 Head Sensor* lässt den Close Pressure (PSF) unter dem *Bypass Valve* teilweise ab. Der Bedarfskraftstoff (P1) wird anteilig zur Pumpe zurückgeleitet.
- Das System **regelt** jetzt mit dem *Proportional Valve* über *P1-P2 Head Sensor - Bypass Valve* **den Rückfluß zur Pumpe** so, daß die N2 Drehzahl auf 113.4% gehalten wird.

FUNKTION (TEST):

Der Overspeed Protection Mechanism wird bei jedem Engine Start zwischen **15% und 50% N2** (mittels Overspeed Governor Test Switch innerhalb der HMU) auf Funktionsfähigkeit überprüft. Zwischen 15% und 50% N2

- steuert der Fliehkraftregler Servo-Kraftstoff (PC) auf die Kolbenstangenseite des *Speed Pistons* und gleichzeitig auf die Unterseite des *Integrator Pistons*. Das *Reset Valve* bleibt durch die gegenläufige Bewegung in Position.
- Da hierdurch **keine** Ansteuerung auf *P1-P2 Head Sensor - Bypass Valve* stattfindet, wird der Anlaßvorgang durch den Overspeed Test nicht beeinflußt.

- Der Kraftstoff (PC) auf der Oberseite des *IntegratorPiston* wird während des Overspeed Governor Test ins Gehäuse abgelassen. Der *Integrator Piston* bewegt sich bis unter den *Overspeed Governor Test Switch* und betätigt diesen mittels Permanentmagnet.
- Ist der Schalter während des Tests geschlossen, wird keine Message ausgegeben, bei Fehlern im System erscheint die (Level D) STATUS Message:

ENG (X) OVSPD GOV

Erscheint die Message nach dem Engine Start, ist nach den gültigen DLH- Procedures zu verfahren, ein Dispatch ist nicht zulässig.

Electro Hydraulic Servo Valve (EHSV)

Die EHSV's wandeln elektrische Kraftstoff-Regelsignale der beiden ECU Kanäle A und B in hydraulische Servo Signale zur Steuerung der Servo Systeme um. Jedes EHSV enthält 2 unabhängige Steuerspulen. Die ECU entscheidet, mit welchem Kanal sie die EHSV's steuern will. Es ist nicht möglich beide Spulen gleichzeitig anzusteuern.

- An der Hydro Mechanical Unit sind **keine** wartungsseitigen Einstellmöglichkeiten vorhanden.

REFER TO A3 PAGE

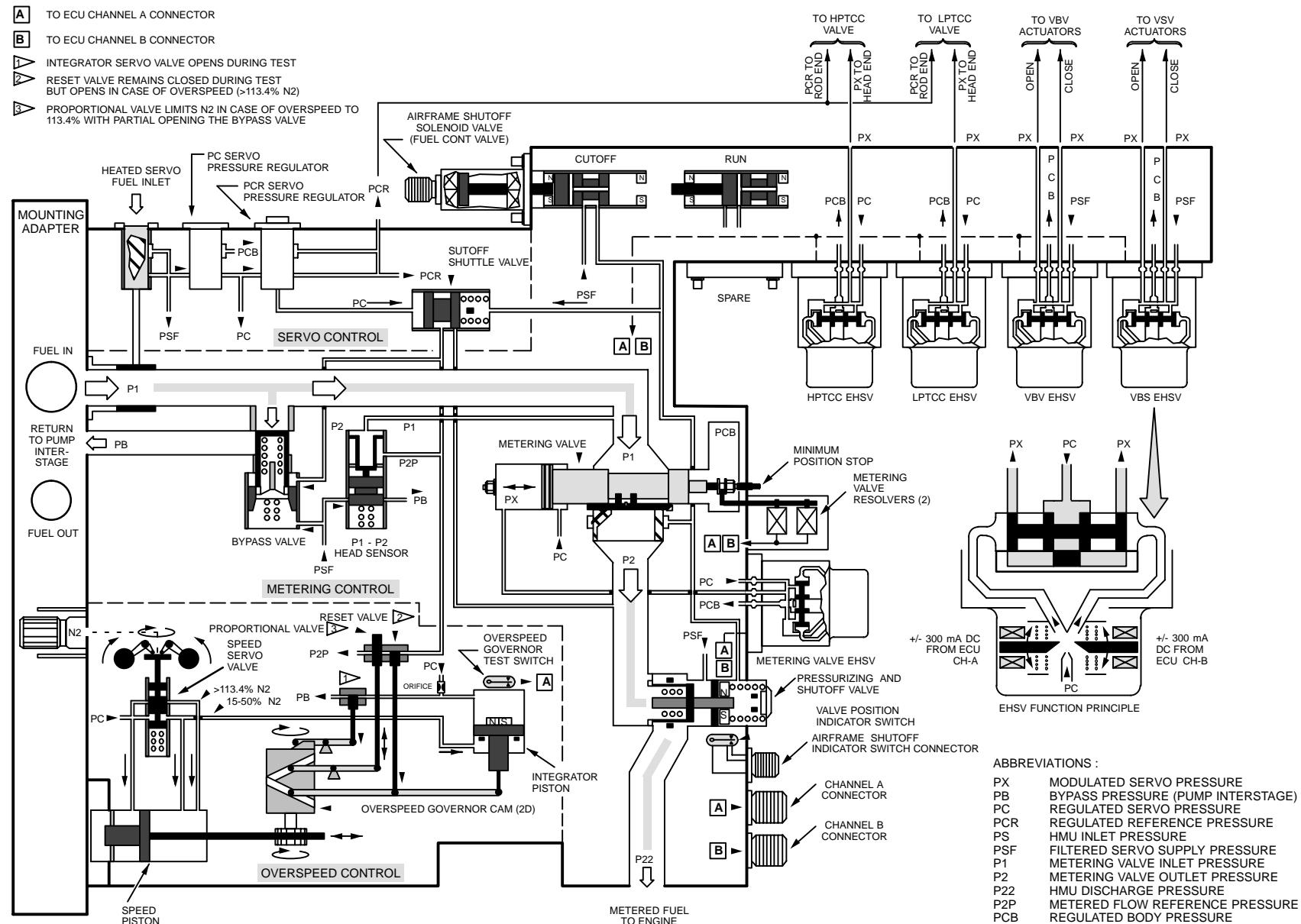


Figure 40 HMU BASIC FUNCTION SCHEMATIC



FUEL CONDITION CIRCUIT

HIGH PRESSURE SHUTOFF CONTROL

AIRFRAME SHUTOFF SOLENOID VALVE (FUEL CONT VALVE)

Die Ansteuerung des HPSOV - Solenoids erfolgt unter Umgehung der Engine Control Unit (ECU) direkt durch den :

- FUEL CONTROL SWITCH (P8) (open /close)
- ENGINE FIRE SWITCH (P5) (close)

Das HPSOV - Solenoid besteht aus 2 unabhängigen Betätigungsspulen (OPEN / CLOSE Latching Coils) und einem Ventilschieber. Ansteuerung der :

- Close Coil verursacht ein sofortiges Schließen des PRESSURIZING AND SHUTOFF VALVES (PRSOV)
- Open Coil ermöglicht das Öffnen des PRSOV's durch Druckabbau auf der CLOSE-Seite, wenn das FUEL METERING VALVE den Minimum Position Stop verlassen hat.

Die Spulen des HPSOV-Solenoids sind (abwechselnd) ständig stromversorgt, jedoch verbleibt das Ventil auch bei Stromausfall durch Dauermagnete in der Position, in die es zuletzt gesteuert wurde (Last Commanded Position).

PRESSURIZING AND SHUTOFF VALVE (PRSOV)

Aufgabe des PRSOV ist es

- den Hochdruck-Kraftstoff zur Brenner-Ringleitung abzusperren, wenn
 - durch ein flugzeugseitiges System (FUEL CONTROL SWITCH / ENGINE FIRE SWITCH) oder
 - durch die ECU (Zero Metered Fuel Demand)

diese Bedingung gefordert wird, bzw. zu Öffnen

- wenn keine der oben genannten Absperrbedingungen vorhanden sind und
- ein bestimmter minimal-Kraftstoffdruck aus der HP-Fuel Pump an den Servo-Regelkreisen zur Verfügung steht

FUNKTION

Ist kein Fuel Pressure (P1/PSF) vorhanden, wird das HPSOV durch Federkraft in der geschlossenen Position gehalten.

Wenn das HPSOV - Solenoid nach CLOSE gesteuert ist, wird bei steigendem Kraftstoff-Servodruck PSF und P1 Pressure an die CLOSE Seite des PRSOV geleitet. Das Metering Valve verläßt bei weiterer Druckerhöhung (gesteuert

durch die ECU) den Minimum Position Stop und sperrt die P1 Close Pressure Line ab. Das HPSOV verbleibt jedoch trotz ansteigendem P2 (metered Fuel Pressure) in der geschlossenen Position, solange PSF vom HPSOV zur Verfügung steht.

Wird unter diesen Bedingungen das HPSOV - Solenoid nach "RUN" gesteuert, steht kein Close-Pressure mehr zur Verfügung, der P2 Pressure öffnet das PRSOV.

HINWEIS: Die **ECU** kann das PRSOV durch Steuern des Metering Valves an den Minimum Position Stop selbst dann schließen, wenn der Fuel Control Switch in "RUN" steht, nicht aber öffnen, wenn der Fuel Control Switch nach "CUTOFF" gelegt wurde.

VALVE POSITION INDICATOR SWITCH (HPSOV)

Der Schalter (Reed Type Switch) wird durch einen im HPSOV integrierten Dauermagneten geschaltet, wenn das Ventil die CLOSE Position erreicht hat. Das Schaltsignal ist für EICAS Messages vorgesehen.

Wenn der

- FUEL CONTROL SWITCH (P8) nach CUTOFF gelegt, oder der
 - ENGINE FIRE SWITCH (P5) gezogen wurde
- erscheint (*unabhängig von der Stellung des PRSOV*) auf dem MAIN EICAS die (Level C) ADVISORY Message

ENG (X) SHUTDOWN

Ergibt sich durch einen Fehler (für mehr als 5 sec.) ein Unterschied zwischen der "Commanded" Position durch den

- FUEL CONTROL SWITCH (P8) oder den
- ENGINE FIRE SWITCH (P5)

und der aktuellen Stellung des PRSOV (Disagree), so wird *zusätzlich* auf dem MAIN EICAS die (Level C) ADVISORY Message

ENG (X) FUEL VLV

sowie die STATUS Message

ENG (X) FUEL VLV

erzeugt.

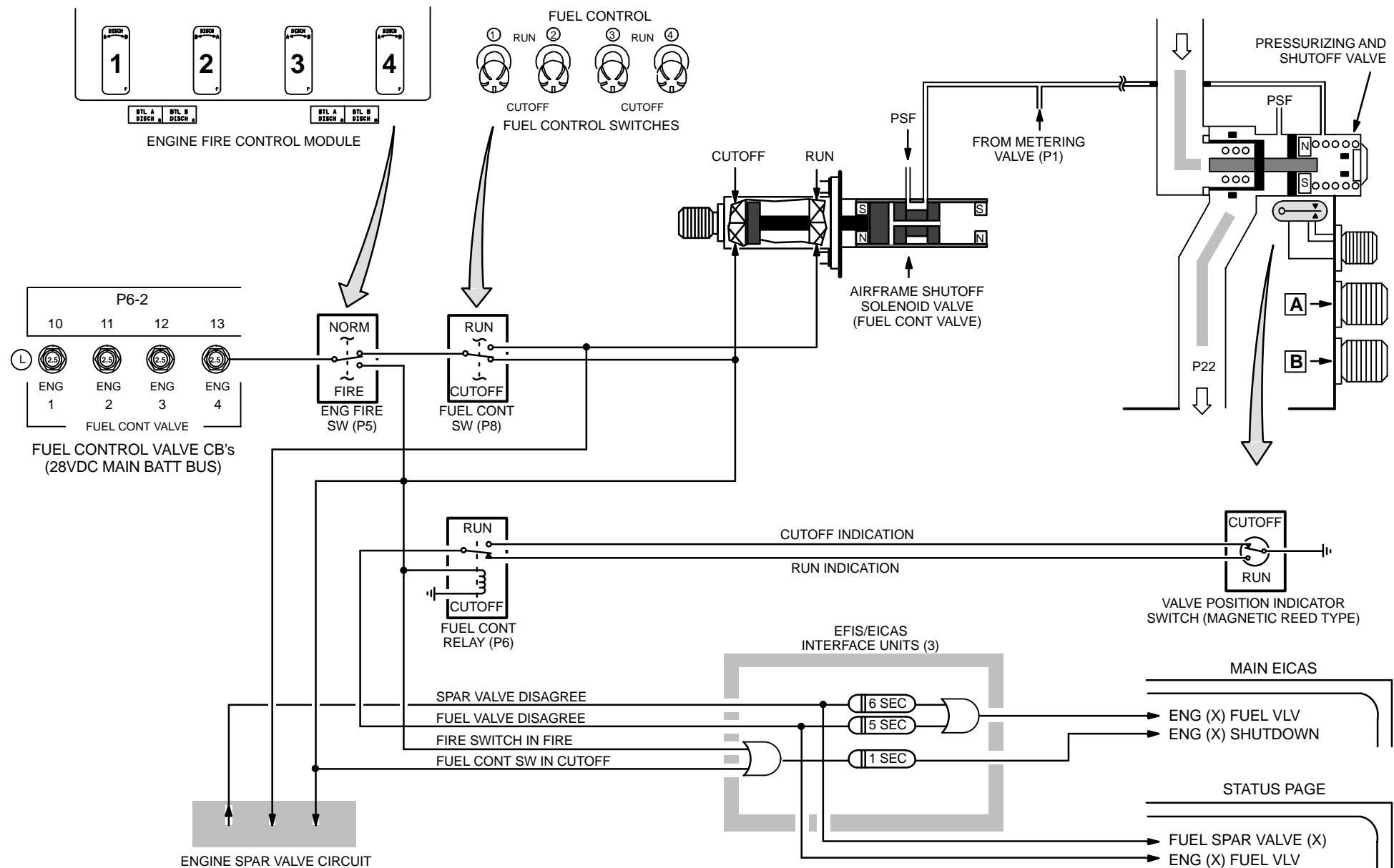


Figure 41 Fuel Conditioning Circuit



CF6-80C2B1F FADEC SYSTEM

ECU Modes

Die ECU's können in der

- **NORMAL MODE**
- **SOFT REVERSIONARY MODE**
- **HARD REVERSIONARY MODE**

betrieben werden.

- Das Umschalten von der NORMAL in die SOFT REVERSIONARY Mode erfolgt (bei bestimmten Fehlern) durch die ECU selbst.
- Das Umschalten von der NORMAL oder SOFT REVISIONARY Mode in die HARD REVERSIONARY Mode erfolgt mittels der EEC MODE SELECT (ELEC ENG CONTROL) Switches am P5.

Description

Das **Full Authority Digital Engine Control (FADEC)** System regelt zu jeder beliebigen Gashebelstellung (oberhalb von IDLE) unabhängig von :

- Außentemperatur (TAT)
- Außenluftdruck (PO/PT)

den vom Gashebel geforderten Schub.

Das normale Regelprinzip ist:
Constant Throttle = Constant Thrust.

Die von der **ECU** gemessenen Umgebungsbedingungen bewirken bei:

- steigendem Temperatur oder bei
- sinkendem Außenluftdruck

solange eine Erhöhung der N2 und somit der N1 Drehzahl, bis der (vom Gashebel geforderte) Schub erreicht ist.

ANMERKUNG:

- Bei IDLE regelt die ECU abhängig von den Umgebungsbedingungen einen konstanten 14. Stufendruck (Minimum PS3-Regelung)
- Oberhalb der FLAT RATED TEMPERATURE (32°C) kann der maximal mögliche T/O Schub nicht mehr gesetzt werden.

Befindet sich die ECU in der "**NORMAL MODE**"

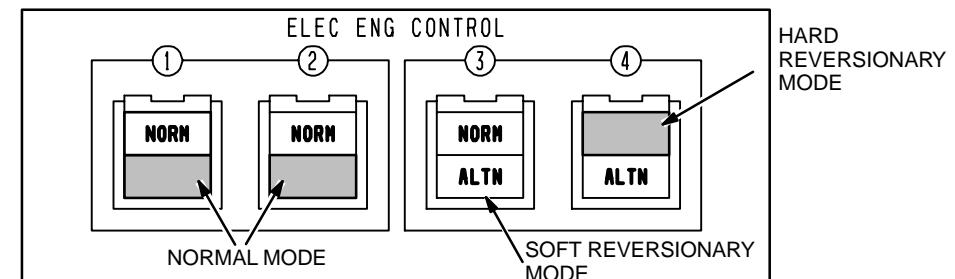
- wird bei Setzen der Gashebel auf TO (48° TLA) unabhängig von den Außenbedingungen (unterhalb der Flat Rated Temperature von 32°C) immer der gleiche TO Schub erreicht.
- begrenzt die ECU die Motorleistung in Abhängigkeit der Umgebungsbedingungen auf maximalen Take Off Thrust (N1 MAX), auch wenn der Gashebel auf > 48° gesetzt wurde.

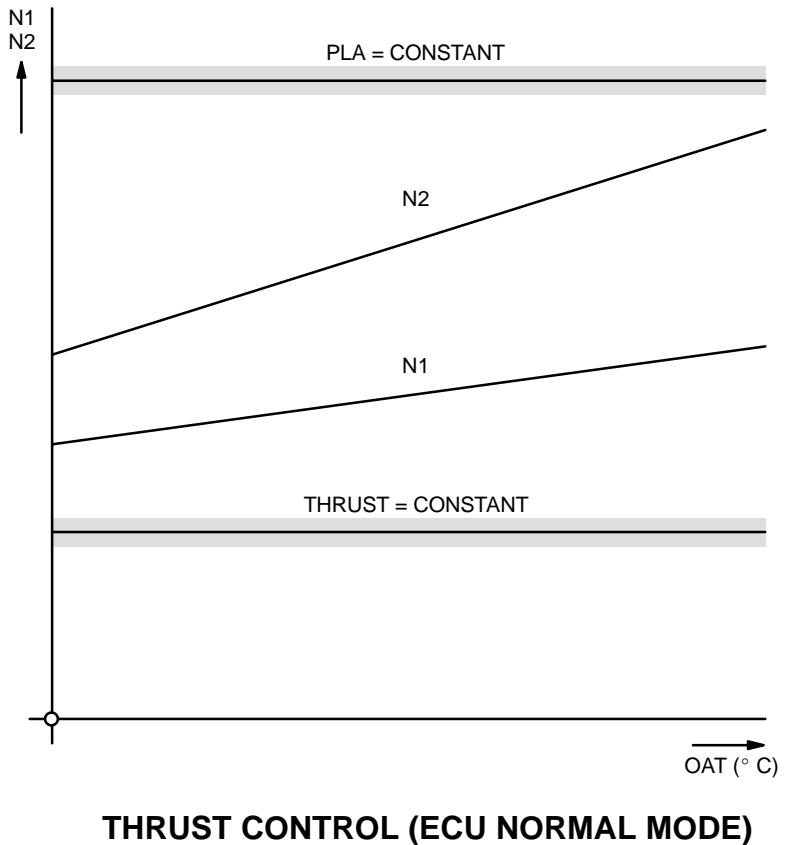
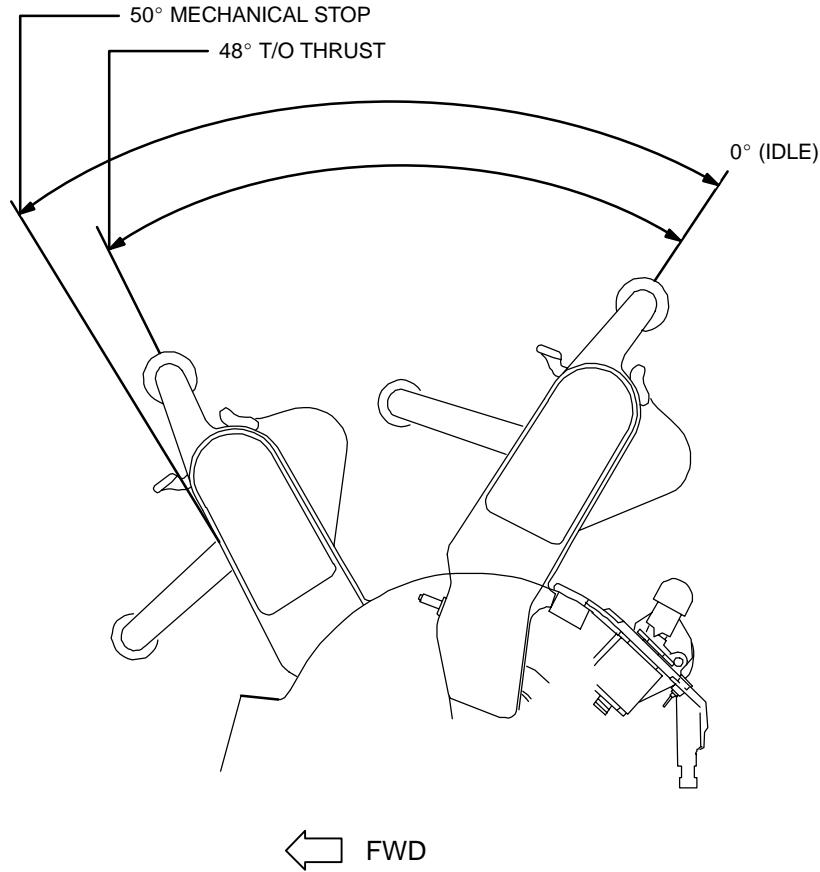
Das Umschalten der ECU in die "**SOFT REVERSIONARY MODE**" geschieht automatisch, wenn wichtige Eingangsparameter nicht mehr zur Verfügung stehen (MACH Number (PT) aus mindestens 2 der 3 ADC's). Die ECU rechnet jetzt solange mit den zuletzt gemessenen Werten weiter, bis in die "**HARD REVERSIONARY MODE**" umgeschaltet wird.

Soll eine ECU in der "**HARD REVERSIONARY MODE**" betrieben werden, **muß** vor dem Umschalten des EEC MODE SELECT Switch nach **ALTN** der entsprechende Gashebel zurückgenommen werden um ein "Overboost" des Triebwerkes zu vermeiden. Bei anschließendem Setzen von TO Thrust wird die gewünschte Leistung mit weniger Gashebelweg (TLA) erreicht. Eine ungleiche Gashebelstellung (Throttle Stagger) kann die Folge sein.

In dieser Betriebsart wird die Schubregelung ohne Messen von Außenbedingungen nach einem internen Rechenprogramm durchgeführt.
Die Motorregelung erfolgt jetzt mit:

- **Contant Throttle = Constant N1**
- Die Take Off Begrenzung (N1 MAX) ist unwirksam.




Figure 42 TO Power Setting



ENGINE FUEL FLOW SCHEDULES

① STARTING

Der **MAX FLOW LIMIT SCHEDULE CALCULATOR** errechnet aus:

- TAT / PT / PO / T25 / PS3 / N2 (Fuel Flow Limitation)
- Ps3 / N2 Actual (Fuel Flow Demand)

bei gleichzeitiger Anwesenheit des

- ENGINE START Signals (aus dem Fuel Control System)

den Fuel Flow, der für eine definierte Anlaßbeschleunigung notwendig ist.

Jeder Anlaßvorgang bedeutet für einen Motor eine maximale Beschleunigung.

② IDLE

Wenn der Throttle Position Decoder aus der Gashebelstellung die Schubforderung "IDLE" erkennt (Schubhebel 0-2° FWD, Reverse Lever 0 - 48.5°

Reverse), sendet er ein Signal (Discrete) an den **IDLE N2 SPEED**

SCHEDULE CALCULATOR. Dieser ermittelt aus

- PO
 - TAT
 - MIN/APPROACH Idle Discrete (aus der entspr. EEC/TMC Discrete Card)
- den Kraftstoffbedarf für Minimum oder Approach Idle.

③ STEADY STATE CONTROL

Der **DIGITAL N1 GOVERNOR Calculator** errechnet aus:

- PO
- N1 Command (from Power Management)
- N1 Actual (from N1 Speed Sensor)

den Kraftstoffbedarf, der in höherem Leistungsbereich für den stabilisierten Zustand (Steady State) erforderlich ist.

④ ACCELERATION

An der Kraftstoffregelung für die Beschleunigung sind 2 Rechnerkreise beteiligt. Der **DIGITAL N1 GOVERNOR Calculator** errechnet aus:

- PO
- dem Δ zwischen N1 Command und N1 Actual

einen Kraftstoffbedarf, der ausreichen würde, das Triebwerk ohne nennenswerte Zeitverzögerung auf die gewünschte Drehzahl zu beschleunigen. Um einen hieraus resultierenden Compressor Stall sicher zu vermeiden, limitiert der **MAX FLOW LIMIT SCHEDULE CALCULATOR** durch Brechnung von

- TAT / PT / PO / T25 (F/F Limitation)
 - PS3 / N2 Actual (Acceleration Fuel Flow Demand)
- die maximale Beschleunigungs-Kraftstoffmenge (MAX. FLOW LIMIT).

⑤ DECELERATION

An der Kraftstoffregelung für die Verzögerung sind 2 Rechnerkreise beteiligt. Der **DIGITAL N1 GOVERNOR Calculator** errechnet aus:

- PO
- dem Δ zwischen N1 Command und N1 Actual

dafür das schnellstmögliche Erreichen der gewünschten Drehzahl kein Kraftstoff mehr notwendig ist. Um jedoch ein "ENGINE FLAME OUT" zu verhindern, begrenzt der **MIN FLOW LIMIT SCHEDULE CALCULATOR** die Reduzierung des Kraftstoffes durch Brechnung von

- TAT / PT / PO / T25 / PS3 / N2 (Fuel Flow Limitation)
- Ps3 / N2 Actual (Fuel Flow Demand)

auf das notwendige Mindestmaß (MIN. FLOW LIMIT).

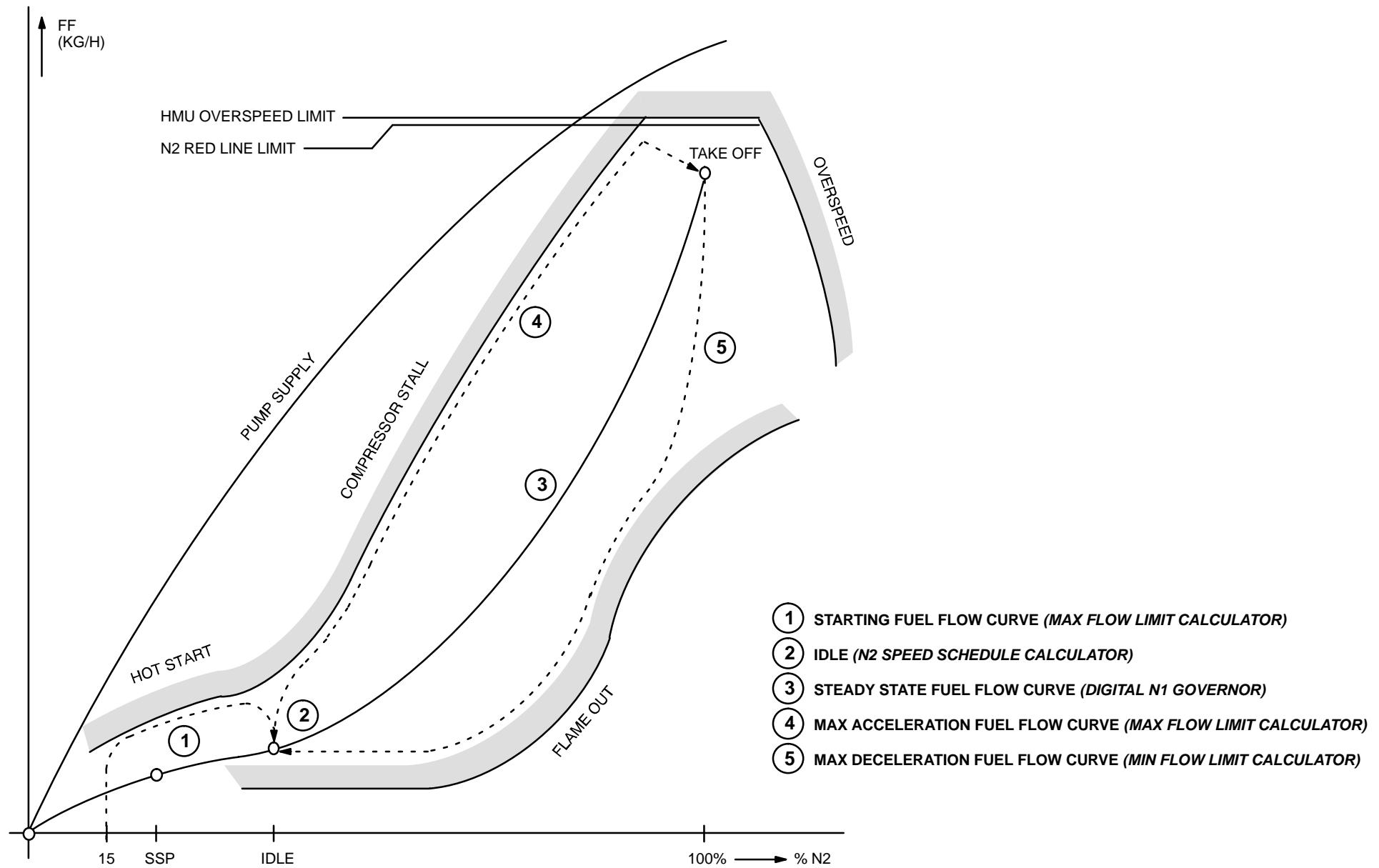


Figure 43 Engine Fuel Flow Operation Limits



SPEED SELECTION / LIMITING

N1/N2 SPEED SELECTION

Die Software im jeweils aktiven ECU Channel A oder B steuert die N1 Drehzahl folgendermaßen :

- Bei niedriger Leistung in Abhängigkeit von
 - TRA / PO / TAT
 - MINIMUM (Ground) Idle Select
 - APPROACH (FLIGHT) Idle Select
- Bei höherer Leistung in Abhängigkeit von
 - N1 Command / PO / TAT / PT
 - Bleed Status

Läuft das Triebwerk in IDLE (TLA 0-2°) ohne Belastung durch Engine Bleed Air, errechnet der IDLE/N2 Speed Schedule Calculator die MIN IDLE **N2 RPM** in Abhängigkeit von

- PO / TAT / MIN-APPROACH Idle Discrete

Wird dem Triebwerk unter diesen Bedingungen Bleed Air entnommen, sinkt der PS3 Pressure entsprechend. Der **DIGITAL N2 GOVERNOR** der ECU erhöht die IDLE N2 Drehzahl solange, bis der PS3 Pressure den ursprünglichen Wert wieder erreicht hat (Minimum PS3 IDLE-Regelung).

Ein APPROACH IDLE Command übersteuert beide Drehzahlberechnungen, die Drehzahl wird nach

- PO und
- TAT

geregelt, sodaß in Abhängigkeit von Druck (Höhe) und Temperatur immer der gleiche APPROACH IDLE Thrust erreicht wird (FLAT FLIGHT IDLE Thrust).

In allen 3 Fällen ist die Steuerung von N2 Drehzahl erforderlich. Daher ist die **N1 eine Funktion von N2.**

Bei höheren Drehzahlen errechnet und setzt die ECU diejenige Drehzahl, die erforderlich ist, um den vom Gashebel (Thrust Resolver Angle Transducer) geforderten Schub zu erzeugen (N1 Command). Jetzt ist die **N2 eine Funktion von N1.**

N1 SPEED LIMITING

Die N1 Drehzahl wird folgendermaßen limitiert:

- Bei Erreichen des N2 Redline Limits (**112.5% N2**) begrenzt die ECU durch Positionieren des Metering Valves den Fuel Flow. Die N1 kann folglich nicht weiter steigen.
- Bei völligem Versagen der elektronischen N2 Regelung begrenzt der **Overspeed Governor** die N2 auf **113.4% N2**. Ein weiteres Ansteigen der N1 ist auch hier nicht mehr möglich.
- Wenn der PS3 (*Burner Pressure*) einen Wert von **430 PSI** erreicht, begrenzt die ECU durch Positionieren des Metering Valves den Fuel Flow. Die N2 und somit die N1 kann folglich nicht weiter steigen.

SENSOR FAILURE MANAGEMENT (SCHEDULE PROTECTION)

1 Dual N1 Sensor Faults (both N1 Sensors reads low)

Messen beide ECU Channels eine N1 Drehzahl, die unter der, der geregelten N2 entsprechenden N1 liegt, schaltet die ECU auf den **N2-N1 Speed Schedule Calculator** (Hilfsrechner) um und berechnet die N1 Speed als Funktion von **N2 MAX**. Dieser Schedule liegt über dem nominalen N1 Schedule, verhindert aber sicher einen Compressor Stall.

2 Dual N1 Sensor Faults (both N1 Sensors reads high)

Messen beide ECU Channels eine N1 Drehzahl, die über der, der geregelten N2 entsprechenden N1 liegt, schaltet die ECU auf den **N2-N1 Speed Schedule Calculator** (Hilfsrechner) um und berechnet die N1 Speed als Funktion von **N2 MIN**. Dieser Schedule liegt unter dem nominalen N1 Schedule, reicht aber aus, ein FLAME OUT bei einer "Fast Deceleration" zu vermeiden.

3 Dual N1 Sensor Faults (both N1 Sensors INOP)

Fallen beide N1 Sensoren ganz aus, schaltet die ECU auf den **N2-N1 Speed Schedule Calculator** (Hilfsrechner) um. Sie berechnet(*aus der Position des Thrust Resolver Angle Transducer*) nun diejenige **N2**, die notwendig ist, um die vom Gashebel geforderte **N1** (Schub) zu erreichen.

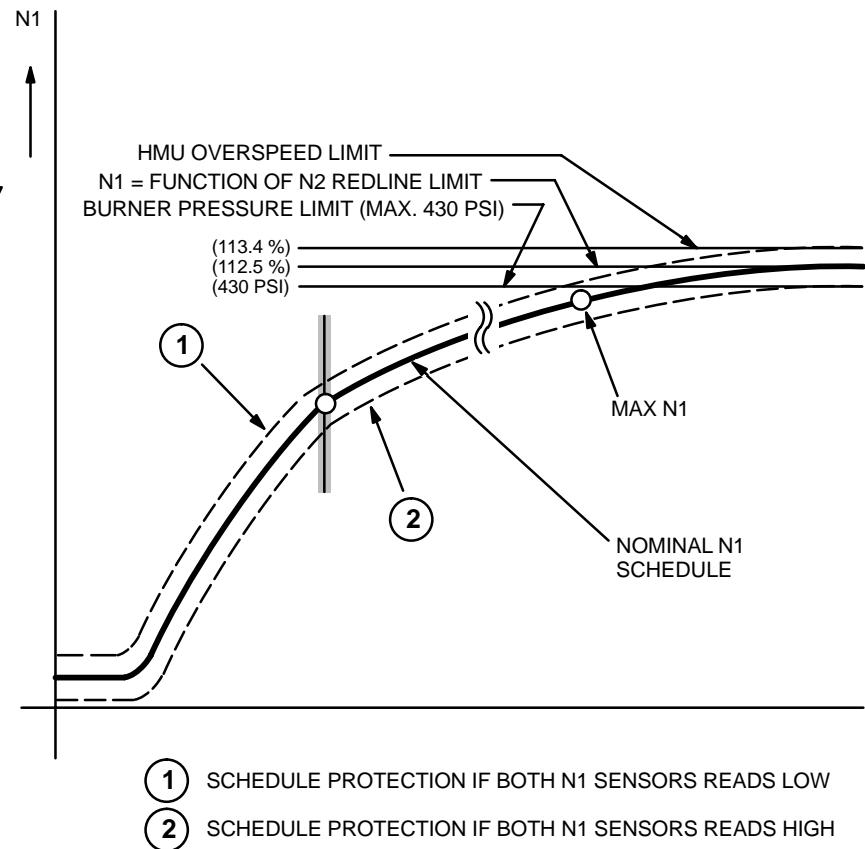
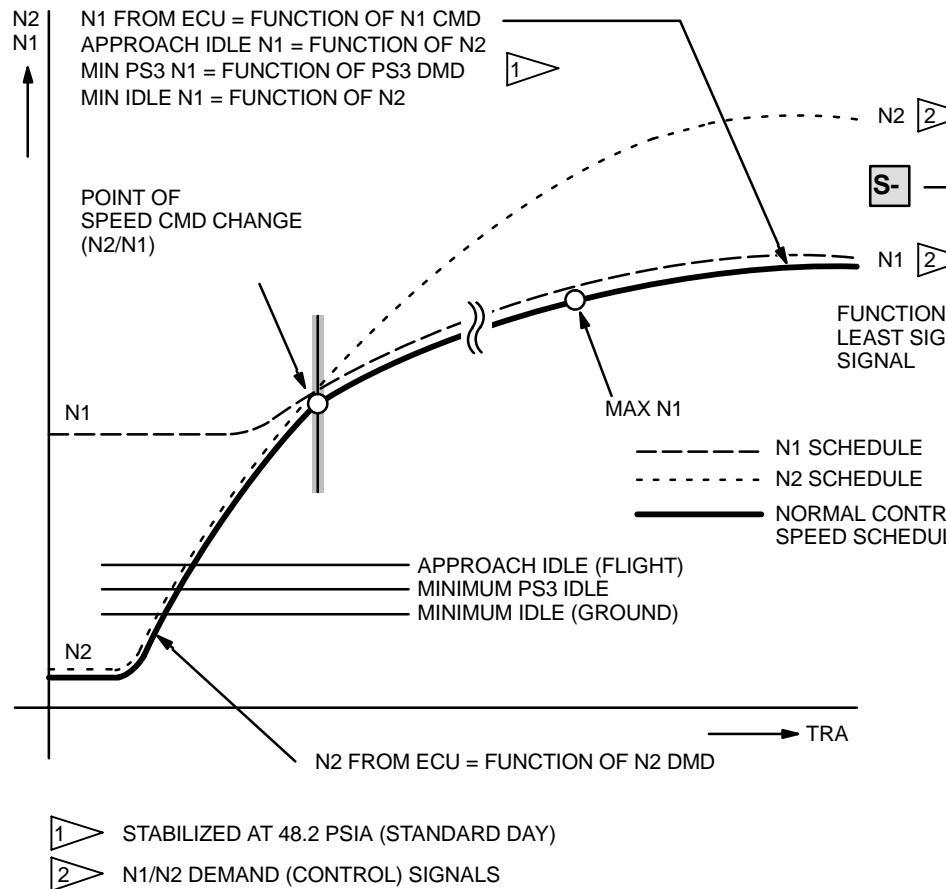


Figure 44 N1/N2 Speed Selection / Limitation



ATA 73 ENGINE FUEL AND CONTROL

73-00 GENERAL

FADEC SYSTEM

EICAS Pages

Auf dem primary EICAS Display werden

- ECU Alert Messages
- ECU Ausgangswerte

angezeigt.

Auf der STATUS Page des aux. EICAS erscheinen ECU STATUS Messages.

Auf der

- PERFORMANCE Maintenance Page und der
- ENGINE PROPULSION CONTROL SYSTEM (EPCS) Maintenance Page
 - sind alle ECU Parameter
 - in REAL TIME
 - als MANUAL Snapshot
 - als AUTOMATIC Snapshot

abrufbar.

Auf der EPCS Maintenance Page werden ausschließlich ECU-Daten zur Verfügung gestellt. Für eine Anzeige muß die entsprechende ECU stromversorgt sein.

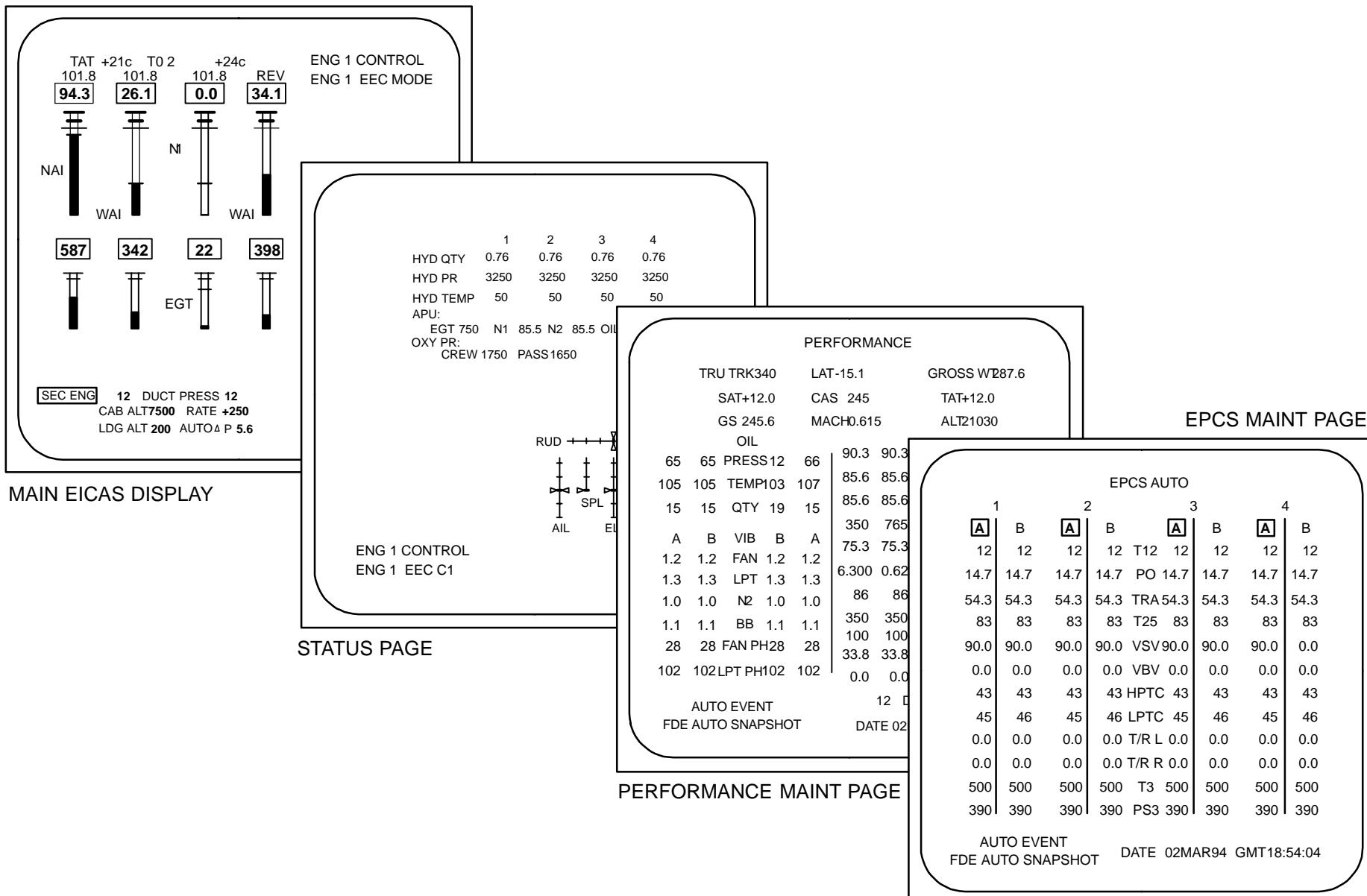


Figure 45 FADEC System EICAS Indications



FADEC DESCRIPTION

FADEC

FADEC steht für Full Authority Digital Engine Control und umfaßt die Steuerung aller wesentlichen Triebwerksfunktionen.

Diese sind:

- Engine Fuel Metering ATA 73-00
- VSV / VBV Control ATA 75-00
- Engine Cooling ATA 75-00
- Indication ATA 77-00
- Starting ATA 80-00
- Thrust Reverser Control ATA 78-00
- Engine Control ATA 76-00



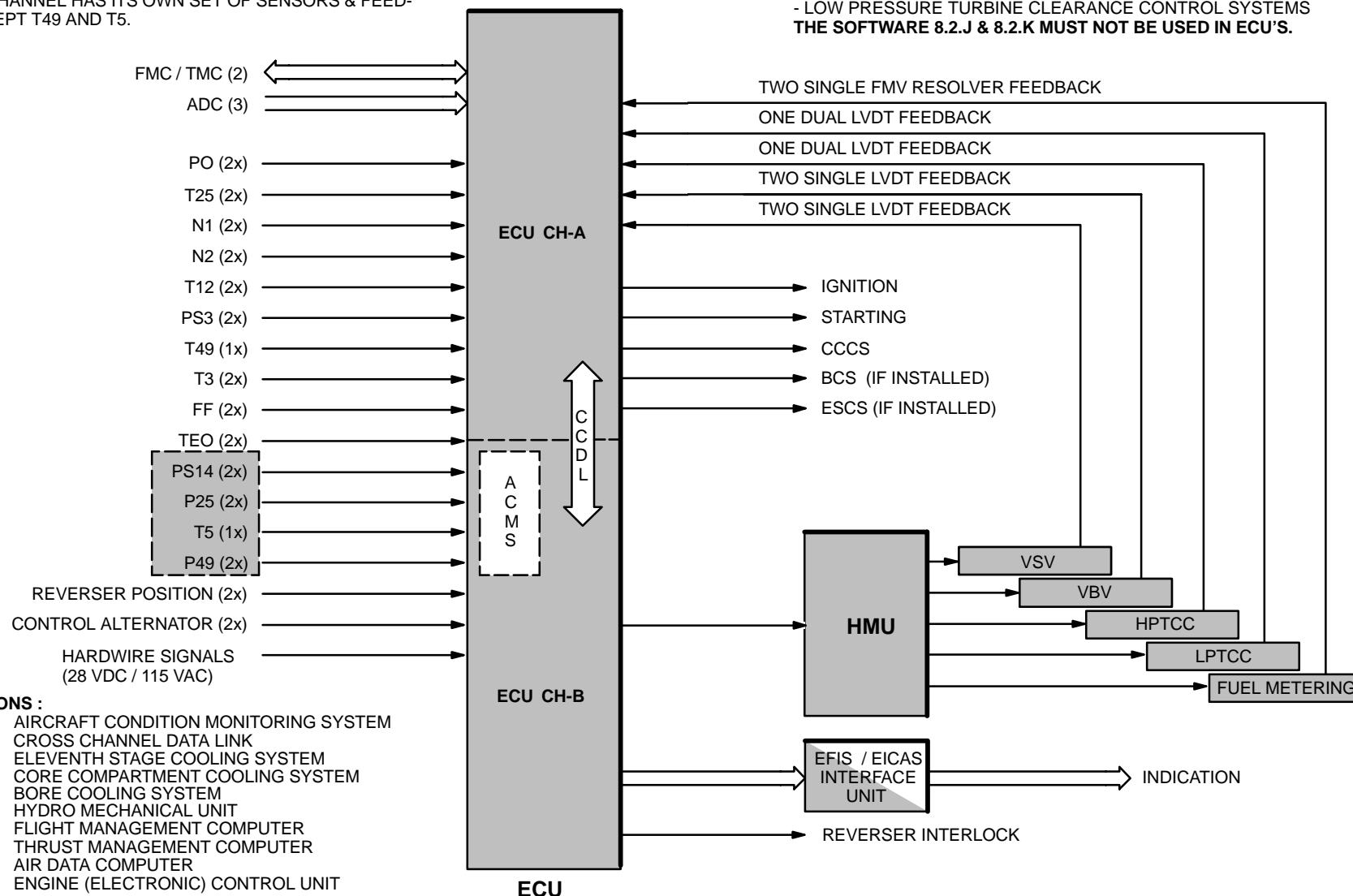
NOTE:

THE ECU CONTROLS SYSTEMS EITHER WITH CH-A OR CH-B
WHICHEVER IS THE **CHANNEL-IN-COMMAND**.

EACH ECU CHANNEL HAS ITS OWN SET OF SENSORS & FEEDBACKS. EXCEPT T49 AND T5.

NOTE:

SOME ENGINES (ENGINES ON AIRPLANES FROM D-ABVO AND ON)
DO NOT HAVE
- BORE COOLING SYSTEMS
- LOW PRESSURE TURBINE CLEARANCE CONTROL SYSTEMS
THE SOFTWARE 8.2.J & 8.2.K MUST NOT BE USED IN ECU'S.



ABBREVIATIONS :

ACMS	= AIRCRAFT CONDITION MONITORING SYSTEM
CCDL	= CROSS CHANNEL DATA LINK
ESCS	= ELEVENTH STAGE COOLING SYSTEM
CCCS	= CORE COMPARTMENT COOLING SYSTEM
BCS	= BORE COOLING SYSTEM
HMU	= HYDRO MECHANICAL UNIT
FMC	= FLIGHT MANAGEMENT COMPUTER
TMC	= THRUST MANAGEMENT COMPUTER
ADC	= AIR DATA COMPUTER
ECU	= ENGINE (ELECTRONIC) CONTROL UNIT

Figure 46 FADEC Basic System Schematic



ENGINE FUEL AND CONTROL

General

Die ECU ist die Hauptbaugruppe des Engine FADEC-Systems (Full Authority Digital Engine Control). Sie besteht aus 2 vollständig voneinander getrennten Kanälen, von denen jedoch nur einer zur Zeit aktiv ist und das Triebwerk steuert. Der andere Kanal arbeitet als "Hot Standby"-Kanal und kann bei Störungen in der Regelung sofort die Triebwerkssteuerung übernehmen. Eine interne Logic wählt denjenigen Kanal aus, der sich im besten Zustand befindet (healthiest channel). Bei fehlerfreien Systemen wird der Kanal automatisch bei jedem Triebwerksstart gewechselt. Der gerade aktive Kanal wird allgemein als "**CHANNEL-IN-COMMAND**" bezeichnet.

Fuel Metering

Die ECU regelt das Fuel Metering Valve durch Ansteuern eines EHSV (Electro Hydraulic Servo Valve) in der HMU (Hydro Mechanical Unit). Die Regelung ist abhängig von Triebwerks- und Umgebungsbedingungen. Als Umgebungs-Signale erhält jeder Kanal:

- **PO** (Pressure Outside) von einem eigenen Inlet Port und zusätzlich von den ADC's (Air Data Computers).
- **PT** (Pressure Total) zur Berechnung der Reiseflug-Leistung abhängig von der Mach-Number nur von den ADC's.
- **TAT** (Total Air Temperature) von den ADC's.
- **T1.2** (Engine Inlet Temperature) von je einem Triebwerks-eigenen Sensor.

Von den Triebwerks-eigenen Sensoren erhält die ECU folgende Signale:

- **N1** vom N1 Speed Sensor
- **N2** vom Core Speed Sensor
- **PS 3** (Compressor Discharge Pressure) vom CDP Sense Port. Das PS 3 Signal wird der ECU über eine Sense Line zugeführt.
- **T2.5** Compressor Inlet Temperatur (CIT).
- **T. 49** (EGT) von den insges. 8 EGT (T49) Fühlern. Das EGT Signal wird von der ECU jedoch nur bei einem Automatic Engine Start verwendet.

NOTE: Alle Sensoren, die von der ECU verwendet werden, sind zweifach (oder dreifach) ausgeführt, um beide ECU Kanäle voneinander unabhängig versorgen zu können.

Das Haupteingangssignal zur **ECU** ist die Gashebel-Position, die vom jeweiligen **TRA-XDCR** (Throttle Position Transducer) gemessen wird (*ThrusT Resolver Angle*). In Abhängig von Triebwerks- und Außenbedingungen (PO, PT, TAT und T12) berechnet die ECU die notwendige N1, um die vom entsprechenden Gashebel geforderten Schub zu erzeugen. Der sich hieraus ergebende Steuerstrom wird zum Metering Valve - EHSV geleitet, welches wiederum über einen Kraftstoff-Regeldruck das Metering Valve und somit den Fuel-Flow steuert, bis die geforderte N1 erreicht ist. Als Feedback erhält die ECU die aktuelle Metering Valve Position über zwei Metering Valve Position Resolvers (in der HMU) mitgeteilt.

Fuel Shutoff Control

Das Fuel Pressurization and Shutoff Valve in der HMU wird über Fuel Servo Pressure vom HPSOV-Solenoid (High Pressure Shutoff Valve) gesteuert. Vom jeweiligen Fuel Control Switch (auf dem Center Pedestal) erhält das HPSOV-Solenoid ein OPEN bzw. CLOSE Command welches jedoch durch das Fire Handle (in Richtung CLOSE) übersteuert werden kann. Die ECU ist an der Steuerung des HPSOV-Solenoid nicht direkt beteiligt, ihr wird das Signal lediglich zur Steuerung und Berechnung des Anlaß-Fuel Flows (FCS nach "RUN") sowie zum Steuern des Metering Valves an den Minimum Position Stop (FCS nach "CUTOFF") mitgeteilt.

ECU Control

- Im Falle eines (Steuer oder Sensor) Fehlers kann die ECU mittels eines EEC Mode Control Select Switches (P5) manuell in die "HARD REVISIONARY MODE" umgeschaltet werden. In dieser Betriebsart werden die fehlenden oder fehlerhaften Parameter nach einem festen Programm berechnet.
- Für einen ECU Kanal Test (und zum Einschalten der "Back Up Power" - Stromversorgung) befinden sich am P461 Maintenance Panel 4 Testschalter, mit denen jeweils ein ECU Ground Test eingeleitet werden kann.

TMC Thrust Management Control

Das Thrust Management System ist Bestandteil der FMC's (Flight Management Computers).

Der Flight Management Computer berechnet den gerade erforderlichen Schub aus einer manuellen Eingabe durch die Besatzung oder aus dem aktuellen



REFER TO A3 PAGE

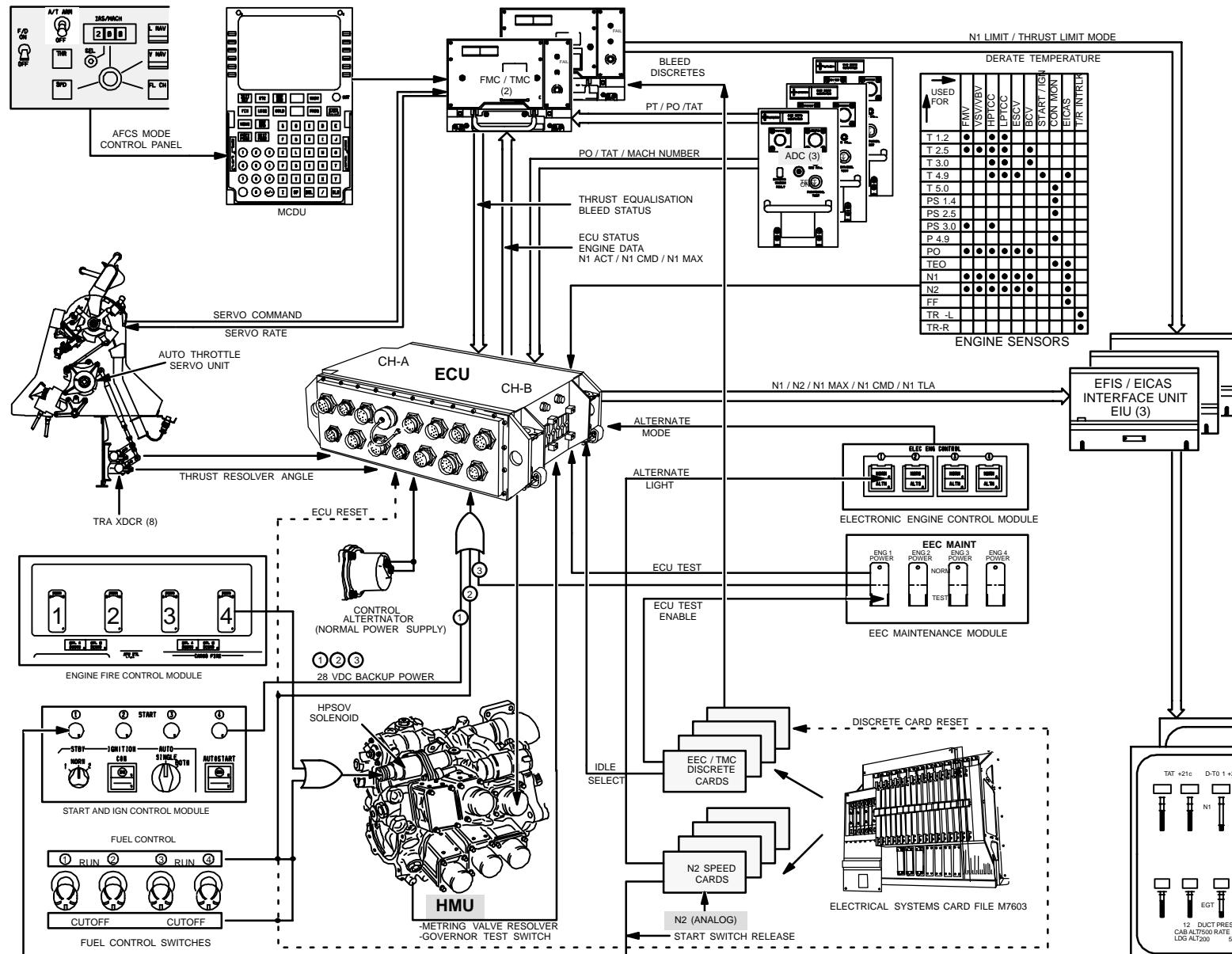


Figure 47 Engine FADEC System Basic Schematic



Flight Profile. Über die Verstellung der Gashebel mittels Autothrottle Servo teilt der TMC der ECU seine Schubanforderung mit. Der FMC seinerseits erhält von der ECU die relevanten Triebwerksdaten. Für die TMC-Funktionen sind dies:

- die N1 ACT (Actual)
- der TRA (Thrust Resolver Angle)
- das N1 CMD (Command) welches die ECU berechnet und denjenigen N1-Wert repräsentiert, die sie für die Erzeugung des geforderten Schubes benötigt.
- N1 MAX (Maximum). Dieser von der ECU berechnete Wert begrenzt die N1 Drehzahl (abhängig von den Umgebungsbedingungen) auf einen maximalen Wert, der auch dann nicht überschritten werden kann, wenn die Gashebel am vorderen Anschlag stehen. Die N1 Limitation ist allerdings nur wirksam, wenn die ECU in der "NORMAL" Mode betrieben wird.
- der ECU Status.

Der TMC sendet unter bestimmten Bedingungen **an alle 4 ECU's** ein THRUST EQUALISATION SIGNAL welches die Triebwerks(N1)-Drehzahlen und somit den Schub angleicht. Vom TMC errechnete Triebwerksdaten werden über die EIUs an das MAIN EICAS Display geleitet, wo folgende Informationen zur Verfügung stehen:

- das N1 Limit (vom TMC errechnetes max. N1 Limit) in Abhängigkeit der gewählten Thrust Mode.
- die eingestellte Thrust Mode
- die DERATE Temperatur (manuell simulierte TAT zur N1 Drehzahl-Reduzierung). Die Größe der Drehzahlverminderung ist wiederum abhängig von der gewählten Thrust-Mode.

Power Supply

Beide ECU Kanäle werden normalerweise von jeweils einem Control Alternator versorgt (jeder ECU Kanal hat seinen eigenen). Die beiden Control Alternators befinden sich in einem Gehäuse und werden von der Gear Box angetrieben. Falls der Motor steht oder der Control Alternator defekt ist, stehen den ECU-Kanälen 28 VDC aus der Flugzeugstromversorgung zur Verfügung.

Indication

Die ECU liefert unter anderem folgende Anzeige Signale über einen ARINC Datenbus an die EIUs:

1. Für MAIN EICAS:
 - N1 ACT (Actuelle N1 Drehzahl)
 - N1 MAX (Maximale N1 Drehzahl, bevor die N1 Limitation eingreift)
 - N1 CMD (zur jeweiligen Schubhebelstellung und dem Thrust Equalization Signal berechneten N1 Drehzahl)
 - N1 TLA (N1 Drehzahl-Anforderung, die aus der aktuellen Schubhebelstellung errechnet wird.)
2. Für AUX EICAS
 - N2 ACT (Aktuelle N2 Drehzahl)

N2 Speed Cards

Für jedes Triebwerk ist in der Electrical System Card File (M7603) eine N2 Speed Card installiert. Sie erhalten ihre N2 Drehzahlinformation direkt von ihrem N2 Drehzahlsensor und schalten Flugzeug-Systeme. Der Schaltwert ist auf 50% N2 RPM festgelegt. Für Triebwerkssysteme werden folgende Schaltvorgänge ausgeführt:

- (*Bis D-ABVO*) - ALTN Light Supression (Das ALTERNATE Light im EEC Mode Select Switch wird bei Drehzahlen von < 50% N2 unterdrückt, auch wenn sich die ECU in der "SOFT REVERSIONARY" Mode befindet).
- (*ALLE A/C*) - Engine Start Switch Release. Der Engine Start Switch springt nach einem Engine Start Vorgang bei 50% N2 automatisch wieder zurück in seine Ausgangs-Position (Starter Cut Out).

EEC / TMC Discrete Cards

Für jedes Triebwerk ist in der Electrical System Card File (M7603) eine EEC / TMC Discrete Card installiert. Sie steuern :

- IDLE Select (MINIMUM oder APPROACH IDLE)
- Bleed Discretes zu den FMC / TMC
- ECU Channel Select Discrete oder EEC (ECU) Test Enable Signale zum ECU Maintenance Panel (P461)
- EEC (ECU) Reset Signale



REFER TO A3 PAGE

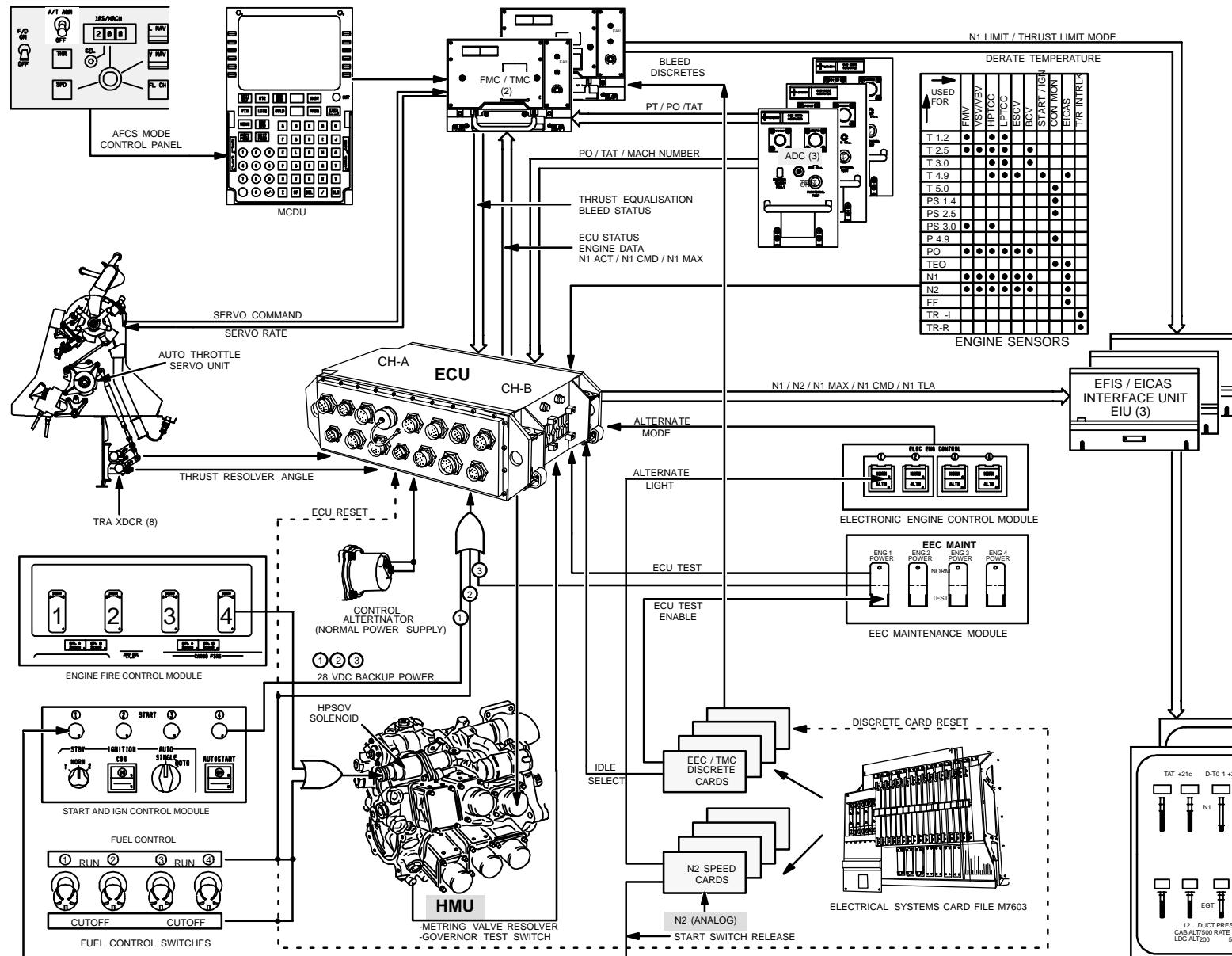


Figure 48 Engine FADEC System Basic Schematic

FADEC CONTROL DEVICES

EEC Maintenance Test Switches

Am Pilot's Overhead Panel befindet sich für jedes Triebwerk ein EEC MAINT Test Switch mit den Schalterstellungen POWER NORM und TEST.

POWER NORM

Die ECU befindet sich in ihrer normalen Betriebsart und wird bei laufendem Triebwerk vom Control Alternator mit Strom versorgt. Zusätzlich (als BackUp) kann sie aus dem Bordnetz versorgt werden unter folgende Bedingungen :

- Fuel Control Switch "RUN" oder
 - Engine Start Switch "PULLED" oder
 - EEC MAINTENANCE Switch "TEST" oder

Zusätzlich für Maintenance Zwecke

- CB FUEL CONT VALVE (P6/2) "OPEN"

Die ECU wählt sich selbst den Kanal aus, mit dem sie den Motor steuern will (Healthiest Channel). Haben beide Kanäle den gleichen Zustand, wird bei jedem Engine Start der Kanal automatisch gewechselt.

TEST

Ein ECU Selftest Programm wird aktiviert und die ECU wird von jeweiligen DC- BUS (Eng 1 DC- BUS 1 / Eng 2 DC-BUS 2 /) versorgt. **Der ECU Test ist nur bei stehendem Triebwerk möglich.**

ENGINE NOT RUNNING

Wird der Test Switch nach "TEST" gelegt erhalten beide ECU-Kanäle ein TEST ENABLE Signal. Nur im aktiven Kanal läuft ein vollständiges Testprogramm ab, der andere Kanal ist während dieser Zeit vollständig deaktiviert. Die ECU testet sich selbst, sendet Testsignale an ihre angeschlossenen Systeme, überprüft ihre Eingangssignale und stellt auf den MAIN/AUX EICAS Displays ein Test-Display zur Verfügung.

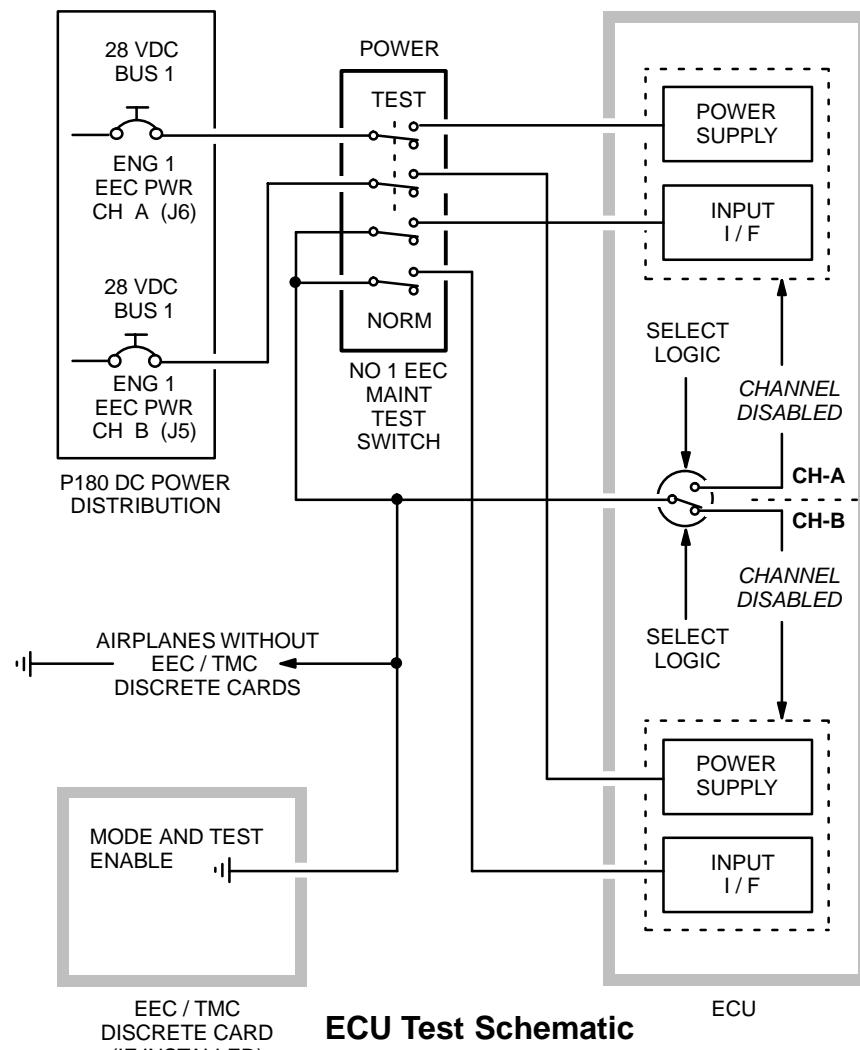
■ Der CHANNEL-IN-COMMAND wechselt nicht.

Soll der jeweils andere Kanal auch getestet werden, so ist der Test zu wiederholen.

ENGINE RUNNING

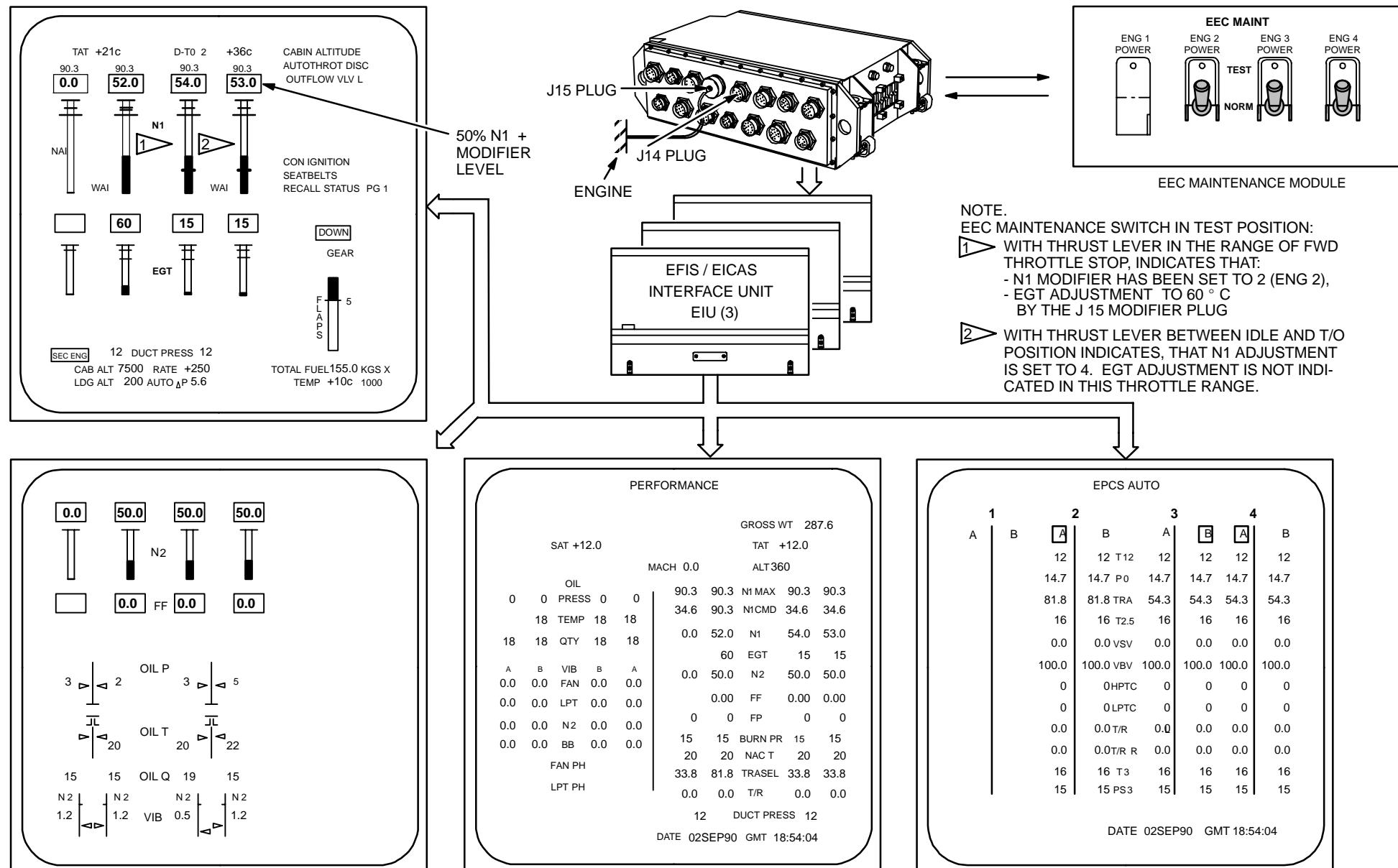
Ein Schalten des EEC Maintenance Switches bei laufendem Triebwerk bleibt für den Test ohne Wirkung. Bei fehlerfreien ECU Kanälen wird lediglich der

gerade aktive Kanal (Channel-In-Command) mit dem Standby Kanal gewechselt. Die Integritätsprüfung (Healthiest Channel) bleibt jedoch gewährleistet, ein Umschalten bei Fehlern im jeweiligen Standby Kanal wird verhindert.



ECU Test Schematic

ENGINE
ENGINE FUEL AND CONTROL

Lufthansa
Technical Training
B 747-430
B2/12M/12E
73-00

Figure 49 EEC Maint Test Indication

**ELEC ENG CONTROL Switches**

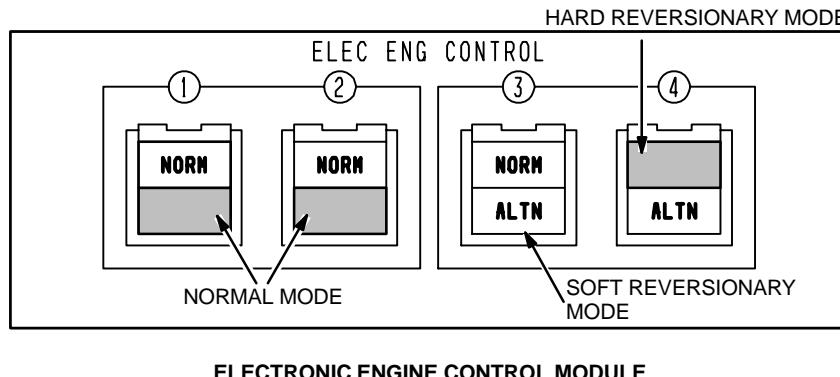
Für jedes Triebwerk ist am P5 Overhead Panel ein EEC ENG CONTROL Mode Select Switch vorhanden, der mit einer Abdeckkappe versehen ist. Es sind folgende Betriebsarten vorhanden:

- **NORM**
- Dies ist die normale Betriebsart der ECU. Der Schalter ist eingedrückt und das **NORM** light leuchtet.
- **SOFT REVERSIONARY MODE**

- In diese Betriebsart schaltet sich die ECU automatisch um, wenn wichtige Eingangsparameter nicht mehr zur Verfügung stehen (MACH Number aus den ADC's).
- Alle außer D-ABVO und folgende
 - Wenn die N2 Drehzahl > 50% beträgt, leuchten im Schalter beide Lampen (**NORM** und **ALTN**) gemeinsam (N2 Speed Card).
 - ab D-ABVO
 - Im Schalter leuchten (drehzahlunabhängig) beide Lampen (**NORM** und **ALTN**) gemeinsam.

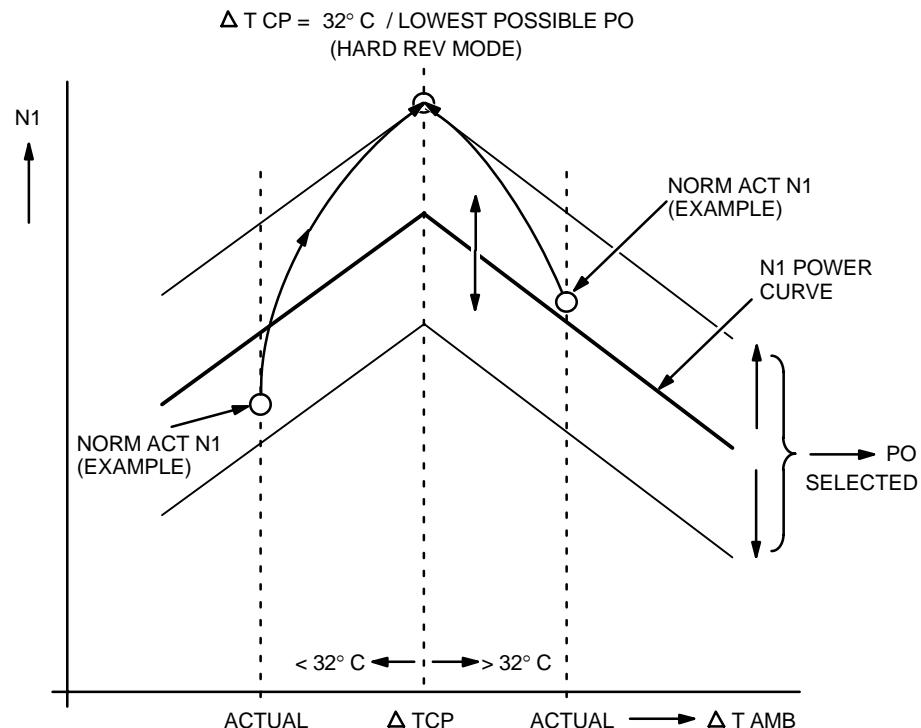
- **HARD REVERSIONARY MODE**

- Durch Drücken des Pushbuttons wird die ECU in die HARD Reversionary Mode umgeschaltet. Das **ALTN** Light leuchtet weiter, das **NORM** Light verlischt. In dieser Betriebsart sind einige der ECU Funktionen für die Motor-Leistungsbegrenzung nicht mehr aktiv.



Die ECU berechnet die Leistung nach einem festen Programm (T12 Corner Point oder Δ TCP Calculation). Es wird eine Temperatur von 32 ° C und der für die ECU niedrigst-mögliche Luftdruck für die Berechnung zugrunde gelegt. Dies stellt sicher, daß unter allen Umständen **mindestens** die Leistung erzeugt wird wie in der NORMAL Mode.

Die jeweilige Betriebsart der ECU ist nur dann an den Switchlights zu erkennen, wenn die ECU stromversorgt ist.



Thrust Setting in the ALTN Mode

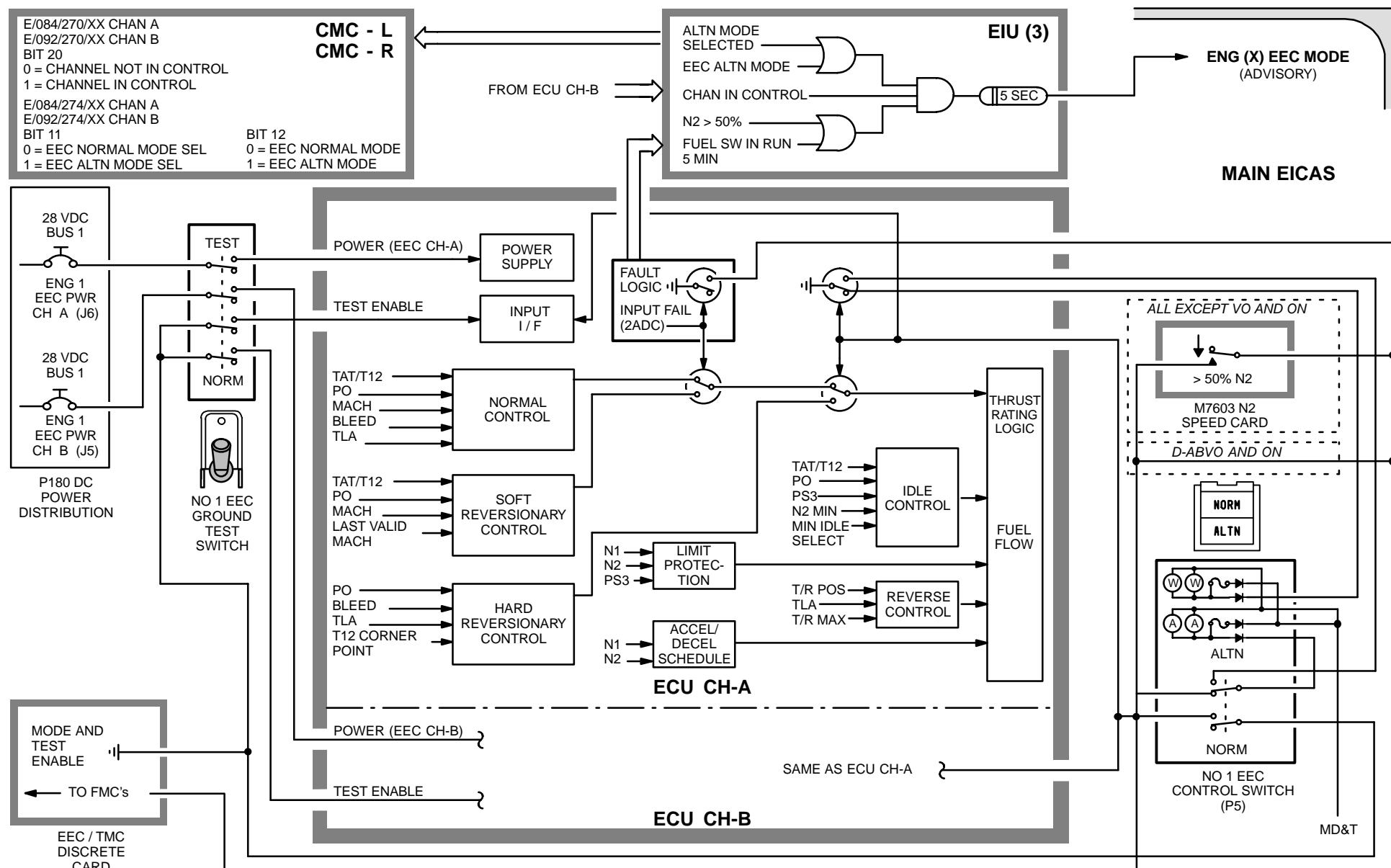


Figure 50 ECU Mode Selections



73-30 ENGINE FUEL AND CONTROL

ECU

General

Die ECU ist die Hauptbaugruppe des Engine FADEC-Systems (Full Authority Digital Engine Control). Sie ist am AFT Fan Case in 8:30 Position installiert.

Die ECU ist durch

- 13 Receptacles (+ 2 Kodierstecker) und
- 4 pneumatischen Eingänge (+ 2 PO Ports)

mit dem Triebwerk und den flugzeugseitigen Systemen verbunden.

Die ECU besteht aus 2 unabhängig voneinander arbeitenden Digitalen Rechnern, die als ECU Channel A und ECU Channel B bezeichnet werden. Es ist jedoch grundsätzlich nur einer der beiden Kanäle zur Zeit aktiv und steuert das Triebwerk. Der andere Kanal arbeitet als "Hot Standby"-Kanal und kann bei Störungen in der Regelung sofort die Triebwerkssteuerung übernehmen. Eine interne Logic wählt denjenigen Kanal aus, der sich im besten Zustand befindet (*healthiest channel*). Bei fehlerfreien Systemen wird der Kanal automatisch bei jedem Triebwerksstart gewechselt. Der gerade aktive Kanal wird allgemein als "**CHANNEL-IN-COMMAND**" bezeichnet.,

Über einen internen Datenbus (Cross Channel Data Link (**CCDL**)) tauschen beide ECU Kanäle ständig ihre Eingangsdaten aus, sodaß bei Ausfall eines Sensors die Information des anderen Kanals verwendet werden kann.

Über den CCDL werden alle Eingangssignale ständig miteinander verglichen, um eventuelle Meßfehler festzustellen (Plausibilitätsprüfung).

Hinweis:

Bei Ausfall von **Eingangs-Daten** (Sensor oder Feedback Signals) verwendet die ECU über den CCDL die Daten des anderen (Standby) Kanals.

■ **Der aktive Kanal wechselt nicht.**

Bei Ausfall eines **ECU-Ausgangs-Signals**

■ **wechselt automatisch der aktive Kanal.**

ECU Power Supply

Die ECU wird normalerweise über einen "Control Alternator" (3 Phasen Drehstromgenerator) mit Strom versorgt. Der Control Alternator

- wird von der Accessory Gearbox angetrieben. Er ist
- doppelt ausgeführt und kann beide ECU Kanäle unabhängig voneinander
 - ab ca. 11% N2 bei Engine Start
 - bis ca. 9% N2 bei Engine Shutdown

mit Strom versorgen.

Abhängig von N2 Drehzahl und Belastung liefert der Control Alternator eine Ausgangsspannung zwischen 14 VAC und 311 VAC. Sie wird in der entsprechenden ECU Power Supply Unit gleichgerichtet und stabilisiert.

Für jeden ECU Kanal ist ein separater Wicklungssatz vorhanden. Fällt eine Phase aus, reichen bei entsprechend hoher Drehzahl (ab ca. 45% N2) die beiden verbliebenen Phasen aus, um ihren ECU Kanal weiter zu versorgen.

Eine 28 VDC Backup Power Versorgung steht von den 4 DC-Buses zur Verfügung wenn der Motor nicht läuft und mindestens eine der folgenden Bedingungen vorhanden ist:

- | | |
|--------------------------|----------|
| • Fuel Control Switch | "RUN" |
| • Engine Start Swich | "PULLED" |
| • ECU Test Switch (P461) | "TEST" |

Zusätzlich für Maintenance Zwecke

- CB FUEL CONT VALVE (P6/2) "OPEN"

Wenn das Triebwerk abgestellt und keine der oben genannten Bedingungen vorhanden sind, ist die ECU nicht stromversorgt.

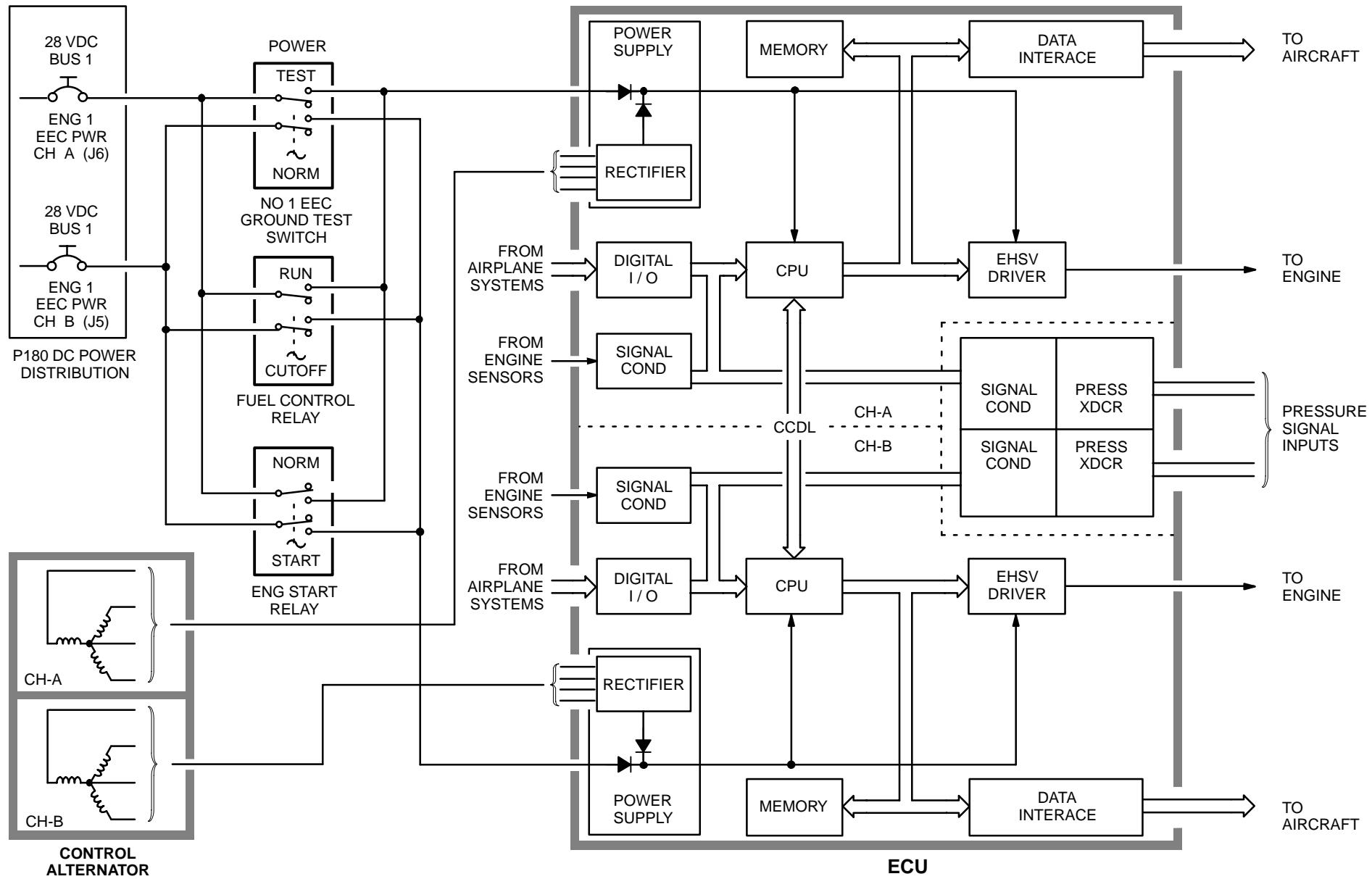


Figure 51 ECU Power Supply Schematic



Control Alternator Check

Für eine vollständige Überprüfung des Control Alternators sind die MM
 TASK 73-21-08-206-001-J00
 TASK 73-21-08-206-007-J00
 vorgesehen.

Eine schnelle Beurteilung der Funktionstüchtigkeit kann folgendermaßen durchgeführt werden:

Da bei einem normalen Engine Shutdown weder der

- Fuel Control Switch in "RUN" steht oder der
- Engine Start Swich gezogen ist oder der
- ECU Test Switch (P461) nach "TEST" geschaltet wurde,

ist die ECU ausschließlich durch den Control Alternator stromversorgt.

Wenn die direkt von der ECU berechneten Anzeigen wie z.B.

- Fuel Flow (FF)
- EGT
- Oil Temperature

des jeweils abgestellten Triebwerkes bei ca. **9 - 7 % N2** verschwinden, kann davon ausgegangen werden, daß der Control Alternator den gerade aktiven ECU Kanal (A oder B) fehlerfrei versorgt.

Wenn die Anzeigen auf dem Main / Aux ECAS hingegen bereits bei ca. **45 % N2** nicht mehr sichtbar sind, hat der Control Alternator entweder

- ein der drei Phasen oder
- die Masse (Neutral) verloren.

Wenn bei laufendem Triebwerk ein Fehler in einem der beiden Control Alternator-Wicklungen oder deren Verkabelungen auftritt, erscheinen folgende Messages:

- > **ENG (X) CONTROL** (Advisory)
- ENG (X) CONTROL** (Status)
- ENG (X) EEC C1** (Status)

und die entsprechenden CMC-PLF - Message :

7X332 ENG-X ALTERNATOR POWER (X steht für Engine #)
FAIL (CH-A)

7X551 ENG-X ALTERNATOR POWER (X steht für Engine #)
FAIL (CH-B)

Die Messages können einzeln oder gemeinsam auftreten.

Wird während eines "**TESTRUN 12**" ein Control Alternator - Fehler festgestellt, erscheint gleichlautend

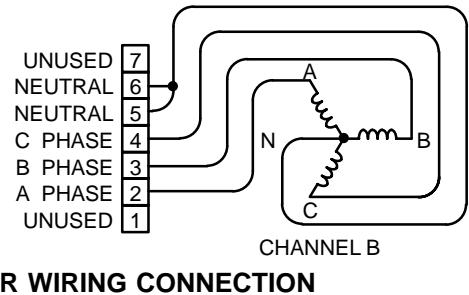
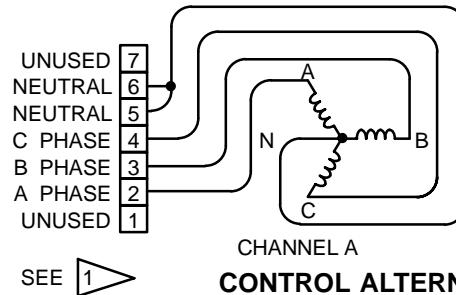
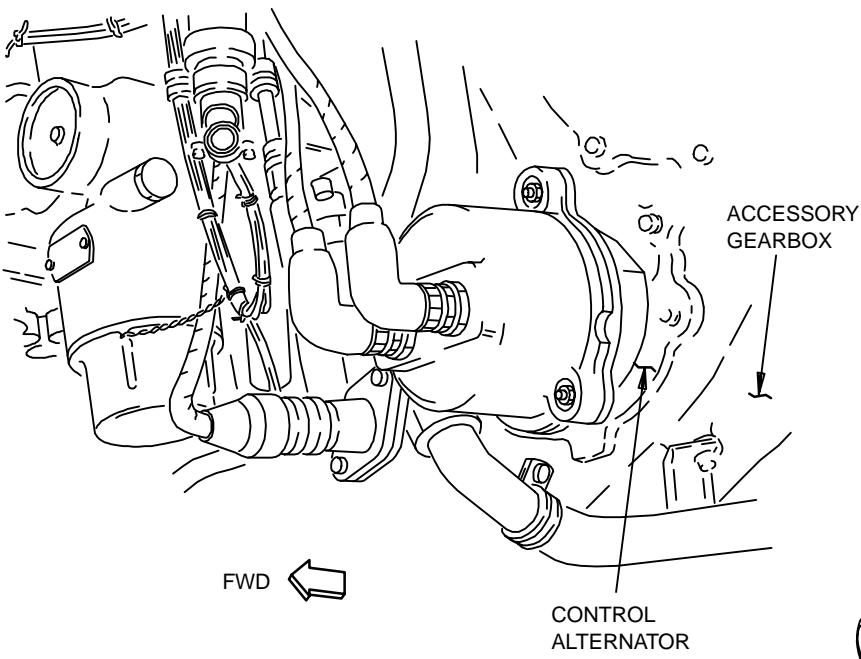
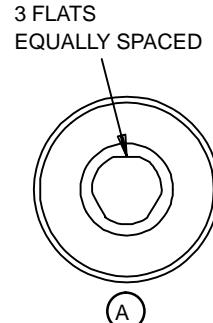
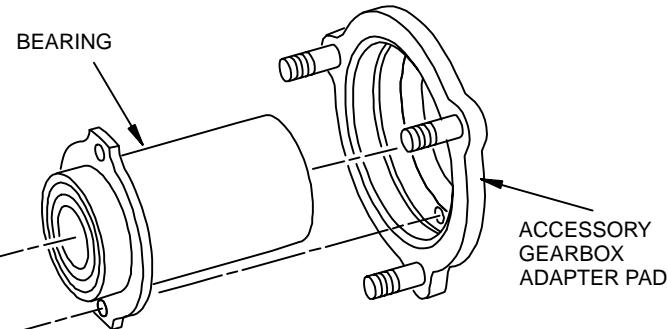
- als Ground Test Message und
- als Existing Fault :

7X332 ENG-X ALTERNATOR POWER (X steht für Engine #)
FAIL (CH-A)

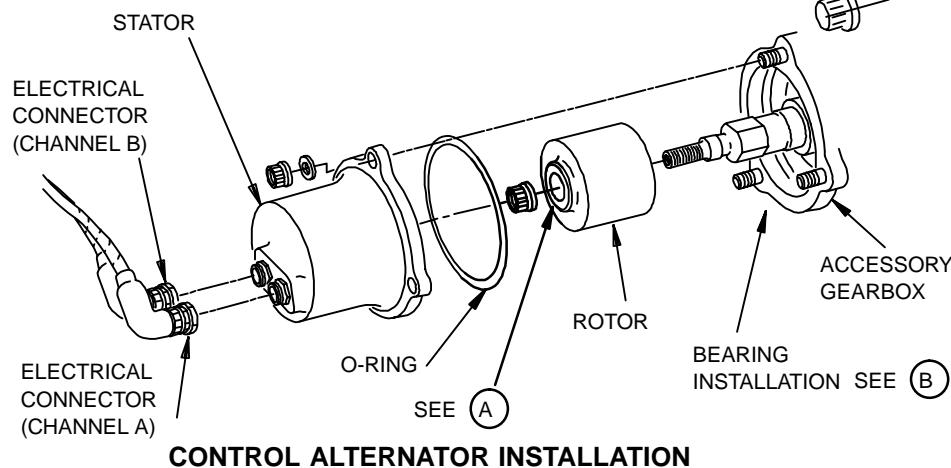
bei einem Test des ECU CH-A

7X551 ENG-X ALTERNATOR POWER (X steht für Engine #)
FAIL (CH-B)

bei einem Test des ECU CH-B

**CONTROL ALTERNATOR WIRING CONNECTION**

NOTE: ALIGN FLATS ON ROTOR WITH FLATS ON SHAFT TO SEAT ROTOR.



SUFFICIENT POWER :
WITH ALL 3 PHASES AT > 11 % N2 AT ENGINE START
WITH ONLY 2 PHASES AT > 45 % N2 AT ENGINE START

ALTERNATOR CHECK DURING ENGINE SHUTDOWN CAN BE MADE AS FOLLOWS:
IF THE INDICATION (FF / EGT / OIL TEMP) DISAPPEARS AT 7-9 % N2 = O.K.
IF THE INDICATION (FF / EGT / OIL TEMP) DISAPPEARS AT 45 % N2 = 1 PHASE OR
NEUTRAL LOSS.

Figure 52 Control Alternator



ECU POWER MANAGEMENT

DESCRIPTION

① ENG RATING PLUG (J14)

Der ECU wird über den Engine Rating Plug mitgeteilt, welche(r)

- Maximum T/O Thrust (57160 lbs)
- Maximum Continuous Thrust (49810 lbs)
- N1 Schedules
- IDLE Schedules
- Throttle Position Encoding (Auswertung der Gashebelstellung)

für das Flugzeug, in dem sie eingebaut ist, zu verwenden sind.

② TRA XDCR

Das Throttle Position Angle Transducer Signal wird von den TRA XDCR's als Hauptregelsignal dem N1 Speed Schedule Calculators in den ECU Kanälen A und B zugeführt.

③ THROTTLE POSITION DECODER

Der Throttle Position Decoder bekommt

- das TRA Signal von den TRA XDCR's
- ein Encoding Signal vom Engine Rating Plug zugeführt, und bildet daraus ein
 - FWD Thrust Signal (Throttle Lever > 2°)
 - REV Thrust Signal (Reverse Lever > 48°)
 - IDLE Signal (< 2° FWD / < 48° REV)

um die entsprechenden Speed Schedules zu aktivieren.

④ N1 SPEED SCHEDULE CALCULATOR

Die vom Throttle Position Decoder gewählten N1 Speed Schedules erzeugen 2 Ausgangssignale:

- N1 MAX
- N1 TLA

N1 MAX ist die maximal mögliche N1 Speed für einen "Full Rated Takeoff". Befindet sich die ECU in der "NORMAL" Mode, wird die Drehzahl automatisch begrenzt, wenn der Gashebel auf > 48° (T/O) bzw. an den vorderen Throttle Stop geschoben wird.

N1 TLA ist die benötigte (errechnete) Fan Speed, um die vom entsprechenden Gashebel geforderte Leistung in Abhängigkeit der Umgebungsbedingungen

- Total Air Temperature (TAT)
- Total Pressure (PT)
- Outside Pressure (PO)
- Bleed Status

zu erzeugen. N1 TLA wird auf der Performance Maintenance Page als "TRASEL" angezeigt.

TAT, PT und PO werden den ECU Kanälen von den Digital Air Data Computers (ADC) zur Verfügung gestellt. Aus den ADC TAT und PO Werten und den Triebwerkseigenen Sensor-Signalen T12 und PO wird jeweils ein Mittelwert gebildet.

⑤ BLEED COMPENSATOR

Der Bleed Compensator erhält über einen Datenbus vom Thrust Management Computer Werte über die aktuelle Bleed-Belastung des Motors. Er berechnet daraus einen Korrekturfaktor für die N1 Speed Schedules, um die Auswirkungen auf den Motor durch Luftabnahmen zu kompensieren.

⑥ IDLE (N2) SPEED SCHEDULE CALCULATOR

Die Idle N2 Speed Schedules erzeugen eine **N2** Drehzahl-Anforderung (IDLE CMD) wenn der Throttle Position Decoder mitteilt, daß die Gashebel in IDLE stehen (< 2° FWD / < 48° REV). Als zusätzliche Eingangssignale werden verwendet:

- Außendruck (PO) und TAT um die N2 Idle Speed entsprechend der Umgebungsbedingungen zu korrigieren.
- Engine Rating Plug Input (J14)

(→ cont.)



- MIN IDLE (Aircraft Discrete Input MIN/APPR IDLE) von den EEC/TMC Discrete Cards. Die EEC/TMC Discrete Cards stellen dem Idle N2 Speed Schedule Calculator ein Ground Signal zur Verfügung, wenn die Flugzeug-Konfiguration MIN IDLE erfordert. Fehlt das Masse-Signal, geht der Motor (Fail Safe) nach Approach Idle.

⑦ N1/N2 SPEED SCHEDULE CALCULATOR

Der N1/N2 Speed Schedule Calculator wird nur aktiviert, wenn das N1 ACTUAL Signal beider N1 Speed Sensoren oder der DIGITAL N1 GOVERNOR selbst ausfällt. In diesem Fall errechnet der Calculator aus der gemessenen Gashebelposition (N1 CMD) diejenige N2, die erforderlich ist, um die vom Gashebel geforderte Leistung zu erzeugen. Da jetzt das vom Digital N1 Governor erzeugte N1 FMV CMD Signal völlig fehlt, verwendet der N1 / N2 SPEED SELECTION CIRCUIT das N2 FMV CMD Signal zur Steuerung des Fuel Metering Valve.

⑧ N1 IND DRIVER

Der N1 Indication Driver mißt bzw. errechnet

- TRA (THRUST RESOLVER ANGLE)
- N1 ACTUAL (AKTUELLE N1)
- N1 MAX (MAXIMALE T/O N1)
- N1 TRASEL (THRUST RESOLVER ANGLE SELECT)
- N1 CMD (N1 COMMAND)

und stellt diese Werte über einen ECU Output Databus den EIUs und somit den Anzeigen zur Verfügung.

⑨ AUTO THROTTLE TRIMMER

Der Autothrottle Trimmer (Speed Equalization Calculator) erhält vom Thrust Management Computer (TMC), welcher integraler Bestandteil des Flight Management Computer (FMC) ist, über den TMC Datenbus Eingangssignale, um eine Angleichung der Triebwerksdrehzahlen zu erreichen.

Das N1 TLA Signal kann in Abhängigkeit des TMC Input Signals bis zu +/-2.5% N1 verändert werden. Es wird dann als N1 CMD Signal dem Digital N1 Governor zugeführt.

Die Differenz zwischen N1 TLA und N1 CMD wird auf den MAIN EICAS (N1 Display) angezeigt (s. ATA 77-00).

⑩ DIGITAL N2 GOVERNOR

Der Digital N2 Governor erhält 2 Eingangssignale und verwendet das jeweils größere Eingangssignal (S+)

- von IDLE CMD oder N2 CMD als "SOLL" - Signal und
- das N2 ACTUAL als "IST" Signal.

Das Differenz (Error) Signal wird mit

- Outside Pressure (PO)
- Compressor Discharge Pressure (PS3)

korrigiert und dem N1 / N2 Speed Selection Circuit als N2 FMV CMD zur Verfügung gestellt.

⑪ DIGITAL N1 GOVERNOR

Der Digital N1 Governor erhält als Eingangssignale das

- N1 Command (CMD) als "SOLL" Signal und das
- N1 ACTUAL als "IST" Signal

und bildet daraus das Fuel Metering Valve Command (FMV CMD) Signal. Es wird über den Außendruck (PO) korrigiert.

⑫ MAXIMUM FLOW / LIMIT SCHEDULE CALCULATOR (MXFLSC)

Der Maximum Flow / Limit Calculator arbeitet in 2 Betriebsarten:

- als Anlaß Kraftstoff (Fuel Flow) Rechner, wenn das Eingangssignal "ENGINE START FUEL CONTROL" aus der Engine Start Control Steuerung zur Verfügung steht, oder
- als Kraftstoff-Begrenzungsrechner wenn dies Signal (ab 50% N2) fehlt.

MXFLSC - ENGINE START - Function :

Bei einem Engine Start errechnet der Maximum Flow / Limit Calculator zu jeder beliebigen N2 Drehzahl den maximal möglichen Fuel Flow und stellt ihn als "MAX FLOW" dem N1 / N2 Speed Selection Circuit zur Verfügung.

Da dieser das jeweils kleinste der vorhandenen Eingangssignale auswählt (S-) und die beiden Eingangssignale

- N1 FMV CMD (entspricht der Gashebelstellung) und
- N2 FMV CMD (entspricht den auf die Umgebungsbedingungen korrigierte IDLE Speed)
(→ cont.)



in diesem Betriebszustand in jedem Falle größer sind als das "MAX FLOW", Signal, wird "MAX FLOW" allein zum Anlassen des Motors verwendet. Jeder Anlaßvorgang bedeutet also für den Motor eine maximale Beschleunigung.

Geht bei 50% N2 das "ENGINE START FUEL CONTROL" - Signal verloren, schaltet der Maximum Flow / Limit Calculator um und arbeitet als Kraftstoff-Begrenzungsrechner weiter.

Weil jetzt

- die Motordrehzahl erst ca. 50 % N2 beträgt
- das N2 FMV CMD Signal als kleinstes Eingangssignal aber bereits die auf die Umgebungsbedingungen korrigierte IDLE Speed (ca. 64% N2) fordert,

begrenzt der Maximum Flow / Limit Calculator den Fuel Flow für die weitere Beschleunigung nach IDLE, um einen Compressor Stall zu vermeiden.

MXFLSC - ENGINE ACCELERATION - Function :

Bei einer starken (oder maximalen) Beschleunigung verhindert der Rechner einen Engine Stall, indem er zu jeder N2 Drehzahl > IDLE den maximal möglichen Fuel Flow berechnet, um dicht unter dem sog. "Stall Margin" zu bleiben.

Der Maximum Flow / Limit Calculator verwendet folgende Eingangssignale:

- TAT
- PT
- PO
- PS3
- T25
- N2 ACT
- ENGINE START FUEL CONTROL

und stellt zusätzlich das errechnete N2 Acceleration Schedule als "VSV TRANSITION" Signal für die Steuerung der Variablen Stator Vanes zur Verfügung.

(13) MINIMUM FLOW / LIMIT SCHEDULE CALCULATOR (MNFLSC)

Der Minimum Flow / Limit Calculator erzeugt ein Minimum Flow Signal (MIN FLOW) um bei Verzögerung eine minimum N2 /PS3 zu gewährleisten. und ein Engine Flame Out zuverlässig zu verhindern.

Da er mit dem Maximum Flow / Limit Calculator identisch ist, verwendet er bis auf ENGINE START FUEL CONTROL die gleichen Eingangssignale für seine Berechnung.

Das N2 Deceleration Schedule wird darüber hinaus als "VSV TRANSITION" Signal für die Steuerung der Variablen Bleed Valves (VBV) verwendet (Throttle Chop).

(14) FMV DEMAND CALCULATOR

Der Fuel Metering Valve Demand Calculator erhält das

- Fuel Metering Valve Command (FMV CMD) als "SOLL" - Signal
- Fuel Metering Valve Resolver Position als "IST" - Signal

Er bildet daraus ein Error-Signal, das Fuel Metering Valve Demand (FMV DMD)

Als weiteres Eingangssignal erhält der Rechner das **FUEL CONTROL SWITCH CUTOFF (HP OFF)** Signal aus der der Engine Start Control-Steuerung. Mit diesem Signal steuert er das Fuel Metering Valve bei einem Engine Shutdown nach einem festen Programm in die geschlossene Stellung (an den Minimum Position Stop).

(15) FMV DRIVER

Der Fuel Metering Valve Driver wandelt das Fuel Metering Valve Demand Signal (FMV DMD) in einen Steuerstrom um, der das Fuel Metering Valve Electro Hydraulic Servo Valve (FMV EHSV) versorgt. Dieses wandelt die Steuerströme in hydraulische Signale um, welche wiederum das Fuel Metering Valve steuern.

(16) CHANNEL SELECT LOGIC

Ein ECU Fault Monitoring Circuit in der Channel Select Logic wählt jeweils den Kanal mit den wenigsten Fehlern aus (**HEALTIES CHANNEL**), oder bei Fehlerfreiheit in beiden Kanälen bei jedem Engine Start den jeweils anderen (Standby) Kanal.

Der jeweils aktive ECU Kanal steuert seine Wicklung im FMV EHSV, der Standby Kanal wird von der Channel Select Logic an eine "STANDBY LOAD" geschaltet, um Steuerfehler durch einen ev. offenen Ausgang im FMV DRIVER zu verhindern.

ENGINE ENGINE FUEL AND CONTROL



**Lufthansa
Technical Training**

**B 747-430
B2/12M/12E
73-20**

REFER TO A3 PAGE

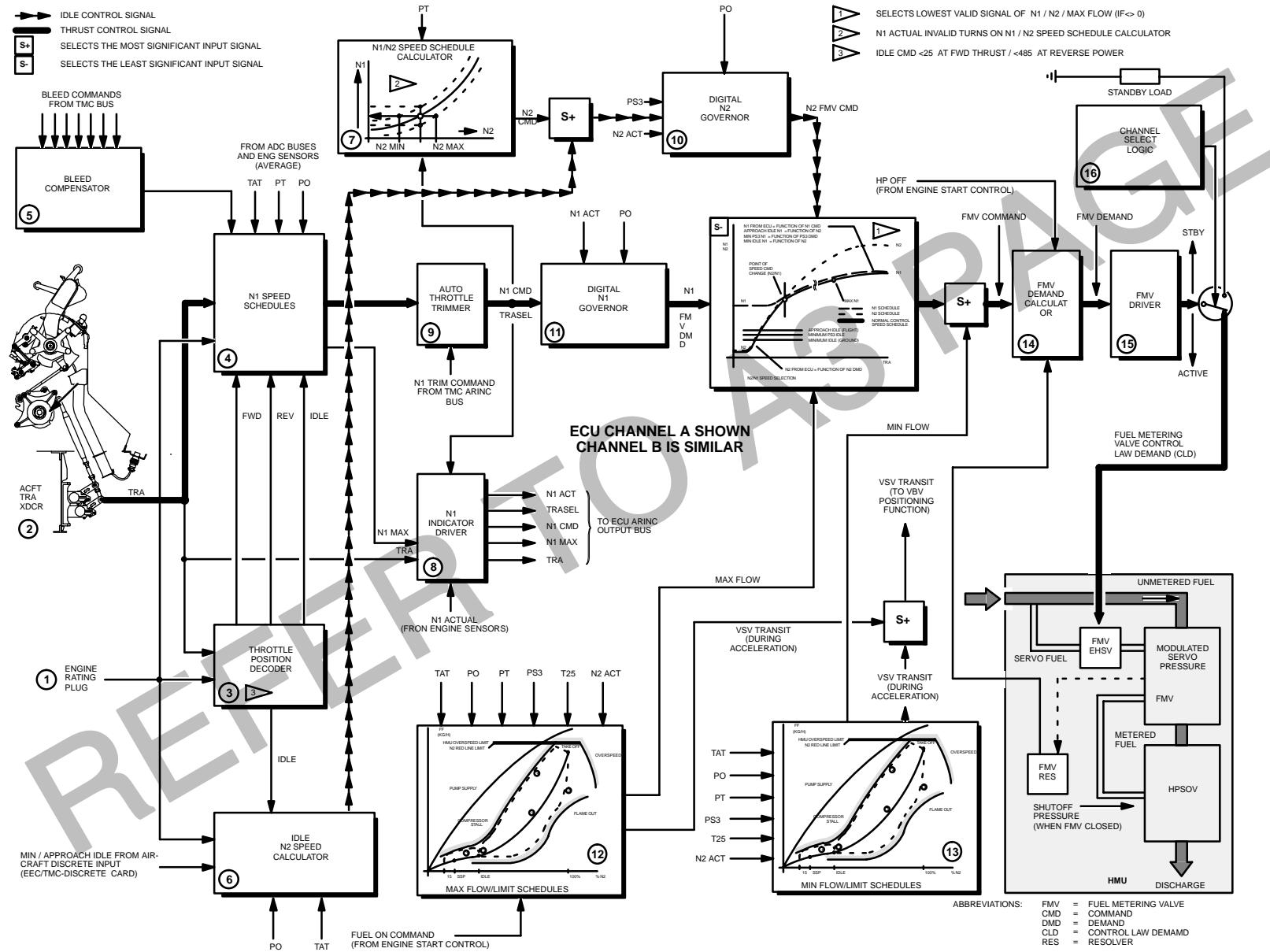


Figure 53 ECU Power Management



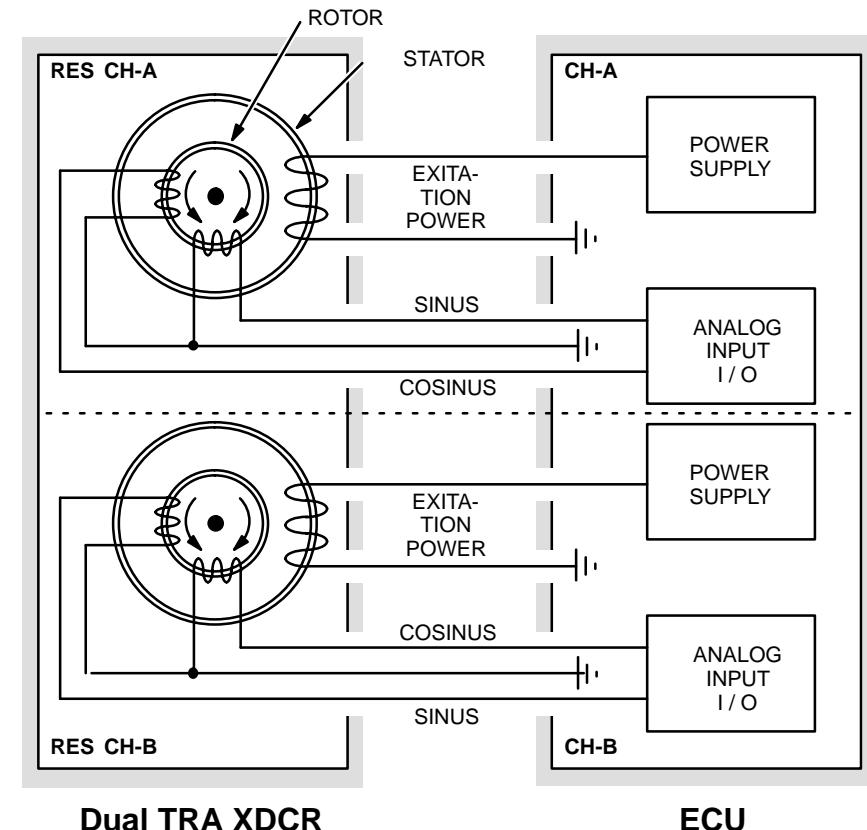
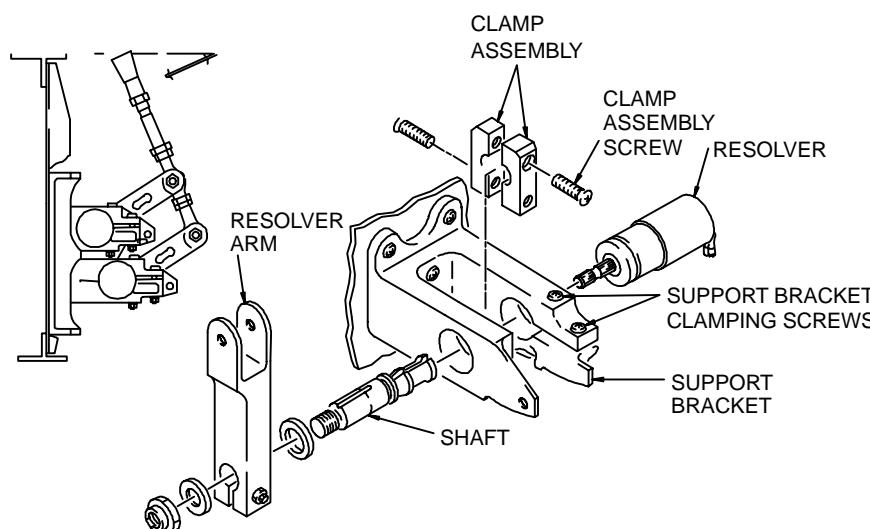
ENGINE SENSORS

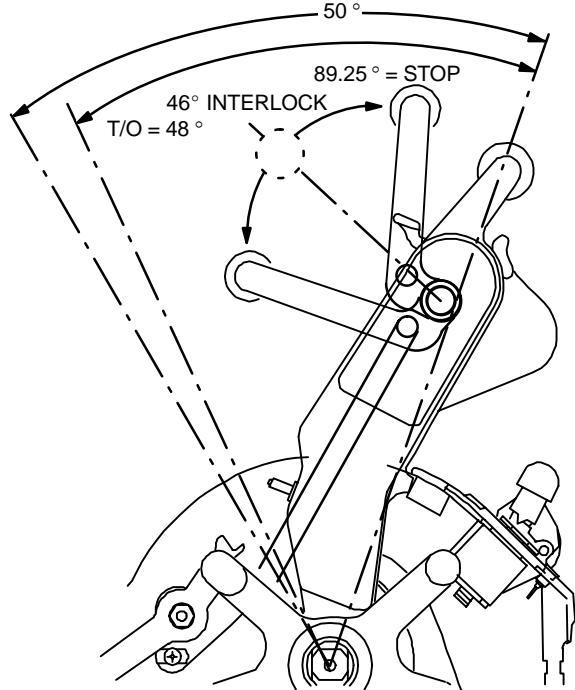
TRA TRANSDUCER

Thrust Resolver Angle Transducer

Das Hauptregelsignal für die ECU ist die Gashebelposition (Throttle Lever Angle). Der Winkel des entsprechenden Gashebels (TLA) wird von einem Thrust Resolver Angle (TRA)Transducer gemessen und an die ECU übermittelt. Es stehen jedem Triebwerk ein TRA-XDCR mit zwei unabhängigen Resolvers für den ECU CH - A und CH-B zur Verfügung. Die Stromversorgung kommt aus der Power Supply des entsprechenden ECU-Kanals und ist immer vorhanden, wenn die ECU auf irgend eine Weise mit Strom versorgt ist. Der Gashebelwinkel (TLA) und der entsprechende Resolverwinkel (TRA) stehen in einer festen Beziehung, sind aber nicht identisch.

- Die **Resolver** übertragen einen Winkel zwischen **4,1°** und **85°**.
- Der Bewegungsbereich der **Gashebel** beträgt **0°** bis **50°** wobei 0 Grad IDLE, 50 Grad dem vorderen Anschlag (Throttle Stop) entspricht.





NOTE: TRA XDCR ANGLE DISPLAYED ON
-EPCS MAINT PAGE AS TRA
-PERF MAINT PAGE AS TRASEL

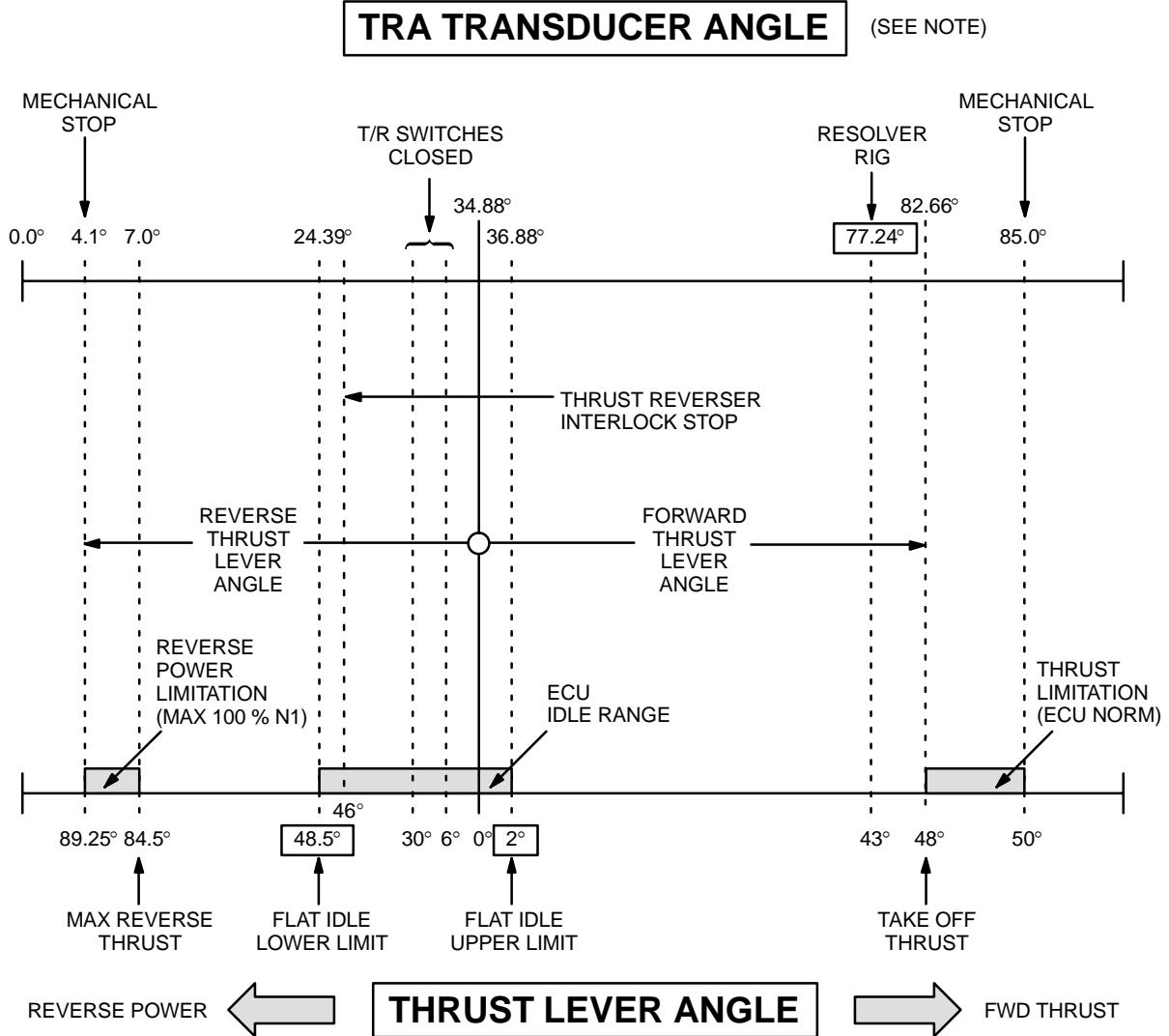


Figure 54 TRA / TLA Angle Diagram



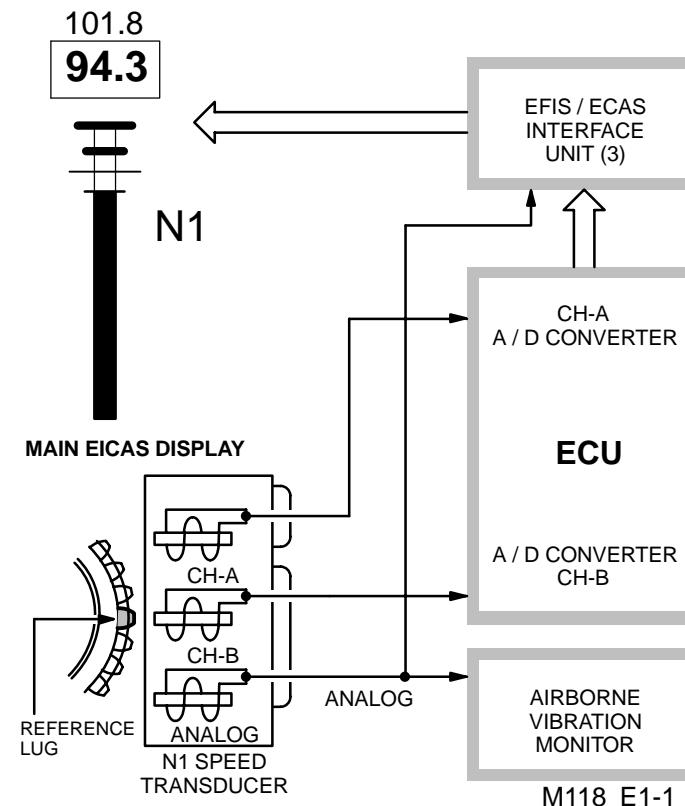
ECU INPUTS N1 SPEED SENSOR

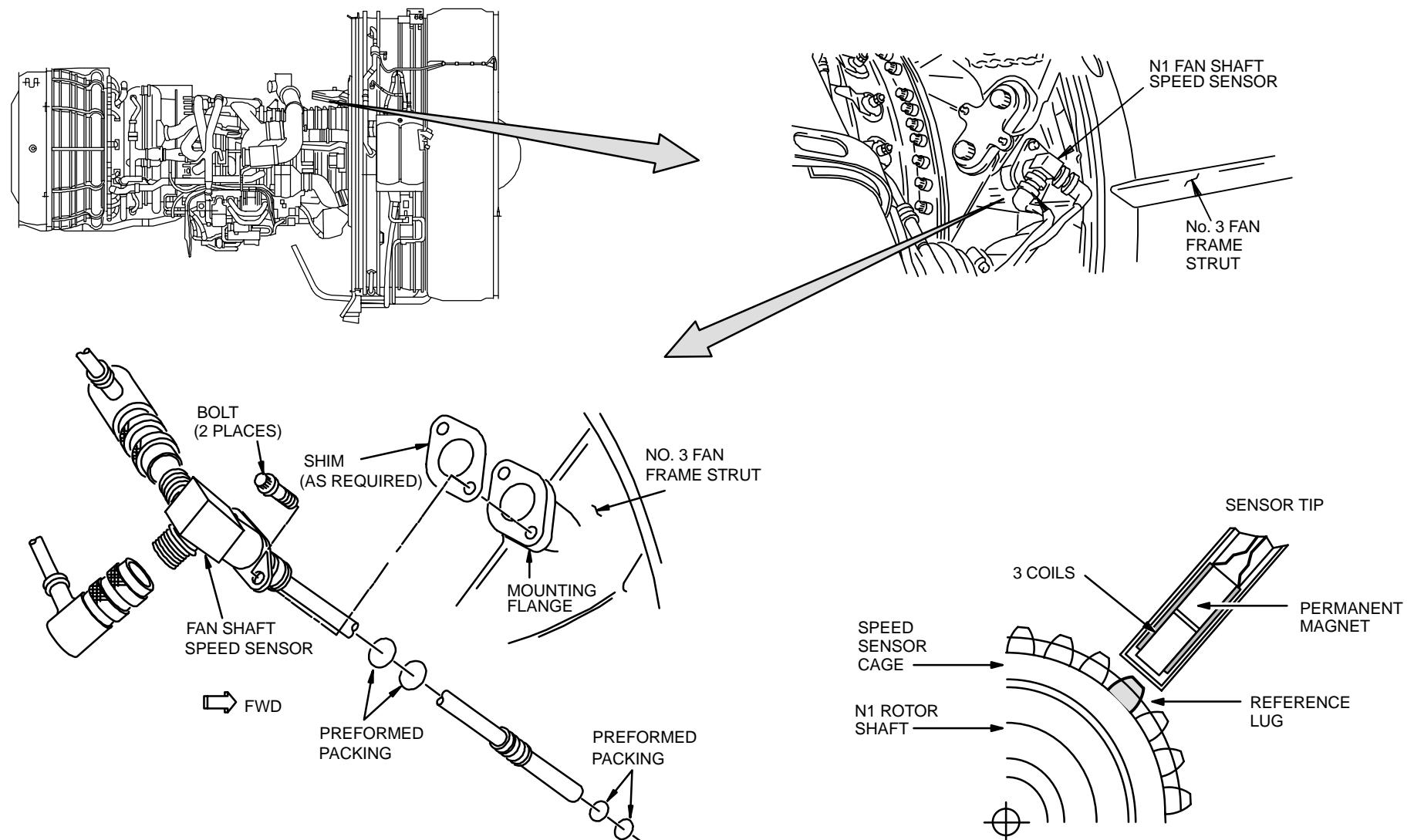
N1 SPEED SENSOR

Der N1 Speed Sensor

- ist im Fan Frame in 2:00 Position eingebaut
- besteht aus einem Permanentmagneten und 3 Spulen
- erzeugt ein magnetisches Feld, welches von den 38 Zähnen eines Zahnrades, das auf der N1-Welle angebracht ist, verändert wird. Durch das sich ständig verändernde Feld wird in den 3 Spulen eine Wechselspannung erzeugt, deren Frequenz proportional zur N1-Drehzahl ist.
- beliefert den ECU Channel A + B mit Drehzahlsignalen von den getrennten Spulen über zwei separat vorhandenen Steckeranschlüssen.
- sendet über eine dritte Spule (über den Steckeranschluss des ECU CH-B) N1 Signale direkt zu den EIUs und zum Engine Vibration Monitoring System.

Die Anzahl der Zähne auf dem Zahnräder der N1-Welle entspricht der Anzahl der Fan-Blades (38). Ein Zahn (Reference-Lug) auf dem Zahnräder ist geringfügig breiter als die restlichen und erzeugt dadurch ein stärkeres Signal. Diese Anordnung des N1-Drehzahl Meßsystems wurde erforderlich, um für einen Fan Trim Balancing Run-Up die Position des Fan-Blades No. 1 zu ermitteln. Damit kann das Meßsystem u. a. auch den Winkel (PHA) der Unwucht des Fans und / oder der Low Pressure Turbine errechnen.





N1 Fan Shaft Speed Sensor Installation (CF6-80C2 FADEC)

N1 Fan Shaft Speed Sensor Function Principle

Figure 55 N1 Speed Sensor



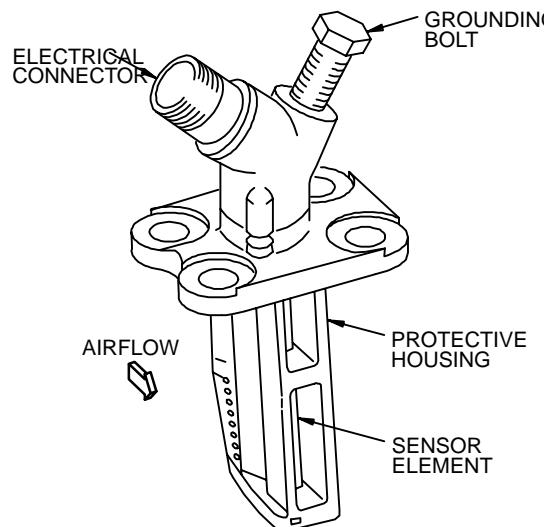
ECU INPUTS FAN INLET TEMPERATURE SENSOR

Fan Inlet Temperature Sensor (T12)

Zum Messen der Außentemperatur (T12) sind am vorderen Rand des Forward Fan Case 2 Sensoren installiert. (02:00 und 10:00 Uhr Position). Jedem ECU-Kanal ist ein eigener Sensor zugeordnet. Die beiden Sensoren sind elektrische Widerstandstermometer mit PTC-Charakter. Die durchströmende Fanluft verändert den Sensorwiderstand proportional zur Lufttemperatur, der Widerstand des Sensors steigt mit der Temperatur. Der normale Arbeitsbereich liegt zwischen -90°C und +100°C. Die Signale des linken Sensors werden dem ECU Kanal A, die des rechten dem ECU Kanal B zugeführt. Die ECU bildet aus den Meßsignalen der T12 Sensoren und der TAT aus den AIR DATA Computers einen Mittelwert und benutzt ihn für

- Engine Air Control
- Fuel Metering Control

Die Sensoren sind untereinander austauschbar. Der Ground-Stud an den Sensorgehäusen wird für Blitzschutz benötigt.



FAN INLET TEMPERATURE (T12) SENSOR

ECU INPUTS N2 SPEED SENSOR

N2 Speed Sensor

Der N2 Speed Sensor liefert Signale für die ECU, für verschiedene Flugzeugsysteme und für die Indication. Der Sensor ist an der Vorderseite der Accessory Gearbox installiert und ragt mit seinen Aufnahmespulen (Sensing Coils) in die Gearbox hinein. Er erzeugt ein magnetisches Feld, welches von 12 "Lugs" auf einem Umlenkzahnrad (Idler Gear) verändert wird. Die sich hieraus ergebende Frequenz ist N2-Drehzahlproportional. Der Sensor ist nur durch einen schmalen Spalt von den Lugs auf dem Idler Gear getrennt. Da das Idler Gear über eine Übersetzung vom N2 Rotorsystem angetrieben wird, entsprechen 9 Impulse einer N2-Umdrehung. Der N2 Sensor ist **dreifach** ausgeführt und mit **2 Steckern** versehen.

Er sendet seine Signale an

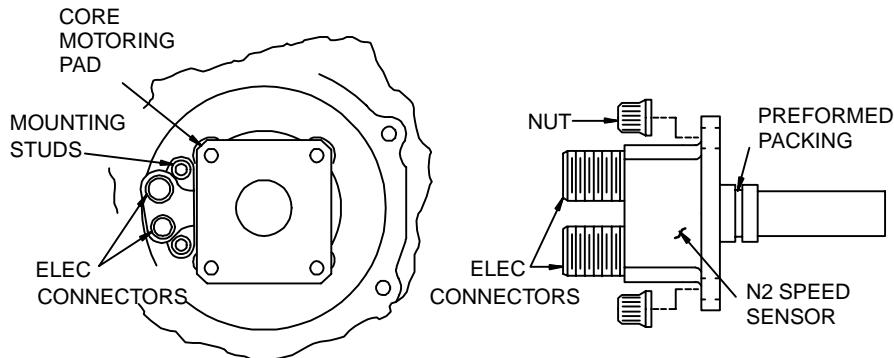
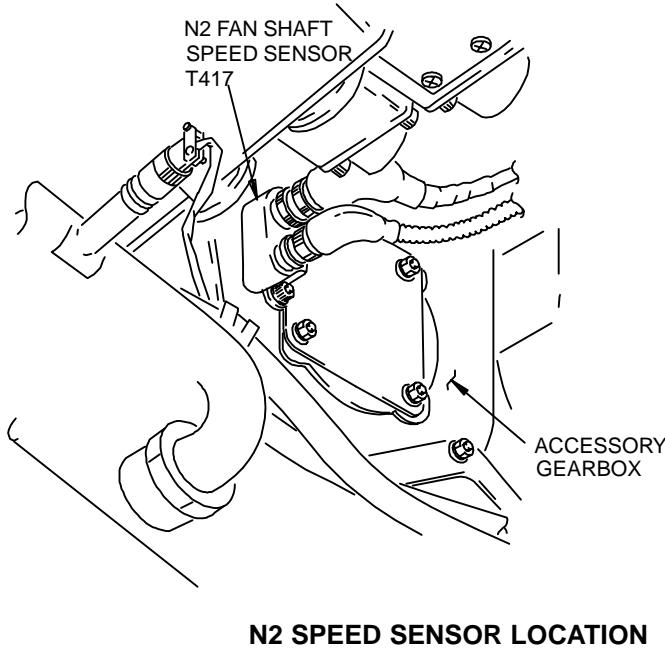
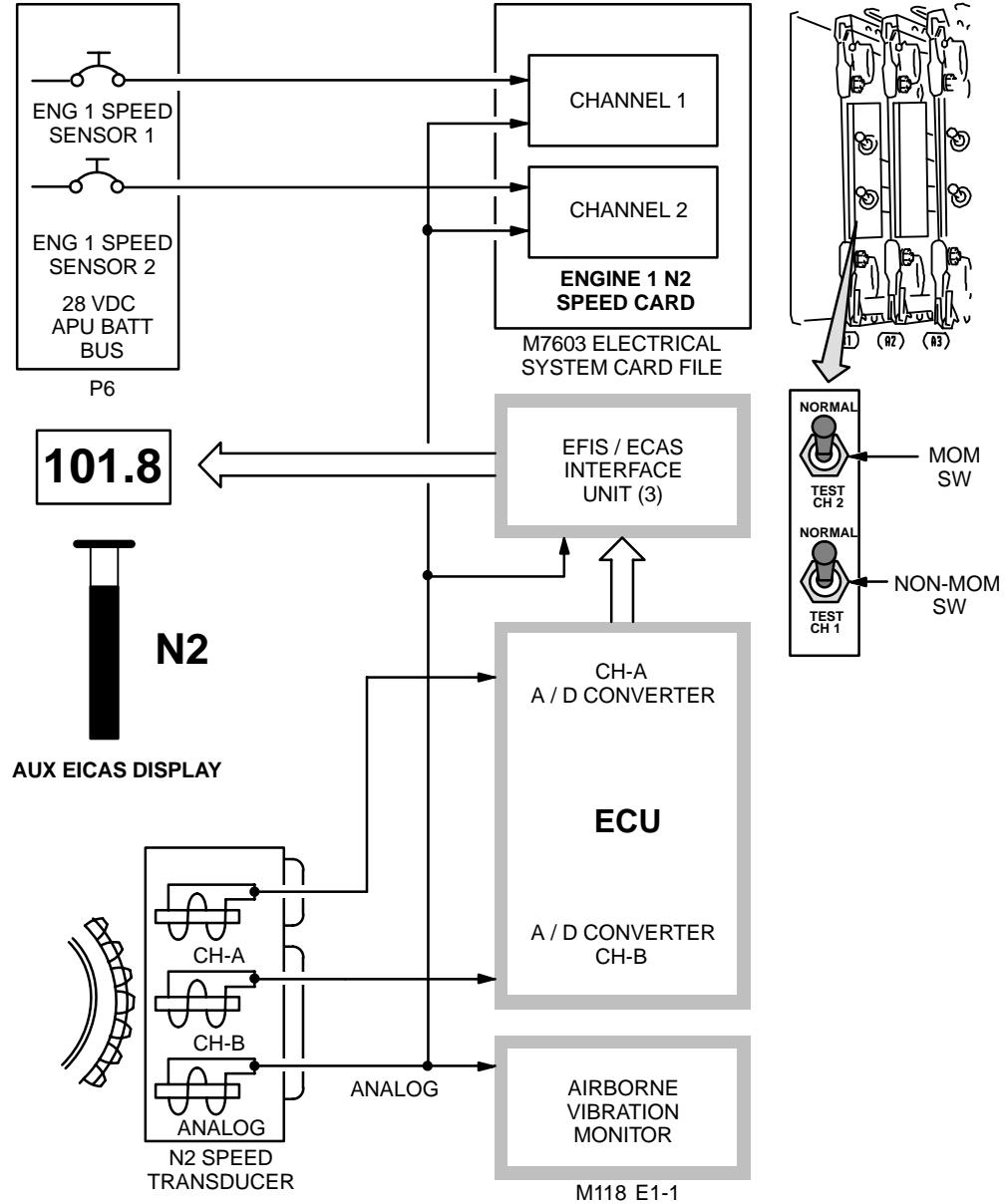
- den ECU CH-A und ECU CH-B

Die beiden ECU Kanäle werden über getrennte Stecker versorgt.

Über den größeren der beiden Stecker (ECU CH-B) wird zusätzlich ein N2-Speed Signal an:

- die entsprechende N2 Speed Card (CH-1 und CH-2).
- das Airborne Engine Vibration Monitoring System
- alle 3 EFIS/EICAS Interface Units (analog N2)

geleitet.

**N2 SPEED SENSOR**



ECU INPUTS T25 / P25

Compressor Inlet Pressure and Temperature Sensor

Der T25 / P25 Sensor besteht aus zwei elektrischen Widerstandsthermometern und einer Pressure Probe. Die beiden T25-Sensoren haben "PTC"-Charakter. Die durchströmende (T5) Luft verändert den Sensorwiderstand proportional zur Lufttemperatur, der Widerstand des Sensors steigt mit der Temperatur. Die Signale werden über zwei separate Stecker zum ECU Kanal A und B geführt.

Das T25/P25 Sensorgehäuse ist im Compressor Inlet Luftstrom zwischen Niederdruck- und Hochdruckkompressor installiert.

- Der Pressure Port liefert seinen Druck über eine Rohrleitung zur ECU. In der ECU wird der Druck zu zwei getrennten Pressure Transducers geführt. Der normale Arbeitsbereich der XDCR's beträgt 2-57 PSI.
- Die Temperatur-Signale werden über zwei getrennte Stecker dem ECU-Kanal A und B zugeführt. Der normale Arbeitsbereich für die beiden T25 Sensoren beträgt -90°C und +200°C.

T25 wird für Fuel Metering Control, P25 für das Aircraft Condition Monitoring System (ACMS) verwendet.

ECU INPUTS T3, PS3 AND PO

T3 Sensor

Der T3 Sensor mißt die Compressor Discharge Temperature (CDT) und ist am Compressor Rear Frame in 11:30 Position installiert. Er enthält 2 getrennte-Thermoelemente (Chromel-Alumel) die über separate Stecker ihre Signale an den ECU CH-A und CH-B senden.

- Der normale Arbeitsbereich liegt zwischen -60° und +725° C.
- Die Signale werden von der ECU für Engine Air Control
 - High Pressure Turbine Clearance Control (HPTCC)
 - Bore Cooling System

verwendet.

PS3 Pressure Sensor

PS3 wird an einem Fitting in 3:00 Uhr Position am Compressor Rear Frame abgenommen. Der Druck wird der ECU über eine Leitung zugeführt wo er (intern) zu 2 separaten Pressure Transducers verzweigt. Diese liefern dem ECU CH-A und CH-B getrennte Eingangssignale. PS3 wird für:

- Fuel Metering
- Overboost Protection
- Engine Air Control

verwendet.

HINWEIS : PS3 Sensor- oder Meßleitungsfehler sind für den Motorbetrieb äußerst kritisch.

- bei leichter Leckage versucht die ECU durch N2 Drehzahlerhöhung den gesunkenen PS3 Pressure wieder auszugleichen (IDLE N2 zu hoch)
- bei einem kompletten Verlust des PS3 Signals errechnet sich die ECU mittels anderer Parameter den PS3 Pressure selbst (T25 / PO / N2). Die Alert Messages :

ENG (X) CONTROL (Advisory)

ENG (X) CONTROL (Status) sowie die CMC MSG's

7(X)374 ENG-(X) PS3 LOW RANGE FAIL (CH-A) und

7(X)474 ENG-(X) PS3 LOW RANGE FAIL (CH-B) erscheinen.

- bei größerer Leckage bleibt der Motor stehen (ständiges Reduzieren von FF durch den Maximum Flow Limit Schedule Calculator).

PO Outside Pressure Ports

Die ECU besitzt zwei offene Inletports mit den zugehörigen Pressure Transducers für die Messung von Pressure Outside bzw. Ambient Pressure PO. Jeder (der internen) Pressure Transducers beliefert einen ECU Kanal. PO wird für

- Fuel Metering Control
- Engine Air Control

verwendet.

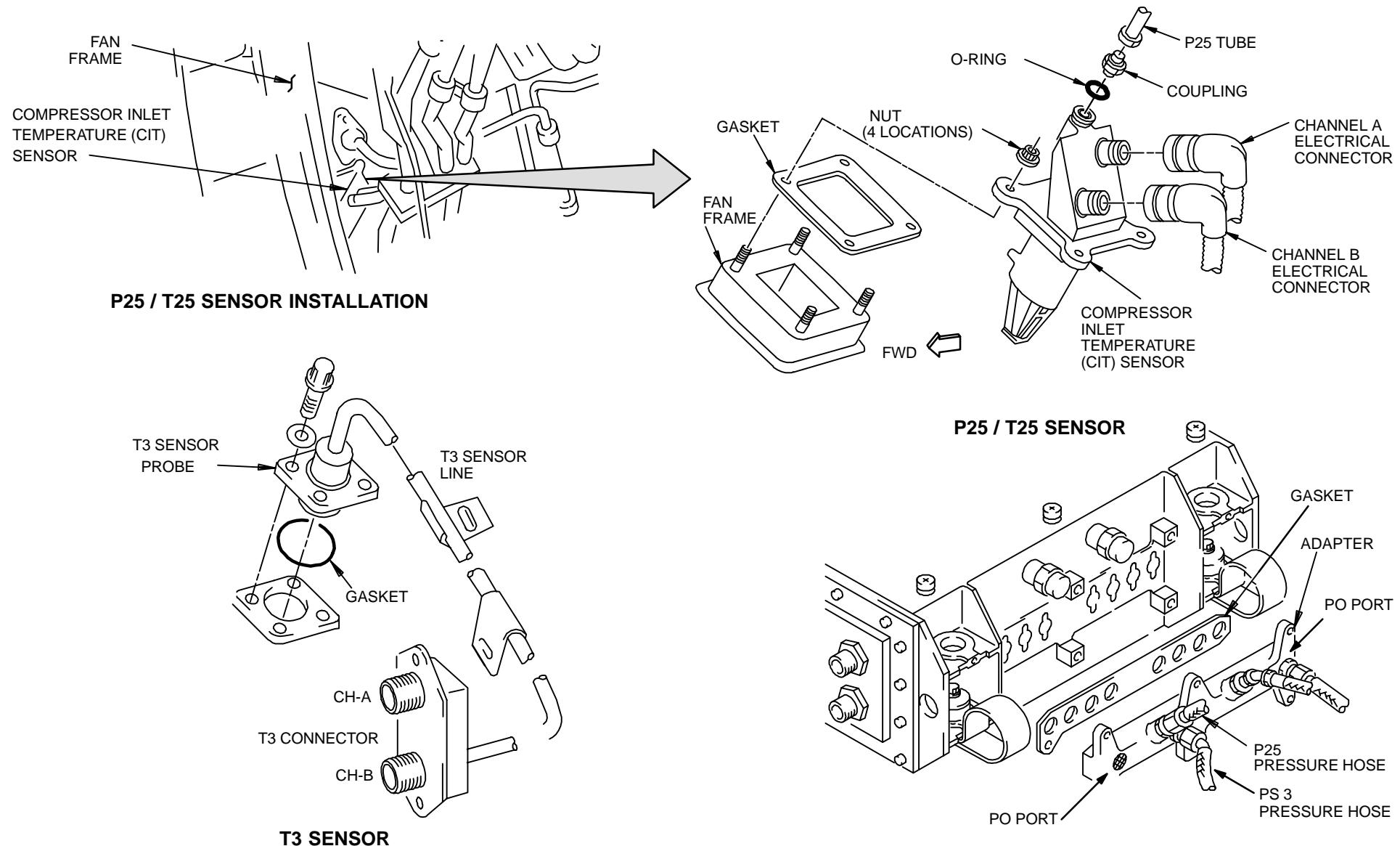


Figure 57 P25/T25 / T3 / P25 / PS3 Sensor



ECU INPUTS PS14 AND P49

PS14 (Fan Discharge)Pressure Sensor

Die PS14 Pressure Probe ist eine statische Druckabnahme und ist am AFT FAN Case in 10:00 Uhr Position installiert. Der Fan Discharge Pressure wird über eine Rohrleitung zu einem ECU Inlet Port geführt und innerhalb der ECU zu zwei Pressure Transducers verzweigt.

- Der Normale Arbeitsbereich liegt zwischen 2 und 30 PSI (absolut).
- PS 14 wird für Aircraft Condition Monitoring System (ACMS) verwendet. Mit Hilfe des gemessenen Druckes kann der Wirkungsgrad des FAN bestimmt bzw. überwacht werden.

P49 HP Discharge Pressure Sensor

Die P49 Pressure Probe ist an der Vorderseite des LPT-Gehäuses in 3:30 Uhr Position installiert und nimmt den Druck des LPT Inlet Airflow auf. Der P49 Pressure wird über eine Rohrleitung zu einem ECU Inlet Port geführt und innerhalb der ECU zu zwei Pressure Transducers für den ECU CH-A und B verzweigt.

- Der normale Arbeitsbereich liegt zwischen 25 und 120 PSI (absolut).
- Er wird für Aircraft Condition Monitoring System (ACMS) verwendet. Mit Hilfe des gemessenen Druckes kann der Wirkungsgrad der High Pressure Turbine bestimmt bzw. überwacht werden.

ECU INPUTS T5

T5 Temperature Sensor

Der T5 Sensor ist an der Hinterseite des Turbine Rear Frame installiert und misst die LPT Discharge Temperatur. Der Sensor enthält 2 Thermoelemente (Chromel / Alumel), die bereits im Sensor parallel geschaltet sind. Die temperaturproportionale Thermospannung wird beiden ECU-Kanälen zugeführt. Der Sensor ist für beide ECU Kanäle nur einmal vorhanden.

- Der normale Arbeitsbereich liegt zwischen -60° und +855° C.
- T5 wird nur für Aircraft Condition Monitoring System (ACMS) verwendet. Mit den Messwerten kann der Wirkungsgrad des LPT bestimmt bzw. überwacht werden.

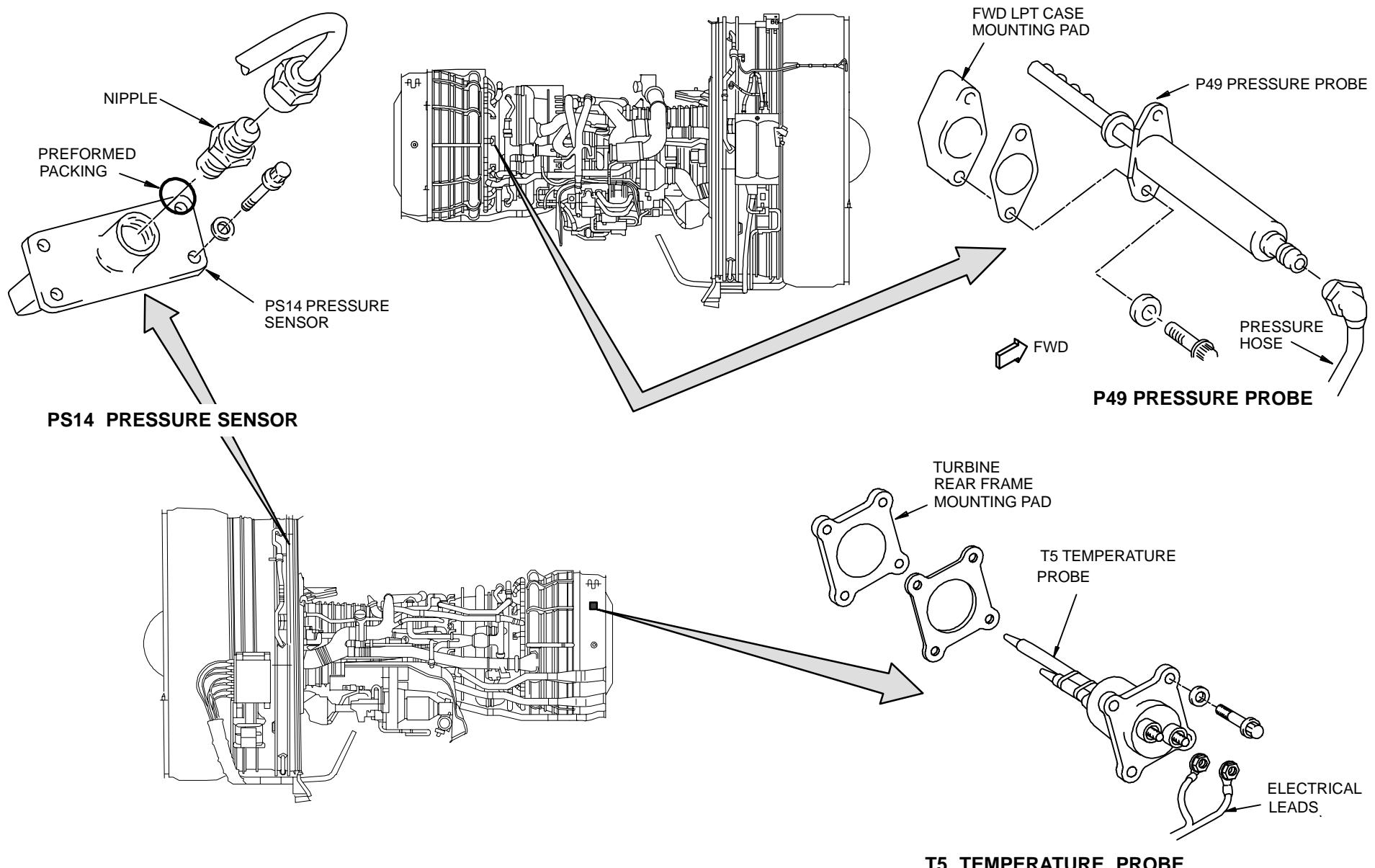


Figure 58 PS14 / P49 / T5 Sensor



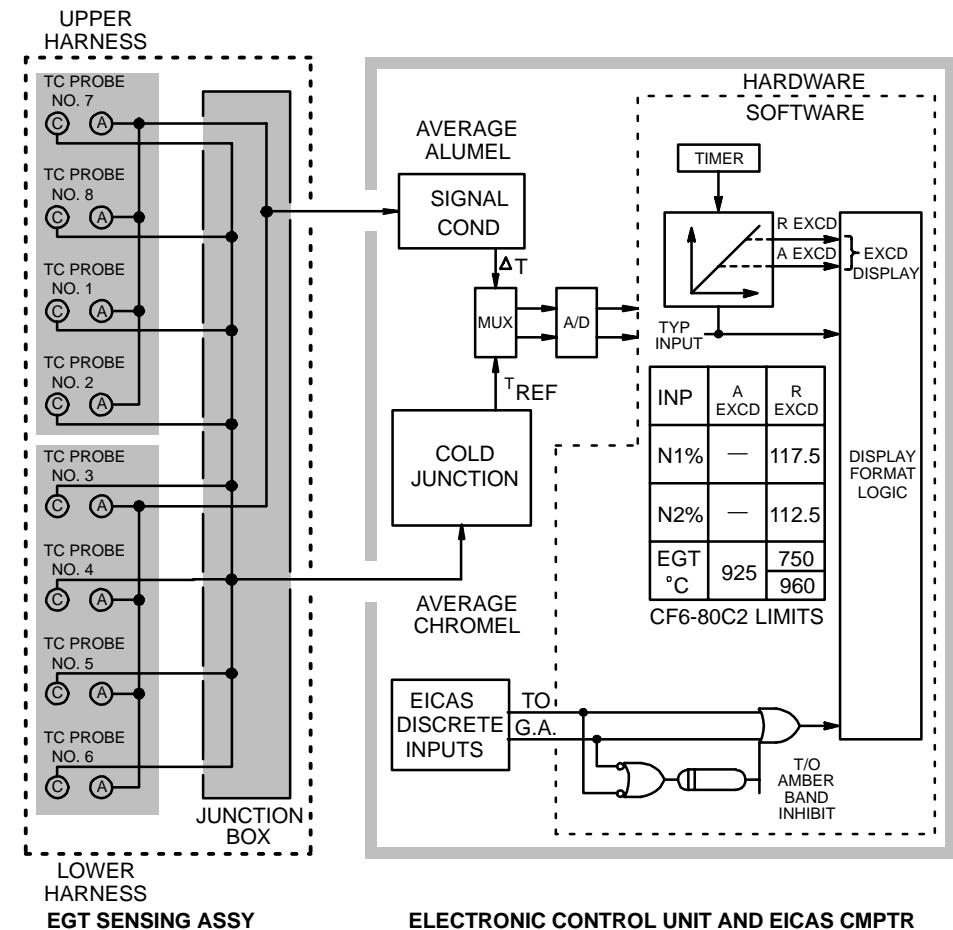
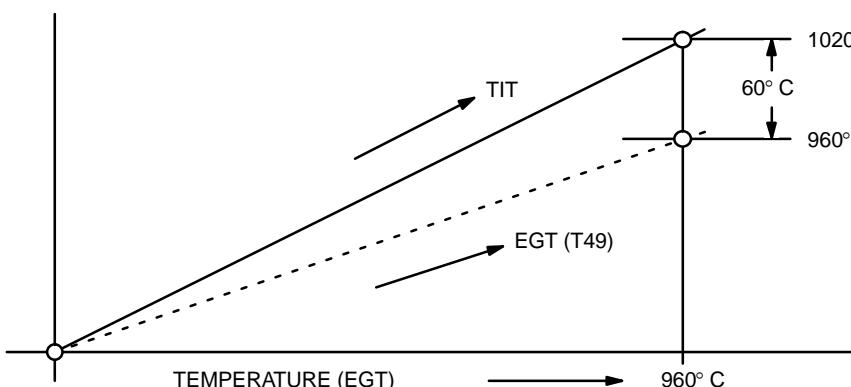
ECU INPUTS T49 (EGT)

Das T49 (EGT) Meßsystem besteht aus zwei Harness Assemblies, die auf dem Gehäuse zwischen HP- und LP Turbine ringförmig installiert sind. Sie messen die HPT Exhaust Temperature (EGT).

Jede Einheit besteht aus 4 EGT Probes, die jeweils 2 Thermoelemente enthalten und intern parallel geschaltet sind. Die Probes sind über ein Thermo Couple Cable (TC) mit der Junction Box verbunden. Die Probes des anderen Harness Assembly sind über einen zweiten Eingang mit der Junction Box verbunden. Innerhalb der Junction Box sind alle 8 EGT Probes (alle 16 Meßstellen) parallel geschaltet. Es wird ein Mittelwert aus allen Thermospannungen gebildet. Die Meßspannung wird an die ECU weitergeleitet.

- Die ECU reduziert (rechnerisch) den Meßwert proportional, beginnend ab 1020°C (maximal 60°C).
- Es wird dadurch ein (Flotteneinheitliches) EGT-Limit von 960°C erreicht, das beim CF8-80C2 B1F Engine in Wirklichkeit bei 1020°C liegt.
- Die ECU verwendet das T49 (EGT)- Signal für :
 - Fuel Metering Control (wenn ein Engine Automatic Start gewählt wurde)
 - die Anzeige auf dem MAIN EICAS Display.
- Die Bandbreite des T49 (EGT) Signals, welches von der ECU als gültiger Meßwert akzeptiert wird, liegt zwischen -60° und +1370°C. EGT Werte von < 0°C werden jedoch nicht angezeigt.

Der auf den EGT-Probes angebrachte Pfeil kennzeichnet die richtige Einbaurichtung. Jede Probe kann separat gewechselt werden.



NOTE: A EXCD = AMBER BAND LIMIT
R EXCD = RED LINE LIMIT

T49 (EGT) Measuring Equipment Schematic



NOTE:
USE JUNCTION BOX WITHOUT SHUNT. ECU PROPORTIONAL REDUCES EGT UP TO 60°C BY ITS SOFTWARE.

⚠ CONFIGURATION OF BRACKET
CAN BE DIFFERENT

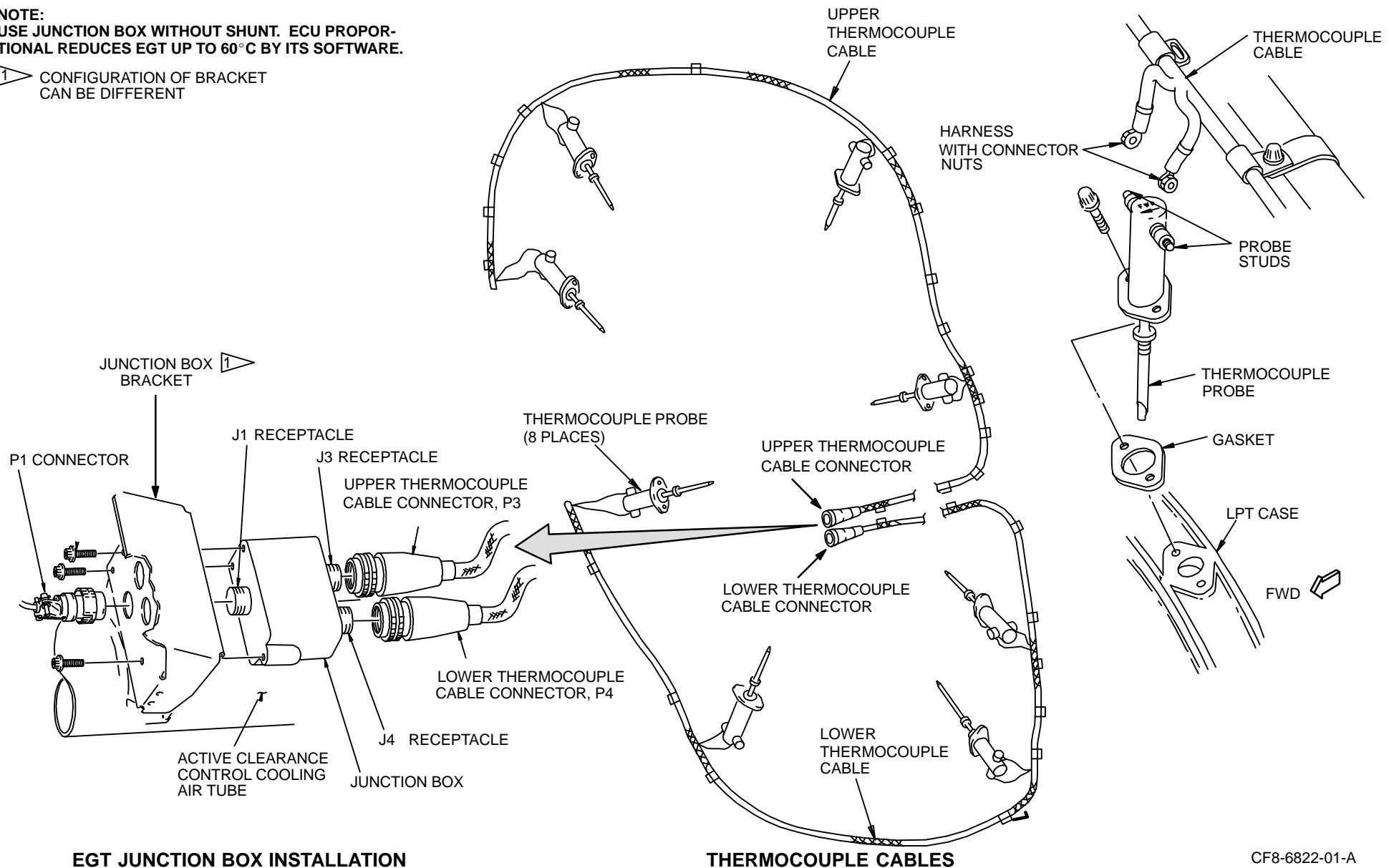


Figure 59 T49 (EGT) Measuring Equipment

CF8-6822-01-A



EEC / TMC DISCRETE CARDS (IF INSTALLED)

Funktion

Pro Triebwerk ist eine EEC / TMC Discrete Card im Module 7603 Electrical System Card File installiert.

(EEC / TMC = Electronic Engine Control / Thrust Management Computer)

Sie haben die Aufgabe,

- verschiedene flugzeugabhängige Systeme zu steuern
- den ECU's flugzeugabhängige Discretes zur Verfügung zu stellen.

Folgende Funktionen werden (*für die Triebwerke*) geschaltet :

- **Minimum / Approach Idle Select** : Die EEC / TMC Discrete Cards stellen den ECU's ein Ground Discrete zur Verfügung, um die Triebwerke nach MIN-IDLE zu steuern. Das Signal ist 5 sec. Zeitverzögert.
- **Bleed Discretes** : Die Bleed Discretes (Bleed Status) werden von
 - Nacelle Anti Ice
 - Wing Anti Ice
 - Air Condition Packs
 gesammelt und den TMC's (in den Flight Management Computers) für die N1 Limit Berechnung und zur Verteilung an andere Flugzeugsysteme zur Verfügung gestellt.
- **ECU Test Enable** : Die EEC / TMC Discrete Cards stellen den ECU's unter folgenden Bedingungen ein *Test Enable Signal* zur Verfügung
 - ON Ground und
 - Engines not running

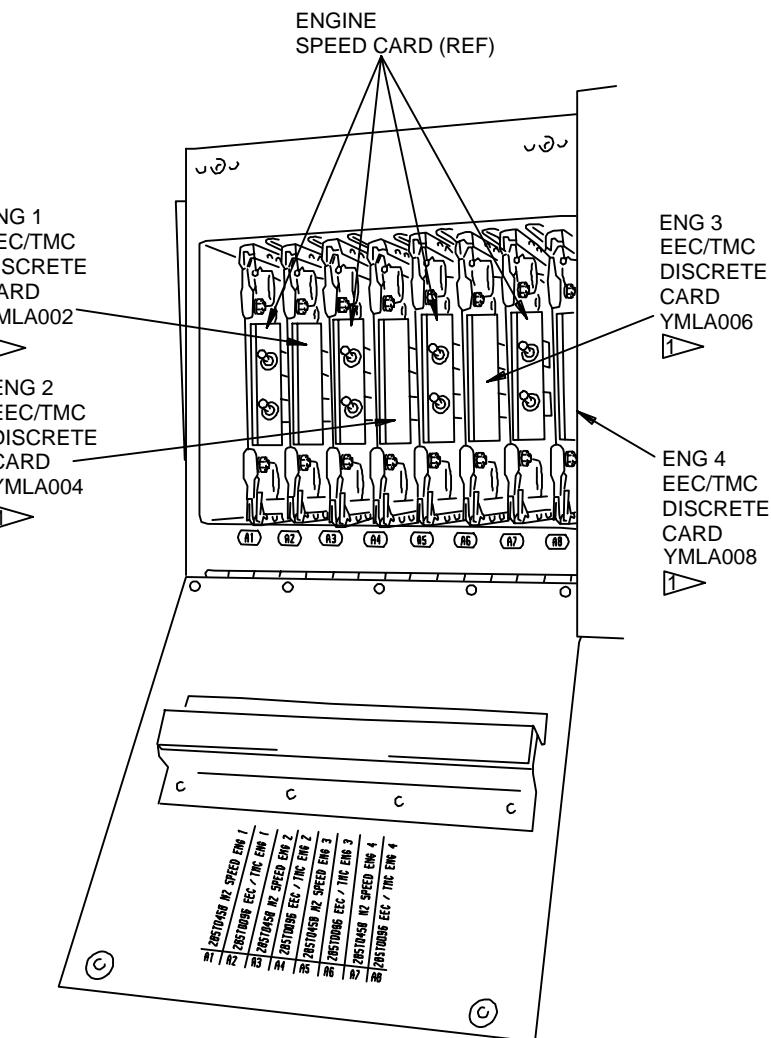
Steht das *Test Enable Signal* zur Verfügung, kann ein ECU Kanal-Test durchgeführt werden.

Ist das Flugzeug in der Luft (oder am Boden und ein Triebwerk läuft), bewirkt das Schalten des EEC MAINT Switch (P461) lediglich das Wechseln des entsprechenden Channel-In-Command.

- **ECU Reset Discrete** : Der ECU Reset Circuit wird aktiviert, wenn der entsprechende Fuel Control Switch nach "CUTOFF" gelegt wird. Dieses "Reset Discrete" löscht alle ECU Status Faults und leitet einen EEC Bite Test ein um die ECU in einen definierten Grundzustand zurückzubringen.

Bei Flugzeugen, die nicht mit EEC / TMC Discrete Cards ausgerüstet sind, übernimmt jeweils ein Idle Select Relay die Steuerung von Minimum /Approach

Idle (R7322/7323 installiert im P414, R7324/7325 im P415), alle anderen Funktionen werden durch die Software der entsprechenden ECU gewährleistet.



△ IF INSTALLED.

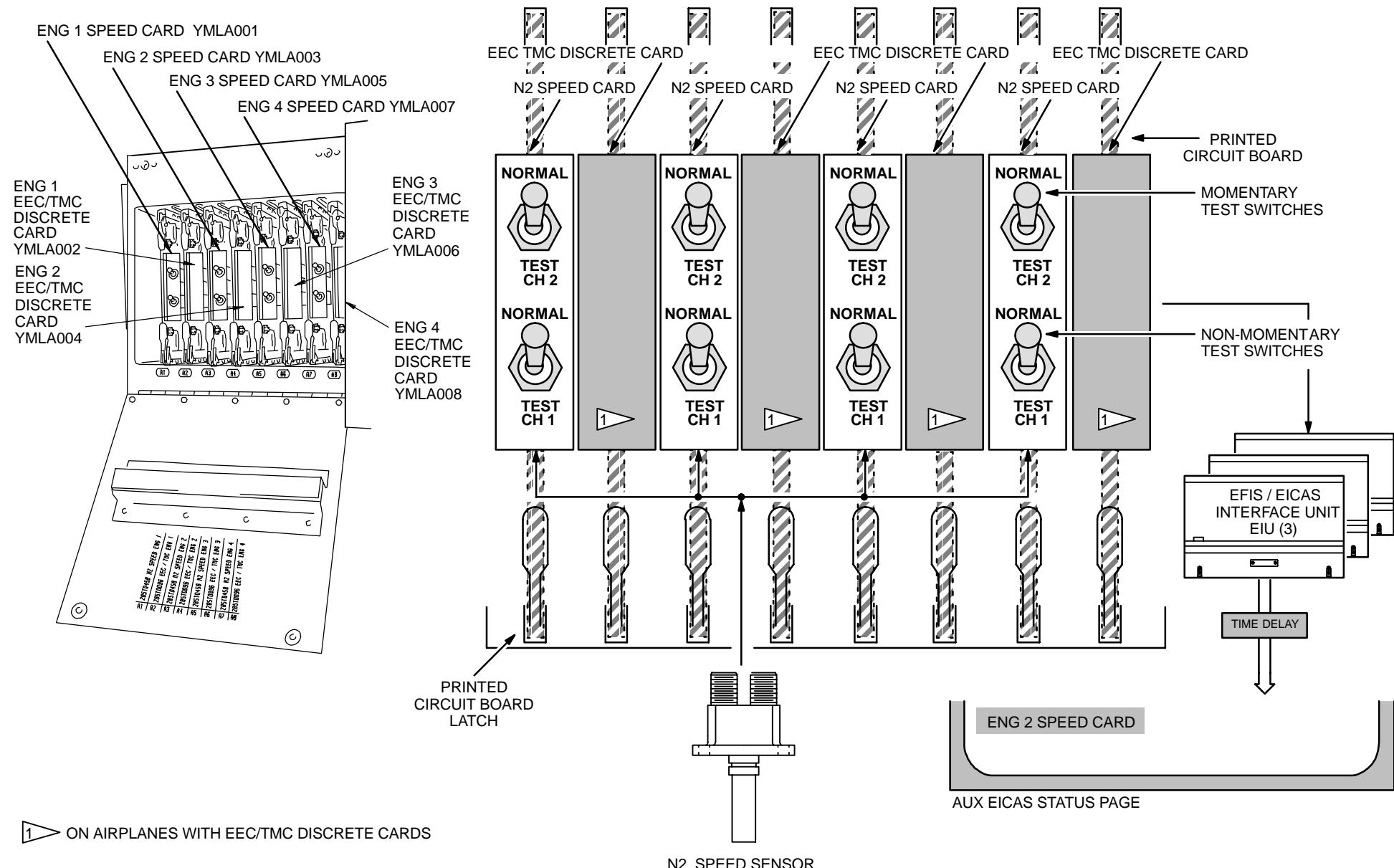


Figure 60 N2 Speed & EEC / TMC Discrete Cards



N2 SPEED CARDS

General

Die 4 Engine N2 Speed Cards erhalten analoge, drehzahlproportionale Eingangssignale von ihren N2 Speed Sensoren.

Die Schaltsignale werden immer bei 50% N2 gesendet. Die Karten stellen die Signale für bestimmte Flugzeug- und Triebwerkssysteme zur Verfügung.

Für die FADEC Anlage sind dies:

(Alle außer D-ABVO und folgende)

- **ALTN Light Supression** (Das ALTERNATE Light im EEC Mode Select Switch wird bei Drehzahlen von < 50% N2 unterdrückt, auch wenn sich die ECU in der "SOFT REVERSIONARY" Mode befindet).

(Alle Flugzeuge)

- **Engine Start Switch Release**. Der Engine Start Switch springt nach einem Engine Start Vorgang bei 50% N2 automatisch wieder zurück in seine Ausgangs-Position (Starter Cut Out).

INDICATION

Bei Fehlern in den CH-1 / CH-2 Kartenhälften wird mit einem Time Delay von ca. **70 sec.** auf dem AUX EICAS die Status Message

ENG (X) SPEED CARD

angezeigt. Diese Message wird selbstständig wieder gelöscht, wenn der (nachfolgend beschriebene) **Test 2** durchgeführt wird und erfolgreich verläuft (latched Message). Ein Löschen der Message mittels CMC ist nicht möglich.

ENGINE N2 SPEED CARD TEST

An der Vorderseite einer jeden N2 Speed Card befindet sich ein Panel mit 2 Testschaltern.

- Der obere Schalter wird mit CH-2 bezeichnet (momentary switch).
- Der untere Schalter wird mit CH-1 bezeichnet (non momentary switch).

Mit Hilfe der beiden Testschalter ist es neben dem eigentlichen Kartentest auch möglich, Flugzeug- oder Triebwerkssysteme zu schalten.

ACHTUNG!

Da für das entsprechende Triebwerk eine N2 Drehzahl > 50% simuliert wird, sind entsprechende Sicherheitsmaßnahmen (siehe MM) zu treffen. Um Beeinflussungen der von den Karten geschalteten (entsprechenden) Flugzeugsysteme zu vermeiden, müssen beide Testschalter nach erfolgtem Kartentest nach NORMAL zurückgeschaltet werden.

Test 1

- unteren Schalter (CH-1 non momentary) nach TEST
Es wird für den Kanal 1 eine Drehzahl von 50 % simuliert, die andere Kartenhälfte (Kanal 2) hat keine Drehzahl.

Wenn nach **70 sec.** auf der Aux EICAS STATUS Page die Message

ENG (X) SPEED CARD

erscheint, ist der CH-1 der entsprechenden Karte und der CH-1 Backup (im CH-2 der Karte) fehlerfrei, da der "Disagree" zwischen den beiden Kartenhälften erkannt wurde .

Test 2

- unteren Schalter (CH-1 non momentary) nach TEST und gleichzeitig
- oberen Schalter (CH-1 momentary) nach TEST für mindestens **70 sec.** halten.

Ist nach **70 sekunden** auf der Aux EICAS STATUS Page keine Message vorhanden, oder wird die evtl. vorhandene Message **ENG (X) SPEED CARD** wieder gelöscht, sind beide Kanäle der entsprechenden Karte fehlerfrei.

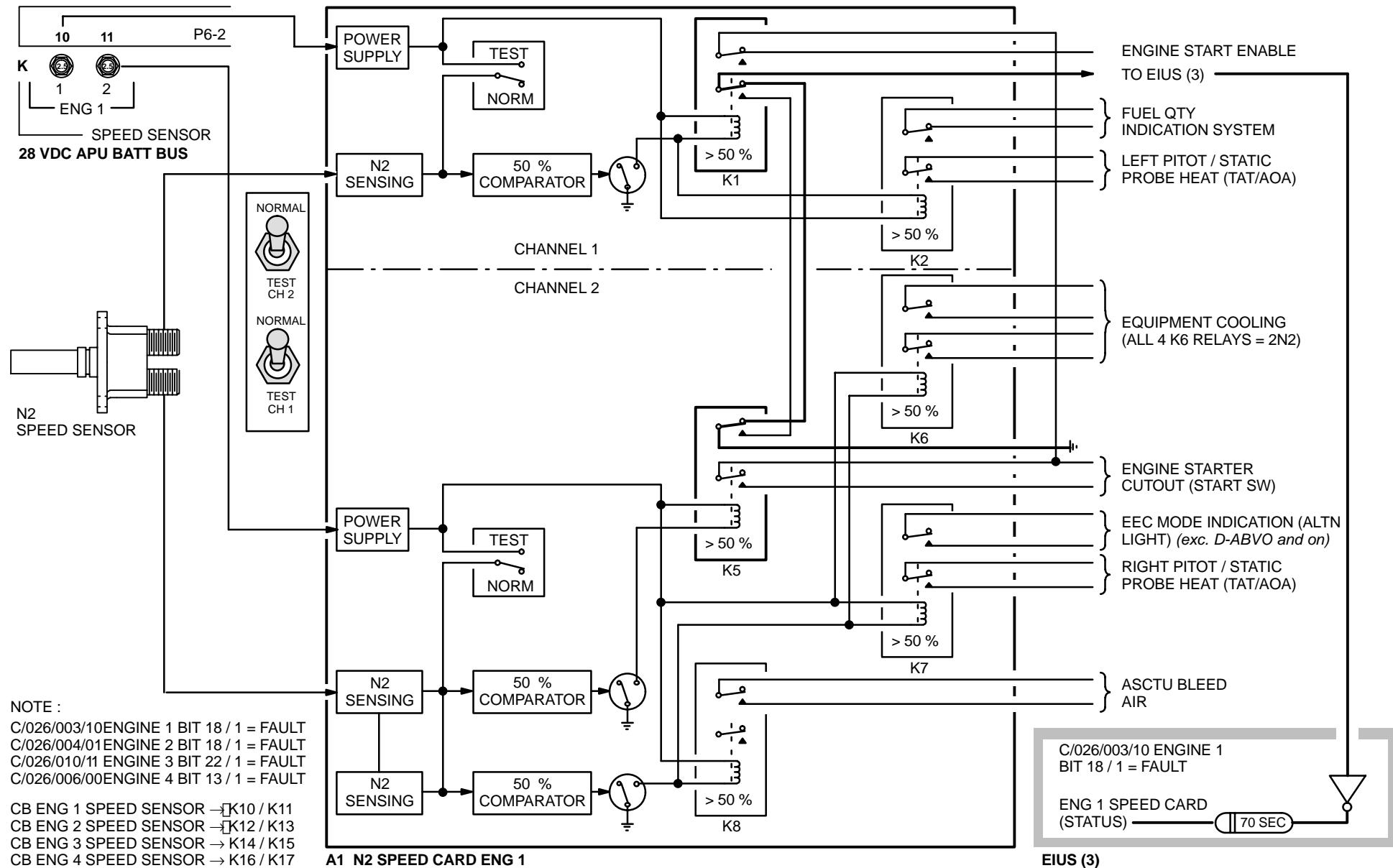


Figure 61 Engine Speed Card Schematic



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

TECHNICAL LOG BOOK			TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.	TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.	TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.	TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.	
			TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	
			A/C-REG	AB/V/F	A/C-REG		A/C-REG		A/C-REG		
MAINTENANCE CHECK STATION	A/C-REG	CHECK	CPT or FE PK-No.	1 2 3 4 5	CPT or FE PK-No.		CPT or FE PK-No.		CPT or FE PK-No.		
			Flight-No.	L(H431 Day	Flight-No.	Day	Flight-No.	Day	Flight-No.	Day	
DATE	PK-No.	SIGN	Leg	ORD - F.R.A	Leg		Leg		Leg		
TLB-No.	T 336213	FB.H.L CODE	TLB-REFER	TLB-No.	/	TLB-No.	/	TLB-No.	/	TLB-No.	/
ASC			HANDICAP - H IMPORTANT - I								
REP	ACT										
ENG 1 CONTROL APPEARED DURING ENGINE START.											
T 336214											
ACT											
see Note → cover inside											
ATT TO:											
STATION											
DATE D D M M Y Y											
UTC											
PK-No.											
see Note → cover inside											
ATT TO:											
STATION											
DATE D D M M Y Y											
UTC											
PK-No.											
CPT or FE XXXX											

PRESENT LEG FAULTS 1/3

- * ADVISORY : 73 03 05 00
- < ENG 1 CONTROL
 - * STATUS : 73 03 06 00
- < ENG 1 CONTROL
 - * ADVISORY : 78 03 01 00
- < ENG 1 REVERSER
 - * ADVISORY : 36 10 23 00
- < BLEED 1 ERASE >
-
- < ERASE STATUS REPORT >
- < RETURN HELP >

PRESENT LEG FAULT MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN LH431 VHHH / EDDF 685-2270-008 GE-007 16NOV93 1030

ENG-1 N1 16NOV93 1030 ATA : 73-21
SENSOR/WIRING EQUIP : ENGINE START
FAIL (CH-A) N/A MSG : 71309

ENG 1 CONTROL	- ADVISORY	73 03 05 00
ENG 1 CONTROL	- STATUS	73 03 06 00

***** END OF REPORT *****

PRESENT LEG FAULT MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN LH431 VHHH / EDDF 685-2270-008 GE-007 16NOV93 1030

ENG-1 N1 16NOV93 1030 ATA : 73-21
SENSOR/WIRING EQUIP : ENGINE START
FAIL (CH-B) N/A MSG : 71409

ENG 1 CONTROL	- ADVISORY	73 03 05 00
ENG 1 CONTROL	- STATUS	73 03 06 00

***** END OF REPORT *****

Figure 62 ATA 73 Eng. Fuel Trouble Shooting Example



N1 MODIFICATIONS

N1 Modifier Level

Die CF6-80C2B1F Triebwerke entwickeln durchschnittlich einen um ca. 3,5% zu hohen Schub (Thrust Margin) im Vergleich zur BOEING Specification.

Um die "Wing Lifetime" zu erhöhen (T/O-EGT Reduzierung um bis zu 8° C), wird durch Absenken der **COMMANDED N1** durch die ECU die N1 Drehzahl soweit abgesenkt, bis das Thrust Margin nur noch ca. 1.7% beträgt.

Um die Triebwerksleistungen einander anzugeleichen, sind 6 verschiedene Modifier Level vorgesehen (0-5). Die N1 Modifier Function wird unter folgende Bedingungen aktiv :

- ECU in der NORM Mode
- N1 RPM > 96,3% / < 117%
- Altitude < 13.000 ft
- maximal für 5 min. (Takeoff Flag latched / unlatched)

Die N1 Modifier Function setzt ab 96,3% N1 ein, steigt dann linear auf den jeweils vollen Wert und fällt zwischen 116,0 und 117,0% N1 ebenfalls linear wieder ab auf 0.

Die notwendig Höhe des MODIFIER Levels wird durch Messen der tatsächlichen Triebwerksleistung (auf einer "Schubwaage" / mit Modifier Level 0) ermittelt, und durch entsprechende Verdrahtung des ECU (J15) IDENTIFICATION Plug eingestellt. Es entspricht dem MODIFIER Level

- **0** keine Drehzahlabsenkung oder Leistungsverminderung.
- **1 0.40% N1 (13 RPM)** Drehzahlabsenkung
- **2 0.64% N1 (21 RPM)** Drehzahlabsenkung
- **3 0.88% N1 (29 RPM)** Drehzahlabsenkung
- **4 1.10% N1 (36 RPM)** Drehzahlabsenkung
- **5 1.34% N1 (44 RPM)** Drehzahlabsenkung

bzw. Leistungsverminderung.

Da bei aktiver N1 Modifier Function die physikalische N1 (N1 ACT) nicht mehr dem (vom Gashebel geforderten) N1 CMD (Command) entspricht, wird von der **ECU** der Betrag der Drehzahlreduzierung wieder für die **N1 Anzeige** zurückgerechnet. Insgesamt wird damit folgendes erreicht :

- 4 gleiche Gashebelstellungen
- 4 gleiche N1 Anzeigen
- 4 identische Schubleistungen

aber

- möglicherweise 4 unterschiedliche N1 Drehzahlen.

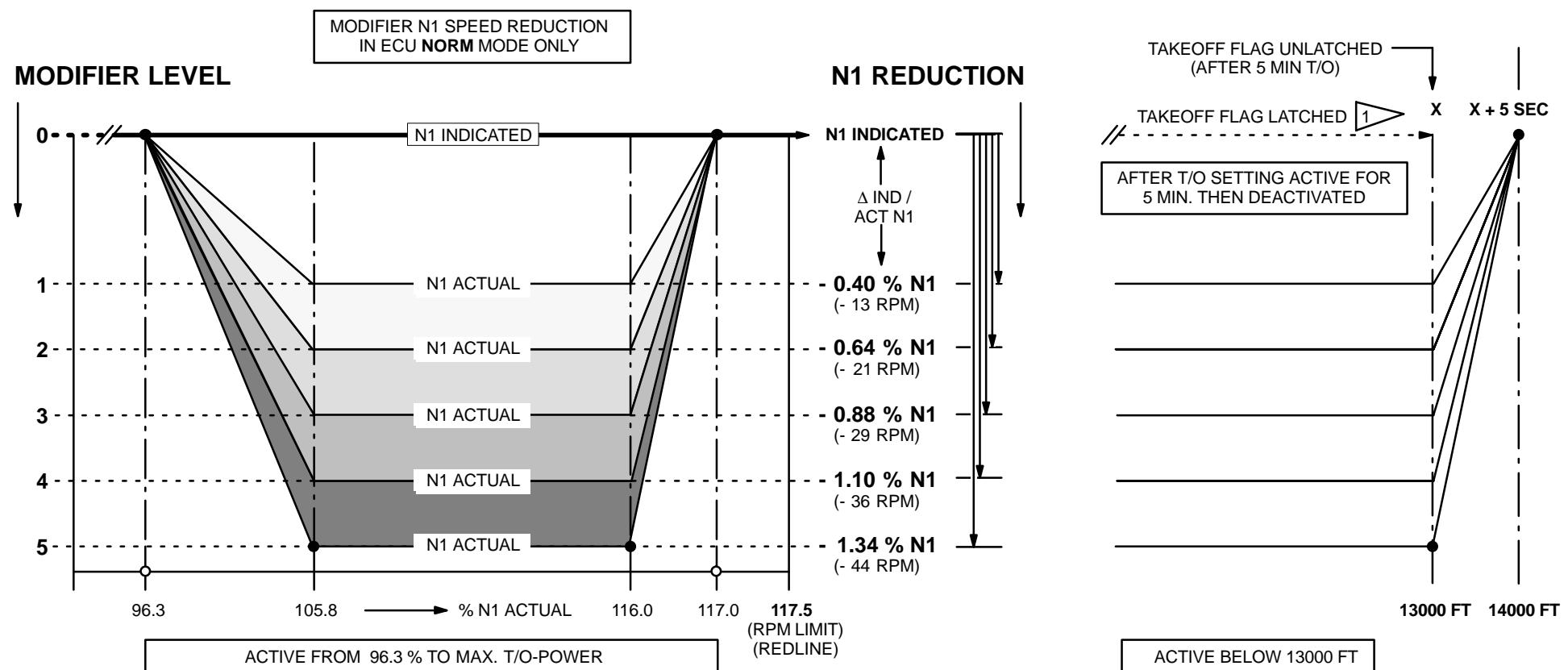
Hieraus ergeben sich folgende Konsequenzen :

- • Bei Motor-Prüfläufen müssen höhere Leistungen (PA / MPA / VIB Survey usw.) in der "**HARD REVERSIONARY**" Mode angefahren werden, da in dieser ECU-Betriebsart der **Modifier Level** (*unabhängig von dem, durch den (J15) IDENTIFICATION Plug gesetzten Level*), **auf 0** gebracht wird.
- • Nach einer Triebwerksüberholung muß auf dem Prüfstand nach einer neuen Schubbestimmung (mit Modifier Level 0) der sich hieraus ergebende Modifier Level neu festgelegt werden, und ein entsprechender (J15) IDENTIFICATION Plug angefertigt und am Triebwerk befestigt werden.

HINWEIS : Der (J15) IDENTIFICATION Plug ist Bestandteil des Triebwerks und darf unter keinen Umständen (z.B. bei ECU Beanstandungen) mitgetauscht werden.



- 1 TAKEOFF FLAG LATCHED IF :
 - ALL 4 THROTTLES => 48° TLA
 - PARK BRAKE RELEASED





PHASE I AND II AERO COMPRESSOR

High Speed VSV Schedules Phase I and II Aero Engines

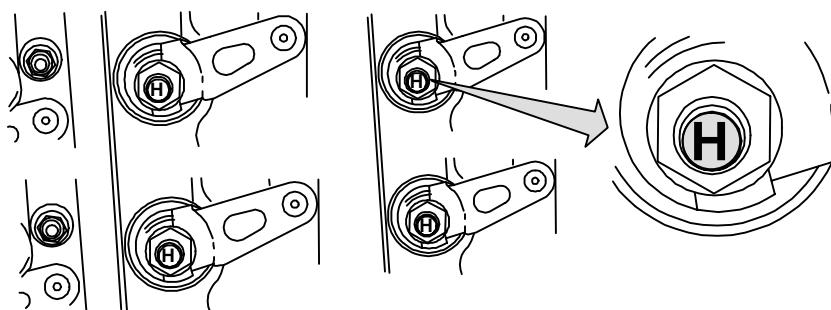
Bei den CF6-80C2B1F Triebwerken sind 2 unterschiedliche Hochdruck-Kompressoren im Einsatz (Phase I und Phase II Aero Engine Compressor). Mit der Entwicklung des Phase II Compressors konnte u.a. die TSFC (Thrust Specific Fuel Consumption) um ca. 0,4% gesenkt werden.

Für Triebwerke mit diesem Kompressor muß ab **ca. 90% N2k25** (auf T25 korrigierte N2) ein verändertes VSV Schedule gefahren werden. Dies geschieht im wesentlichen durch eine veränderte Hebelgeometrie der VSV Lever und durch eine Änderung der VSV Schedule **Steuersoftware** in der ECU. Es stehen insgesamt 5 unterschiedliche Software Revisionen zur Verfügung.

- Die **8.2.I** Software ist lediglich in der Lage, Phase I Compressor Schedules zu steuern (*Wird bei der DLH nicht mehr verwendet*)
- Die **8.2.J / 8.2.K / 8.2.N+ / 8.2.O** Softwareversion ist jeweils abwärtskompatibel und beinhaltet u.a. beide VSV Schedules. Sie kann daher sowohl
 - Phase I Compressor Schedules
 - Phase II Compressor Schedules steuern.

Die Auswahl, welcher Schedule (bei dem Motor an dem die ECU installiert ist) verwendet werden muß, wird der ECU über den (pin programmierten) J15 Engine Identification Plug mitgeteilt.

Phase II Aero Engine Compressoren sind über ein eingeschlagenen "H" an jedem Vane Stud der Stufen 1-5 zu erkennen.



Die Version der in der ECU vorhandenen Software ist ausschließlich über die **Part Number der ECU** zu ermitteln. Es muß sichergestellt sein, daß keine Verwechslungen auftreten.

Eine ECU mit der Software 8.2.I an einem Phase II Compressor - Engine würde im oberen Leistungsbereich durch ein falsches Vane Schedule (ca. 4 Winkelgrade zu weit offen) eine erhöhte Stallgefahr zur Folge haben.

An den sog. **Phase II** Aero Engines dürfen daher nur ECU's mit der Software 8.2.J (und höher) betrieben werden, die (bei der Lufthansa nicht mehr vorhandenen) ECU's mit der Software 8.2.I können ausschließlich an **Phase I** Aero Engine Kompressoren eingesetzt werden.

Bei einem Werkstattdurchlauf werden die ECU's nur noch mit der Software Version 8.2.O geladen. Die wesentlichen Verbesserungen dieser Software:

- Sie fährt die Vanes (VSV's) ab einer Flughöhe von ca. 29000 ft um etwa 4° unter den normalen Vane Schedule (Vanen Closed), um das TSFC zu verbessern. *Dies hat einen Anstieg der N2 um 2% und einen Abfall der EGT um ca. 5° C zur Folge.* Da Phase I und II Triebwerke auch gleichzeitig an einem Flugzeug installiert sein können, sind unterschiedlich Triebwerks-Parameter bei sonst gleichen Triebwerksleistungen möglich.
- Die Schedules der HPTCC (*falls installiert*) und LPTCC Valves sind optimiert. Die Software ist (durch Messen der T25 Veränderungen in einem vorgegebenen Zeitrahmen) in der Lage, "Regen" zu erkennen und den damit einhergehenden negativen Begleiterscheinungen für die Turbinengehäuse (Performance Verluste durch zu starkes Schrumpfen) durch Schließen der HPTCC (*falls installiert*) und LPTCC Valves zu begegnen.
- Sie kann Triebwerke mit & ohne Bore Cooling- und HPTCC Valves steuern.
- Die Start Logic ist verbessert. Es wird u.a. auch die Position des "Autostart Switch" auf dem MAIN EICAS Display angezeigt:
> AUTOSTART OFF (Advisory)

Der VSV Schedule bei Phase II Aero Engines ist erst im Bereich des MPA N1 Targets (ca. 90% N2k25) von dem des Phase I Aero Engines verschieden. Da eine auf T25 korrigierte N2 Drehzahl unabhängig von der Außentemperatur prinzipiell immer gleich ist, diese Drehzahl (8844 RPM N2) aber durch die PA / MPA Targets nicht überschritten werden, können bei Motorprüf läufen für beide Versionen die gleichen Tabellen verwendet werden.

POWER PLANT ECU MODIFICATIONS

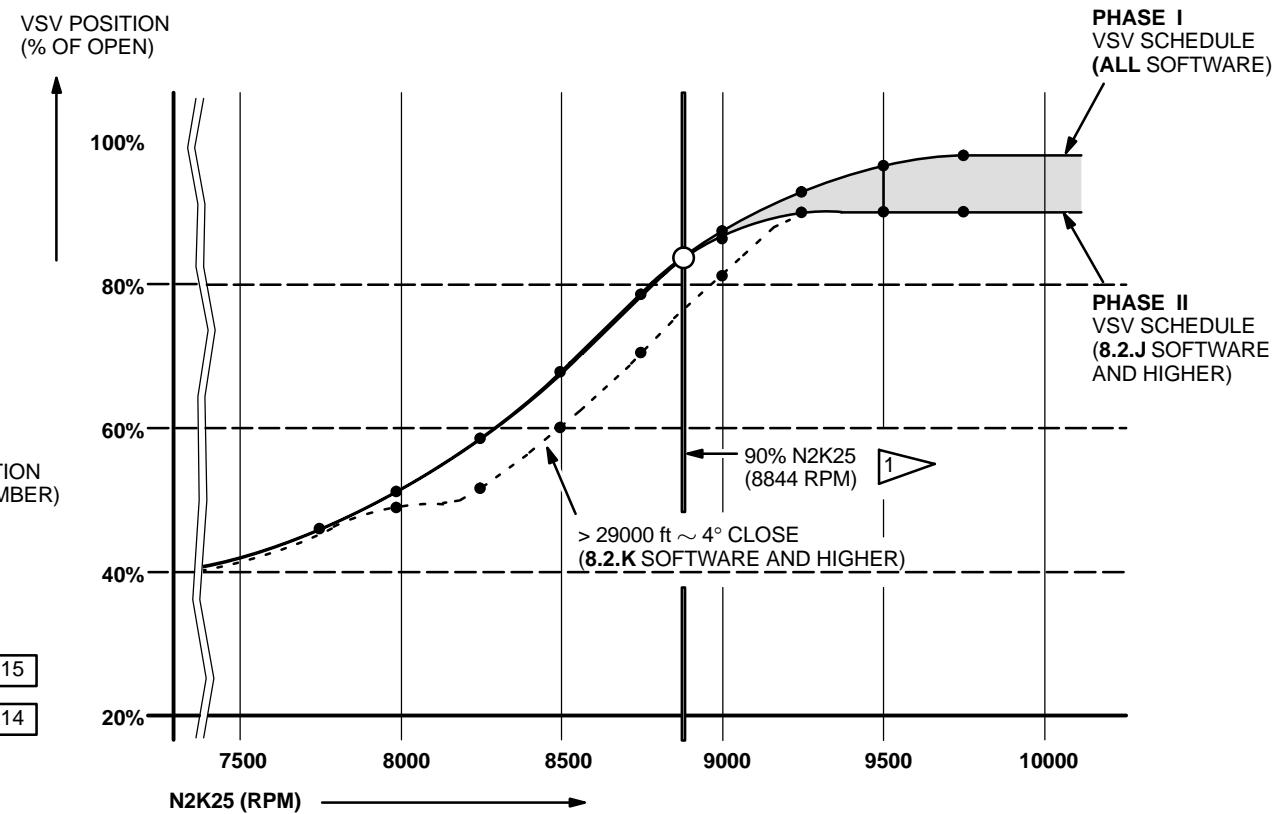
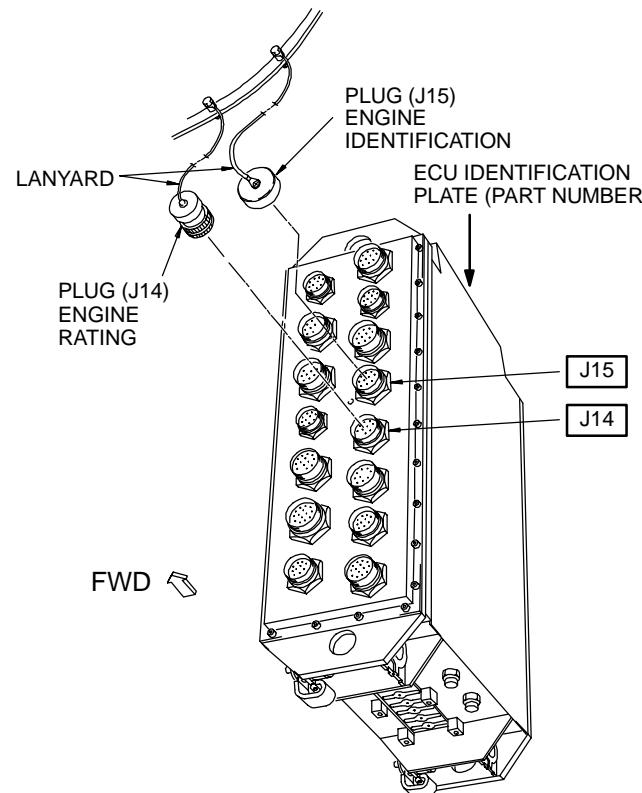


**Lufthansa
Technical Training**

**B 747-430
B2/12M/12E
71-00**

NOTE:
ECU SOFTWARE VERSION CAN BE DETERMINED
BY ECU PART NUMBER ONLY

SOFTWARE SELECTION FOR
PHASE I OR PHASE II AERO ENGINES IS MADE BY
THE J15 PLUG (PIN PROGRAMMING)



APPLICABILITY		
SOFTWARE	PHASE I	PHASE II
8.2.I	YES	NO
8.2.J / 8.2.K	YES	YES
8.2.N+	YES	YES
8.2.O	YES	YES

- RANGE OF MPA N1 TARGET SPEED
- NOT USED
- ENGINE S/N 704353 AND ON (FORMER D-ABVO ENGINES)

Figure 64 High Speed VSV Schedule Phase I & II Engines



ECU INPUTS & PLUGS

ENGINE RATING PLUG (J14)

Der Engine Rating Plug (J14) **ist Bestandteil des Motors** und muß bei Triebwerks- bzw. bei ECU Wechsel am Triebwerk verbleiben. Er überträgt mittels Kurzschlußbrücken (Pin Programming) folgende Informationen an die ECU:

- Maximum T/O Thrust (57160 lbs)
- Maximum Continuous Thrust (49810 lbs)
- N1 Schedules
- IDLE Schedules
- Throttle Position Encoding (Auswertung der Gashebelstellung) für **das** Flugzeug, in dem die ECU eingebaut ist.

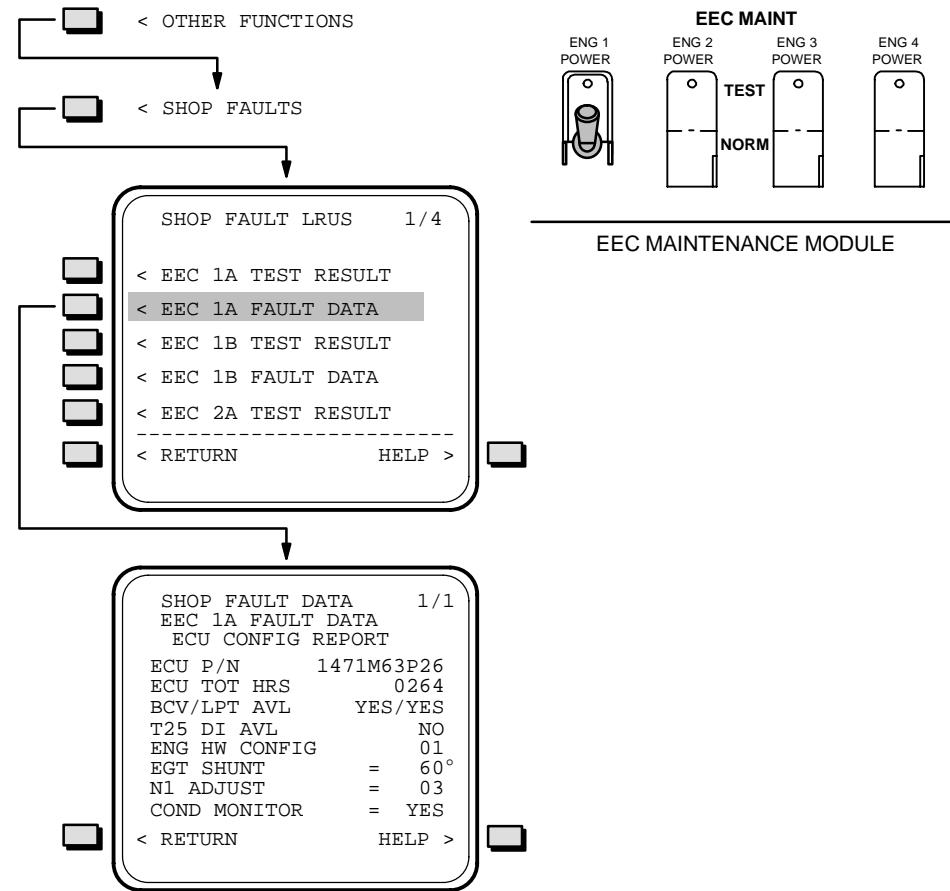
ENGINE IDENTIFICATION PLUG (J15)

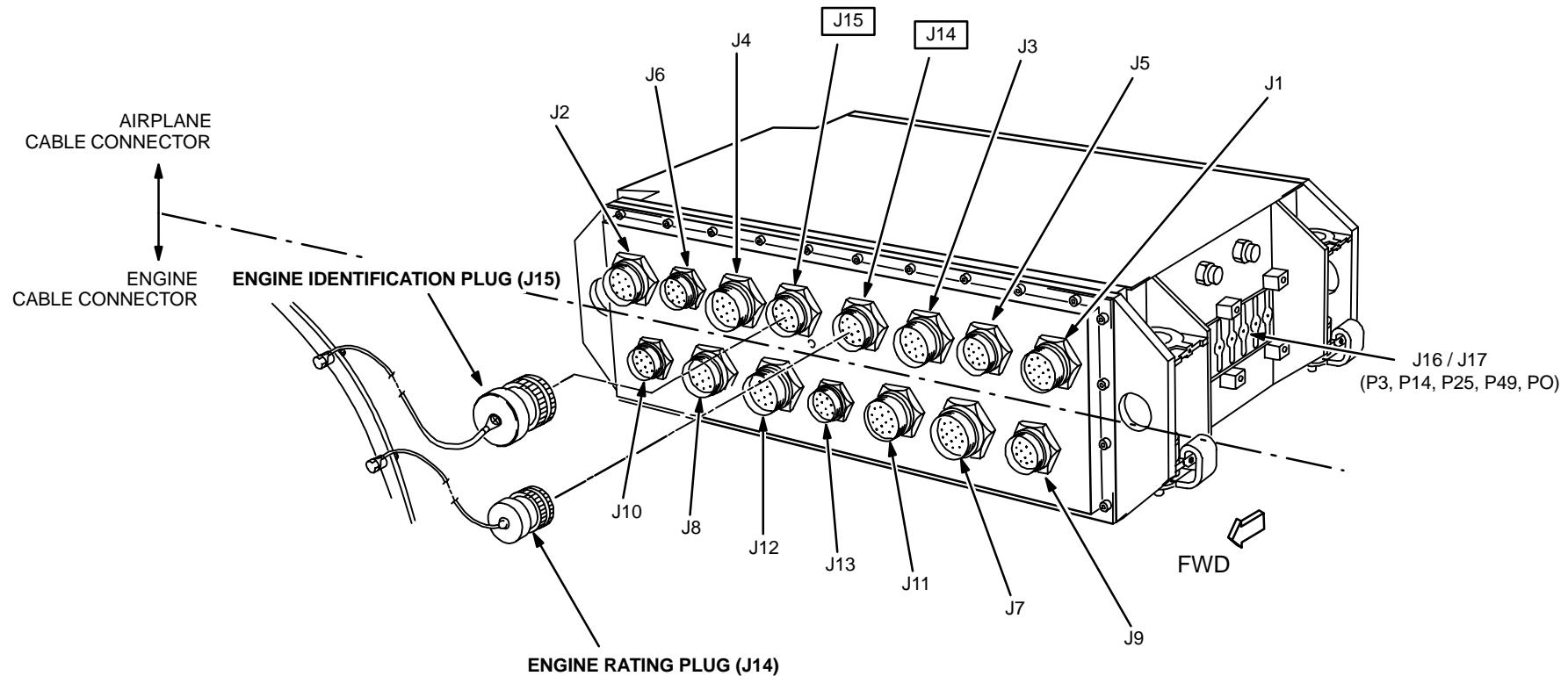
Der Engine Identification Plug (J15) **ist Bestandteil des Motors** und muß bei Triebwerks- bzw. bei ECU Wechsel am Triebwerk verbleiben. Er überträgt mittels Kurzschlußbrücken (Pin Programming) folgende Informationen an die ECU:

- N1 Modifier Level (0-5)
- EGT Reduction (60° C)
- Phase I / Phase II Aero Engine
- Bore Cooling Valves/Low Pressure Turbine Clearance Control System Available (Yes/No) / (Yes/No)
- T25 De-Icing System Available (Yes/No).
- Old / New Turbine Cooling Schedules
- Engine Condition Monitoring (Yes/No).

Nach einer Triebwerksüberholung muß auf dem Prüfstand nach einer neuen Schubbestimmung (mit Modifier Level 0) der sich hieraus ergebende Modifier Level neu festgelegt werden, und ein entsprechender (J15) IDENTIFICATION Plug angefertigt und am Triebwerk befestigt werden.

Die oben genannten Informationen sind u.a. per CMCS abrufbar. Die ECU muß stromversorgt sein.





CHANNEL A (ODD)		CHANNEL B (EVEN)	
J1	POWER & IGNITER 28 VDC / 115 VAC	J2	POWER & IGNITER 28 VDC / 115 VAC
J3	ARING & AC IN / OUT & TLA	J4	ARING & AC IN / OUT & TLA
J5	THRUST REVERSER & A/C DISCRETES	J6	THRUST REVERSER & A/C DISCRETES
J7	SOLENOIDS, TORQUE MOTORS, RESOLVER & N2	J8	SOLENOIDS, TORQUE MOTORS, RESOLVER & N2
J9	ALTERNATOR, SAV, N1 & T25	J10	ALTERNATOR, SAV, N1 & T25
J11	LVDT, RVDT, EXITATIONS & T25	J12	LVDT, RVDT, EXITATIONS & T25
J17	PRESSURE SUBSYSTEM (P3, P14, P25, P49, PO)	J16	PRESSURE SUBSYSTEM (P3, P14, P25, P49, PO)
CHANNELS A & B			
	J13	THERMOCOUPLES A & B	
	J14	ENGINE RATING DISCRETES	
	J15	ENGINE IDENTIFICATION DISCRETES & TEST CONNECTOR	

Figure 65 ECU Inputs & Plugs



ECU INPUT BUSES

ARINC INTERFACE

Input Buses

Die Datenübertragung zur ECU erfolgt über Datenbuses nach dem ARINC 429-9 Standard. An jede ECU sind 3 Low-Speed ARINC Data Buses angeschlossen.

FMC / TMC Databases

Über den FMC Master Switch / FMC Master Switch Relay kann jeweils der linke oder der rechte Flight Management Computer / Thrust Management Computer (FMC/TMC) auf die ECU's aufgeschaltet werden. Der gerade aktive TMC (Master) versorgt alle 4 ECU's mit folgenden Daten:

- N1 Trim für die Thrust Equalization aller 4 Triebwerke. Das Datenwort enthält die Engine Position und den Betrag des notwendigen UP bzw. DOWN Trim (max. 2.5% N1)
- Bleed Inputs (Bleed Status) für Fuel Metering Control zur Schubreduzierung bei maximaler Triebwerksleistung. Es werden folgende Informationen übertragen:
 - Enviromental Control System (ECS) Status
 - Wing Anti Ice ON/OFF
 - Nacelle Anti Ice ON/OFF

Alle Daten werden ausgewertet und übertragen, jedoch nicht zur Anwendung gebracht, da den Motoren (wegen ihrer Leistungsreduzierung auf 57160 lbs) der maximal mögliche Schub nicht abgefordert wird.
- GMT und DATE
 - als Zeitgeber für das Active Clearance Control System (HPTCC & LPTCC)
 - als Zeitinformationen (Time Print) für ECU Fehler-Aufzeichnungen
- TMC Ground Test Inputs für ECU Ground Test Control (s. ECU Test).

Ist der Autothrottle (AT) Arming Switch in "OFF", werden TMC Daten von den ECU's nicht berücksichtigt, d.h. Thrust Equalization- und Bleed Correction Daten werden nicht mehr übertragen.

Air Data Computer (ADC) Buses

Beide ECU Channels sind an einen Bus des

- Left Air Data Computer (ADCL)
- Right Air Data Computer (ADCR)

angeschlossen. Der Center Air Data Computer (ADCC) ist nicht direkt mit den ECU Kanälen verbunden, er kann über einen der beiden ADC Select Switches im Cockpit wahlweise auf den Left oder Right ADC Bus aufgeschaltet werden. Durch eine gegenseitige Verriegelung der Schalter wird sichergestellt, daß entweder der CPT oder der F/O den ADCC verwenden kann, gleichzeitige Benutzung des ADC-Center durch beide (Piloten) ist nicht möglich.

Von den ADC's erhalten die ECU's folgende Informationen:

- Altitude (PO), um den aktuellen Außendruck zu berechnen. Die ECU bildet mit ihren eigenen PO-Messwerten einen Mittelwert. PO wird für Fuel Metering Control- und Engine Air Control-Systeme verwendet.
- Total Air Temperature (TAT). Aus den TAT-Informationen der ADC's und den ECU-eigenen T12 Messwerten wird ein Mittelwert gebildet. TAT wird für Fuel Metering Control- und Engine Air Control-Systeme verwendet.
- Total Pressure (PT) für Fuel Metering Control. Aus den PT Berechnungen der beiden aktiven ADC's (ADCL + ADCR oder ADCL + ADCC oder ADCR + ADCC) wird ein Mittelwert gebildet. Die ECU's können PT nicht selbst berechnen.

Hinweis: Fällt einer der beiden normalerweise verwendeten ADC's (ADCL oder ADCR) aus, schalten sich alle 4 ECU's selbstständig in die "Soft Reversionary Mode", da der Center Air Data Computer nicht automatisch aktiviert werden kann und daher nur noch 1 ADC aktiv ist (2 ADC Input Failure). Falls nach dem Anwählen der ADCC gültige Daten liefert, schalten die ECU's automatisch zurück in die Normal Mode.

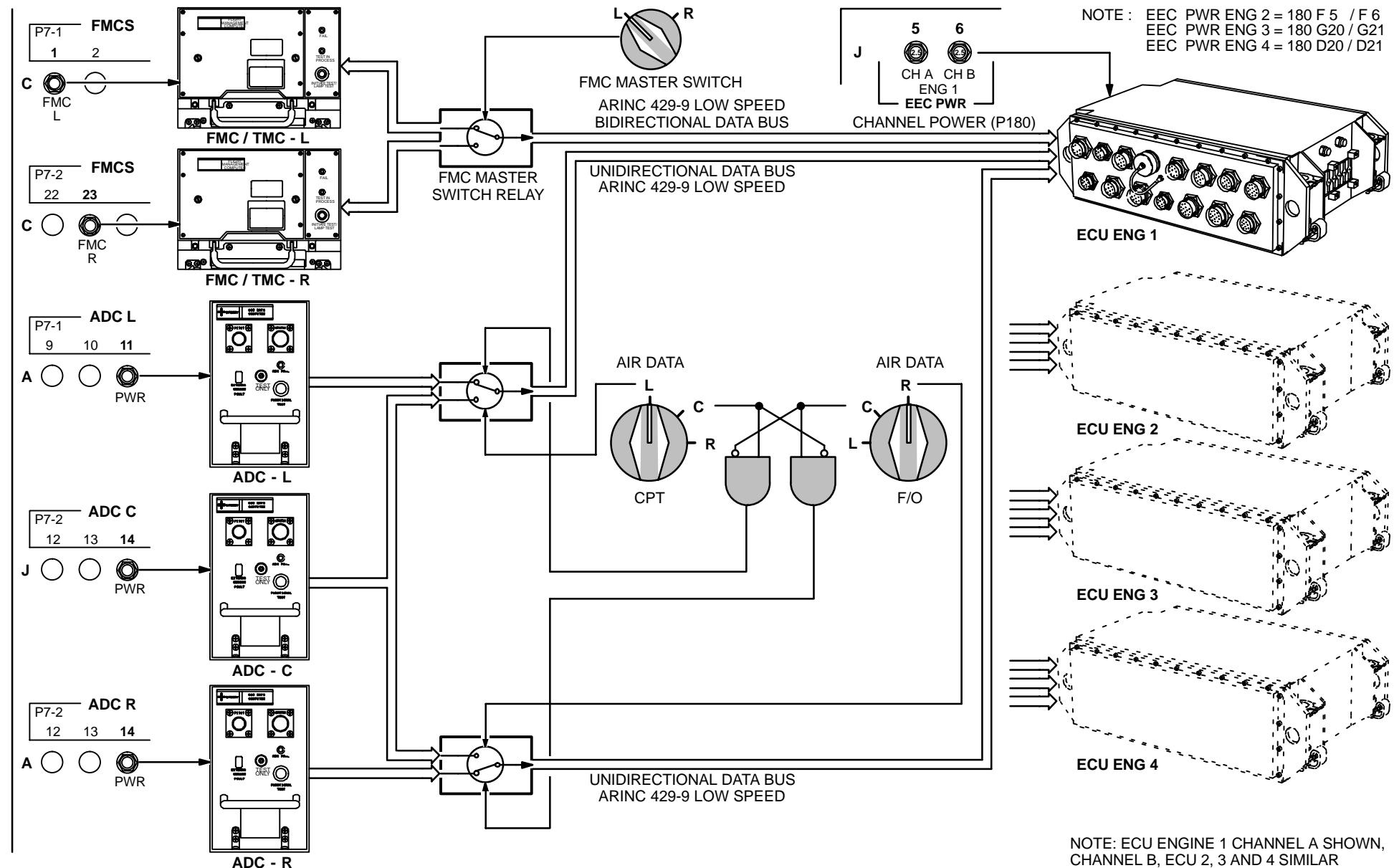


Figure 66 ECU ARINC Interface



ECU OUTPUT BUSES

ARINC INTERFACE

Output Buses

Für die Verbindung der ECU's mit den EIU's sind (pro ECU) 4 Output Low-Speed ARINC Data Buses vorgesehen, von denen jeweils **2** einem ECU Kanal zugeordnet sind. Die Datenübertragung erfolgt nach dem ARINC 429-9 Standart.

Die Buses werden als

- ENG (x) ECU A Bus 1
- ENG (x) ECU A Bus 2
- ENG (x) ECU B Bus 1
- ENG (x) ECU B Bus 2

bezeichnet, und übertragen die gleiche Art von Daten. (X) steht für die Triebwerksposition). Die Inhalte der Buses (Datenwörter) eines ECU Kanals sind jeweils identisch. Auf den Datenbuses werden 3 verschiedene Arten von Daten übertragen:

- Status Reports (max. 101)
- Maintenance Reports (max 97)
- Monitoring Data (max 52)

Für **Status Reports** werden die Labels 270 - 275 benutzt, wobei jeweils ein Bit einem bestimmten Zustand entspricht (Discretes)

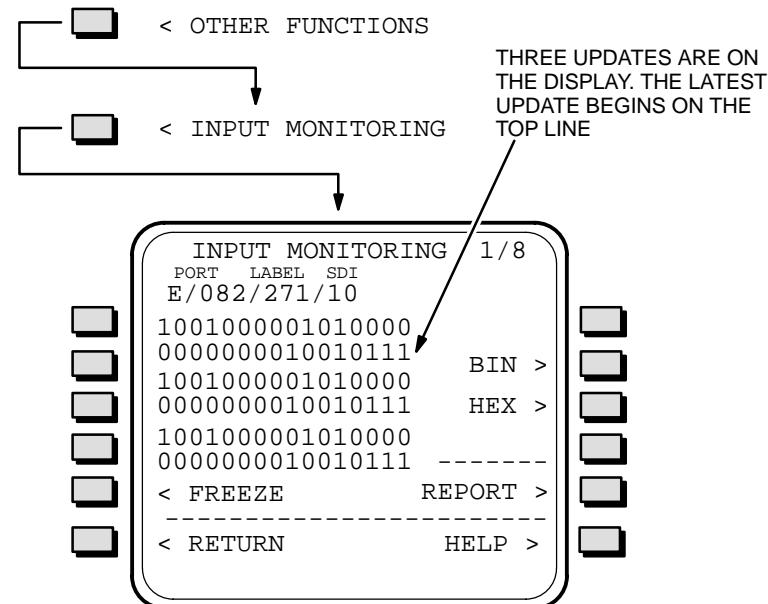
Für **Maintenance Reports** werden die Discrete Words 155 - 157 und 350 - 354 benutzt.

Für **Monitoring Data** werden 52 Labels verwendet, die alle Inputs der ECU sowie die von der ECU errechneten Daten übertragen.

Die ECU Databases können mit einem Tester am J15 (Engine Identification Plug) oder über die Central Maintenance Computer "INPUT MONITORING" Page abgefragt werden.

Beispiel:

E =	Port Location
082 =	Port Number
271 =	Label
10 =	Source Destination Identifier
E/082/271/10	f. Engine No. 1
E/082/271/01	f. Engine No. 2
E/082/271/11	f. Engine No. 3
E/082/271/00	f. Engine No. 4



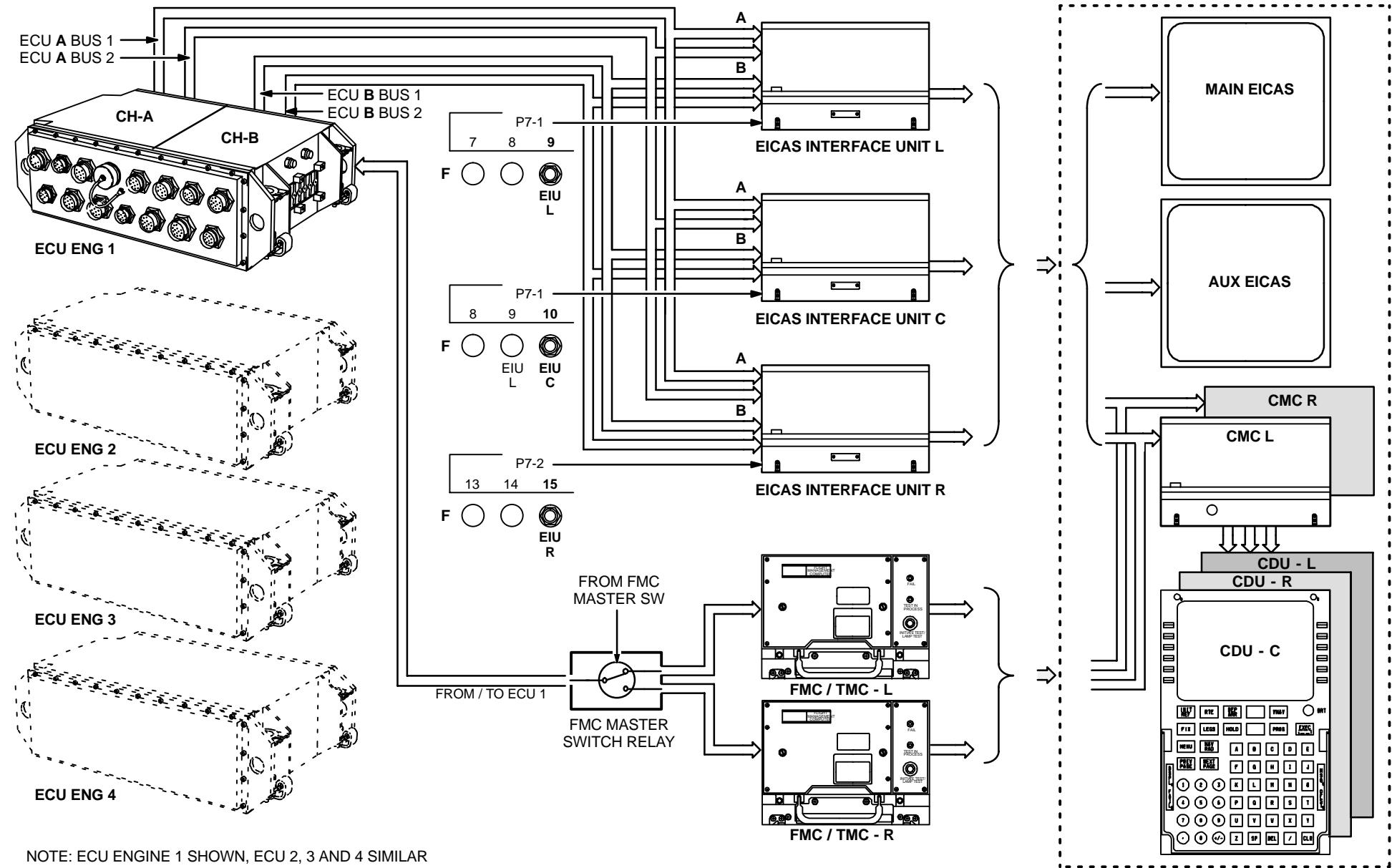


Figure 67 ECU Output Buses

IDLE SELECT

Idle Select Control Circuit

Die ECU Kanäle A und B erhalten jeweils ein **Masse- (Ground) Signal** von den zugeordneten EEC/TMC Discrete Cards (M7603 Electrical System Card File) (oder bei neueren Flugzeugen von den zugeordneten Idle Select Relays) für die Umschaltung nach **MINIMUM IDLE** (MIN IDLE) wenn folgende Bedingungen vorhanden sind :

- Aircraft on Ground oder
 - Aircraft in Flight und
 - Flaps < 25° und
 - Nacelle Anti Ice "OFF"

Die Umschaltung nach MIN IDLE erfolgt mit 5 sec. Zeitverzögerung durch ein Time Delay auf der EEC/TMC Discrete Card, (oder bei neueren Flugzeugen durch die zugeordneten Idle Select Relays) um eine bessere Beschleunigung des Triebwerkes bei einem Durchstartmanöver oder bei Thrust Reverse zu gewährleisten.

Das Minimum Idle (Ground) Signal wird über das Idle Select Relay beiden ECU Kanälen des entsprechenden Triebwerks zugeführt.

Der Motor wird nach Approach Idle gesteuert bei einer der folgenden Bedingungen:

- AIR + CON Ignition Switch "ON" (ab 8.2.0 ECU Software) oder
 - GND + Reverse Levers > 6° oder
 - Thrust Reverser Half LH "Not Stowed" oder
 - Thrust Reverser Half RH "Not Stowed" oder
 - zugeordnete EEC/TMC Discrete Card stromlos (z.B durch geöffneten CB's)
 - defektes Wiring zwischen EEC/TMC Discrete Card und ECU (Fail Safe).

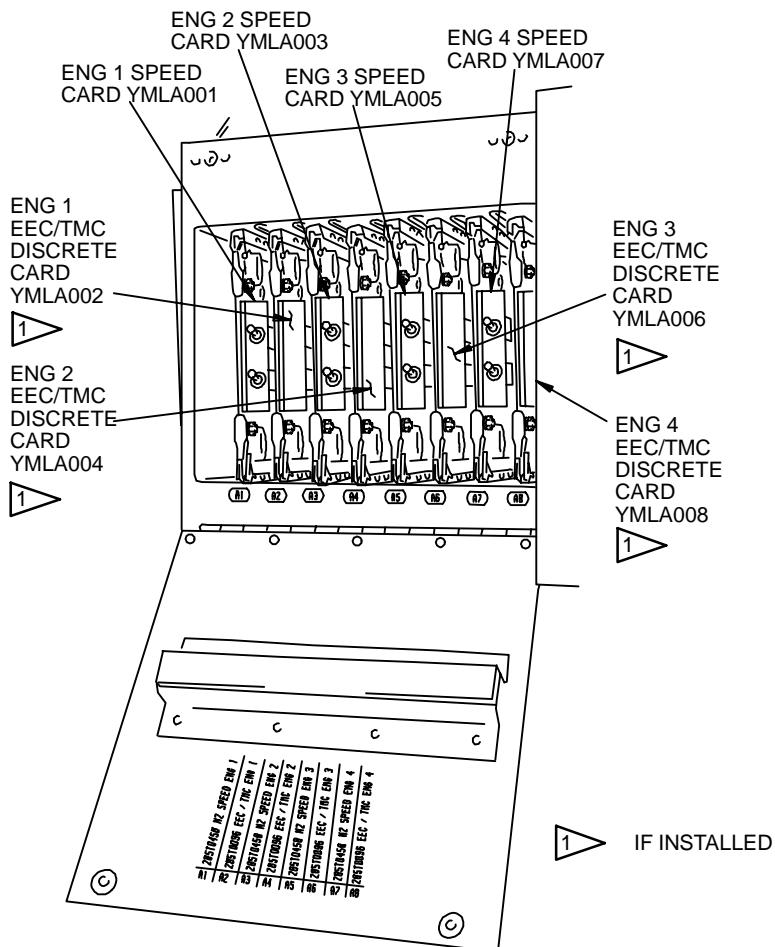
Die EEC/TMC Discrete Cards (wenn installiert) werden über die CB's

- IDLE CONT/TMC DISCRETE

- (P6-2 / F10) für Engine 1 vom 28 VDC Bus 1
 - (P6-2 / E10) für Engine 2 vom 28 VDC Bus 2
 - (P6-2 / D10) für Engine 3 vom 28 VDC Bus 3
 - (P6-2 / C10) für Engine 4 vom 28 VDC Bus 4

- ENG IDLE CONT ALTERNATE

- (P414 - 2 / D25) für Eng 1-4 vom 28VDC Ground HNDL Bus stromversorgt.



ELECTRICAL SYSTEMS CARD FILE M7603

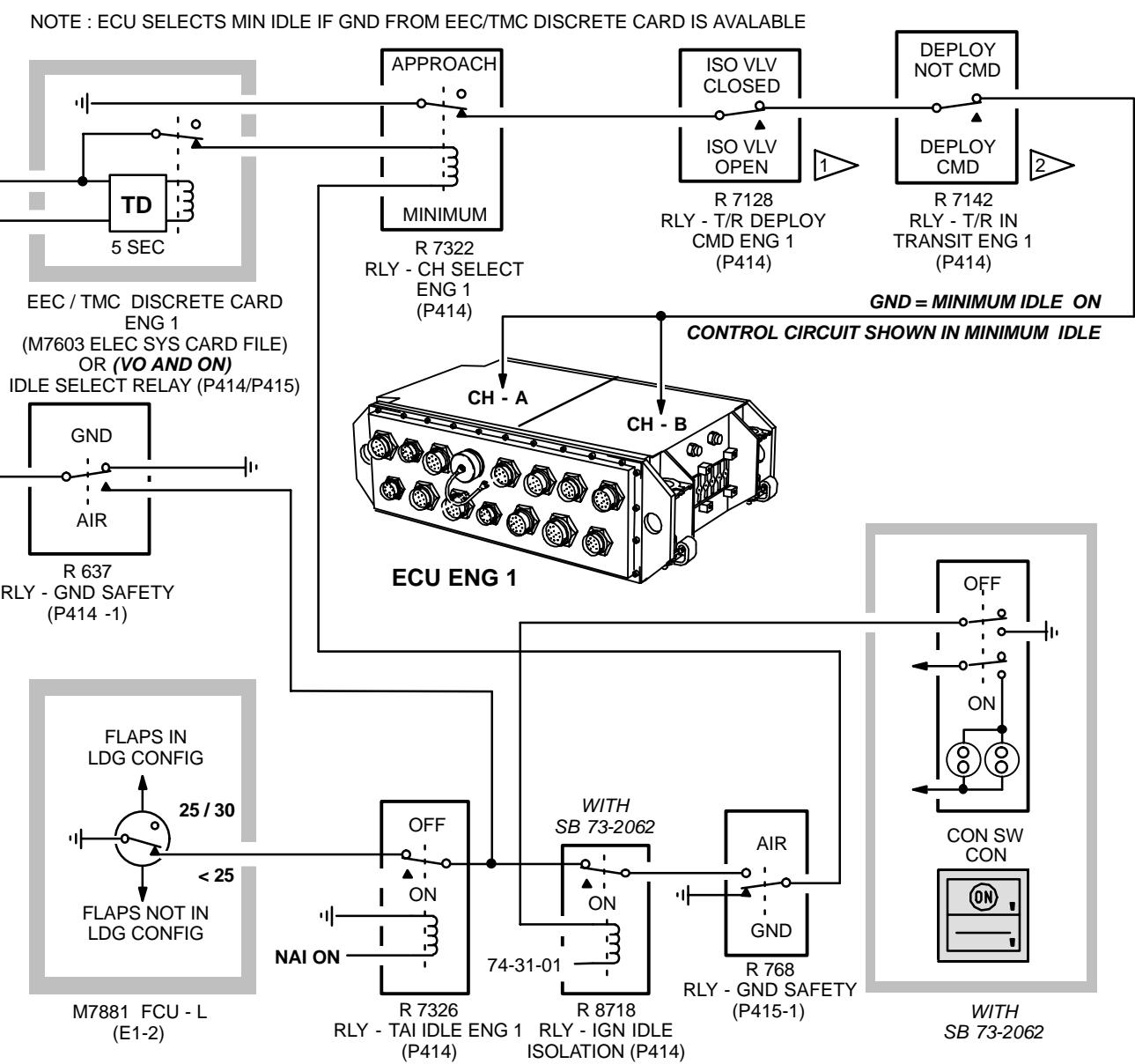
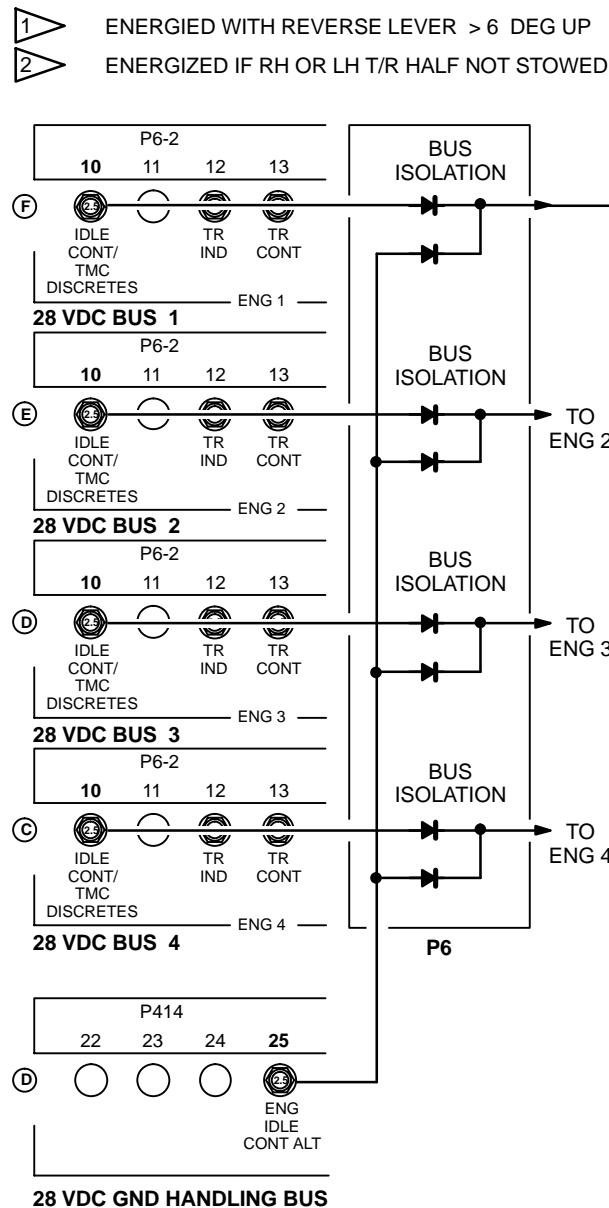


Figure 68 IDLE Select Control Circuit



THRUST EQUALIZATION

TLA / Altitude Thrust Equalization

Um den Schub der 4 Triebwerke (N1 Drehzahlen) während des Fluges aneinander anzugeleichen, erzeugt der aktive Flight Management Computer ein "Thrust Equalization Command" für alle 4 Triebwerke. Hierzu senden alle 4 ECU's ihre aktuelle N1 Drehzahl an den TMC, dieser ermittelt das Triebwerk mit der 2.- höchsten N1 und sendet über einen Datenbus ein Trim Command Datenwort an alle 4 ECU's zurück. Das Datenwort enthält die Engine Position und den Betrag des notwendigen UP- bzw. DOWN Trim. Die ECU's ermitteln selbst, ob die Daten für ihr Triebwerk bestimmt sind. Das Triebwerk mit der 2.- höchsten N1 (Reference) erhält ein Trim Command = 0.

Die maximale N1 Trimmung liegt bei

- +/- 1.5% N1 für Höhen unterhalb von 19500 feet
- +/- 2.5% N1 für Höhen oberhalb von 19500 feet

Wenn der A/T Arming Switch nach "OFF" geschaltet wurde, ist keine Thrust Equalization möglich.

Zur Aktivierung der Thrust Equalization gelten folgende Bedingungen:

A/T ARM

Die Triebwerke, deren Drehzahlen von der Reference Speed (Triebwerk mit der 2.- höchsten N1) abweichen, werden je nach Bedarf "UP" oder "DOWN" getrimmt wenn folgende Bedingungen vorhanden sind:

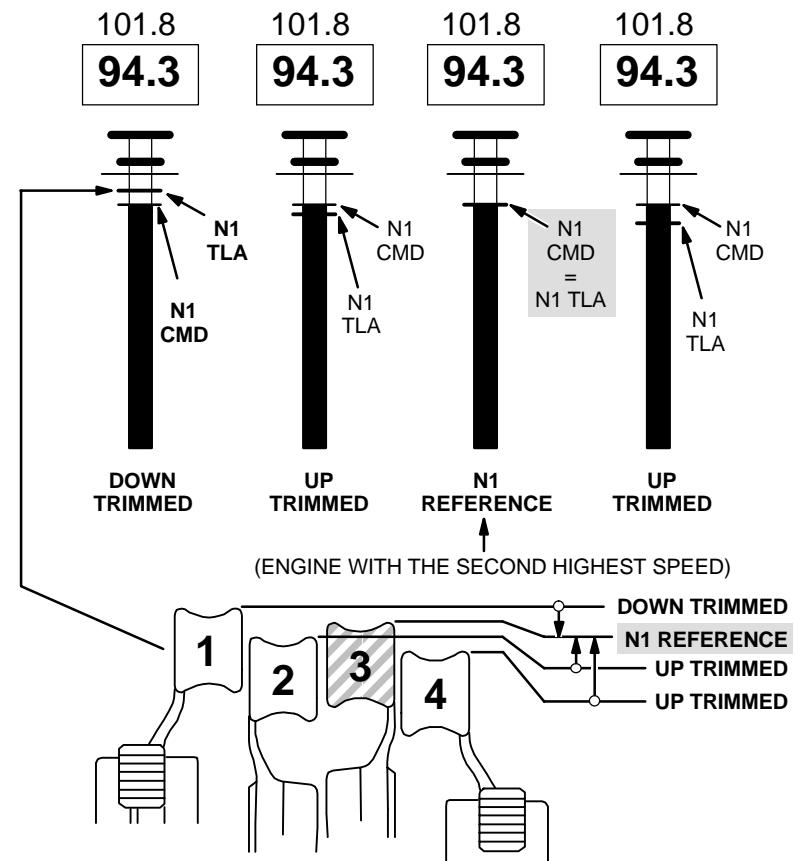
- Gashebel zwischen 1° TLA und 47° TLA **und**
- > 4500 ft über Grund **oder**
- True Air Speed (TAS) > 330 kts **oder**
- Mach Number > 0.55 **oder**
- Gashebelbewegungen von mehr als 3 ° bei einer Höhe > 400 ft über Grund.

A/T ENGAGE

Das Auto Throttle System bewegt die Schubhebel, bis die "N1 Command" des 2.-schnellsten Triebwerks das N1 Reference Target (der am FMC gewählten Thrust Mode) erreicht hat.

Für das Aktivieren der Thrust Equalization gelten die gleichen Bedingungen wie bei A/T ARM. Die Triebwerke, deren Drehzahlen von der Reference Speed abweichen, werden danach je nach Bedarf "UP" oder "DOWN" getrimmt.

Der Einfluß des *Thrust Equalization Signals* auf die N1 Drehzahl wird auf dem MAIN EICAS sichtbar, weil unter diesen Bedingungen die *Gashebelposition* (sichtbar an der N1 TLA Anzeige) *nicht mehr als einzige* die Schubvorgabe für den Motor erzeugt. Daher weisen **N1 TLA** und **N1 COMMAND** eine Differenz auf. Normalerweise verdeckt die N1 Command Line die TLA Line. In diesem Falle werden N1 TLA und N1 COMMAND (CMD) getrennt dargestellt.





NOTE : ECU DECLARES TRIM COMMAND INVALID
IF INPUT EXCEEDS
+/- 1.5% N1 BELOW 19500 ft OR
+/- 2.5% N1 ABOVE 19500 ft.

THE FMC/TMC TRIM TARGET IS THE ENGINE WHICH HAS THE SECOND HIGHEST N1 RPM.

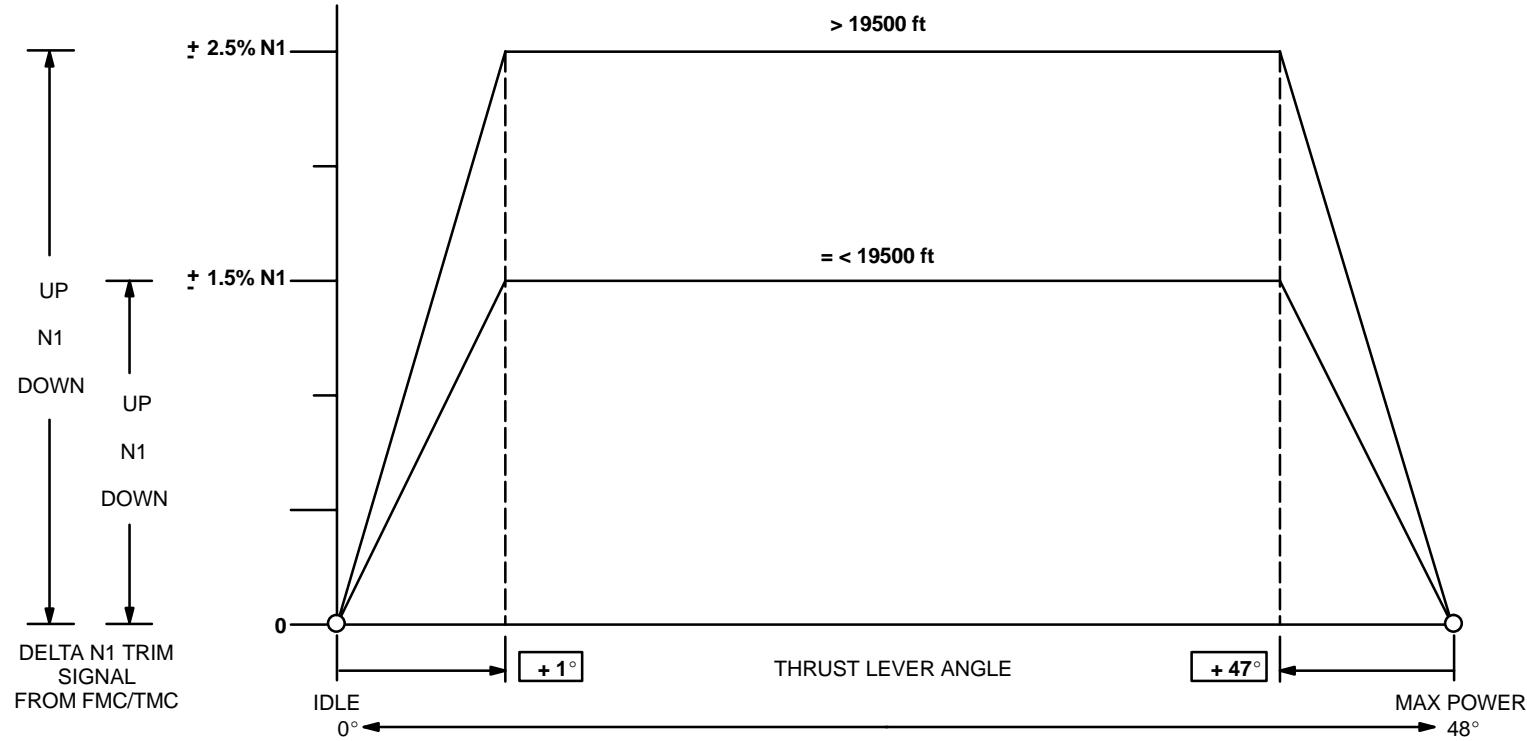


Figure 69 TLA/Altitude Thrust Equalization



THRUST LIMITATIONS

Max Take Off / Max Continuous / Max Climb

Die ECU berechnet zu jeder Schubhebelstellung einen bestimmten Schub und regelt die N1 solange, bis dieser Schub erreicht ist (N1 CMD). Hat die "Thrust Lever Angle Position Logic" in der ECU ermittelt, daß der entsprechende Schubhebel in IDLE steht (*siehe NOTE*), wird in

- MIN IDLE eine mindest- N2 Drehzahl von 61.6 % N2
- APPRROACH IDLE eine mindest- N2 Drehzahl von 69.9 % N2

geregelt, die je nach "BLEED STATUS" (Bleed Belastung) des Motors höher sein kann.

Oberhalb von IDLE wird die Schubregelung aktiv, wobei sich die ECU (unabhängig von der im TMC festgelegten N1 Berechnungen (Max N1)) eigene Limits bildet. Die ECU unterscheidet :

- | | |
|------------------|--------------|
| • MAX TAKE OFF | Thrust Limit |
| • MAX CONTINUOUS | Power Limit |
| • MAX CLIMB | Power Limit. |

Alle ECU Thrust Limitations sind nur aktiv wenn der

ELEC ENG CONT Mode Select Switch (P7) in Pos. "NORM" steht.

Folgende Bedingungen müssen erfüllt sein für :

- **MAX TAKE OFF Thrust Limitation**
 - Schubhebel im Bereich des FWD Throttle Stop (=> 48° - Stop)
 - Altitude < 17000 ft
 - Airspeed < 300 kts
- **MAX CONTINUOUS Power Limitation**
 - Schubhebel im Bereich des FWD Throttle Stop (=> 48° - Stop)
 - Altitude > 17000 ft / < 22000 ft
 - Airspeed > 293 kts
- **MAX CLIMB Power Limitation**
 - Schubhebel im Bereich des FWD Throttle Stop (=> 35° / < 48°)
(Normal Throttle Position in CLIMB)
 - Altitude > 25000 ft

Die beschriebenen ECU **Thrust** Limitations arbeiten unabhängig von den elektronischen Begrenzungen :

- N1 Redline Limit (117.5% N1) (Overspeed Protection)
- N2 Redline Limit (112.5% N2) (Overspeed Protection)
- PS3 Limit (430 PSI) (Overboost Protection)

Reverse Power wird (über TAT / T12 und PO) durch die ECU geregelt (Flat Reverse Power). Die maximal mögliche Reverse Power **N1** ist begrenzt auf **100%**.

NOTE: IDLE ist definiert mit :

THRUST LEVER 0° (Throttle Stop) bis 2° (Flat Idle Upper Limit)
REVERSE LEVER 0° (FWD Down Detend) bis 48.5° (Flat Idle Lower Limit)



NOTE : N1 REDLINE LIMITS (117.5 % N1), N2 REDLINE LIMITS (112.5 % N2) AND MAX REVERSE POWER LIMITS (100 % N1) ARE INDEPENDENT OF MAX TAKE OFF / MAX CONTINUOUS / MAX CLIMB POWER LIMITATIONS

NOTE : ELEC ENG CONT MODE SELECT SWITCH MUST BE IN "NORM" FOR TAKE OFF / MAX CONTINUOUS / MAX CLIMB POWER LIMITATION

NOTE : STANDARD DAY MINIMUM IDLE ~ 65.4 % N2
STANDARD DAY APPROACH IDLE ~ 74.4 % N2

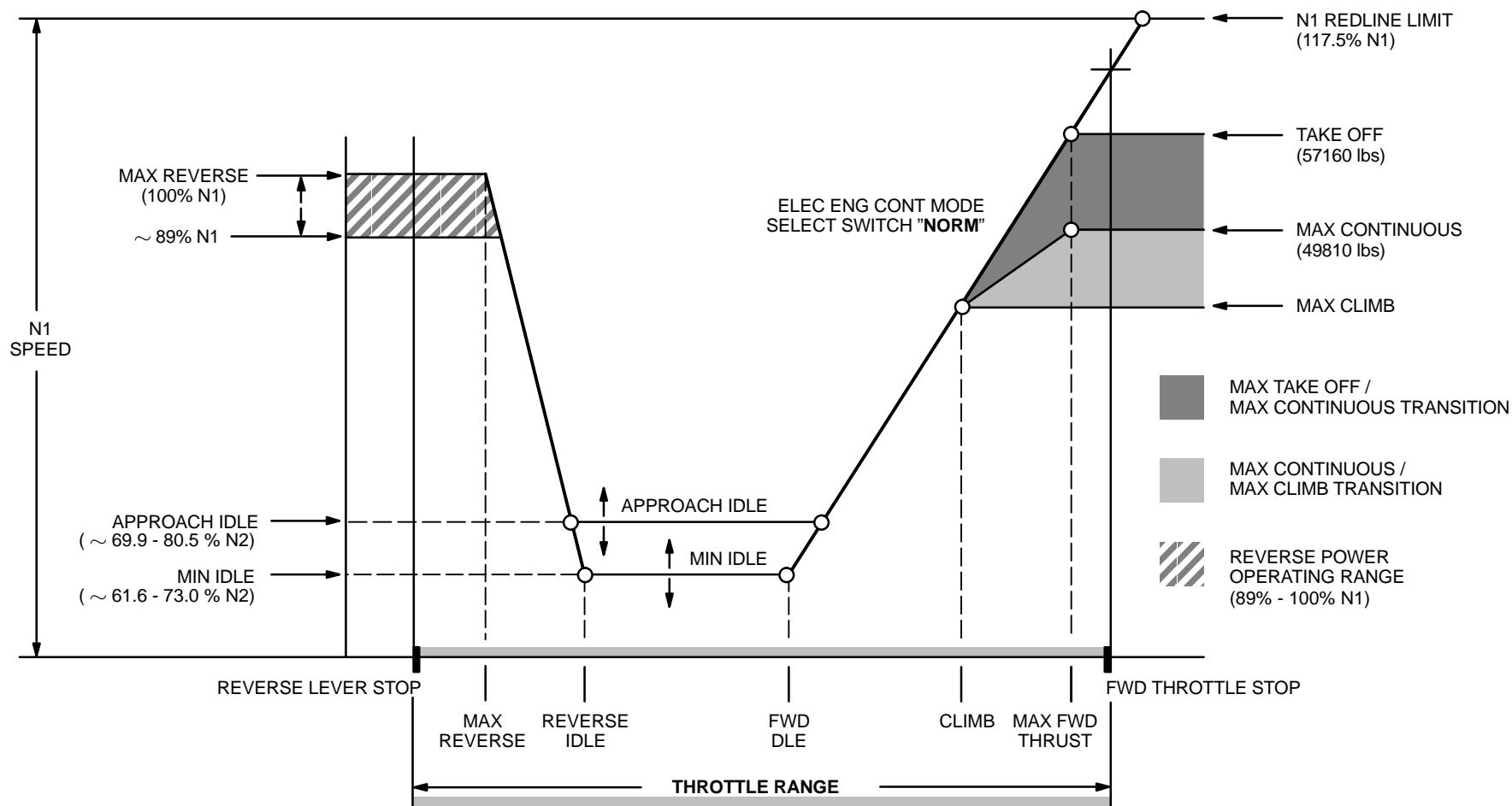


Figure 70 ECU Thrust Limitations



EEC RESET AND FUEL ON

Fuel ON Command

Wir der entsprechende Fuel Control Switch nach "RUN" geschaltet, gelangt ein "Fuel Switch Position Discrete" Signal (*über das Channel A EEC Reset Relay*) aus der zugeordneten EEC/TMC DISCRETES CARD an den ECU Discrete Sampling Circuit des ECU Kanals A & B. (**FUEL ON**). Dieses Signal wird u.a. für das Umschalten des

"Maximum Fuel Schedule Calculators" in der ECU benötigt. Der Maximum Fuel Schedule Calculator arbeitet solange als Rechner für den Anlaß-Kraftstoffbedarf bis der Startvorgang bei 50% N2 durch die N2 Speed Cards beendet wird.

ECU Channel Reset

Der ECU Reset Circuit wird aktiviert, wenn der entsprechende Fuel Control Switch nach "CUTOFF" gelegt wird.

Über die *beiden EEC Reset Relays* (CH-A / CH-B) wird ein Signal aus der zugeordneten EEC/TMC DISCRETES CARD an beide ECU Hardware Reset Circuits geschaltet. Dieses "Reset Discrete"

- löscht alle ECU Status Faults
- leitet einen EEC Bite Test ein

um die ECU in einen definierten Grundzustand zurückzubringen.

Durch das Umschalten der Reset Relays nach "Cutoff" geht das **FUEL ON** Signal an beiden ECU Discrete Sampling Circuits wieder verloren.

Die ECU bringt daher mit dem gerade aktiven Kanal A oder B (Channel-In-Command) das Fuel Metering Valve nach einem festen Steuerprogramm an den Minimum Position Stop (closed).

In beiden ECU Reset Relays sind Permanent Magnete integriert, welche die Relays in der Reset-Position halten, wenn das Bordnetzsystem stromlos wird.

Treten Fehler im ECU Reset System auf, wird eine CMC Message

71563 ENG (x) RESET DISCRETE FAULT

erzeugt. Die Message kann von beiden Kanälen ausgelöst werden.

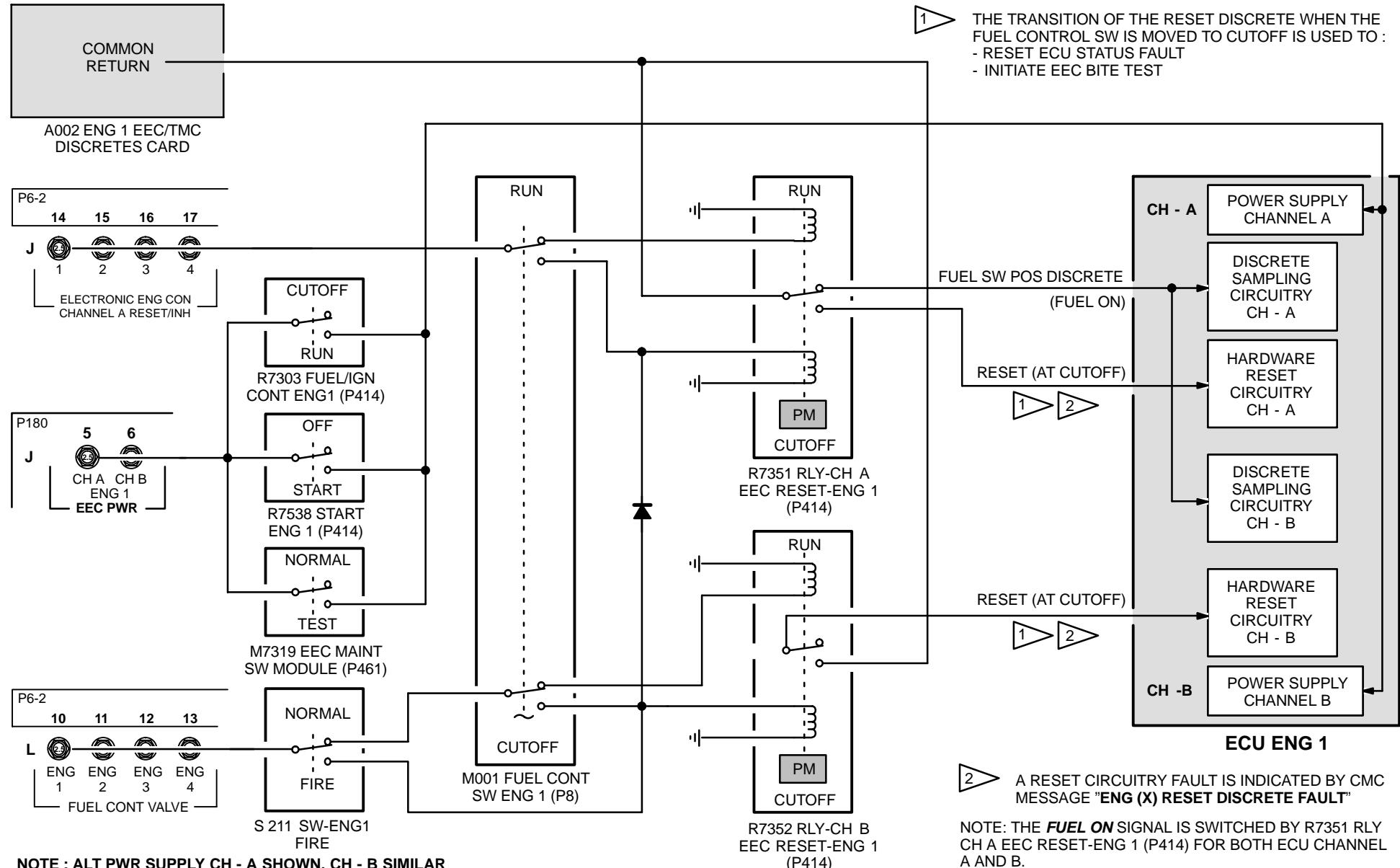


Figure 71 ECU Channel Reset & Fuel On Command

**ALERT MESSAGES**

Note : Dispatch with **invalid** (nuisance) **Alert** messages is **not** allowed, because this system would be unable to display applicable messages.
 Dispatch with a valid message displayed for an inoperative system is permitted **only** if there is **MEL** relief for the associated system

MESSAGE	TYPE	LIGHT	DESCRIPTION	MEL REF.
> AUTOSTART OFF	A	-	Autostart switch OFF.	yes
ENG () AUTOSTART	C	-	Autostart system has failed to start the engine and has aborted all start attempts, or if an igniter failure is selected.,	yes
> ENG CONTROL	A	-	Respective EEC system fault is present. The EEC is not fully functional.	yes
> ENG CONTROLS	A	-	Three or four EEC systems are operating in a degraded condition (a lack of redundancy).	yes
ENG () EEC MODE	A	ALTN	EEC () is in alternate (non-rating mode).	yes
ENG () FUEL VLV	A	-	Engine () fuel valve disagree with commanded position.	yes
ENG IGNITION	A	-	No continuous ignition on all engines	yes
ENG () LIMIT PROT	C	-	Engine () control in alternate mode and engine command N1 exceeds maximum rating.	-- -- --
> ENG () LOW IDLE	A	-	ENG () idle is not in approach setting with flaps in landing position or nacelle anti ice on.	No MEL ref.
ENG () OIL FILT	A	-	Engine () oil filter delta pressure approaches bypass.	yes
ENG () OIL PRESS	A	-	Engine () oil pressure below operating limit with engine running	No MEL ref.
ENG () OIL TEMP	A	-	ENG () oil temperature reached red line limit.	No MEL ref.
ENG () REVERSER	A	-	Engine () thrust reverser anomaly.	yes
> ENG RPM LIM	A	-	Engine () thrust is limited by N2 red line limit.	-- -- --
> ENG () SHUT DOWN	C	-	Engine () fire switch pulled or fuel control switch in cutoff. No master caution light or caution aural. Inhibits other engine related messages.	No MEL ref.
ENG () START VLV	A	-	Engine () start valve/switch disagree for 8 sec. Inhibited by STARTER CUTOUT message.	yes
> IDLE DISAGREE	A	-	One or more engines idle settings disagree with idle commanded by flaps.	yes
STARTER CUTOUT ()	C	-	Engine () starter valve open above engine RPM at which cutout should occur.	yes

**STATUS MESSAGES**

Note : If there is no MEL reference for a displayed EICAS Status message, dispatch is not allowed, except the message appears after engine start, or the message is invalid, because associated equipment was verified to operate normally (a nuisance message). In such cases MEL item 7.31-61-4 may be used to dispatch.

MESSAGE	TYPE	LIGHT	DESCRIPTION	MEL REF.
CON IGN ENG ()	S	-	No continuous ignition on engine ()	yes
ENG () CONTROL	S	-	EEC () is in a no dispatch configuration	yes
ENG () EEC C1	S	-	Engine () EEC fault category 1 with time limited dispatch. Inhibited by ENG () CONTROL.	yes
ENG () ESCV	S	-	Eng () Eleventh Stage Cooling Valve failed.	yes
ENG () FUEL FILT	S	-	Differential pressure across engine () fuel filter approaches bypass.	No MEL ref.
ENG () FUEL VLV	S	-	Engine () fuel valve disagree with commanded position.	yes
SPAR VALVE ENG ()	S	-	Engine () spar valve disagree with commanded position.	yes
ENG () IGNITOR 1, 2	S	-	Engine () fails to light using ignitor 1 or 2.	yes
ENG () LOW IDLE	S	-	Engine () at min idle and should be in approach idle.	yes
ENG () OIL FILT	S	-	Engine () oil filter delta pressure approaches bypass.	yes
ENG () OIL PRESS	S	-	Engine () oil pressure below limit with engine running	No MEL ref.
ENG () OVSP GOV	S	-	Overspeed governor has failed its initialization test.	yes
ENG () REVERSER	S	-	Engine () thrust reverser anomaly.	yes
ENG () REV POS	S	-	Engine () EEC incapable of sensing reverser position.	yes
ENG () SPEED CARD	S	-	Engine () N2 speed sensing relay fault.	No MEL ref.
ENG () START VLV	S	-	Engine () start valve/switch disagree.	yes
IDLE DISAGREE	S	-	One or more engines with idle disagree.	yes
OIL PRESS SENSE ()	S	-	Switch indicates high oil pressure with engine () not running.	No MEL ref.
REV () INTERLOCK	S	-	Engine () reverser interlock failure.	yes



ECU FAULT MANAGEMENT

General

In der Software beider ECU Kanäle ist ein "Sensor Fault Management" Programm implementiert, welches

- bei jedem ECU "Power UP"
- während des Motorbetriebes kontinuierlich aufgerufen wird.

Das Programm fragt zunächst nur ab, ob ein Sensor defekt ist und (wenn ja), ob der andere ECU-Kanal (Channel -In-Standby) noch zur Verfügung steht.

In diesem Fall

- erzeugt die ECU eine Fehlermeldung
- benutzt unter Zuhilfenahme des Cross Channel Data Links (CCDL) die Messwerte des anderen Kanals (Sensors),
- wechselt den aktiven Kanal aber **nicht**.

Stehen diese Mindestbedingungen nicht mehr zur Verfügung (wenn z.B. beide Sensoren einer Art gleichzeitig ausgefallen sind), beginnt die ECU mit der Abarbeitung des Programms, indem sie

- die Art des Fehlers ermittelt
- spezifische (von der Art der Fehler abhängige) Maßnahmen einleitet
- spezifische Fehlermeldungen erzeugt.

Die jeweiligen fehlerabhängigen Maßnahmen und die dazugehörigen Messages sind auf der folgenden Seite aufgelistet.

ENGINE FUEL & CONTROL

ECU FAULT MANAGEMENT



Lufthansa
Technical Training

747-430
B2/12M/12E
73-20

REFER TO A3 PAGE

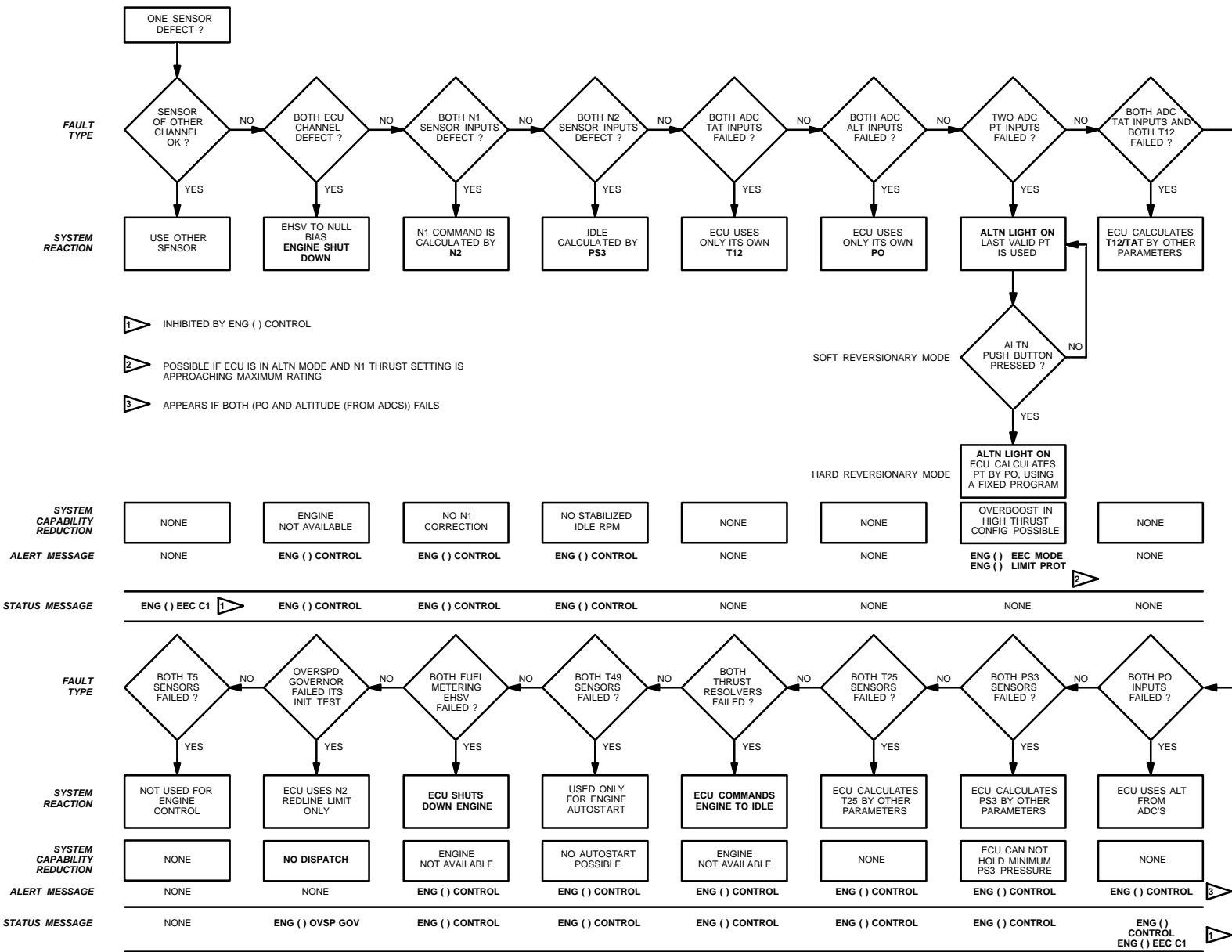


Figure 72 ECU Fault Management



ATA 76 ENGINE CONTROLS

76-00 GENERAL

COMPONENT DESCRIPTION

Engine Fire Handles

Die Engine Fire Switches (Handle) leuchten bei Triebwerks-Feuerwarnung oder bei einem Feuerwarn-Test (rot). Durch Ziehen werden folgende Funktionen ausgelöst:

- Fuel Spar Valve schließt (ATA 28)
- Engine Driven Hydraulic Pump wird drucklos (depressurized) (ATA 29)
- Engine Driven Hydraulic Pump Supply SOV schließt (ATA 29)
- Generator Control Relay öffnet (ATA 24)
- Feuerlöschanlage wird armiert (ATA 26)
- High Pressure Shutoff Valve in der HMU für das entsprechende Triebwerk wird geschlossen.

Wird ein laufendes Triebwerk mittels Fire Switch abgestellt, erscheint auf dem MAIN EICAS die "Level C" Message

ENG (X) SHUTDOWN

Fuel Control Switches

In jedem Fuel Control Switch befindet sich ein Warnlicht, das bei Triebwerks-Feuerwarnung oder bei einem Feuerwarn-Test aufleuchtet (rot).

Durch Schalten nach "**CUTOFF**" werden folgende Funktionen ausgelöst:

- Fuel Spar Valve schließt (ATA 28)
- High Pressure Shutoff Valve in der HMU wird geschlossen (ATA 73)
- Zündanlage wird deaktiviert (ATA 74)

Wird ein laufendes Triebwerk mittels Fuel Control Switch abgestellt, erscheint auf dem MAIN EICAS die "Level C" Message

ENG (X) SHUTDOWN

Wenn der entsprechende Fire Switch in **NORMAL** steht (nicht gezogen) werden durch Schalten nach "**RUN**" folgende Funktionen ausgelöst:

- Fuel Spar Valve öffnet (ATA 28)
- High Pressure Shutoff Valve in der HMU öffnet (ATA 73)
- eine armierte Zündanlage wird aktiviert (ATA 74)

Throttle Switches

In den Thrust Levers sind installiert:

- Thrust Reverser Control Switches (6°)
(nach Modifizierung → Schaltpunkt $10-14^\circ$). (ATA 78)
- Take Off / Go Around (TOGA) Switches (ATA 22)
- AutoThrottle Disconnect Switches (ATA 34)

Micro Switch Pack Assembly

Im Microswitch Pack Assembly (vor den Schubhebeln im Pedestal) sind folgende Schalter eingebaut

- Autobrake Switches (ATA 32)
- Auto Speedbrake Switches (ATA 27)
- Thrust Reverser Directional Pilot Valve Switches (30°) (ATA 78)
- Thrust Reverser 3rd Lock Control Switches (30°)
(if installed) (ATA 78)

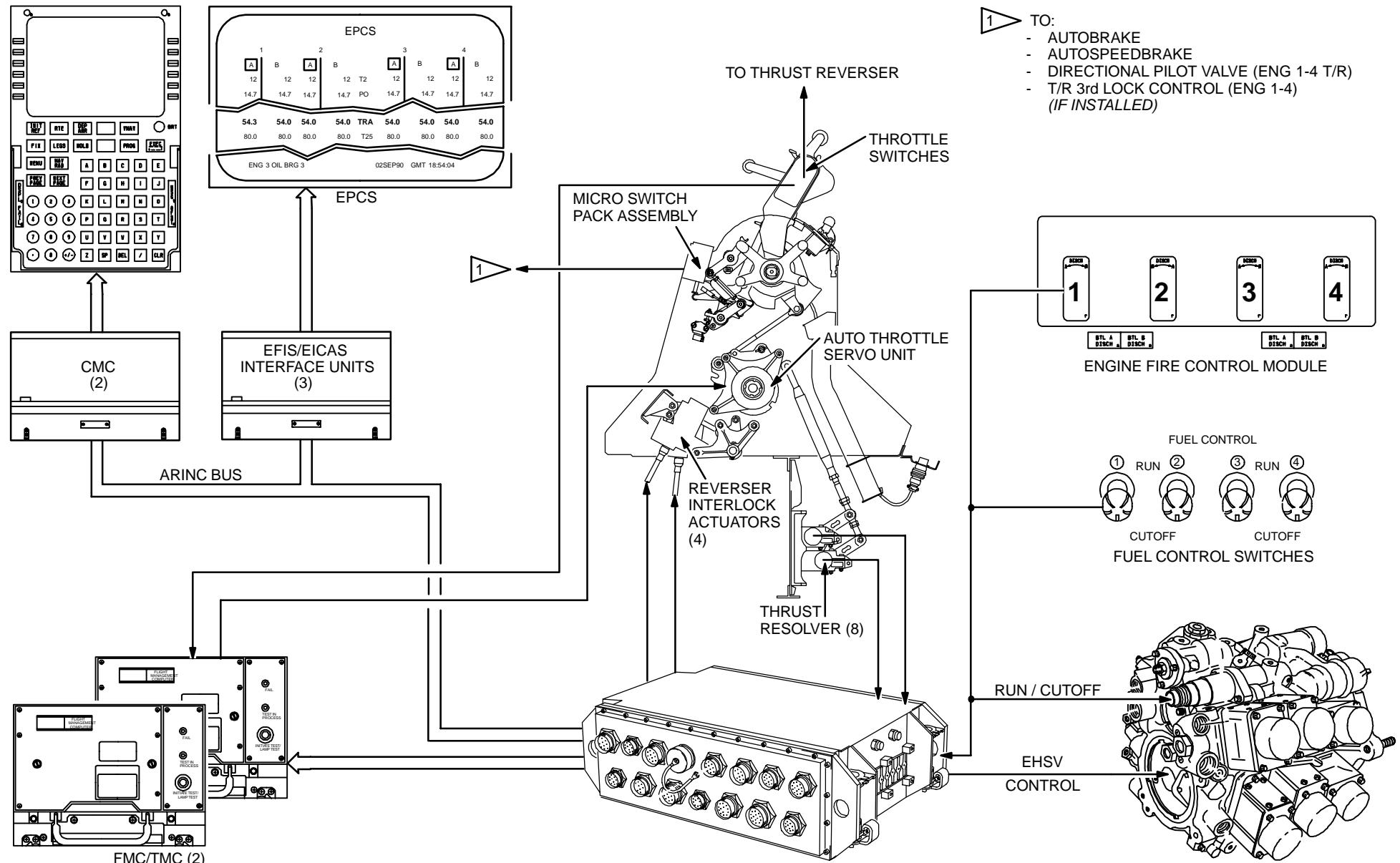


Figure 73 Thrust Lever Components & Interface



THRUST LEVER ASSEMBLY DESCRIPTION

Thrust Lever

Jeder Schubhebel (Thrust Lever)

- besteht aus einem Forward- und Reverse-Thrust Lever, die durch einen mechanischen Thrust Lever Interlock gegeneinander verriegelt sind.
- betätigt über justierbare Steuerstangen (Turnbarrels) das Thrust Lever Assembly und von dort aus (ebenfalls über einstellbare Steuerstangen) die Thrust Resolver.
- hat einen Bewegungsbereich von **0 - 50°** für den FWD Thrust Lever und von **0 - 89.25°** für den Reverse Thrust Lever.

Thrust Lever Assembly

- enthält für jeden Thrust-Lever einen Umlenkhebel zur Betätigung des Micro Switch Assembly.
- betätigt bei Reverse Thrust den Speedbrake Lever Lock Mechanism.

Autothrottle Servo Unit and Brake Assembly

- Das Brake Assembly hat die Aufgabe, gegenseitige Beeinflussung von Throttle Lever und Autothrottle Servo Unit zu verhindern. Es ist jederzeit möglich, die Autothrottle Servo Unit von Hand zu übersteuern.
- Die Autothrottle Servo Unit betätigt nach Ansteuerung durch den Thrust Management Computer sowohl die Thrust Resolver als auch die Gashebel.

Thrust Lever Position Resolver (TRA-Transducer)

Die TRA-Transducer (4)

- enthalten jeweils 2 getrennte Resolver für den zugeordneten ECU CH-A und CH-B. Sie werden direkt aus den ECU-Kanälen stromversorgt.
- werden von den entsprechenden TRA Connectin Rods entweder von den Thrust / Reverse Levers oder von der Autothrottle Servo Unit bewegt.
- setzen das mechanische Eingangssignal in ein elektrisches Steuersignal um. Dieses Steuersignal ist das Haupt-Regelsignal für die ECU.

Reverser Interlock Actuators (4)

Die Thrust Reverser Interlock Actuators

- betätigen den Revers Thrust Interlock Mechanism und verhindern solange das Setzen von Reverse Power, bis beide Reverser Hälften einen bestimmten Fahrweg zurückgelegt haben. (→ Deploy > 60%, → Stow > 20%)
- werden direkt von dem gerade aktiven ECU Kanal gesteuert
- sind im Cockpit unter dem Control Stand (Pedestal) installiert.

Micro Switch Pack Assembly

- enthält 4 Schalter die bei FWD Thrust und 4 Schalter, die bei Reverse Thrust durch die Umlenkhebel im Thrust Lever Assembly betätigt werden. Es werden folgende Systeme gesteuert:
 - Autobrake System (ATA 32)
 - Auto Speedbrake (ATA 27)
 - Thrust Reverser Directional Pilot Valves (ATA 78)
 - Thrust Reverser 3rd Lock Control Switches (30°) (ATA 78)
(if installed)
- ist vor den Gashebeln im Control Stand installiert.

Throttle Switches

- In jedem der 4 Schubhebel befindet sich ein Thrust Reverser Switch (6°) (nach Modifizierung → Schaltpunkt 10-14°).
- Im Schubhebel **1** und **4** ist ein Auto Throttle Disconnect Lever installiert, der jeweils seinen A/T Disconnect Switch schaltet.
- Im Schubhebel **2** und **3** ist ein Takeoff / Go Around (TOGA) Lever installiert, der jeweils seinen TOGA Switch schaltet.

Speedbrake Lever Lock Mechanism

- besteht aus dem Speedbrake Lever Lock und dem "Reverse Thrust Lever Operated Auto Speed Brake Switch".
- wird von den Reverse Levers **2** und **4** mechanisch angesteuert.
- hebt bei Bedarf den Speedbrake Lever aus der Down Detent Verriegelung und aktiviert den Auto Speed Brake Actuator.

- 1 ▶ NOTE:**
DO NOT ADJUST TURNBARREL NO. 2.
 TURNBARREL NO. 2 IS USED FOR REFERENCE TO RIG THRUST LEVER
- 2 ▶ NOTE:**
 ALL 4 THRUST LEVER POSITION RESOLVER CONNECTING ROD MAY BE ADJUSTED IF NECESSARY FOR TRA TRANSDUCER RIGGING.

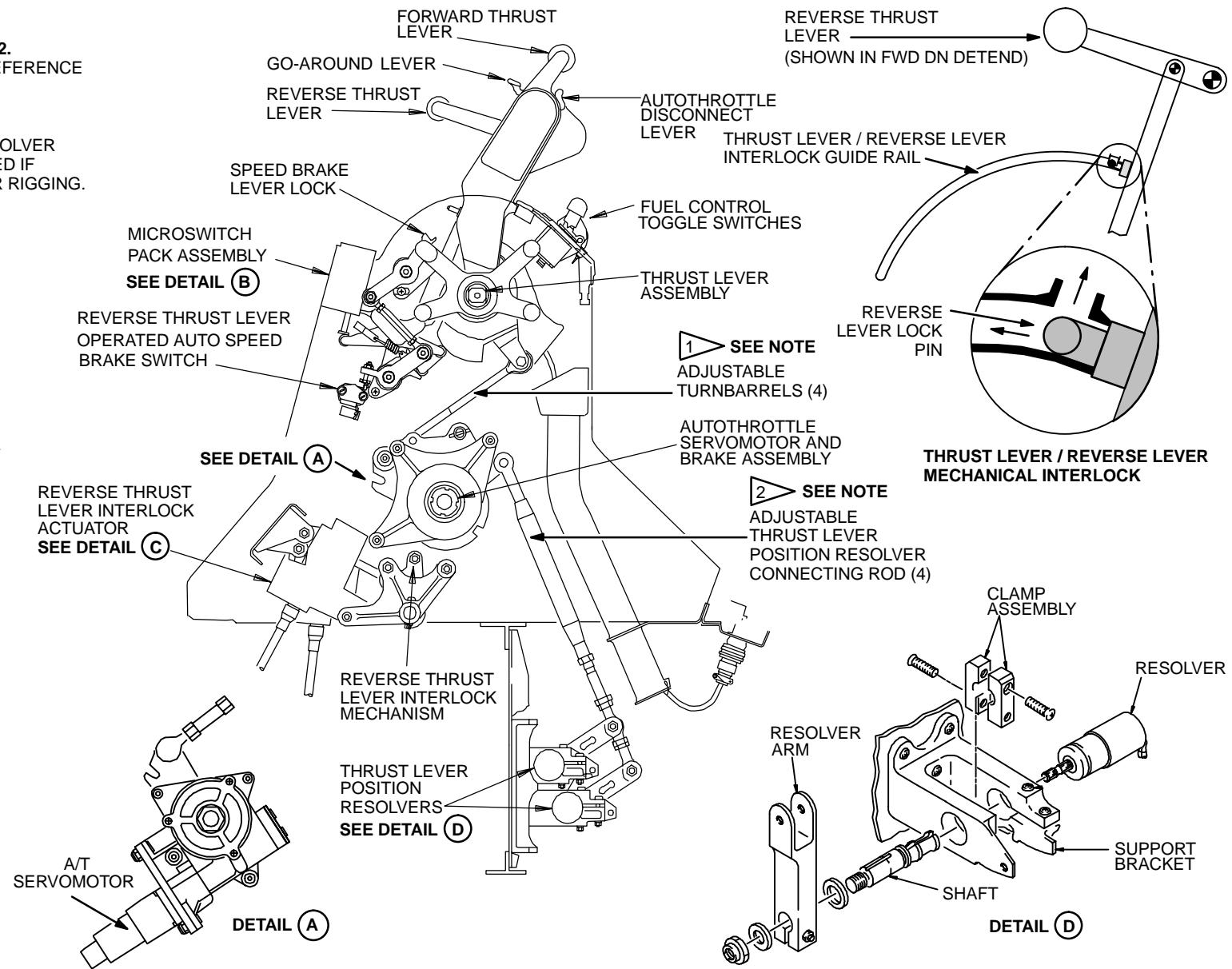
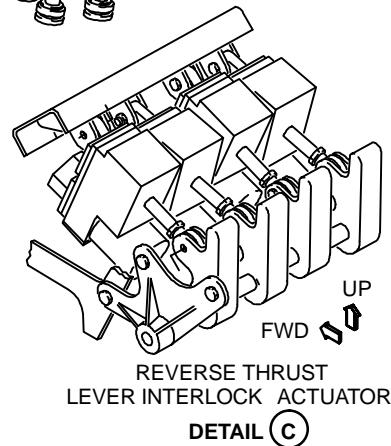
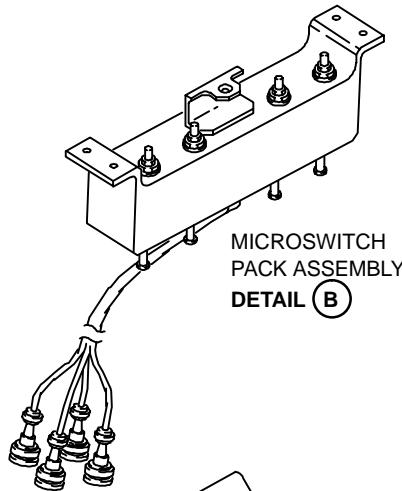


Figure 74 Thrust Control Components



POWER CONTROLS ADJUSTMENT

Thrust Lever Adjustment

Das Thrust Lever Assembly kann nur als eine Einheit gewechselt werden. Es ist auf beiden Seiten des Control-Stand (P8) mit je einem Mounting Bracket befestigt. Nach dem Wechsel ist eine Überprüfung (oder Einstellung) der Thrust Lever Turnbarrels erforderlich.

Note: Einstellung s. MM ATA 76-11 - 01/501

Kurzbeschreibung:

STEP 1:

- alle 4 Schubhebel in ca. 43 ° TLA Position bringen.
- Rig **Pin TL 1** in die Rig Pin Holes des Thrust Lever Assembly Support Brackets und durch die Slots der 4 Gashebel einsetzen.
- Turnbarrels der Gashebel No. 1, 3 und 4 justieren, bis die Hinterkanten aller **4 Gashebel** bündig sind.

Achtung : Turnbarrel des Gashebels No. 2 ist das Referenzmaß und darf nicht verstellt werden.

STEP 2:

- Sicherstellen, daß die Hinterkanten aller **4 Gashebel** bündig sind (Turnbarrel Adjustment durchgeführt).
- Beide Rrigpins (**TR1** und **TR2**) in die Resolverarme der Triebwerke 1 & 4 (TR1) und der Triebwerke 2 & 3 (TR2) und die Support Brackets einsetzen.
- falls notwendig, alle 4 adjustable Thrust Lever Position Resolver Connecting Rods einstellen.

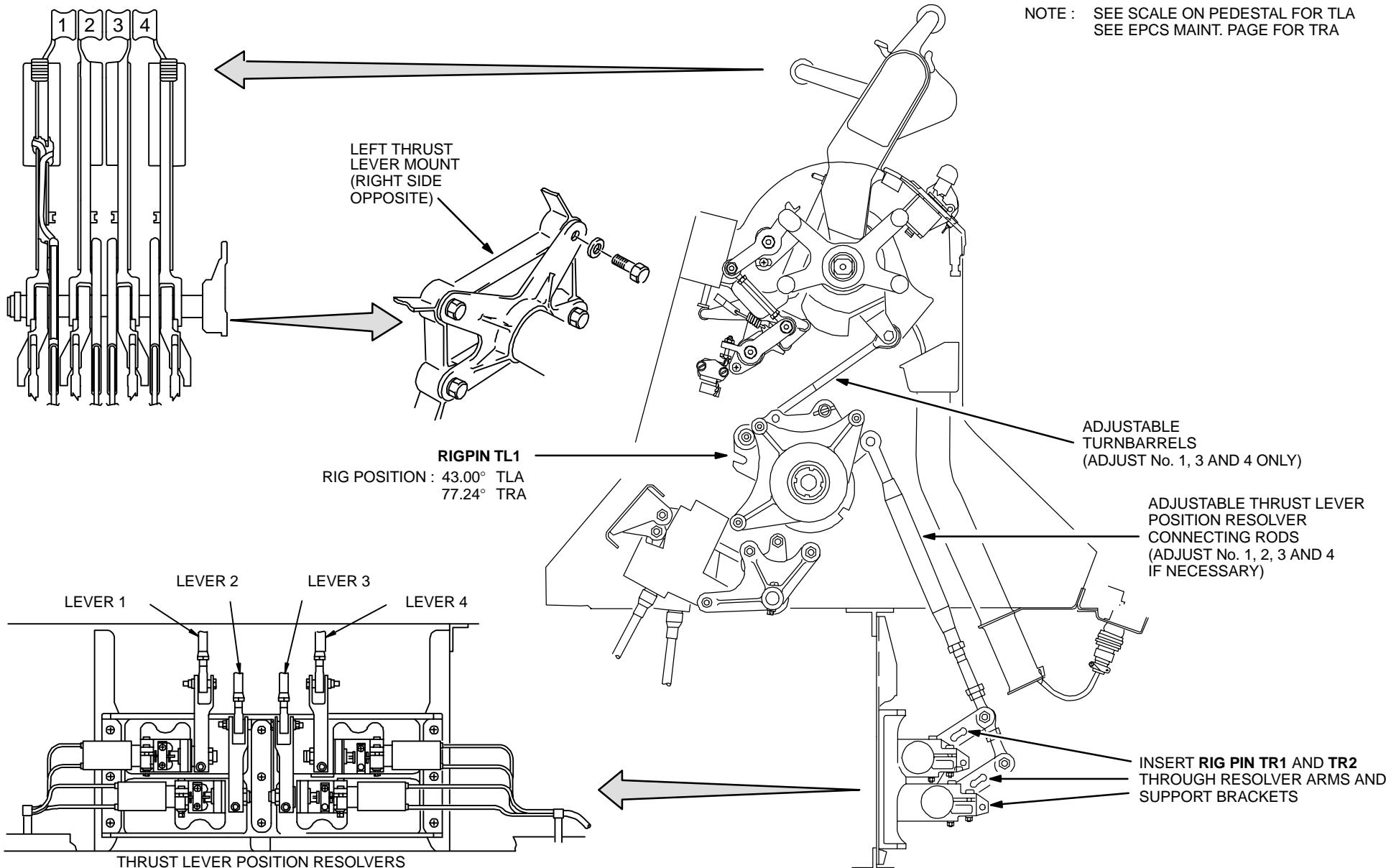


Figure 75 Thrust Lever Adjustment



POWER CONTROLS ADJUSTMENT

Thrust Lever Adjustment

Note: Einstellung s. MM ATA 76-11 - 01/501

Kurzbeschreibung: (continued)

STEP 3:

- STEP 1 und STEP 2 gem. MM durchführen.
- für TRA XDCR Kalibrierung muß ein Satz Meßgeräte verwendet werden.
 - Meßgeräte gem. MM anschließen (s. Abb. nächste Seite).
 - mit eingesetzten RigPins **TL1 / TR1** und **TR2** die "**SUPPORT BRACKET CLAMPING SCREWS**" lösen und den Thrust Resolver Angle Transducer solange verdrehen, bis das entsprechende Winkelsignal (77.24° TRA bei 43° TLA) vorhanden ist.
 - Support Bracket Clamping Screws festziehen und die Messung wiederholen.,
- Falls keine entsprechendes Equipment für die Kalibrierung bzw. für die TRA- XDCR Überprüfung (Thrust Lever Position / EICAS Readout) zur Verfügung steht, sind die Tabellen im MM und die EPCS Maintenance Page (TRA) zu verwenden.

EPCS									
1	2	3	4						
A	A	A	A	B	B	B	B		
12	12	12	12	14.7	14.7	14.7	14.7	12	12
14.7	14.7	14.7	14.7	PO	T12	12	14.7	14.7	14.7
77.2	77.2	77.2	77.2	TRA	77.2	77.2	77.2	77.2	77.2
83	83	83	83	T25	83	83	83	83	83

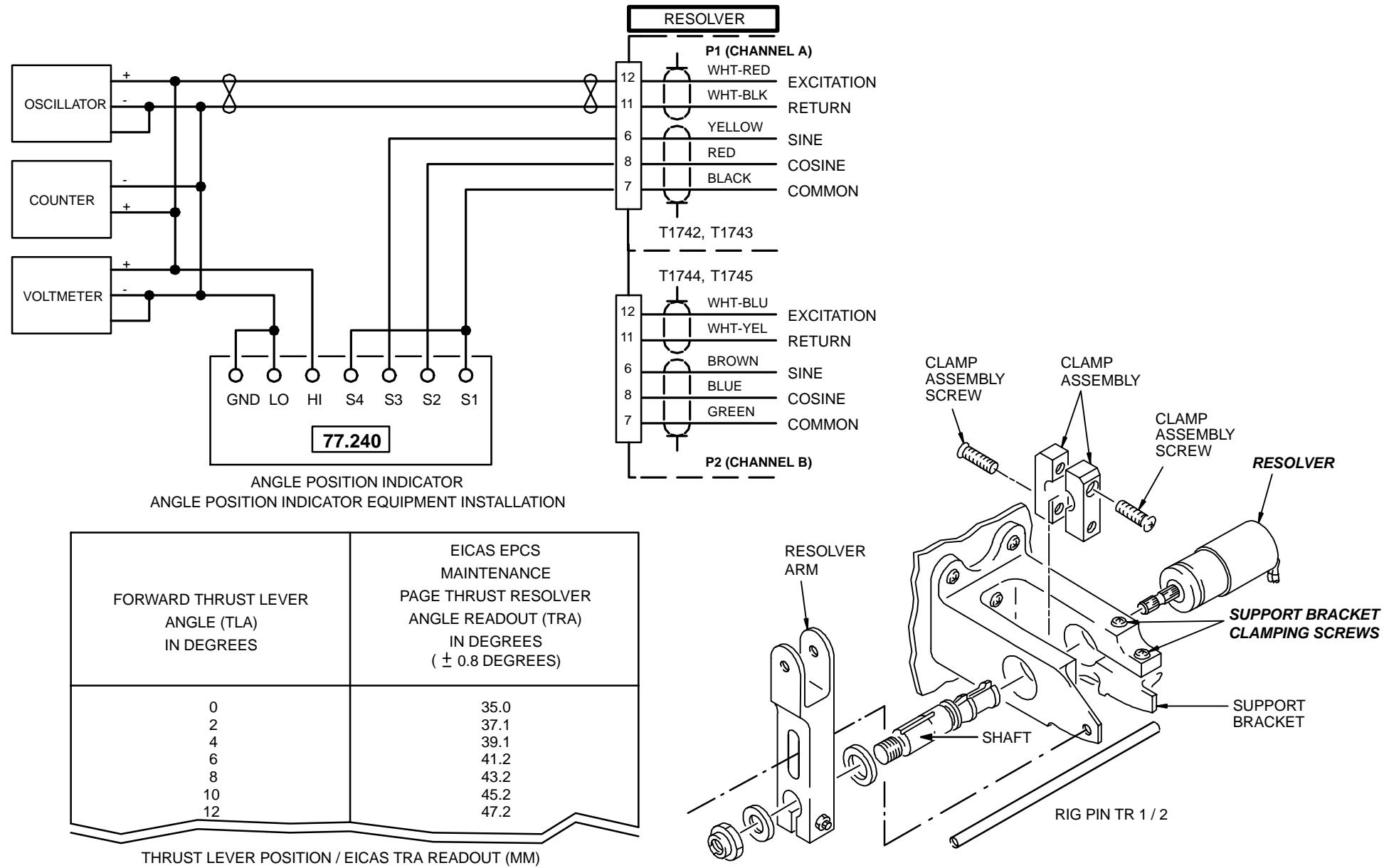


Figure 76 TRA Transducer Adjustment



THRUST CONTROL SYSTEM SWITCHES

Thrust Lever Switches

- In jedem der 4 Schubhebel befindet sich ein Thrust Reverser Switch (6°).
- Im Schubhebel 1 und 4 ist ein Auto Throttle Disconnect Lever installiert, der jeweils seinen A/T Disconnect Switch schaltet.
- Im Schubhebel 2 und 3 ist ein Takeoff / Go Around (TOGA) Lever installiert, der jeweils seinen TOGA Switch schaltet.

Thrust Reverser Switches

In jedem der 4 Schubhebel befindet sich ein Thrust Reverser Control Switch der geschaltet wird, wenn der Reverse Lever um ca. 6° angehoben wird.

Anmerkung : Bei modifizierten Flugzeugen ist der Schaltwert durch Austauschen der Schaltthebel (innerhalb der Thrust Lever) auf $10-14^\circ$ vergrößert worden.

Das Signal

- steuert das Thrust Reverser Isolation Valve Solenoid
- unterbricht das MIN IDLE Discrete von der entsprechenden EEC/TMC Discrete Card zur ECU. Das Triebwerk erhöht daraufhin seine Drehzahl auf APPROACH IDLE Speed.

Go - Around Switches

Im Schubhebel 2 und 3 sind jeweils 2 Go - Around Switches installiert. Bei Betätigung der Go-Around Levers schalten die Switches ein Signal an die Auto Pilot Systeme / Thrust Management Computers um die T/O bzw. G/A Mode einzuleiten (s. ATA 22 Auto Pilot / Auto Throttle)

Auto Throttle Disconnect Switches

Im Schubhebel 1 und 4 ist ein Auto Throttle Disconnect Switch installiert, der von dem entsprechenden A/T Disconnect Lever betätigt wird. Bei Betätigung der Lever schalten die Switches die gerade aktive AUTO THROTTLE Mode ab. (s.ATA 22 AutoThrottle / ATA 76-11 für Justierungen)

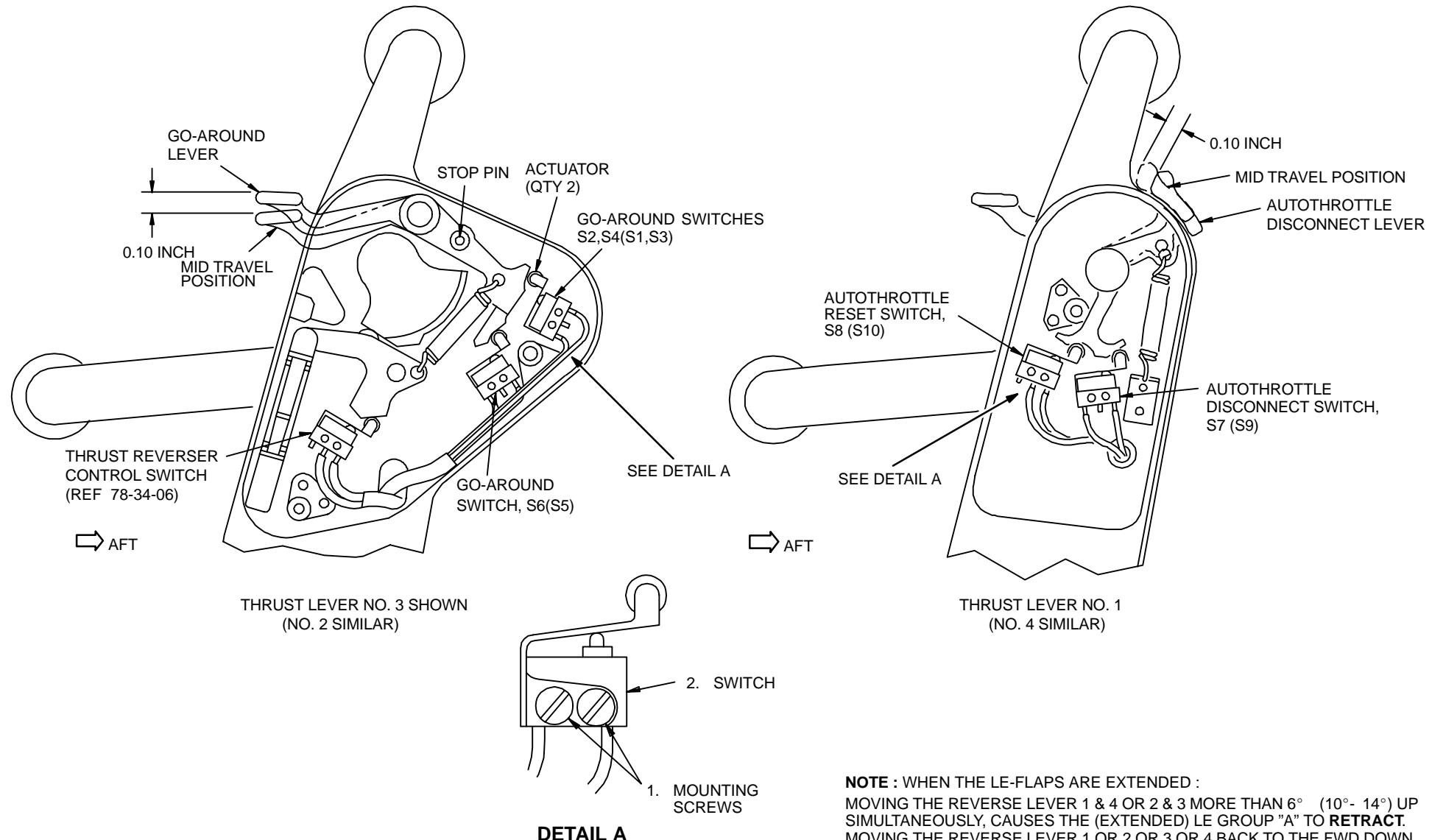


Figure 77 Thrust Lever Switches



THRUST CONTROL SYSTEM SWITCHES

Microswitch Pack Assembly

Vor den Schubhebeln ist im Control Stand (P8) das Microswitch Pack Assembly installiert, welches insgesamt 8 Micro Switches enthält.

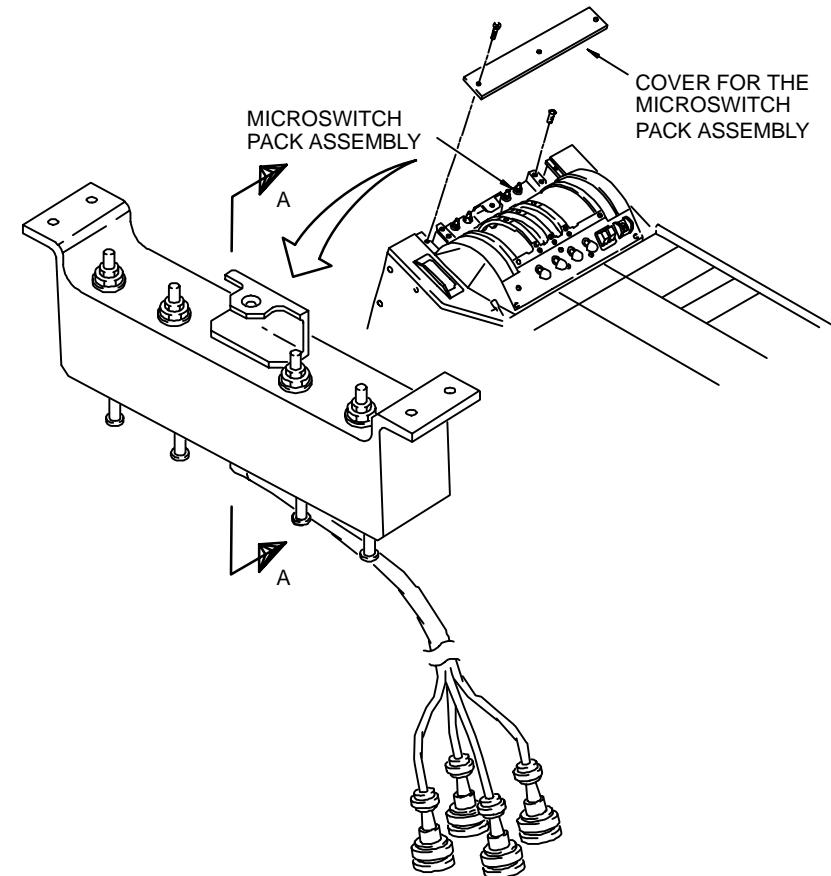
Jeweils 2 Microswitches werden von den Schubhebeln über 2 Cams, Betätigungshebel und Schaltstifte (Plunger) betätigt.

Die Schalter werden für folgende Systeme verwendet :

ENGINE	SWITCH	PLUG	SYSTEM	ACT DEGR
1	S1B S1B	P8 P8	AUTOBRAKE AUTO SPEEDBRAKE	7 °
2	S1B S1B	P9 P9	AUTOBRAKE	7 °
3	S3B S3B	P10 P10	AUTOBRAKE AUTO SPEEDBRAKE	7 °
4	S4B S4B	P11 P11	AUTOBRAKE	7 °
1	S181 S191	P8 P8	THRUST REVERSER DIRECTIONAL PILOT VLV 1 THRUST REVERSER 3rd LOCK	30 °
2	S182 S192	P9 P9	THRUST REVERSER DIRECTIONAL PILOT VLV 1 THRUST REVERSER 3rd LOCK	30 °
3	S183 S193	P10 P10	THRUST REVERSER DIRECTIONAL PILOT VLV 1 THRUST REVERSER 3rd LOCK	30 °
4	S184 S194	P11 P11	THRUST REVERSER DIRECTIONAL PILOT VLV 1 THRUST REVERSER 3rd LOCK	30 °

1 IF AVAILABLE (3rd LOCK WILL BE INSTALLED ON ALL AIRPLANES)

HINWEIS : Wenn die LE-Flaps ausgefahren sind:
Das gleichzeitige Bewegen der Reverse Thrust Lever 1 & 4 oder 2 & 3 auf mehr als 6° (10°-14°) lässt die LE Gruppe "A" einfahren. Wenn einer der Reverse Thrust Lever (1 oder 2 oder 3 oder 4) zurück nach "FWD Down Detend" gebracht wird, fährt die LE Gruppe "A" wieder aus.



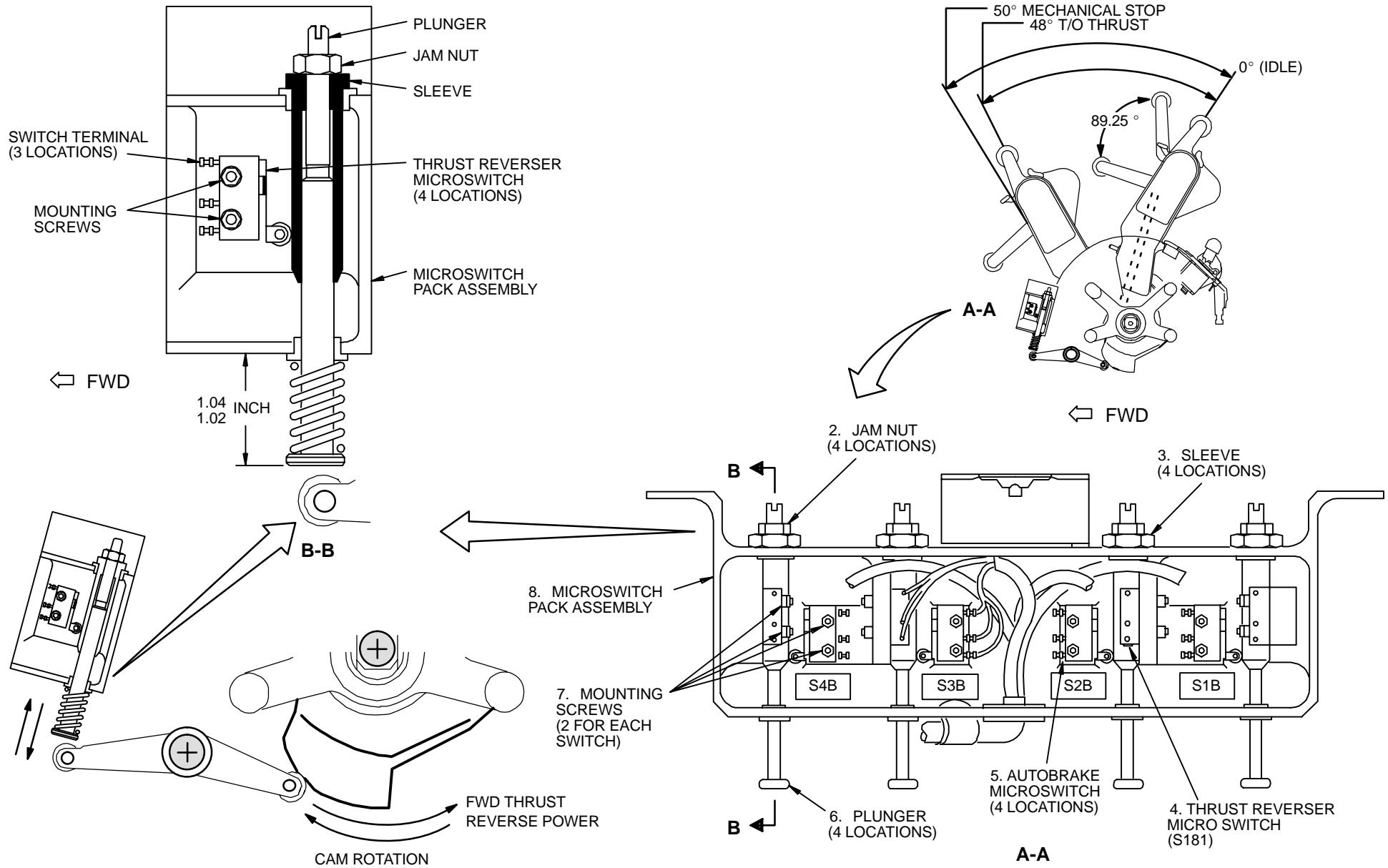


Figure 78 Micro Switch Pack Assembly



ATA 75 AIR

75-00 ENGINE AIR SYSTEMS

GENERAL

System Description

Das Engine Air System steuert den Luftfluß für:

- Compressor Airflow Control
- internal and external Engine Cooling
- Accessory Cooling

Die Steuerung von **Compressor Airflow Control** erfolgt durch die

- Variable Stator Vanes (VSV)
- Variable Bleed Valves (VBV)

Die **interne** Triebwerks-Kühlung wird in

- Bore Cooling System (*nicht an allen Triebwerken*)
- Eleventh Stage Cooling System (*Ventile deaktiviert in offener Pos.*)

unterteilt.

Die **externe** Triebwerks-Kühlung wird in

- High Pressure Turbine Clearance Control System (HPTCC)
- Low Pressure Turbine Clearance Control System (LPTCC)
(nicht an allen Triebwerken (GE SB's 75-159 / -161 / -165))
- Core Compartment Cooling System (CCCS)

unterteilt.

Das **Accessory Cooling System** ist in

- Service Bleeds (8. & 14.HPC Stage)
- Aircraft Anti Ice (Wing Thermal Anti Ice)
- Engine Anti Ice (Nacelle Anti Ice)
- Igniter Lead Cooling

unterteilt.

Der Luftfluß für die **interne** und **externe** Triebwerkskühlung wird durch extern am Motor installierte Ventile geregelt.

Alle Systeme werden durch die Engine Control Unit (ECU) und die Hydro Mechanical Unit (HMU) gesteuert.



- 1 NOT ON ALL ENGINES (GE SB's 75-159 / -161 / -165)
 2 VALVES DEACTIVATED IN OPEN ON ALL ENGINES BUT
 ON SOME ENGINES THE SYSTEM REMAINS OPERATIVE FOR CCCV.

- SOLENOID SYSTEMS
 (ECU CONTROLLED)
- SERVO SYSTEMS
 (HMU EHSV CONTROLLED)

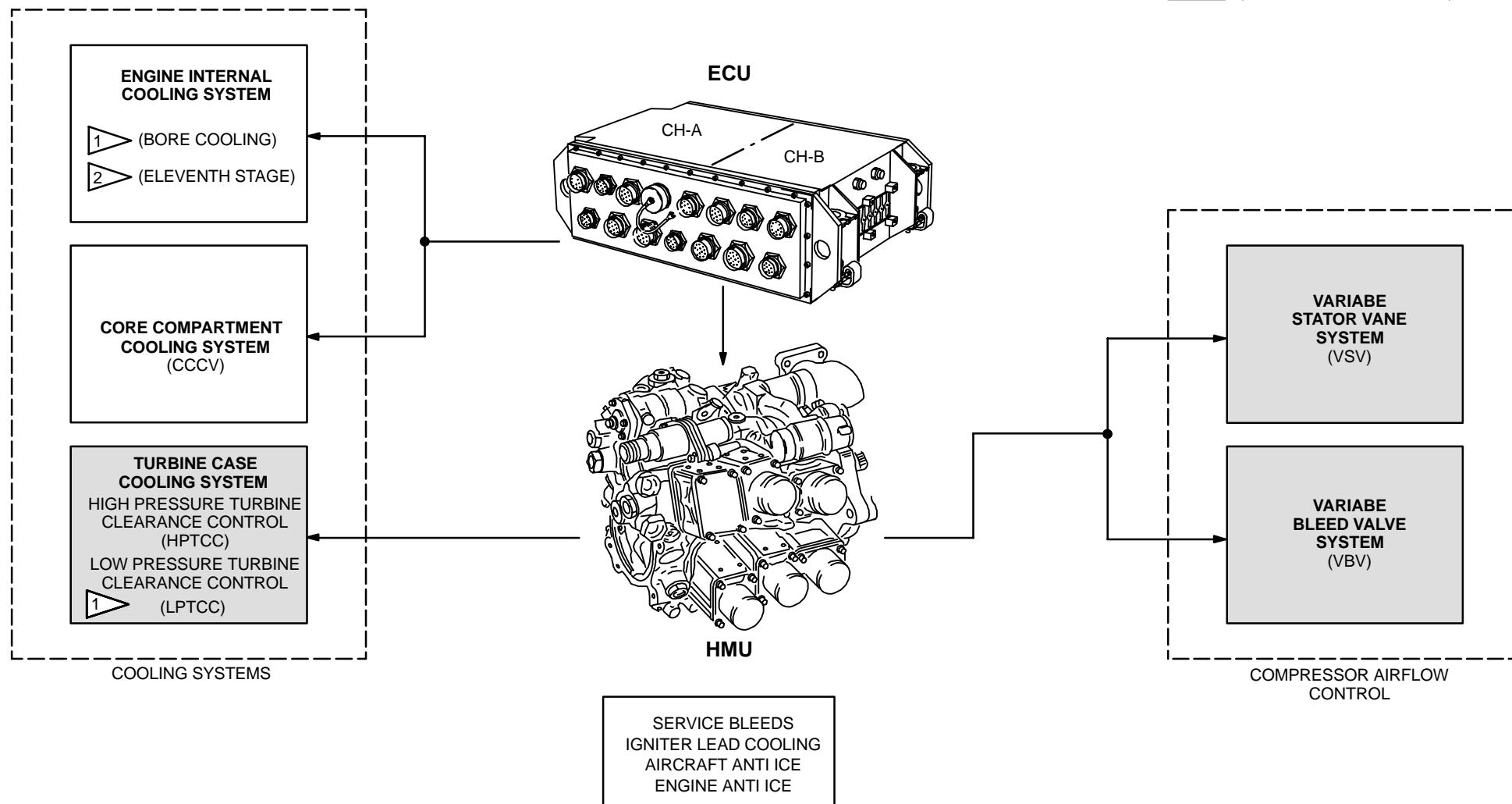
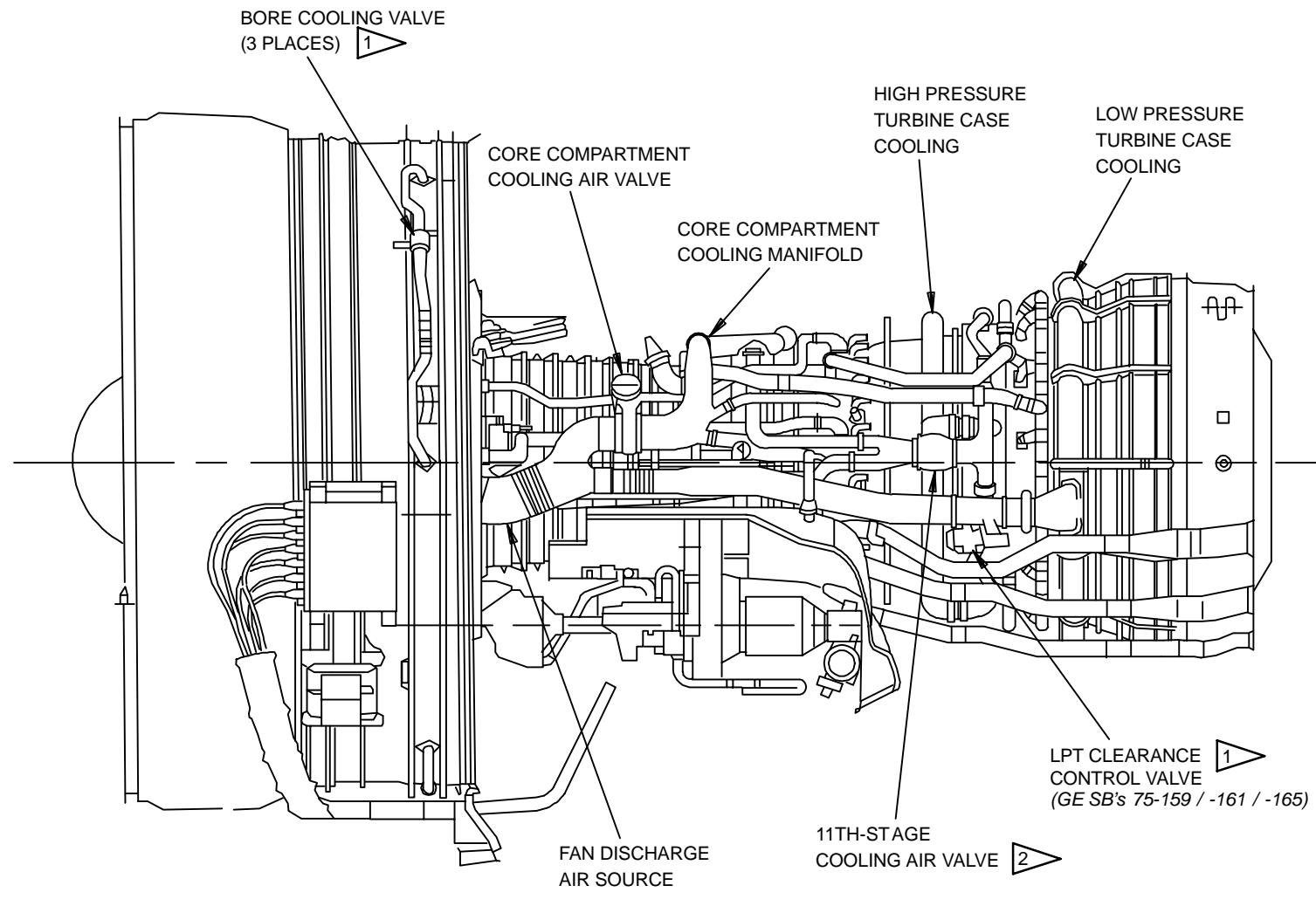


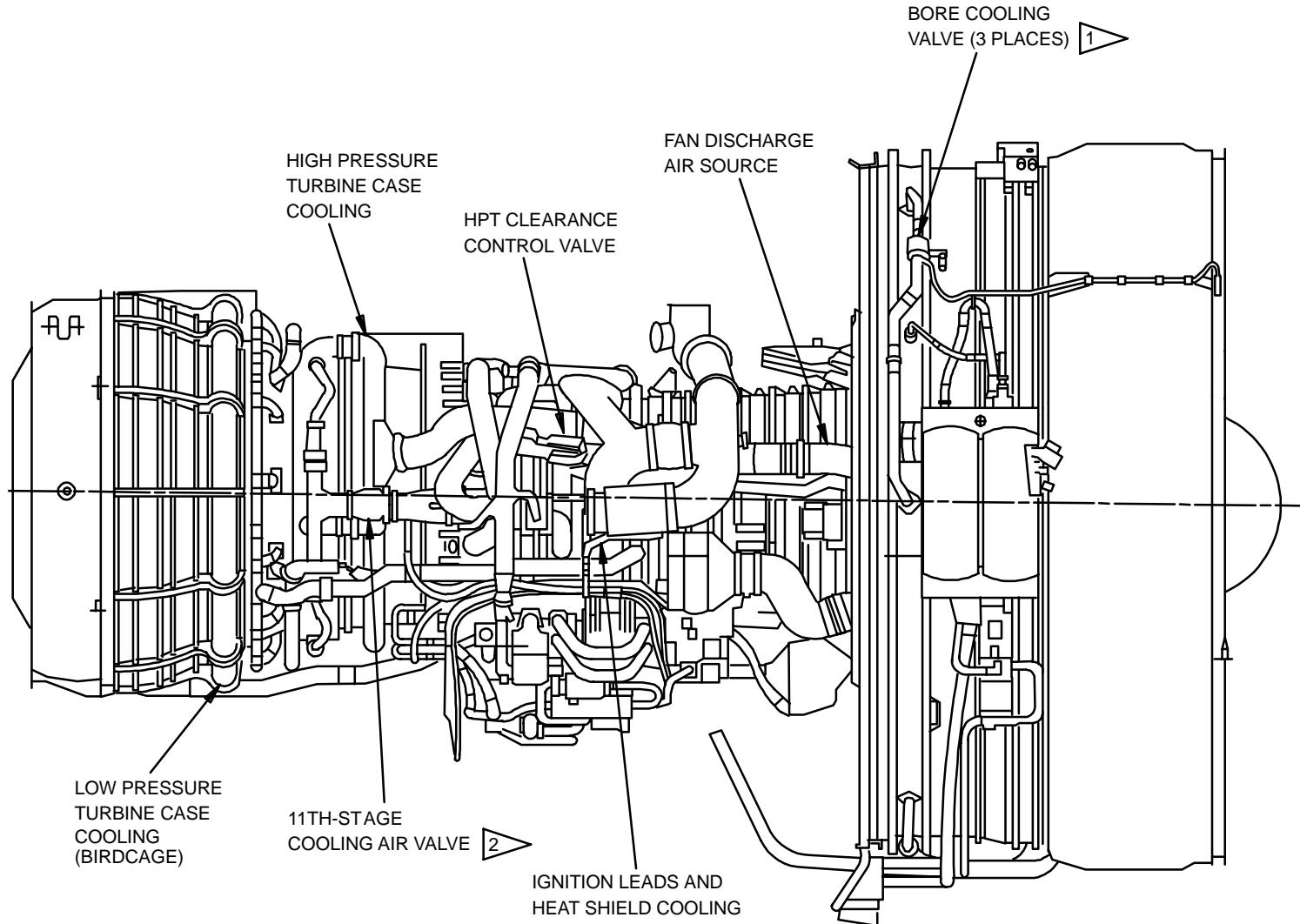
Figure 79 Engine Air Basic Schematic



1 NOT ON ALL ENGINES (GE SB's 75-159 / -161 / -165)

2 VALVES DEACTIVATED IN OPEN ON ALL ENGINES BUT
ON SOME ENGINES THE SYSTEM REMAINS OPERATIVE FOR CCCV.

Figure 80 Engine Air System Components (Left Side Engine)



1 ▲ NOT ON ALL ENGINES

2 ▲ VALVES DEACTIVATED IN OPEN ON ALL ENGINES BUT
ON SOME ENGINES THE SYSTEM REMAINS OPERATIVE FOR CCCV.

Figure 81 Engine Air System Components (Right Side Engine)



BORE COOLING SYSTEM

Bore Cooling System Description

Die interne Kühlung des Motors erfolgt durch 3 Bore Cooling Valves. Die Ventile sind in der 3:00, 5:30 und 11:30 Position auf dem Fan Case installiert.

Es handelt sich hierbei um "Solenoid Controlled, Pressure Operated" Shut Off Valves, die vom ECU CH-A oder ECU CH-B unabhängig voneinander angesteuert werden können.

Die Bore Cooling Valves haben die Aufgabe, folgende innere Motorbereiche (BORE) zu kühlen:

- Sump Cavities
- N2 Shaft
- LPC Spool
- LPT Disc Rear Face
- HPC Spool
- LPT Spool

Zum Kühlen und zur Ventilbetätigung wird LPC-Air (5. Stage) verwendet. Die Kühlluft wird anschließend in den primären Gasstrom zurückgeführt.

Die Bore Cooling Valves sind normalerweise federbelastet (Fail Safe) offen.

Die ECU versucht, die Bore Temperatur konstant zu halten. Hierzu errechnet sie mit dem gerade aktiven Kanal A oder B aus verschiedenen anderen Parametern ihrer Sensoren die aktuelle Innentemperatur des Motors und steuert je nach Bedarf eines, zwei oder alle 3 Bore Colling Valves auf oder zu.

DECREASING BORE TEMPERATURE	INCREASING BORE TEMPERATURE	VALVES	
		OPEN	CLOSE
	262 DEG C	BCV 1 BCV 2 BCV 3	
250 DEG C	246 DEG C	BCV 2 BCV 3	BCV 1
234 DEG C	229 DEG C	BCV 3	BCV 1 BCV 2
217 DEG C			BCV 1 BCV 2 BCV 3

BCV Position Schedule

Die Bore Cooling Valves können jedoch nicht vollständig schließen, sodaß

selbst bei Ansteuerung aller 3 Ventile nach "Closed" eine Mindestkühlung des Triebwerks erhalten bleibt.

Es ist kein Position Feedback vorhanden.

Die Ventil Position (Open/Close) kann durch das "Position Indication Hole" mittels eines Drahtes ermittelt werden.

Bei Fehlfunktion des Systems (im Betrieb oder bei einem Testrun 12) erscheint eine oder mehrere Messages als EXISTING FAULT:

(FIM 71-CMCS MESSAGE INDEX)

7X329 BCV-1 SOL W/A (CH-A)

7X330 BCV-2 SOL W/A (CH-A)

7X331 BCV-3 SOL W/A (CH-A)

7X429 BCV-1 SOL W/A (CH-B)

7X430 BCV-2 SOL W/A (CH-B)

7X431 BCV-3 SOL W/A (CH-B)

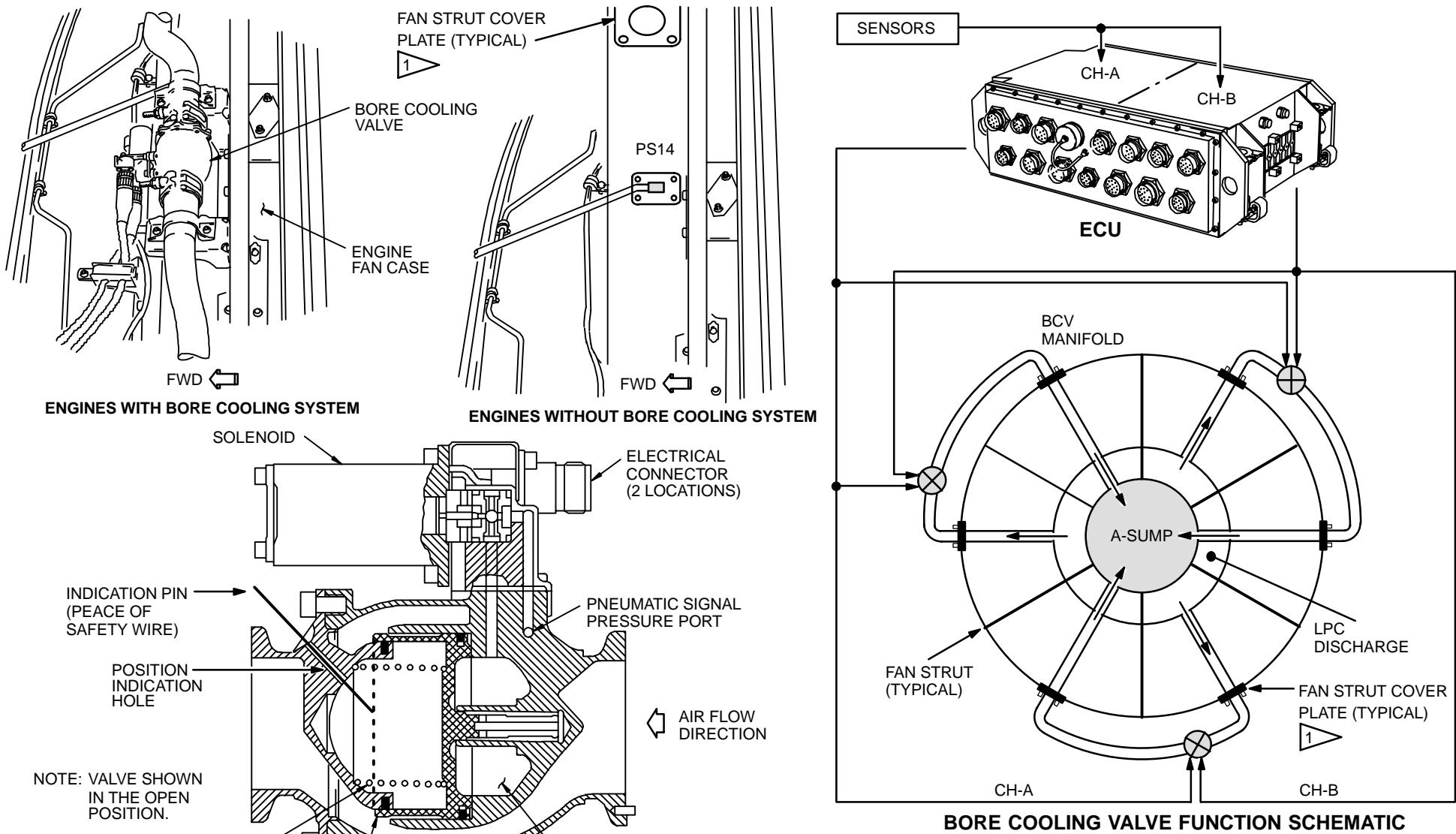
Es ist nach der "Minimum Equipment List" (MEL) zu verfahren, ein Blockieren der Ventile ist nicht vorgesehen.

Uncontrolled Engine Bore Cooling

Bei neueren Triebwerken ist kein Bore Cooling - Steuersystem mehr vorhanden. Die oben beschriebenen inneren Motorbereiche (ENGINE BORE) werden jedoch trotzdem mit 5. Stufen LPC Luft gekühlt, allerdings zumTeil mehr als notwendig. Es kann sich dadurch u.U. ein geringfügig höherer Kraftstoffverbrauch ergeben.

Die Kühlluft wird durch innere Luftführungskanäle in das Engine Bore geleitet. Die Rohrleitungen aus der 5. LPC Stufe durch die "FAN STRUTS" sind noch vorhanden, aber außen am Fan Gehäuse durch Abdeckplatten verschlossen.

WARNUNG : Bei Triebwerken, die nicht mit steuerbarem Bore Cooling System ausgerüstet sind, dürfen ECU's mit der Steuersoftware 8.2.J oder 8.2.K nicht verwendet werden.


Figure 82 Bore Cooling System Schematic



ELEVENTH STAGE COOLING

Eleventh Stage Cooling System Description (*If operative*)

Die 2. Leitschaufel (Stator)-Stufe der HPT wird mit 11. Stufenluft aus dem Hochdruckkompressor gekühlt. Die Kühlung verbessert den Wirkungsgrad (Fuel Efficiency) der Turbine und wird durch 2 ESC-Valves geregelt, welche in Abhängigkeit von verschiedenen Bedingungen durch die ECU über das "Eleventh Stage Cooling Valve Solenoid" gesteuert werden können.

Die Ventile sind in 3:00 und 9:00 Position am Compressor Rear Frame (CRF) installiert. Zur Ventilbetätigung wird ebenfalls Arbeitsluft aus der 11. Stufe verwendet.

Das ECS Solenoid Valve ist in 8:00 Position im gekühlten Bereich des Core Compartments eingebaut.

Normal Operation (*If operative*)

Beide ECS-Valves sind normalerweise federbelastet (Fail Safe) offen. Die Steuerung erfolgt durch Software im jeweils gerade aktiven ECU CH-A oder CH-B.

Läuft der Motor unter stabilen (gleichmäßigen) Bedingungen, wird das System aktiviert. Die ECU steuert entweder über die "A" oder "B" Spule des Eleventh Stage Cooling Valve Solenoid Arbeitsluft auf die Schließseite der beiden ECS Valves, die Ventile bewegen sich in Richtung CLOSE.

Die ESC-Valves können jedoch nicht vollständig schließen, sodaß eine Mindestkühlung des Triebwerks erhalten bleibt.

Die Software reagiert auf (praktisch jede Art von) Beschleunigung mit Öffnen der ECS-Valves, um die Überhitzung der 2.HPT Stator Stufe (durch die bei diesem Vorgang zwangsläufige Erhöhung der Turbine Inlet Temperature (TIT)) zu verhindern.

Beide ECS-Valves melden ihre Position mit jeweils einem Position Switch an den ECU CH-A und CH-B zurück. Die ECU verwendet diese Signale nur für eine FAULT Detection. Es ist kein Position Feedback oder eine Ventil-Stellungsanzeige vorhanden.

Bei System- oder Ventilstörungen sind beide ESC-Valves durch Trennen der Close Pressure Line am Ventil in der Fail Safe Open Position zu blocken.

Einzelheiten der "Lockout Procedure" sind dem TBH-L zu entnehmen.

HINWEIS : DIE ELEVENTH STAGE COOLING VALVES SIND IN DER OFFENEN POSITION BLOCKIERT, DAS SYSTEM IST JEDOCH NICHT DEAKTIVIERT.

Valve Position Command Indication (*If operative*)

Mit Hilfe des INPUT MONITORING Systems können auf der CDU die Ansteuerungssignale (OPEN or CLOSE Command) des ECU CH-A und ECU CH-B von allen 4 Triebwerken ausgelesen werden (Label 275 / Bit 29). Bit 29 ist "1" wenn die ECU die ESC-Valves nach "CLOSE" steuert, Bit 29 ist "0" wenn die ECU die ESC-Valves nach "OPEN" steuert.

Die folgende Tabelle zeigt die Input Monitoring EEC Port Adressen für den Label 275 Bit 29 (MM 75-26-00):

ENG	ECU	PORT LOCATION / NUMBER / LABEL / SDI (BIT 9&10)
1	CH-A	E/082/275/10
1	CH-B	E/090/275/10
2	CH-A	E/084/275/01
2	CH-B	E/092/275/01
3	CH-A	E/083/275/11
3	CH-B	E/091/275/11
4	CH-A	E/085/275/00
4	CH-B	E/093/275/00

Melden die Valve Position Switches nach erfolgter Ansteuerung eine Position, die von der "Commanded Position" abweicht, erscheint eine oder mehrere Messages als EXISTING FAULT: (FIM 71-CMCS MESSAGE INDEX)

7X367 ENG-X 11TH STAGE POSITION DISAGREE 'DMD CLOSED'(CH-A)

7X392 ENG-X 11TH STAGE COOLING VALVE SWITCH DISAGREE(CH-A)

7X328 ENG-X ESCV SOL W/A (CH-A)

7X368 ENG-X 11TH STAGE POSITION DISAGREE 'DMD OPEN' (CH-A)

7X467 ENG-X 11TH STAGE POSITION DISAGREE 'DMD CLOSED'(CH-B)

7X492 ENG-X 11TH STAGE COOLING VALVE SWITCH DISAGREE(CH-B)

7X428 ENG-X ESCV SOL W/A (CH-B)

7X468 ENG-X 11TH STAGE POSITION DISAGREE 'DMD OPEN' (CH-B)

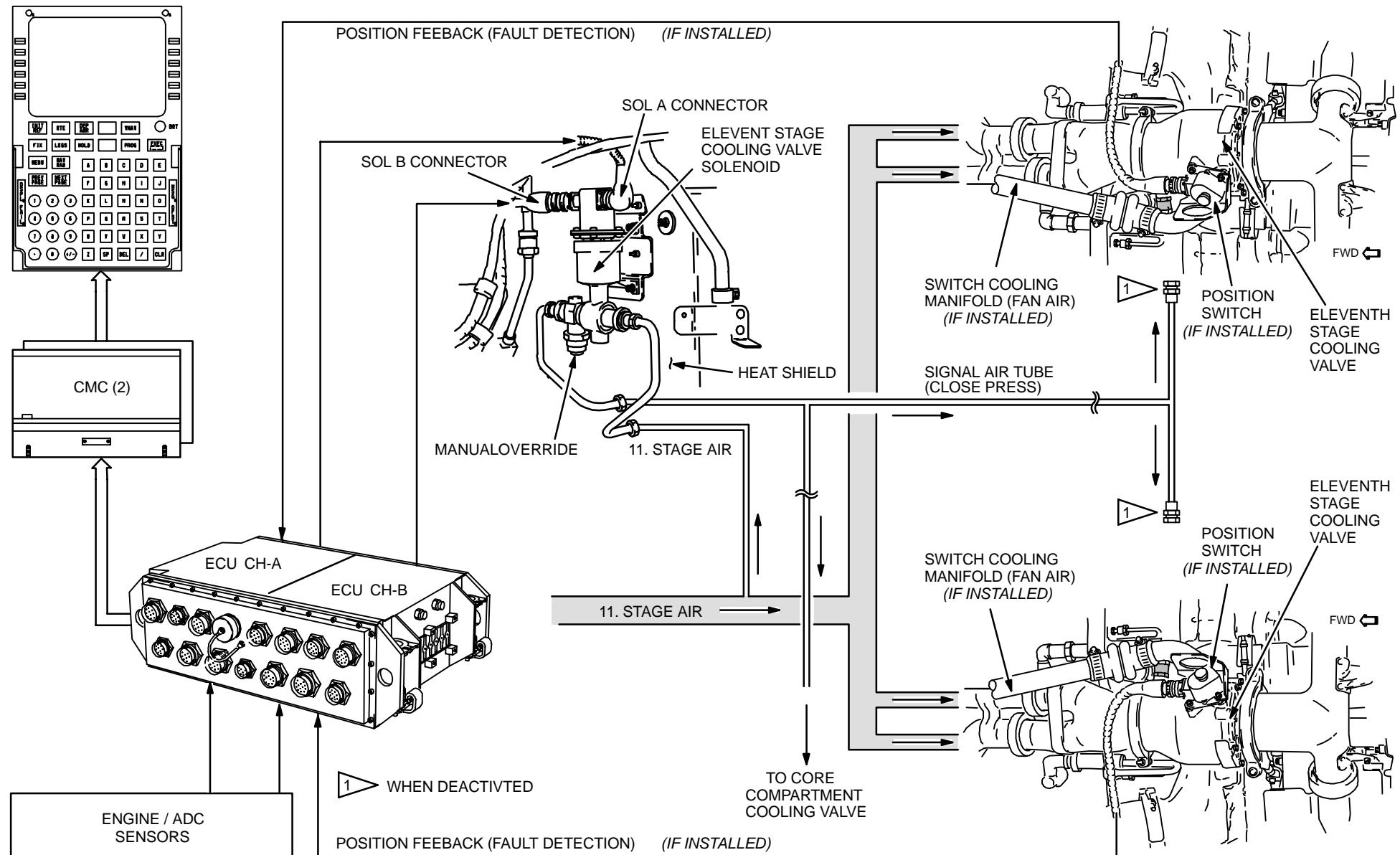


Figure 83 Eleventh Stage Cooling System Schematic



CORE COMPARTMENT COOLING VALVE

Core Compartment Cooling Valve Description

Das Core Compartment Cooling Valve (CCCV) ist in ca. 10:00 Position am HPC-Gehäuse installiert.

Es hat die Aufgabe

- das Core Compartment
- verschiedene Schalter
- besonders beanspruchte Bauteile und Geräte, wie z.B. Cowling Hinges bei Bedarf zusätzlich mit Fan-Luft zu kühlen.

Das Ventil ist mit einem "Manual Override Handle", (welches gleichzeitig als Ventil-Positionsanzeige verwendet wird), sowie einer Lockout-Screw ausgerüstet. Das Ventil kann nur in der "OPEN" Position geblockt werden.

Einzelheiten der "Lockout Procedure" sind dem TBH-L zu entnehmen.

Normal Operation

Das CCCV ist ein "Solenoid Controlled, Pressure Operated Butterfly Valve". Es ist normalerweise federbelastet (Fail Safe) offen.

Die Steuerung erfolgt durch Software im jeweils gerade aktiven ECU CH-A oder CH-B. Läuft der Motor unter stabilen (gleichmäßigen) Bedingungen, wird das System aktiviert.

(*Bei Triebwerken mit alter "Hardware Configuration"*)

Die ECU steuert das Ventil entweder über die "A" oder "B" Spule des **Eleventh Stage Cooling Valve Solenoid**.

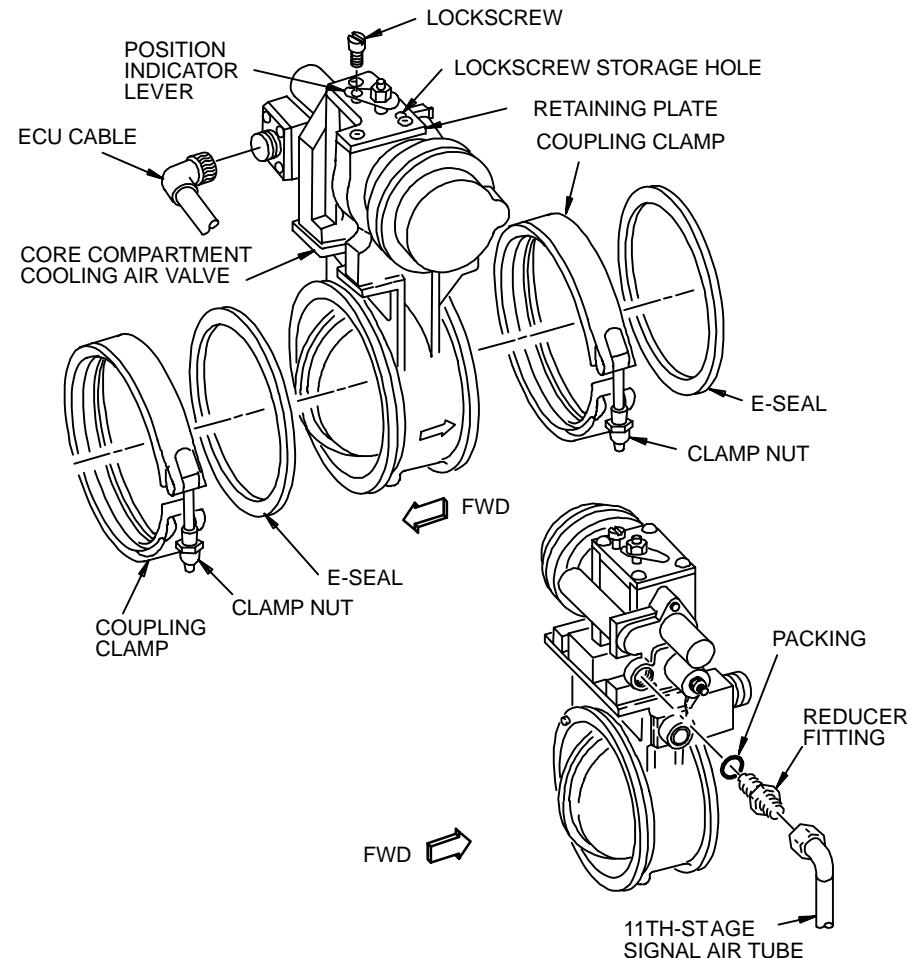
(*Bei Triebwerken mit neuer "Hardware Configuration"*)

Das Core Compartment Cooling Valve ist mit einem eigenen Dual Control Solenoid ausgestattet. Die ECU steuert das Ventil entweder über die "A" oder "B" Spule des **Core Compartment Cooling Valve Solenoid**.

Arbeitsdruck (Close Pressure) wird aus der 11th. Stage des High Pressure Compressor (HPC) bereitgestellt.

Als Kühlluft steht Fanluft zur Verfügung, die aus dem Fan Diaphragm unmittelbar hinter einem der Variable Bleed Valves abgenommen wird.

Ventil-Modulation und Position Feedback zur ECU sind nicht vorgesehen.



CORE COMPARTMENT COOLING VALVE WITH SOLENOID

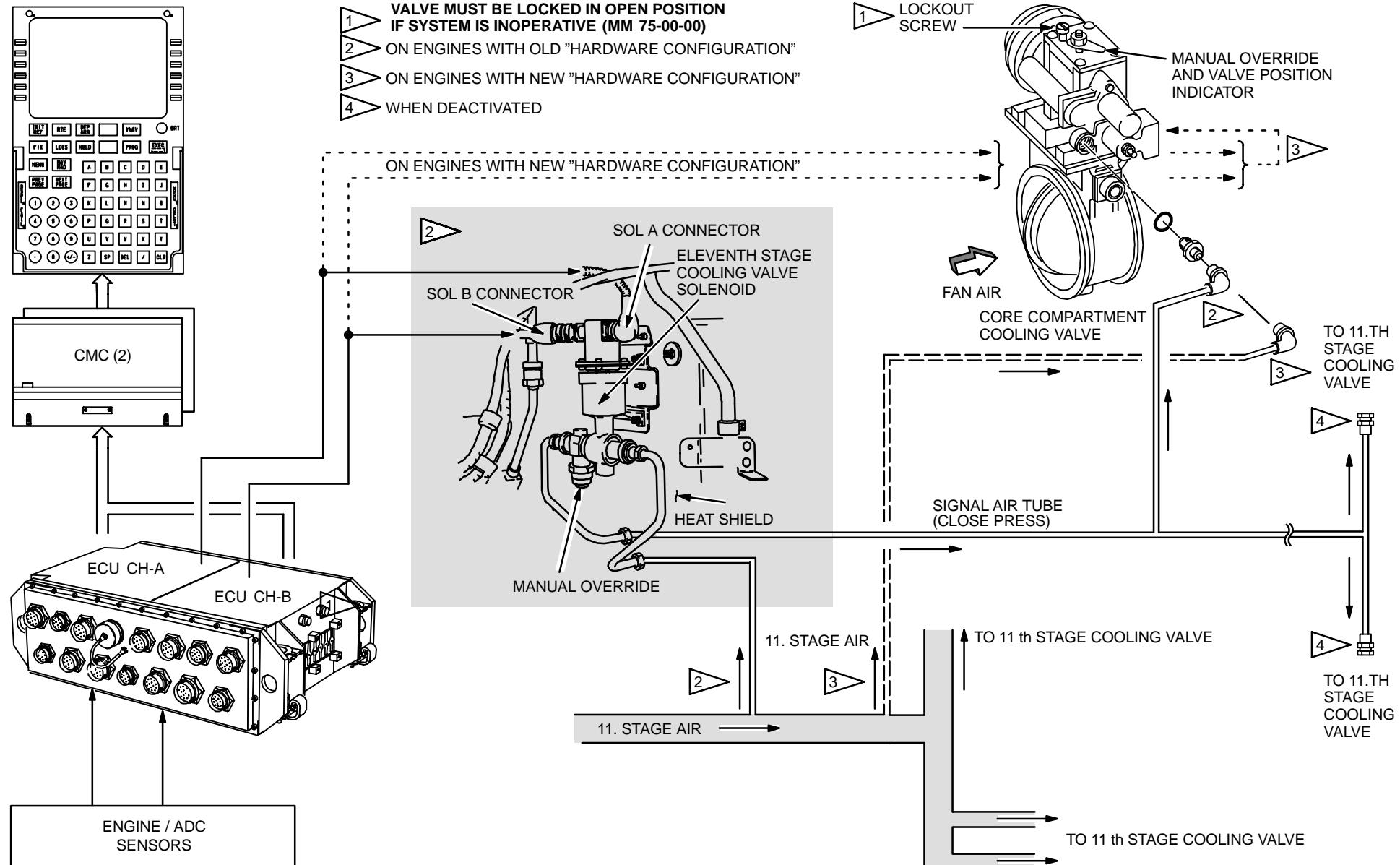


Figure 84 Core Compartment Cooling System Schematic



TURBINE CASE COOLING SYSTEM

High Pressure Turbine Clearance Control System (HPTCC) (all Airplanes) Low Pressure Turbine Clearance Control System (LPTCC) (If installed)

Die High/Low Pressure Turbine Clearance Control Systems haben die Aufgabe, die entsprechenden Turbinengehäuse (High and Low Pressure) mit einer bestimmten, von der ECU (mit den gerade aktiven Kanal A oder B) durch Computerberechnung bestimmten Menge Fan-Luft zu kühlen. Hierdurch soll das "Tip Clearance" (d.h. der Abstand der Turbinen-Laufschaufeln zum Gehäuse) konstant gehalten werden.

Die Systeme verbessern den Wirkungsgrad beider Turbinen bzw. das TSFC (Thrust Specific Fuel Consumption). Sie werden in Abhängigkeit von verschiedenen Bedingungen von der ECU/HMU durch jeweils ein eigenes EHSV (Electro Hydraulic Servo Valve) gesteuert.

Zur Regelung der jeweils benötigten Luftmenge wird ein Kraftstoffdruck betätigtes Butterfly Valve verwendet. Das

- HPTCC-V alve ist in ca.2:30 Position am HP Compressor installiert
- LPTCC-V alve ist in ca. 9:00 Position am HPCompressor installiert.

Beide Ventile besitzen weder eine mechanische Blockierungsmöglichkeit noch eine Ventil-Positionsanzeige. Um ein Ventil zu blocken, wird das von der ECU verwendete "FAIL SAFE"-Verhalten ausgenutzt. Wenn an einem Ventil beide LVDT-Feedback Stecker getrennt werden, kann weder der ECU CH-A noch der ECU CH-B die aktuelle Valve-Position erkennen. Die ECU fährt das entsprechende Ventil in die FAIL SAFE Position und hält es dort (mit dem für beide Ventile gemeinsam verwendeten) Reference Pressure aus der HMU. FAIL SAFE = VALVE CLOSED.

Einzelheiten der "Lockout Procedure" sind dem TBH-L zu entnehmen.

Normal Operation

Die HPTCC- und das LPTCC-Valves sind "Fuel Pressure Operated Servo Valves". Sie sind normalerweise Druckgesteuert (Fail Safe) geschlossen.

Die Steuerung erfolgt durch Software im jeweils gerade aktiven ECU CH-A oder CH-B. Bei stabilen (Reiseflug) Bedingungen werden die sonst geschlossenen Ventile in eine von der ECU berechnete Position gefahren (Modulation), so daß eine den Bedingungen angepaßte Fan-Luftmenge die beiden Turbinengehäuse kühl. Auf diese Weise wird deren Ausdehnungsverhalten gesteuert. (ACTIV CLEARANCE CONTROL). Fällt ein wesentlicher Teil der Hard/Software des gerade aktiven ECU Kanals aus, schaltet die ECU auf den anderen

Kanal um. Bei Ausfall beider Steuerkanäle bringt die ECU die Ventile in die FAIL SAFE Close Position.

Als Kühlluft steht Fanluft zur Verfügung, die aus dem Fan Diaphragm unmittelbar hinter den Variable Bleed Valves abgenommen wird.

HPTCC/LPTCC Position Indication

Die aktuelle Position der Ventile wird auf der Engine Propulsion Control System Maintenance Page (EPCS) zur Verfügung gestellt. Um eine Anzeige zu erhalten, muß die jeweilige ECU stromversorgt sein.

Die Ventil-Positionsanzeige erfolgt immer in Percent (%) of OPEN.

- | | | |
|----------------|-------------|------------------------|
| • 0.0 | (% of Open) | entspricht full CLOSED |
| • 100.0 | (% of Open) | entspricht max. OPEN |

Bei Fehlfunktion des Systems (im Betrieb oder bei einem Testrun 5) erscheint eine oder mehrere Messages als EXISTING FAULT: (FIM 71-CMCS MESSAGE INDEX). Beispiel für CH-A, X steht für die Engine-Position.

- 7X323 HPTC POSITION LOCAL FEEDBACK (CH-A)
- 7X324 HPTC TORQUE MOTOR W/A (CH-A)
- 7X326 LPTC POSITION LOCAL FEEDBACK (CH-A)
- 7X327 LPTC TORQUE MOTOR W/A (CH-A)
- 7X338 ENG-X HPTC POSITION CONTROL CLOSED (CH-A)
- 7X339 ENG-X LPTC POSITION CONTROL CLOSED (CH-A)
- 7X355 ENG-X HPTC 0% DEMAND TEST FAIL (CH-A)
- 7X356 ENG-X LPTC 0% DEMAND TEST FAIL (CH-A)
- 7X360 ENG-X HPTC 100% DEMAND TEST FAIL (CH-A)
- 7X361 ENG-X LPTC 100% DEMAND TEST FAIL (CH-A)

- 7X369 ENG-X HIGH PRESSURE TURBINE COOLING FAIL OPEN (CH-A)
- 7X370 ENG-X LOW PRESSURE TURBINE COOLING FAIL OPEN (CH-A)

Die Messages für den CH-B sind gleichlautend, (CH-B) die 3. Stelle der Message Number lautet dann (statt 3) 4. 7X323 -> für CH-A, 7X423 -> für CH-B.

HINWEIS : Zur Dichtkontrolle nach Wechsel oder Beanstandungen ist der "TESTRUN 12" durchzuführen. Bei Triebwerken mit "New Hardware Configuration" ist das LPTCC System nicht mehr vorhanden.

WARNUNG : Bei Triebwerken, die nicht mit einem LPTCC System ausgerüstet sind, dürfen ECU's mit der Steuersoftware 8.2.J oder 8.2.K nicht verwendet werden.

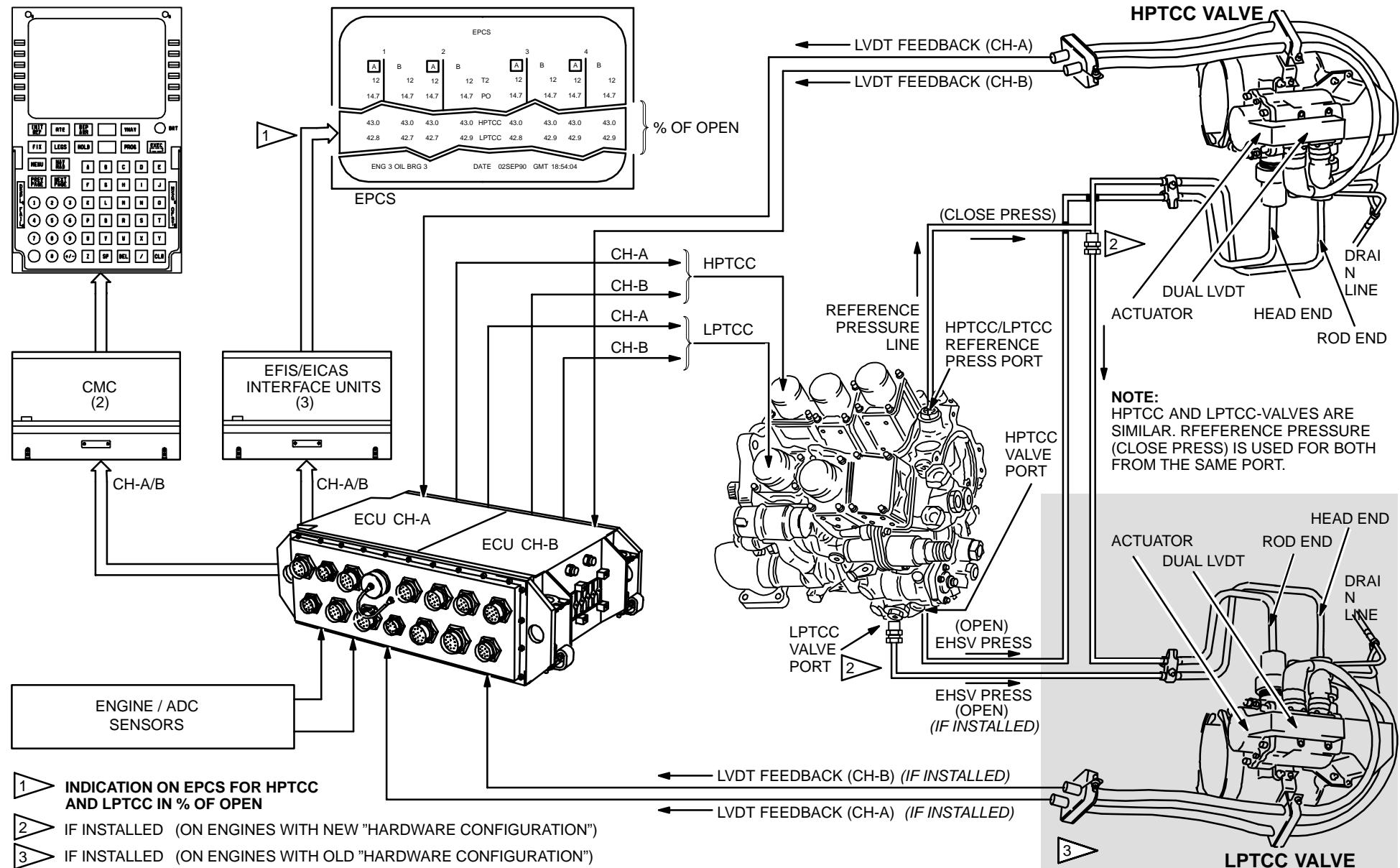


Figure 85 HPTCC/LPTCC System Schematic

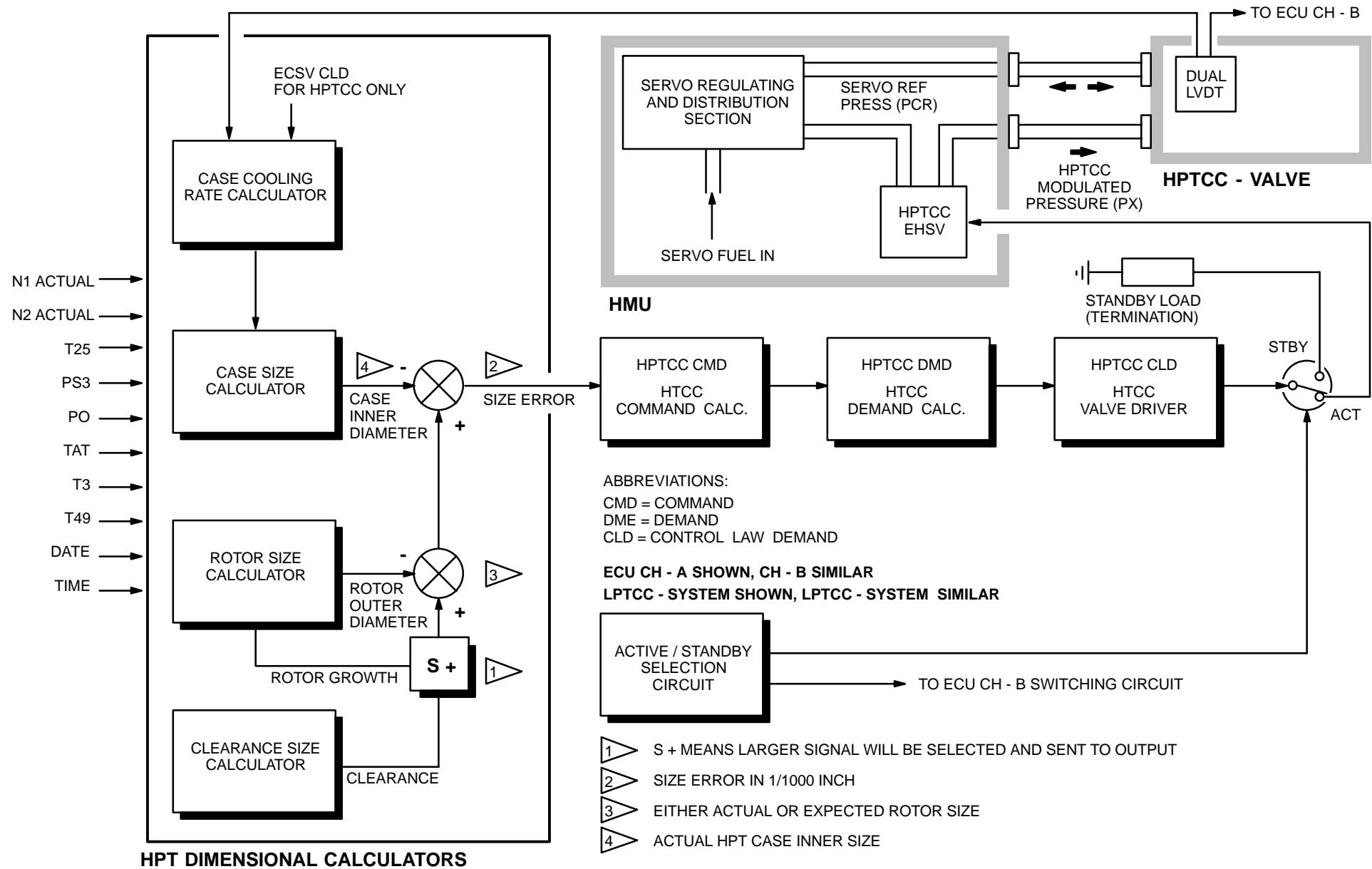


Figure 86 HPTCC / LPTCC Control Schematic

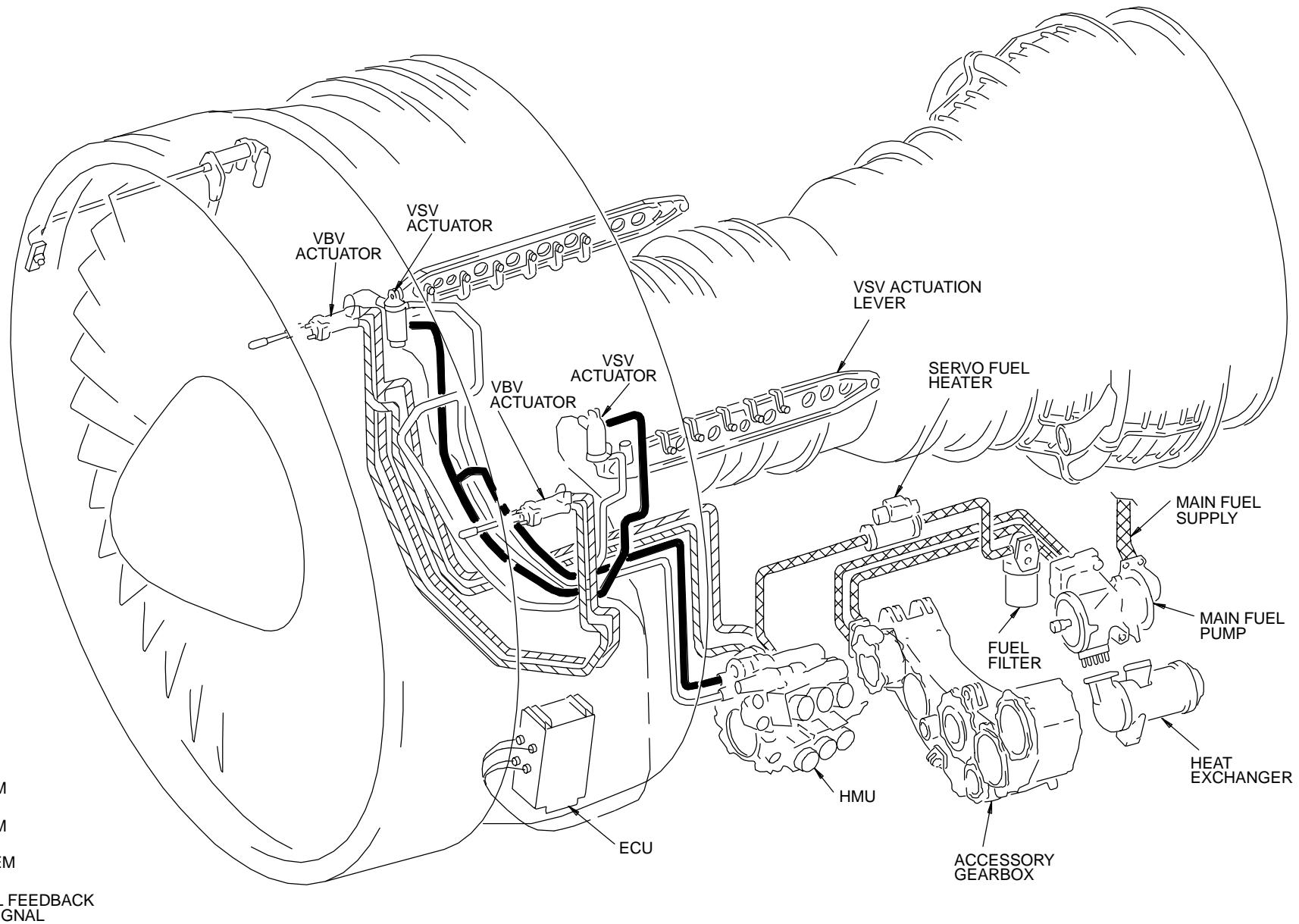


Figure 87 Compressor Control Overview



COMPRESSOR CONTROL (VSV)

Variable Stator Vanes

Im vorderen Teil des Hochdruckverdichters sind von den insgesamt 14 Stufen folgende verstellbar:

- die Inlet Guide Vanes (IGV)
- die 1. bis 5. Stufe der Stator Vanes (VSV)

Die verstellbaren Leitschaufeln haben die Aufgabe, im gesamten Drehzahlbereich zwischen Idle und Take Off einen hohen Wirkungsgrad (Druckaufbau) bei störungsfreien Verdichterbetrieb (ohne Compressor Stall) zu gewährleisten.

Die Betätigung der Variable Stator Vanes (VSV) erfolgt über

- 2 VSV Actuators (in 3:00 und 9:00 Position installiert)
- 2 Actuation Levers
- 6 Verbindungsringe (Actuation Rings)
- Lever Arms

Normal Operation

Die VSV Actuators werden mit Kraftstoff aus einem Electro Hydraulic Servo Valve (EHSV) der HMU druckversorgt.

Die Steuerung erfolgt durch Software im jeweils gerade aktiven ECU CH-A oder CH-B. Sie steuert die VSV's passend zu jeder beliebigen N2 Drehzahl in die für die Kompressor-Strömung optimale Position (VSV-Schedule).

Je ein im VSV Actuator integrierter Linear Variable Differential Transformer (LVDT) gibt die aktuelle Stellung der VSV's an den ECU CH-A (linker Actuator) bzw. ECU CH-B (rechter Actuator) zurück (Position Feedback).

Fällt ein wesentlicher Teil der Hard/Software des gerade aktiven ECU Kanals aus, schaltet die ECU auf den anderen Kanal um. Bei Ausfall beider Steuerkanäle bringt die ECU die VSV's in die (FAIL SAFE) Close Position.

VSV Position Indication

Die aktuelle Position der VSV'S wird auf der Engine Propulsion Control System Maintenance Page (EPCS) zur Verfügung gestellt. Um eine Anzeige zu erhalten, muß die jeweilige ECU stromversorgt sein.

Die VSV-Positionsanzeige erfolgt immer in Percent (%) of OPEN.

- 0.0 (% of Open) entspricht full CLOSED
- 100.0 (% of Open) entspricht max. OPEN

Bei Fehlfunktion des Systems (im Betrieb oder bei einem Testrun 12) erscheint eine oder mehrere Messages als EXISTING FAULT:
(FIM 71-CMCS MESSAGE INDEX).

Beispiel für CH-A, X steht für die Engine-Position :

7X321 ENG X VSV POSITION LOCAL FEEDBACK FAIL (CH-A)

7X322 ENG X VSV TORQE MOTOR W/A (CH-A)

7X336 ENG X VSV POSITION CONTROL (CH-A)

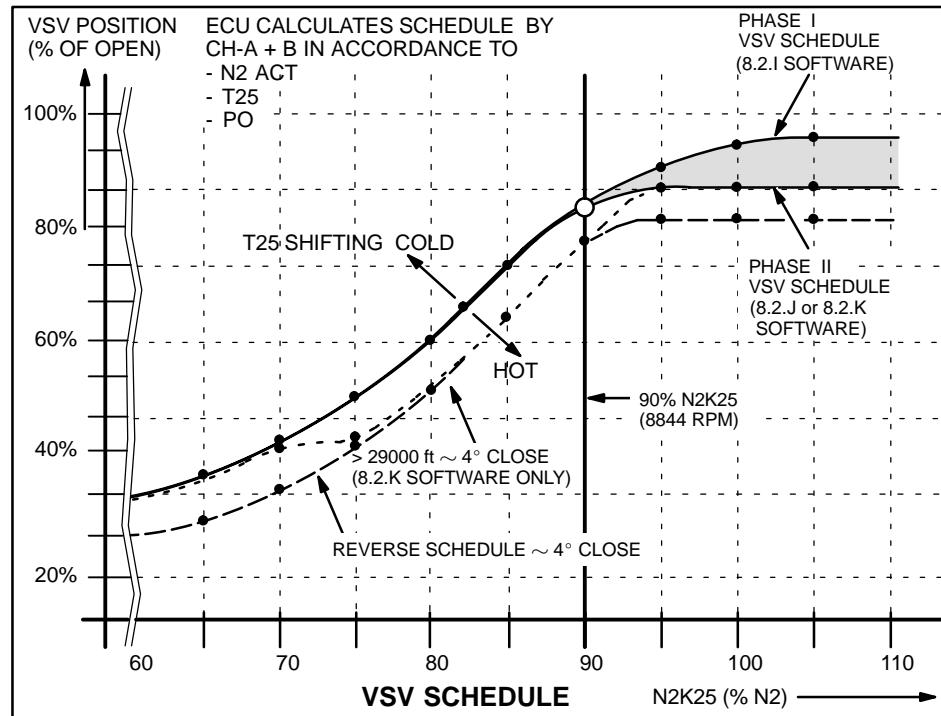
7X353 ENG X VSV 0% DEMAND TEST FAIL (CH-A)

7X358 ENG X VSV 100% DEMAND TEST FAIL (CH-A)

Die Messages für den CH-B sind gleichlautend, (CH-B) die 3. Stelle der Message Number lautet dann (statt 3) 4.

Beispiel : 7X321 -> für CH-A, 7X421 -> für CH-B.

HINWEIS: Zur Dichtkontrolle nach Wechsel oder Beanstandungen ist der "TESTRUN 12" durchzuführen.



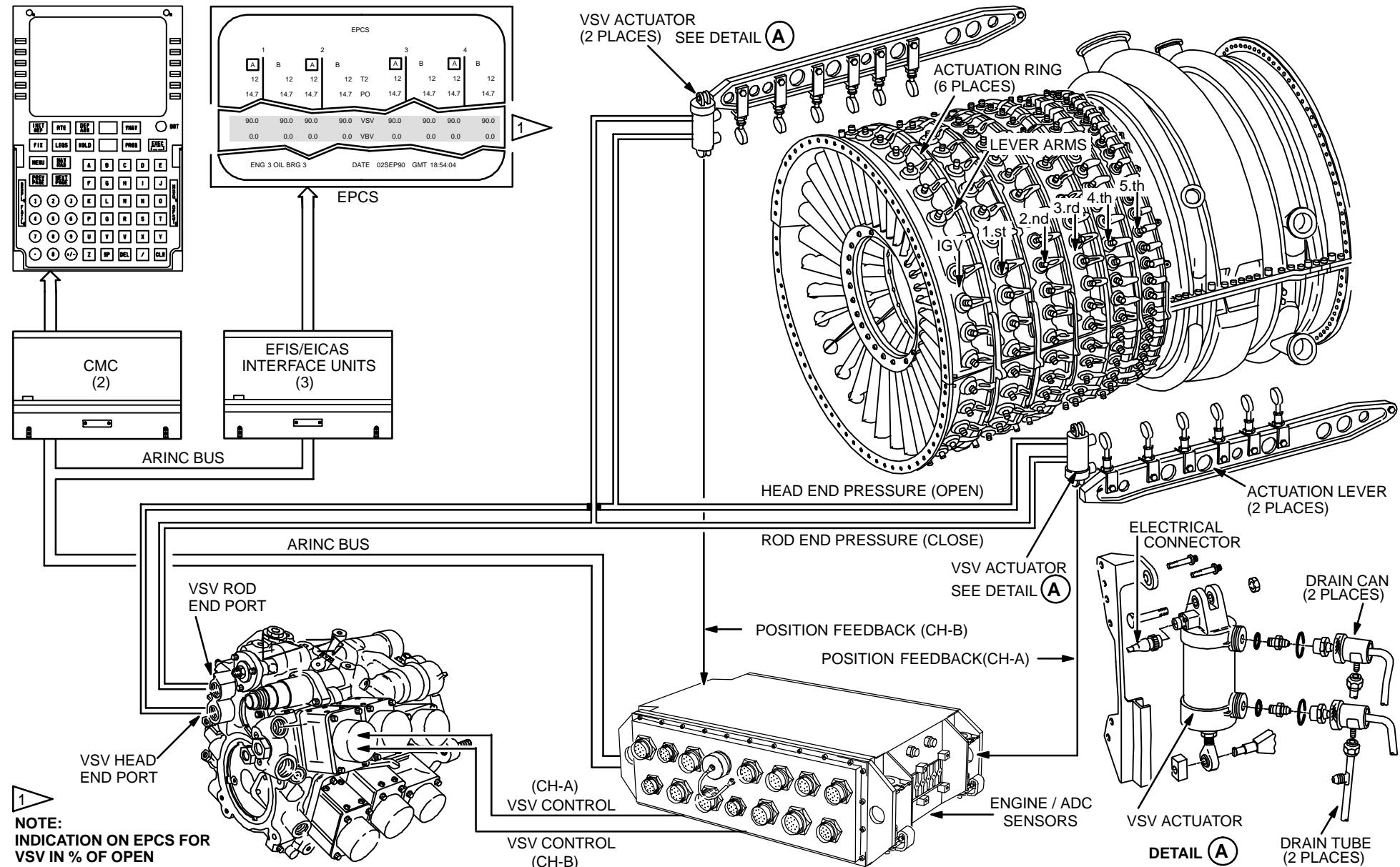


Figure 88 Compressor Control (VSV)



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

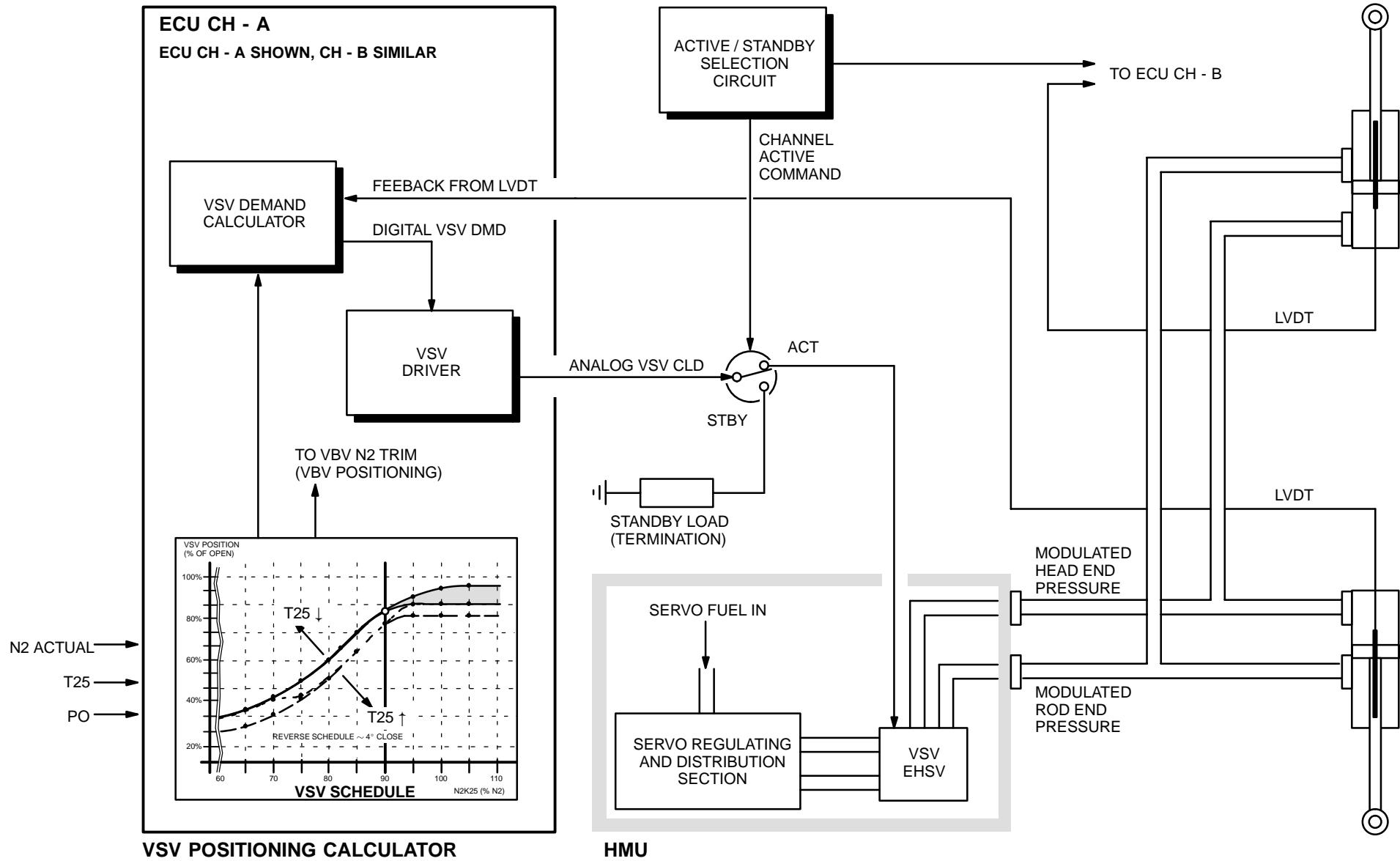


Figure 89 VSV Positioning Schematic



COMPRESSOR CONTROL (VBV)

Variable Bleed Valves

Im Fan Frame sind 12 kontinuierlich verstellbare Abblasventile (Bleed Valves) installiert. Sie haben die Aufgabe, einen Kompressor-Stall (Strömungsabriß) im Niederdruck-Kompressor bei niedrigen Drehzahlen zu vermeiden, da dieser unter solchen Verhältnissen mehr Luft fördert, als der Hochdruck-Kompressor aufnehmen kann.

Die Betätigung der Variable Bleed Valves (VBV) erfolgt über

- 2 VSV Actuators (in 3:00 und 9:00 Position installiert)
- einem Verbindungsring (Unison Ring)
- 12 Umlenkhebel (Bellcranks)

Normal Operation

Die VBV Actuators werden mit Kraftstoff aus einem Electro Hydraulic Servo Valve (EHSV) der HMU druckversorgt.

Die Steuerung erfolgt durch Software im jeweils gerade aktiven ECU CH-A oder CH-B. Sie steuert die VBV's bei höheren Drehzahlen in die für die N1 Kompressor-Strömung optimale Position. Es wird jeweils genau die Luftmenge abgelassen, die notwendig ist, einen Kompressor-Stall zu verhindern. (VBV-Schedule).

Die Variable Bleed Valves werden bereits beim Anlassen des Triebwerkes auf ihr Schedule (in Regelposition) gefahren. Sie sind nur dann voll geöffnet

- wenn das Triebwerk steht
- wenn sie durch die ECU in die "FAIL SAFE" Position gefahren wurden.

Je ein im VBV Actuator integrierter Linear Variable Differential Transformer (LVDT) gibt die aktuelle Stellung der VBV's an den ECU CH-A (linker Actuator) bzw. ECU CH-B (rechter Actuator) zurück (Position-Feedback).

Fällt ein wesentlicher Teil der Hard/Software des gerade aktiven ECU Kanals aus, schaltet die ECU auf den anderen Kanal um. Bei Ausfall beider Steuerkanäle bringt die ECU die VBV's in die (FAIL SAFE) Open Position.

VBV Position Indication

Die aktuelle Position der VBV'S wird auf der Engine Propulsion Control System Maintenance Page (EPCS) zur Verfügung gestellt. Um eine Anzeige zu erhalten, muß die jeweilige ECU stromversorgt sein.

Die VBV-Positionsanzeige erfolgt immer in Prozent (%) of OPEN.

0.0	(% of Open)	entspricht full CLOSED
100.0	(% of Open)	entspricht max. OPEN

Bei Fehlfunktion des Systems (im Betrieb oder bei einem Testrun 12) erscheint eine oder mehrere Messages als EXISTING FAULT: (FIM 71-CMCS MESSAGE INDEX). Beispiel für CH-A, X steht für die Engine-Position.

7X319 ENG X VBV POSITION LOCAL FEEDBACK FAIL (CH-A)

7X320 ENG X VBV TORQE MOTOR W/A (CH-A)

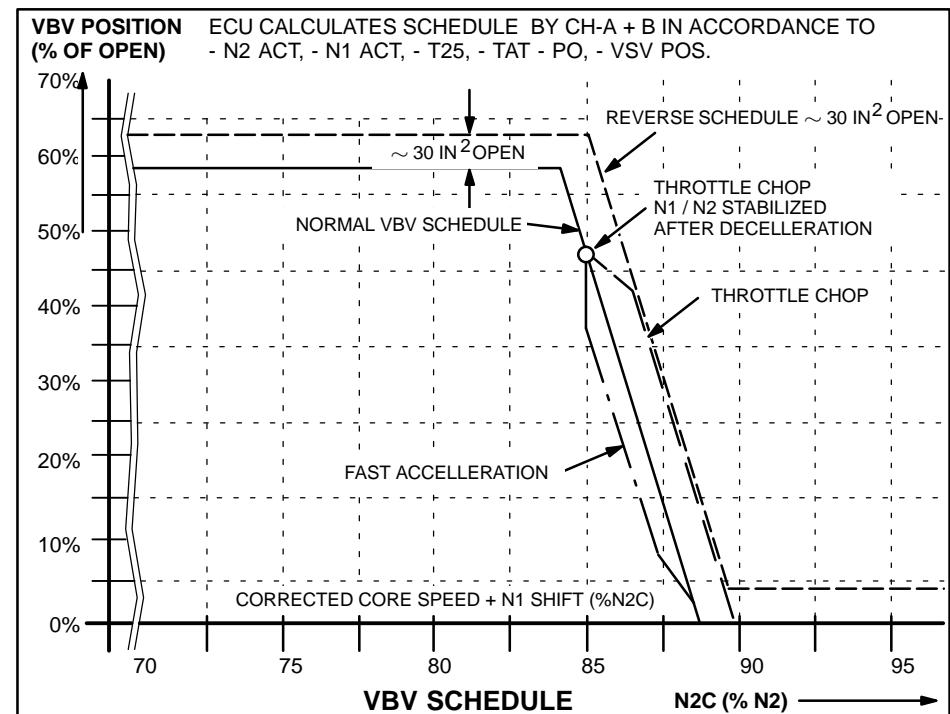
7X337 ENG X VBV POSITION CONTROL (CH-A)

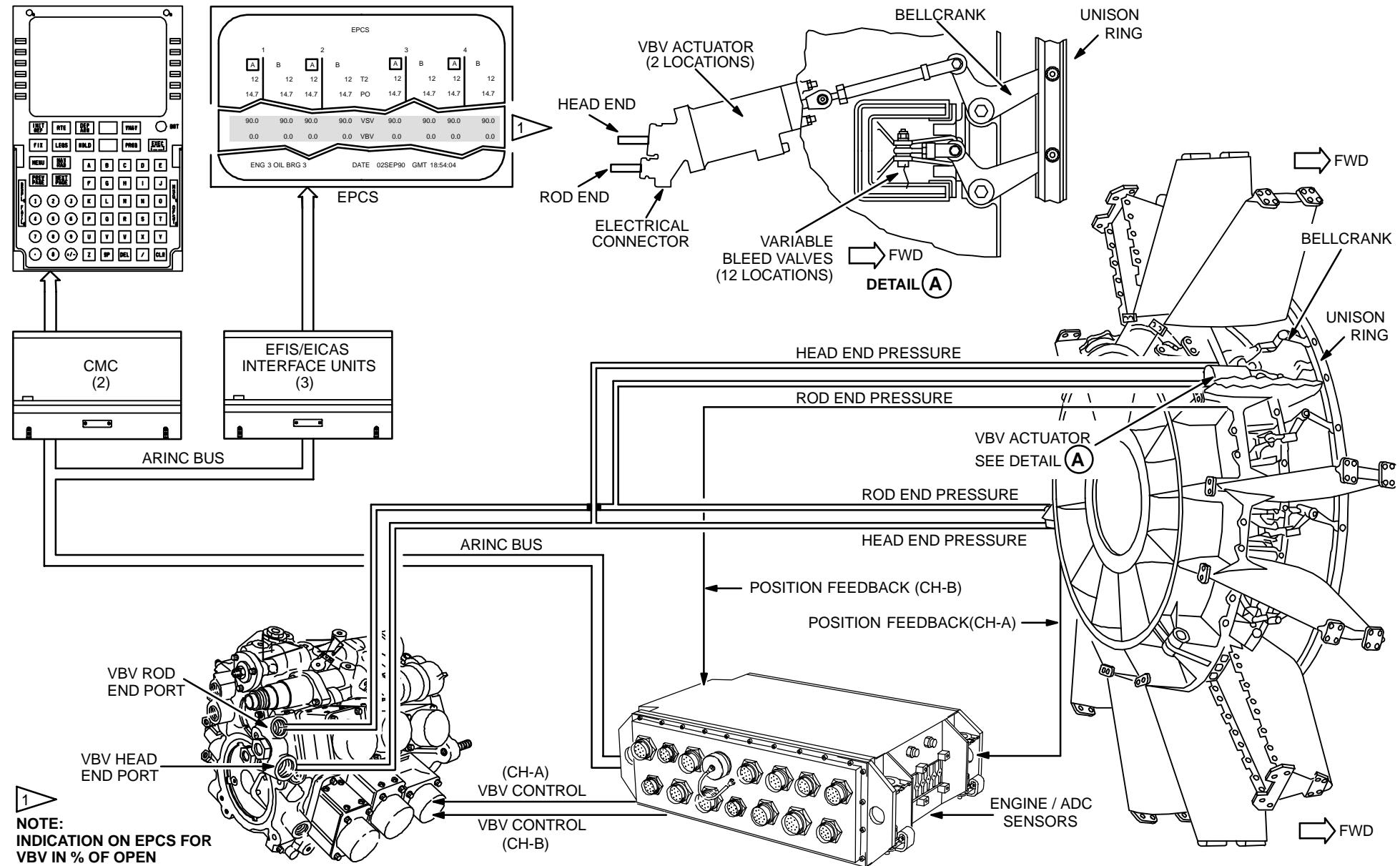
7X354 ENG X VBV 0% DEMAND TEST FAIL (CH-A)

7X359 ENG X VBV 100% DEMAND TEST FAIL (CH-A)

Die Messages für den CH-B sind gleichlautend, (CH-B) die 3. Stelle der Message Number lautet dann 4 (statt 3). 7X321 -> für CH-A, 7X421 -> für CH-B.

HINWEIS: Zur Dichtkontrolle nach Wechsel oder Beanstandungen ist der "TESTRUN 12" durchzuführen.







THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

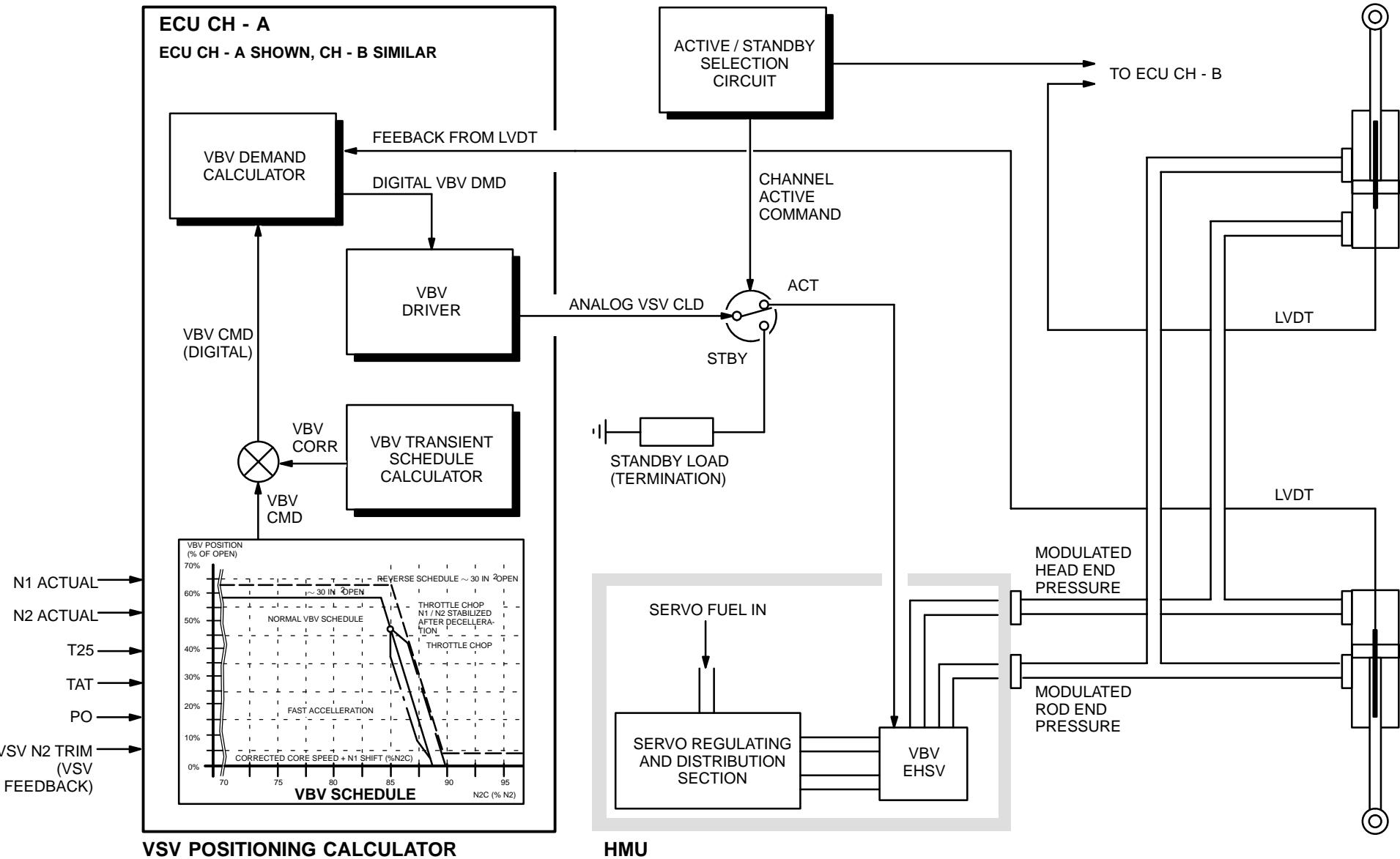


Figure 91 VBV Positioning Schematic



ALL ENGINE AIR SUBSYSTEMS CONTROLLED BY ECU CH-A OR B

NAME OF SUBSYSTEM	COMMANDED BY
BORE COOLING VALVES (IF INSTALLED)	CALCULATED BORE TEMPERATURE (OF N2 ACT, T25, T3, PO)
ELEVETH STAGE COOLING VALVES (SEE NOTE)	DETECTION OF N2 SHIFT AND ACCELERATION
CORE COMPARTMENT COOLING VALVE	DETECTION OF N2 SHIFT AND ACCELERATION
HPTCC VALVES (ALL APL) LPTCC (IF INSTALLED)	COMPUTED TIP CLEARANCE
VARIABLE STATOR VANES (VSV)	MEMORY BASED COMPUTED AND MODIFIED SCHEDULES
VARIABLE BLEED VALVES (VBV)	MEMORY BASED COMPUTED AND MODIFIED SCHEDULES

ENGINE AIR SYSTEM COMMAND SUMMARY

NOTE :

ELEVENTH STAGE COOLING VALVES
DEACTIVATED ON LH AIRCRAFTS

ALL ENGINE AIR SUBSYSTEMS COMMENDED BY SOFTWARE.
SCHEDULES OF HPTCC & LPTCC VALVE DEPENDS ON THE
ACTUAL ECU SOFTWARE-VERSION (8.2.J / 8.2.K / 8.2.N+ / 8.2.0)

BORE COOLING VALVES AND THE LOW PRESSURE TURBINE
CLEARANCE CONTROL (LPTCC) VALVE ARE NOT INSTALLED
ON ALL AIRPLANES.

NAME OF SUBSYSTEM	ENGINE CONDITIONS						
	ENG SHUT DOWN	IDLE	TAKE OFF	CRUISE	RAPID DECEL	FAIL SAFE	REV
BORE COOLING VALVES (IF INSTALLED)		○	○	○	N/A	○	N/A
ELEVETH STAGE COOLING VALVES (SEE NOTE)	○	○	1	○	○	1	○
CORE COMPARTMENT COOLING VALVE	○	○	1	○	○	1	○
HPTCC VALVES (ALL APL) LPTCC (IF INSTALLED)	●	●	●	●	●	●	N/A
VARIABLE STATOR VANES (VSV)	●	○	○	●	●	●	2
VARIABLE BLEED VALVES (VBV)	○	●	●	●	●	○	3

ENGINE AIR SYSTEM OPERATION SUMMARY

- = OPEN
- = CLOSED
- ◐ = MODULATING
- ◐ = REDUCED FLOW

- 1 ▲ ABOVE 15000 FT , N2 STABILIZED, EGT < 670° C
- 2 ▲ MOVES 4° TO CLOSE
- 3 ▲ OPENS ADDITIONAL 30 SQUARE INCH

Figure 92 Engine Air System Summary



ENGINE AIR COMPONENT INDICATION

General

Die Engine Air Control Komponenten werden in 2 Gruppen unterteilt:

- Solenoid-gesteuerte Components ohne Feedback wie:
 - Bore Cooling Valves (3) (*wenn installiert*)
 - Eleventh Stage Cooling Valves (2) (*Ventile deaktiviert*)
 - Core Compartment Cooling Valve (1)
- Servo-gesteuerte Components mit Feedback wie:
 - HPTCC-V alve (Dual LVDT)
 - LPTCC-V alve (Dual LVDT) (*wenn installiert*)
 - Variable Stator Vanes (Single LVDT)
 - Variable Bleed Valves (Single LVDT)

Alle Systeme werden vom jeweils aktiven ECU CH-A oder ECU CH-B gesteuert, wobei eine Mischung der ansteuernden Kanäle ausgeschlossen ist.

Für die Solenoid-gesteuerte Components ohne Feedback ist keine Indication vorgesehen.

Für die Servo-gesteuerte Components mit Feedback errechnet die Software im jeweiligen ECU CH-A oder CH-B aus den LVDT-Signalen die entsprechenden aktuellen Positionen und stellt sie (über die EIUs) für die Anzeige auf der EPSCS Maintenance Page zur Verfügung.

Fällt dem gerade steuernden Kanal sein Position Feedback aus, verwendet er den Feedback des anderen (Standby) Kanals. Der aktive Kanal wechselt nicht.

Fallen jedoch dem Aktiven und dem Standby Kanal gemeinsam das Feedback aus, fährt die ECU das betreffende System in die "FAIL SAFE" Position, es erscheinen folgende Messages:

- ENG (X) CONTROL (MAIN EICAS - Level C Advisory)
- ENG (X) CONTROL (STATUS PAGE)

Position Indication

Die aktuelle Position der Engine Air Components (HPTCC/LPTCC/VSV/VBV) wird auf der Engine Propulsion Control System Maintenance Page (EPSCS) zur Verfügung gestellt. Um eine Anzeige zu erhalten, muß die jeweilige ECU stromversorgt sein.

Air Component Position Indication

EPSCS									
1	B	2	B	3	B	4	A	B	
A		A		A		A			
12	12	12	12	T12	12	12	12	12	12
14.7	14.7	14.7	14.7	PO	14.7	14.7	14.7	14.7	14.7
54.3	54.3	54.3	54.3	TRA	54.3	54.3	54.3	54.3	54.3
83	83	83	83	T25	83	83	83	83	83
90.0	90.0	90.0	90.0	VSV	90.0	90.0	90.0	90.0	90.0
0.0	0.0	0.0	0.0	VBV	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
43	43	43	43	HPTC	43	43	43	43	43
45	46	45	46	LPTC	45	46	45	46	46
0.0	0.0	0.0	0.0	T/R L	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0	0.0	T/R R	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
500	500	500	500	T3	500	500	500	500	500
390	390	390	390	PS3	390	390	390	390	390

DATE 02MAR94 GMT 18:54:04

Alle Positionsanzeigen erfolgen in Percent (%) of OPEN.

- **0.0** (% of Open) entspricht full CLOSED
- **100.0** (% of Open) entspricht max. OPEN



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

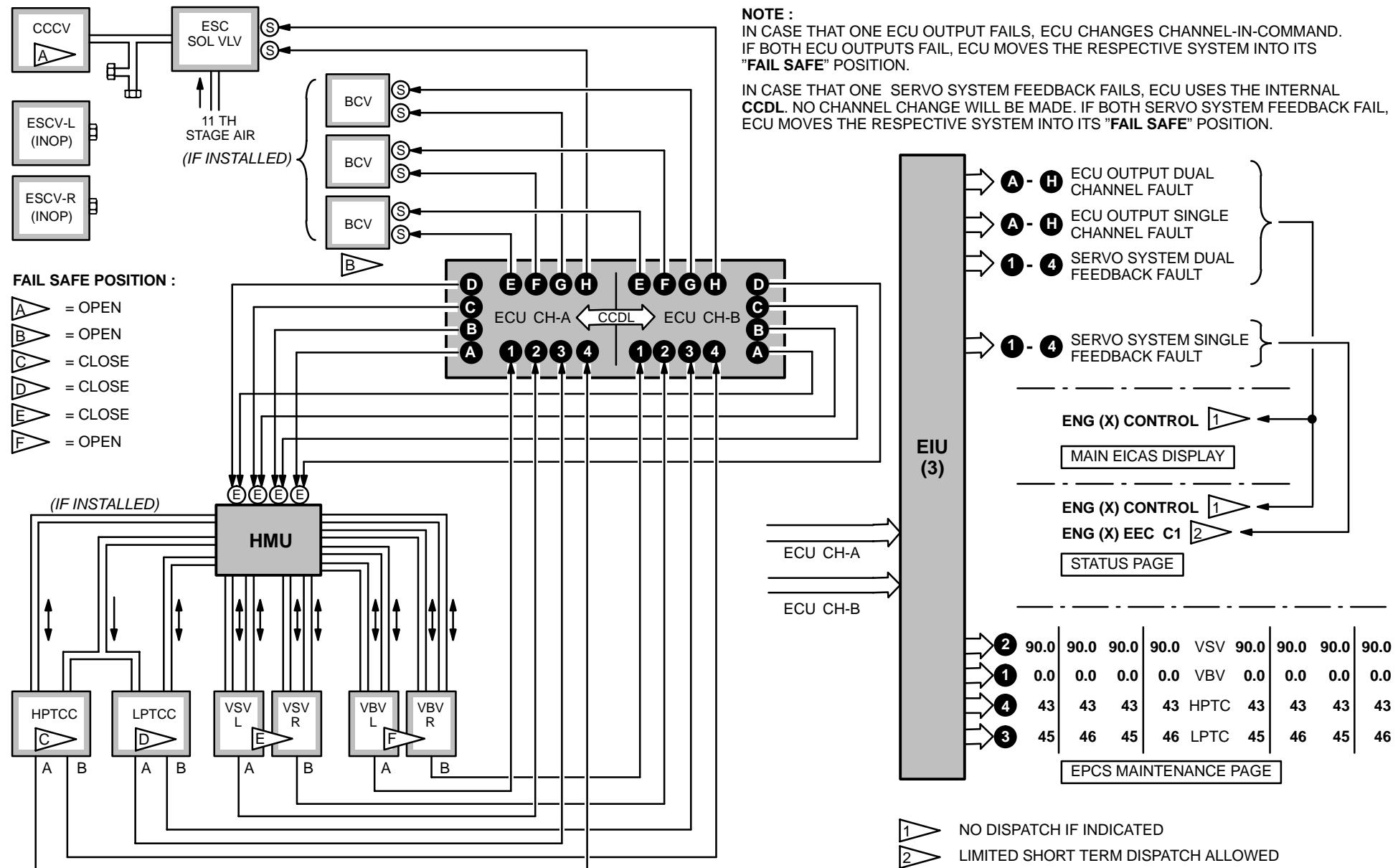


Figure 93 Engine Air System Indication Summary



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

TECHNICAL LOG BOOK			TRIP-CHECK DATE	MECH PK-Nr.	TRIP-CHECK DATE	MECH PK-Nr.	TRIP-CHECK DATE	MECH PK-Nr.	TRIP-CHECK DATE	MECH PK-Nr.						
			TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN						
			A/C-REG	AB/V/F	A/C-REG		A/C-REG		A/C-REG							
MAINTENANCE CHECK STATION	A/C-REG	CHECK	CPT or FE PK-No.	1 2 3 4 5	CPT or FE PK-No.		CPT or FE PK-No.		CPT or FE PK-No.							
			Flight-No.	LH 431 Day	Flight-No.		Flight-No.		Flight-No.							
DATE	PK-No.	SIGN	Leg	ORD - FRA	Leg		Leg		Leg							
TLB-No.	/	TLB-No.	/	TLB-No.	/	TLB-No.	/	TLB-No.	/							
TLB-No.	T336213	TBL-L CODE	TLB-REFER	ACT							see Note → cover inside	ATT TO:				
ASC											STATION					
REP			HANDICAP = H IMPORTANT = I								DATE	D D M M Y Y				
ENG 1 CONTROL APPEARED DURING ENGINE START.											UTC					
											PK-No.					
T336214											TLB-REFER	/	ASC	/	see Note → cover inside	ATT TO:
ACT															STATION	
											DATE	D D M M Y Y	SIGN			
											UTC					
											PK-No.					
			CPT or FE	XXXX												

PRESENT LEG FAULTS 1/3

- * ADVISORY : 73 03 05 00
- < ENG 1 CONTROL
 - * STATUS : 73 03 06 00
 - < ENG 1 CONTROL
 - * ADVISORY : 78 03 01 00
 - < ENG 1 REVERSER
 - * ADVISORY : 36 10 23 00
 - < BLEED 1 ERASE >

- < ERASE STATUS REPORT >
- < RETURN HELP >

PRESENT LEG FAULT MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN LH431 VHHH / EDDF 685-2270-008 GE-007 16NOV93 1030

ENG-1 VBV POSITION 16NOV93 1030 ATA : 73-21
CONTROL (CH-A) EQUIP : ENGINE START
N/A MSG : 71337

ENG 1 CONTROL - ADVISORY 73 03 05 00
ENG 1 CONTROL - STATUS 73 03 06 00

***** END OF REPORT *****

Figure 94 ATA 75 Engine Air Trouble Shooting Example



ATA 74 IGNITION

74-00 IGNITION SYSTEM

IGNITION SYSTEM DESCRIPTION

Das Zündsystem entzündet das Kraftstoffgemisch im Triebwerksverbrennungssystem und verhindert ggf. ein "Engine Flame Out". Für jedes Triebwerk sind 2 Zündanlagen (No. 1 & 2) vorhanden, es stehen folgende Zündbetriebsarten zur Verfügung :

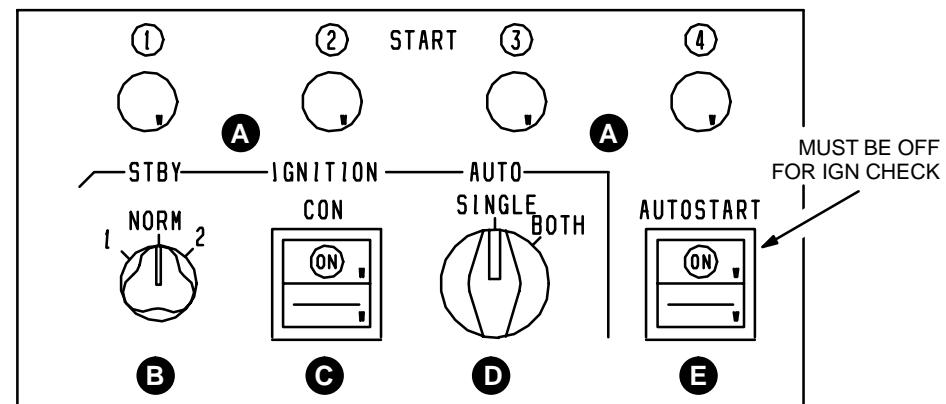
- **NORMAL IGNITION:** Diese Betriebsart wird für das Anlassen der Triebwerke verwendet.
- **STANDBY IGNITION:** Wenn wegen Fehlen der normalen Stromversorgung die Normal Ignition ausfällt, so kann durch Umschalten auf die Standby Ignition (unter Verwendung einer anderen Spannungsquelle) die Normal Ignition weiter verwendet werden.
- **CONTINUOUS IGNITION:** Bei Durchfliegen von Schlechtwettergebieten wird die Continuous Ignition eingeschaltet.
- **AUTO IGNITION:** Diese Zündbetriebsart wird automatisch aktiviert, wenn bei Start oder Landung die Landeklappen gesetzt, oder wenn die Nacelle Anti Ice Systeme eingeschaltet werden.
- **AUTO STANDBY:** Fällt eine oder beide der normalen Spannungsversorgungen der Zündanlagen aus, (Z.B. bei einem "All Engine Flame Out"), so geht automatisch die Standby Ignition in Betrieb. Es ist nicht erforderlich, den Standby Ignition Switch zu betätigen.
- **FLAME OUT DETECTION IGNITION:** Wenn bei einem laufenden Motor die N2 Drehzahl ca. 250 RPM unter den berechneten Idle-Wert gerät, setzt die ECU automatisch beide Zündanlagen in Betrieb.

Alle o.g. Zündbetriebsarten sind grundsätzlich nur dann funktionsfähig, wenn der betreffende FUEL CONTROL SWITCH nach "RUN" gelegt wurde.

Ignition Power Supply

Die normale Stromversorgung für die Zündanlage 1 ist der 115V AC-Bus No.1. Die normale Stromversorgung für die Zündanlage 2 ist der 115V AC-Bus No.3. Fällt der jeweilige AC-Bus aus, oder wird der entsprechende CB geöffnet, schaltet die Anlage automatisch auf den 115 VAC-Standby Bus um. (AUTO STANDBY).

START AND IGNITION CONTROL PANEL



(A) Engine Start Switch

Mit Hilfe des Engine Start Switches wird (unter anderem) die Zündanlage armiert. (NORMAL IGNITION).

(B) Standby Ignition Switch

Der Standby Switch ist ein Drehschalter mit folgenden 3 Positionen:

- **NORM :** Die Stromversorgung (115VAC) wird vom
 - AC Bus 1 für Ignition System 1 (Engine 1-4)
 - AC Bus 3 für Ignition System 2 (Engine 1-4)
 bereitgestellt.
- **1 :** Die Stromversorgung für das Ignition System 1 aller 4 Triebwerke wird vom 115 VAC Standby Bus zur Verfügung gestellt.
- **2 :** Die Stromversorgung für das Ignition System 2 aller 4 Triebwerke wird vom 115 VAC Standby Bus zur Verfügung gestellt.

**(C) CON Switch**

Der Continuous Switch (Push Button Type) steuert die Dauerzündung an allen 4 Triebwerken. Er hat folgende Stellungen:

- **ON** : Die Dauerzündung ist arriert. Die Armierung wird durch ein weißes ON Light im oberen Teil des Schalters kenntlich gemacht.
- **OFF** : Die Dauerzündung ist ausgeschaltet, das ON Light verlischt.

Für die Dauerzündung können in Abhängigkeit der Schalterstellung des AUTO-Switches (SINGLE oder BOTH) entweder eine, von der ECU ausgewählten Zündanlage benutzt, oder beide Zündanlagen gemeinsam verwendet werden.

(D) AUTO Switch

Der AUTO Ignition Switch ist ein Drehschalter mit folgenden 2 Positionen:

- **SINGLE** : Die Versorgungsspannung (115VAC) von AC-Bus 1 und 3 steht für beide Zündanlagen (1 und 2) an allen 4 Triebwerken zur Verfügung. Die ECU wählt selbsttätig (alternierend) eine der beiden Zündungen aus.
- **BOTH** : Die Versorgungsspannung (115VAC) von AC-Bus 1 und 3 steht für beide Zündanlagen (1 und 2) an allen 4 Triebwerken zur Verfügung. Die ECU muß beide Zündanlagen gleichzeitig verwenden.

Der AUTO Switch hat keinen Einfluß auf die Zündung, wenn der AC-Bus 1 und/oder der AC-Bus 3 stromlos ist. In diesem Falle aktiviert die Auto Standby Ignition beide Zündanlagen.

Ist der AC-Bus 1 stromlos, versorgt:

- der **115 VAC Standby Bus** die Zündanlage **1**
- der **115 VAC Bus 3** die Zündanlage **2**.

Ist der AC-Bus 3 stromlos, versorgt:

- der **115 VAC Standby Bus** die Zündanlage **2**.
- der **115 VAC Bus 1** die Zündanlage **1**

Sind beide AC Buses (1 und 3) stromlos, versorgt der 115 VAC Standby Bus beide Zündanlagen.

(E) AUTOSTART Switch

Mit Hilfe des Autostart Switch (Pushbutton Type) wird der ECU mitgeteilt, ob ein MANUAL oder ein AUTOMATIC Engine Start durchgeführt werden soll.

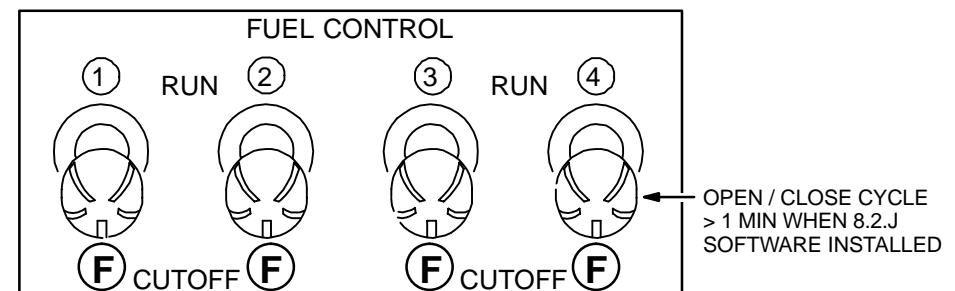
- **AUTOSTART OFF** : Die ECU aktiviert die Zündanlage, wenn:

- der FUEL CONTROL Switch nach "RUN" gelegt ist
- die Zündung mit einer der insgesamt 6 Möglichkeiten arriert wurde.

- **AUTOSTART ON** : Die ECU aktiviert die Zündanlage, wenn:

- der Engine Start Switch gezogen wurde
- Der Fuel Control Switch nach "RUN" gelegt ist und
- die N2 > 15 % beträgt.

Wenn der Autostart Switch gedrückt ist (ON) kann daher bei stehendem Triebwerk keine der Zündbetriebsarten aktiviert werden.

(F) FUEL CONTROL Switches

Die Fuel Control Switches haben folgende Positionen:

- **CUTOFF** : Die Ansteuerung der Zündanlage(n) ist mit keiner Betriebsart möglich.
- **RUN** : Steuer (Arming) Signale werden zur ECU durchgeschaltet. Die Zündanlage(n) wird (werden) aktiviert.

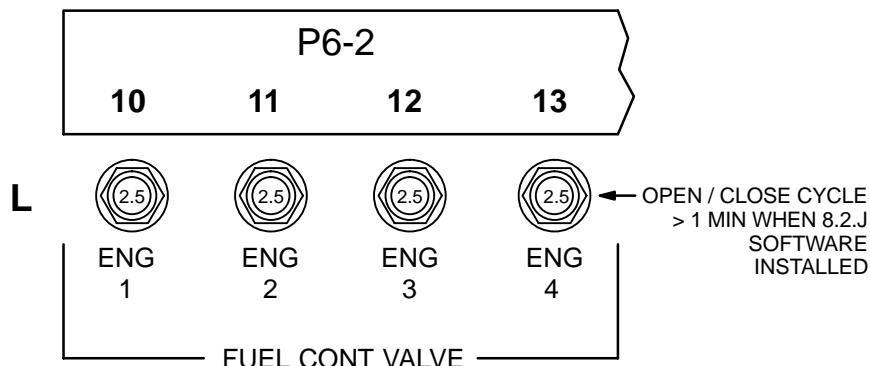


FUEL CONT VALVE CIRCUIT BREAKERS

Die FUEL CONTROL VALVE Circuit Breakers (◆) (P6-2 L 10/11/12/13) sind u.a. für die Zündanlage von wesentlicher Bedeutung. Sie sollten immer geschlossen bleiben, es sei denn, es wird für einen Maintenance Check ausdrücklich gefordert sie zu öffnen. Ist einer dieser CB's geöffnet, verhält sich das gesamte Fuel Control System (inclusive der Zündanlage) so, als stünde der betreffenden FUEL CONTROL Switch in der Position "RUN".

Eine armierte Zündanlage wird bei Öffnen des Circuit Breakers aktiviert.
WARNUNG: DIE SPANNUNG DER ZÜNDANLAGE KANN TÖDLICH SEIN !

((◆) Nach der Modifizierung (per EO 05 74 41) haben die Circuit Breakers keinen Einfluß mehr auf das Zündsystem.)



AUTOMATIC OPERATION

Die Dauerzündung (Continuous Ignition) wird automatisch für alle 4 Triebwerke aktiviert, wenn folgende Bedingungen vorliegen:

- FUEL CONTROL Switch in RUN **und**
 - Meldung der LH Flap Control Unit (E2-2) "TE-FLAPS NOT UP" **oder**
 - Meldung der RH Flap Control Unit (E2-2) "TE-FLAPS NOT UP" **oder**
 - bei Nacelle TAI "ON".

In Abhängigkeit der Stellung des AUTO Ignition Switches wählt die ECU die zu verwendende Zündanlage(n) aus:

- AUTO Switch "SINGLE"

- eine der beiden Zündanlagen wird aktiviert. Die ECU entscheidet selbstständig, welche der beiden Anlagen verwendet werden soll. Sind beide Anlagen funktionsfähig, werden sie alternierend (abwechselnd) verwendet. Stellt die ECU bereits beim "Power UP Test" eine Funktionsstörung an einer der beiden Zündanlagen fest, verwendet sie die jeweils funktionsfähige.

- AUTO Switch "BOTH"

- es werden stets beide Zündanlagen aktiviert.

Das Schalten des "CON"-Ignition Switches nach ON ist für die Automatic Operation nicht erforderlich.

FADEC IGNITION CONTROL

- GROUND START IGNITION

- Versagt bei einem Engine **MANUAL** Ground Start die von der ECU ausgewählte Zündanlage, erscheint lediglich eine EICAS Message (STATUS), die andere Zündanlage wird nicht aktiviert.
- Versagt bei einem Engine **AUTOMATIC** Ground Start die von der ECU ausgewählte Zündanlage, schaltet sie Fuel & Ignition aus, dreht den Motor mittels Starter 30 sec. durch und aktiviert erst danach automatisch beide Zündanlagen um einen neuen Startversuch zu unternehmen.

- INFLIGHT START IGNITION

- Bei Triebwerksstarts während des Fluges (INFLIGHT START) werden unabhängig von der Stellung des AUTO Switches (SINGLE/BOTH) immer beide Zündanlagen verwendet.

- FLAME OUT DETECTION

- Wenn (während des Fluges) der FUEL CONTROL Switch in "RUN" steht und die ECU einen "FLAME OUT" feststellt (250 RPM < IDLE), aktiviert sie unabhängig von der Stellung des AUTO Switches (SINGLE/BOTH) beide Zündanlagen, bis die N2 Drehzahl wieder IDLE erreicht, oder auf < 35% abgefallen ist.

ACHTUNG: Die FLAME OUT DETECTION kann die Ignition auch aktivieren, wenn (am Boden) der FUEL CONTROL Switch länger als 5 min. nach "RUN" gelegt bleibt.

REFER TO A3 PAGE

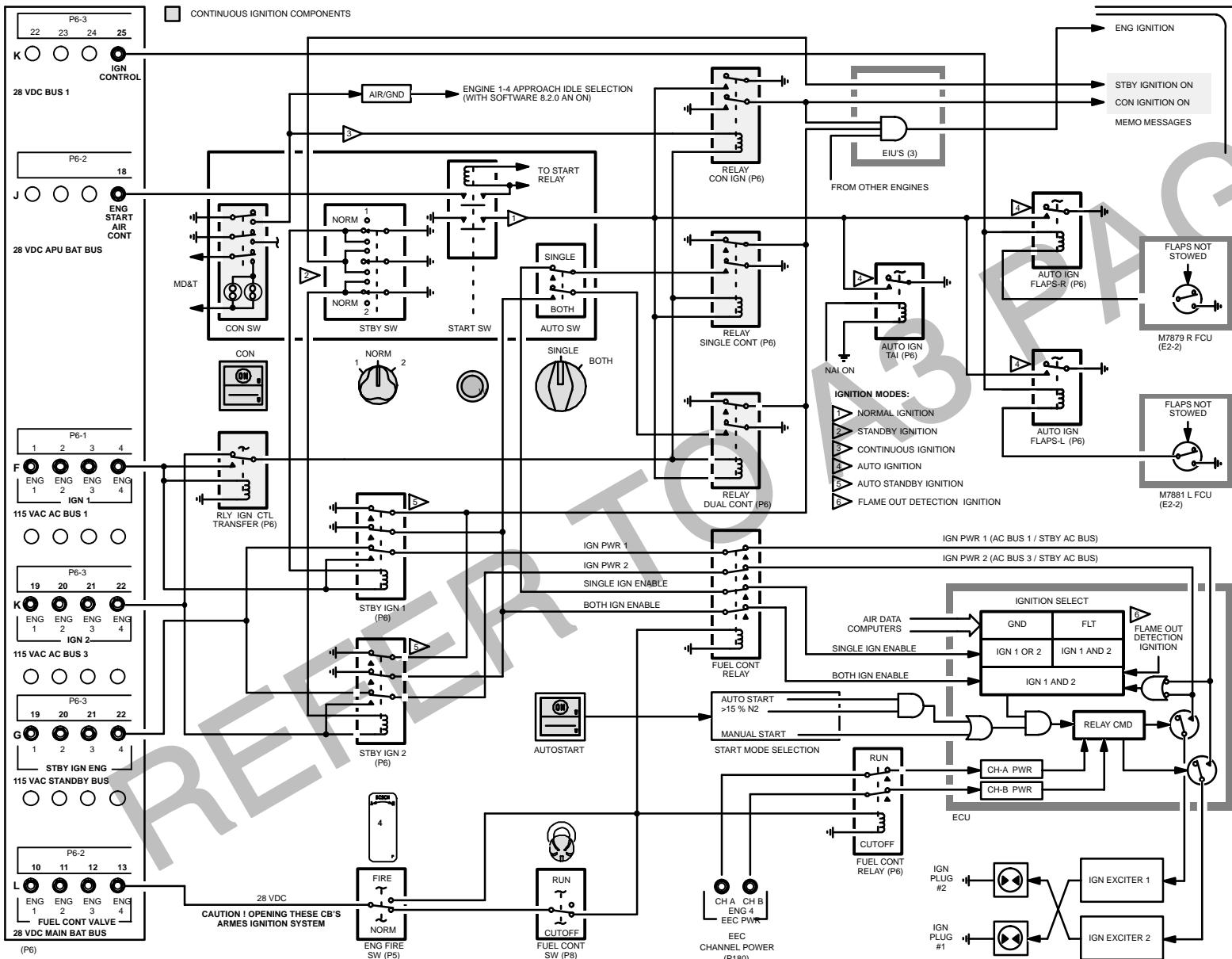


Figure 95 Ignition Basic Schematic



IGNITION EXCITERS

Die Ignition Exciters (Hochspannungs-Kondensator Zündgeräte) sind als sog. "Low Energy Systems ausgelegt und erzeugen für den Betrieb der Zündkerzen (Igniter Plugs)

- eine Hochspannung von ca. 5700 VDC
- eine Zündenergie von ca. 1.5 Joule

Sie sind gemeinsam auf einem vibrationsgedämpften Befestigungsrahmen in 7:00 Position am Fan Gehäuse installiert.

- Die obere Zündbox ist dem Zünsystem 1
- Die untere Zündbox ist dem Zünsystem 2

zugeordnet. Sie sind untereinander austauschbar und einzeln zu wechseln.

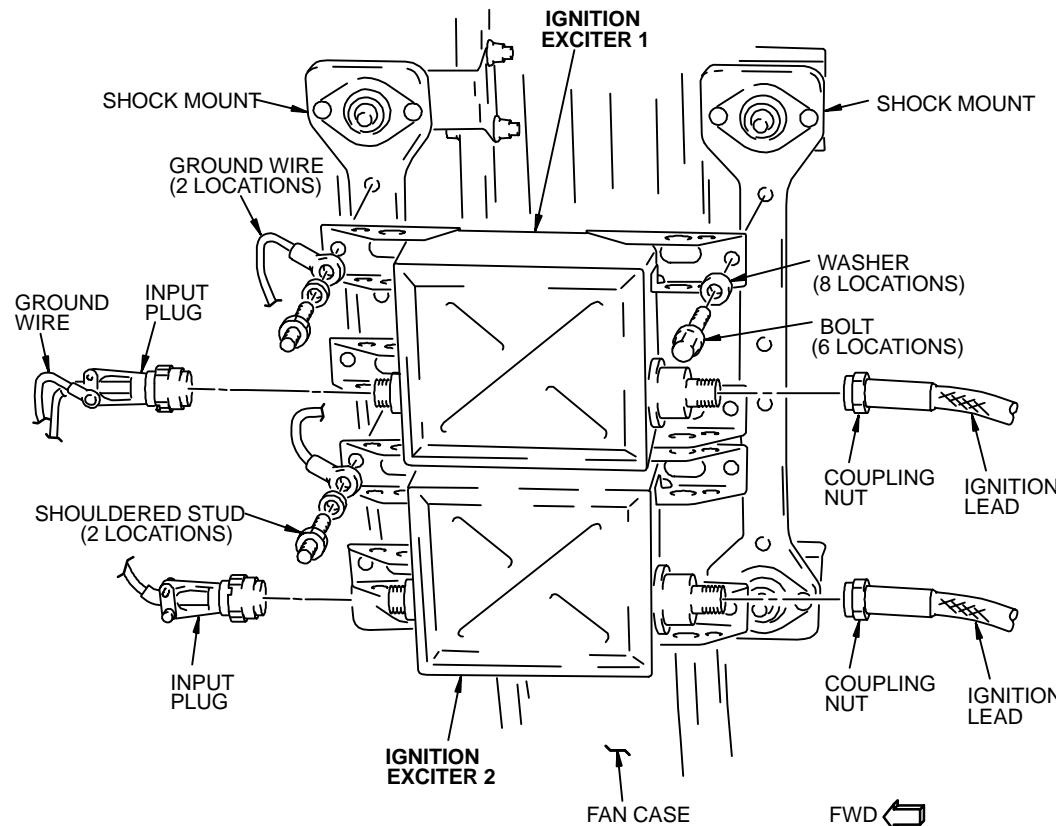
Die Eingangsspannung (115VAC) wird der ECU

- für Exciter No. 1 vom **AC Bus No. 1**
- für Exciter No. 2 vom **AC Bus No. 3**

zur Verfügung gestellt.

Bei Ausfall einer oder beider normalen Spannungsquellen übernimmt der **AC Standby Bus** automatisch die Stromversorgung.

Alle Versorgungsspannungen werden von der ECU zu den Ignition Exciters durchgeschaltet.

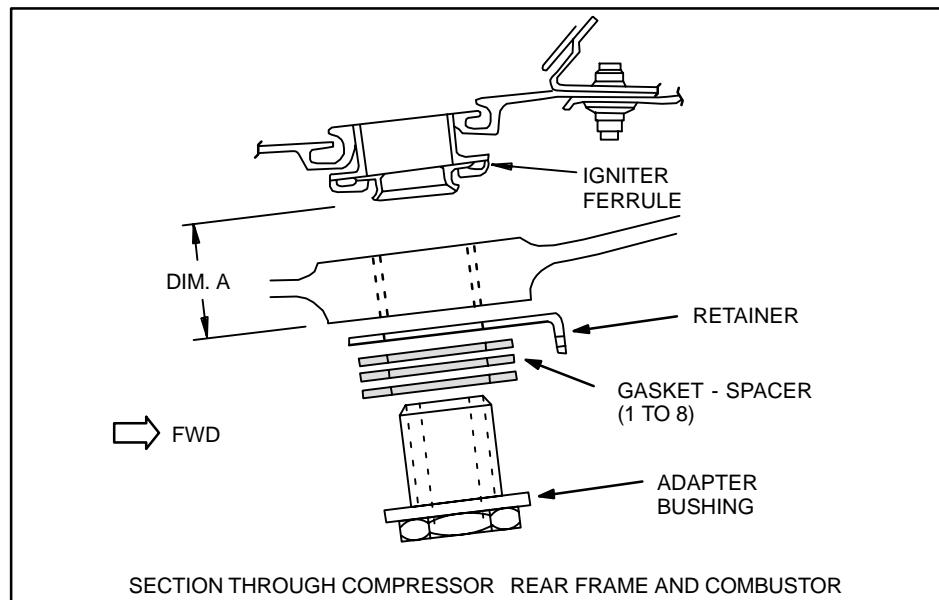




IGNITOR ADAPTER BUSHING

Bei Wechsel des Adapter Bushing muß die Eintauchtiefe der Kerze nachgemessen bzw. eingestellt werden. Es ist zu beachten, daß mindestens eine, maximal aber 8 Scheiben untergelegt werden sollen. **Das Verfahren hierzu ist dem MM zu entnehmen.**

DIMENSION A		NUMBER OF GASKETS REQUIRED
INCHES	MILLIMETERS	
> = 1.067	> = 27.1	0
1.066 - 1.035	27.1 - 26.3	1
1.034 - 1.003	26.3 - 25.5	2
1.002 - 0.971	25.5 - 24.7	3
0.970 - 0.938	24.7 - 23.8	4
0.937 - 0.906	23.8 - 23.0	5
0.005 - 0.874	23.0 - 22.2	6
0.873 - 0.842	22.2 - 21.4	7
0.841 > =	21.4 > =	8



IGNITION LEADS

Die Ausgangsspannung der Ignition Exciter auf der linken Triebwerksseite wird über Hochspannungskabel (Ignition Leads) zu den Zündkerzen (Igniter Plugs) auf der rechten Triebwerksseite geleitet.

Da sich die Hochspannungskabel (um austauschbar zu bleiben) im Bereich der Transfer Gear Box kreuzen, ist

- die obere Zündkerze (Igniter Plug 2) dem unteren Ignition Exciter
- die untere Zündkerze (Igniter Plug 1) dem oberen Ignition Exciter zugeordnet.

Im heißen Motorbereich (ab etwa der 8. HPC-Stufe) sind die Hochspannungskabel mit einem Kühlmantel umgeben. Sie werden mit Fan Luft aus dem (linken) High Pressure Turbine Clearance Control Cooling Air Duct gekühlt.

IGNITER PLUGS

Die beiden Zündkerzen sind in 3:00 Uhr Position (Plug 1) bzw. in 4:00 Position (Plug 2) am Compressor Rear Frame installiert.

Der äußere Teil wird durch Fan Luft aus den Igniter Leads mit Hilfe von abnehmbaren Halbschalen (Ignition Shrouds), der innere Teil (Firing Tip) mittels 14. Stufen HPC-Luft gekühlt.

Jede Kerze ist in einen Einsatz (Adapter Bushing) eingeschraubt. Mit Hilfe von Unterlegscheiben unter dem Adapter Bushing wird die Eintauchtiefe der Kerze in die Brennkammer festgelegt (max. 0.004" oder 0.10 mm).

Das Nachmessen der Eintauchtiefe bei Kerzenwechsel ist daher nicht erforderlich.



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

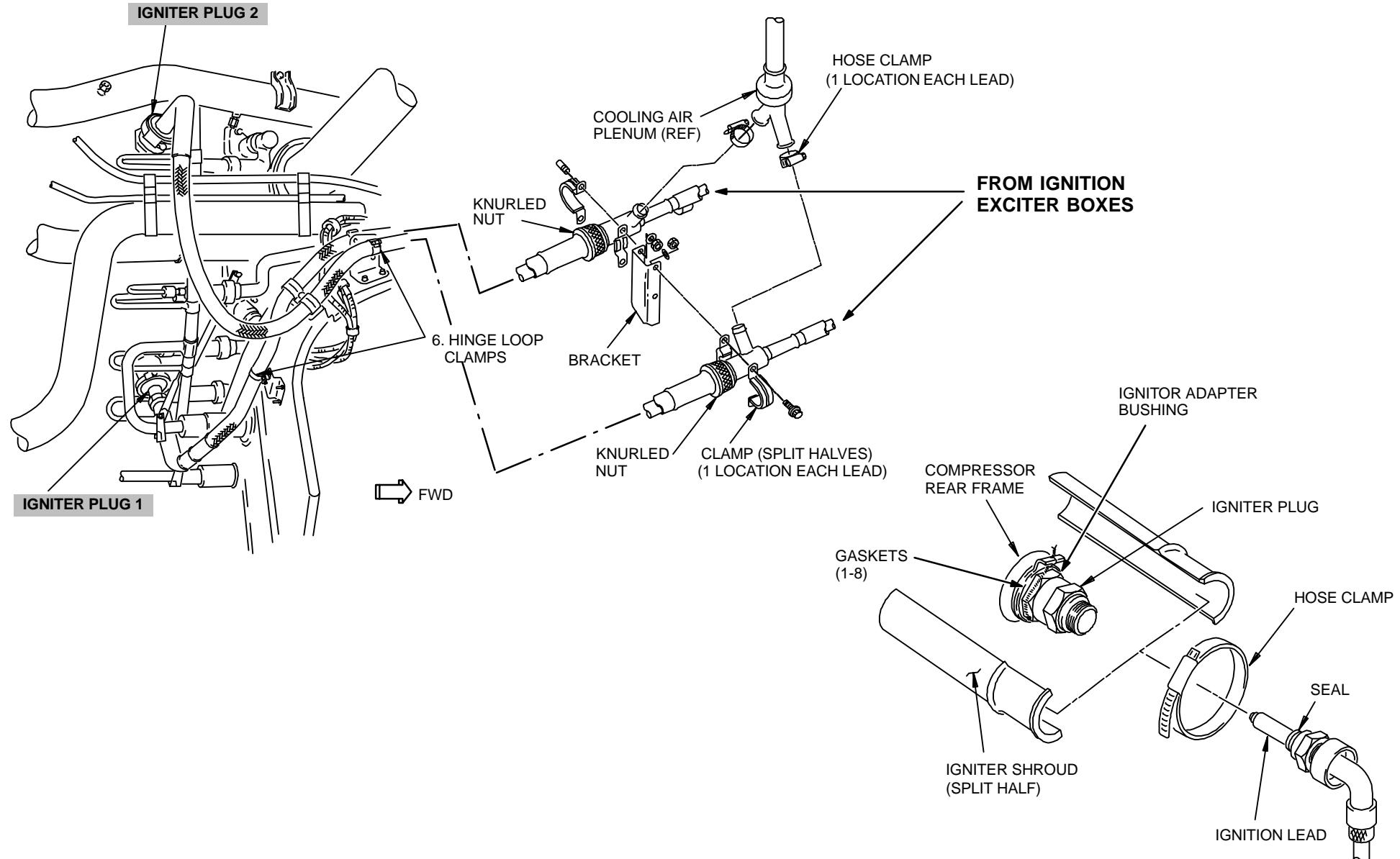
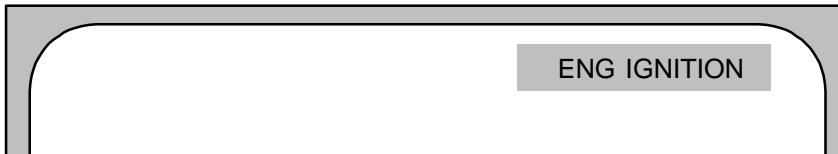


Figure 96 Ignition Leads and Plugs



EICAS INDICATIONS (MESSAGES)

Ist an allen Triebwerken die **CONTINUOUS IGNITION** komplett ausgefallen, erscheint bei ihrer Aktivierung die Level C Advisory Message.



Diese Message unterdrückt alle STATUS und MEMO Messages aus der Zündanlage.

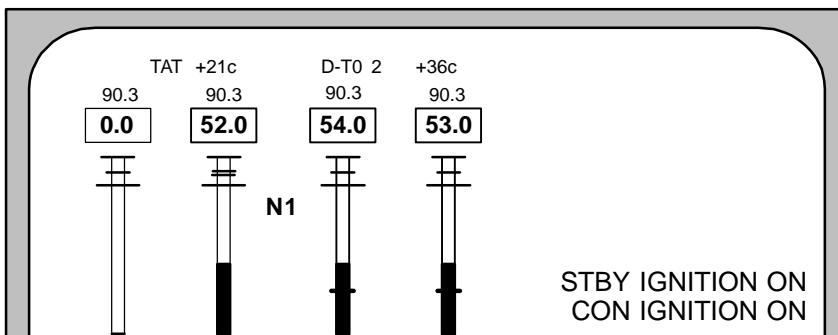
Flammt bei einem **MANUAL Engine Start** der Motor mit der von der ECU ausgewählten Zündanlage nicht an, erscheint die STATUS Message:
(Beispiel :)



Die ECU wechselt in diesem Falle nicht die Zündanlage, es erfolgt ein "WET"-Start.

Wenn das Standby Ignition System durch Schalten des **STBY Switches** nach 1 oder 2 aktiviert wurde (nicht bei Auto Stby) oder wenn der **CON Ignition Switch** gedrückt ist

erscheinen folgende entsprechende MEMO Messages:



IGNITION MODES

Folgend Ignition Modes stehen zur Verfügung:

- NORMAL IGNITION
- STANDBY IGNITION
- AUTO STANDBY IGNITION
- CONTINUOUS IGNITION
- AUTO IGNITION
- FLAME OUT DETECTION IGNITION

Die folgende Tabelle zeigt alle Zündbetriebsarten, die Möglichkeit zwischen einer oder beiden Zündanlagen zu wählen und die Methode, die Zündbetriebsart für eine Prüfung manuell zu aktivieren.

FUEL CONT SW. "RUN" - AUTOSTART SW. "OFF"			
IGN MODE	AUTO IGNITION SINGLE	AUTO IGNITION BOTH	ACTION TO ACTIVATE MANUAL
NORMAL IGN	X	X	ENG START SW "OUT"
STBY IGN		X	STBY SW #1 or 2
AUTO STANDBY IGN		X	IGN 1 or 2 CB "OPEN"
CON IGN	X	X	CON IGN SW "ON"
AUTO IGN	X	X	FLAPS "NOT UP" OR NAI "ON"
FLAME OUT DET IGN		X	FUEL CONT SW > 5 min "RUN"

ANMERKUNG : Es ist nicht möglich, eine der oben genannten Zündbetriebsarten zu aktivieren, wenn der **FUEL CONTROL** Switch in "**CUT OFF**" steht.

Bei Schalten des AUTO START Switch nach "ON" aktiviert die ECU die Zündanlage entsprechend der Vorwahl erst, wenn eine N2 Drehzahl von 15% erreicht ist. **Bei stehendem Triebwerk ist daher eine Prüfung der Zündanlage ausgeschlossen.**

TECHNICAL LOG BOOK			TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.									
			TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN									
			A/C-REG	ABV/F	A/C-REG		A/C-REG		A/C-REG				
Maintenance Check Station	A/C-REG	CHECK	CPT or FE PK-No.	1 2 3 4 5	CPT or FE PK-No.		CPT or FE PK-No.		CPT or FE PK-No.				
			Flight-No.	LH431 Day	Flight-No.	Day	Flight-No.	Day	Flight-No.	Day			
DATE	PK-No.	SIGN	Leg	ORD - FRA	Leg		Leg		Leg				
			TLB-No.	1 f NIL									
TLB-No.	T 336213	BHL CODE	TLB-REFER	ACT							see Note → cover inside	ATT TO	
ASC											STATION		
REP											DATE	D D M M Y Y	
ENG 1 IGNITOR 1 APPEARED DURING ENGINE MANUAL START. ENGINE HAD A WET START.										UTC	I	SIGN	
										PK-No.			
T 336214										TLB-REFER	1 f ASC	see Note → cover inside	ATT TO
ACT												STATION	
										DATE	D D M M Y Y		
										UTC	I	SIGN	
										PK-No.			
			CPT or FE	XXXX									

PRESENT LEG FAULTS 1/3

- * ADVISORY : 29 11 29 00
- < HYD PRESS ENG 1
 - * STATUS : 74 03 01 00
- < ENG 1 IGNITOR 1
 - * ADVISORY : 78 03 01 00
- < ENG 1 REVERSER
 - * ADVISORY : 36 10 23 00
- < BLEED 1 ERASE >
-
- < ERASE STATUS REPORT >
- < RETURN HELP >

PRESENT LEG FAULT MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN LH431 VHHH / EDDF 685-2270-008 GE-007 16NOV93 1030

ENG-1 IGNITOR 1 16NOV93 1030 ATA : 71-00
FAILURE TO LIGHT EQUIP : ENGINE START
N/A MSG : 71508

ENG 1 IGNITOR 1 - STATUS 74 03 01 00

***** END OF REPORT *****

Figure 97 ATA 74 Eng. Ignition Trouble Shooting Example



ATA 80 STARTING

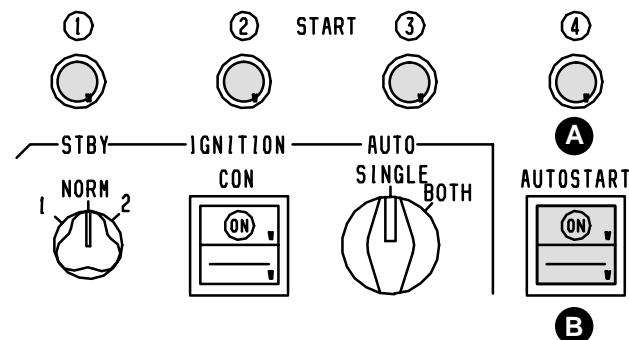
80-00 STARTING SYSTEM

ENGINE START PANEL DESCRIPTION

(A) Engine Start Switches (4)

Die Engine Start Switches sind auf dem Engine Ignition and Start Control Panel installiert.

- Sie leiten (in gezogenem Zustand) einen manuellen oder automatischen Triebwerksstart ein.
- Sie werden in gezogenem Zustand von jeweils einem Start Switch Hold-Solenoid gehalten. Die Steuerung des Halte-Solenoids erfolgt durch die zugeordnete N2 Speed Card.



- Die Engine Start Switches schalten Steuersignale :
 - an die ASCTU zum Öffnen des jeweiligen PRSOV (Pylon Valve) nach Reverse Flow
 - an die ECU (CH-A und CH-B) für die
 - Stromversorgung der beiden Kanäle (Backup Power)
 - Ansteuerung des Start Valve Solenoid mit dem gerade aktiven Kanal A oder B.
 - an den APU Controller (APUC) um die APU bei einem Engine Start (mit APU Bleed Air) in die "MES Mode" zu schalten.
- Sie sind mit einem integrierten "Start Valve OPEN" Light ausgestattet.

(B) AUTOSTART Select Switch (1)

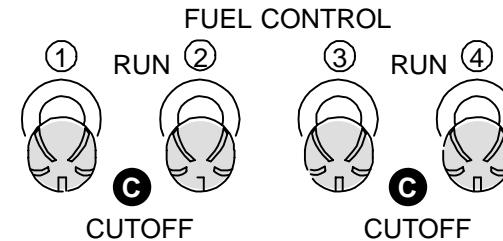
Der AUTOSTART Select Switch steuert die ECU's aller 4 Triebwerke zur Auswahl von Manual oder Automatic Engine Starts an.

- ON = **AUTOSTART** selected, Integral Light (white) ON
- OFF = **MANUAL START** selected, Integral Light (white) OFF.

(C) Fuel Control Switches (4)

Die Fuel Control Switches sind auf dem Pedestal (P8) installiert.

- Sie steuern
 - die Stromversorgung der ECU Kanäle A & B (Backup Power)
 - die Aktivierung der Zündanlage
 - das entsprechende AIRFRAME SHUTOFF SOLENOID Valve (HPSOV) an der HMU nach
 - CUTOFF = HPSOV Solenoid in die Close-Latched Position
 - RUN = HPSOV Solenoid in die Open-Latched Position.
 - sie sind mit einem integrierten Warnlicht ausgestattet, welches bei:
 - Engine Fire
 - Engine Fire Warning Test
- aufleuchtet.





ENGINE START SYSTEM AND INTERFACE

Ein Triebwerk kann am Boden manuell oder automatisch mit

- APU Air
- External (Ground) Air
- Engine (Crossbleed) Air

oder in der Luft per

- Windmilling mit Starter Unterstützung
- Windmilling ohne Starter Unterstützung

angelassen werden.

Vor einem Triebwerksstart muß grundsätzlich sichergestellt sein, daß:

- ausreichend Pneumatic Pressure (min. 35 PSI)
- genügend Startluftmenge (min 150 lbs/min)

aus dem flugzeugseitigen Pneumatic System zur Verfügung gestellt wird.

Je nach gewünschter Anlaßart muß außerdem:

- das APU Isolation Valve
- das (oder die) entsprechenden Wing Isolation Valve(s)
- das (oder die) entsprechenden Engine Bleed Valve(s)

geöffnet sein. Die korrekte Einhaltung dieser Bedingungen kann auf der ECS Synoptic Page, dem MAIN EICAS und auf dem Bleed Air Module (P5) kontrolliert werden.

Auf der AUX EICAS Secondary Engine Page stehen die für den Startvorgang notwendigen Anzeigen:

- N2 RPM
 - Fuel Flow
 - FUEL ON Command Bug
 - und bei einem Inflight Start ggf. CROSSBLEED Messages
- zur Verfügung.

Zusätzlich (optional) kann auf der Engine Propulsion Control System (EPCS) Maintenance Page kontrolliert werden, welcher der beiden ECU Kanäle gerade aktiv ist. Um die ECU hierzu mit Strom zu versorgen, sollte der EEC Maintenance Switch nach TEST geschaltet werden.

Start System Interfaces

Ein Engine Startvorgang wird folgendermaßen vorbereitet:

- **AUTOSTART Switch ON** oder **OFF**. Das Signal veranlaßt die ECU, beide Kanäle in die entsprechende Start Mode umzuschalten und einen (Kanal) für die Start Sequence auszuwählen (Channel Select).
- **CONTINUOUS Ignition OFF**
- **AUTO IGNITION nach SINGLE**. Die ECU wählt selbstständig (alternierend) dasjenige Zündsystem aus, das sie für den Startvorgang verwenden will.
- **STBY IGNITION nach NORM**. Bei dieser Schalterstellung erfolgt eine automatische Übernahme der Zündversorgungsspannung auf den 115 VAC Standby AC Bus, wenn die Zündversorgungsspannung der (von der ECU) ausgewählten Anlage ausfällt.

Das Einleiten des Startvorganges erfolgt durch Ziehen des entsprechenden ENGINE START Switch. Der Schalter wird in der gezogenen Position verriegelt, bis die entsprechende N2 Speed Card eine Drehzahl von >50% N2 mißt (Starter Cut Out).

Folgend Baugruppen werden angesteuert:

- **ASCTU**: Sie steuert
 - sofort das **PRSOV** nach **Reverse Flow**, um Start Air zum Start Air Valve (SAV) durchzulassen.
 - sobald das SAV die "CLOSED" Position verlassen hat, das **PRV** nach **Close**, um Eindringen von Start Luft in die 14. Kompressorstufe zu verhindern.
- **ECU**: Je nach Stellung des AUTOSTART Schalters erhält die ECU ein Start Valve Enable Signal, wenn:
 - bei **AUTOSTART "OFF"** der Start Switch gezogen
 - bei **AUTOSTART "ON"** der Start Switch gezogen und der Fuel Control Switch nach "RUN" gelegt wird.
- **APUC**: Soll für einen Engine Start APU -Luft verwendet werden schaltet der APUC die APU in die "MES-Mode", wenn:
 - bei **AUTOSTART "OFF"** der Start Switch gezogen
 - bei **AUTOSTART "ON"** der Start Switch gezogen und der Fuel Control Switch nach "RUN" gelegt wird.

Engine Starting System



Verlässt ein SAV die "CLOSE" Position, leuchtet im zugehörigen ENGINE START Switch das START VALVE OPEN Light.

Solange folgende Bedingungen vorhanden sind:

- Engine FIRE Switch in "NORMAL"
- FUEL CONTROL Switch in "CUTOFF"
- Circuit Breaker FUEL CONT VALVE (P6-2 / L 10, 11,12,13) geschlossen sind auf der AUX EICAS Secondary Engine Page die FUEL ON Command Bugs sichtbar (15% N2 Marke).

Manual Engine Start:

Ein manueller Triebwerksstart wird nur durch Ziehen des ENGINE START Switch eingeleitet.

Beginnt der Motor zu drehen, wird die aktuelle N2 Drehzahl digital und analog auf der AUX EICAS Secondary Engine Page angezeigt. Erreicht die N2 actual Bar (white) die 15% N2 Marke (FUEL ON Command Bug), muß der FUEL CONTROL Switch nach "RUN" gelegt werden, die entspr. FUEL ON Command Bug verschwindet.

Automatic Engine Start:

Ein automatischer Triebwerksstart wird eingeleitet, wenn:

- ① der AUTOSTART Switch in "ON"
- ② der ENGINE START gezogen
- ③ der FUEL CONTROL Switch nach "RUN" geschaltet

wird. Die entspr. FUEL ON Command Bug wird bereits jetzt schon gelöscht.

Beginnt der Motor zu drehen, wird die aktuelle N2 Drehzahl digital und analog auf der AUX EICAS Secondary Engine Page angezeigt. Erreicht die N2 15 %, beginnt die ECU mit der Auto Start Sequence. Dies hat zur Folge:

- das AIRFRAME SOLENOID SHUTOFF Valve (Fuel Control Valve an der HMU) wird nach "OPEN-Latched" gesteuert.
- die ECU aktiviert das von ihr ausgewählte Zündsystem

der Motor flammt an.

Erreicht die N2 Drehzahl 50%, unterbricht die entspr. N2 Speed Card die Selbsthaltung des ENGINE START Switch (Starter Cut Out). Die Folge :

- die **ECU** schaltet die Zündung und die Stromversorgung des SAV Solenoid ab, das Start Air Valve wird pneumatisch geschlossen
- die **ASCTU** schaltet die Stromversorgung des PRSOV Reverse Flow Override Solenoid ab, das Pylon Valve schließt (Reverse Flow Check).
- sobald das SAV die ganz geschlossene Position erreicht hat, verlischt das START VALVE OPEN Light im Start Switch
- 15 sec. nachdem das SAV die ganz geschlossene Position erreicht hat, öffnet die ASCTU das PRV.

Anmerkung: Aus dem oben genannten Grund ist bei Fehlern im Start Air Valve oder in den SAV-Schaltern, (die verhindern, daß der ASCTU "Start Air Valve Closed" gemeldet wird) keine pneumatische Luftabnahme aus diesem Motor möglich.

Unter diesen Bedingungen ist

- **das Customer Bleed System**
- **der Thrust Reverser**
- **das Nacelle Anti Ice System**

des betreffenden Motors inoperative.

Engine Starting System



**Lufthansa
Technical Training**

B747-430
B1/2/12M/1/12E
80-00

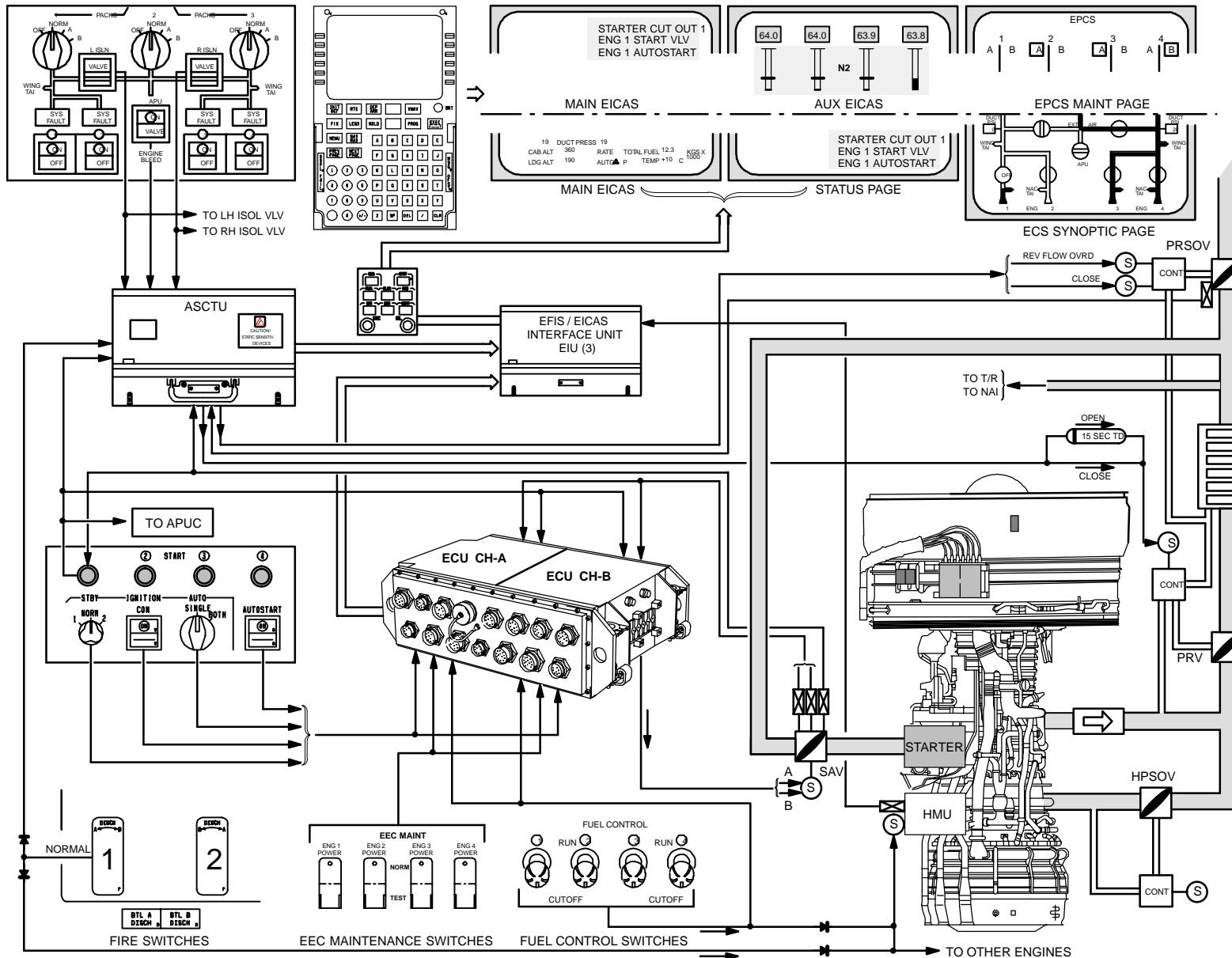


Figure 98 Starting System Basic Schematic

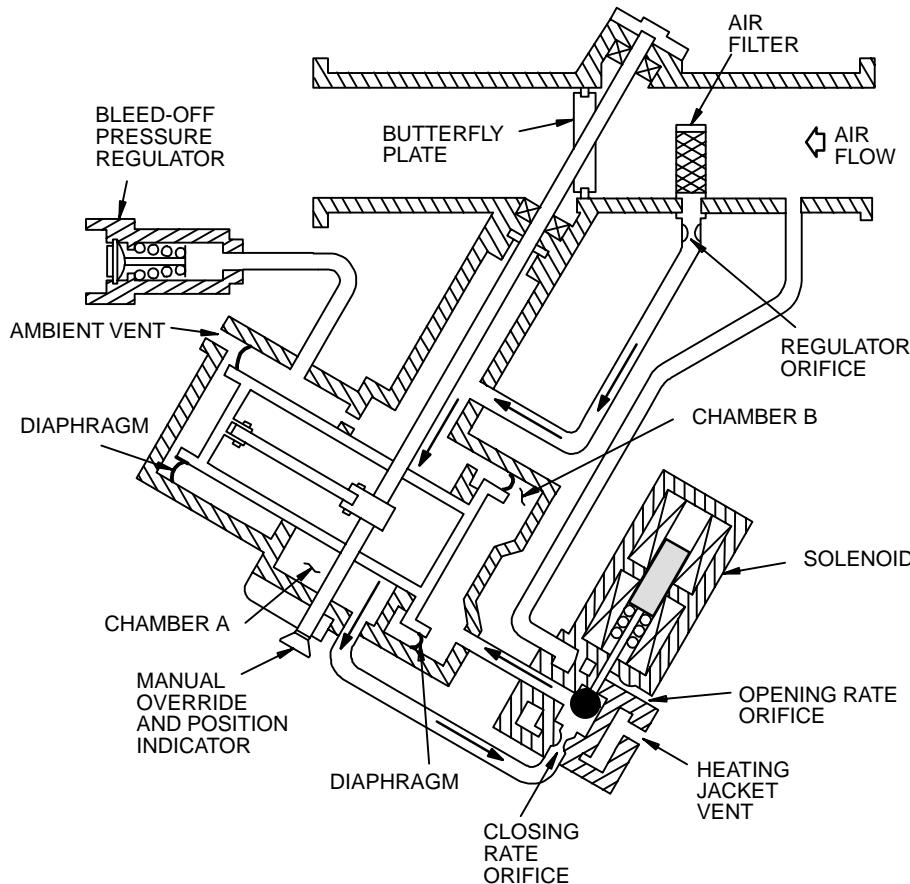
REFER TO A3 PAGE



START AIR VALVE (SAV)

Das Start Air Valve ist

- ein Solenoid controlled, Pressure operated Shut Off Valve
- mit einem Dual Coil Solenoid ausgestattet, um dem **ECU CH-A** und dem **ECU CH-B** ein unabhängiges Steuern des Start Air Valves zu ermöglichen.



START AIR VALVE SCHEMATIC

Ein Position Switch Assembly (bestehend aus 4 Schaltern) meldet unabhängig

- dem **ECU CH-A** die SAV Closed Position (Schalter 1)
- dem **ECU CH-B** die SAV Closed Position (Schalter 2)
- der **ASCTU** die SAV Closed Position (Schalter 3)
- und steuert das Start Valve OPEN Light im ENGINE START Switch.

Der 4. Schalter wird nicht benutzt.

Bei Fehlern des Ventils oder in der Ansteuerung kann es mit einem 3/8" Vierkant von Hand betätigt werden (Manual Override).

WARNUNG ! Ein manual Override ist nur gestattet, wenn der Start Valve Manifold druckversorgt ist, anderenfalls besteht die Gefahr, die Arbeitsmembrane (Diaphragm) zu zerstören. Es ist so nicht mehr gewährleistet, das Ventil während des Motorbetriebes pneumatisch in der geschlossenen Position zu halten.

PNEUMATIC STARTER

Der Pneumatic Starter ist

- an der Rückseite der Accessory Gear Box (AGB) installiert.
- im Bereich des Untersetzungsgetriebes mit Öl gefüllt (850 ccm). Die Ölfüllung unterliegt regelmäßigen Kontrollen, wobei die Menge und die Verfärbung des Öls geprüft werden muß.
- mit einer Fliehkräftekupplung ausgestattet, die bei
 - ca. 40% N2 RPM trennt, wenn der Starter nicht im Eingriff ist, sodaß ein Wiedereinkuppeln bei drehendem Motor ausgeschlossen ist.
(Die Kupplungsklinken werden durch Fliehkräfte radial nach außen an das Kupplungsgehäuse gedrückt, sodaß ein Eingriff des Klinkenrades des Starters in die Kupplungsklinken verhindert wird.)
 - ca. 55% N2 RPM auskuppelt, wenn der Starter im Eingriff ist, das SAV aber noch nicht geschlossen hat.
(Die Kupplungsklinken werden durch Fliehkräfte aus dem Eingriff des Klinkenrades gerissen und radial nach außen an das Kupplungsgehäuse gedrückt, sodaß die Kupplung getrennt und ein Wiedereinkuppeln des Klinkenrades des Starters in die Kupplungsklinken verhindert wird.)

Die ECU verhindert ein Öffnen des SAV wenn die Motordrehzahl zu hoch zum Einkuppeln des Starters ist (ca. 35-38 % N2).

Ein Wiedereinkuppeln (Reengagement) des Starters bei drehendem Motor ist erst bei einer N2 Drehzahl von < 20% erlaubt. Wenn beim Abstellen des Motors ein sog. Internal oder Tailpipe Feuer auftritt darf der Starter bereits bei 30% wieder eingekuppelt werden.

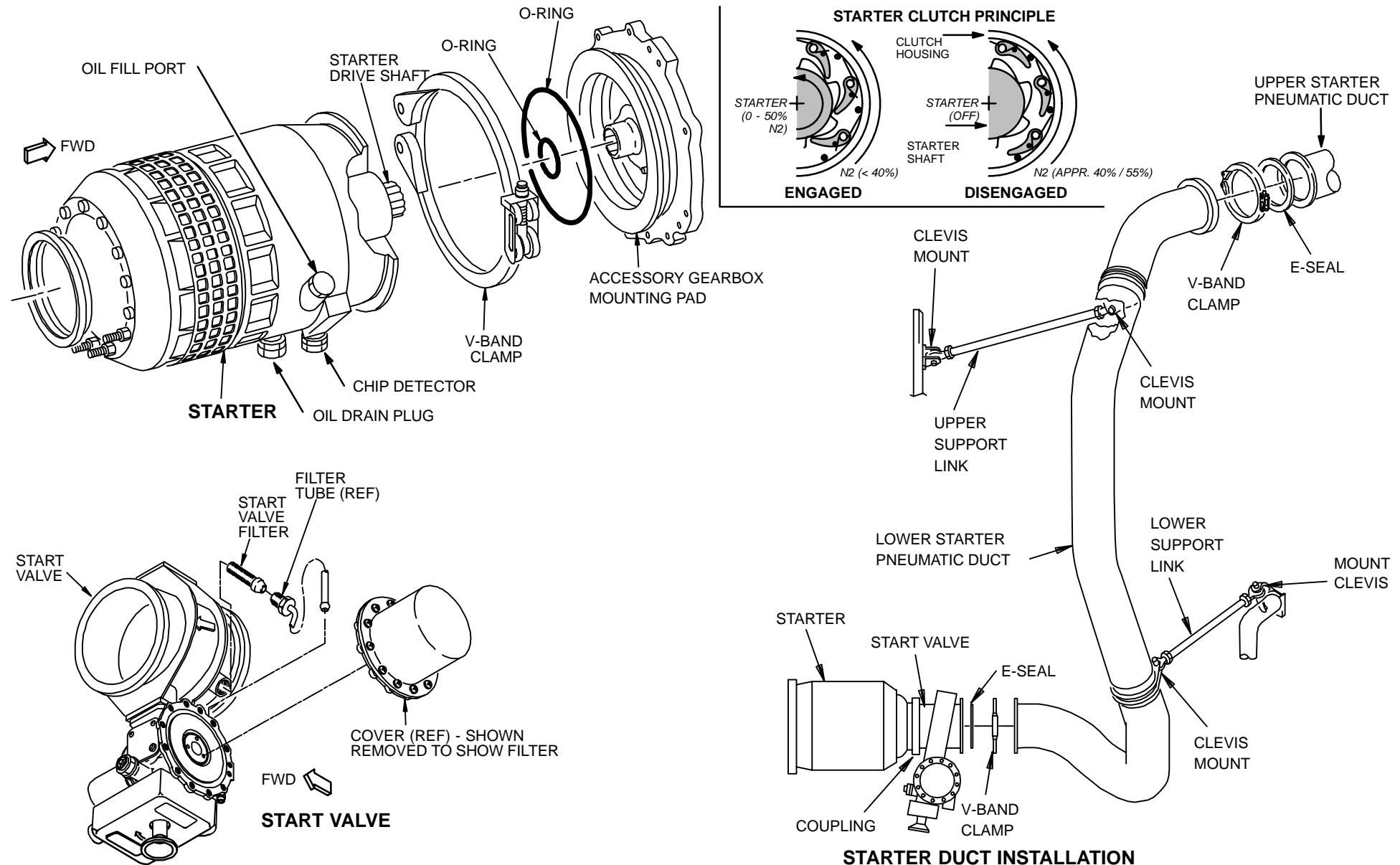


Figure 99 Start System Components

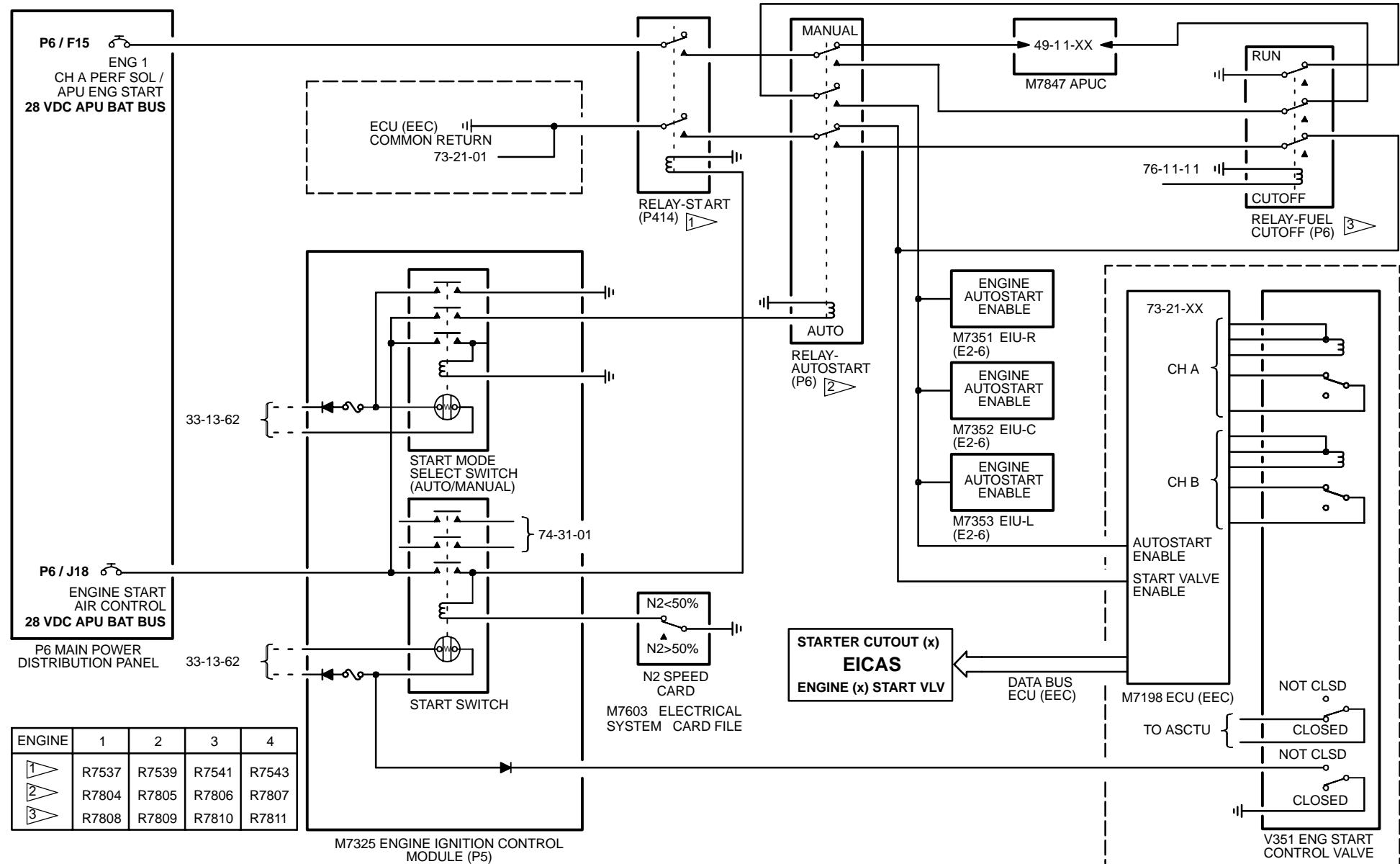
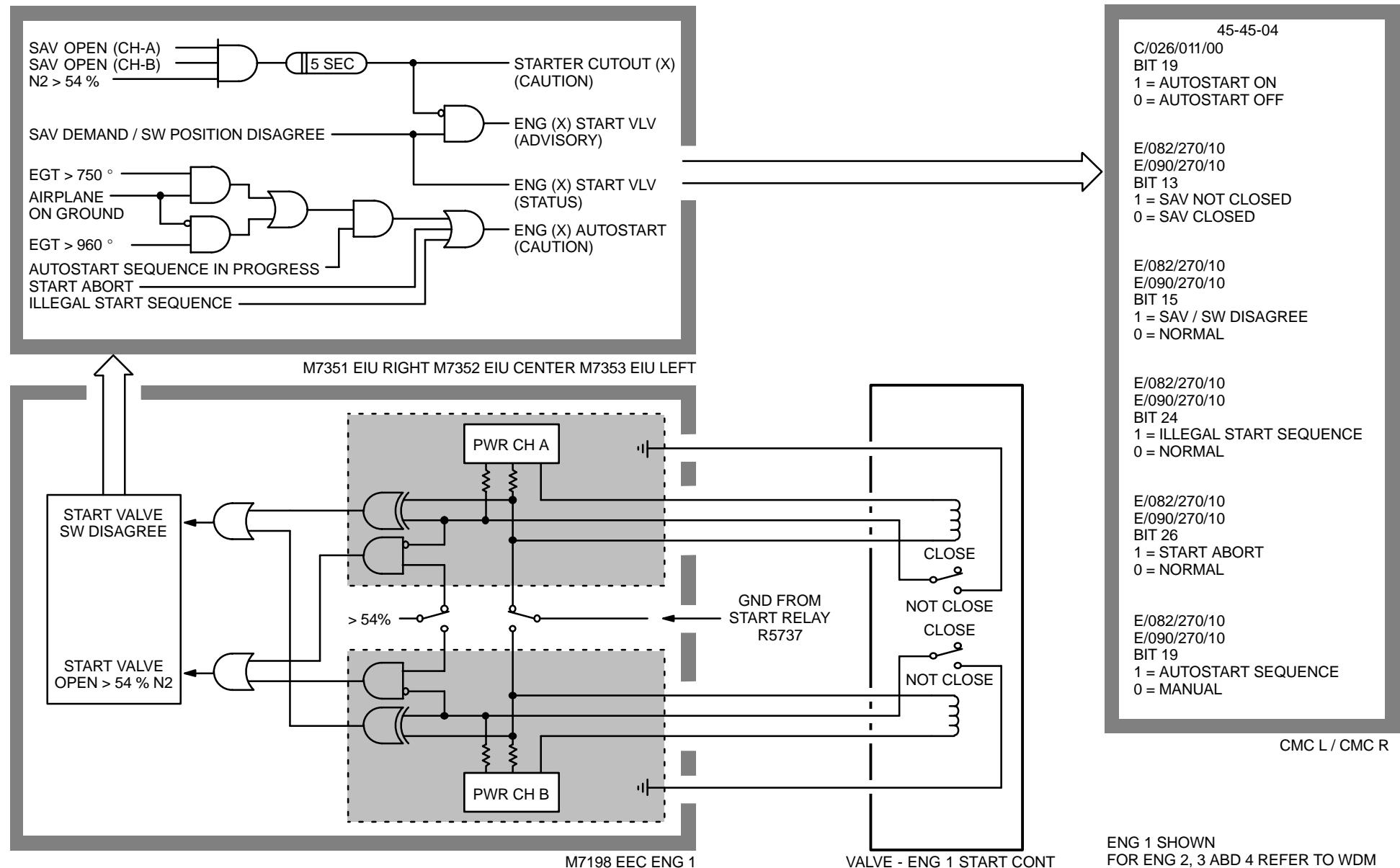


Figure 100 Engine Start Control & APU Interface

**Figure 101 Start Valve Indication Schematic**

Engine Starting System



**Lufthansa
Technical Training**

B747-430
B2/12M/12E
80-00

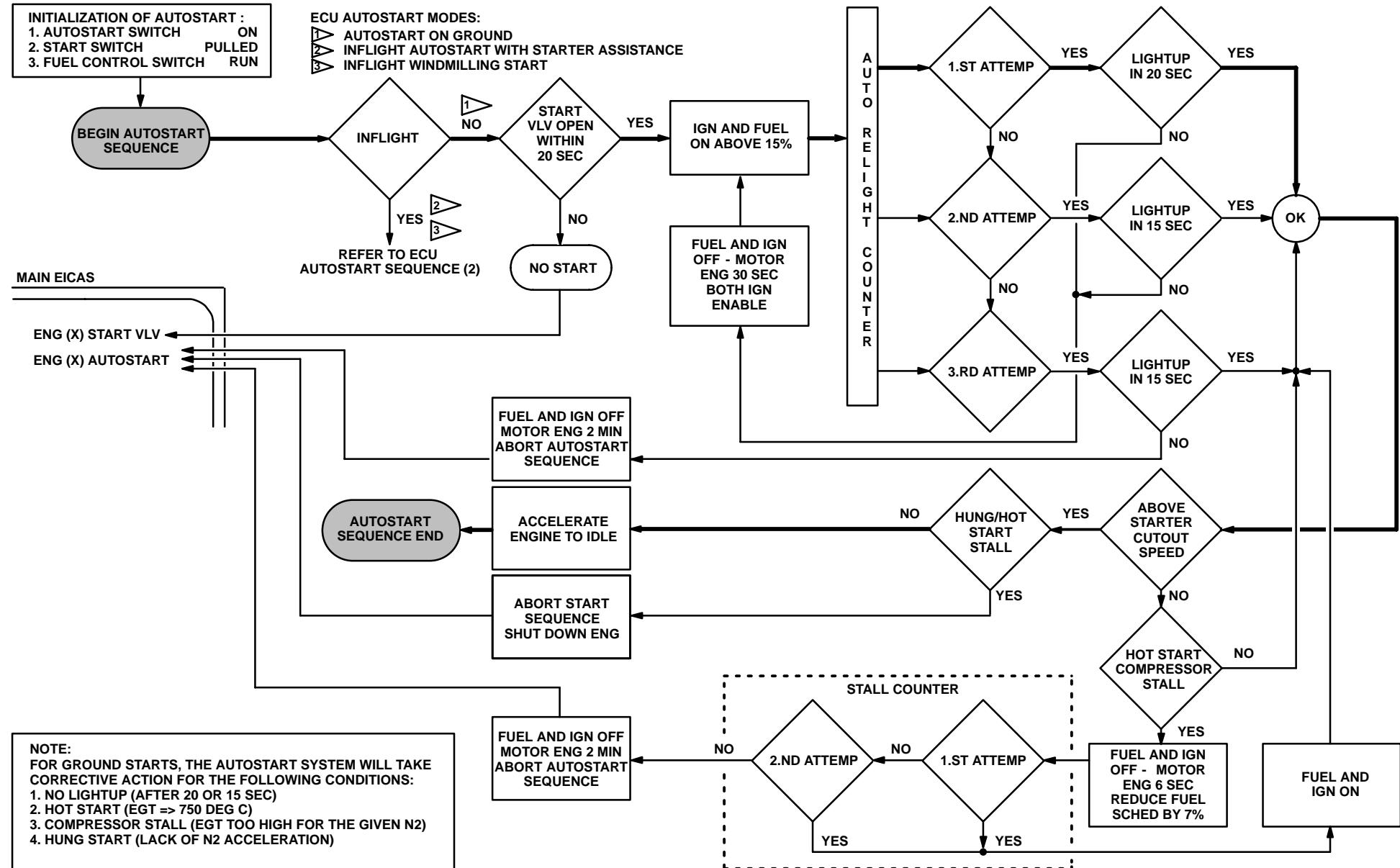


Figure 102 Autostart Sequence (Ground)



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

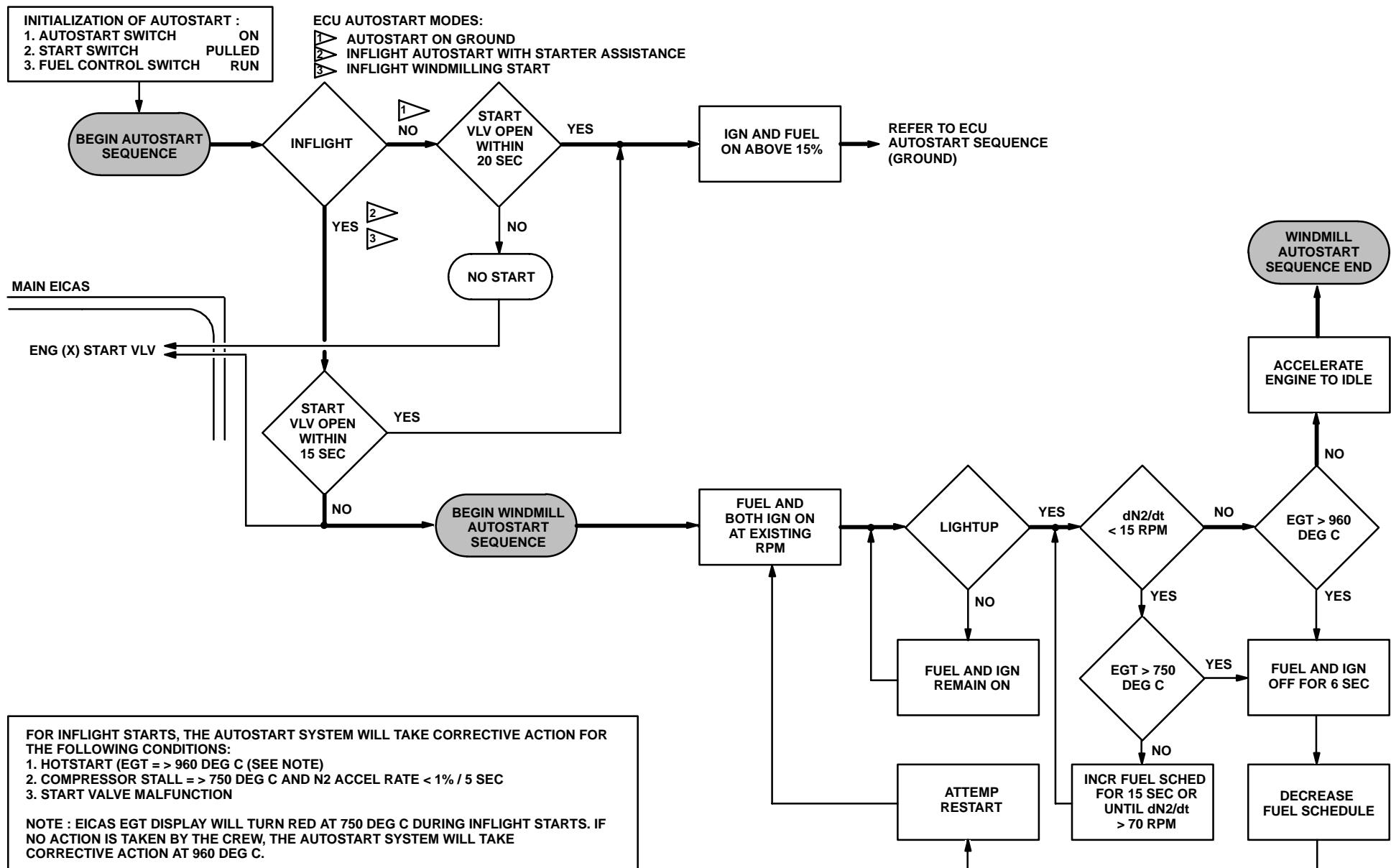


Figure 103 Autostart Sequence (Air)



STARTER VALVE MANUAL OPERATION

TASK 80-00-00-009-001-J00

2. MEL 80-11-1 Engine Start Valves (Open Manually)

A. General

- (1) This task contains steps to operate the start valve manually for the engine start. This task is used when there is a failure in the electrical circuit of one of the start valves.
- (2) The related start switch light and the compressed air must operate correctly.

B. Standard Tools and Equipment

- (1) Interphone Service Equipment
- (2) Wrench - Socket, 3/8 inch square drive with 36 inch (91 cm) extension

C. Access

- (1) Location Zone
 - 221 and 222 Control Cabin
 - 412 Engine 1
 - 422 Engine 2
 - 432 Engine 3
 - 442 Engine 4

D. Procedure

S 439-000-J00

- (1) Install a "START VALVE INOP" placard at the related start switch.

S 869-002-J00

WARNING: DO NOT USE THE ENGINE NACELLE SERVICE INTERPHONE JACK ON THE ENGINE WHICH IS TO BE STARTED OR IN OPERATION. DO NOT GO INTO THE ENGINE HAZARD AREAS. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONS.

- (2) Make sure there is the interphone communication between the persons on the ramp and the persons in the flight compartment.

S 499-004-J00

- (3) Put the wrench through the access port in the access door for the thrust reverser latch.

S 499-007-J00

- (4) Engage the end of the wrench extension with the override receptacle on the start valve.

S 989-003-J00

WARNING: WEAR GLOVES WHEN YOU MANUALLY OPERATE THE START VALVE. THE HEAT AND THE AIR RELEASED FROM THE STARTER CAN CAUSE INJURY TO PERSONS.

- (5) Operate the start valve, when told by the person in the flight compartment:
 - (a) Turn the wrench 90 degrees counterclockwise to move the start valve to the OPEN position.
 - (b) Hold the wrench in the OPEN position until notified by the person in the flight compartment.

NOTE: When the valve is in the OPEN position, the compressed air can enter the starter.

- (c) After the engine starts, turn the wrench 90 degrees clockwise to move the start valve to the CLOSE position.

S 099-007-J00

- (6) Remove the wrench from the override receptacle on the start valve.

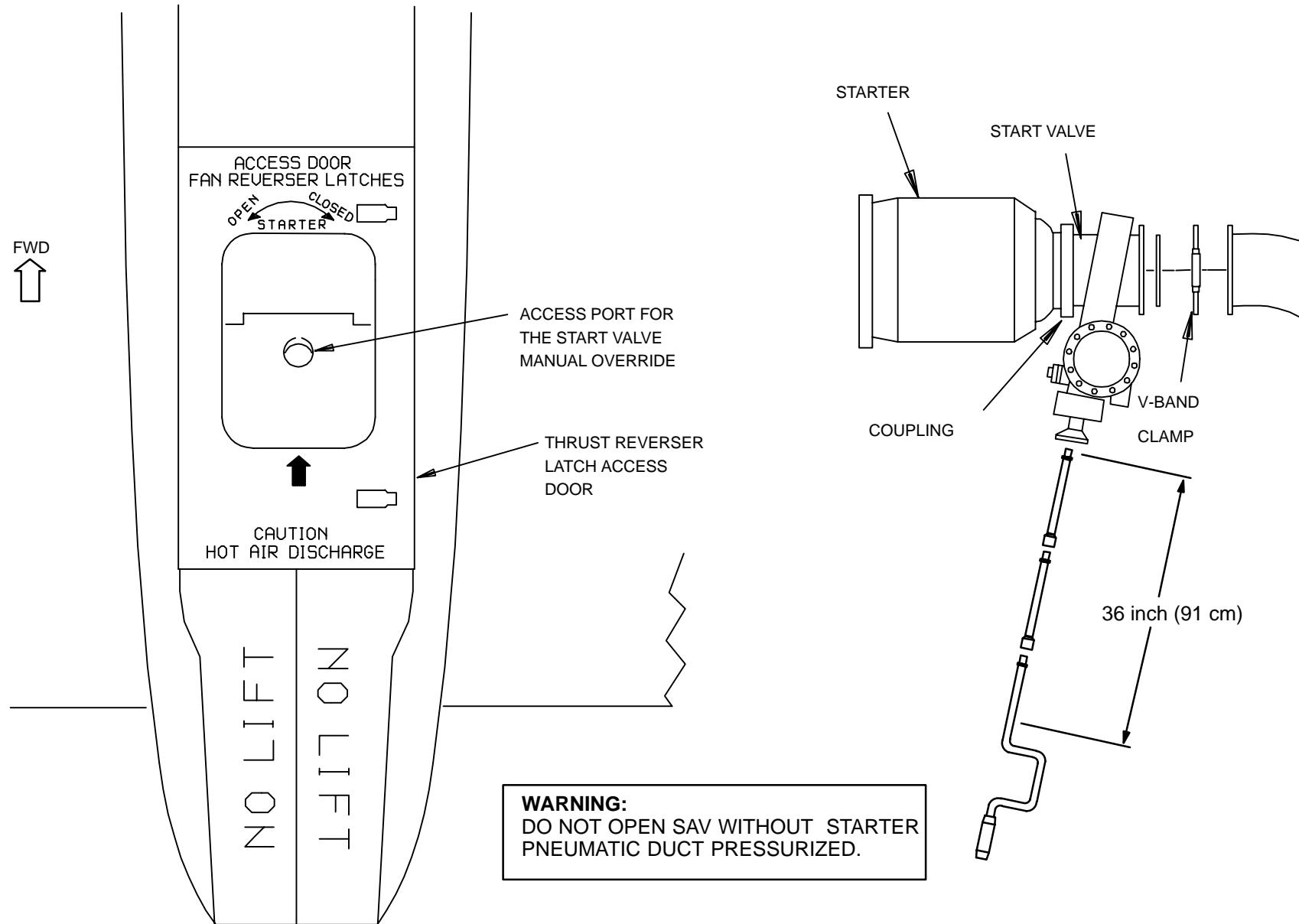


Figure 104 Starter Valve Manual Operation



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

PRESENT LEG FAULTS 1/3

- * ADVISORY : 80 03 01 00
- < ENG 1 START VLV
 - * STATUS : 80 03 02 00
 - < ENG 1 START VLV
 - * ADVISORY : 78 03 01 00
 - < ENG 1 REVERSER
 - * ADVISORY : 36 10 23 00
 - < BLEED 1 ERASE >

- < ERASE STATUS REPORT >
- < RETURN HELP >

PRESENT LEG FAULT MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN LH431 VHHH / EDDF 685-2270-008 GE-007 16NOV93 1030

ENG-1 STARTER AIR
VALVE/SWITCH FAILURE

16NOV93 1030
EQUIP :
N/A

ATA : 71-00
ENGINE START
MSG : 71587

ENG 1 START VLV - ADVISORY 80 03 01 00
ENG 1 START VLV - STATUS 80 03 02 00

***** END OF REPORT *****

PRESENT LEG FAULT MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN LH431 VHHH / EDDF 685-2270-008 GE-007 16NOV93 1030

**ENG-1 STALL DETECTED
'LOW STARTER AIR
PRESSURE'**

16NOV93 1030 ATA : 71-00
EQUIP : ENGINE START
N/A MSG : 71538

ENG 1 START VLV	- ADVISORY	80 03 01 00
ENG 1 START VLV	- STATUS	80 03 02 00

***** END OF REPORT *****

Figure 105 ATA 80 Eng. Starting Trouble Shooting Example

ATA 71 ENGINE 71-00 PNEUMATIC POWER SUPPLY

TEST NO 1 PNEUMATIC POWER SUPPLY

Um einen Motor z.B. für einen

- Pneumatic Static Leak Check (Test No. 1)
 - Thrust Reverser Ground Operation Check
 - Nacelle Anti Ice Check

mit Druckluft zu versorgen, müssen u.a. (um zu verhindern, daß der Starter den Motor hierbei dreht) gem. MM beide Start Air Valve Stecker abgenommen werden. Um eine ausreichende Druckluftversorgung auch ohne Abnehmen der Start Air Valve Stecker zu gewährleisten, ist in Abweichung zum MM bei Flugzeugen mit "AUTOSTART" - System auch zugelassen, die Autostart Anlage für die Druckluftversorgung eines Triebwerkes zu verwenden
(DLH-Procedure / EO 01-01-39):

- **FUEL CONTROL** Switch "CUTOFF"
 - **AUTOSTART** Switch "ON"
 - **ENGINE START** Switch "PULL"

Provide Pneumatic Power (>35 PSI) to the Airplane (Ref 36-00-00/201)

Anmerkung:

- Wenn als Luftquelle ein Luftstartwagen verwendet wird, kann der gelieferte Luftdruck und die Luftmenge als ausreichend angesehen werden, es sind keine weiteren Maßnahmen erforderlich.
 - Wenn als Luftquelle die APU verwendet werden soll, so muß sie folgendermaßen in die "Main Engine Start" (MES) Mode gebracht werden:
 - PACK # 2 **ON** (verhindert APU Stall)
 - einen anderen Engine Bleed Air Switch **OFF** (schließt u.a. PRSOV)
 - APU Bleed Air Switch **ON**
 - alle 3 AUTOSTART Bedingungen (für das Triebwerk mit dem Bleed Air Switch in "**OFF**") herstellen.

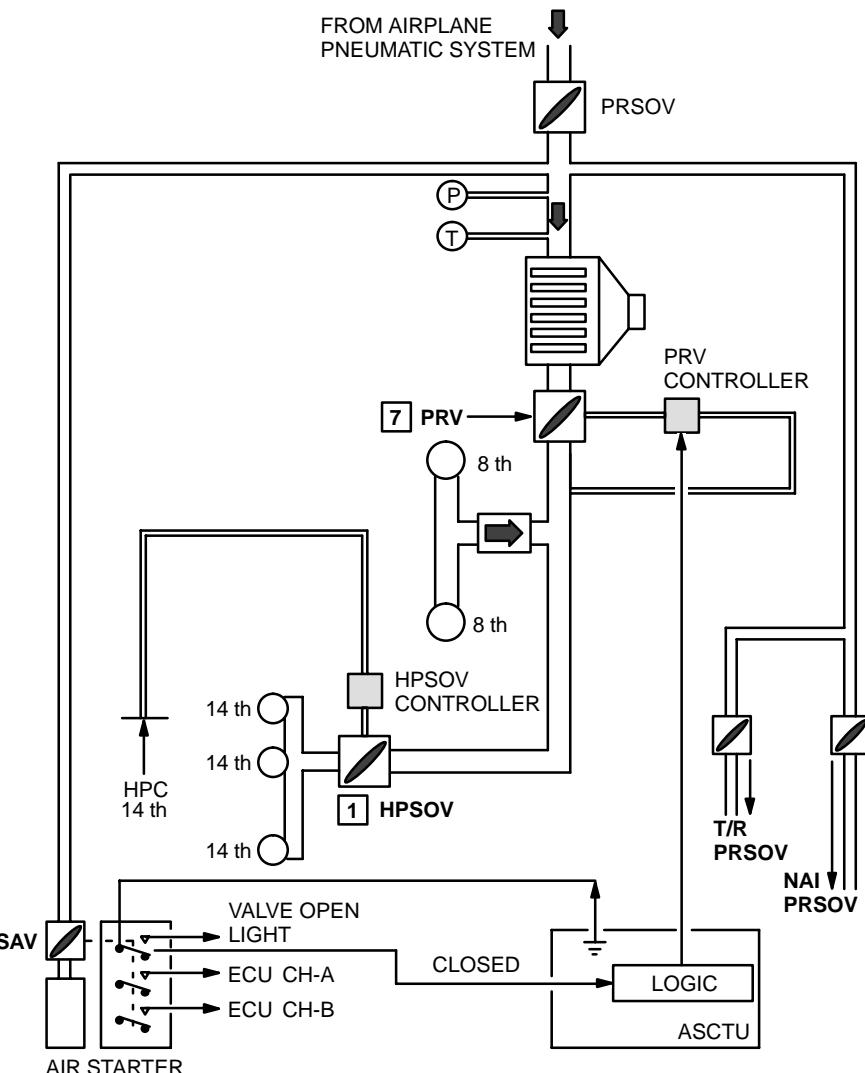
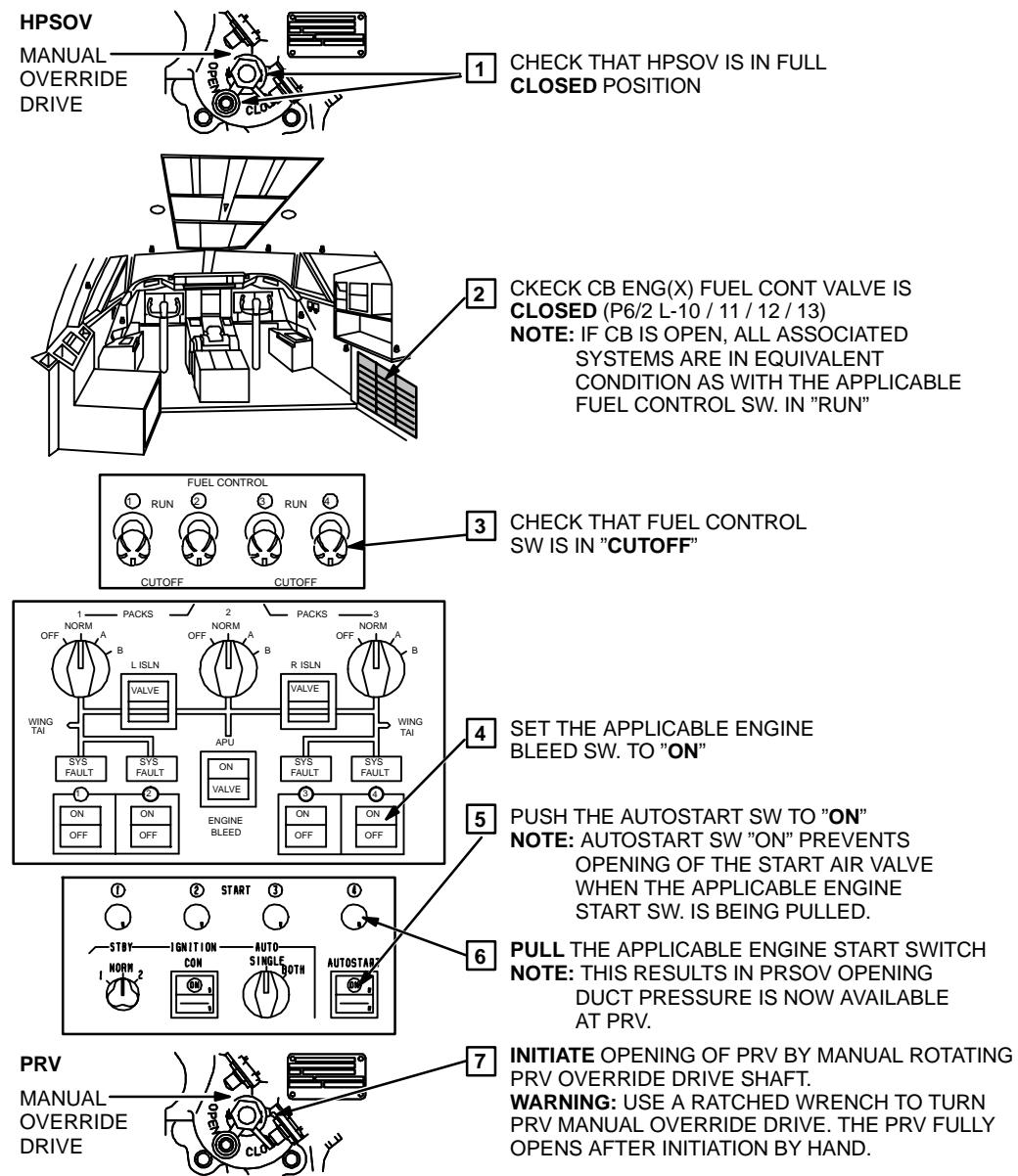
AUTOSTART-Bedingungen:

- a) AUTOSTART Switch **ON**
- b) Engine Start Switch **PULLED**
- c) Fuel Control Switch **RUN**

Nachdem eine ausreichende Luftversorgung sichergestellt ist, ist **bei dem zu prüfenden** Triebwerk oder System folgendermaßen zu verfahren :

- 1) HPSOV **CHECK CLOSED**
- 2) ENG (X) FUEL CONT VALVE CB **IN**
- 3) Fuel Control Switch **CUTOFF**
- 4) Engine Bleed Air Switch (applicable Engine) **ON** (all other EBS Off)
- 5) AUTOSTART Switch **ON**
- 6) ENGINE START Switch **PULLED**
- 7) PRV manual in Richtung **OPEN**

Alle weiteren Schritte sind dem Maintenance Manual (71-00-00 Test No. 1 Pneumatic Leak Check) zu entnehmen.

ENGINE
GENERALLufthansa
Technical TrainingB747-430
B1/2/12M
71-00

AFTER PERFORMING LEAK TEST, CHECK PRV CLOSE FUNCTION AS FOLLOWS:
 - MANUAL OPEN SAV UNTIL SAV OPEN LIGHT ILLUMINATES.
 - VERIFY THAT ASCTU CLOSES THE PRV IMMEDIATELY.

Figure 106 Test No.1 Quick Reference



71-00 PNEUMATIC LEAK CHECK

TEST NO. 1 PNEUMATIC LEAK CHECK

Test No. 1 - Pneumatic Leak Test

A. References

- (1) 24-22-00/201, Manual Control
- (2) 36-00-00/201, Pneumatic System
- (3) 36-11-05/201, High Pressure Shutoff Valve (HPSOV)
- (4) 78-32-00/201, Thrust Reverser System

B. Access

- (1) Location Zone
221 and 222 Control Cabin
412 Engine 1
422 Engine 2
432 Engine 3
442 Engine 4
- (2) Access Panel
415 and 416 Thrust Reverser Halves Engine 1
425 and 426 Thrust Reverser Halves - Engine 2
435 and 436 Thrust Reverser Halves - Engine 3
445 and 446 Thrust Reverser Halves - Engine 4

C. Prepare for Test

S 865-002-J00

- (1) Provide electrical power (Ref 24-22-00/201).
- S 865-003-J00**
- (2) Provide APU or ground pneumatic power (Ref 36-00-00/201).
- S 865-019-J00**
- (3) Do a check of the airplane configuration as follows:
 - (a) Make sure the FUEL CONTROL switch is in the CUTOFF position.
 - (b) On P5 pilots' overhead panel, check the following as specified:

- 1) START 1, 2, 3, and 4 switches - in
- 2) APU VALVE switch - off if ground low pressure air source is being applied, ON if APU air source is being used.
- 3) L ISLN VALVE switch - open if checking engine 1 or 2, closed if checking engine 3 or 4
- 4) R ISLN VALVE switch - closed if checking engine 1 or 2, open if checking engine 3 or 4.
- 5) PACKS 1, 2, and 3 switches - OFF
- 6) Applicable ENGINE BLEED switch - ON
- 7) AUTOSTART switch - OFF.

S 865-004-J00

- (4) Open circuit breakers as follows for applicable engine:
 - (a) P6 Main Power Distribution Panel
 - 1) 6F1 IGN 1 ENG 1
 - 2) 6F2 IGN 1 ENG 2
 - 3) 6F3 IGN 1 ENG 3
 - 4) 6F4 IGN 1 ENG 4
 - 5) 6K19 IGN 2 ENG 1
 - 6) 6K20 IGN 2 ENG 2
 - 7) 6K21 IGN 2 ENG 3
 - 8) 6K22 IGN 2 ENG 4
 - 9) 6G19 STBY IGN ENG 1
 - 10) 6G20 STBY IGN ENG 2
 - 11) 6G21 STBY IGN ENG 3
 - 12) 6G22 STBY IGN ENG 4
 - 13) 6J18 ENG START AIR CONT

S 015-005-J00

- (5) Open thrust reverser halves (Ref 78-31-00/201).

**S 035-020-J00**

CAUTION: FAILURE TO DISCONNECT ELECTRICAL CONNECTOR WILL RESULT IN MOTORING OF ENGINE WHEN "START" SWITCH IS PULLED OUT.

- (6) Disconnect electrical connectors P94 (channel A) and P104 (channel B) from start valve (Fig. 502). Cap open ends of electrical connectors.

S 035-006-J00

- (7) Disconnect PRV controller sense line at precooler (Fig. 503). Cap sense port on precooler and leave hose open to ambient.

S 045-007-J00

- (8) Deactivate HPSOV (Ref 36-11-05/201).

D. Perform Pneumatic Leak Check.

S 865-007-J00

- (1) Close 6J18 ENG START AIR CONT circuit breaker on P6 main power circuit breaker panel.

S 865-008-J00

- (2) On main EICAS, check that left or right DUCT PRESS is a minimum of 35.

S 865-009-J00

- (3) Pull applicable START switch out.

S 865-139-J00

WARNING: USE A RATCHET WRENCH TO TURN THE PRV MANUAL OVERRIDE DRIVE. THE PRV MAY OPEN SUDENLY WHEN YOU TURN THE MANUAL OVERRIDE DRIVE. THE MANUAL OVERRIDE DRIVE COULD PULL THE WRENCH OUT OF YOUR HANDS IF YOU DO NOT USE A RATCHET-DRIVE WRENCH.

CAUTION: DO NOT WRENCH THE PRV MORE THAN 45 DEGREES. DAMAGE TO THE THE PRV POSITION SWITCH CAN OCCUR.

- (4) Carefully open the PRV by manually rotating override drive shaft, using 0.5 inch hex wrench, until position indicator moves to the OPEN position (Fig. 503).

S 865-136-J00

- (5) Make sure that the PRV stays in the open position.

S 795-140-J00

- (6) Examine pneumatic system ducts and components for leaks. For maximum duct pressure, check all ducts except the TAI duct prior to opening TAI valve.

NOTE: Jets of leaking air are not permissible at couplings, but diffused leakage is allowed.

S 865-137-J00

CAUTION: IF HEATED AIR (APPROXIMATELY 350°F) IS USED, DO NOT OPEN ENGINE INLET ANTI-ICE VALVE FOR MORE THAN 1/2 MINUTE FOLLOWED BY A COOLING PERIOD OR DAMAGE TO INLET COWL MAY RESULT.

- (7) Open anti-ice valve.

- (a) Place applicable NACELLE ANTI-ICE 1, 2, 3, and 4 switch(es) in the ON position.

- (b) Check that the word NAI is displayed in green to the left of applicable engine N1 indicator on the main EICAS.

S 795-011-J00

WARNING: BLEED AIR LEAKAGE MAY BE VERY HOT AND CAN CAUSE BURNS. USE EXTREME CARE WHEN DETECTING LEAKAGE.

**S 865-138-J00**

- (8) Close anti-ice valve.
- Place applicable NACELLE ANTI-ICE 1, 2, 3, and 4 switch(es) in the OFF position.
 - Check that the word NAI is no longer displayed in green to the left of the applicable engine N1 indicator on the main EICAS.

S 865-012-J00

- (9) Press START switch in to off position.

S 865-013-J00

- (10) Remove pneumatic power (Ref 36-00-00/201).

S 365-014-J00

- (11) Repair leaks and retest as necessary.

E.Restore Airplane to Normal.

S 865-015-J00

- (1) Press applicable ENGINE BLEED switch to OFF.

S 865-016-J00

- (2) Press previously closed ISLN VALVE switch to open position.

S 865-017-J00

- (3) Open 6J18 ENG START AIR CONT circuit breaker on P6 main power distribution panel.

S 445-018-J00

- (4) Reactivate HPSOV (Ref 36-11-05/201).

S 435-019-J00

- (5) Remove cap from sense line port in precooler. Connect PRV controller sense line hose to precooler (Fig. 503).

S 435-020-J00

- (6) Remove caps and connect electrical connectors P94 (Channel A) and P104 (Channel B) to start valve (Fig. 502).

S 415-021-J00

- (7) Close thrust reverser halves (Ref 78-31-00/201).

S 865-022-J00

- (8) Close circuit breakers as follows for applicable engine:

(a) P6 Main Power Distribution Panel

- 1) 6F1 IGN 1 ENG 1
- 2) 6F2 IGN 1 ENG 2
- 3) 6F3 IGN 1 ENG 3
- 4) 6F4 IGN 1 ENG 4
- 5) 6K19 IGN 2 ENG 1
- 6) 6K20 IGN 2 ENG 2
- 7) 6K21 IGN 2 ENG 3
- 8) 6K22 IGN 2 ENG 4
- 9) 6G19 STBY IGN ENG 1
- 10) 6G20 STBY IGN ENG 2
- 11) 6G21 STBY IGN ENG 3
- 12) 6G22 STBY IGN ENG 4
- 13) 6J18 ENG START AIR CONT

S 865-008-J00

- (9) Remove electrical power if no longer required (Ref. 24-22-00/201).



71-00 ENGINE MOTORING

TEST NO. 2 ENGINE MOTORING

4. Test No. 2 - Engine Motoring

A. References

- (1) 71-00-00/201, Power Plant
- (2) 71-11-04/201, Fan Cowl Panels
- (3) 71-11-06/201, Core Cowl Panels
- (4) 78-31-00/201, Thrust Reverser System

B. Access

- (1) Location Zone
221 and 222 Control Cabin
412 Engine 1
422 Engine 2
432 Engine 3
442 Engine 4
- (2) Access Panel

- 413 Left Fan Cowl Panel - Engine 1
414 Right Fan Cowl Panel - Engine 1
415 Left Thrust Reverser Half - Engine 1
416 Right Thrust Reverser Half - Engine 1
417 Left Core Cowl Panel - Engine 1
418 Right Core Cowl Panel - Engine 1
423 Left Fan Cowl Panel - Engine 2
424 Right Fan Cowl Panel - Engine 2
425 Left Thrust Reverser Half - Engine 2
426 Right Thrust Reverser Half - Engine 2
427 Left Core Cowl Panel - Engine 2
428 Right Core Cowl Panel - Engine 2
433 Left Fan Cowl Panel - Engine 3
434 Right Fan Cowl Panel - Engine 3
435 Left Thrust Reverser Half - Engine 3
436 Right Thrust Reverser Half - Engine 3
437 Left Core Cowl Panel - Engine 3
438 Right Core Cowl Panel - Engine 3
443 Left Fan Cowl Panel - Engine 4
444 Right Fan Cowl Panel - Engine 4

- 445 Left Thrust Reverser Half - Engine 4
446 Right Thrust Reverser Half - Engine 4
447 Left Core Cowl Panel - Engine 4
448 Right Core Cowl Panel - Engine 4

C. Perform Engine Motoring

S 865-023-J00

CAUTION: DO NOT WET MOTOR ENGINE IF INTRODUCION OF FUEL INTO ENGINE IS NOT REQUIRED FOR PERFORMANCE OF REQUIRED TEST

AFTER WET MOTORING, DO NOT FAIL TO DRY MOTOR ENGINE FOR 30 SECONDS TO CLEAR COMBUSTION CHAMBER OF FUEL. ENGINE OVERTEMPERATURE AND/OR TORCHING MAY RESULT ON NEXT START.

- (1) Perform dry or wet engine motoring procedure as required (Ref 71-00-00/201).
S 015-182-J00
- (2) Open fan cowl panels (Ref 71-11-04/201), thrust reverser halves (Ref.78-31-00/201), and/or core cowl panels (Ref 71-11-06/201) as required.
S 795-024-J00
- (3) Check component or system being tested for satisfactory operation and/or leaks as required.
(a) If leakage is found, repair or replace line, fitting, or component as required and recheck for leaks.
S 415-183-J00
- (4) Close core cowl panels (Ref 71-11-06/201), thrust reverser halves. (Ref 78-31-00/201), and/or fan cowl panels (Ref. 71-11-04/201).

**POWER PLANT OPERATION (ENGINE MOTORING)****A. General**

- (1) The engine motoring procedure can be used for any operation requiring engine rotation by starter only. Motoring may be performed in dry mode (no fuel introduced into engine) or wet mode (fuel introduced into engine) as desired.

B. Special Tools and Equipment

- (1) Interphone Service Equipment

C. References

- (1) 12-13-03/301, Engine
- (2) 12-13-07/301, Integrated Drive Generator
- (3) 24-22-00/201, Manual Control
- (4) 36-00-00/201, Pneumatic System

D. Access

- (1) Location Zone
221 and 222 Control Cabin
- 412 Engine 1
- 422 Engine 2
- 432 Engine 3
- 442 Engine 4

E. Prepare to dry or wet motor the engine**S 862-042-J00**

- (1) Install the ground locks to the landing gear wheels and the nose gear wheels.

S 862-072-J00

- (2) Put the chocks 6 to 12 inches (15 to 30 cm) in front and aft of the nose and all main landing gear tires.

S 862-071-J00

- (3) Do these steps for the engine that you will motor:

(a) Remove the engine inlet and exhaust covers, if they are installed.

(b) Do a visual check of these components for unwanted material:

- 1) the air inlet
- 2) the fan duct
- 3) the turbine exhaust ducts
- 4) the wing leading edge (immediately above the engine)
- 5) the area on the ground around the engine.

S 862-043-J00

- (4) Provide electrical power (Ref 24-22-00/201).
FLT LEG COUNTER - INHIBIT

S 612-046-J00

- (5) Do a check of the engine oil tank for adequate servicing.
(a) Service as required (Ref 12-13-03/301).

S 612-047-J00

- (6) Do a check of the IDG for adequate servicing.
(a) Service as required (Ref 12-13-07/301).

S 862-048-J00

- (7) Check that forward thrust lever is in idle position, reverse thrust lever is in off (stow) position and FUEL CONTROL switch is at CUTOFF (Fig. 207).

S 862-049-J00

- (8) Provide pneumatic power (Ref 36-00-00/201).

S 862-050-J00

- (9) Put the parking brake in the ON position.
(a) You may use the electric pump in hydraulic system No. 4 for pressure source, if necessary, by positioning HYD PUMPS DEMAND 4 switch to AUX.



NOTE: If hydraulic system No. 4 is being pressurized by engine driven or air-driven pump, position HYD PUMPS DEMAND 4 switch to AUTO or ON as applicable.

S 862-052-J00

- (10) On pilots' overhead maintenance panel, check that FLT CONTROL SHUTOFF 1, 2, 3, and 4 TAIL and WING switches are in OFF position.

S 862-053-J00

- (11) On P2 pilots' center instrument panel, check that ALTN FLAPS switch is in OFF position.

S 862-054-J00

WARNING: DO NOT USE ENGINE NACELLE SERVICE INTERPHONE JACK ON ENGINE WHICH IS TO BE MOTORED OR IS IN OPERATION. PERSONNEL MAY BE INJURED BY ENGINE INLET SUCTION OR EXHAUST BLAST.

- (12) Establish interphone communication between personnel on ground and in flight compartment.

S 862-073-J00

- (13) Do the engine premotoring procedure:

S 862-051-J00

(a) Do a visual check on the P5 pilots' overhead panel of the following as specified:

- 1) Applicable ELEC ENG CONTROL switch - NORM
- 2) HYD PUMPS DEMAND 1, 2, and 3 switches - OFF
- 3) HYD PUMPS ENGINE 1, 2, 3, and 4 switches - OFF
- 4) Fire handles 1, 2, 3, 4 and APU - in
- 5) START 1, 2, 3, and 4 switches - in
- 6) FUEL X FEED 1, 2, 3, and 4 switches - off
- 7) CTR L and R switches - off
- 8) Applicable MAIN AFT and FWD switches - off

- 9) OVRD 2 and 3 AFT and FWD switches - off
- 10) STAB L and R switches - off
- 11) Applicable engine NACELLE ANTI-ICE switch - OFF
- 12) WING ANTI-ICE switch - OFF
- 13) PACKS 1, 2, and 3 switches - OFF
- 14) Applicable ENGINE BLEED switch - ON
- 15) AUTO START SWITCH - OFF

WARNING: MAKE SURE THE CIRCUIT BREAKERS FOR THE IGNITION SYSTEM ARE OPEN BEFORE YOU DO THE ENGINE MOTOR PROCEDURE. IF YOU DO NOT, YOU CAN CAUSE AN ENGINE FIRE AND SUBSEQUENT DAMAGE TO EQUIPMENT AND INJURY TO PERSONS.

(b) Open these circuit breakers for applicable engine and attach DO-NOT-CLOSE tags:

- 1) P6 Main Power Distribution Panel
 - a) 6F1 IGN 1 ENG 1
 - b) 6F2 IGN 1 ENG 2
 - c) 6F3 IGN 1 ENG 3
 - d) 6F4 IGN 1 ENG 4
 - e) 6K19 IGN 2 ENG 1
 - f) 6K20 IGN 2 ENG 2
 - g) 6K21 IGN 2 ENG 3
 - h) 6K22 IGN 2 ENG 4
 - i) 6G19 STBY IGN ENG 1
 - j) 6G20 STBY IGN ENG 2
 - k) 6G21 STBY IGN ENG 3
 - l) 6G22 STBY IGN ENG 4

CAUTION: FUEL PUMP AND HMU ARE FUEL LUBRICATED. DO NOT MOTOR ENGINE UNLESS BOOST PUMP PRESSURE IS APPLIED TO FUEL PUMP INLET. DAMAGE TO FUEL PUMP MAY RESULT.

(c) For the applicable engine, prepare to apply boost pump pressure to fuel pump inlet.

- 1) Make sure you do not see the applicable FUEL SPAR VLV 1, 2, 3, or 4 EICAS status message.



- 2) Make sure the applicable circuit breaker on the P6 main power distribution panel is in the closed position:
 - a) 6G1 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 1
 - b) 6G2 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 2
 - c) 6G3 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 3
 - d) 6G4 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 4
- 3) Push the MAIN AFT and FWD push buttons to the ON position.

F. Dry motor the engine

S 862-074-J00

- (1) Do these steps to do the dry motor procedure (Fig. 207 and 208).
 - (a) Open the applicable fuel spar valve:
 - 1) Open the circuit breaker for the applicable engine and install a DO-NOT-CLOSE identifier:
 - a)P6 Main Power Distribution Panel
 - 1 6L10 FUEL CONT VALVE ENG 1 –
 - 2 6L11 FUEL CONT VALVE ENG 2
 - 3 6L12 FUEL CONT VALVE ENG 3
 - 4 6L13 FUEL CONT VALVE ENG 4
 - 2) Put the applicable FUEL CONTROL switch to the RUN position.
 - 3) Make sure that the applicable ENG 1, 2, 3, or 4 FUEL VLV advisory message shows on EICAS.

CAUTION: MAKE SURE YOU OBEY THE LIMITS FOR THE OPERATION OF THE STARTER. IF YOU DO NOT, YOU CAN CAUSE DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (b) Pull the applicable START switch to the on position.

NOTE: When START switch is pulled out to the on position, the starter will engage and turn the engine. The

START switch will illuminate and the DUCT PRESS value on EICAS may show an immediate drop followed by a recovery. Also, when the start switch is pulled the EICAS will show the correct EGT values. N1 will show rotation at approximately 15% N2 rpm.

- (c) Check that motoring speed of 22% or more N2 rpm is obtained, observe N1 rotation and positive oil pressure indication.

CAUTION: CAUSE FOR FOGGING MUST BE DETERMINED AND CORRECTED BEFORE NEXT START. FAILURE TO CORRECT CAUSE OF FOGGING MAY RESULT IN ENGINE OVERTEMPERATURE AND/OR TORCHING ON NEXT START.

- (d) Make sure that the personnel on the ground do not see fuel fogging.
 - 1) If fuel fogging occurs, move FUEL CONTROL switch to CUTOFF and continue to motor until fogging ceases.

NOTE: The fuel flow meter can cause incorrect indications during the dry motoring procedure. You can ignore these fuel flow indications if fuel fogging does not occur.

- (e) Permit the engine to continue motoring (within starter operating limitations) and do the checks as necessary.

- (f) Push the START switch in to the off position.
 - 1) Make sure that the light for the start switch goes out.

WARNING: MAKE SURE THE N2 ROTATION STOPS COMPLETELY BEFORE YOU CLOSE IGNITION OR FUEL CONTROL VALVE CIRCUIT BREAKERS. IF YOU DO NOT, FUEL COULD ENTER THE ENGINE AND IGNITE, AND CAUSE DAMAGE TO EQUIPMENT AND INJURY TO PERSONS.

- (g) Make sure that the N2 rotor stops completely before you do these steps:



- 1) Remove boost pump pressure from fuel pump inlet.
 - a) Put the applicable FUEL CONTROL switch to the CUT-OFF position.
 - b) Make sure you see that the ENG 1, 2, 3, or 4 FUEL VLV EICAS advisory message disappears.
 - c) Put the applicable MAIN AFT and FWD switches to the OFF position.
 - 2) Remove the DO-NOT-CLOSE identifier and close the circuit breaker for the applicable engine:
 - a) P6 Main Power Distribution Panel
 - 1 6L10 FUEL CONT VALVE ENG 1
 - 2 6L11 FUEL CONT VALVE ENG 2
 - 3 6L12 FUEL CONT VALVE ENG 3
 - 4 6L13 FUEL CONT VALVE ENG 4
- (b) Pull the applicable START switch to the on position.
- NOTE:** When START switch is pulled out to the on position, the starter will engage and turn the engine. The START switch will illuminate and the DUCT PRESS value on EICAS may show an immediate drop followed by a recovery. Also, when the start switch is pulled the EICAS will show the correct EGT values. N1 will show rotation at approximately 15% N2 rpm.
- (c) Look for positive oil pressure indication.
- (d) When N2 rpm reaches 15%, put the FUEL CONTROL switch to the RUN position.

CAUTION: MAKE SURE YOU OBEY THE LIMITS FOR THE OPERATION OF THE STARTER. IF YOU DO NOT, YOU CAN CAUSE DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (e) Permit the starter to motor the engine for another 20-30 seconds.
 - 1) Check that motoring speed of 22-25 %N2 rpm is obtained.
 - 2) Observe N1 rotation.
 - 3) Check that 250 KGPH fuel flow is indicated.

CAUTION: AFTER WET MOTORING, DO NOT FAIL TO DRY MOTOR ENGINE FOR 30 SECONDS TO CLEAR COMBUSTION CHAMBER OF FUEL. ENGINE OVERTEMPERATURE AND/OR TORCHING MAY RESULT ON NEXT START.

G. Wet motor the engine

S 862-075-J00

- (1) Make sure you did the steps to prepare to motor the engine.
AUTO START SWITCH - OFF
- S 982-076-J00
- (2) Do these steps to wet motor the engine (Fig. 207 and 208):

NOTE: Do not do the wet motor procedure if the introduction of fuel into the engine is not necessary.
Do the engine dry motor procedure.

CAUTION: FUEL PUMP AND HMU ARE FUEL LUBRICATED. DO NOT MOTOR ENGINE UNLESS BOOST PUMP PRESSURE IS APPLIED TO FUEL PUMP INLET. DAMAGE TO FUEL PUMP MAY RESULT.

- (a) For the applicable engine, prepare to apply boost pump pressure to the fuel pump inlet.
 - 1) Push the MAIN AFT and FWD push buttons in to the ON position.

- (f) Position FUEL CONTROL switch to CUTOFF and continue to motor engine for 30 seconds to clear combustion chamber of fuel.
 - 1) Check that ENG 1, 2, 3, or 4 FUEL VLV EICAS advisory message does not appear and observe that fuel flow indication decreases to zero.



- 2) If fuel fogging persists, continue to motor engine until fogging ceases.
- (g) Push START switch in to off position and check that switch light extinguishes.

WARNING: MAKE SURE THE N2 ROTOR STOPS COMPLETELY BEFORE YOU CLOSE THE IGNITION CIRCUIT BREAKERS. IF YOU DO NOT, FUEL COULD ENTER THE ENGINE AND IGNITE, AND CAUSE DAMAGE TO EQUIPMENT AND INJURY TO PERSONS.

- (h) Make sure that the N2 rotor stops.
- (i) Put the applicable MAIN AFT and FWD switches to the OFF position.

H. Restore the Airplane to Normal.

S 862-058-J00

- (1) Remove DO-NOT-CLOSE identifiers and close circuit breakers as follows for applicable engine:

(a) P6 Main Power Distribution Panel

- 1) 6F1 IGN 1 ENG 1
- 2) 6F2 IGN 1 ENG 2
- 3) 6F3 IGN 1 ENG 3
- 4) 6F4 IGN 1 ENG 4
- 5) 6K19 IGN 2 ENG 1
- 6) 6K20 IGN 2 ENG 2
- 7) 6K21 IGN 2 ENG 3
- 8) 6K22 IGN 2 ENG 4 9) 6G1
- 9) STBY IGN ENG 1
- 10) 6G20 STBY IGN ENG 2
- 11) 6G21 STBY IGN ENG 3
- 12) 6G22 STBY IGN ENG 4

S 862-059-J00

- (2) Position applicable ENGINE BLEED switch to OFF.

- S 862-060-J00**
- (3) Remove pneumatic power if no longer required (Ref 36-00-00/201).
- S 862-061-J00**
- (4) Remove electrical power if no longer required (Ref 24-22-00/201).
- S 942-062-J00**
- (5) Install engine inlet and exhaust covers after engine has cooled if engine is to remain shut down on ground for an extended period.



71-00 TESTRUN 12

TEST NO. 12 ECU (EEC) ACTUATORS

14. Test No. 12 - Ground Test - ECU (EEC) Actuators

A. General

- (1) This test is used to ensure the proper operation of these engine components:
 - (a) Electronic Control Unit (ECU)
 - (b) Hydromechanical Unit (HMU)
 - (c) High Pressure Turbine (HPT) Clearance Control Valve
 - (d) ENGINES WITH LOW PRESSURE TURBINE CLEARANCE CONTROL VALVE;
Low Pressure Turbine (LPT) Clearance Control Valve
 - (e) Variable Bypass Valve (VBV) Actuator
 - (f) Variable Stator Vane (VSV) Actuator
 - (g) ENGINES WITH BORE COOLING VALVE;
Bore Cooling Valve (BCV)
- (2) This test is initiated through the central maintenance computer system (CMCS), while the engine is motoring. When initiated, the ECU drives all the actuators to the full open and then full closed positions, and transmits any detected faults to the CMCS.

B. References

- (1) AMM 24-22-00/201, Manual Control
- (2) AMM 45-10-00/201, Central Maintenance Computer System
- (3) AMM 71-00-00/201, Power Plant
- (4) AMM 78-31-00/201, Thrust Reverser System
- (5) FIM 71-CMCS MESSAGE INDEX

C. Access

- (1) Location Zone
 - 221 and 222 Control Cabin
 - 412 Engine 1
 - 422 Engine 2
 - 432 Engine 3
 - 442 Engine 4
- (2) Access Panel
 - 415 Left Thrust Reverser Half - Engine 1
 - 416 Right Thrust Reverser Half - Engine 1
 - 425 Left Thrust Reverser Half - Engine 2

- 426 Right Thrust Reverser Half - Engine 2
- 435 Left Thrust Reverser Half - Engine 3
- 436 Right Thrust Reverser Half - Engine 3
- 445 Left Thrust Reverser Half - Engine 4
- 446 Right Thrust Reverser Half - Engine 4

D. Procedure

S 865-247-J00

- (1) Supply electrical power (AMM 24-22-00/201).

S 865-248-J00

- (2) AIRPLANES WITH IDS S/W GE -007, -902;
Do these steps in sequence to make sure the ground test results will be correct:

- (a) Open and then close this circuit breaker:
1) P415 Power Distribution Center - Right Panel
a) 415L39 CMC RIGHT
- (b) Open and then close this circuit breaker:
1) P414 Power Distribution Center - Left Panel
a) 414L8 CMC LEFT

S 865-249-J00

- (3) On the P461 pilots' overhead maintenance panel, put the applicable EEC MAINT ENG POWER switch to the TEST position. Observe that N1 reads 50-55% and N2 reads 50% on the main EICAS display.

S 865-250-J00

- (4) Access the EICAS EPSCS maintenance display and display on secondary EICAS (AMM 45-10-00/201).

S 865-251-J00

- (5) To test channel A, make sure you do the engine dry motor procedure with the EEC channel A in control as follows:
(a) Make sure the applicable EEC MAINT ENG POWER switch on the P461 pilots' overhead maintenance panel is in the TEST position.



- (b) For the applicable engine;
 Open these circuit breakers and install DO-NOT-CLOSE tags:
- 1) P180 DC Power Distribution Panel
 - a) 180 J6 ENG 1 EEC PWR CH B
 - b) 180 F6 ENG 2 EEC PWR CH B
 - c) 180 G21 ENG 3 EEC PWR CH B
 - d) 180 D21 ENG 4 EEC PWR CH B
 - 2) Verify that channel A is the channel in control.

NOTE: The EEC has two channels, channel A and channel B.
 The channel in control is the one that has a highlighted box around the letter "A" or "B" on the secondary EICAS display.

S 865-252-J00

- (6) Prepare the CDU for the test:
 - (a) Push the MENU key on the CDU to show the MENU.
 - (b) Push the line select key (LSK) that is adjacent to <CMC to show the CMC MENU.
 - (c) If <RETURN shows after you push the LSK, push the LSK that is adjacent to <RETURN until you see the CMC MENU.
 - (d) Push the LSK that is adjacent to <GROUND TESTS to show the GROUND TESTS menu.
 - (e) Push the NEXT PAGE key until you find <71 POWER PLANT.
 - (f) Push the LSK that is adjacent to <71 POWER PLANT to show the GROUND TESTS menu.
 - (g) Push the NEXT PAGE key, if it is necessary, until you see <EEC (1A, 2A, 3A, or 4A) ACTUATORS.

NOTE: If INHIBITED shows above <EEC (1A, 2A, 3A, or 4A) ACTUATORS, the test will not operate.

- (h) If INHIBITED shows above <EEC (1A, 2A, 3A, or 4A) ACTUATORS, do these steps:
 - 1) Push the LSK that is adjacent to the test prompt.
 - 2) Do the steps shown on the CDU.
 - 3) Push the LSK that is adjacent to <RETURN to show the ground test menu again.

S 865-253-J00

- (7) Do the engine dry motor procedure (AMM 71-00-00/201).

NOTE: Actual rotor rpm will override the test display when N2 rotor reaches 5%.

S 715-254-J00

- (8) If the channel in control changes to channel B during the engine dry motor, the message INHIBIT will be displayed for channel A on the interactive test page and the test cannot be completed in channel A. Continue the test at the EEC channel in control changed task.

S 715-255-J00

- (9) When the maximum motoring speed is obtained, start the ground test by pressing the line select key next to <START TEST prompt.

NOTE: A minimum of 15.5% N2 is required for this test. The test may be aborted at any time, if necessary, by pressing the line select key next to the <ABORT prompt. If the line select key next to the <ABORT prompt is pushed, the CMCS will display the message FAIL> to the right of the test that was being performed. The message TEST NOT COMPLETE will then be displayed when the line select key next to the prompt is pressed.

- (a) Permit the engine to motor and make sure the message IN PROGRESS is displayed on the interactive test page.
- (b) (optional) Observe the valve position changes for the VSV, the VBV, and the TCC valves on the EPCS page.

S 715-256-J00

- (10) On the P5 pilots' overhead panel, push the START switch in to the OFF position when the Ground Tests menu is displayed.

NOTE: The ground test is complete or has been aborted when the message PASS or FAIL is displayed.

- (a) Make sure the message PASS appears to the right of test performed. When the message PASS appears, the test has been successfully completed. Continue the test at the record shop fault data (optional) task.
- (b) If the FAIL> prompt appears to the right of test performed, press line select key next to prompt to display corresponding CMCS fault message.



- 1) If the message TEST NOT COMPLETE is displayed, the test was self aborted due to a channel in control change during the test. Continue the test at the EEC channel in control changed task.
- 2) If the message TEST NOT COMPLETE is not displayed, do the corrective action for the messages which do appear (FIM 71-CMCS MESSAGE INDEX) and do the test for channel A again.
- 3) If the EEC channel in control changed to channel B during the (channel A) actuator test, do these steps:
 - a) Access EXISTING FAULTS from the CMCS main menu (AMM 45-10-00/201).
 - b) Look for these CMCS messages:
 7X318 ENG-X FMV TORQUE MOTOR W/A (CH A)
 7X320 ENG-X VBV TORQUE MOTOR W/A (CH A)
 7X322 ENG-X VSV TORQUE MOTOR W/A (CH A)
 7X324 ENG-X HPTC TORQUE MOTOR W/A (CH A)
 7X325 ENG-X SAV SOL W/A (CH A)

ENGINES WITH LOW PRESSURE TURBINE**CLEARANCE CONTROL VALVE;**

7X327 ENG-X LPTC TORQUE MOTOR W/A (CH A)

ENGINES WITH ELEVENTH STAGE COOLING VALVE SOLENOID;

7X328 ENG-X ESCV SOL W/A (CH A)

ENGINES WITH BORE COOLING VALVES;

7X329 ENG-X BCV-1 SOL W/A (CH A)

7X330 ENG-X BCV-2 SOL W/A (CH A)

7X331 ENG-X BCV-3 SOL W/A (CH A)

7X332 ENG-X ALTERNATOR POWER FAIL (CH A)

7X344 ENG-X EEC FAIL 'REVERSER INTERLOCK RELAY' (CH A)

7X366 ENG-X EEC ARINC OUTPUT FAIL (CH A)

7X371 ENG-X EEC FAIL (CH A) 'GROUP 1 FAULT'

7X375 ENG-X EEC FAIL 'XLINK' (CH A)

7X383 ENG-X EEC FAIL 'NVM' (CH A)

7X539 ENG-X EEC FAIL 'CROSS CHANNEL STATUS DISAGREE'

7X551 ENG-X ALTERNATOR POWER FAIL

ENGINES WITH LOW PRESSURE TURBINE CLEARANCE CONTROL VALVE;7X564 ENG-X LPTC TORQUE MOTOR W/A
7X565 ENG-X HPTC TORQUE MOTOR W/A

NOTE: These messages originate from faults that cause the EEC channel in control to change during the EEC actuator test. X=(1, 2, 3, or 4) as applicable.

- c) If you see any of these CMCS messages, do the corrective action for that message.
- d) Do the test for channel A again.
- (c) Record shop fault data (optional).
 - 1) Access SHOP FAULTS from the CMCS main menu (Ref 45-10-00/201).
 - 2) Select <71 POWER PLANT from the Shop Faults menu.
 - 3) Select EEC (1A, 2A, 3A, or 4A) TEST RESULTS as applicable for engine just tested.
 - 4) Record any fault data which is displayed.
 - 5) Return to Ground Tests menu.

S 865-257-J00

- (11) Permit the starter to cool observing starter operating limitations (AMM 71-00-00/201).

S 905-258-J00

- (12) Did you replace one of these components?
 - (a) High Pressure Turbine (HPT) Clearance Control Valve
 - (b) Hydromechanical Unit (HMU)
 - (c) Low Pressure Turbine (LPT) Clearance Control Valve
 - (d) Variable Bypass Valve (VBV) Actuator
 - (e) Variable Stator Vane (VSV) Actuator

S 215-259-J00

- (13) If you changed one of these components, do the steps that follow:
 - (a) Open the thrust reversers (AMM 78-31-00/201).
 - (b) Do a visual check of the applicable component for leaks.
 - 1) If you find a leak, repair or replace the applicable component if necessary.

**S 865-260-J00**

- (14) For the applicable engine;
 Remove the DO-NOT-CLOSE tags and close these circuit breakers:
 (a) P180 DC Power Distribution Panel
 1) 180 J6 ENG 1 EEC PWR CH B
 2) 180 F6 ENG 2 EEC PWR CH B
 3) 180 G21 ENG 3 EEC PWR CH B
 4) 180 D21 ENG 4 EEC PWR CH B

S 865-261-J00

- (15) To test channel B, make sure you do the engine dry motor procedure with the EEC channel B in control as follows:
 (a) Make sure the applicable EEC MAINT ENG POWER switch on the P461 pilots' overhead maintenance panel is in the TEST position.
 (b) For the applicable engine;
 Open these circuit breakers and install DO-NOT-CLOSE tags:
 1) P180 DC Power Distribution Panel
 a) 180J5 ENG 1 EEC PWR CH A
 b) 180F5 ENG 2 EEC PWR CH A
 c) 180G20 ENG 3 EEC PWR CH A
 d) 180D20 ENG 4 EEC PWR CH A
 2) Verify that channel B is the channel in control.

NOTE: The EEC has two channels, channel A and channel B. The channel in control is the one that has a highlighted box around the letter "A" or "B" on the secondary EICAS display.

S 865-262-J00

- (16) Prepare the CDU for the test:
 (a) Push the MENU key on the CDU to show the MENU.
 (b) Push the line select key (LSK) that is adjacent to <CMC to show the CMC MENU.
 (c) If <RETURN shows after you push the LSK, push the LSK that is adjacent to <RETURN until you see the CMC MENU.
 (d) Push the LSK that is adjacent to <GROUND TESTS to show the GROUND TESTS menu.
 (e) Push the NEXT PAGE key until you find <71 POWER PLANT.

- (f) Push the LSK that is adjacent to <71 POWER PLANT to show the GROUND TESTS menu.

- (g) Push the NEXT PAGE key, if it is necessary, until you see <EEC (1B, 2B, 3B, or 4B) ACTUATORS.

NOTE: If INHIBITED shows above <EEC (1B, 2B, 3B, or 4B) ACTUATORS, the test will not operate.

- (h) If INHIBITED shows above <EEC (1B, 2B, 3B, or 4B) ACTUATORS, do these steps:

- 1) Push the LSK that is adjacent to the test prompt.
- 2) Do the steps shown on the CDU.
- 3) Push the LSK that is adjacent to <RETURN to show the ground test menu again.

S 865-263-J00

- (17) Do the engine dry motor procedure (AMM 71-00-00/201).

NOTE: Actual rotor rpm will override test display of 50% when N2 rotor reaches 5%.

S 715-264-J00

- (18) If the channel in control changes to channel A during the engine dry motor, the message INHIBIT will be displayed for channel B on the interactive test page and the test cannot be completed in channel B. Continue the test at the EEC channel in control changed task.

S 715-265-J00

- (19) When the maximum motoring speed is obtained, start the ground test by pressing the line select key next to <START TEST prompt.

NOTE: A minimum of 15.5% N2 is required for this test. The test may be aborted at any time, if necessary, by pressing the line select key next to the <ABORT prompt.

If the line select key next to the <ABORT prompt is pushed, the CMCS will display the message FAIL> to the right of the test that was being performed. The message TEST NOT COMPLETE will then be displayed when the line select key next to the prompt is pressed.



- (a) Permit the engine to motor and observe the message IN PROGRESS is displayed on the interactive test page.
- (b) (optional) Observe the valve position changes for the VSV, the VBV, and the TCC valves on the EPCS page.

S 715-266-J00

(20) On P5 pilots' overhead panel, press START switch in to off position when Ground Tests menu is displayed.

- NOTE:** The ground test is complete or has been aborted when the message PASS or FAIL is displayed.
- (a) Make sure the message PASS appears to the right of test performed. When the message PASS appears, the test has been successfully completed. You can continue the test at the record the shop faults data (optional) task.
 - (b) If the FAIL> prompt appears to the right of test performed, press line select key next to prompt to display corresponding CMCS fault message. Preform corrective action for that message (FIM 71-CMCS MESSAGE INDEX) and do the test for channel B again.
 - 1) If the message TEST NOT COMPLETE is displayed, the test was self aborted due to a channel in control change during the test. Continue the test at the EEC channel in control changed task.
 - 2) If the message TEST NOT COMPLETE is not displayed, do the corrective action for the messages which do appear (FIM 71-CMCS MESSAGE INDEX) and do the test for channel B gain.
 - 3) If the EEC channel in control changed to channel A during the (channel B) actuator test, do these steps:
 - a) Access EXISTING FAULTS from the CMCS main menu (AMM 45-10-00/201).

- b) Look for these CMCS messages:
 - 7X418 ENG-X FMV TORQUE MOTOR W/A (CH B)
 - 7X420 ENG-X VBV TORQUE MOTOR W/A (CH B)
 - 7X422 ENG-X VSV TORQUE MOTOR W/A (CH B)
 - 7X424 ENG-X HPTC TORQUE MOTOR W/A (CH B)
 - 7X425 ENG-X SAV SOL W/A (CH B)
 - 7X427 ENG-X LPTC TORQUE MOTOR W/A (CH B)
 - 7X428 ENG-X ESCV SOL W/A (CH B)
 - 7X429 ENG-X BCV-1 SOL W/A (CH B)
 - 7X430 ENG-X BCV-2 SOL W/A (CH B)
 - 7X431 ENG-X BCV-3 SOL W/A (CH B)

ENGINES WITH LOW PRESSURE TURBINE CLEARANCE CONTROL VALVE;

7X327 ENG-X LPTC TORQUE MOTOR W/A (CH B)

ENGINES WITH ELEVENTH STAGE COOLING VALVE SOLENOID;

7X328 ENG-X ESCV SOL W/A (CH B)

ENGINES WITH BORE COOLING VALVES;

7X329 ENG-X BCV-1 SOL W/A (CH B)

7X330 ENG-X BCV-2 SOL W/A (CH B)

7X331 ENG-X BCV-3 SOL W/A (CH B)

7X432 ENG-X ALTERNATOR POWER FAIL (CH B)

7X444 ENG-X EEC FAIL 'REVERSER INTERLOCK RELAY' (CH B)

7X466 ENG-X EEC ARINC OUTPUT FAIL (CH B)

7X471 ENG-X EEC FAIL (CH B) 'GROUP 1 FAULT'

7X475 ENG-X EEC FAIL 'XLINK' (CH B)

7X483 ENG-X EEC FAIL 'NVM' (CH B)

7X539 ENG-X EEC FAIL 'CROSS CHANNEL STATUS DISAGREE'

7X551 ENG-X ALTERNATOR POWER FAIL

ENGINES WITH LOW PRESSURE TURBINE CLEARANCE CONTROL VALVE;

7X564 ENG-X LPTC TORQUE MOTOR W/A

7X565 ENG-X HPTC TORQUE MOTOR W/A



NOTE: These messages originate from faults that cause the EEC channel in control to change during the EEC actuator test. X=(1, 2, 3, or 4) as applicable.

- 4) If you see any of these CMCS messages, do the corrective action for that message.
 - 5) Do the test for channel B again.
- (c) Record shop fault data (optional).
- 1) Access SHOP FAULTS from the CMCS main menu (Ref 45-10-00/201).
 - 2) Select <71 POWER PLANT from the Shop Faults menu.
 - 3) Select EEC (1B, 2B, 3B, or 4B) TEST RESULTS as applicable for engine just tested.
 - 4) Record any fault data which is displayed.
 - 5) Return to the Ground Tests menu.

S 865-267-J00

- (21) Permit the starter to cool observing starter operating limitations (AMM 71-00-00/201).

S 865-268-J00

- (22) For the applicable engine;
Remove the DO-NOT-CLOSE tags and close these circuit breakers:
- (a) P180 DC Power Distribution Panel
- 1) 180 J5 ENG 1 EEC PWR CH A
 - 2) 180 F5 ENG 2 EEC PWR CH A
 - 3) 180 G20 ENG 3 EEC PWR CH A
 - 4) 180 D20 ENG 4 EEC PWR CH A

S 865-269-J00

- (23) Restore the airplane to normal as described for engine motoring (AMM 71-00-00/201).

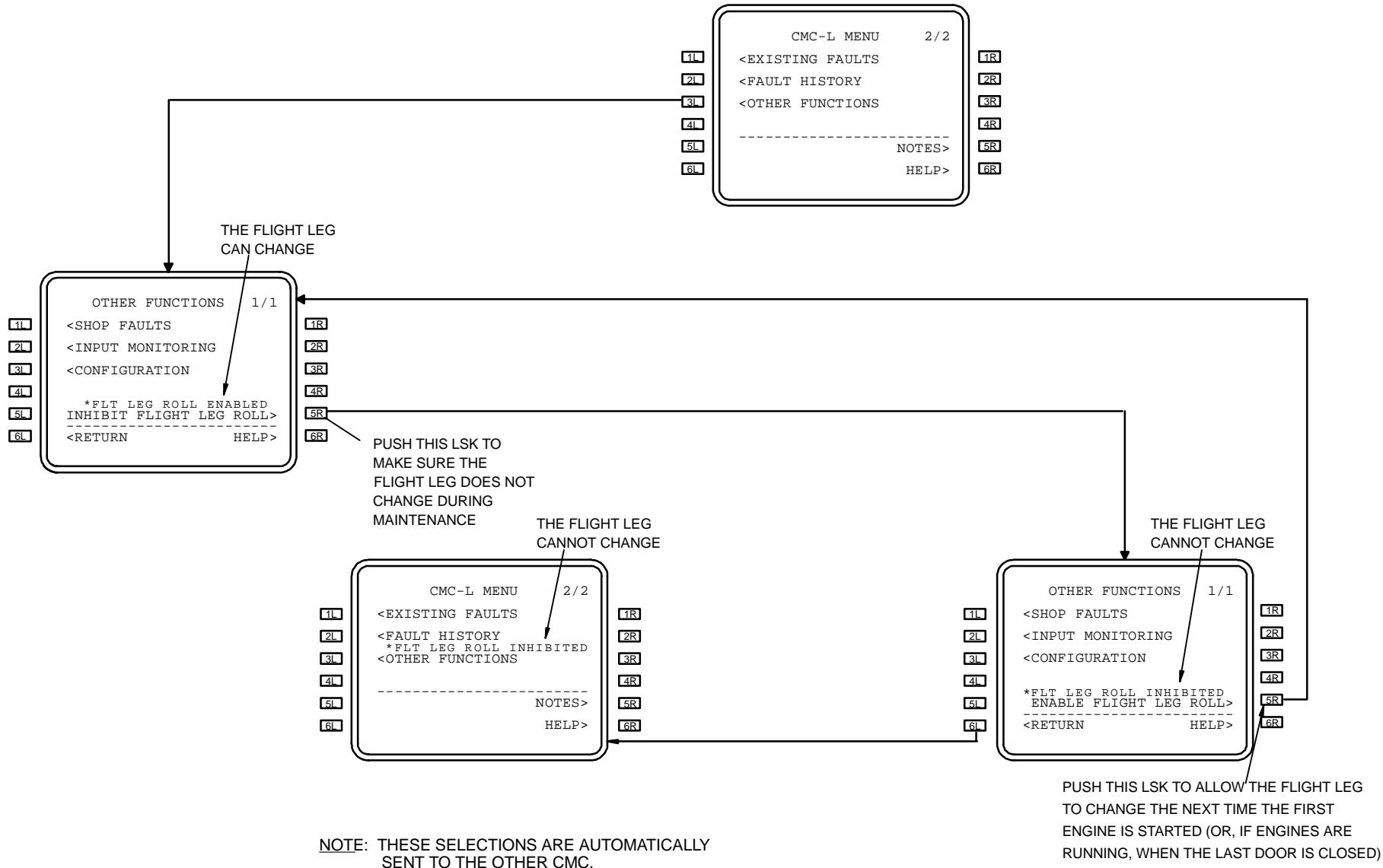


Figure 107 Manual Flight Leg Control



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

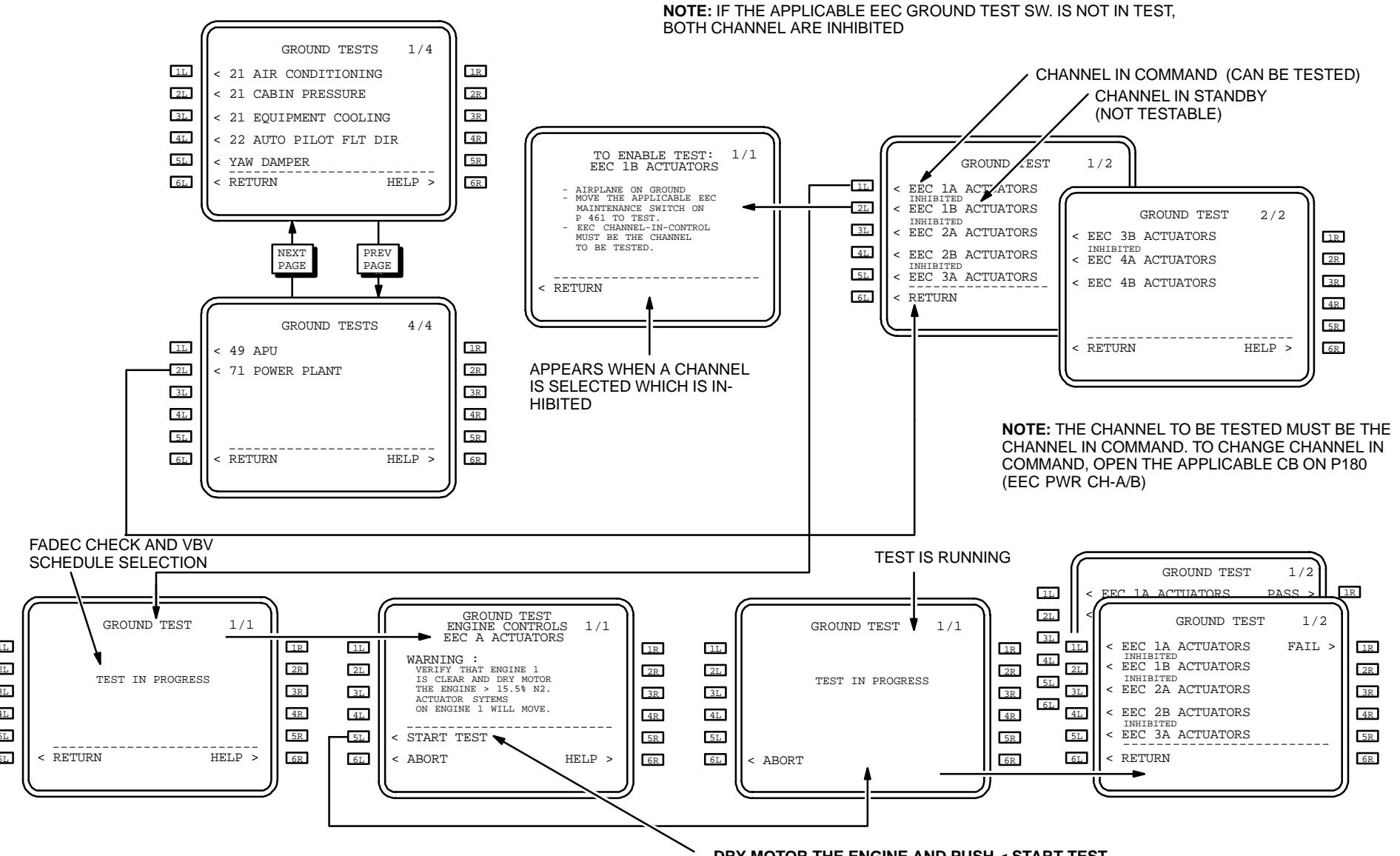


Figure 108 Ground Test 12 CMC Selection Sequence



ATA 30 ICE AND RAIN PROTECTION

30-20 NACELLE ANTI ICE (NAI)

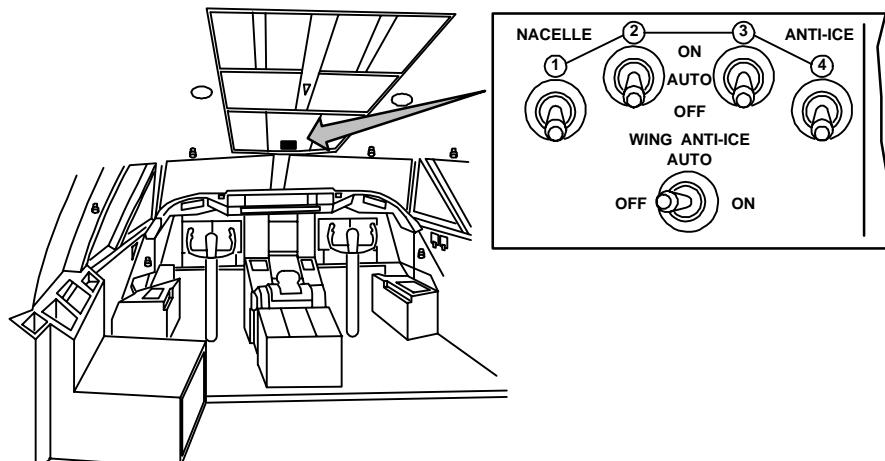
General

Das Nacelle Anti Ice System (NAI) besteht im wesentlichen aus

- Nacelle Anti Ice Valve (PRSOV)
- Overheat Switch ($> 121^{\circ} \text{ C}$)
- Pressure Switch ($> 30 \text{ PSI}$)
- Anti Ice Ducts & NAI Spray Duct in der Nose Cowling
- Control and Indication System

Das System verwendet die ICE Detectors (2)

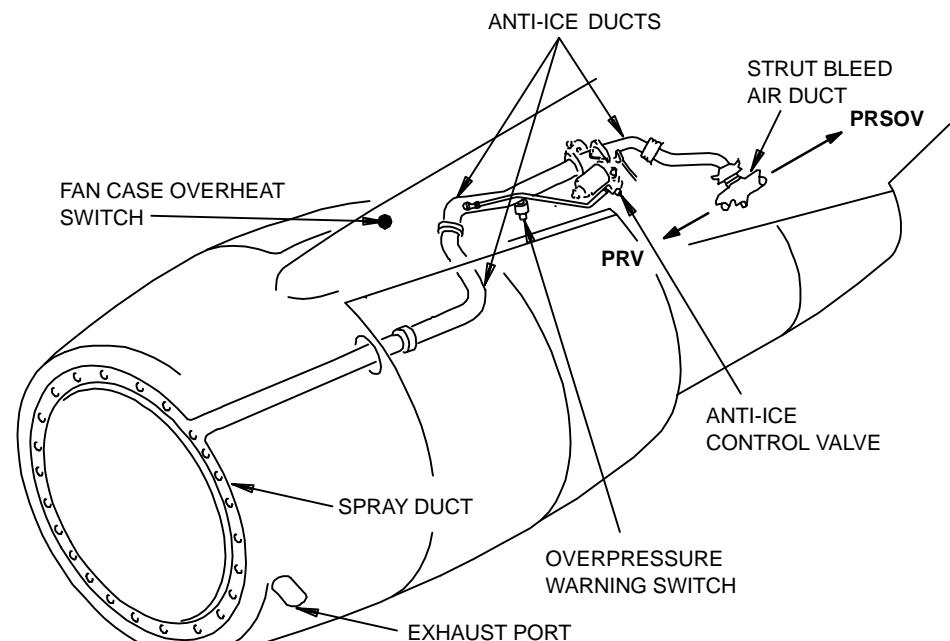
Die zur Enteisung der Nose Cowl erforderliche Luft wird dem Engine Bleed Air Duct zwischen PRSOV (Pylon Valve) und PRV (Pressure Regulator) entnommen. Bei laufendem Motor ist daher mit geschlossenem PRV keine Enteisung möglich. Für System Checks am Boden kann das System aus der flugzeugseitigen Pneumatic Anlage versorgt werden.



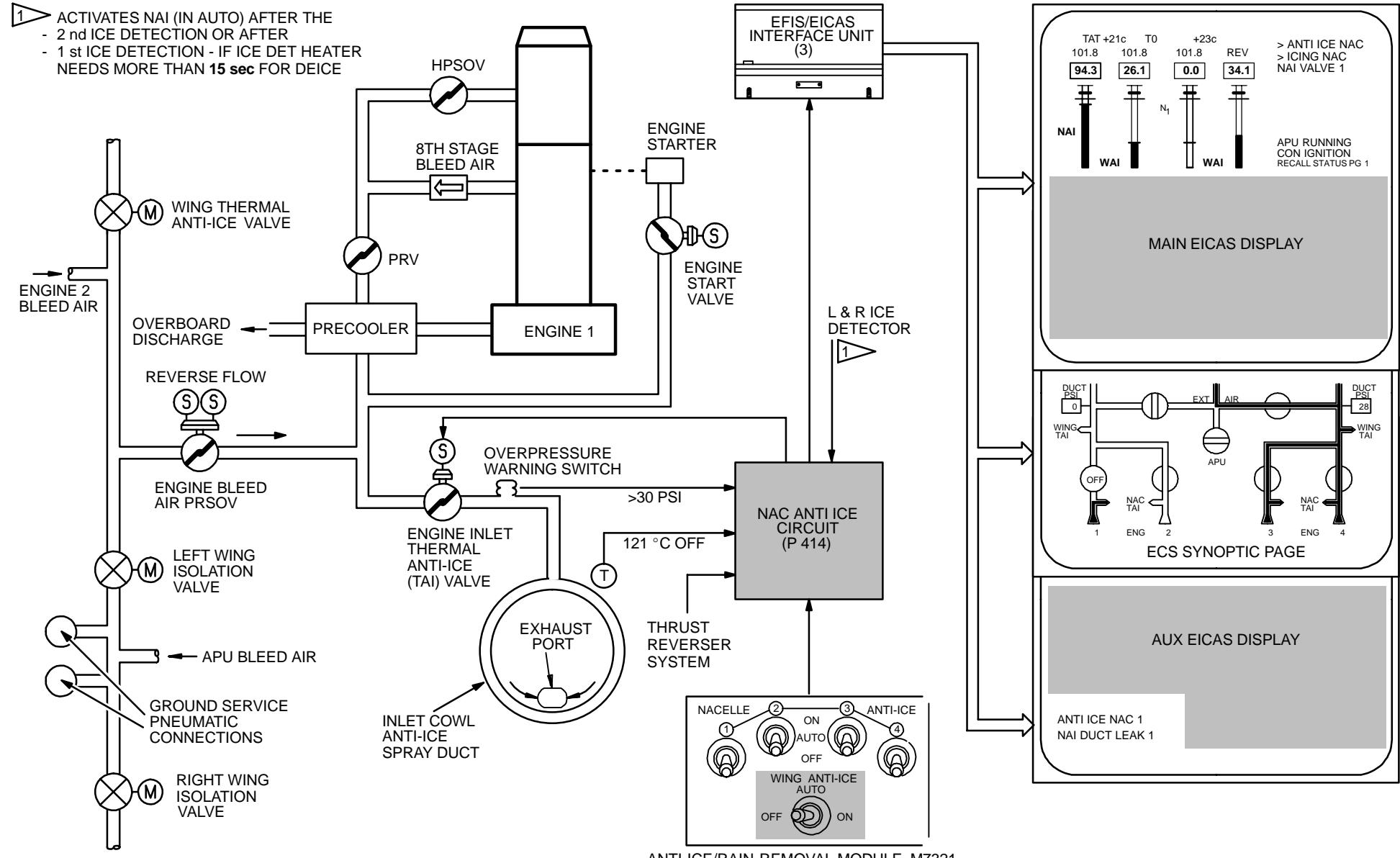
NACELLE ANTI ICE CONTROL SYSTEM

Alle Komponenten des NAI Systems sind auf einer der folgenden Seiten beschrieben.

ACHTUNG : Bei einer Außentemperatur $> 8^{\circ} \text{ C}$ ist eine Inbetriebnahme des Systems nur für maximal 10 sec. gestattet.



NACELLE ANTI ICE COMPONENTS

**Figure 109 NAI System & Indication**



NACELLE ANTI ICE SWITCHES

Die Nacelle Anti Ice Switches steuern über die NAC Circuits (P414) die Solenoids der NAI Valves. Sie haben 3 Stellungen :

- **OFF** Die Solenoids sind stromlos, die Ventile schließen.
- **ON** Die Solenoids sind stromversorgt, die Ventile öffnen wenn :
 - Bleed Air zur Verfügung steht
 - keine Overtemperature vorhanden ist
 - der entsprechende Thrust Reverser nicht "IN TRANSIT" ist.
- **AUTO** Die Solenoids sind stromversorgt, die Ventile öffnen wenn :
 - Bleed Air zur Verfügung steht
 - keine Overtemperature vorhanden ist
 - der entsprechende Thrust Reverser nicht "IN TRANSIT" ist
 - der linke *oder* rechte ICE DETECTOR Eisansatz meldet.

NACELLE ANTI ICE VALVE

Das NAI Valve ist im Anti ICe Manifold innerhalb des entsprechenden Triebwerksträgers eingebaut. Es

- ist ein "Solenoid Controlled Pressure Operated SOV", benötigt also Pneumatic Pressure zum Öffnen.
- regelt den Luftdruck und den Luftfluss zum NAI Spray Duct.
- ist mit einem kombinierten **Position Indicator / Manual Override** ausgerüstet (7/16").
- erlaubt das Verriegeln in beiden Endpositionen mittels "**Lockout-Knob**".
- wird vom CMC überwacht.

ANMERKUNG:

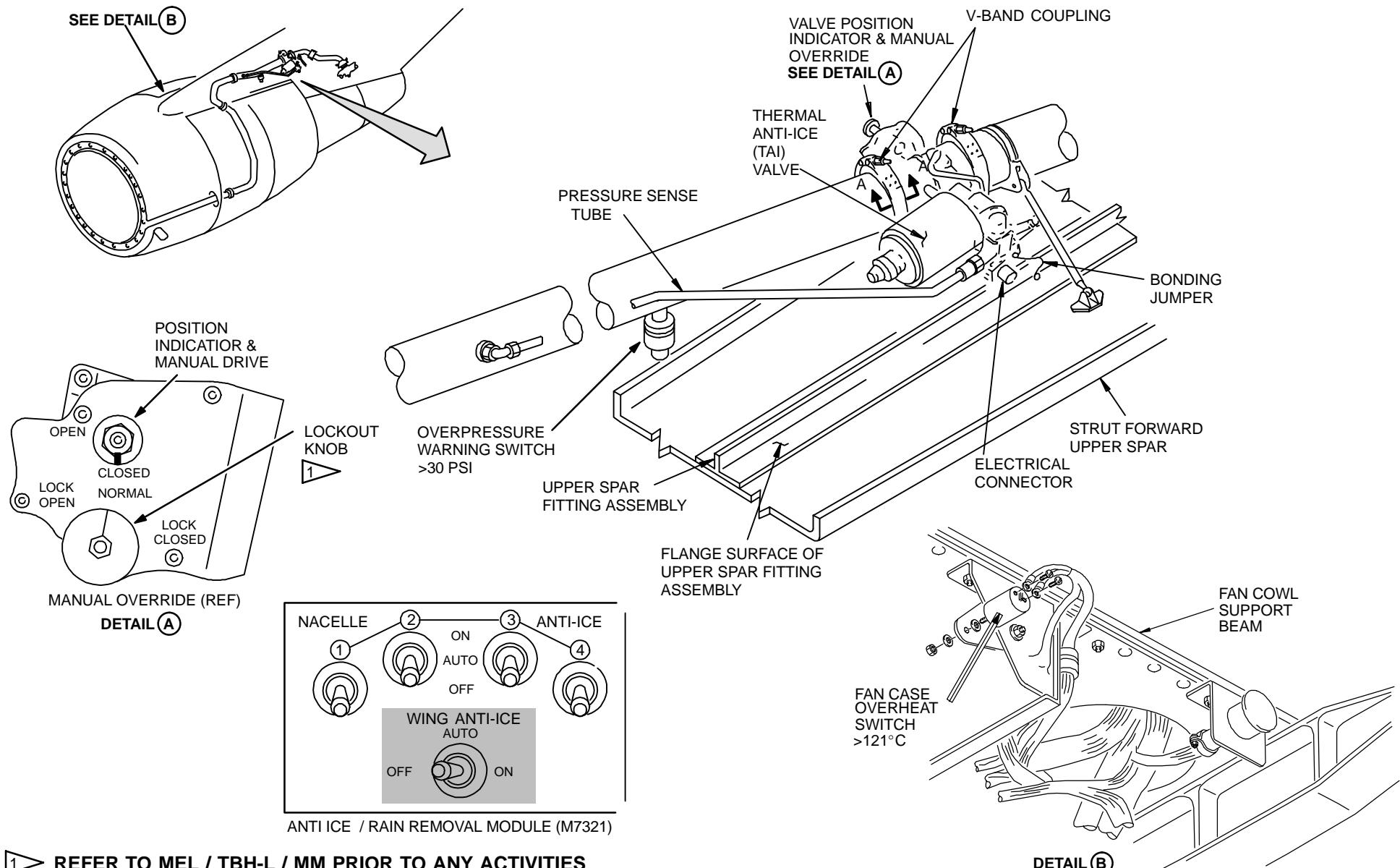
Das Blockieren des NAI-Valves ist nur unter ganz bestimmten Voraussetzungen erlaubt. (s. MEL / TBH-L / MM)

OVERHEAT SWITCH

Der Nacelle Overheat Switch ist im Bereich der rechten Fan Cowl Hinges am Triebwerksträger installiert. Er hat die Aufgabe, **das NAI-System** bei Undichtigkeiten des NAI Duct im Fan Cowl-Bereich **abzuschalten**.

OVERPRESSURE SWITCH

Der Overpressure Switch ist im NAI Duct in Flußrichtung hinter dem NAI-PRSOV installiert. Er hat die Aufgabe, bei zu hohem Druck, hervorgerufen durch eine Fehlfunktion des NAI- PRSOV, **eine Message** zu verursachen. Er beeinflußt das NAI-System aber nicht.



REFER TO MEL / TBH-L / MM PRIOR TO ANY ACTIVITIES

Figure 110 NAI System Components



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK



MAIN EICAS INDICATION

Die (Level C Advisory) Message

> ANTI ICE NAC

erscheint, wenn

- mindestens ein Nacelle Anti Ice System eingeschaltet ist und
- die TAT mehr als 12° C beträgt

Sie weist die Besatzung darauf hin, das NAI-System abzuschalten.

Die (Level B Caution) Message

> ICING NAC

erscheint, wenn das Flugzeug in "AIR" ist und

- das NAI-System abgeschaltet ist und
- mindestens ein **Ice Detector** Eisansatz meldet.

Sie weist die Besatzung darauf hin, das NAI-System einzuschalten.

Die (Level C Advisory) Message

NAI VALVE (X)

erscheint bei laufendem Triebwerk, wenn das entsprechende NAI-Valve und der zugehörige NAI-Switch unterschiedliche Positionen haben (Disagree).

STATUS PAGE INDICATION

Die (Level D Status) Message

ANTI ICE NAC (X)

erscheint, wenn

- bei laufendem Triebwerk das entsprechende NAI-Valve und der zugehörige NAI-Switch unterschiedliche Positionen haben (Disagree).
- eine Fehlfunktion der Druckregelung des NAI-PRSOV vorliegt und der **OVERPRESSURE SWITCH** einen hohen Druck PSI messen kann. Die durch diesen Fehler hervorgerufene Message verschwindet selbstständig, wenn der Druck hinter dem NAI-PRSOV wieder sinkt.

Die (Level D Status) Message

NAI DUCT (X) LEAK

erscheint, wenn der **OVERTEMPERATURE SWITCH** des entsprechenden Triebwerkes eine durch eine Duct-Leckage hervorgerufene hohe Temperatur meldet.

HINWEIS:

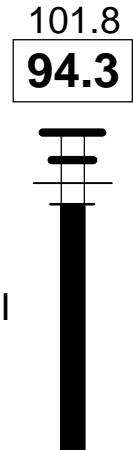
Da hierbei das NAI-System automatisch abgeschaltet wird, entsteht in jedem Falle ein NAI-Valve / Switch Disagree. Es erscheinen daher gleichzeitig auch die Messages

- **NAI VALVE (X)** auf dem MAIN EICAS
- **ANTI ICE NAC (X)** auf der STATUS Page.

NAI SYSTEM INDICATION

Die (grüne) **NAI** Anzeige erscheint links neben der entsprechenden N1 Anzeige, wenn bei ausreichender Luftversorgung :

- der zugehörige NAI Switch nach "ON" geschaltet wird und das entsprechende NAI Valve geöffnet hat oder
- der zugehörige NAI Switch nach "AUTO" geschaltet wird und der linke oder rechte **ICE DETECTOR** durch aktivieren des Systems das entsprechende NAI Valve geöffnet hat.



ECS SYNOPTIC PAGE INDICATION

Die Flow-Bars auf der ECS Synoptic Page zeigen bei ausreichender Luftversorgung und eingeschaltetem System den Luftfluß zu den entsprechenden **"SPRAY DUCTS"** in der jeweiligen Nose Cowl an.



ENGINE NACELLE ANTI ICE

Engine Inlet Thermal Anti Ice Inputs to the EIU

Für System Checks oder Fehlersuche werden Schaltsignale aus dem NAI System in die EIU's gesendet, wo sie mittels CMC Input Monitoring ausgelesen werden können.

Engine 1 :

<i>LOGIC "1" NOMENCLATURE</i>	<i>CMC INPUT MONITORING CODE</i>
ENGINE 1 NAI ON =	C/026/003/10 - BIT 17 → "1"
ENG 1 ANTI-ICE NAC =	C/026/003/01 - BIT 18 □→"1"
ENG 1 NAI VALVE =	C/026/003/01 - BIT 19 → "1"
NAI DUCT 1 LEAK =	C/026/005/10 - BIT 18 □→"1"

Engine 3 :

<i>LOGIC "1" NOMENCLATURE</i>	<i>CMC INPUT MONITORING CODE</i>
ENGINE 3 NAI ON =	C/026/007/11 - BIT 21 □→"1"
ENG 3 ANTI-ICE NAC =	C/026/005/10 - BIT 21 □→"1"
ENG 3 NAI VALVE =	C/026/007/01 - BIT 21 □→"1"
NAI DUCT 3 LEAK =	C/026/005/10 - BIT 22 □→"1"

Engine 2 :

<i>LOGIC "1" NOMENCLATURE</i>	<i>CMC INPUT MONITORING CODE</i>
ENGINE 2 NAI ON =	C/026/005/10 - BIT 24 → "1"
ENG 2 ANTI-ICE NAC =	C/026/006/00 - BIT 24 □→"1"
ENG 2 NAI VALVE =	C/026/006/11 - BIT 24 □→"1"
NAI DUCT 2 LEAK =	C/026/005/10 - BIT 25 □→"1"

Engine 4 :

<i>LOGIC "1" NOMENCLATURE</i>	<i>CMC INPUT MONITORING CODE</i>
ENGINE 4 NAI ON =	C/026/005/00 - BIT 13 □→"1"
ENG 4 ANTI-ICE NAC =	C/026/005/10 - BIT 13 □→"1"
ENG 4 NAI VALVE =	C/026/003/01 - BIT 13 □→"1"
NAI DUCT 4 LEAK =	C/026/004/01 - BIT 28 □→"1"

Nur zur Schulung

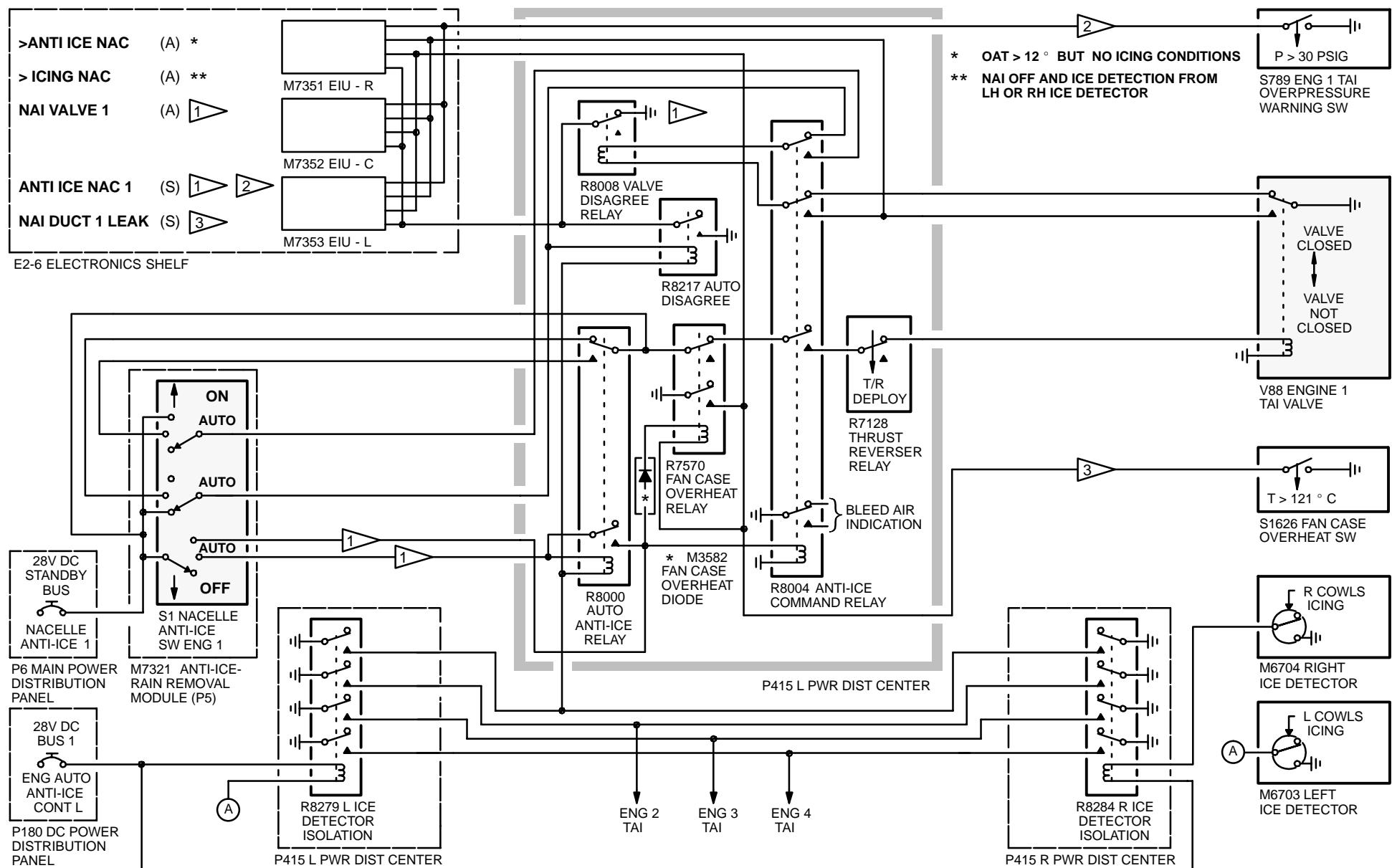


Figure 111 Nacelle Anti Ice Schematic



ATA 78 EXHAUST

78-30 THRUST REVERSER

THRUST REVERSER DESCRIPTION

Thrust Reverser System

Der 80C2 B1F hat einen Fan Reverser, der als Engine Cowling geformt ist. Er enthält die Exhaust Nozzle und einen Mechanismus um den Fan Luftstrom umzulenken. Er besteht aus zwei Reverser-Hälften. Die Reverser Hälften können separat mittels einer Handpumpe hydraulisch in die 20° oder 45° geöffnete Stellung gebracht werden. Jede Reverser-Hälfte besteht aus:

- einer Center Drive Unit (Luftmotor) mit Ball Screw Actuator
- zwei Flexible Drive Shafts
- zwei Angle Gear Boxes mit Ball Screw Actuators
- einer Translating Cowl.

Der Core Engine Exhaust wird über eine am Triebwerk befestigte "Fixed Nozzle" geführt. Dieser Luftstrom wird bei Reverse Operation nicht umgelenkt.

Center Drive Unit (CDU)

ist in der Mitte (3 and 9 o'clock) an jeder Reverser Hälfte angebaut. Sie treibt zwei Actuators an und enthält:

- einen Air Motor
- ein Directional Control Valve
- eine Brake
- Reduction Gears
- einen Ball Screw Actuator
- einen Feedback Mechanism
- Position Switches (Switch Module) und
- einen Rotary Variable Differential Transducer(RVDT)

Rotary variable Differential Transducer (RVDT)

- wird beim Fahrvorgang von der CDU angetrieben und senden ein Signal an die ECU
- zum Steuern des Interlock Actuators

- Zum Steuern der Motorleistung bei Reverse oder unabsichtlichen Öffnen des Reversers.

Flexible Drive Shafts

- übertragen den Antrieb von der Center Drive Unit zu den Angle Gearboxes.

Angle Gearboxes

- sind ober- und unterhalb der Center Drive Unit an jeder Reverser Hälfte installiert.
- übertragen den Flexshaft-Antrieb auf die Ball Screw Actuators.

Ball Screw Actuators

- werden von den Gearboxes angetrieben und fahren die Translating Cowl in die Deployed und Stowed Position.

T/R Pressure Regulator and Shutoff Valve (PRSOV)

- ist im Engine Strut installiert
- regelt den Versorgungsdruck zum Reverser System, wenn das System arbeitet und verhindert einen Luftfluss, wenn das System nicht aktiviert ist.

Directional Pilot Valve (DPV)

- ist an der linken Reverser Hälfte in der Nähe der Upper Angle Gearbox installiert,
- steuert ein Signal für die Deploy Mode zur Center Drive Unit,
- enthält einen Pressure Switch der im Cockpit anzeigt, wenn eine Störung in der Druckversorgung vorliegt.

Interlock Actuator

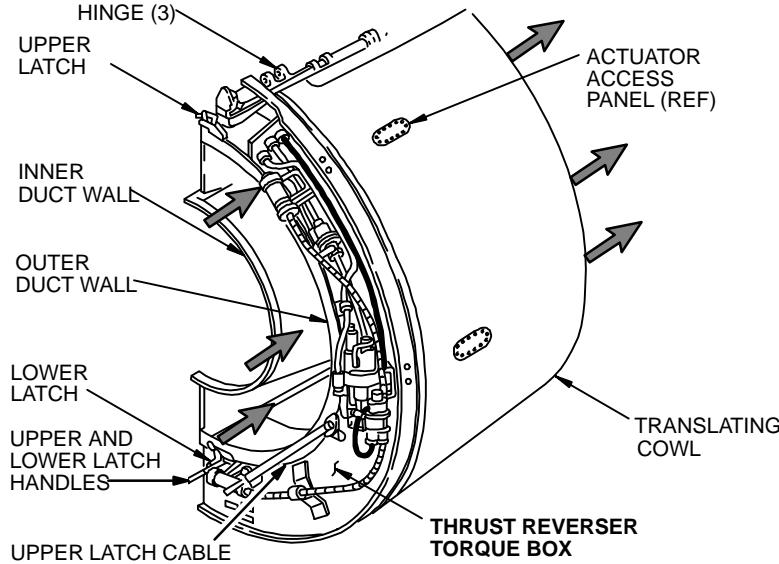
bekommt ein Signal von der **ECU** und betätigt den Interlock Mechanism.

EXHAUST THRUST REVERSER

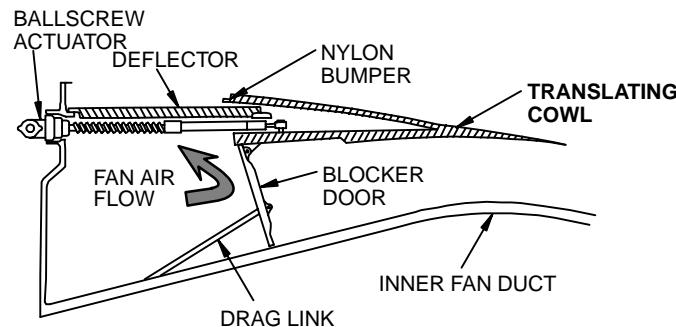


Lufthansa
Technical Training

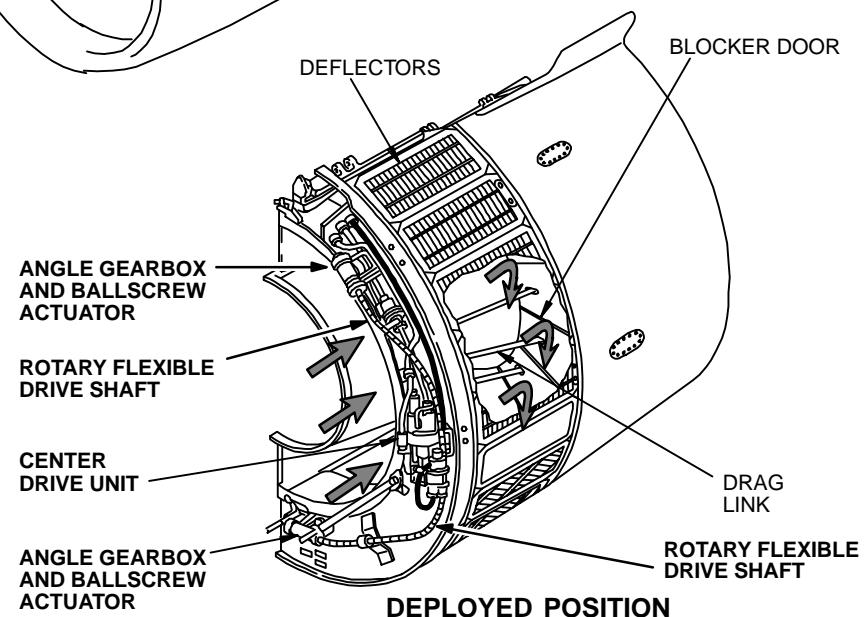
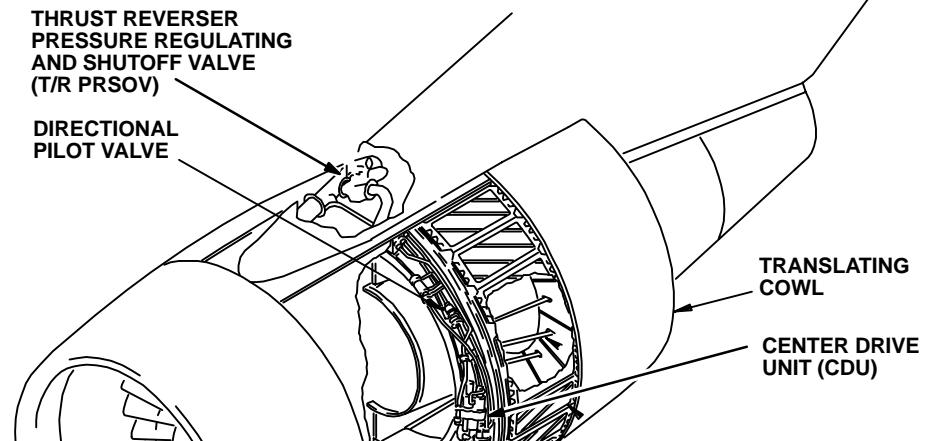
B747-430
B1/2/12M/1E/12E
78-30



STOWED POSITION



T/R TRANSLATING COWL DEPLOYED POSITION



DEPLOYED POSITION

Figure 112 Thrust Reverser Components / Function Principle



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK



THRUST REVERSER OPERATION DESCRIPTION

(Triebwerke mit 3rd Lock Installation)

Operation Description (Deploy)

Ein Reverse-Vorgang wird durch Ziehen des T/R-Levers eingeleitet und vollständig ausgeführt, wenn folgende Voraussetzungen erfüllt sind:

- Flugzeug am Boden
- ausreichende Luftversorgung vorhanden
- CB T/R CONT ENG (P6)
- CB T/R IND ENG (P6)
- CB T/R LOCK CONT (P6) (*wenn installiert*) geschlossen.

Wenn bei laufendem Triebwerk und

- Thrust Lever in IDLE Position
- Aircraft on Ground

-der Reverse Lever gezogen wird, (**6°** s. Anmerkung) werden durch den T/R Control Switch folgende Schaltvorgänge ausgeführt:

- Über ein Controlrelay wird das discrete Signal (MIN IDLE) zur ECU unterbrochen, das betreffende Triebwerk erhöht die Drehzahl auf APPR. Idle.
- Die LE Flap Steuerung wird armiert.

Anmerkung : Bei modifizierten Flugzeugen ist der Schaltwert durch Austauschen der Schalthebel (innerhalb der Thrust Lever) auf 10-14° vergrößert worden.

ACHTUNG :

Die LE Flap Group A wird eingefahren, wenn der Reverse Lever **1 + 4** gemeinsam, oder der Reverse Lever **2 + 3** gemeinsam in Reverse gebracht werden. Die LE Group A wird ausgefahren, wenn **einer der 4** Reverse Lever zurück nach IDLE Detend gelegt wird. Die LE Group B lässt sich durch die Reverse Levers nicht beeinflussen.

- Solange beide CDU Switch Modules "not full deployed" melden, gelangt 28 VDC an
 - das T/R Lock Sequence Relay. Die pneumatische Versorgung wird armiert. Die Luftversorgung der T/R Center Drive Units erfolgt zu diesem Zeitpunkt jedoch noch nicht.

- ein weiteres Control Relay, welches die MIN/APP. Idle Steuerung und das Armieren der LE Flap Group A nochmals ausführt. Zusätzlich wird die Nacelle A/I Anlage aus- und der ASCTU ein Steuersignal durchgeschaltet. Sollte der Engine Bleed Air Switch nach "Off" geschaltet sein, (PRSOV/PRV/HPSOV des Pneumatic Systems sind geschlossen) steuert jetzt die ASCTU den Controller des PRV und HPSOV und somit die beiden Ventile nach OPEN. Es wird auf diese Weise stets für ausreichende Druckluftversorgung (aus der 14. Stufe des HP-Compressors) für die beiden Center Drive Units gesorgt.

Wird der Reverse Lever auf **ca. 30°** gezogen,

- wird das das T/R Lock Sequence Relay erregt. 28 VDC gelangt an das PRSOV Solenoid, das T/R PRSOV öffnet und beide Center Drive Units sind pneumatisch versorgt. Sie bewegen sich jedoch nicht, da die Richtungssteuerung die Fahrrichtung "STOW" vorgibt. Die ordnungsgemäße Druckluftversorgung wird durch den Pressure Switch an der LH Thrust Reverser Half überwacht. Kann der Switch trotz Ansteuerung des T/R PRSOV Solenoids keinen Druck messen (>5PSI), erscheint auf dem MAIN EICAS und auf der STATUS Page die Message: **ENG (X) REVERSER**.
- schaltet ein T/R Lock Release Relay 28 VDC an beide T/R Lock Solenoids. Die elektromagnetischen Bremsen (1 je Reverserhälfte) werden gelöst.
- schaltet der T/R.-DPV Switch 28 VDC zum DPV-Solenoid. Dieses steuert nun Druckluft auf die Directional Control Valves (DCV) beider CDU's in Richtung Deploy Position; gleichzeitig lösen die pneumatisch betätigten Bremsen. Luft gelangt in die Air Motors und die CDU's fahren an.

Der CDU-Airmotor treibt über ein Getriebe den CDU RVDT und über Flexible Drive Shafts die Angle Gear Boxes mit den Ballscrew Actuators an.

EXHAUST THRUST REVERSER



**Lufthansa
Technical Training**

B747-430

B1/2/12M/1E/12E

78-30

Die T/R-Translating Cowls fahren in Richtung DEPLOY. Sobald die erste der beiden CDU's die STOW Position verlassen hat, meldet der entsprechende STOW Limit Switch in den Switch Modules UNSTOWED. Daraufhin wird anstelle des N1 Referenz/Limit auf dem MAIN EICAS Display für den betreffenden Reverser das Symbol "**REV**" (amber) angezeigt.

Der Reverser fährt mit maximaler Geschwindigkeit in Richtung Deploy. Kurz vor Erreichen der Full Deploy Position werden die CDU's pneumatisch abgebremst und die Translating Cowls fahren gedämpft in die Endpositionen. Die CDU's bleiben jetzt stehen, die Bremsen sind jedoch noch nicht gesetzt.

Haben beide CDU's die Full Deployed Position erreicht, schalten die Deploy Limit Switches in beiden Switch Modules um nach DEPLOYED.

Die Folge :

- Die "**REV**" Anzeige auf dem MAIN EICAS Display wechselt die Farbe nach grün.
- Die Stromversorgung zum T/R PRSOV Solenoid wird unterbrochen, das PRSOV schließt und beide CDU's sind drucklos. Die Bremsen werden gesetzt (s. Anmerkung).
- Das Nacelle Anti Ice System wird wieder aktiviert
- Die ASCTU schließt (falls Bleed Air Switch in OFF) das PRV und das HPSOV.
- Die elektromagnetischen Bremsen (3rd Locks) bleiben stromversorgt (geöffnet).

Anmerkung:

Die jetzt gesetzten Bremsen halten die CDU's nicht in der Full Deploy Position, da sie für die Fahrrichtung Stow einen Freilauf besitzen, somit also nur in Richtung Deploy eine Bremswirkung entwickeln können.

Während des Fahrvorganges messen die CDU-RVDT's den Fahrweg der LH und RH Reverser Translating Cowl. In Abhängigkeit der RVDT Position korrigiert die ECU das N1 Thrust Limit. Haben beide Hälften **60 % Deploy** erreicht, steuert die ECU den Interlock Actuator (im Pedestal) in die Full Extend (Unlock) Position, so daß jetzt bereits mit dem Setzen von Reverse Power begonnen werden kann.

Eine Überwachung des Interlock Actuator-Fahrvorganges in Richtung Extend (Unlock) ist nicht vorgesehen.

EXHAUST THRUST REVERSER



**Lufthansa
Technical Training**

B747-430

B1/2/12M/1E/12E

78-30

Operation Description (Stow)

(Triebwerke mit 3rd Lock Installation)

Das Fahren der Thrust Reverser Halbs in Richtung Stow beginnt, wenn der entsprechende Reverser Lever in Richtung Idle Detend gelegt wird. (Reverser Lever Switch < 6°). **Die Schaltung ist so ausgelegt, daß dieser Fahrvgang unabhängig von AIR/GND Zustand erfolgt.**

- Bei < 30° Reverse Lever Position schließt das DPV-Solenoid die Steuerluftleitung zu den beiden CDU Directional Control Valves (DCV). Die Bremsen bleiben jetzt geschlossen, haben jedoch keine Bremswirkung (Freilauf).
- Das jeweilige T/R Lock Sequence Relay ist in Selbsthaltung, die elektromagnetischen Bremsen (3rd Locks) bleiben geöffnet.

Bei < 6° Reverser Lever Position wird sowohl über den linken als auch über den rechten UNSTOWED Switch in den Switch Modules die Steuerspannungen an das TR PRSOV Solenoid geschaltet. Das TR-PRSOV öffnet und stellt die Arbeitsluft über die beiden voreingestellten DCV den beiden Air-Motoren zur Verfügung. Der Reverser fährt in Richtung Stow an.

Der Pressure Switch auf der LH Reverser Hälfte überwacht auch jetzt die ordnungsgemäße Luftversorgung.

Ein Controlrelay wird bei diesem Vorgang angesteuert und

- schaltet das Idle Select Discrete Signal
- steuert die FCU's an (LE Flap Arming)
- schaltet für den Fahrvgang das NAI System ab (bei NAI ON)
- veranlaßt die ASCTU ggf. (bei Bleed OFF) das PRV und das HPSOV zu öffnen, um dem Reverser ausreichend Fahrluft zur Verfügung zu stellen.

Sobald die erste T/R-Hälfte die Full Deployed Position verlassen hat, wird über den entsprechenden LH oder RH NOT DEPLOYED Switch in den Switch Modules per EIU die "REV" Message wieder (nach amber) umgeschaltet.

Kurz vor Erreichen der STOWED Position werden die Center Drive Units pneumatisch abgebremst. Die Fahrgeschwindigkeit wird gedrosselt und die

- Center Drive Units fahren in die **Stow Rig Position**
- Upper/Lower Ballscrew Actuators fahren an den **Stow Stop**.

Haben beide TR-Hälften die STOW Position erreicht, schalten die Switch Modules über die DEPLOY Switches (NOT DEPLOYED) und über die STOW-Switches (STOWED)

- die Steuerstrom-Versorgung zum
 - T/R PRSOV und Control-Relay ab
 - nach 2 sec. Time Delay die Steuerstromversorgung an das entsprechende T/R Lock Release Relay, welches wiederum nach (weiteren) 2 sec. Time Delay die Steuerspannung der elektromagnetischen Bremsen (3rd Locks) unterbricht. Die Bremsen werden (mechanisch) wieder gesetzt.
- das Signal zu den EIU's (AMBER), so daß auch die amberfarbige "REV" Message verschwindet und das Referenz N1 Limit oberhalb der digital N1 Indication wieder erscheint.

Während des Fahrvganges messen die CDU-RVDT's den Fahrweg der RH und LH Reverser Translating Cowl. Haben beide Hälften eine Position erreicht, die 80% Stow (**20% Deploy**) entspricht, steuert die ECU den Interlock Actuator wieder zurück nach Full Retract (LOCK). Der Interlock Actuator ist nicht in der Lage den Schubhebel in Richtung FWD THRUST zu blockieren.

(Überwachung des Interlock Actuators bei diesem Fahrvgang siehe T/R Interlock Actuator Control and Indication.)

Vorausgesetzt, der Reverse Thrust Lever ist in IDLE Detend, gewährleistet die Schaltung zusätzlich, daß bei jedem fehlerhaften Verlassen auch nur einer Reverser Hälfte (in der Luft oder am Boden) die Reverser Steuerung sofort aktiv wird und der Reverser pneumatisch wieder zurück nach "STOW" gefahren wird (Automatic Restow).



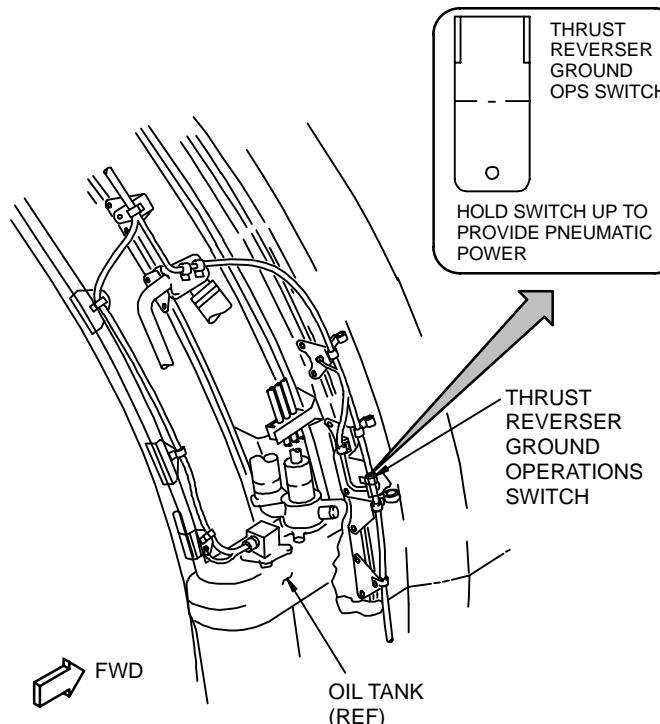
MAINTENANCE PROCEDURE

Zum Öffnen des PRSOV (Pylon Valve) nach Reverse Flow für die Reverserbetätigungen für Wartungszwecke sind 2 Möglichkeiten vorhanden:

- Bei allen Flugzeugen:
 - IGNITION CB's → OPEN
 - FUEL CONT VALVE CB → CLOSED
 - FUEL CONTROL SWITCH → CUTOFF
 - AUTO START Switch → ON
 - ENGINE BLEED Switch → ON
 - ENGINE START Switch → PULLED.
- An diversen Triebwerken befindet sich zusätzlich über dem Oil-Tank ein THRUST REVERSER GROUND OPERATIONS Switch. An *einigen* Flugzeugen ist er auch funktionstüchtig. Mit Hilfe dieses Schalters ist es möglich das PRSOV (Pylon Valve)
 - bei vorhandener pneumatischer Druckversorgung
 - mit BLEED Switch in ON

nach **Reverse Flow Open** zu steuern und so das Triebwerk pneumatisch zu versorgen, ohne die beiden Start Air Valve Stecker abnehmen zu müssen.

Alle anderen Schaltvorgänge zum Fahren des Reversers sind jedoch wie gewohnt auszuführen.



EXHAUST THRUST REVERSER

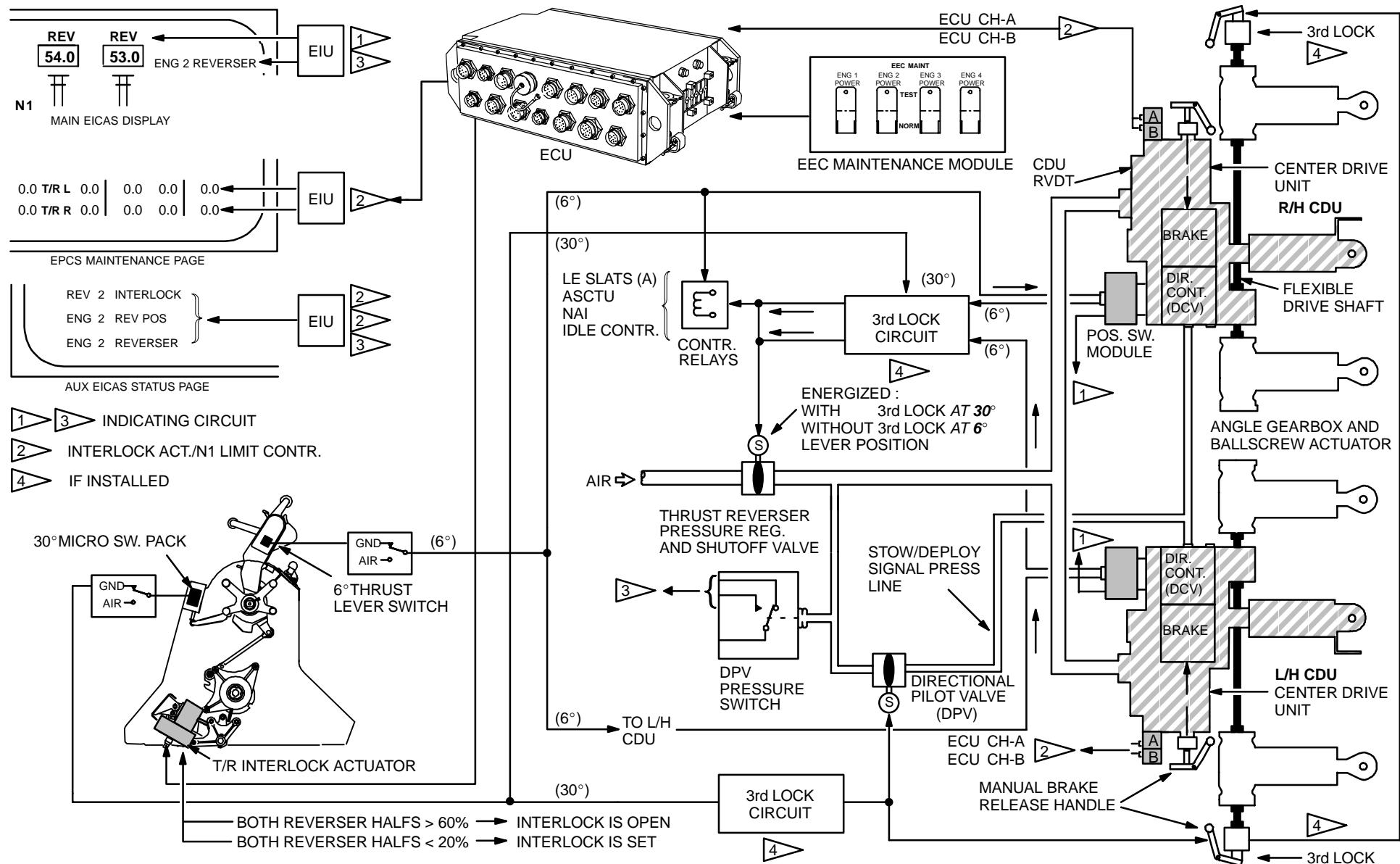


Figure 113 Thrust Reverser Basic Schematic 1



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

EXHAUST THRUST REVERSER



Lufthansa
Technical Training

B747-430
B2/12M/12E
78-30

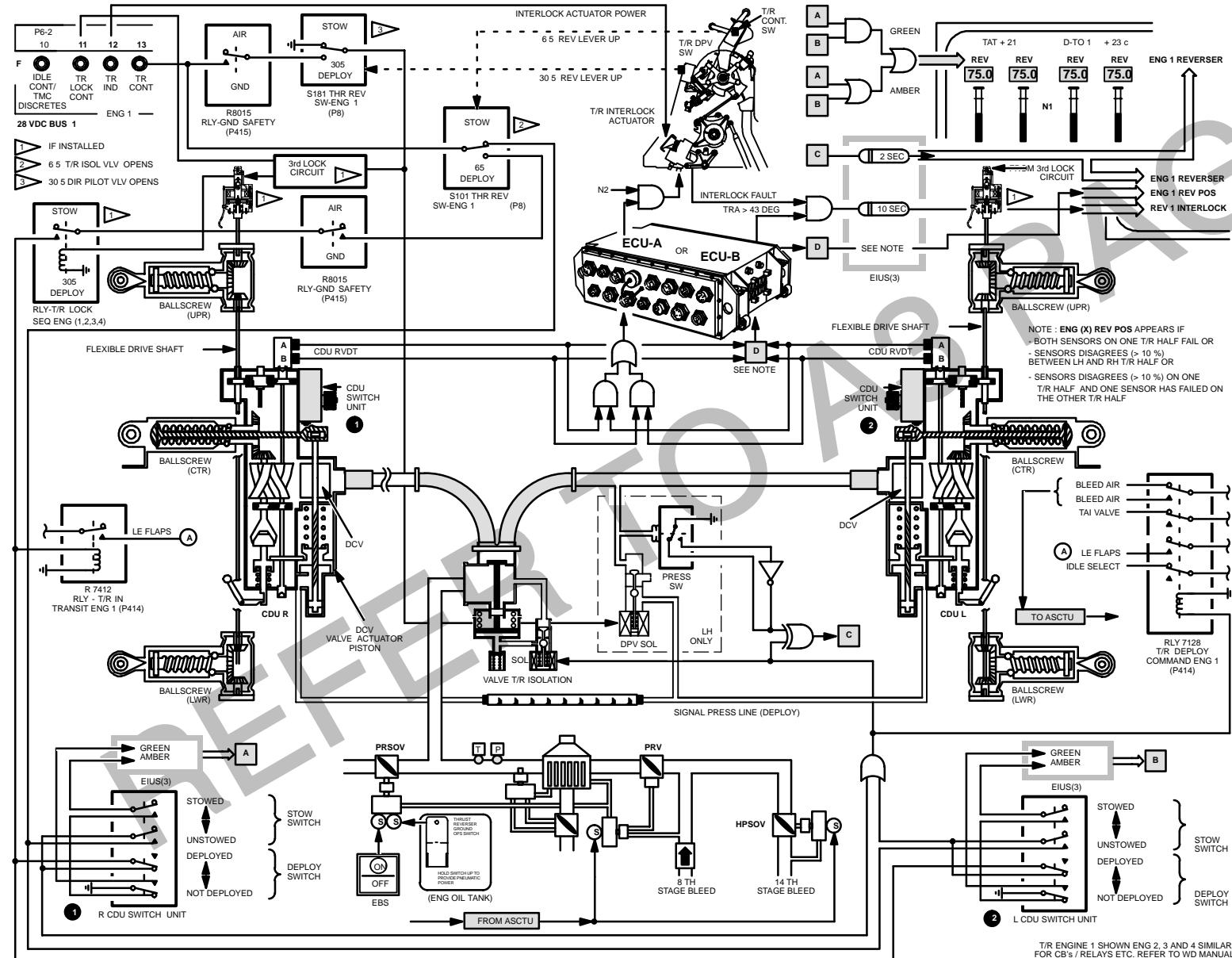


Figure 114 Thrust Reverser Basic Schematic 2

REFER TO A3 PAGE

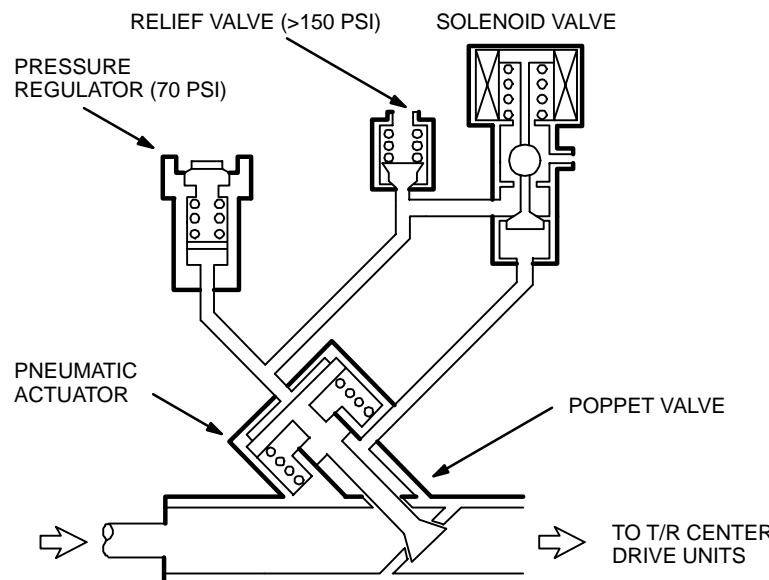


T/R PRSOV

Thrust Reverser Pressure Regulator and Shut Off Valve

Das T/R PRSOV

- liefert bei einem Reverse Vorgang den beiden Center Drive Units (CDU) druckgeregelte Luft von ca. 70 PSI.
- ist "Failsafe" CLOSED.
- ist ein "Solenoid Controlled, Pressure Operated" Regulator & SOV
- öffnet bei Stromversorgung mit 28 VDC
- hat ein Overpressure Relief Valve (> 150 PSI)
- ist im Triebwerksträger (Engine Strut) installiert.



THRUST REVERSER PRSOV SCHEMATIC

T/R DPV AND PRESSURE SWITCH

Directional Pilot Valve

Das Directional Pilot Valve

- steuert das Directional Control Valve (DCV) in beiden Center Drive Units über eine gemeinsame Steuerleitung nach Deploy.
- wird durch den TR-DPV Switch (Thrust Reverser Directional Pilot Valve Switch) im Pedestal Micro Switch Assembly gesteuert.
- wird durch ein 28 VDC Solenoid betätigt.
- ist stromversorgt (bei Reverse Lever Position > 30°) offen und lässt Steuerluft aus dem linken CDU Versorgungskanal an die Unterseite beider CDU Valve Actuator Pistons (Deploy).
- ist stromlos (failsafe) geschlossen (STOW).
- befindet sich in der LH Thrust Reverser Half oberhalb der CDU.

Pressure Switch

Der Pressure Switch

- überwacht die ordnungsgemäße Funktion des TR-PRSOV.
 - Reverser aktiviert (DEPLOY /STOW). Der Schalter sollte geschaltet haben. (>5PSI).
 - Reverser STOWED, der Schalter sollte keinen Druck melden.

Bei Nichtübereinstimmung dieser Bedingungen oder bei Ziehen der CB's

- **TR CONT** (Thrust Reverser Control) (P6/2 - F/E/D/C 13)
- **TR IND** (Thrust Reverser Indication) (P6/2 - F/E/D/C 12)

wird nach 2 sec. Time Delay die

- Level C Advisory Message: **ENG (X) REVERSER** (MAIN EICAS)
- Level D Status Message: **ENG (X) REVERSER** (STATUS Page)

erzeugt.

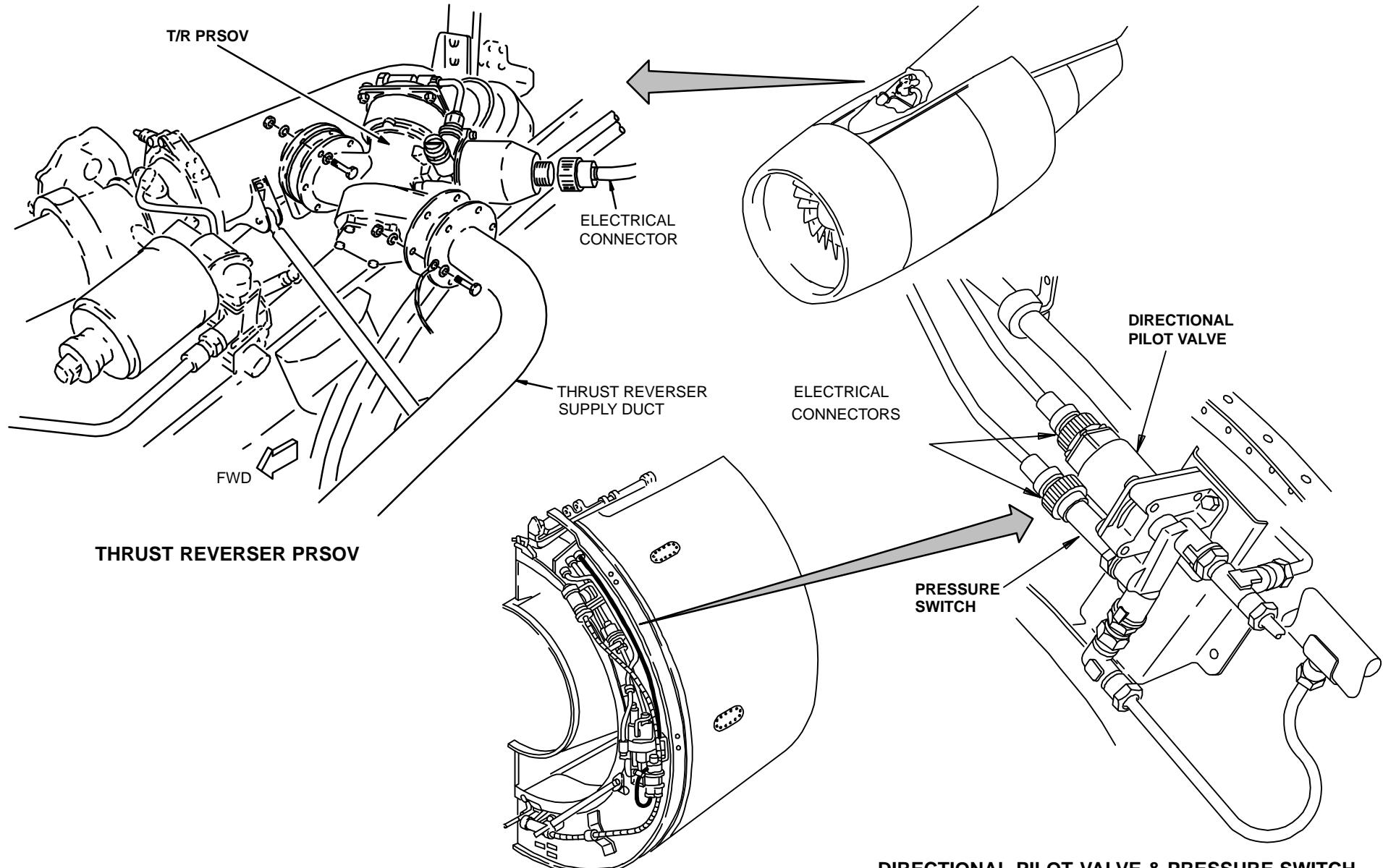


Figure 115 Thrust Reverser Components



CENTER DRIVE UNIT (CDU)

CENTER DRIVE UNIT / PNEUMATIC DRIVE UNIT

Die Center Drive Unit wandelt pneumatische Energie in eine mechanische Linearbewegung um. Sie bewegt über insgesamt 3 Ball Screw Actuators die Translating Cowl in die gewünschte Position (STOW oder DEPLOY) . .

Die CDU besteht im wesentlichen aus:

- einem Directional Control Valve (DCV)
- einem Air Motor
- einer Bremse mit Manual Release Handle und Freilauf (in Richtung STOW)
- einem Ball Screw Actuator
- einer Gear Box mit Ausgangsgetrieben für den Antrieb von zwei Flexible Drive Shafts
- einem Position Switch Module
- einem Position Feedback Sensor (RVDT).

Ein integrierter Feedback-Mechanismus (Stop Rod) sorgt dafür, daß die Drive Unit die jeweilige Endstellung gedrosselt anfährt.

Das Position Switch Module schaltet in beiden Endstellungen über das T/R PRSOV die Luftversorgung ab. Es liefert zusätzlich die Schaltsignale für die Reverser Position Indication (REV) auf dem MAIN EICAS Display.

Der Position Feedback Sensor (RVDT) meldet die aktuelle CDU Position an die **ECU**. Diese steuert bzw. kontrolliert :

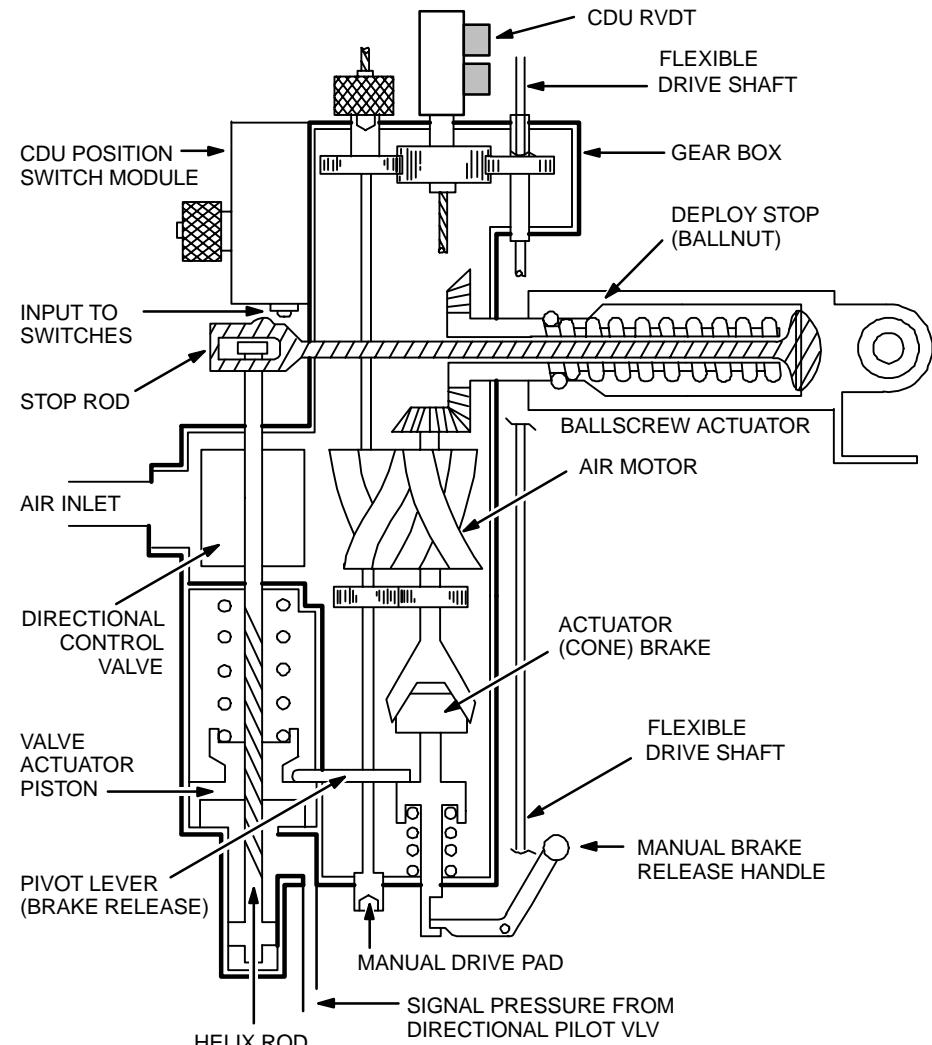
- die Thrust Reverser Position Indication (Performance & EPCS Maint. Page)
- den T/R Interlock Actuator
- die Triebwerksleistung (*N1 Limit*) bei Max. Reverse Power und reduziert die N1 bei unabsichtlichen Öffnen des Reversers bei FWD Thrust.

Die linke und die rechte CDU sind untereinander austauschbar, sie werden um 180° versetzt installiert.

Nach einem Wechsel der CDU ist eine Grundeinstellung (Rigging) erforderlich, diese wird mit Hilfe des CDU Rig Window in der Stow Position durchgeführt.

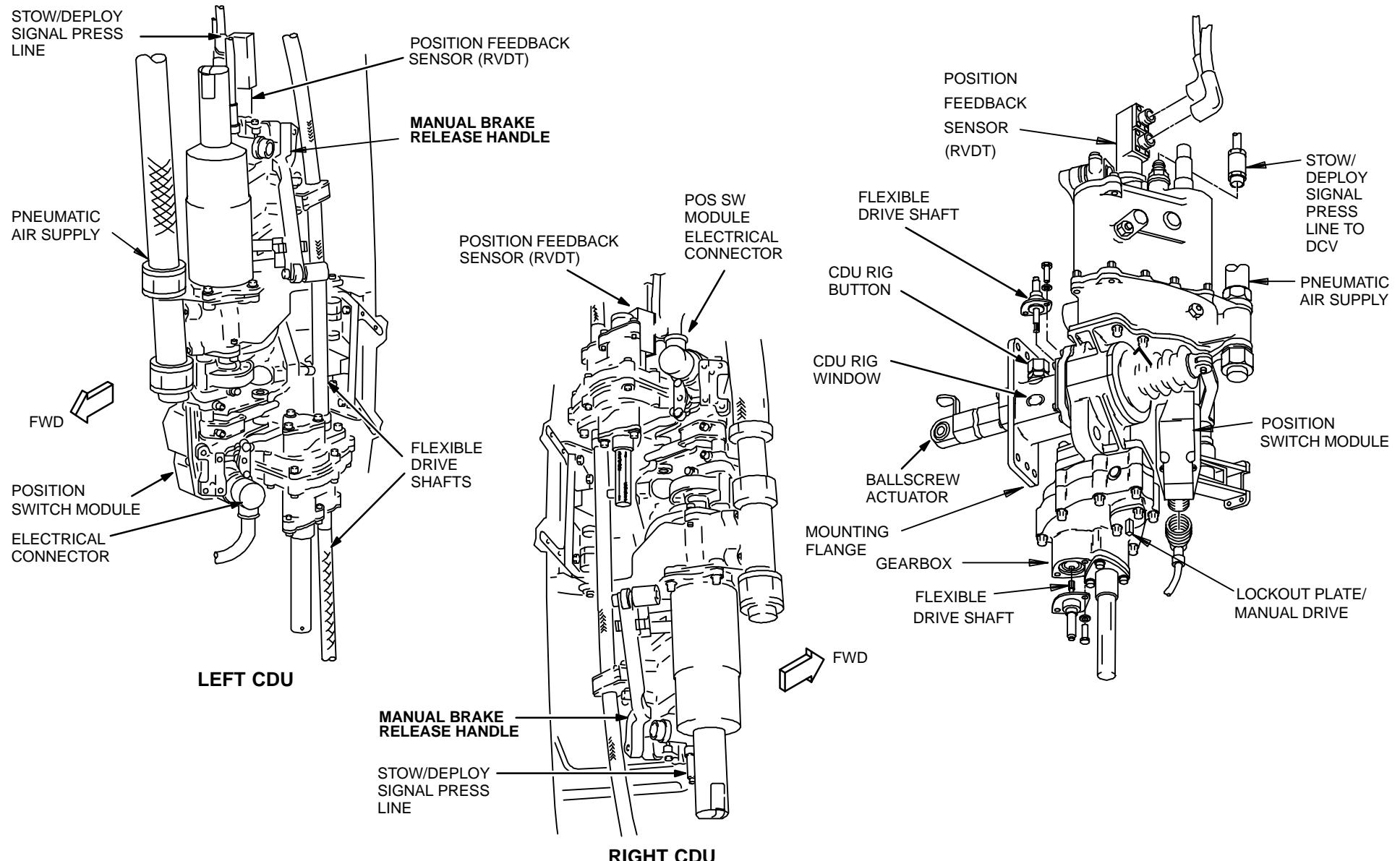
Maintenance Procedure

Die CDU / Reverser Half kann nach dem manuellen Lösen der Bremse über den Manual Drive Input von Hand in jede beliebige Position gefahren werden. Durch das Umsetzen der Lockout Plate kann die CDU / Reverser Half Deaktiviert werden.(Deactivation Procedure gem. MM beachten)



CENTER DRIVE UNIT SCHEMATIC (TYPICAL)

**EXHAUST
THRUST REVERSER**

**Lufthansa
Technical Training**
**B747-430
B2/12M/12E
78-30**

Figure 116 Center Drive Unit



ANGLE GEARBOX AND BALLSCREW ACTUATOR

General

Die Angle Gearbox und der Ballscrew Actuator wandelt die Drehbewegung aus der Center Gearbox in eine Linearbewegung um. Die Anschlüsse der "Flexible Drive Shafts" sind an allen Ballscrew Actuators doppelt vorhanden, um sie an verschiedenen Einbaupositionen verwenden zu können. Der jeweils nicht benutzte Antrieb kann zur manuellen Betätigung der Spindel (z.B. zum Einstellen des Reversers) verwendet werden.

Flexible Drive Shafts

- Sie verbinden die Ballscrew Actuators mit der entsprechenden Center Drive Unit (CDU). Sie sind an der CDU-Seite mit einem 3/8 inch Spline, an der Ballscrew Actuator Seite mit einem 0.200 inch "Square Drive" versehen.
- Die oberen und die unteren Drive Shafts haben unterschiedliche Längen.
- Bei Beschädigungen, Überlastung oder Verschmutzung eines Flexible Drive Shafts müssen **beide** gewechselt und eine Thrust Reverser Rigging durchgeführt werden.

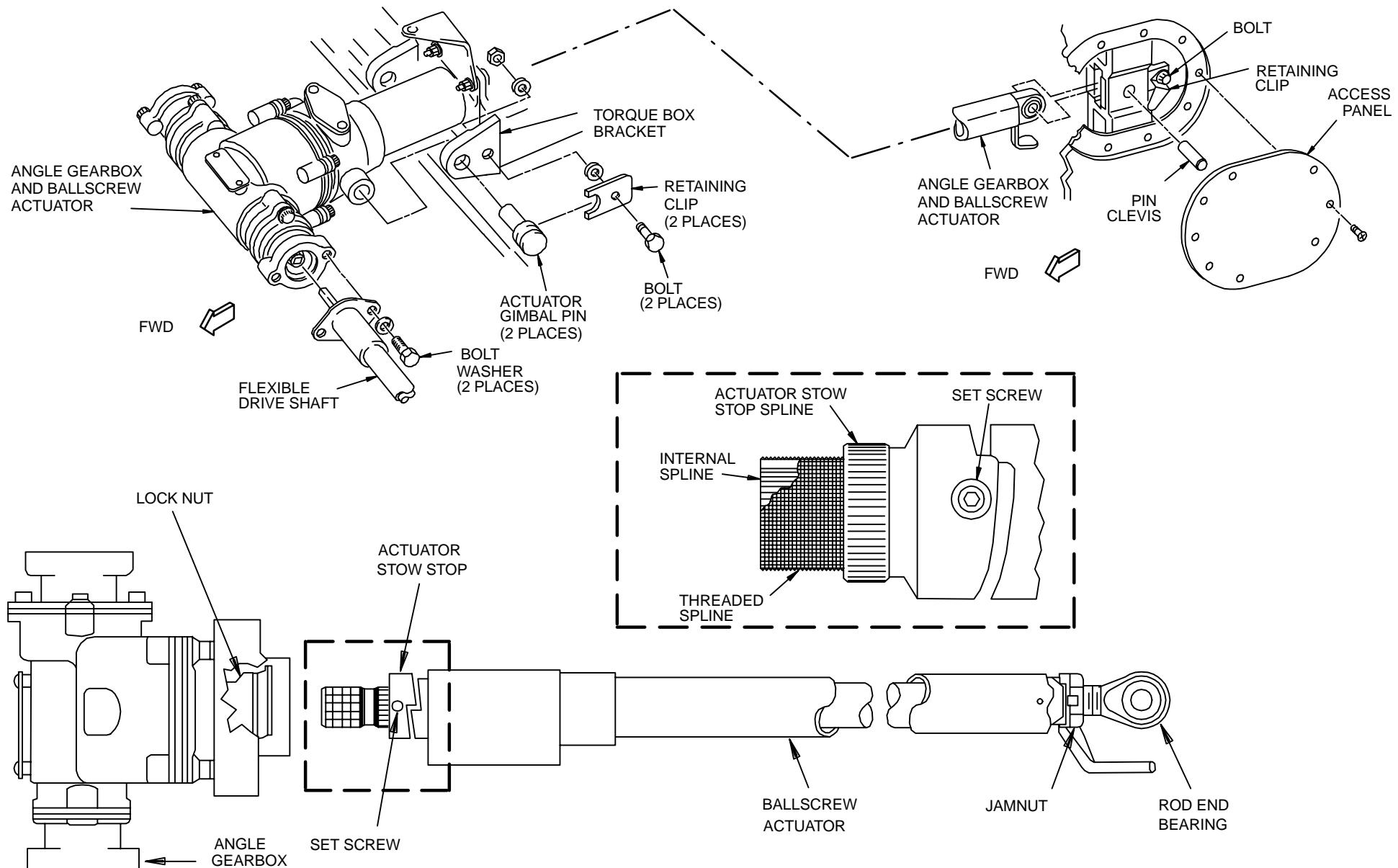
Translating Cowl Clevis Pins

Sie verbinden die einstellbaren Ballscrew Actuator Rods mit der Translating Cowl. Sie werden in eingesetztem Zustand durch ein Sicherungsblech (Retaining Clip) gehalten.

ACHTUNG : Zum Ziehen des Translating Cowl Clevis Pins darf der Retaining Clip nur gelöst, nicht aber ausgebaut werden, da sonst Beschädigungen an der "Nut Plate" möglich sind, die nur nach Ausbau der Thrust Reverser Half zu reparieren sind.

HINWEIS : Die Translating Cowl muß ca. 6-10 " in Richtung Deploy gebracht werden, um Zugang zu den Translating Cowl Clevis Pins zu erhalten.

**EXHAUST
THRUST REVERSER**

**Lufthansa
Technical Training**
**B747-430
B2/12M/12E
78-30**

Figure 117 BallScrew Actuator Installation



T/R ACTUATION SYSTEM LOCK (3RD LOCK)

General

Zur Sicherung gegen unbeabsichtigtes Öffnen der Thrust Reverser Hälften am Boden oder im Fluge sind pro Triebwerk (zusätzlich zu den pneumatisch betätigten Bremsen in den Center Drive Units) 2 elektro-mechanische Bremsen (**3rd Lock**) installiert, eine an jedem der beiden Thrust Reverser Hälften.

- Sie sind oberhalb der oberen Ballscrew Actuators eingebaut und über einen kurzen "Flexible Driveshaft" mit diesen verbunden.
- Die Bremsen sind normalerweise (stromlos) immer gesetzt.
- Der Bremsmechanismus hat eine eigenständige Steuerschaltung (incl. Circuit Breaker **T/R LOCK CONT** (P6-F1 1/E11/D11/C11)).
- Für Wartungszwecke ist an jedem der beiden Bremsen ein mechanischer Bremslösehebel installiert. (Hinweis: Die elektro-mechanische Bremse muß (im Gegensatz zur pneumatischen Bremse in der Center Drive Unit) zum **Öffnen** und zum **Schließen** der entsprechenden Reverserhälfte gelöst werden).

Die Bremsen werden im AMM / WDM auch als "TRAS-Lock" (Thrust Reverser Actuation System Lock) bezeichnet.

Funktion (Ansteuerung)

DEPLOY:

Die beiden elektro-mechanische Bremsen werden durch das Steuer-Relay System mit 28VDC über den Circuit Breaker **T/R LOCK CONT** (P6) stromversorgt, wenn der betreffende Reverse Thrust Lever auf $> 30^\circ$ gezogen wird.

Damit sicher verhindert wird, daß die Center Drive Units bereits bei (noch) gesetzten Bremsen (3rd Locks) pneumatisch druckversorgt werden können, ist die Schaltung zur Ansteuerung des T/R PRSOV modifiziert worden.

- Bei einer Betätigung des Reverse Thrust Levers auf $> 6^\circ$ wird das T/R PRSOV lediglich armiert, die Luftversorgung der T/R Center Drive Units erfolgt zu diesem Zeitpunkt jedoch noch nicht.
- Wird der entsprechende Reverse Thrust Lever auf $> 30^\circ$ gezogen, werden gleichzeitig
 - durch 4 zusätzlich installierte Schalter (S191 - S194) im "Microswitch Pack Assembly" (vor den Gashebeln im Pedestal) und über entsprechende Steuerrelays **die beiden 3rd Lock Solenoids stromversorgt**

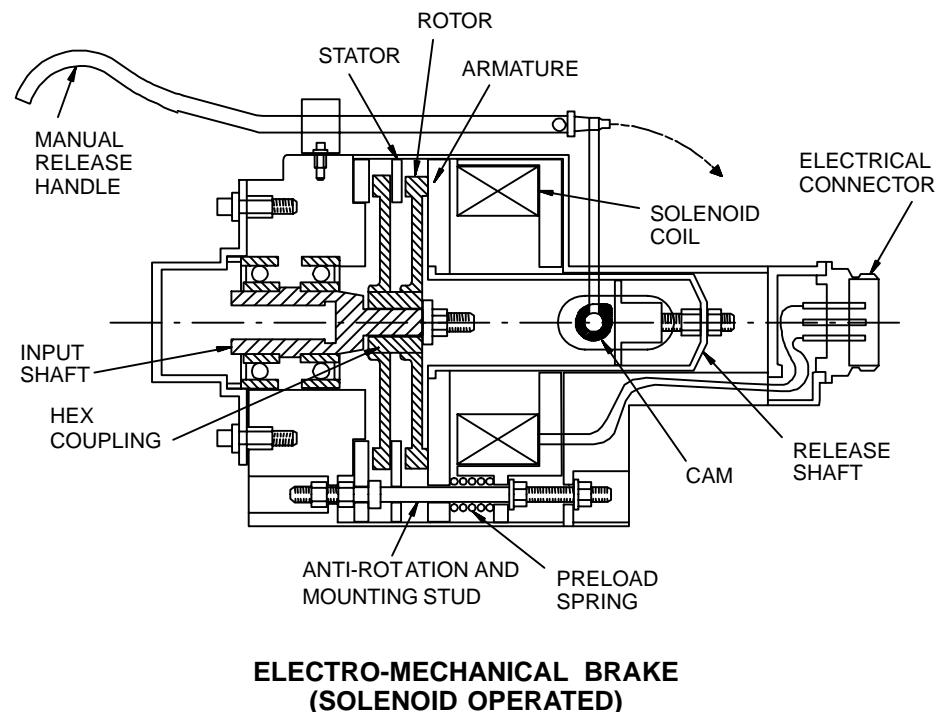
- das betreffende T/R PRSOV und das betreffende T/R Directional Pilot Valve Solenoid stromversorgt

Steht Druckluft zur Verfügung, öffnet der Reverser.

Die beiden elektro-mechanischen Bremsen und das T/R Directional Pilot Valve Solenoid bleiben in der "Full Deployed Position" weiter stromversorgt, während das T/R PRSOV stromlos geschaltet wird und schließt. Die Druckluft wird abgesperrt.

STOW:

Die beiden 3rd Lock Solenoids werden durch das System ca. 4 sec. nach erreichen der "Full Stowed" Position (beider Reverser Hälften) stromlos geschaltet. Die Bremsen werden gesetzt.



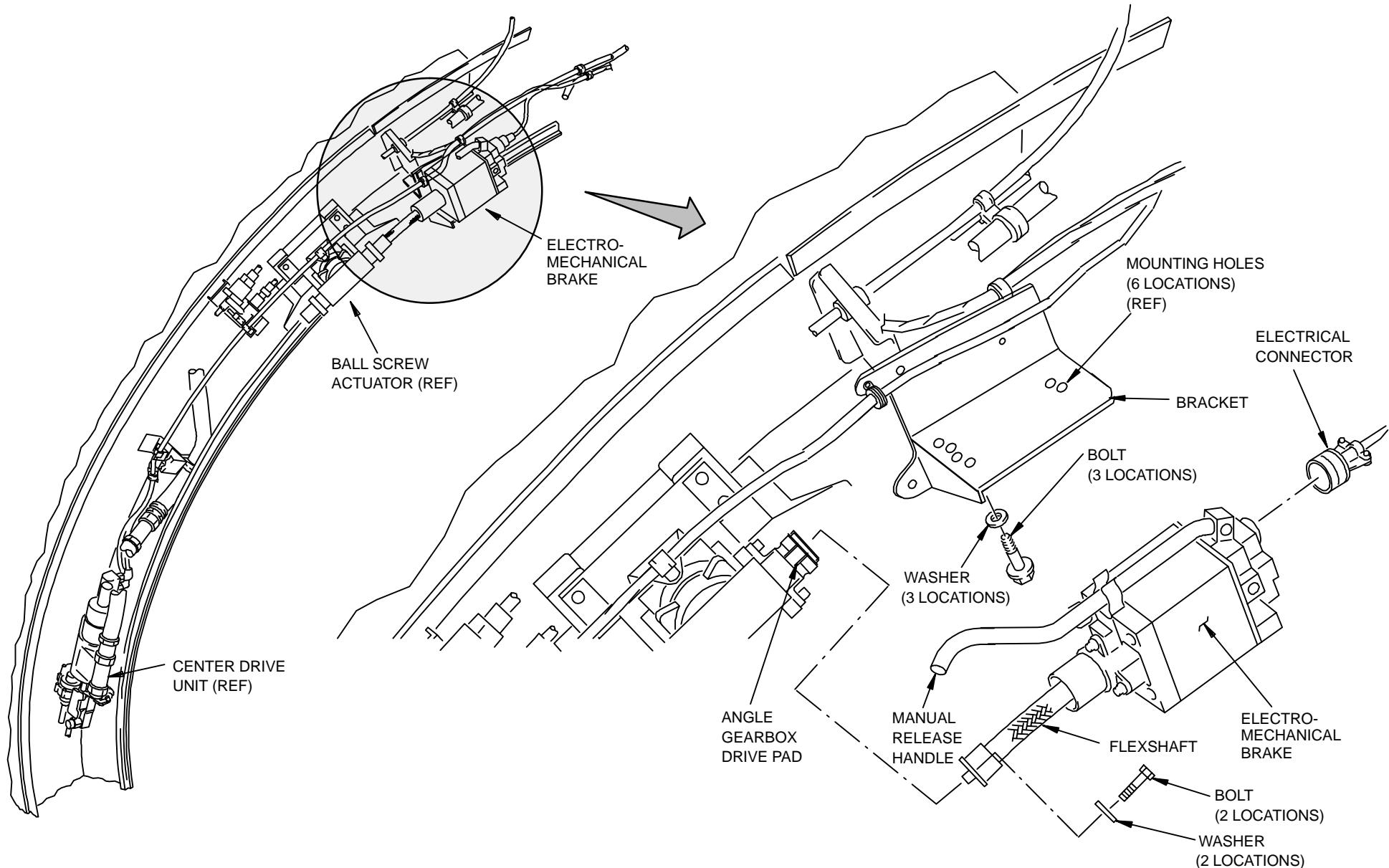
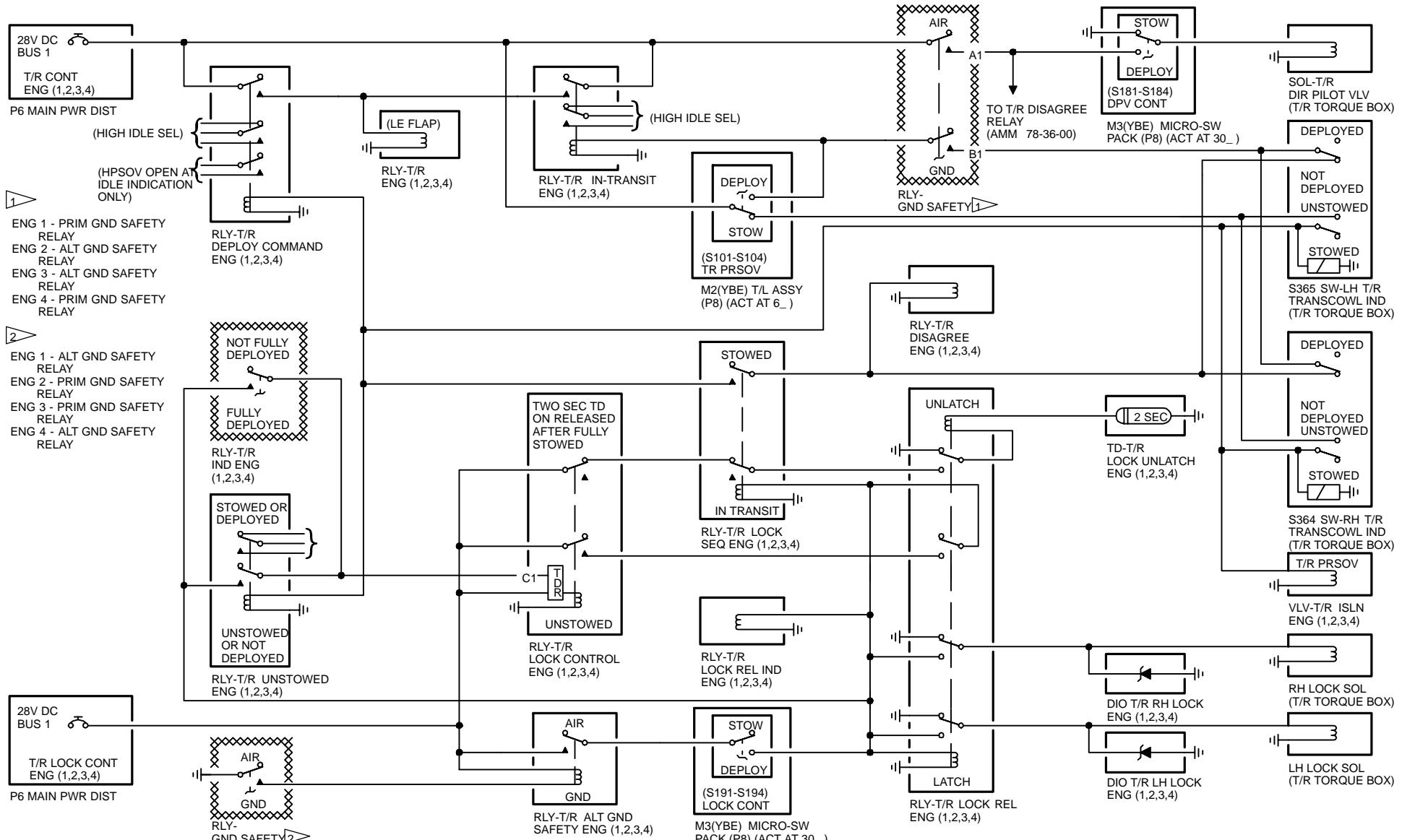


Figure 118 3rd. Lock Components



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

**EXHAUST
THRUST REVERSER**

Figure 119 Thrust Reverser 3rd Lock Schematic



BLOCKER DOORS

General

An der Innenseite der Translating Cowl sind jeweils 6 Blocker Doors installiert. Sie bestehen aus Fiberglas - Graphit / Fiberglas - Composite Material mit eingesetzten Aluminium Beschlägen für die vorderen Schwenklager bzw. für die Steuerstange (Drag-Link).

Es sind verschiedene unterschiedliche Typen von Blocker Doors vorhanden. Bei der Installation ist auf die (für das jeweilige Flugzeug gültige) Partnummer zu achten. Blockerdoors mit der entsprechenden P/N sind untereinander austauschbar.

Bei eingefahrenem Reverser (Stowed) werden die Blocker Doors durch die Drag Links bündig in der (Translating Cowl) Struktur gehalten. Um Vibrationen während des Motorbetriebes zu verhindern, sind in den Blocker Door Drag Link Hinges bewegliche Link Blocks installiert, die mittels 4 starker Federn (ca. 100 lbs) die Drag Link / Blocker Door Verbindung auf Spannung halten.

Bei geöffnetem Reverser (Deployed) werden die Blocker Doors mit der jeweiligen Translating Cowl nach hinten gefahren. Die am Inner Fan Duct befestigten Drag Links schwenken die Blocker Doors um ca. 90 ° in den Luftstrom.

EXHAUST THRUST REVERSER



**Lufthansa
Technical Training**

B747-430
B2/12M/12E
78-30

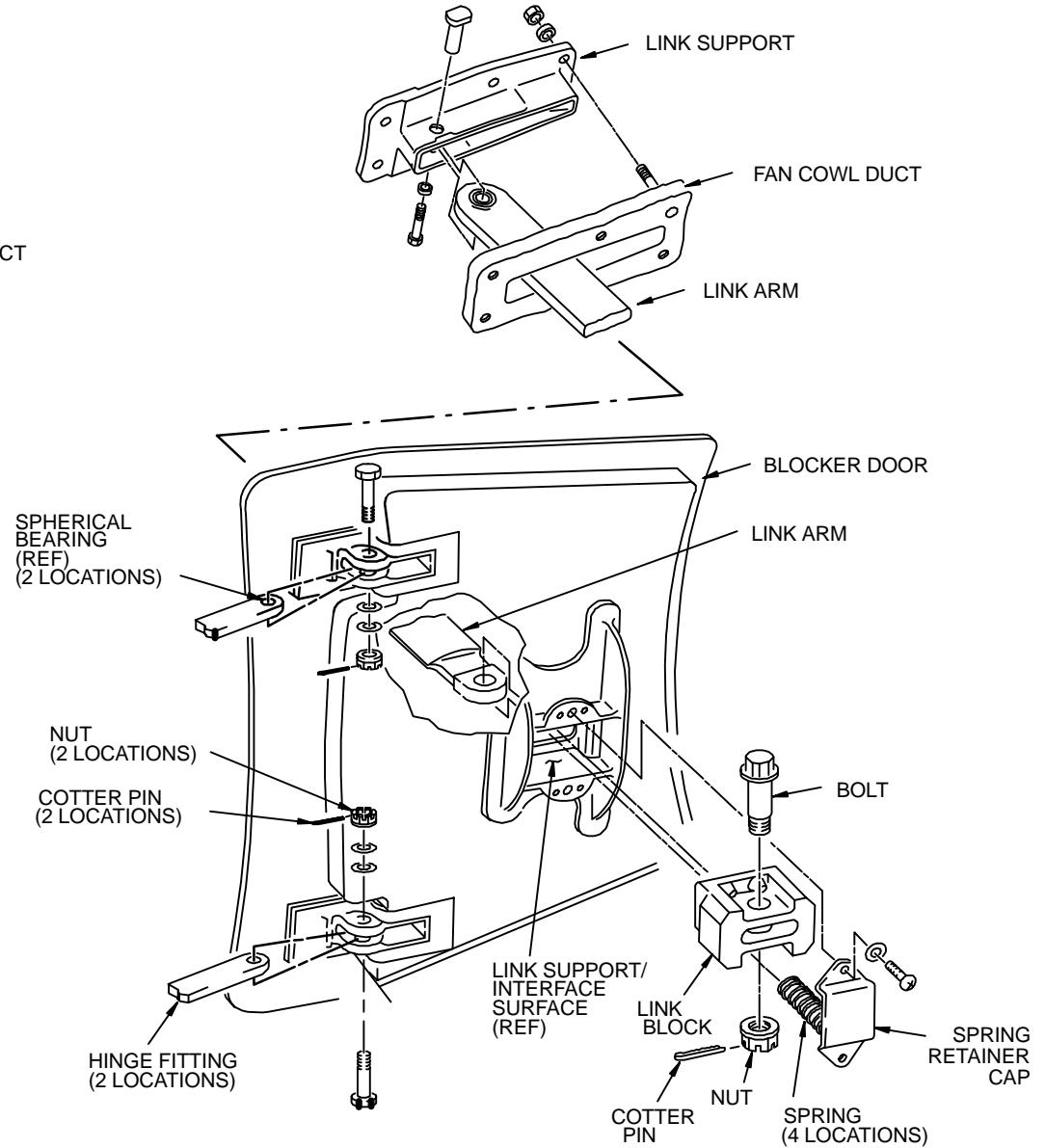
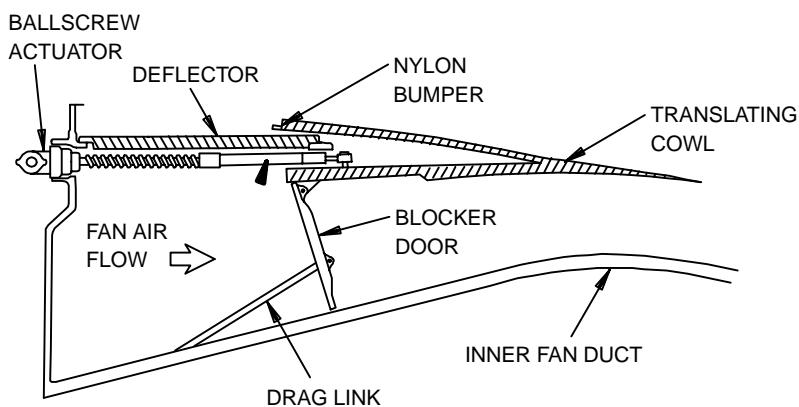
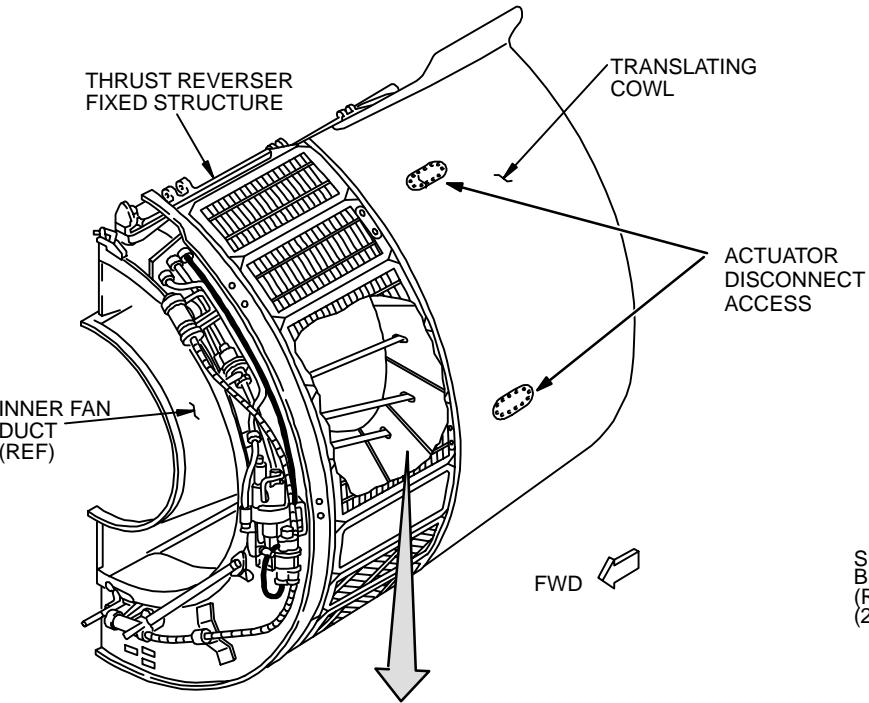


Figure 120 Blocker Door Installation



DEFLECTOR (CASCADE) VANES

General

An jeder Thrust Reverser Half "Torque Box" (Reverser fixed Structure) sind 16 aus Aluminium-Guss hergestellte Deflector Vanes (oder Cascade Vanes) installiert.

Es sind insgesamt 7 unterschiedliche Typen Deflector Vanes pro Triebwerk (LH & RH Fan Reverser Half) vorhanden. Sie ermöglichen unterschiedliche Ablenkrichtungen des Fanstroms. Die Deflector Vanes sind mit bis zu 26 Luftleitschaufeln ausgestattet, 4 Deflector Vanes sind vollständig geschlossen (Blank Off Panels).

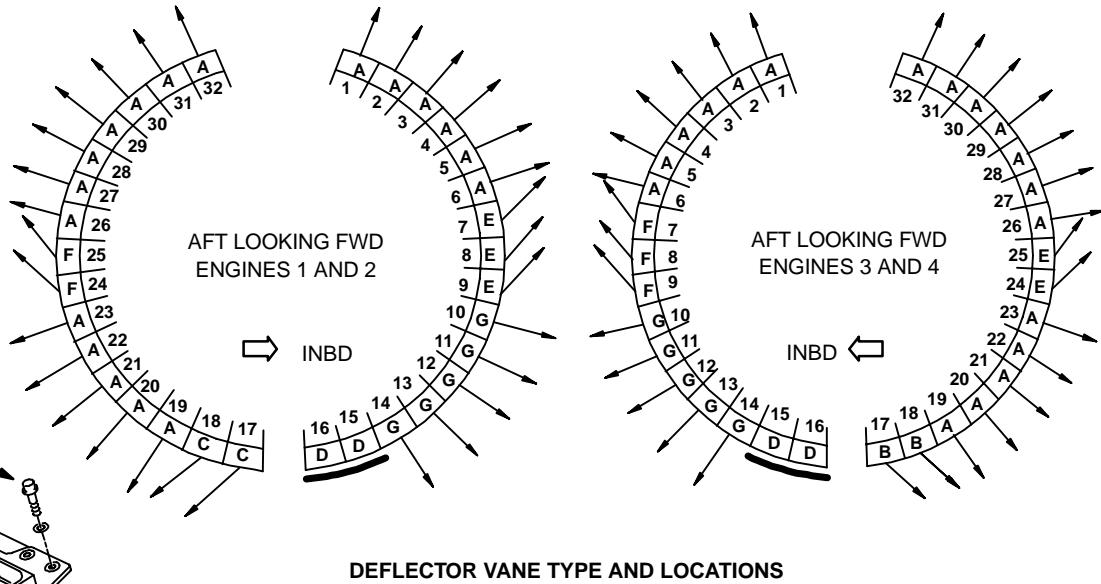
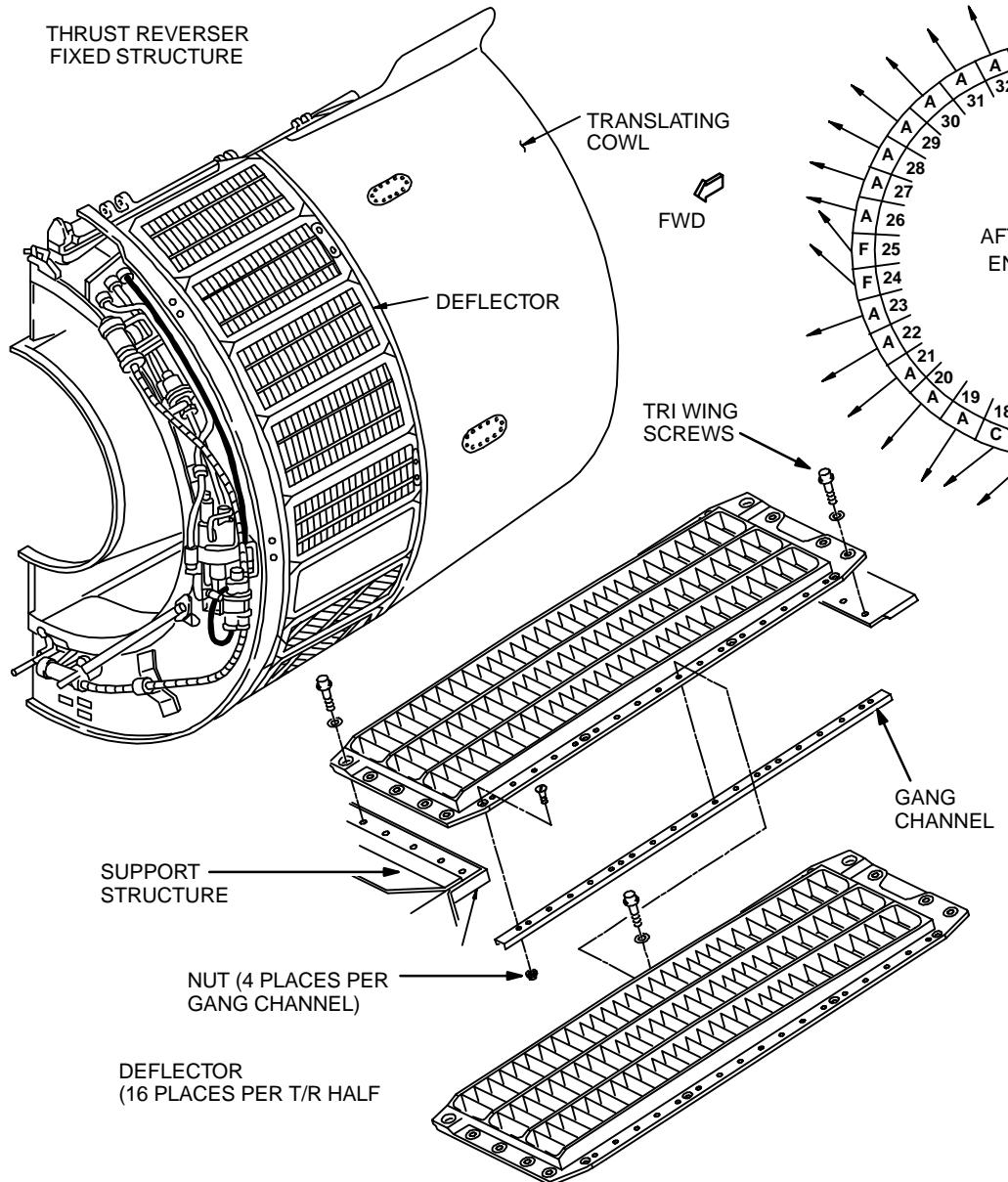
Die Einbauposition der Deflector Vanes sind abhängig von :

- der Triebwerksposition
- der entsprechenden Fan Reverser Half (LH or RH)
- vom erforderlichen aerodynamischen Bremseffekt.

Die Vanes sind einzeln wechselbar. Es ist jedoch darauf zu achten daß :

- stets nur ein Deflector Vane zur Zeit aus- bzw. eingebaut wird
- die richtige P/N an der entsprechenden Stelle (Einbauposition) verwendet wird. (s. MM 78-31-16 / Task 78-31-16-004-001-J00)

**EXHAUST
THRUST REVERSER**

**Lufthansa
Technical Training**
**B747-430
B2/12M/12E
78-30**


DEFLECTOR TYPE	QUANTITY	DESCRIPTION
A	18	STRAIGHT
B	0 (ENG 1 AND 2) 2 (ENG 3 AND 4)	SKEWED LEFT
C	2 (ENG 1 AND 2) 0 (ENG 3 AND 4)	SKEWED RIGHT
D	2	BLANK
E	3 (ENG 1 AND 2) 2 (ENG 3 AND 4)	CURVED STRONGBACK LEFT
F	2 (ENG 1 AND 2) 3 (ENG 3 AND 4)	CURVED STRONGBACK RIGHT
G	5	SPOILED RADIAL

Figure 121 Deflector Vanes Installation



THRUST REVERSER RIGGING

Procedure

Wenn ein Bauteil des Antriebssystems des Reversers ausgebaut oder gewechselt wurde, ist eine Rigging gemäß mm 78-31-00 durchzuführen.

(A) Einstellen der CDU Stow Rig Position

Step 1

- Bremse an der CDU lösen (Manual Brake Release Handle ca. 60°) (*wenn installiert, Bremse am 3rd Lock lösen*)
- Lockout Plate entfernen und Reverser manuell nach STOW fahren
- Oberen und unteren Flex Shaft an der CDU trennen.

Achtung: Sicherstellen, daß das Flexshaft Core nicht aus dem Casing herausrutscht . Minimum Flexshaft Biegeradius (15") beachten.

Step 2

- Stow Rig Indicator Button drücken und halten
- CDU mittels manual Drive solange verstellen, bis der tiefste Punkt des Stow Rig Indicator Buttons in der Rig-Nut des CDU Ball Screw Actuators gefunden ist
- Bremse an der CDU setzen
- Rig Position am CDU Rig Window kontrollieren, ggf. nochmals nachstellen.

(B) CDU Translating Cowl Gap einstellen

Step 3

- Abstand zwischen Reverser Torque Box Support Ring und der Vorderkante der Translating Cowl messen und notieren (CDU Translating Cowl Gap)
 - wenn das Gap zwischen 0.060 und 0.150 inch (1.5 - 3.8 mm) liegt, ist keine Einstellung erforderlich
 - wenn das Gap weniger als 0.60" (<1.5 mm) beträgt, ist ein Shim zwischen CDU-Befestigungsflansch (CDU Support Housing Flange) und Reverser Bulkhead zu entfernen. Der ausgebauten Shim muß unter den Flanschbefestigungsschrauben (auf der Hinterseite des CDU-Befestigungsflansches als "Shim in Storage") verstaut werden.

- wenn das Gap mehr als 0.150" (> 38 mm) beträgt ist umgekehrt zu verfahren.
- wenn die CDU eingestellt wurde, Step 2 und Step 3 wiederholen.

(C) Upper and Lower Ballscrew Actuator Gap messen

Der Abstand zwischen dem Reverser Torque Box Support Ring und der Vorderkante der Translating Cowl sollte möglichst auf den gleichen Wert wie in Step 2 eingestellt werden, selbst wenn die vorgegebene Toleranz von 1.5 - 3.8 mm nicht überschritten ist. Eine absolut gleiche Spalteinstellung ist wegen der baulichen Gegebenheiten meist nicht möglich.

Step 4

- Abdeckplatte von Upper + Lower Ballscrew Actuator Manual Drive Input entfernen
- Upper Ballscrew Actuator manuell an den Stow Stop drehen (*wenn installiert, Bremse am 3rd Lock setzen*)
- Abstand zwischen Reverse Torque Box Support Ring und der Vorderkante der Trans. Cowl messen und notieren
- Differenz zwischen CDU-Gap und Ballscrew Actuator Gap ermitteln.
- step 4 für den Lower Ballscrew Actuator wiederholen.

(D) Upper and Lower Ballscrew Actuator Gap einstellen

Es ist keine Einstellung ist notwendig, wenn:

- das Gap zwischen 0.060 und 0.150" (1.5 - 3.8 mm) liegt und
- die Differenz zwischen CDU Translating Cowl Gap und dem Ballscrew Actuator Gap nicht mehr als + 0.031" (0.78 mm) beträgt.

EXHAUST THRUST REVERSER



**Lufthansa
Technical Training**

B747-430
B1/2/12ME
78-30

Ist eine der beiden Toleranzen überschritten so folgt:

Step 5

- Anzahl der notwendigen Umdrehungen des Ballscrew Actuator Rodend ermitteln.(Längenänderung je voller Umdrehung 0.042"(1.07 mm).

Beispiel: Differenz zwischen dem CDU Translating Cowl Gap und dem Lower Ballscrew Actuator Gap = 1.65 mm.

Verstellung: 1 1/2 Umdrehungen (1 x 1.07 mm + 1/2 x1.07 mm = 1.60 mm).

Wenn das Ballscrew Actuator Gap größer ist als das CDU-Gap erfolgt die Verstellung des Rod End im Uhrzeigersinn (CW).

Ist das Ballscrew Actuator Gap kleiner als das CDU-Gap erfolgt die Verstellung im Gegenuhrzeigersinn (CCW)

- Step 5 für lower Ballscrew Actuator wiederholen.

Step 6

- Upper und Lower Flex Shaft temporär mit der CDU verbinden und den Reverser manuell ca. 10-12 " nach DEPLOY fahren.
(*wenn installiert, vorher Bremse am 3rd Lock lösen*)
- An dem nachzustellenden Ballscrew Actuator(s) Abdeckblech(e) über den Ballscrew Actuator Rod End Bearing(s) entfernen.
- Clevis Pin(s) ausbauen.

Achtung: *Befestigungsbolzen des Clevis Pin-Haltebleches (Retaining Clip) nur lösen. Ausbau des Befestigungsbolzens beschädigt die Nut Plate.*

- Am nachzustellenden Actuator den Flexible Drive Shaft trennen und den Ballscrew Actuator manuell soweit in Richtung Stow fahren, bis das Rod End Bearing an der Vorderseite der hinteren Ballscrew Actuatorbefestigung erscheint. Es ist sicherzustellen, daß der Actuator hierbei nicht verdreht wird.
- Die in Step 5 ermittelten Umdrehungen des Rod End Bearings einstellen und sichern (Witness Hole beachten).
- Ballscrew Actuator(s) manuell nach Deploy fahren und Clevis Pin installieren (auf Verdrehung achten).
- Flexible Drive Shafts temporär mit der CDU verbinden und den Reverser bis in die CDU Stow Rig Position fahren (wie in Step 2).

Step 7

- Flexible Drive Shaft an der CDU trennen.
- Ballscrew Actuator manuell an den Stow Stop drehen und halten.
(*wenn installiert, Bremse am 3rd Lock setzen*)
- Flexible Drive Shaft mit der CDU verbinden. Passt er nicht, darf der Shaft maximal 1 Zahn in Richtung STOW gedreht werden.
- CDU Stow Rig Indicator und alle 3 Gaps kontrollieren
- CDU Bremse lösen, Reverser von Hand nach Full Deploy und zurück an den Ballscrew Actuator Stow Stop fahren
- CDU Stow Rig Indicator auf korrekte Stow Position kontrollieren.

Step 8

- Normalzustand des Reversers wieder herstellen.

EXHAUST
THRUST REVERSER



Lufthansa
Technical Training

B747-430
B1/2/12ME
78-30

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

EXHAUST THRUST REVERSER



Lufthansa
Technical Training

B747-430
B1/2/12ME
78-30

REFER TO A3 PAGE

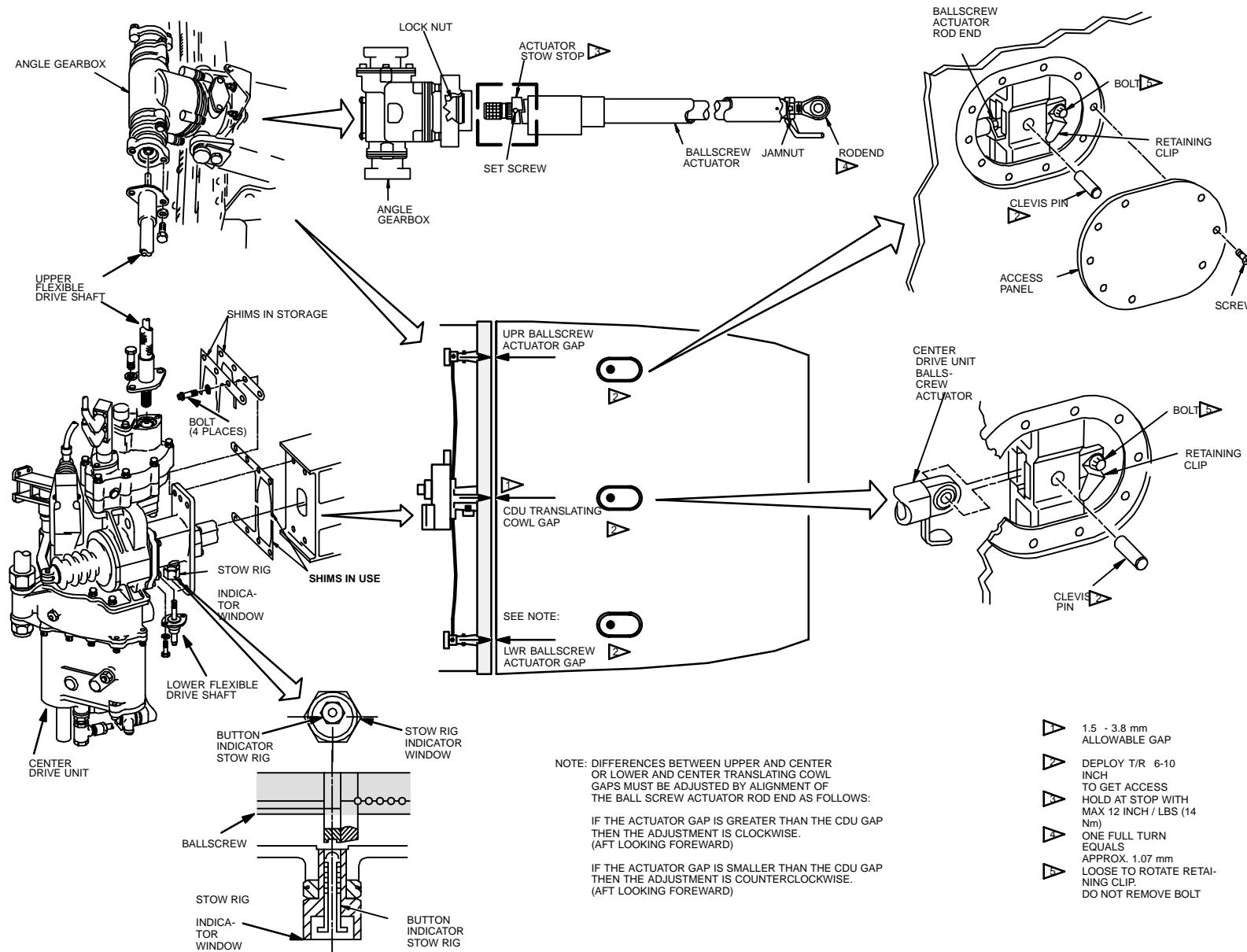


Figure 122 Thrust Reverser Rigging



T/R INTERLOCK MECHANISM

INTERLOCK MECHANISM DESCRIPTION

Der Interlock ist eine mechanische Sperre, die verhindert, daß der Reverse Lever in die Reverse Thrust Position gebracht werden kann, bevor die Reverser Translating Cowls mindestens 60 % aufgefahren sind. Diese Sperre wird vom Interlock Actuator bei geschlossenem (Stowed) Reverser gesetzt, oder bei offenem (Deployed) Reverser aufgehoben.

Um den Reverse Thrust Lever zu betätigen, muß der Forward Thrust Lever in Idle Position gebracht werden. Erst dann kann der Reverse Lever bis auf die Interlock Position (46° TLA) gezogen werden.

Nachdem die Translating Cowls **ca. 60%** in Richtung Deploy gefahren sind, wird durch die **ECU** über die CDU-RVDT (Center Drive Unit-Rotary Variable Differential Transducer) der entsprechende Interlock Actuator angesteuert. Der Interlock Actuator fährt den Mechanismus in die T/R Lever Unlock Position. Der Reverse Lever kann jetzt in die Full Reverse Thrust Position bewegt werden (89,25° TLA).

Der Interlock Actuator fährt zurück in die Lock Position, wenn der Reverse Lever in die FWD Idle Detent Position bewegt wird und der linke und rechte CDU-R VDT eine Reverser Position von **< 20%** Deploy gemessen hat.

INDICATION

Eine Überwachung der Reverser Interlock Actuator Bewegung in Richtung Unlock (Reverse Thrust) ist nicht vorgesehen.

Sollte nach erfolgtem Reverse Vorgang der Interlock Actuator nicht wieder die Lock Position fahren, so erfolgt nach 10 sec. Time Delay und einer FWD Thrust Position > 43° TRA die Status Message:

ENG (X) INTERLOCK.

Anmerkung: Die Abfrage des Thrust Resolver Angle TRA > 43° (entspricht ca. 10% FWD Thrust) erfolgt lediglich, um die Status Message bei einem normalen Reverse Vorgang zu unterdrücken.

Anzeigen über die aktuellen RVDT Reverser Positionen befinden sich auf der

- Performance Maintenance Page (**T/R**)
- EPCS Maintenance Page getrennt für LH und RH Reverser Half (**T/R L** und **T/R R**).

Die Anzeige erfolgt in % of Deploy.

Fällt ein RVDT für den ECU-Channel (A oder B) aus, benutzt die ECU den RVDT des Standby Channel (über den internen CCDL).

Wenn

- der RVDT für den ECU CH-A und der RVDT für den ECU CH-B an einer Reverser Hälfte ausfällt
- die RVDT Meßwerte für beide ECU Kanäle an der rechten und der linken Reverser Hälfte um mehr als 10 % voneinander abweichen
- die RVDT Meßwerte für den ECU CH-A und die RVDT Meßwerte für den ECU CH-B an einer Reverser Hälfte um mehr als 10 % voneinander abweichen und gleichzeitig der RVDT für den ECU CH-A oder der RVDT für den ECU CH-B an der anderen Reverser Hälfte ausfällt

erscheint die (Level D) Status Message:

ENG (X) REVERSER POS.

In diesem Falle fährt der Interlock Actuator nicht, auf der Perf. Maint. Page und EPCS Maint. Page werden die Anzeigen gelöscht (blank).

MAINTENANCE PROCEDURE

Funktionskontrolle (Static Engine) des Interlock Actuator / Mechanism:

- | | |
|--------------------------------------|--------|
| • EEC Maintenance Switch (P 461) | TEST |
| • CB's T/R IND ENG (X) P6-2 (28 VDC) | CLOSED |
| • Deploy Thrust Reverser | > 60% |

EXHAUST THRUST REVERSER



Lufthansa
Technical Training

B747-430
B2/12M/12E
78-30

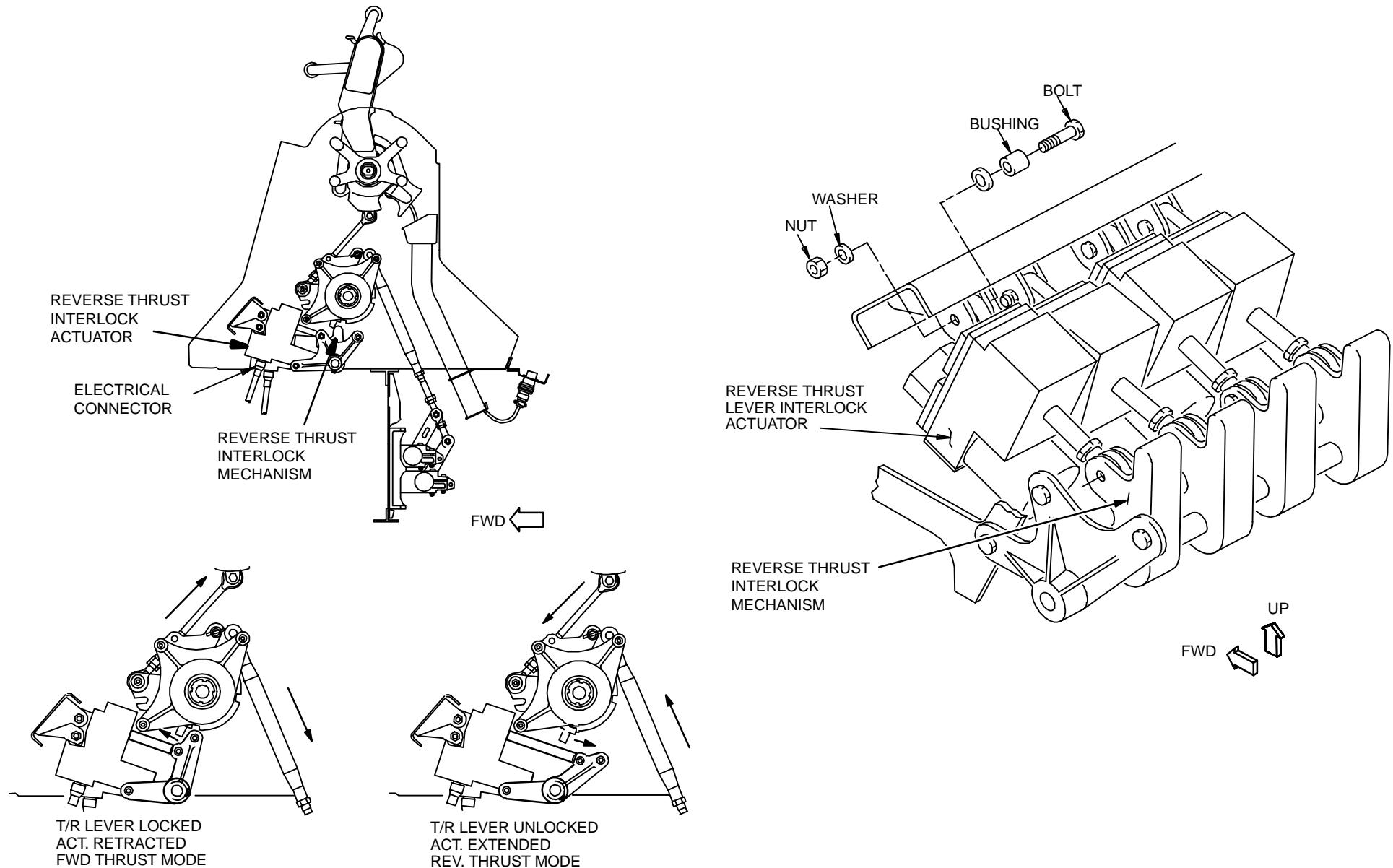


Figure 123 T/R INTERLOCK MECHANISM



T/R POSITION FEEDBACK SENSOR (RVDT)

Rotary Variable Differential Transformer (RVDT) Description

Die RVDT's messen die aktuelle CDU/Thrust Reverser Position der LH und RH Thrust Reverser Half. Die Signale werden dem ECU Kanal A und B übermittelt. Die ECU steuert in Abhängigkeit der Feedback-Signale :

- **denT/R Interlock Actuator**

(*> 60% Deploy T/R Lever Unlocked / < 20 % Deploy T/R Lever Locked*)

- **die N1 RPM Limitierung für Fwd Thrust.**

(Sollte sich trotz diverser Sicherungsmaßnahmen eine oder beide T/R - Hälfte(n) selbstständig in eine Position von >10 % of Deploy bewegen, reduziert die ECU das N1 RPM Limit linear mit der Reverser Position. Bei ca. 15% of Deploy ist die Leistung bis auf bis auf Approach. Idle abgesenkt.)

- **die N1 RPM Limitierung für Reverse Thrust.**

Bei einer Reverser Position von > 15% of Deploy ist die Motorleistung bei Approach Idle begrenzt. Ab einer Reverser Position von > 75% of Deploy wird das Rev. Thrust N1 Limit wieder linear bis auf max. Rev. Thrust angehoben (ab 90% of Deploy). Fährt also der Reverser nicht weit genug auf, ist der maximale Umkehrschub nicht zu erreichen.

Jeder Position Sensor enthält u.a. ein Untersetzungsgetriebe (700 : 1) und zwei Differential Transformer (für ECU CH-A & B).

Der Drehwinkel der weißen Alignment Mark beträgt max. 77°, wenn der T/R von Stow nach Deploy gefahren wird.

RVDT Adjustment

(s. MM Chapter 78-34-10 Task 78-34-10-404-009-J00)

Die Grundeinstellung erfolgt in der CDU/Reverser Position **STOW**.

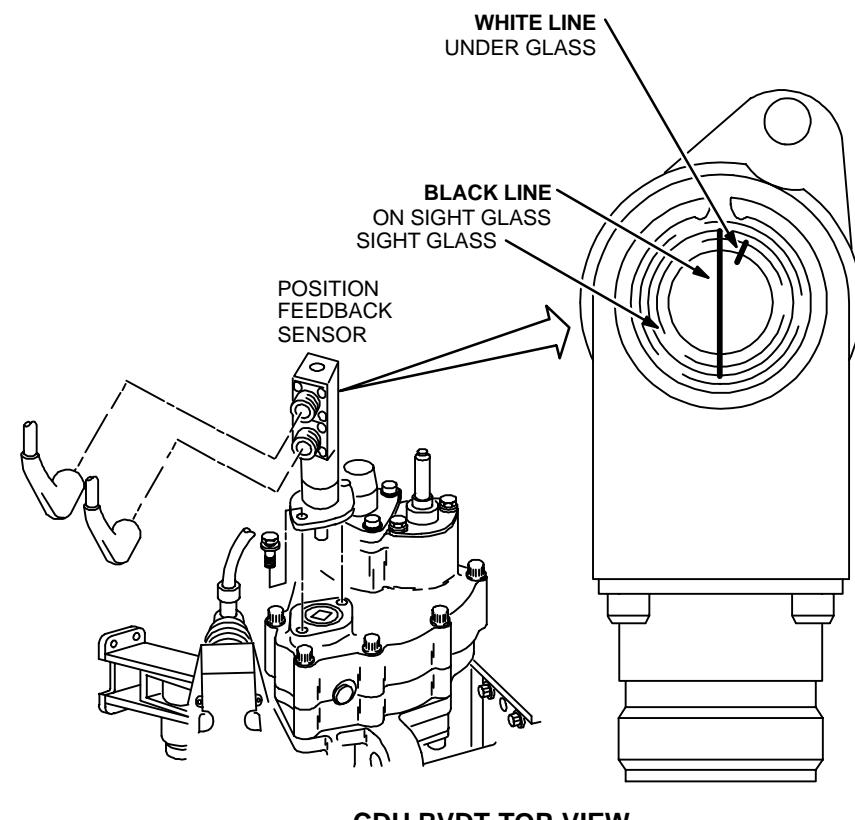
Grobeinstellung:

Den Input Shaft solange drehen, bis die Alignment Marks (weiße und schwarze Linie) am Sichtfenster (auf dem RVDT) in Deckung gebracht sind.

Feineinstellung:

- beide Electrical Connectors anschließen.
- EPCS Maintenance Page aufrufen.
- EEC Maintenance Switch (P461) nach TEST.
- Input Shaft des entsprechenden RVDT's solange drehen, bis die Anzeige auf der EPCS Maint Page (T/R L bzw. T/R R) **"0.0"** (% of Open) anzeigt.

- Mittels "STOW RIG INDICATOR" überprüfen, daß der Reverser geschlossen ist (fully STOWED).
- RVDT an der CDU installieren.
- Reverser Operational Test durchführen (Ground Air bzw. Engine Run Up).
- Anzeige auf EPCS Page überprüfen.
 - T/R Deployed: **95.0 -105.0** (% of deploy)
 - T/R Stowed: **0.0** (% of deploy)



EXHAUST THRUST REVERSER

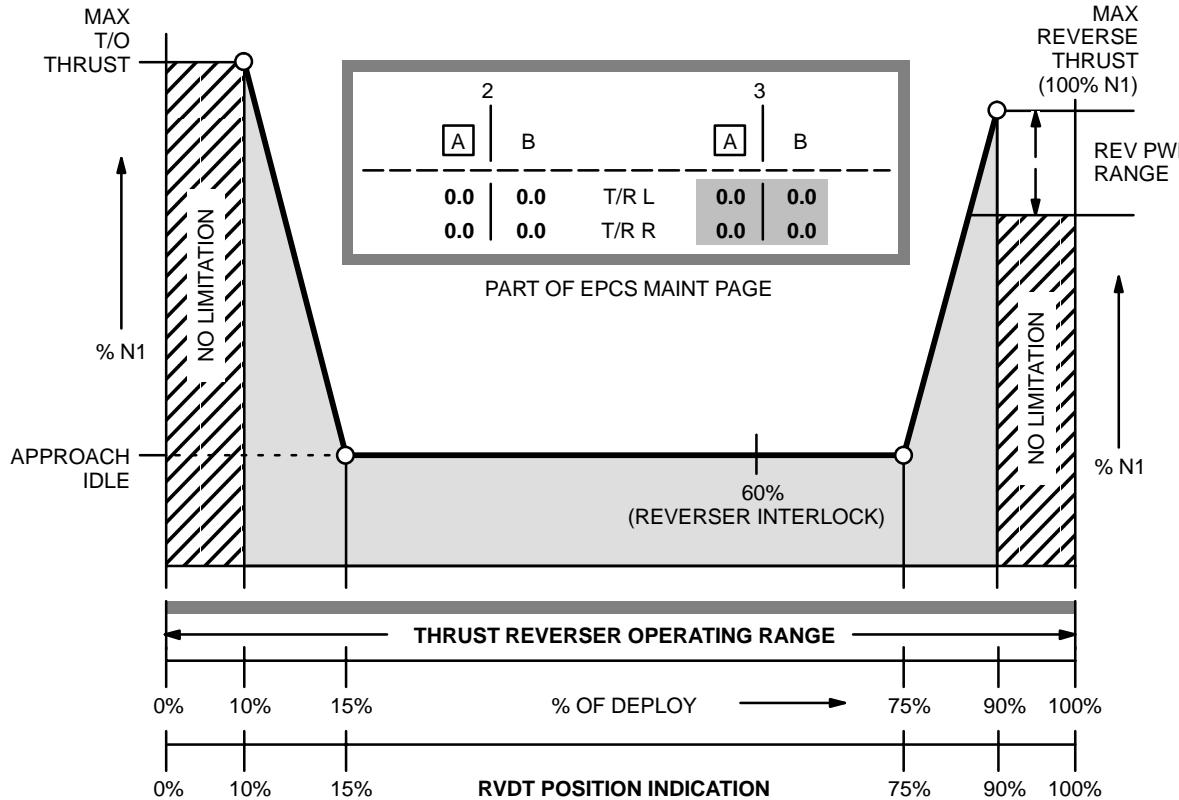
**NOTE:**

IF AT LEAST ONE THRUST REVERSER RVDT GIVES A SIGNAL BETWEEN 10 AND 15 % OF DEPLOY THE EEC (ECU) LINEARLY REDUCES FORWARD THRUST (DOWNWARDS UNTIL IDLE IS REACHED). BETWEEN 15 AND 75 % OF DEPLOY THE EEC WILL LIMIT THE N1 RPM TO IDLE.

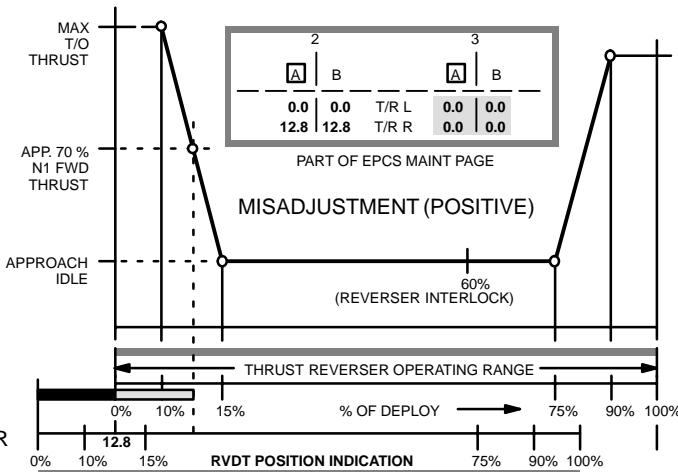
BETWEEN 75 AND 90 % OF DEPLOY THE EEC (ECU) LINEARLY INCREASES REVERSE THRUST (UPWARDS UNTIL MAX REVERSE POWER IS REACHED).

REVERSER POSITION BETWEEN 0 - 10 % OF DEPLOY AND 90 - 100 % OF DEPLOY HAS NO EFFECT TO THE EEC THRUST LIMITATIONS.

ENGINE NO 2 T/R SHOWN, ALL OTHER RVDT's SIMILAR.



EXAMPLE : THE RH RVDT HAS BEEN MISRIGGED TO THE POSITIVE RANGE. THE REVERSER IS FULLY STOWED, BUT THE RVDT SENDS A POSITION OF APPROX. 13 % OF DEPLOY. THEREFORE THE FWD THRUST IS LIMITED TO ABOUT 70 % N1.



EXAMPLE : THE RH RVDT HAS BEEN MISRIGGED TO THE NEGATIVE RANGE. THE REVERSER IS FULLY DEPLOYED, BUT THE RVDT SENDS A POSITION OF APPROX. 83 % OF DEPLOY. THEREFORE THE REVERSE THRUST IS LIMITED TO ABOUT 65 % N1.

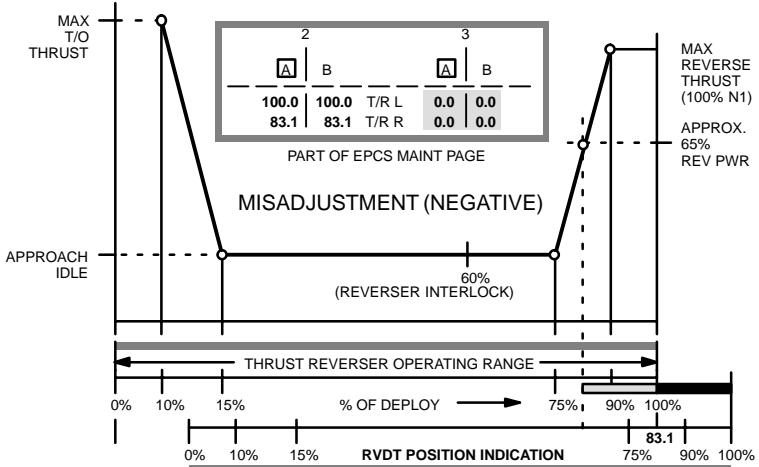


Figure 124 Thrust Reverser (RVDT) Power Limitation

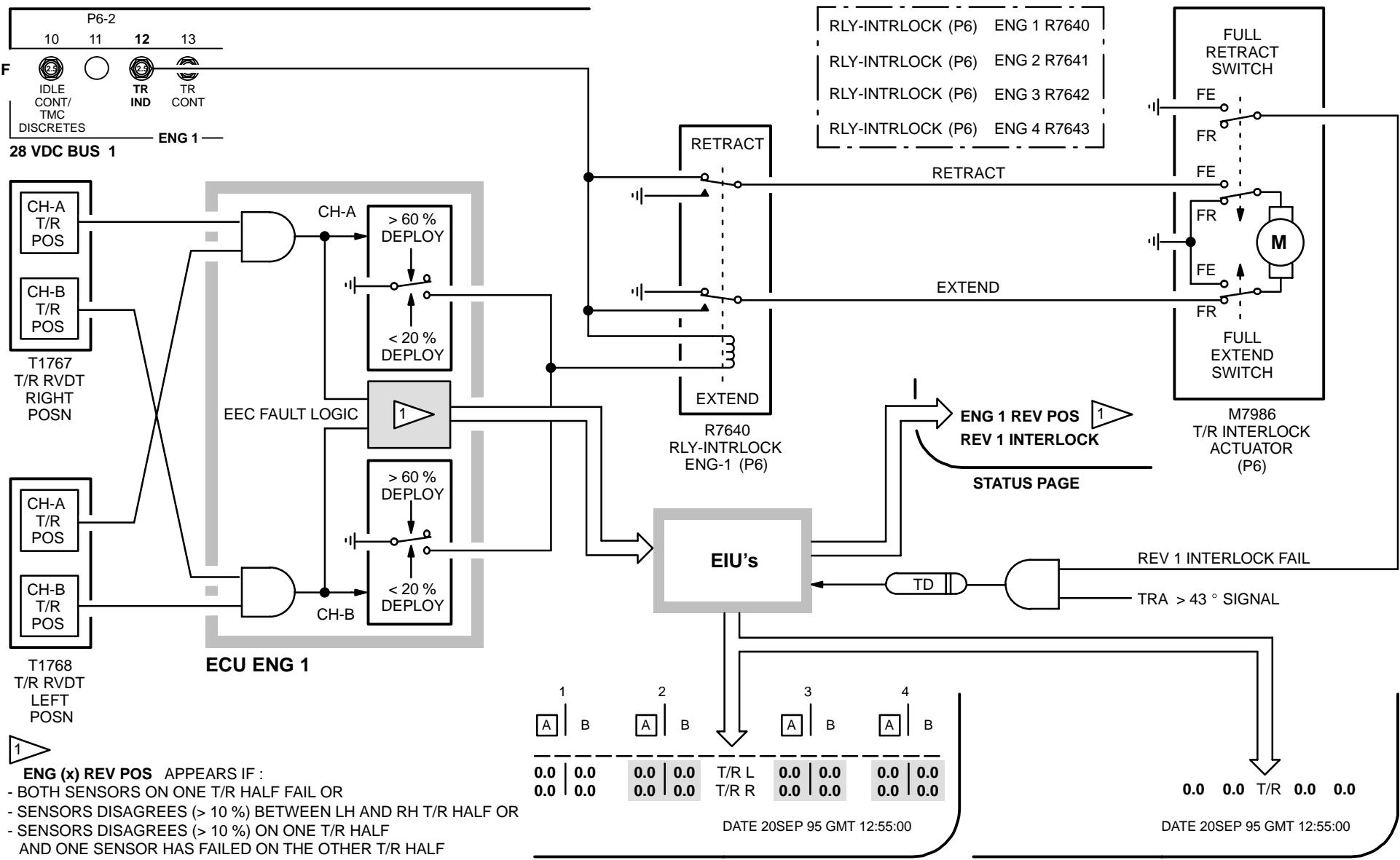
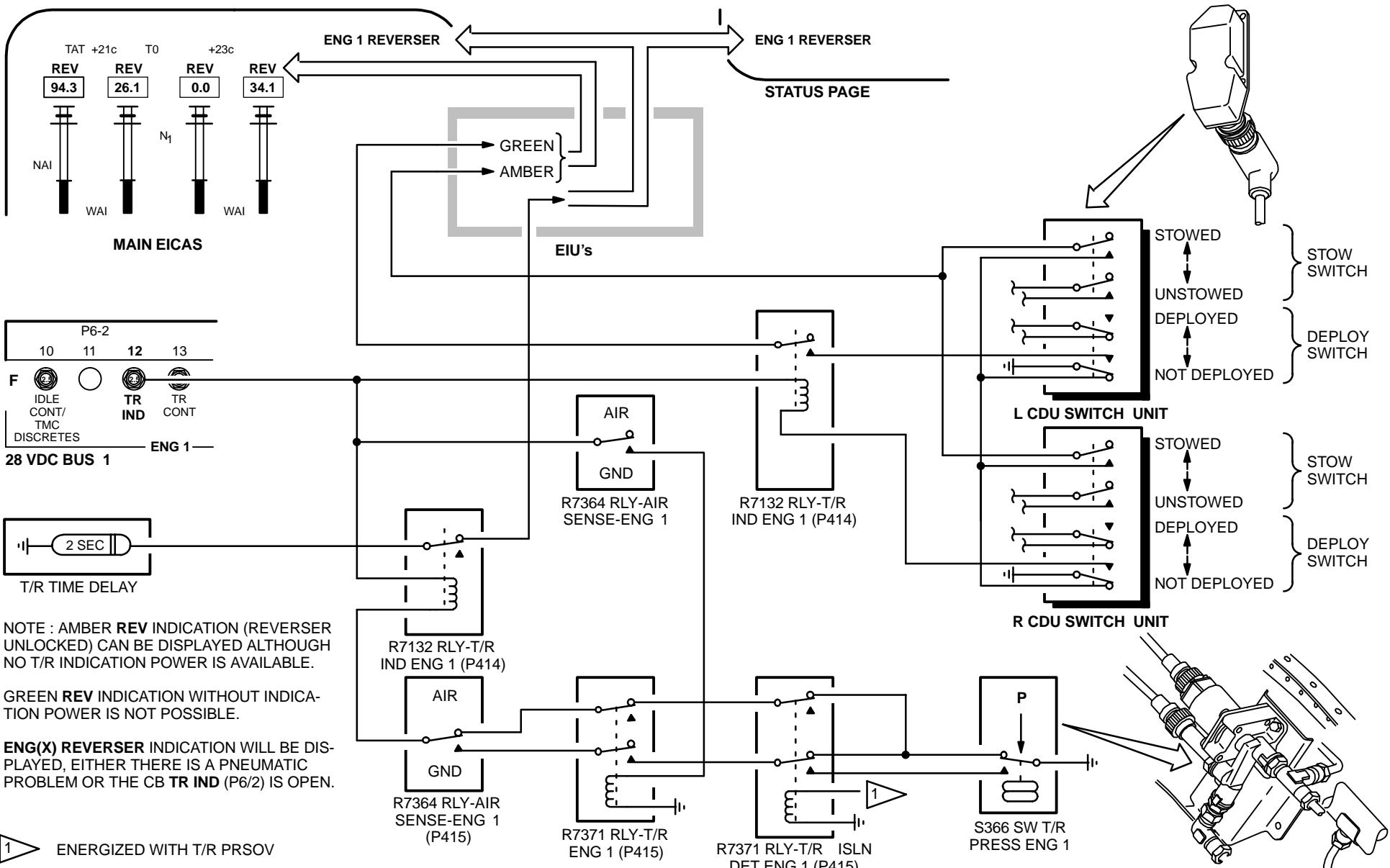
EXHAUST
THRUST REVERSERLufthansa
Technical TrainingB747-430
B2/12M/12E
78-30

Figure 125 Interlock Actuator Wiring Schematic

**EXHAUST
THRUST REVERSER**

Figure 126 Thrust Reverser Indication Schematic



THRUST REVERSER DEACTIVATION

Reverser Deactivation for Flight Dispatch

Ein Thrust Reverser wird gemäß

- AOM Vol II Chap. 0-7 (Minimum Equipment List)
- MM 78-31-00
- TBH-L Teil II 78-31-1

wie folgt deaktiviert:

- CB's für den entsprechenden Reverser am P6 öffnen und mit einem INOPERATIVE Identifier (Collar) sichern.
- Eng (1) **P6/F13 ENG 1 T/R CONT** und Eng (1) **P6/F12 T/R IND**
- Eng (2) **P6/E13 ENG 2 T/R CONT** und Eng (2) **P6/E12 T/R IND**
- Eng (3) **P6/D13 ENG 3 T/R CONT** und Eng (3) **P6/D12 T/R IND**
- Eng (4) **P6/C13 ENG 4 T/R CONT** und Eng (4) **P6/C12 T/R IND**
- Beide Fan Cowlings öffnen.

Achtung:

Die folgenden Arbeiten sind jeweils an **beiden** Thrust Reverser Hälften durchzuführen.

- Lockout Plate am unteren CDU Manual Drive Pad entfernen.
 - Falls sich der Reverser in Deploy oder "Unstowed" Position befindet, Reverser manuell nach STOW fahren (MM 78-31-00/201).
- Die 3 roten "**Do Not Operate**" Warnschilder von der unteren Reverser Torque Box entfernen und mit je 2 Bolzen an den 3 LOCK POINTS der Translating Cowl /Torque Box installieren.
 - Falls notwendig, können die Bohrungen der LOCK POINTS zwischen Translating Cowl und Torque Box durch manuelles Verstellen der CDU bzw. Translating Cowl in Deckung gebracht werden.
- Lockout Plate **mit dem Vierkant nach oben** in das Manual Drive Pad der CDU einsetzen.
- Warnhinweis "REVERSER INOPERATIVE" anbringen.
- Fan Cowls schließen.

EXHAUST THRUST REVERSER



**Lufthansa
Technical Training**

B747-430
B1/2/12M
78-30

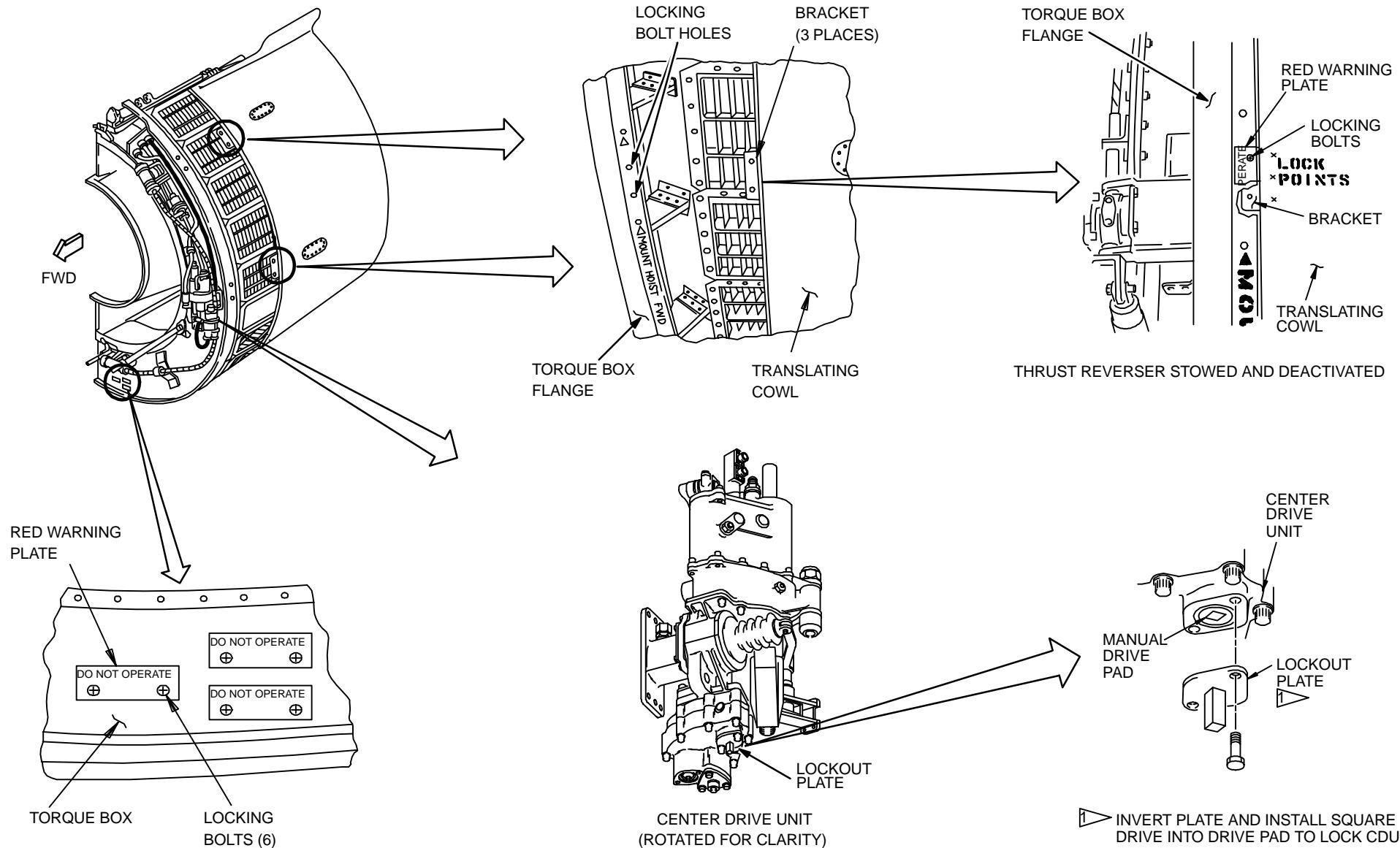


Figure 127 Thrust Reverser Deactivation



THRUST REVERSER MANUAL OPERATION

General

Manuell kann jede Reverser Hälfte separat (nach Deploy/Stow) gefahren werden, während die zweite Hälfte in ihrer Position bleibt.

Ist eine Reverser Hälfte mehr als 20° hochgestellt (in die zweite Position am Hold Open Rod), so darf die Translating Cowl nicht mehr bewegt werden.

Extend (Deploy) Translating Cowl Manually

- CB's für den entsprechenden Reverser am P6 öffnen und sichern.
 - Eng (1) **P6/F13 ENG 1 T/R CONT**
 - Eng (2) **P6/E13 ENG 2 T/R CONT**
 - Eng (3) **P6/D13 ENG 3 T/R CONT**
 - Eng (4) **P6/C13 ENG 4 T/R CONT**
- Fan Cowling öffnen.
- CDU Brake Release Handle nach außen ziehen (Brake Released).
(wenn installiert, Bremse am 3rd Lock lösen)
- Lockout Plate entfernen.
- Handkurbel in den Manual Drive Pad der CDU einsetzen. CDU/Translating Cowl nach Extend (Deploy) drehen (Drehmoment von max.10 in/lbs nicht überschreiten).
- Brake Release Handle zurück drücken (Brake Engaged).
- *(wenn installiert, Bremse am 3rd Lock setzen)*

Retract (Stow) Translating Cowl Manually

- CB's für den entsprechenden Reverser am P6 öffnen und sichern.
 - Eng (1) **P6/F13 ENG 1 T/R CONT**
 - Eng (2) **P6/E13 ENG 2 T/R CONT**
 - Eng (3) **P6/D13 ENG 3 T/R CONT**
 - Eng (4) **P6/C13 ENG 4 T/R CONT**
- Fan Cowling öffnen.
- Lockout Plate entfernen.
- *(wenn installiert, Bremse am 3rd Lock lösen)*
- Handkurbel in den Manual Drive Pad der CDU einsetzen. CDU/Translating Cowl nach Retract (Stow) drehen (Drehmoment von max.10 in/lbs nicht überschreiten).
- Stow Rig Button drücken und halten, bis er die tiefste Position erreicht.
- Spaltmaß zwischen Translating Cowl und Torque Box überprüfen (1.5-3.8mm)
- Lockout Plate mit dem Vierkant nach **außen** installieren
- CB's schließen
- Flugzeug in normalzustand bringen

HINWEIS : Die Bremse an der entsprechenden **Center Drive Unit (CDU)** muß zum Bewegen der Translating Cowling in Richtung STOW nicht gelöst werden, da sie mit einem Freilauf ausgestattet ist. Die Bremse am **3rd Lock** muß aber für beide Fahrrichtungen geöffnet sein.

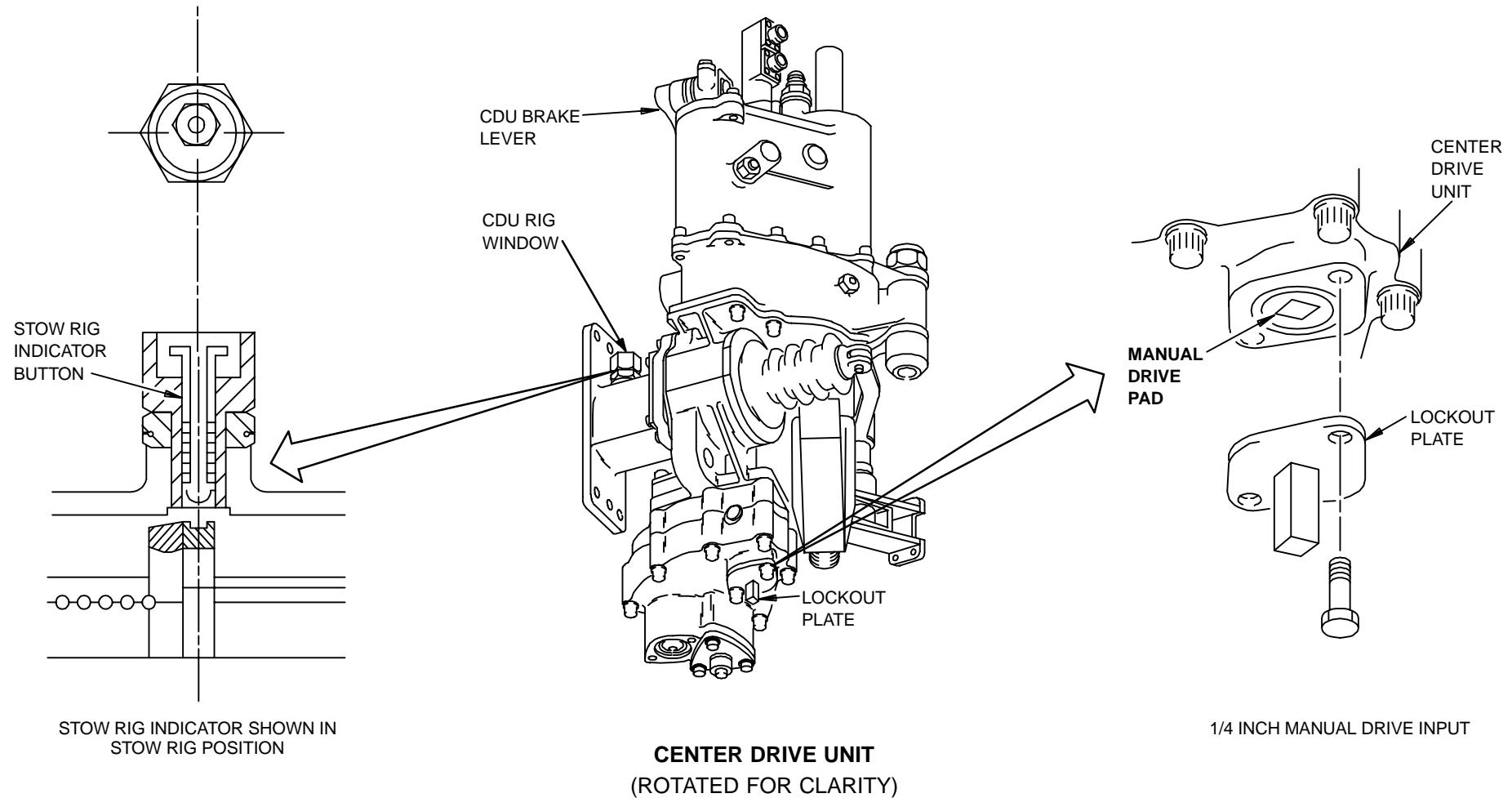


Figure 128 Center Drive Unit Manual Drive



THRUST REVERSER FUNCTIONAL CHECK

12. Power Extension of the Translating Cowl (Alternative Procedure)

A. General

- (1) This task provides an alternative procedure to deploy the thrust reverser on airplanes without the ground service switch.

B. References

- (1) AMM 24-22-00/201, Electrical Power
- (2) AMM 27-81-00/201, Leading Edge Flap System
- (3) AMM 36-00-00/201, Pneumatic Power

C. Procedure

S 862-252-J00

WARNING: THE CIRCUIT BREAKERS AND SWITCHES MUST BE IN THE CORRECT CONFIGURATION TO PREVENT AN ACCIDENTAL AUTOSTART EVENT. YOU MUST FOLLOW THE STEPS IN THE ORDER GIVEN. INJURY TO PERSONS CAN OCCUR IN AN ACCIDENTAL AUTO-START EVENT.

- (1) Make sure all Engine Ground Test switches on the P461 maintenance panel are in the NORMAL position.

S 862-231-J00

CAUTION: MAKE SURE THE ENGINE FUEL CUTOFF LEVER IS IN THE CUTOFF POSITION. THE ENGINE WILL MOTOR BY PNEUMATIC POWER IF THE FUEL LEVER IS IN THE RUN POSITION. ENGINE FUEL PUMP DAMAGE CAN OCCUR.

- (2) Make sure the applicable fuel control levers are in the CUTOFF position.

- (a) Attach DO-NOT-OPERATE tags to the fuel control levers.

S 862-232-J00

- (3) Provide electrical power (AMM 24-22-00/201).

S 862-233-J00

- (4) Make sure this circuit breaker on the P6 panel is closed:

- (a) 6J18, ENG START AIR CONT

S 862-234-J00

- (5) Open this circuit breaker on the P6 panel and attach a DO-NOT-CLOSE tag:

- (a) 6K25, IGN CONT

S 862-235-J00

- (6) For the applicable engine, open these circuit breakers on the P6 panel and attach DO-NOT-CLOSE tags:

- (a) 6F01, ENG 1 IGN 1

- (b) 6F02, ENG 2 IGN 1

- (c) 6F03, ENG 3 IGN 1

- (d) 6F04, ENG 4 IGN 1

- (e) 6G19, STBY IGN ENG 1

- (f) 6G20, STBY IGN ENG 2

- (g) 6G21, STBY IGN ENG 3

- (h) 6G22, STBY IGN ENG 4

- (i) 6K19, ENG 1 IGN 2

- (j) 6K20, ENG 2 IGN 2

- (k) 6K21, ENG 3 IGN 2

- (l) 6K22, ENG 4 IGN 2

- (m) 6G01, ENG 1 FUEL S/O VALVE

- (n) 6G02, ENG 2 FUEL S/O VALVE

- (o) 6G03, ENG 3 FUEL S/O VALVE

- (p) 6G04, ENG 4 FUEL S/O VALVE

S 862-236-J00

WARNING: MAKE SURE THAT ALL PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF THE LE AND TE FLAPS AND FLAP DRIVE MECHANISMS BEFORE YOU MOVE THE FLAP CONTROL LEVER. THE FLAPS CAN MOVE AUTOMATICALLY BY ELECTRICAL POWER WHEN YOU MOVE THE FLAP CONTROL LEVER. THIS CAN CAUSE INJURIES TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (7) Make sure the leading edge flaps are retracted (AMM 27-81-00/201).

EXHAUST THRUST REVERSER



**Lufthansa
Technical Training**

**B747-430
B1/2/12M/12E
78-30**

S 862-237-J00

CAUTION: MAKE SURE YOU DO A DEACTIVATION OF THE LEADING EDGE FLAPS BEFORE YOU OPEN THE THRUST REVERSER HALF. DAMAGE TO THE THRUST REVERSER HALF, THE LEADING EDGE FLAPS, AND THE WING CAN OCCUR.

- (8) Do this Task: "Retracted Leading Edge Flap Deactivation" (AMM 27-81-00/201).

S 862-238-J00

- (9) Make sure the WING ANTI-ICE switch, on the P5 overhead panel, is off.

S 862-241-J00

- (10) Make sure both flight compartment crew and ground crew are in voice communication.

S 862-239-J00

- (11) Move the AUTOSTART switch on the P5 panel to the ON position.
 - (a) Make sure the switch light is illuminated.
 - (b) Make sure the AUTOSTART OFF advisory message does not show on the EICAS.

S 862-243-J00

WARNING: MAKE SURE ALL PERSONS ARE CLEAR OF THE ENGINE INLET AREA. PNEUMATIC POWER WILL CAUSE THE FAN TO ROTATE. INJURY TO PERSONS CAN OCCUR.

- (12) Provide pneumatic power (AMM 36-00-00/201).
 - (a) Make sure the pneumatic power source you use can supply 20 psig (138 kPa) or more, and an air flow of 210 cubic feet per minute (5.9 cubic meters/minute).
 - (b) Make sure you keep the wing duct pressure above 20 psi while you operate the thrust reverser.

S 862-242-J00

WARNING: MAKE SURE ALL PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF THE ENGINE AREA. INJURY TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT CAN OCCUR.

- (13) Visually and aurally make sure that all persons and equipment are clear of the engine inlet and thrust reverser area.

S 862-244-J00

- (14) Pull the applicable engine start switch to provide pneumatic power to the PRSOV.

S 862-245-J00

CAUTION: DO NOT EXTEND THE THRUST REVERSER HALF WHEN THE TRANSLATING COWL IS OPEN TO MORE THAN THE 34 DEGREE POSITION (FIRST STICK). DAMAGE TO THE TRANSLATING COWL OR THE STRUT CAN OCCUR.

CAUTION: THE TRANSLATING COWLS WILL EXTEND WHEN YOU MOVE THE REVERSE THRUST LEVER AFT. MAKE SURE THERE IS NO EQUIPMENT IN THE AREA AFT OF THE THRUST REVERSER. DAMAGE TO THE THRUST REVERSER AND EQUIPMENT CAN OCCUR.

- (15) Move the reverse thrust lever up and aft to the idle detent position to fully extend the translating cowls.

S 862-247-J00

- (16) Push the start switch to the OFF position and attach a DO-NOT-OPERA TE tag.

S 972-248-J00

- (17) If optional TRL/TRR monitoring on the EPSC maintenance display is necessary, move the applicable Engine Ground Test switch on the P461 panel to the TEST position.

S 862-249-J00

- (18) Do this task: Thrust Reverser Deactivation for Ground Maintenance.



THRUST REVERSER FUNCTIONAL CHECK

13. Power Retraction of the Translating Cowl (Alternative Procedure)

A. General

- (1) This task provides an alternative procedure to retract the thrust reverser with pneumatic power on airplanes without the ground service switch.

B. References

- (1) AMM 24-22-00/201, Electrical Power
- (2) AMM 27-81-00/201, Leading Edge Flap System
- (3) AMM 36-00-00/201, Pneumatic Power

C. Prepare to Retract the Thrust Reverser

S 862-251-J00

WARNING: THE CIRCUIT BREAKERS AND SWITCHES MUST BE IN THE CORRECT CONFIGURATION TO PREVENT AN ACCIDENTAL AUTOSTART EVENT. YOU MUST FOLLOW THE STEPS IN THE ORDER GIVEN. INJURY TO PERSONS CAN OCCUR IN AN ACCIDENTAL AUTO-START EVENT.

- (1) Make sure the airplane is in the same configuration as when you deployed the thrust reverser with the alternate method.

NOTE: The steps that follow are repeated from the deploy task to make sure the airplane is in the correct configuration.

- (a) Make sure electrical power is available (AMM 24-22-00/201).
- (b) Make sure the applicable fuel control levers are in the CUTOFF position.
- (c) Make sure this circuit breaker on the P6 panel is in the closed position:
 - 1) 6J18, ENG START AIR CONT
- (d) Make sure this circuit breaker on the P6 panel is in the open position with a DO-NOT-CLOSE TAG attached:
 - 1) 6K25, IGN CONT
- (e) For the applicable engine, make sure these circuit breakers on the P6 panel are open with DO-NOT-CLOSE tags attached:
 - 1) 6F01, ENG 1 IGN 1
 - 2) 6F02, ENG 2 IGN 1
 - 3) 6F03, ENG 3 IGN 1

- 4) 6F04, ENG 4 IGN 1
- 5) 6G19, STBY IGN ENG 1
- 6) 6G20, STBY IGN ENG 2
- 7) 6G21, STBY IGN ENG 3
- 8) 6G22, STBY IGN ENG 4
- 9) 6K19, ENG 1 IGN 2
- 10) 6K20, ENG 2 IGN 2
- 11) 6K21, ENG 3 IGN 2
- 12) 6K22, ENG 4 IGN 2
- 13) 6G01, ENG 1 FUEL S/O VALVE
- 14) 6G02, ENG 2 FUEL S/O VALVE
- 15) 6G03, ENG 3 FUEL S/O VALVE
- 16) 6G04, ENG 4 FUEL S/O VALVE
- (f) Make sure the WING ANTI-ICE switch, on the P5 panel over headpanel, is OFF.
- (g) Make sure the AUTOSTART switch on the P5 panel is in the ON position.

D. Retract the Thrust Reverser

S 862-253-J00

- (1) Make sure both flight compartment crew and ground crew are in voice communication.

S 862-254-J00

WARNING: MAKE SURE ALL PERSONS ARE CLEAR OF THE ENGINE INLET AREA. PNEUMATIC POWER WILL CAUSE THE FAN TO ROTATE. INJURY TO PERSONS CAN OCCUR.

- (2) Provide pneumatic power (AMM 36-00-00/201).
 - (a) Make sure the pneumatic power source you use can supply 20 psig (138 kPa) or more, and an air flow of 210 cubic feet per minute (5.9 cubic meters/minute).
 - (b) Make sure you keep the wing duct pressure above 20 psi while you operate the thrust reverser.

EXHAUST THRUST REVERSER



**Lufthansa
Technical Training**

B747-430
B1/2/12M/12E
78-30

S 862-255-J00

- (3) Increase the pneumatic pressure as necessary to fully retract the thrust reverser.
 - (a) If you use the APU as the pneumatic power source use two air packs.
 - 1) Turn on packs 1 and 3 for engines 1 and 2.
 - 2) Turn on packs 2 and 3 for engines 3 and 4.

S 862-256-J00

WARNING: MAKE SURE ALL PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF THE ENGINE AREA. INJURY TO PERSON AND DAMAGE TO EQUIPMENT CAN OCCUR.

- (4) Visually and aurally make sure that all persons and equipment are clear of the engine inlet and thrust reverser area.

S 862-258-J00

- (5) Remove the DO-NOT-OPERATE tag from the engine start switch.

S 862-257-J00

- (6) Pull the applicable engine start switch to provide pneumatic power to the PRSOV.

S 862-265-J00

- (7) Move the reverse thrust lever forward and down to the stow position.

S 862-260-J00

- (8) Remove the pneumatic power (AMM 36-00-00/201).

E. Put the Airplane Back to Its Usual Condition

S 862-259-J00

- (1) Do this task: Thrust Reverser Activation for Ground Maintenance.

S 862-266-J00

- (2) Do this task: Retracted Leading Edge Flap Activation (AMM 27-81-00/201).

S 862-261-J00

- (3) Move the AUTOSTART switch to the OFF position.

S 862-262-J00

- (4) Remove the tag and close this circuit breaker on the P6 panel:
 - (a) 6K25, IGN CONT

S 862-263-J00

- (5) For the applicable engine, remove the tags and close these circuit breakers on the P6 panel:

- (a) 6F01, ENG 1 IGN 1
- (b) 6F02, ENG 2 IGN 1
- (c) 6F03, ENG 3 IGN 1
- (d) 6F04, ENG 4 IGN 1
- (e) 6G19, STBY IGN ENG 1
- (f) 6G20, STBY IGN ENG 2
- (g) 6G21, STBY IGN ENG 3
- (h) 6G22, STBY IGN ENG 4
- (i) 6K19, ENG 1 IGN 2
- (j) 6K20, ENG 2 IGN 2
- (k) 6K21, ENG 3 IGN 2
- (l) 6K22, ENG 4 IGN 2
- (m) 6G01, ENG 1 FUEL S/O VALVE
- (n) 6G02, ENG 2 FUEL S/O VALVE
- (o) 6G03, ENG 3 FUEL S/O VALVE
- (p) 6G04, ENG 4 FUEL S/O VALVE

S 862-264-J00

- (6) Remove the DO-NOT-OPERATE tag from the fuel control lever.

**THRUST REVERSER OPERATIONAL CHECK****Operational Test - Engine Not Running****A. General**

- (1) In this task, the thrust reverser system is tested for proper operation on an engine that is not running. Pneumatic power is provided to the thrust reverser system by first deactivating the engine start valve and then performing a simulated start procedure. The simulated engine start opens the engine bleed air pressure regulating and shutoff valve (PRSOV) to supply airplane bleed air for operation of the thrust reverser.
- (2) Damage to the translating cowls or strut could result if the translating cowls are deployed with thrust reverser halves opened beyond the 20-degree position.
- (3) This task consists of deactivating the automatic speed brake system, opening the circuit breakers for the fuel and ignition control systems, providing pneumatic power, providing electrical power, deactivating the engine start valve, performing a simulated engine start procedure to supply pneumatic power to the thrust reverser system, testing the operation and flight deck indication of the thrust reverser system, ending the simulated start procedure, activating the engine start valve, removing electrical and pneumatic power, closing the circuit breakers for the fuel and ignition control systems, and activating the automatic speed brake system.

B. Special Tools and Equipment

- (1) G76002 - Protractor (or equivalent)

C. Standard Tools and Equipment

- (1) Spring scale - 0 to 10 pounds

D. References

- (1) 24-22-00/201, Manual Control
- (2) 36-00-00/201, Pneumatic System
- (3) 71-11-06/201, Core Cowl Panels
- (4) 78-31-00/201, Thrust Reverser System

E. Access

- (1) Location Zone

415 and 416	Engine 1 - Thrust Reverser Halves
425 and 426	Engine 2 - Thrust Reverser Halves
435 and 436	Engine 3 - Thrust Reverser Halves
445 and 446	Engine 4 - Thrust Reverser Halves

(2) Access Panel

- | | |
|-----|---------------------------------------|
| 416 | Right Thrust Reverser Half - Engine 1 |
| 426 | Right Thrust Reverser Half - Engine 2 |
| 436 | Right Thrust Reverser Half - Engine 3 |
| 446 | Right Thrust Reverser Half - Engine 4 |

F. Procedure

S 865-031-J00

CAUTION: DO NOT DEPLOY THRUST REVERSER TRANSLATING COWLS WHEN EITHER THRUST REVERSER HALF IS OPEN BEYOND THE 20-DEGREE POSITION. DAMAGE TO THE TRANSLATING COWLS AND STRUT WILL OCCUR.

CAUTION: MAKE SURE AREA AFT OF THRUST REVERSER HALVES IS CLEAR OF ALL EQUIPMENT, WORK-STANDS, ETC. DAMAGE WILL RESULT IF THRUST REVERSER HALVES COLLIDE WITH EQUIPMENT.

- (1) Make sure thrust reverser halves are not open beyond the 20-degree position.

S 415-032-J00

- (2) Make sure core cowl panels are closed (Ref 71-11-06/201).

S 865-033-J00

- (3) Make sure reverse thrust levers are in forward (stowed) position.

S 045-034-J00

WARNING: FAILURE TO DEACTIVATE AUTOMATIC SPEED BRAKE SYSTEM WILL ALLOW AUTOMATIC SPOILER/SPEED BRAKE MOVEMENT WHEN REVERSE THRUST IS SELECTED, WHICH COULD RESULT IN SERIOUS INJURY TO PERSONNEL.

- (4) Open 7G6 SPEED BRAKE AUTO CONT circuit breaker on P7 overhead circuit breaker panel to deactivate automatic speed brake system.

Attach DO-NOT-CLOSE identifier.

EXHAUST THRUST REVERSER



Lufthansa Technical Training

B747-430
B1/2/12M/12E
78-30

S 865-035-J00

- (5) Make sure applicable FUEL CONTROL switch on P8 control stand is in CUTOFF position and attach DO-NOT-OPERATE identifier.

S 865-036-J00

- (6) Make sure WING ANTI-ICE switch and applicable NACELLE ANTI-ICE switch on P5 overhead panel are off.

S 865-184-J00

- (7) DLH 012-999 AND AFA/DLH AIRPLANES WITH SB 78-2151; Make sure these circuit breakers on the P6 panel are closed:

(a) P6 Main Power Distribution Panel

- 1) 6F11 ENG 1 T/R LOCK CONT
- 2) 6E11 ENG 2 T/R LOCK CONT
- 3) 6D11 ENG 3 T/R LOCK CONT
- 4) 6C11 ENG 4 T/R LOCK CONT

S 865-037-J00

- (8) Provide pneumatic power (Ref 36-00-00/201).

NOTE: A pneumatic power source capable of providing a minimum of 20 psig (138 KPa gage) and an air flow of 210 standard cubic feet per minute (5.9 cubic meters) is required to properly operate the thrust reverser for testing.

S 865-038-J00

- (9) Provide electrical power (Ref 24-22-00/201).

S 865-039-J00

- (10) Open circuit breakers and attach DO-NOT-CLOSE identifiers for applicable engine as follows:

(a) P6 Main Power Distribution Panel

- 1) 6G1 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 1
- 2) 6F1 IGN 1 ENG 1
- 3) 6K19 IGN 2 ENG 1
- 4) 6G19 STBY IGN ENG 1
- 5) 6F13 ENG 1 T/R CONT
- 6) 6G2 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 2
- 7) 6F2 IGN 1 ENG 2
- 8) 6K2 IGN 2 ENG 2
- 9) 6G20 STBY IGN ENG 2
- 10) 6E13 ENG 2 T/R CONT

11) 6G3 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 3

12) 6F3 IGN 1 ENG 3

13) 6K2 1 IGN 2 ENG 3

14) 6G2 1 STBY IGN ENG 3

15) 6D13 ENG 3 T/R CONT

16) 6G4 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 4

17) 6F4 IGN 1 ENG 4

18) 6K22 IGN 2 ENG 4

19) 6G22 STBY IGN ENG 4

20) 6C13 ENG 4 T/R CONT

S 865-108-J00

- (11) Move the EEC maintenance switch (for the applicable engine), located on the pilot's overhead panel P461, to TEST. Make sure that N1 and N2 indications on the main EICAS screen shows between 50% and 58%.

S 865-107-J00

WARNING: MAKE SURE THAT PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF THE LE AND TE FLAPS AND FLAP DRIVE MECHANISMS BEFORE YOU MOVE THE FLAP CONTROL LEVER. THE FLAPS CAN MOVE AUTOMATICALLY BY ELECTRICAL POWER WHEN YOU MOVE THE FLAP CONTROL LEVER OR REVERSE THRUST LEVER.

- (12) Make sure leading edge flaps are retracted.

S 865-041-J00

- (13) Make interphone communication between persons on the ground and on the flight deck.

S 045-042-J00

- (14) Deactivate engine start valve.

(a) Open 6J18 ENG START AIR CONT circuit breaker on P6 main power distribution panel.

(b) Open right thrust reverser half (Ref 78-31-00/201).

(c) Disconnect electrical connectors DV351, P94 (red cable), and P104 (orange cable) from engine start valve solenoid.

(d) Close right thrust reverser half (Ref 78-31-00/201).

(e) Close 6J18 ENG START AIR CONT circuit breaker on P6 main power distribution panel.

EXHAUST THRUST REVERSER



S 865-043-J00

- (15) Pull applicable START switch on P5 overhead panel to the on position to supply pneumatic power to the T/R PRSOV.

S 865-044-J00

- (16) Move reverse thrust lever in the deploy direction until it engages reverse idle detent position. There should be no movement of the thrust reverser.

S 975-115-J00

- (17) Verify through the EICAS EPSCS page that the T/R L (T/R R) parameters reads 0% for both channel A and channel B (Ref 45-71-00/201).

S 865-045-J00

WARNING: TRANSLATING COWLS WILL DEPLOY WHEN CIRCUIT BREAKER IS CLOSED. MAKE SURE AREA AFT OF THRUST REVERSER IS CLEAR OF PERSONNEL AND EQUIPMENT BEFORE OPERATION. INJURY TO PERSONNEL AND/OR DAMAGE TO AIRPLANE MAY OCCUR.

- (18) Remove DO-NOT-CLOSE identifier for applicable T/R CONT circuit breaker and close circuit breaker. The thrust reverser will begin to extend. At some mid-stroke position, open the T/R CONT circuit breaker.

S 215-046-J00

- (19) Verify that thrust reverser extension sequence is interrupted.

S 865-047-J00

- (20) Close T/R CONT circuit breaker again to fully deploy thrust reverser.

S 215-048-J00

- (21) Verify that REV amber indication appears on the main EICAS display while the reverser is in transit.

S 215-049-J00

- (22) Verify that REV green indication appears on the main EICAS display when the reverser is fully deployed.

S 975-116-J00

- (23) Verify through the EICAS EPSCS page that the T/R L (T/R R) parameter reads between 95% and 105.0% deployed (on both channel A and channel B) when the thrust reverser is fully extended (Ref 45-71-00/201).

S 865-050-J00

- (24) Move reverse thrust lever to maximum reverse thrust position to verify release of reverse thrust interlock actuator.

S 865-051-J00

- (25) Open circuit breaker for applicable engine as follows:

(a) P6 Main Power Distribution Panel

1) 6F12 ENG 1 T/R IND

2) 6E12 ENG 2 T/R IND

3) 6D12 ENG 3 T/R IND

4) 6C12 ENG 3 T/R IND

S 215-052-J00

- (26) Verify that REV green indication extinguishes and the ENG REVERSER advisory message appears on the main EICAS display.

S 865-053-J00

- (27) Close the applicable T/R IND circuit breaker.

S 215-054-J00

- (28) Verify that the ENG REVERSER advisory extinguishes and REV green indication appears on the main EICAS display.

S 865-055-J00

WARNING: TRANSLATING COWLS WILL STOW WHEN REVERSE THRUST LEVER IS MOVED FORWARD TO IDLE STOW POSITION. MAKE SURE PERSONNEL AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF THRUST REVERSER BEFORE OPERATION. INJURY TO PERSONNEL AND/OR DAMAGE TO AIRPLANE MAY OCCUR.

- (29) Move reverse thrust lever forward to idle stow position and allow translating cowls to fully stow.

S 215-056-J00

- (30) Verify that REV green indication changes to REV amber when the reverser leaves the deployed position.

S 215-057-J00

- (31) Verify that the REV amber indication extinguishes when the reaches the fully stowed position.

S 975-118-J00

- (32) Verify through the EICAS EPSCS page that the T/R L (T/R R) parameters (For both channel A and channel B) reads 0% when the reverser is fully retracted (Ref 45-71-00/201).

EXHAUST THRUST REVERSER



Lufthansa Technical Training

B747-430
B1/2/12M/12E
78-30

S 485-058-J00

(33) Connect spring scale to reverse thrust lever.

S 485-059-J00

(34) Attach protractor to P8 control stand.

S 865-060-J00

WARNING: TRANSLATING COWLS WILL DEPLOY WHEN REVERSE THRUST LEVER IS MOVED AFT TO REVERSE POSITION. MAKE SURE AREA AFT OF THRUST REVERSER IS CLEAR OF PERSONNEL AND EQUIPMENT BEFORE OPERATION. INJURY TO PERSONNEL AND/OR DAMAGE TO AIRPLANE MAY OCCUR.

(35) Move reverse thrust lever aft to the full reverse position to translate cowls to fully deployed position.

S 225-061-J00

(36) Using flight deck indication, measure thrust reverser deployment time. Deployment time should not exceed 2.5 seconds from stowed position to fully deployed position.

S 225-062-J00

(37) Measure the reverse thrust lever travel. Lever travel should be 87-91 degrees.

S 225-063-J00

(38) Measure the force required to move the reverse thrust lever through its range.

(a) Make sure the load is not more than 4.0 pounds (17.8 Newtons) except at the idle detent.

(b) The maximum load limit at idle detent for engines 1 and 3 is 5.5 pounds (24.5 Newtons).

(c) The maximum load limit at idle detent for engines 2 and 4 is 6.5 pounds (29.0 Newtons).

S 865-064-J00

WARNING: TRANSLATING COWLS WILL STOW WHEN REVERSE THRUST LEVER IS MOVED FORWARD TO IDLE STOW POSITION. MAKE SURE PERSONNEL AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF THRUST REVERSER BEFORE OPERATION. INJURY TO PERSONNEL AND/OR DAMAGE TO AIRPLANE MAY OCCUR.

(39) Move reverse thrust lever forward to idle stow position and allow translating cowls to fully stow.

S 225-065-J00

(40) Using flight deck indication, measure thrust reverser stowage time. Stowage time should not exceed 5.0 seconds.

S 225-066-J00

(41) Measure the force required to move the reverse thrust lever through the detent to the idle stow position. Force should not exceed 6.5 pounds.

S 865-068-J00

(42) Push START switch on the P5 overhead panel to the off position.

S 865-119-J00

(43) Put the EEC maintenance switch on panel P461 to NORM.

S 085-069-J00

(44) Remove spring scale and protractor from P8 control stand.

S 445-070-J00

(45) Activate engine start valve.

(a) Open 6J18 ENG START AIR CONT circuit breaker on P6 main power distribution panel.

(b) Open right thrust reverser half (Ref 78-31-00/201).

(c) Connect electrical connectors DV351, P94 (red cable), and P104 (orange cable) to engine start valve solenoid.

(d) Close right thrust reverser half (Ref 78-31-00/201).

(e) Close 6J18 ENG START AIR CONT circuit breaker on main power distribution panel.

S 865-071-J00

(46) Remove DO-NOT-CLOSE identifiers and close circuit breakers for applicable engine as follows:

(a) P6 Main Power Distribution Panel

1) 6G1 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 1

2) 6F1 IGN 1 ENG 1

3) 6K19 IGN 2 ENG 1

4) 6G19 STBY IGN ENG 1

5) 6G2 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 2

6) 6F2 IGN 1 ENG 2

7) 6K20 IGN 2 ENG 2

8) 6G20 STBY IGN ENG 2

9) 6G3 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 3



-
- 10) 6F3 IGN 1 ENG 3
 - 11) 6K21 IGN 2 ENG 3
 - 12) 6G21 STBY IGN ENG 3
 - 13) 6G4 FUEL SHUTOFF VALVE ENG 4
 - 14) 6F4 IGN 1 ENG 4
 - 15) 6K22 IGN 2 ENG 4
 - 16) 6G22 STBY IGN ENG 4

S 445-072-J00

- (47) Remove DO-NOT-CLOSE identifier and close 7G6 SPEED BRAKE AUTO CONT circuit breaker on P7 overhead circuit breaker panel to activate automatic speed brake system.

S 865-073-J00

- (48) Remove DO-NOT-OPERATE identifier from applicable FUEL CONTROL switch on P8 control stand.

S 865-074-J00

- (49) Remove electrical power if no longer necessary (Ref 24-22-00/201).

S 865-075-J00

- (50) Remove pneumatic power if no longer necessary (Ref 36-00-00/201).

**EXHAUST
THRUST REVERSER**



**Lufthansa
Technical Training**

**B747-430
B1/2/12M/12E
78-30**

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK



THRUST REVERSER INDICATION

Thrust Reverser Messages

Die Level C Advisory Message / Level D Status Message:

ENG (X) REVERSER erscheinen

- wenn der Thrust Reverser *angesteuert* ist, der Pressure Switch jedoch keinen Druck (> 3) PSI mißt.
- wenn der Thrust Reverser *nicht angesteuert* ist, der Pressure Switch aber dennoch einen Druck (> 3) PSI mißt.
- wenn der Circuit Breaker
 - T/R CONT (P6-2 C/D/E/F 13) (Control) und/oder
 - T/R IND (P6-2 C/D/E/F 12) (Indication)

geöffnet ist.

Die Level D Status Message:

ENG (X) REVERSER POS (STATUS Page) erscheint wenn

- der RVDT für den ECU CH-A und der RVDT für den ECU CH-B an einer Reverser Hälfte ausfällt
- die RVDT Meßwerte für beide ECU Kanäle an der rechten und der linken Reverser Hälfte um mehr als 10 % voneinander abweichen
- die RVDT Meßwerte für den ECU CH-A und die RVDT Meßwerte für den ECU CH-B an einer Reverser Hälfte um mehr als 10 % voneinander abweichen und gleichzeitig der RVDT für den ECU CH-A oder der RVDT für den ECU CH-B an der anderen Reverser Hälfte ausfällt.

In diesem Falle fährt der Interlock Actuator nicht, auf der Perf. Maint. Page und EPCS Maint. Page werden die Anzeigen gelöscht (blank).

Die Level D Status Message:

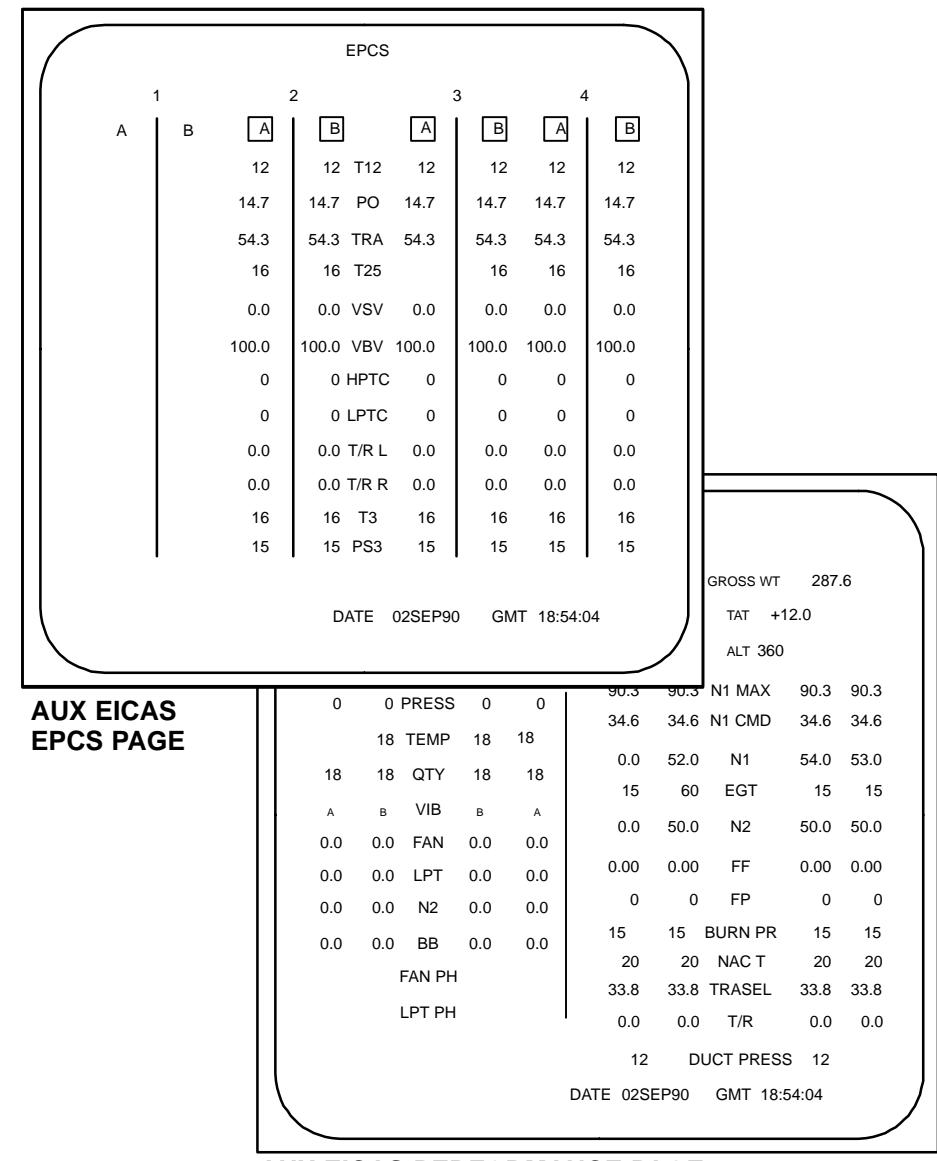
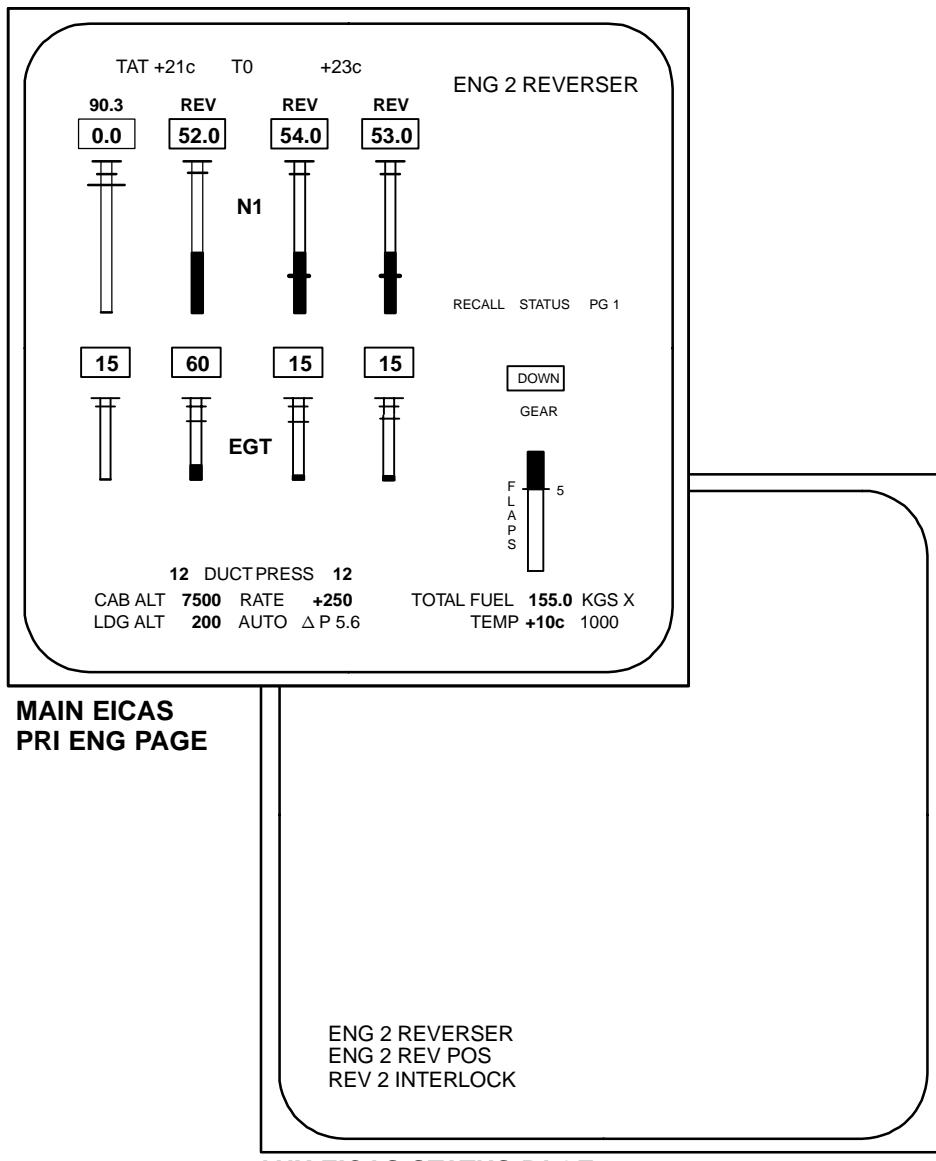
REV (X) INTERLOCK erscheint

nach 10 sec. Time Delay, wenn nach erfolgtem Reverse Vorgang der Interlock Actuator nicht wieder die Lock Position gefahren ist und der entsprechende Gashebel eine FWDThrust Position > 43° TRA meldet.

**EXHAUST
THRUST REVERSER**

**Lufthansa
Technical Training**
B747-430

B1/2/12M/1E/12E

78-30**Figure 129 Thrust Reverser Indication**



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

**EXHAUST
THRUST REVERSER**

**Lufthansa
Technical Training**
B747-430

B1/2/12M/1E/12E

78-30

TECHNICAL LOG BOOK		TRIP-CHECK DATE	MECH PK-No.						
MAINTENANCE CHECK	STATION	TRIP-CHECK SIGN	ACC CAPT SIGN						
A/C-REG	A/C-REG	A/C-REG	A/C-REG	A/C-REG	A/C-REG	A/C-REG	A/C-REG	A/C-REG	A/C-REG
CPT or FE	CPT or FE	CPT or FE	CPT or FE	CPT or FE	CPT or FE	CPT or FE	CPT or FE	CPT or FE	CPT or FE
PK-No.	PK-No.	PK-No.	PK-No.	PK-No.	PK-No.	PK-No.	PK-No.	PK-No.	PK-No.
Flight-No.	LH431	Flight-No.	Day	Flight-No.	Day	Flight-No.	Day	Flight-No.	Day
Leg	ORD - FRA	Leg		Leg		Leg		Leg	
TLB-No.	TLB-No.	TLB-No.	TLB-No.	TLB-No.	TLB-No.	TLB-No.	TLB-No.	TLB-No.	TLB-No.
TLB-No.	T336213	TLB-REFER		ACT		see Note →	ATT TO		
ASC		HANDICAP = H				cover inside			
REP		IMPORTANT = I				STATION			
ENG 1 REVERSER DID NOT OPERATE									
AFTER LANDING.									
ADVISORY MSG "ENG 1 REVERSER"									
AND "BLEED 1 OFF APPEARED ON EICAS.									
TLB-No.	T336214	TLB-REFER		ASC		see Note →	ATT TO		
				ACT		cover inside			
						STATION			
						DATE	D M Y		
						UTC		SIGN	
						PK-No.			
		CPT or FE	XXXX						

PRESENT LEG FAULTS 1/3

- * CAUTION : 29 11 29 00
- < HYD PRESS SYS 1
- * ADVISORY : 29 11 23 00
- < HYD PRESS ENG 1
- * ADVISORY : 78 03 01 00
- < ENG 1 REVERSER
- * ADVISORY : 36 10 23 00
- < BLEED 1

ERASE >

- < ERASE STATUS
- REPORT >
- < RETURN
- HELP >

FAULT HISTORY MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN VHVV / EDDF 685-2270-008 GE-007 1030 *****

SYSTEM ID: 36-11 PNEUMATIC

BLEED -1 PRESSURE REGULATING VALVE/ CONTROLLER FAIL	16NOV93 1030	LEG: 02 ROLLOUT MSG: 36013
-----------------------------------------------------------	--------------	----------------------------------

BLEED PRV ENG 1 - STATUS 36 10 67 00
BLEED 1 - ADVISORY 36 10 23 00

***** END OF REPORT *****

PRESENT LEG FAULT MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN LH431 VHVV / EDDF 685-2270-008 GE-007 16NOV93 1030

ENGINE 1 REVERSER	16NOV93 1030	ATA : 71-00 EQUIP : N/A
ENG 1 REVERSER - ADVISORY	78 03 18 00 A	
ENG 1 REVERSER - STATUS	78 03 01 00 A	

***** END OF REPORT *****

Figure 130 ATA 78 Eng. Reverser Trouble Shooting Example



ATA 71 POWER PLANT

71-10 ENGINE COWLINGS

ENGINE COWLINGS DESCRIPTION

Jedes Triebwerk ist mit Verkleidungen ausgerüstet, die wie folgt bezeichnet werden:

- Inlet (Nose) Cowling
- Fan Cowling
- Core Cowling

Die beiden Thrust Reverser Halfs sind in diesem Sinne ebenfalls als (Core) Cowlings zu betrachten.

Das Öffnen und Schließen der Engine Cowlings ist nur unter Beachtung verschiedener Sicherheitsmaßnahmen erlaubt, um Verletzungen des Personals und/oder Beschädigungen von Triebwerk oder Cowlings zu vermeiden. (see AMM 71-11)

- Sollen die Cowlings an Triebwerk 1 oder 4 geöffnet werden, so müssen zuvor die Leading Edge Flaps deaktiviert und gesichert sein.
- Da (in Flugrichtung) die jeweils vorderen Cowlings die hinteren überlappen, ist die Reihenfolge beim Öffnen:
 - Fan Cowlings
 - Thrust Reverser Halfs
 - Core Cowlings.
- Beim Schließen ist sinngemäß umgekehrt zu verfahren.
- **Alle** vorhandenen Aufstellstangen (Hold Open Rods) müssen eingesetzt und gesichert werden.
- Wenn die *Thrust Reverser Halfs* eines der 4 Triebwerke geöffnet und aufgestellt werden sollen ist sicherzustellen daß:
 - die Leading Edge Devices
 - der entsprechende Thrust Reverser deaktiviert und gesichert sind.
 - **beide** Latch Mounting Ring Upper Latches geöffnet sind (auch wenn nur eine der beiden Hälften aufgestellt werden soll), **bevor** die unteren Reverser Verschlüsse (Tension Latches) entriegelt werden.

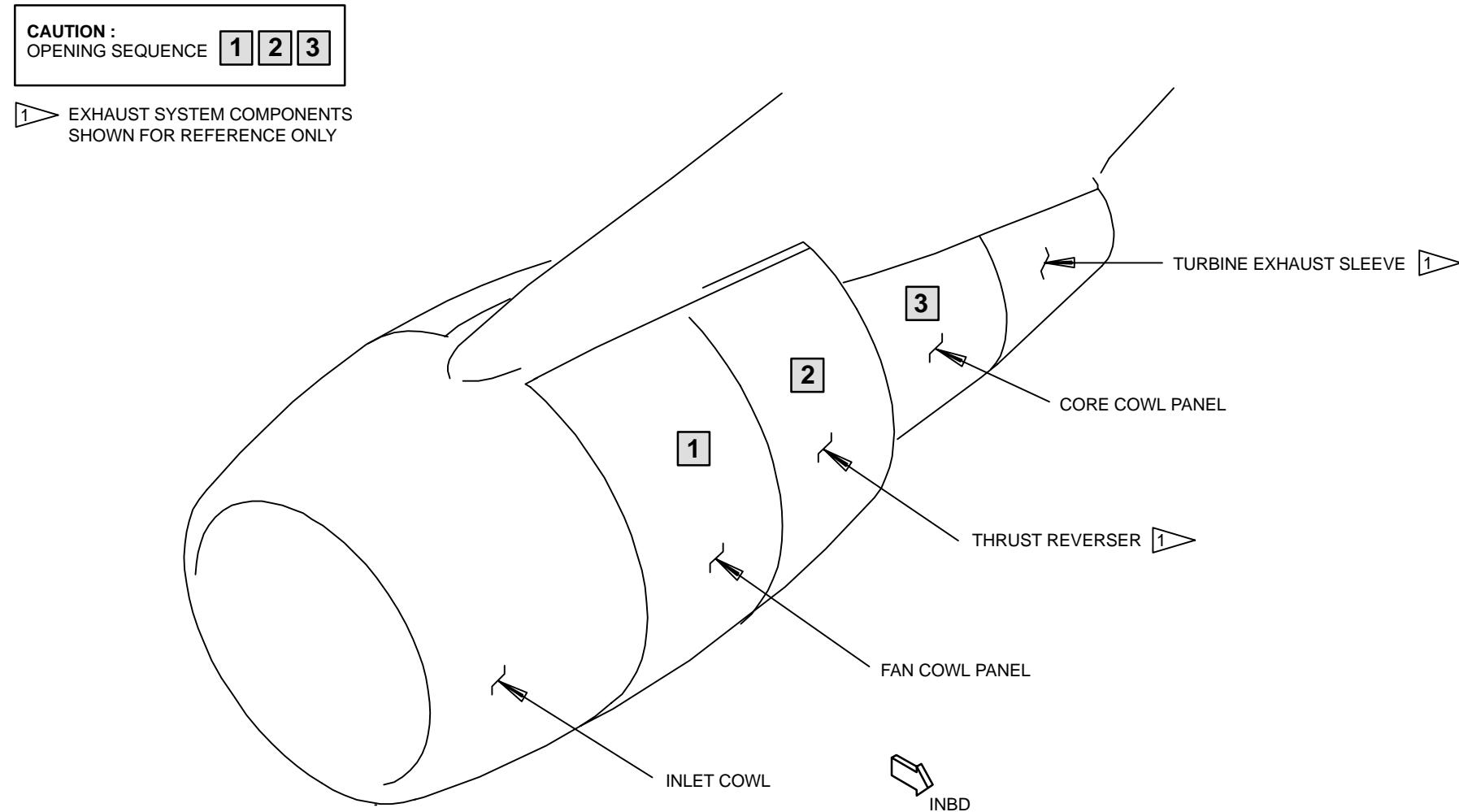
Wenn nicht alle 16 Deflector Doors (Cascade Vanes) installiert sind oder die Windgeschwindigkeit mehr als 40 Kts. beträgt, dürfen die T/R Halfes nicht mehr geöffnet werden.

Befindet sich ein Thrust Reverser teilweise oder ganz in der DEPLOY Position, dürfen die T/R Halfes nicht mehr als 20 ° aufgestellt werden (1. Stufe).

Die Thrust Reverser Halfes werden mittels Handpumpe in die (20° oder 45°) geöffnete Stellung gebracht.

WARNUNG! *Es darf sich während des gesamten Öffnungsvorganges niemand unter dem Triebwerk aufhalten, bevor das entsprechende Hold Open Rod eingesetzt und gesichert ist. Es besteht Lebensgefahr !!*

Beim Schließen der Engine Cowlings dürfen beide Latch Mounting Ring Upper Latches **erst geschlossen** (und auf sicheren Eingriff kontrolliert werden), wenn **alle 3 T/R Tension Latches** verriegelt sind.

**Figure 131 Engine Cowlings**

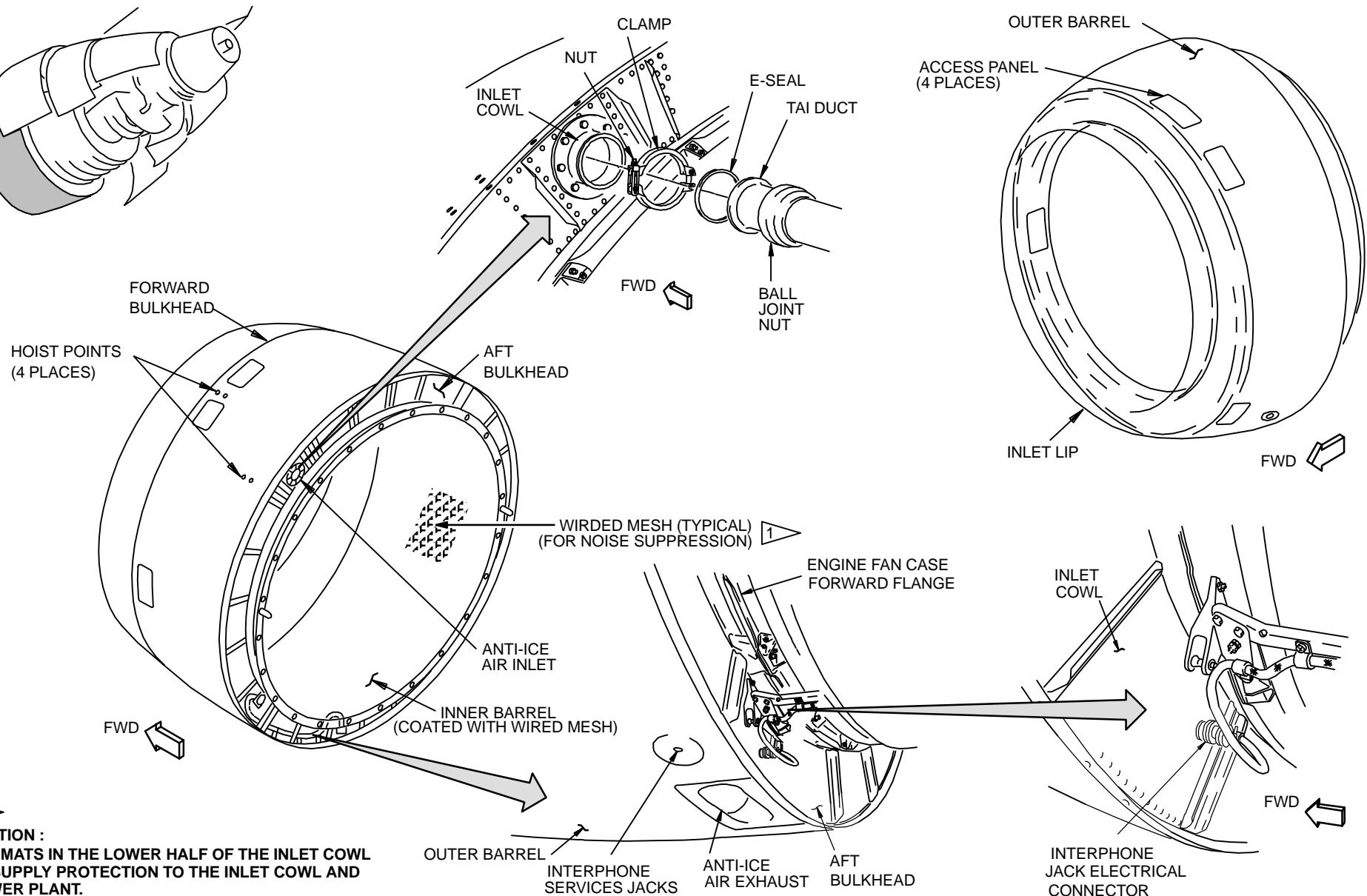


Figure 132 Engine Nose Cowl

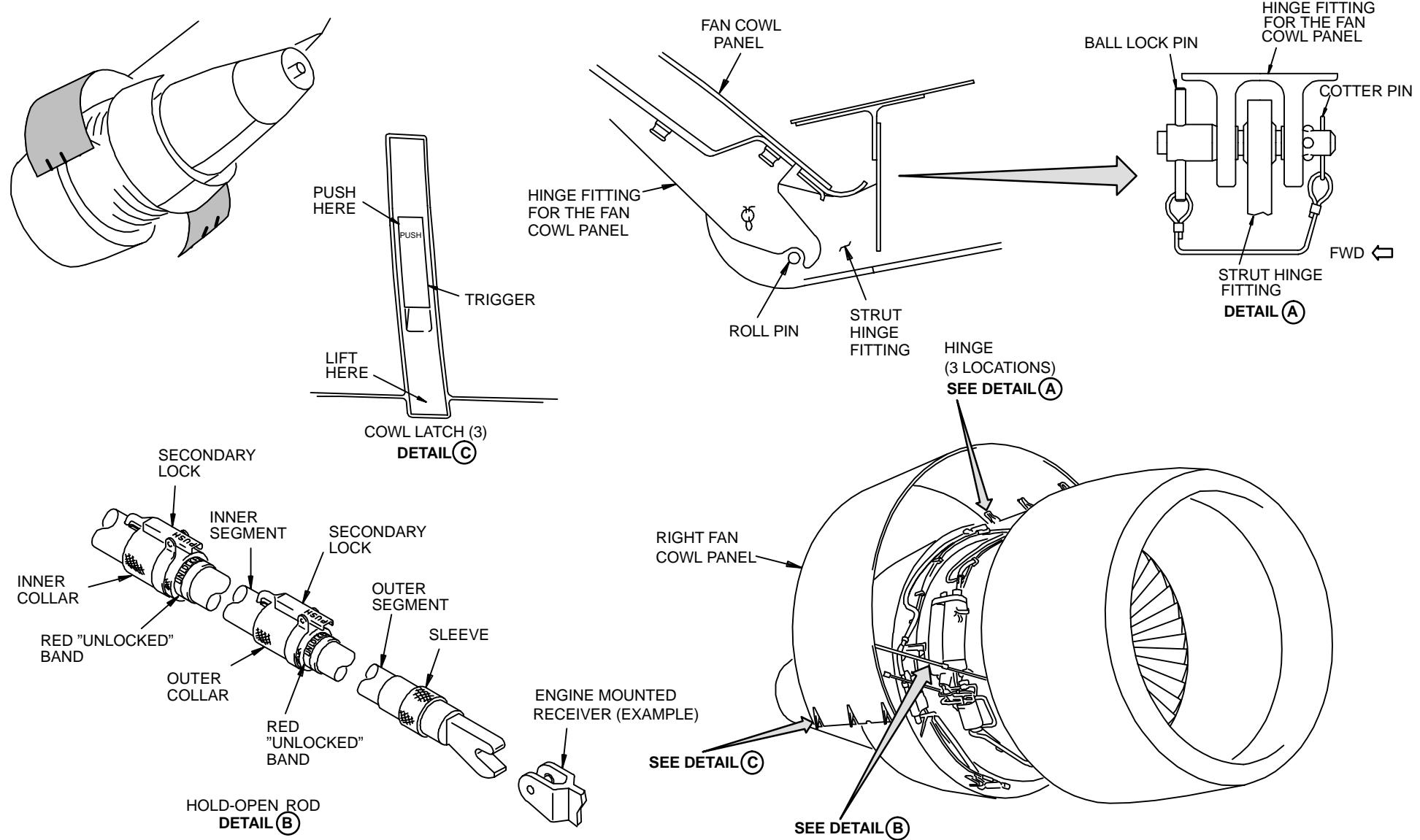


Figure 133 Fan Cowl Panel

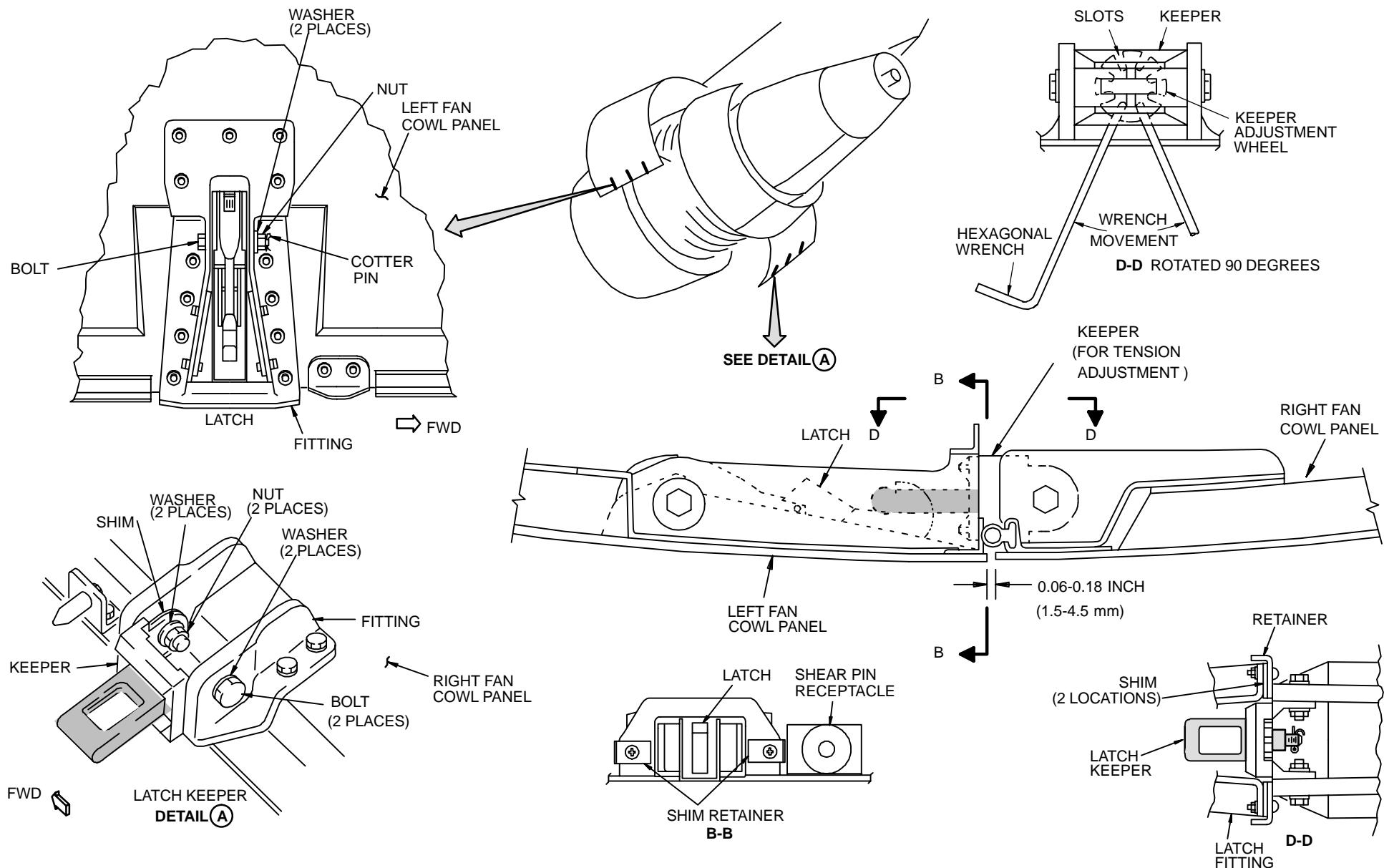


Figure 134 Fan Cowl Panel Latches

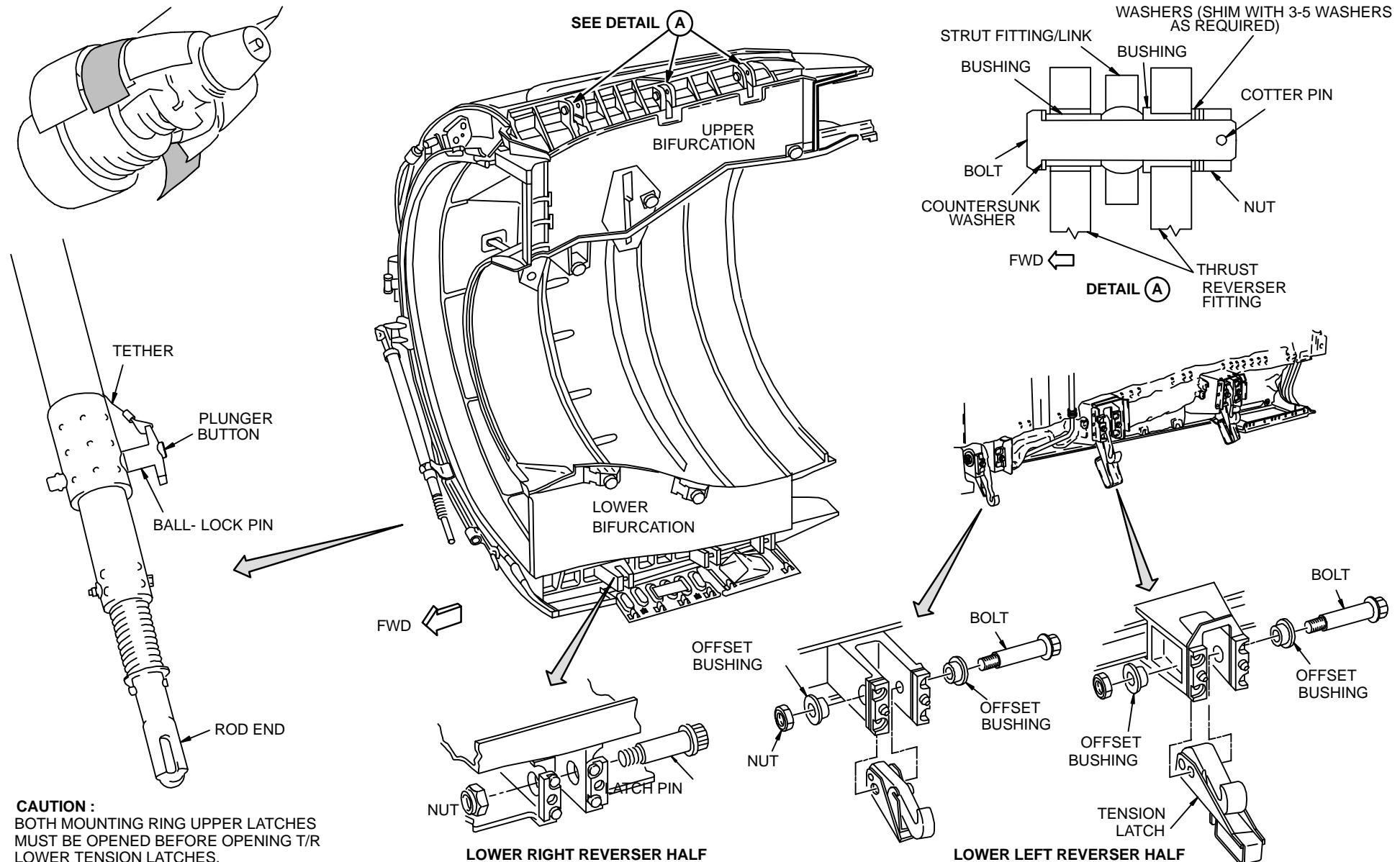


Figure 135 Thrust Reverser Hinge & Latches

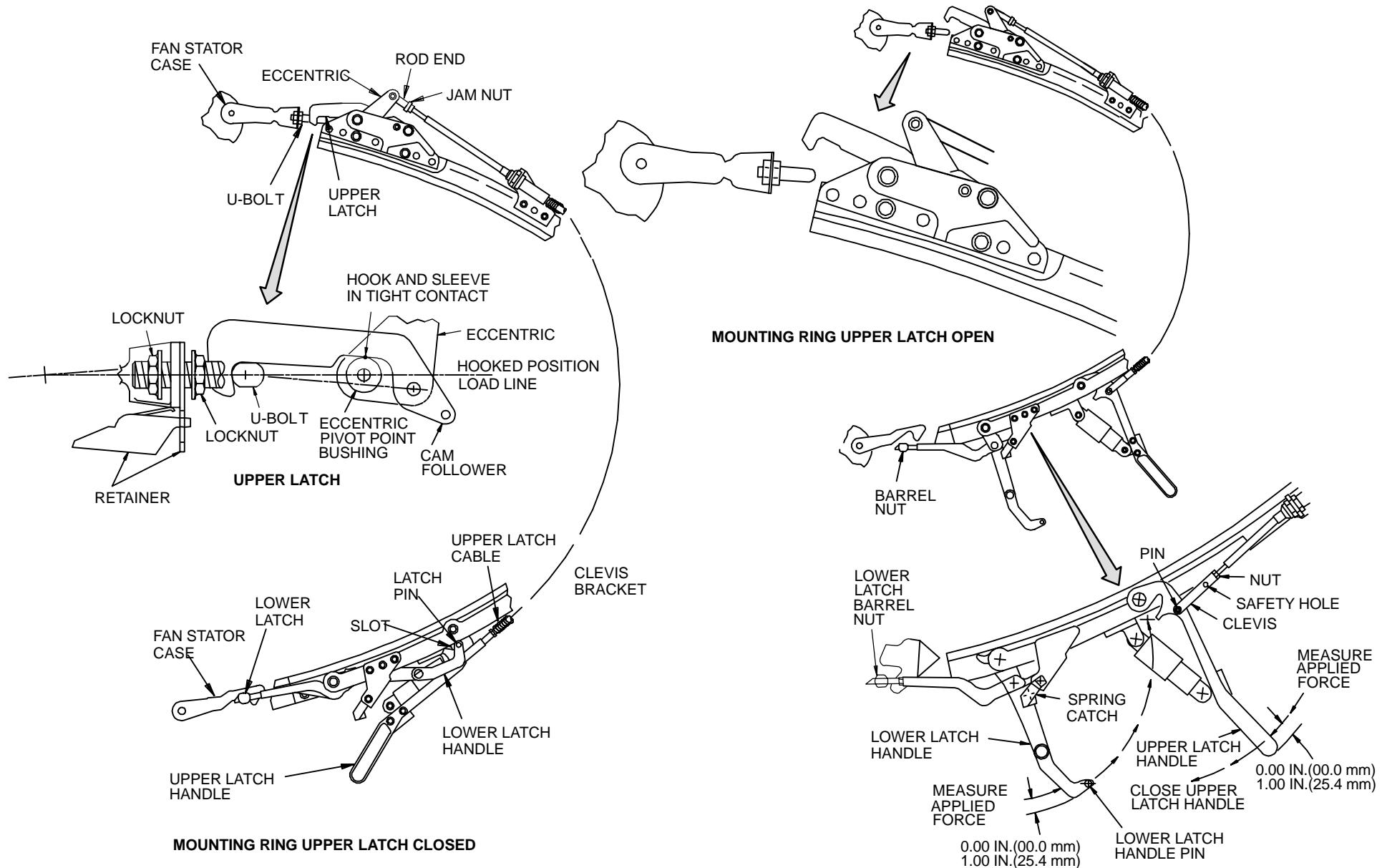


Figure 136 Latch Mounting Ring Installation

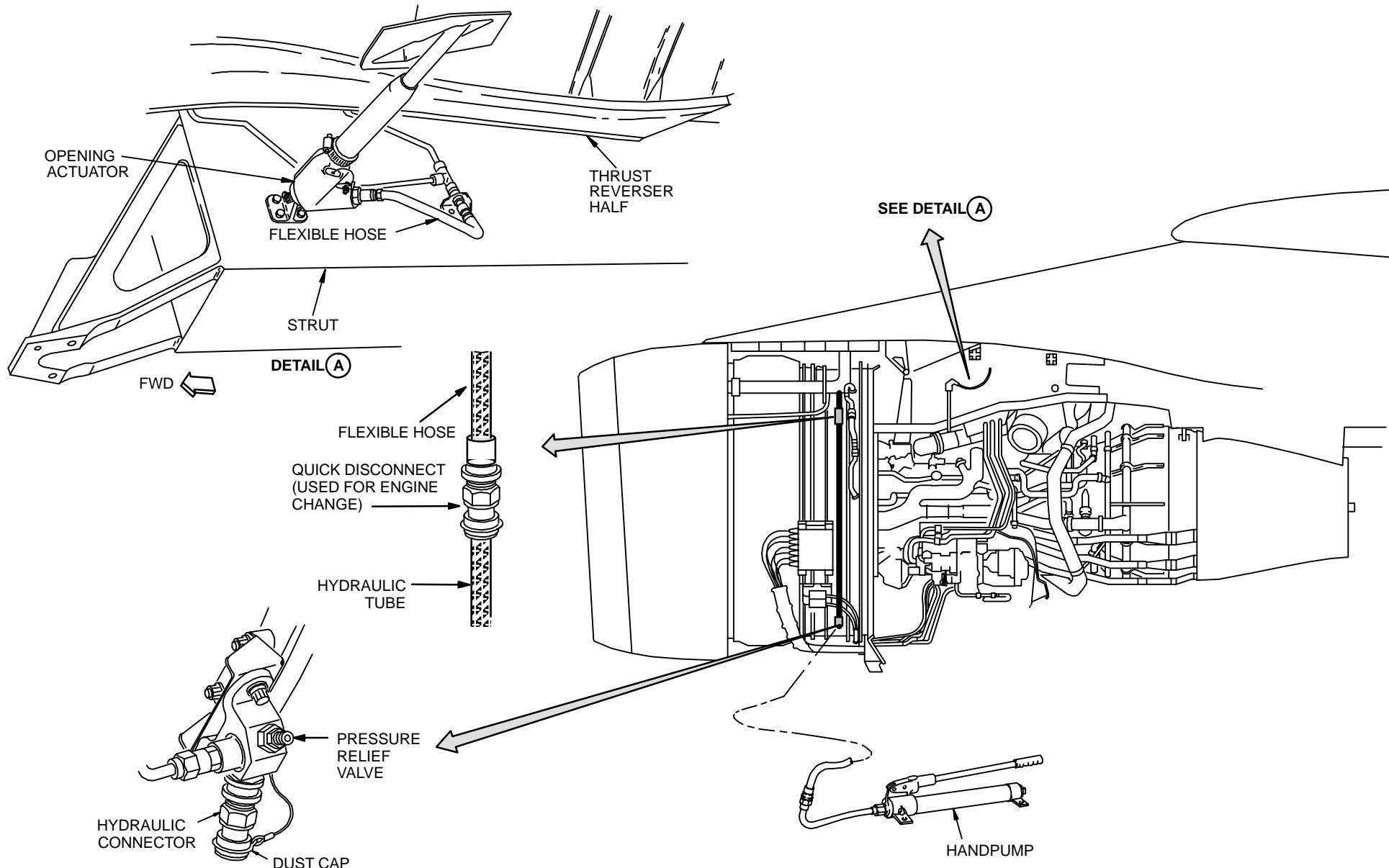


Figure 137 Thrust Reverser Opening Components

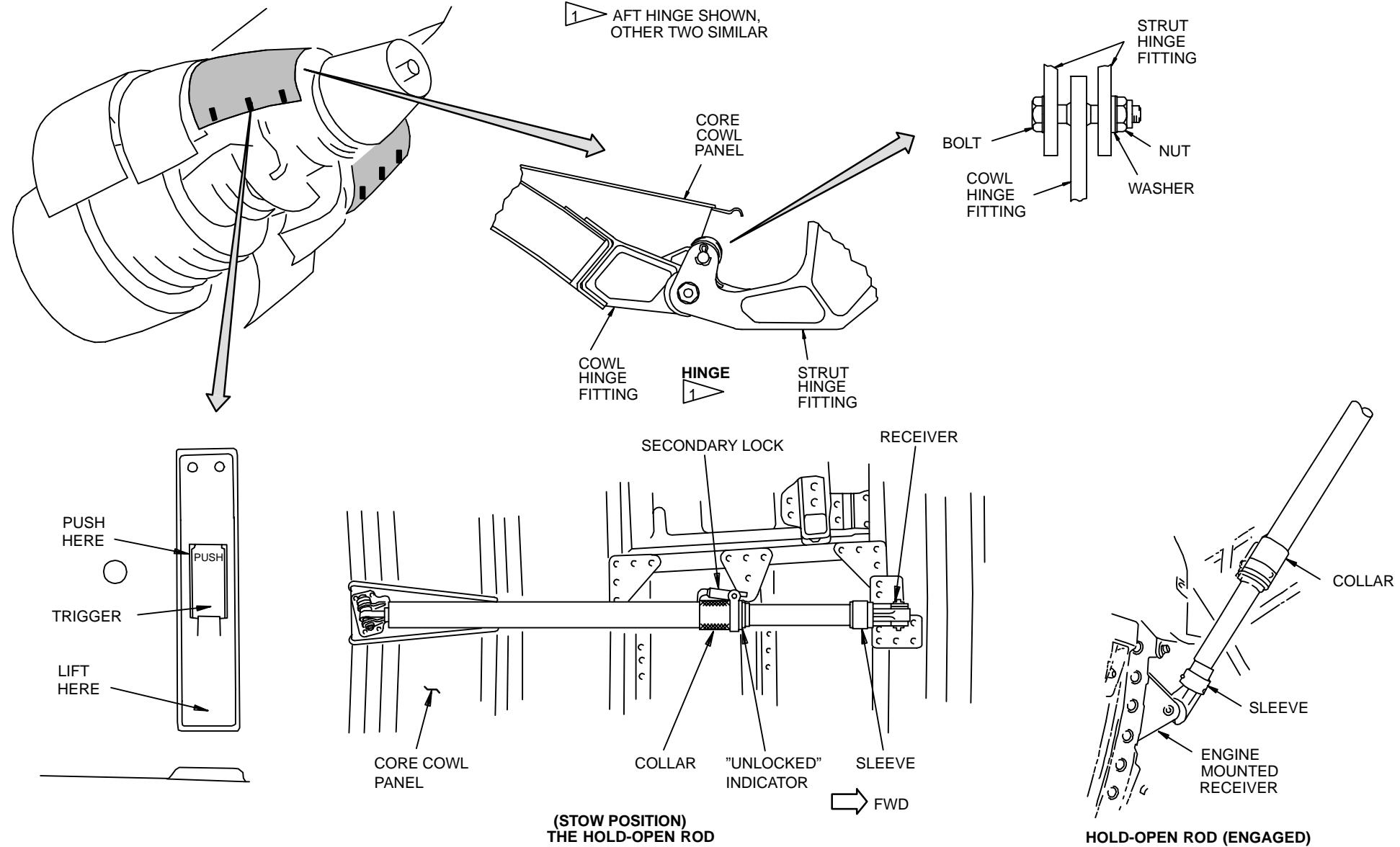


Figure 138 Core Cowl Hinges & Hold Open Rods

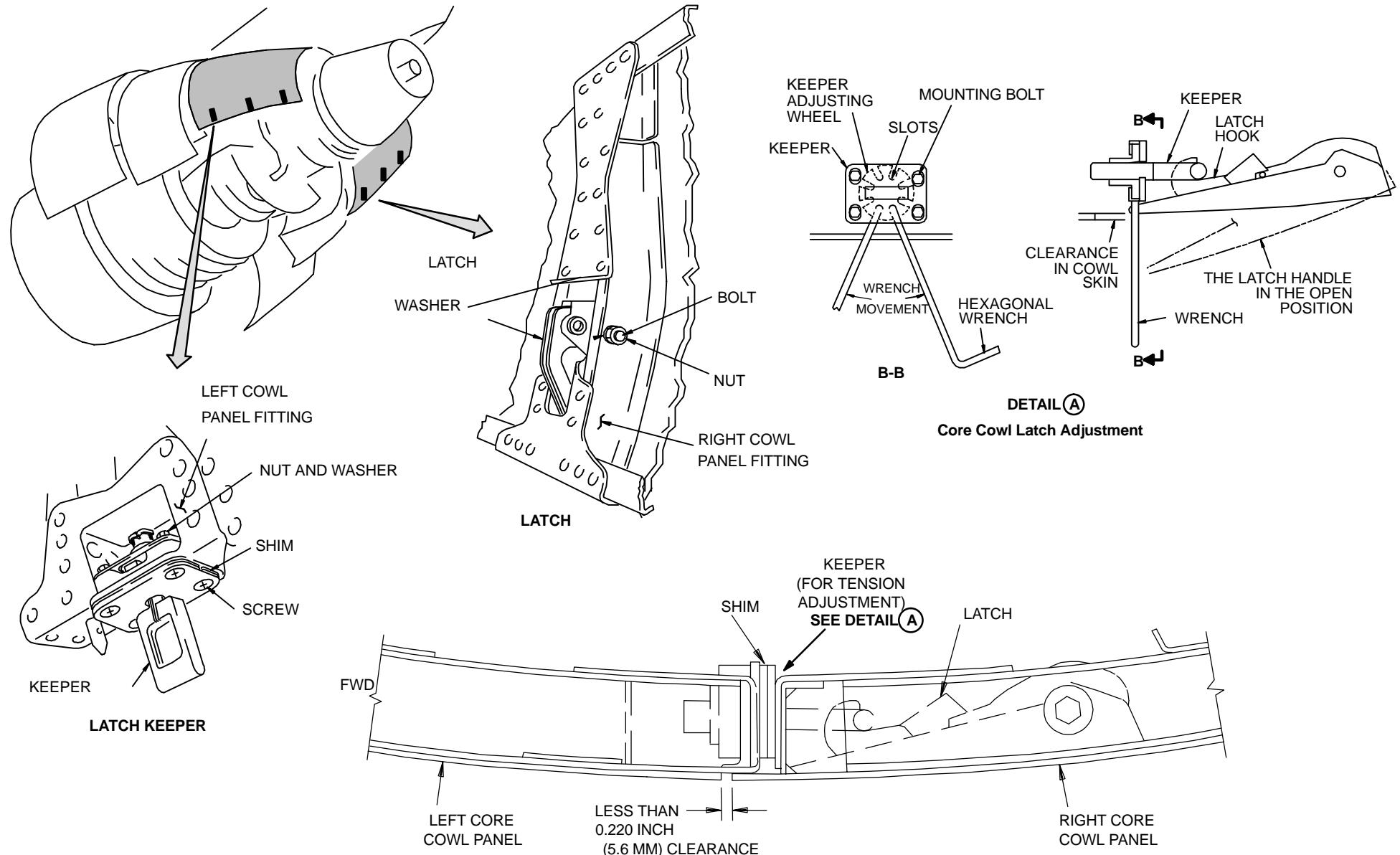


Figure 139 Core Cowl Panel Latches & Adjustment



ATA 71 POWER PLANT

71-1 1 PANEL & ACCESS DOORS

Engine Panel and Access Doors Inboard and Outboard Engines

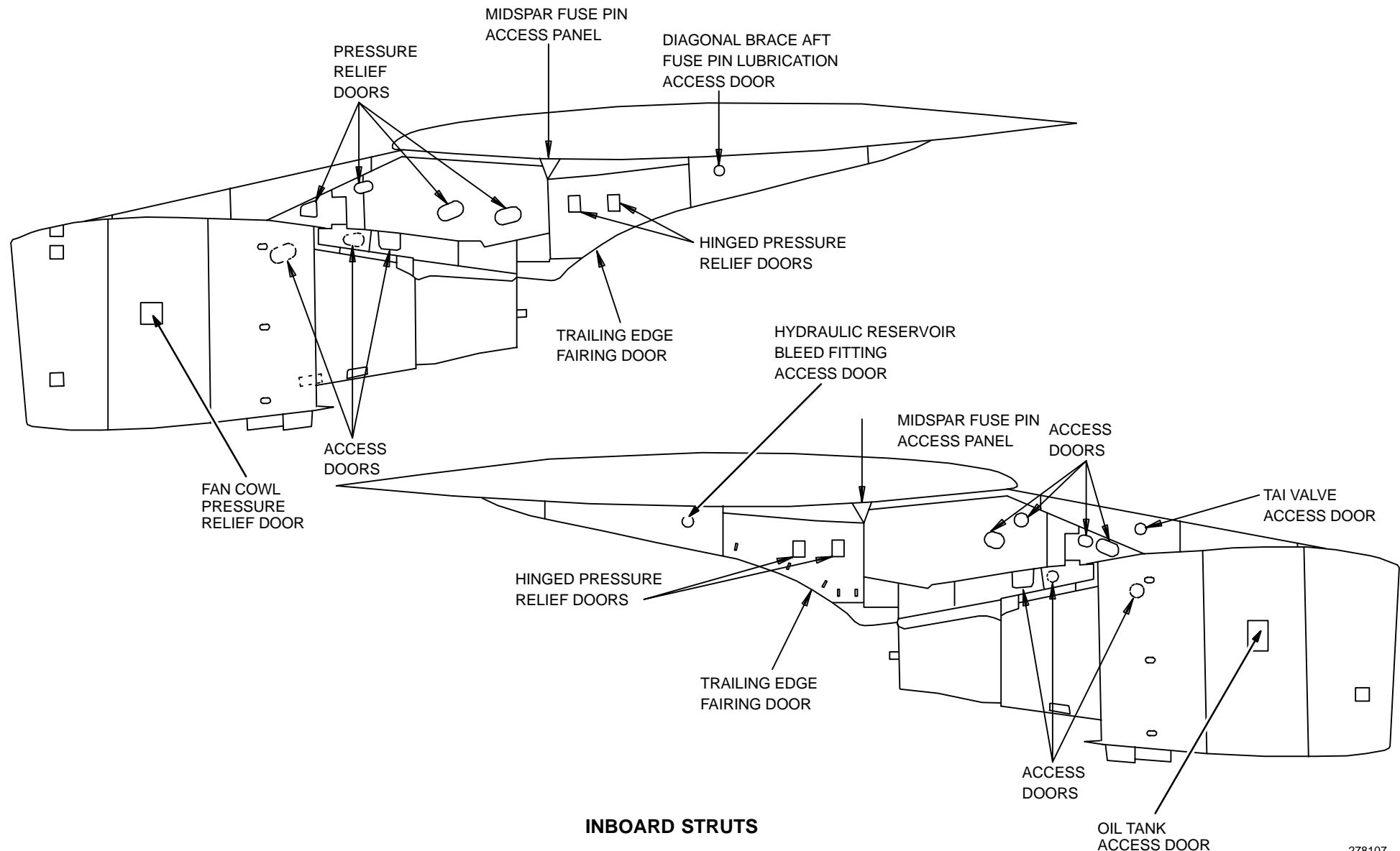


Figure 140 Panel and Access Doors Inboard Struts

278107



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

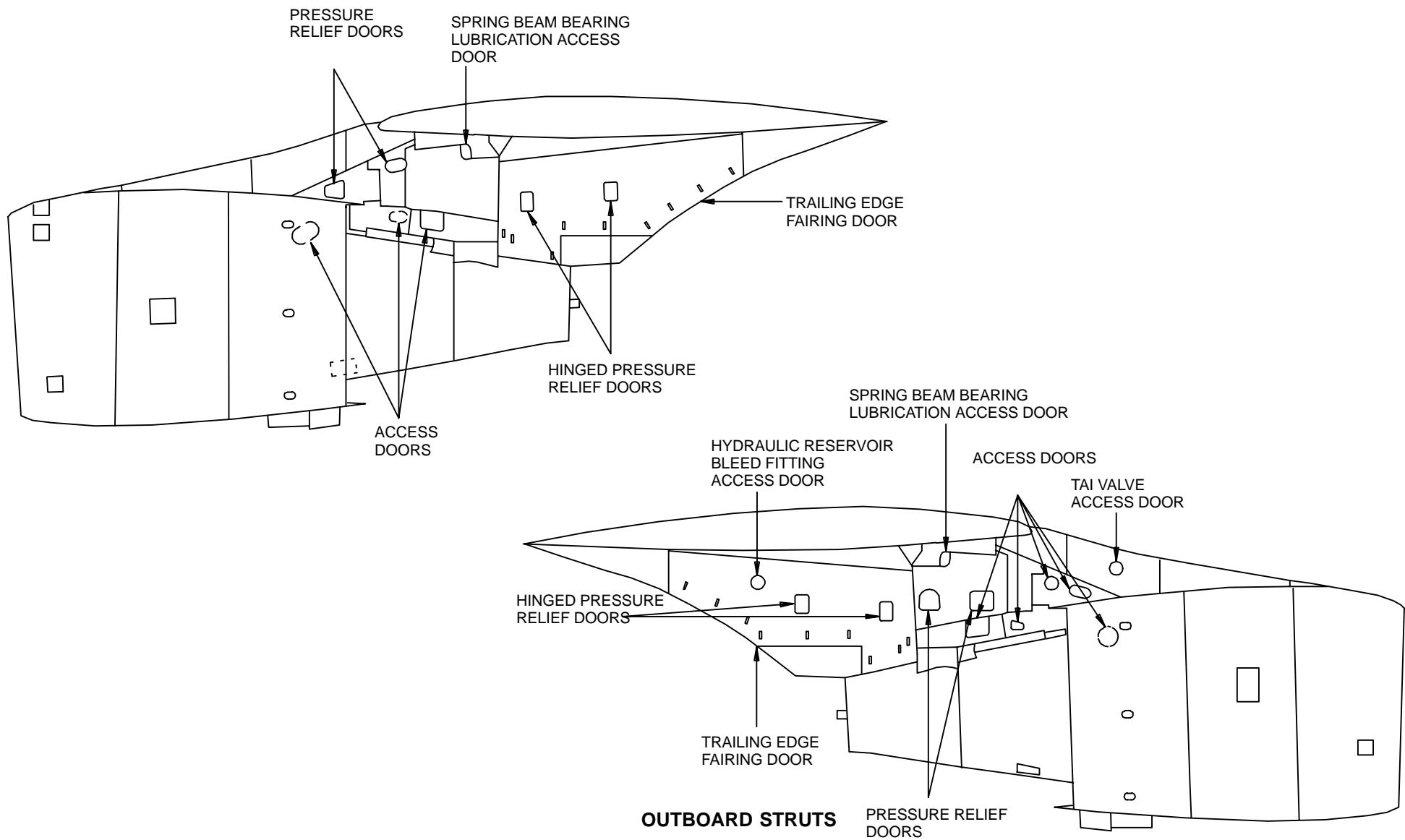


Figure 141 Panel and Access Doors Outboard Struts



ATA 77 ENGINE INDICATION

77-00 EICAS

ENGINE INDICATION AND CREW ALERTING SYSTEM

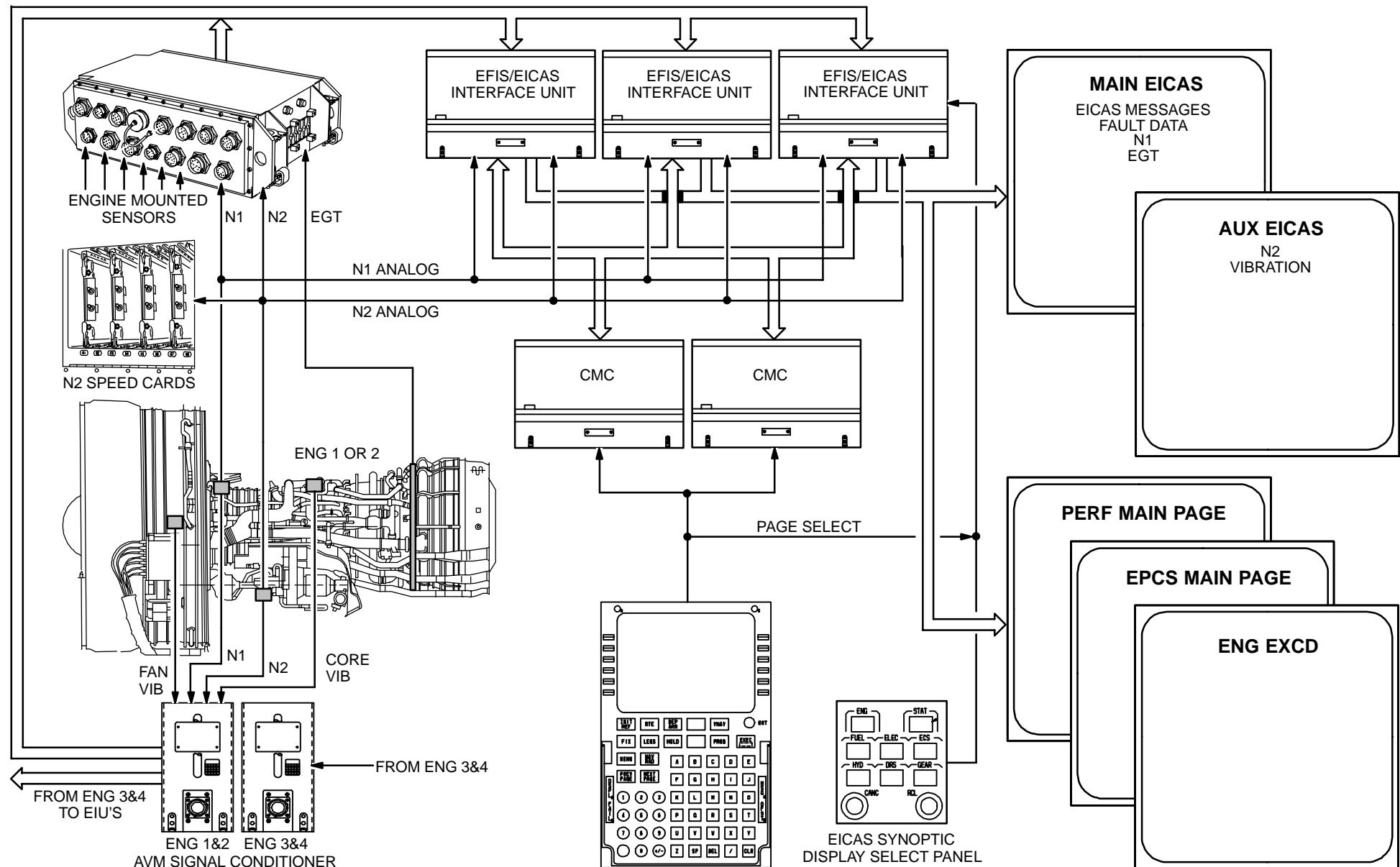


Figure 142 Engine Indication Basic Schematic

**EICAS PRIMARY NORMAL FORMAT****Indication Description****Thrust Mode****TAT +21c T0 2 +24c**

Die gewünschte Thrust Mode kann durch die linke oder rechte CDU eingegeben werden. Es stehen folgende Modes zur Verfügung:

- TO Maximum Take Off Thrust
- TO1 FIX Derated Take Off Thrust (-5 % Thrust)
- TO2 FIX Derated Take Off Thrust (-15 % Thrust)
- D-T O Take Off Thrust mit variabler Drehzahlreduzierung (N1)
- D-T O1 Derated Take Off Thrust 1 mit variabler Drehzahlreduzierung (N1)
- D-T O2 Derated Take Off Thrust 2 mit variabler Drehzahlreduzierung (N1)
- CLB/CLB1/CLB2 Climb Power & Derated Climb Power
- CON Continuous Power
- CRZ Cruise Power
- GA Go Around Power

N1 / EGT Limit Exceedances

Bei Grenzwertüberschreitungen von:

- N1 > 117.5 %
- EGT Start > 750 °C
- EGT Redline > 960 °C

wird die jeweilige Anzeige vollständig in rot dargestellt. Der Grenzwert wird in den EIUs und auf der Engine Exceedance Page abgespeichert. Nach Reduzierung der Leistung (unterschreiten des jeweiligen Grenzwertes) bleibt der Rahmen um das jeweilige digitale Actual Readout rot, die restliche Anzeige wird wieder normal dargestellt.

Bei Grenzwertüberschreitungen des EGT Amberband Limit (>925 °C) erscheint die EGT Anzeige in Amber. Das Umschalten wird in der Thrust Mode

TO und **GA** (zeitbegrenzt (max 5 min.)) unterdrückt.

Engine N1 Indication System

Die **N1 Reference** zeigt die von den FMC's errechnete und für die gewählte Thrust Mode notwendige N1 an. Sie wird bei Reverse Operation durch die Anzeige REV ersetzt.

Das **N1 Actual Readout** zeigt die vorhandene (actual) N1 in digitaler Form an.

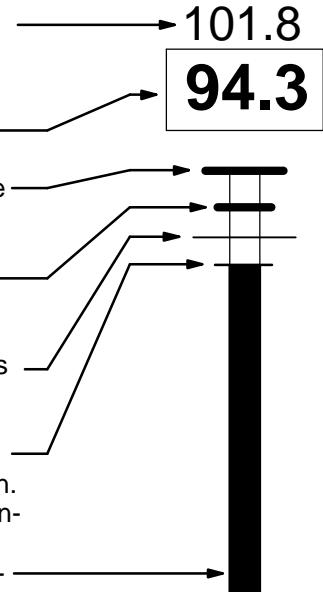
Die **N1 Redline Limit Line** (red) zeigt die maximale N1 Drehzahl (117.5% N1) an. Die Anzeige ist ständig vorhanden.

Die **N1 Maximum Line** (amber) zeigt die zu setzende Leistung für MAX TO an. Die Anzeige ist ständig vorhanden.

Die **N1 Reference** (Target) zeigt die von den FMC's errechnete Leistung für die gewählte Thrust Mode an. Die Anzeige ist ständig vorhanden.

Die **N1 Command Bug** zeigt das von der ECU errechnete Thrust Command (Schubhebelstellung) an. Die Anzeige ist nur bei stromversorgerter ECU vorhanden.

Die **Actual N1 Bar** zeigt die vorhandene N1 in analoger Form (white) an.

**Engine EGT Indication System**

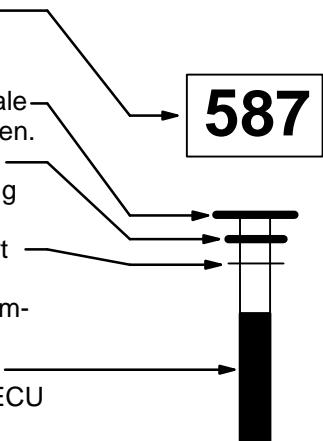
Das **EGT Actual Readout** zeigt die vorhandene (actual) EGT in digitaler Form an. Sie ist nur bei stromversorgerter ECU vorhanden.

Die **EGT Redline Limit Line** (red) zeigt die maximale zulässige EGT an. Die Anzeige ist ständig vorhanden.

Die **EGT Amberband Limit Line** (amber) zeigt die maximale zulässige EGT an. Die Anzeige ist ständig vorhanden.

Die **Start Limit Line** zeigt die für einen Engine Start maximal zulässige EGT an. Sie ist nur vorhanden, wenn nach einem Engine Shut Down die ECU Stromversorgt wird.

Die **Actual EGT Bar** zeigt die vorhandene EGT in analoger Form an. Sie ist nur bei stromversorgerter ECU vorhanden.





- 1 ENG 1 RUNNING AT PA N1
- 2 ENG 2 RUNNING AT MIN IDLE N1
- 3 ENG 3 NOT RUNNING BUT ECU POWERED
- 4 ENG 4 RUNNING AT APPR IDLE N1

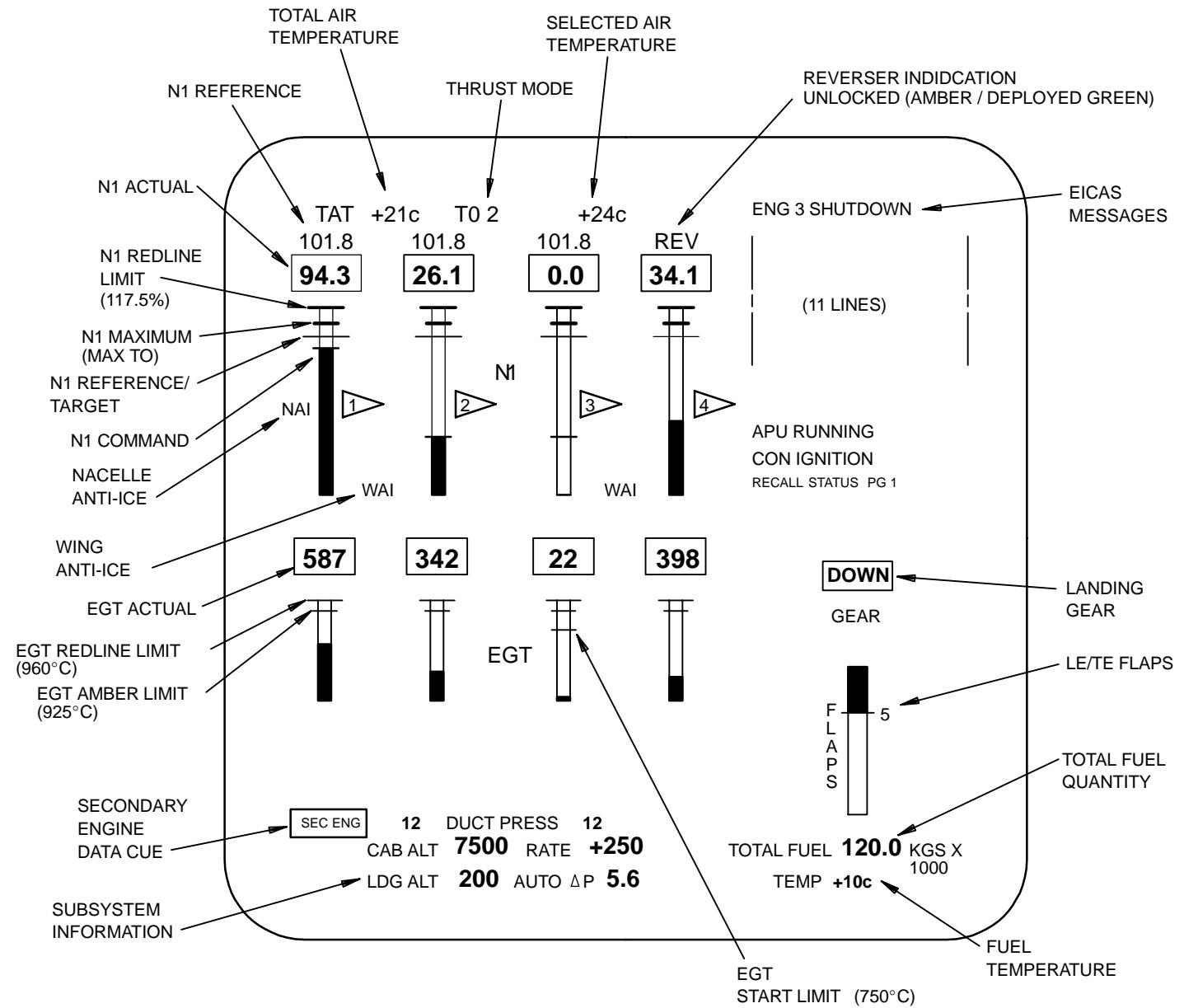
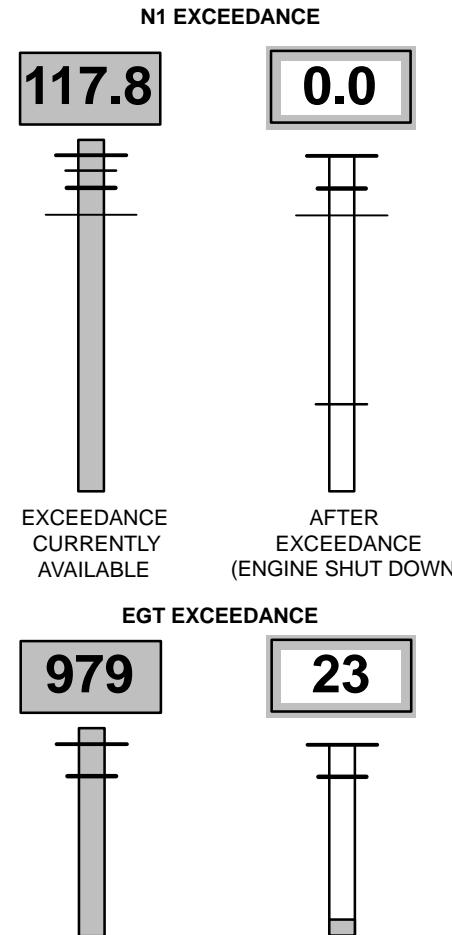


Figure 143 EICAS Primary Normal Format



EICAS PRIMARY COMPACTED - FULL FORMAT

Das EICAS Primary Compacted Full Format wird unter folgenden Bedingungen dargestellt:

- immer wenn (mittels CMC) eine beliebige Maintenance Page aufgerufen wird.

Es erscheint automatisch:

- am Boden
 - wenn einer der beiden EICAS Displays ausgefallen ist (DEGRADED MODE).
- im Fluge
 - wenn einer der beiden EICAS Displays ausgefallen ist (DEGRADED MODE) und
 - mindestens einer der Fuel Control Switches nach "CUTOFF" gelegt wird.

Das Primary Compacted Full Format stellt alle Parameter der Primary und secondary EICAS Displays gemeinsam auf einer Page dar. Aus Platzgründen werden jedoch

- die EGT
- alle Secondary Engine Parameters "

nur in digitaler Form dargestellt.

Zusätzlich wird für jeden abgestellten Motor
(Engine 1&2 auf der linken Seite / Engine 3&4 auf der rechten Seite)

- die "FUEL ON COMMAND Drehzahl (15 % N2 (magenta))
- die max. Start EGT (750°C (red))

anstelle der sonst vorhandenen Linien (EGT StartLimit Line / Fuel ON Command Bug) dargestellt.

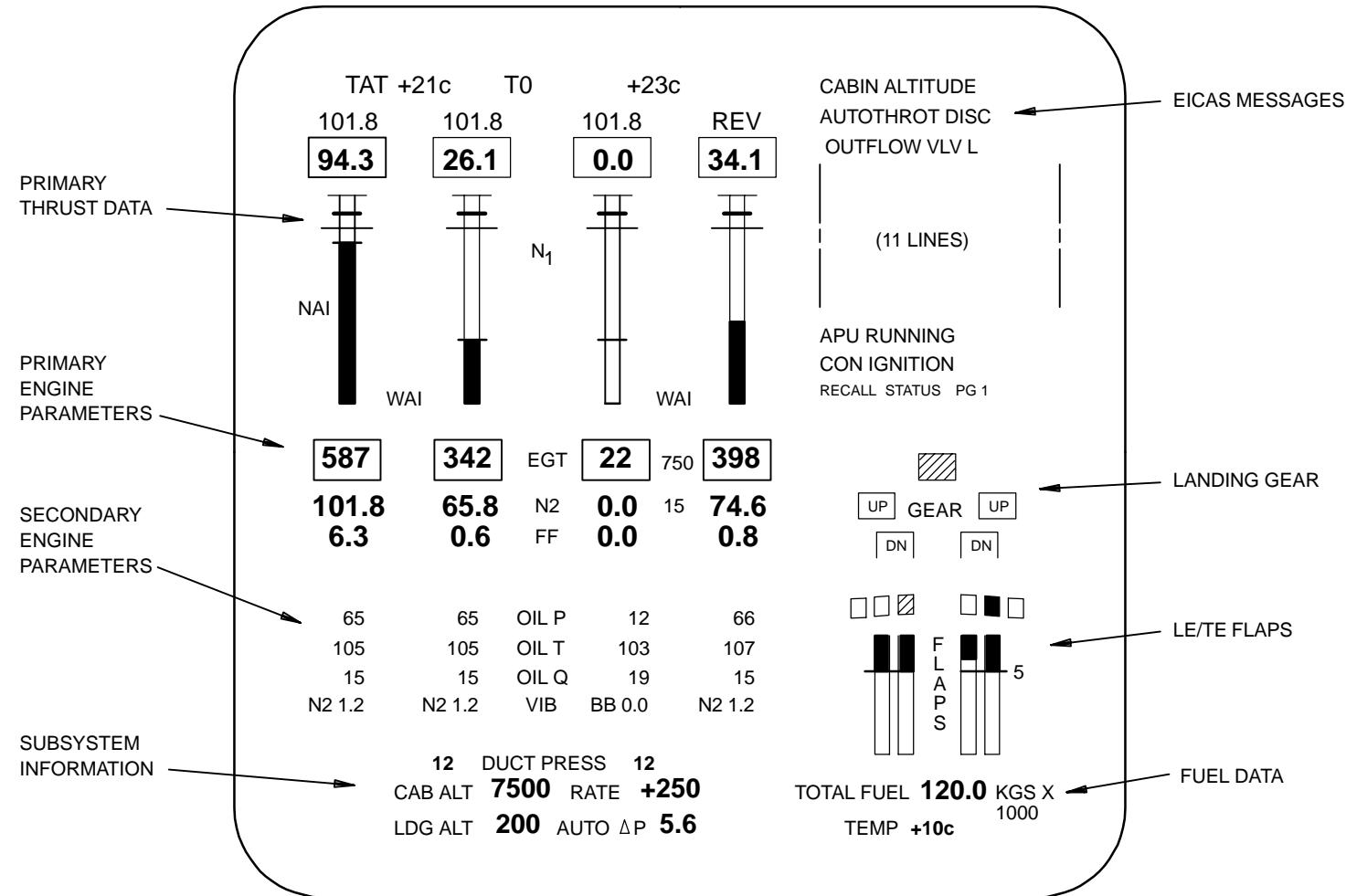


Figure 144 EICAS Primary Compacted - Full Format



EICAS PRIMARY COMPACTED - PARTIAL FORMAT

Das EICAS Primary Compacted Partial Format wird unter folgenden Bedingungen dargestellt:

1.) Wenn eine beliebige "SYNOPTIC" Page **angewählt** ist (außer der Secondary Engine Page selbst) und diese dann wegen einer Grenzwertüberschreitung :

- im Engine Oil System bei
 - Low Oil Pressure (LOP) → < 10 PSI or below Amber Band Limit
 - High Oil Temperature (HOT) → > 160° C (amber) > 175° C (red)
 - Low Oil Quantity → < 4 QTS
 - High Oil Consumption
- der N2 RPM → > 112.5 %
- der Vibration → > 4 Units

automatisch durch das "**Eicas Secondary Partial Format**" ersetzt wird.

2.) Wenn das Aux EICAS **abgeschaltet** ist und jetzt wegen einer Grenzwertüberschreitung :

- im Engine Oil System bei
 - Low Oil Pressure (LOP) → < 10 PSI or below Amber Band Limit
 - High Oil Temperature (HOT) → > 160° C (amber) > 175° C (red)
 - Low Oil Quantity → < 4 QTS
 - High Oil Consumption
- der N2 RPM → > 112.5 %
- der Vibration → > 4 Units

automatisch das "**Eicas Secondary Partial Format**" aufgerufen wird
und dann eine Synoptic Page (außer der Secondary Engine Page) aufgerufen wird.

Das Primary Compacted Partial Format stellt alle Parameter der Primary und secondary EICAS Displays außer Fuel Flow und Vibration Anzeige gemeinsam auf einer Page dar.

Nur Fuel Flow und Vibration Indication fehlen.

Aus Platzgründen werden auch hier

- die EGT
- die restlichen "Secondary Engine Parameters"

nur in digitaler Form dargestellt.

Zusätzlich wird für jeden abgestellten Motor
(Engine 1&2 auf der linken Seite / Engine 3&4 auf der rechten Seite)

- die "FUEL ON COMMAND Drehzahl (15 % N2 (magenta))
- die max. Start EGT (750°C (red))

anstelle der sonst vorhandenen Linien (EGT StartLimit Line / Fuel ON Command Bug) dargestellt.

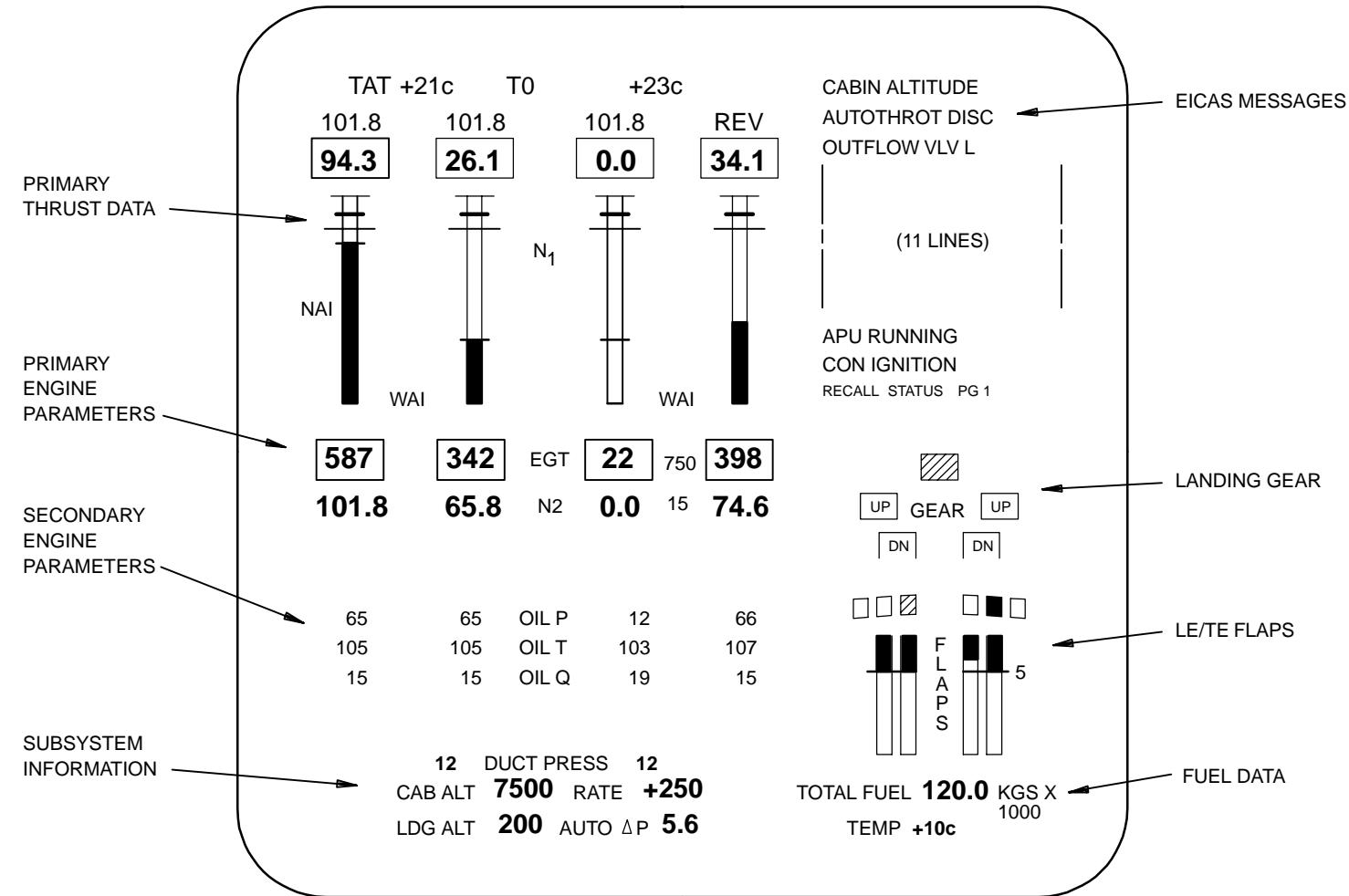


Figure 145 EICAS Primary Compacted - Partial Format

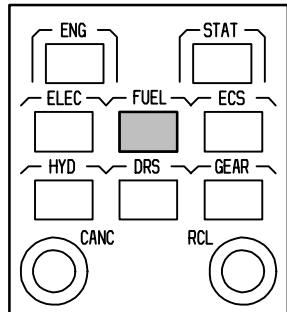


EICAS COMPACTED WITH MINI FUEL FORMAT

Das EICAS Compacted with Mini Fuel Qty Format wird dargestellt:

- wenn einer der beiden Bildschirme (MAIN EICAS ODER AUX EICAS) ausgefallen ist (DEGRADED MODE). Das EICAS System schaltet um in das Compacted Full Format. Wird jetzt
- die **FUEL** Taste auf dem Synoptic Display Select Panel gedrückt

erscheint nun statt der Secondary Engine Parameters ein Rahmen mit der **Fuel Quantity Indication**.



EICAS SYNOPTIC
DISPLAY SELECT PANEL

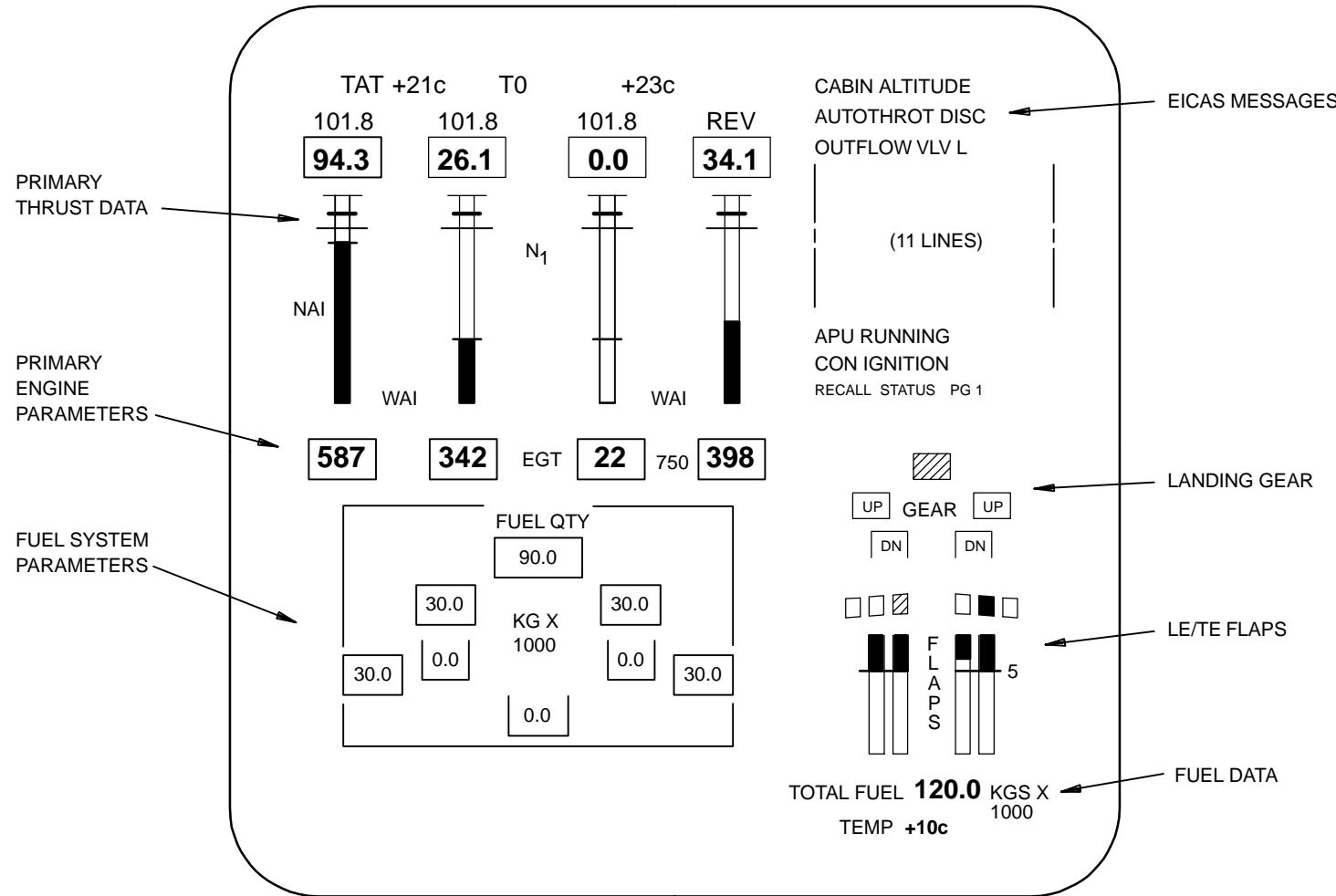


Figure 146 EICAS Compacted with Mini Fuel Qty Format

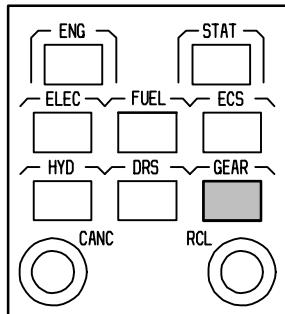


EICAS COMPACTED WITH MINI BRAKE FORMAT

Das EICAS Compacted with Mini Brake Temp Format wird dargestellt:

- wenn einer der beiden Bildschirme (MAIN EICAS ODER AUX EICAS) ausgefallen ist (DEGRADED MODE). Das EICAS System schaltet um in das Compacted Full Format. Wird jetzt
- die **GEAR** Taste auf dem Synoptic Display Select Panel gedrückt

erscheint nun statt der Secondary Engine Parameters ein Rahmen mit der **Brake Temperature Indication**.



EICAS SYNOPTIC
DISPLAY SELECT PANEL

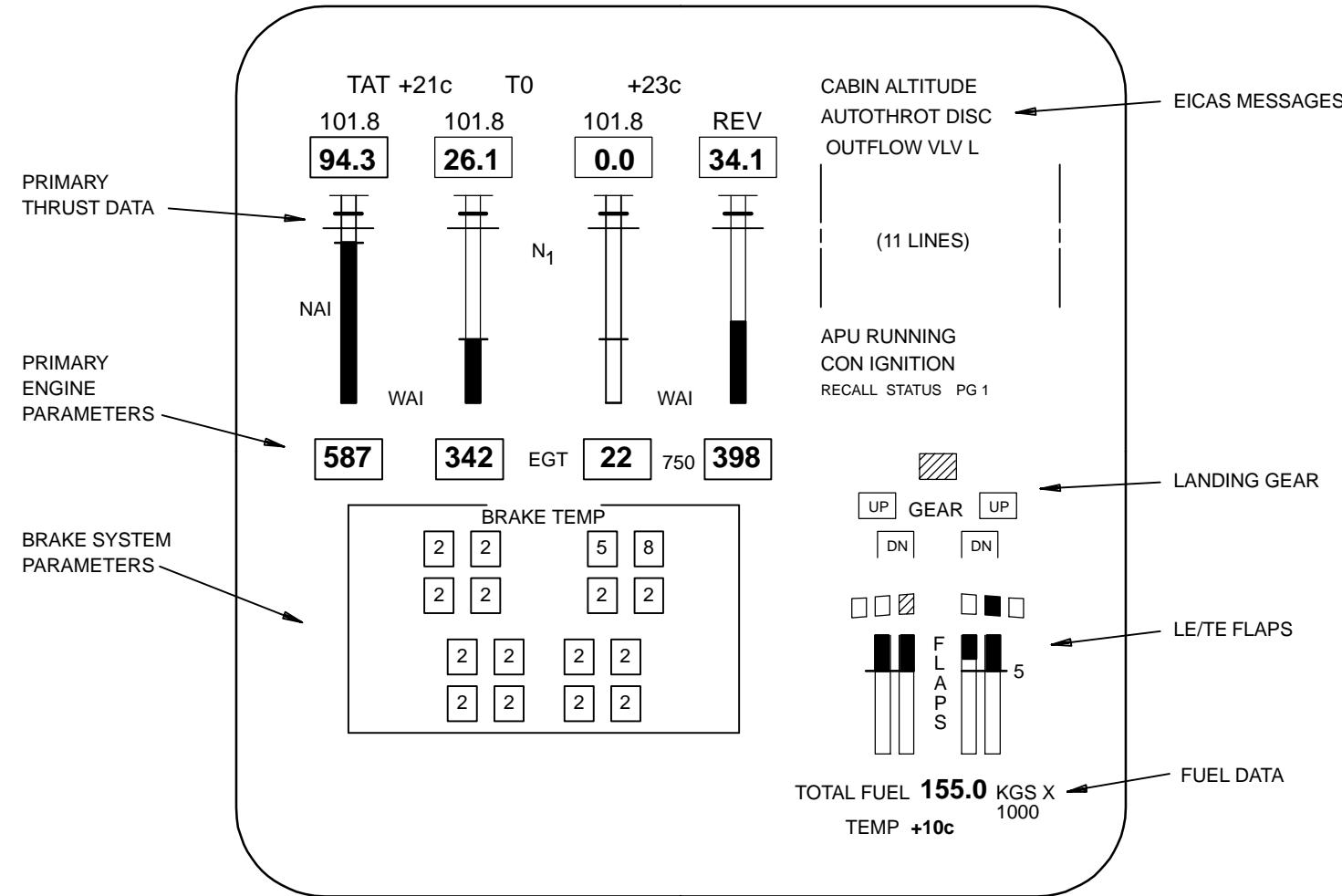


Figure 147 EICAS Compacted with Mini Brake Temp. Format

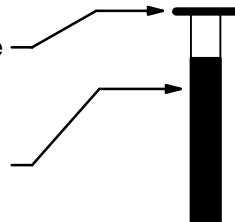


SECONDARY ENGINE PAGE INDICATION SYSTEM

Engine N2 Indication System

Das **N2 Actual Readout** zeigt die vorhandene (actual) N2 in digitaler Form an.

Die **N2 Redline Limit Line** (red) zeigt die maximale N2 Drehzahl (112.5% N2) an. Die Anzeige ist ständig vorhanden.



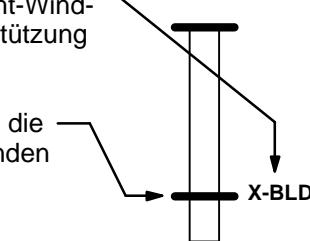
Die **Actual N2 Bar** zeigt die vorhandene N2 in analoger Form (white) an.

FUEL ON COMMAND Bug & X-BLD Message

Die **X-BLD** (Cross-Bleed) Message erscheint während des Fluges, wenn die Bedingungen für einen Inflight-Windmilling Start nicht gegeben sind und Starter-Unterstützung notwendig ist.

Die **FUEL ON COMMAND** Bug (magenta) markiert die 15% N2 Marke wenn folgende Bedingungen vorhanden sind:

- Fuel Control Switch "CUTOFF"
- Fire Handle NORMAL



Bei einer **N2 Grenzwert-Überschreitung** (> 112.5%) wird die jeweilige Anzeige vollständig in rot dargestellt. Der Grenzwert wird in den EIUs und auf der Engine Exceedance Page abgespeichert. Nach Reduzierung der Leistung (unterschreiten des jeweiligen Grenzwertes) bleibt der Rahmen um das jeweilige digitale Actual Readout rot, die restliche Anzeige wird wieder normal dargestellt. Der Rahmen kann mit den CANCEL / RECALL Buttons auf dem EICAS Synoptic Display Select Panel abgeschaltet, bzw. wieder sichtbar gemacht werden.

Das endgültige Löschen des Exceedance-Rahmens erfolgt mittels "ERASE" LSK auf dem CMC (EICAS Maintenance Page 3/3)

< EXCD

ERASE >

Vibration Indication

Das Airborne Vibration Monitoring System überwacht die Vibrationen aller 4 Triebwerke am:

- Niederdruck-Rotor-System (Fan / Low Pressure Turbine)
- Hochdruck-Rotor-System (High Pressure Turbine)

Es stehen folgende Anzeigen zur Verfügung:

- Vibration Mode Message
- Vibration Actual Readout (digital). Die Anzeige erfolgt in "UNITS".
- Vibration Actual Pointer (analog).

Die Anzeigen wechseln ihre Farbe bei Erreichen des "GUIDELINE Limits" (> 4 UNITS) nicht.

Vibration Display (Secondary Engine Page)

VIBRATION MODE MESSAGE

FAN
1.2

VIBRATION ACTUAL POINTER

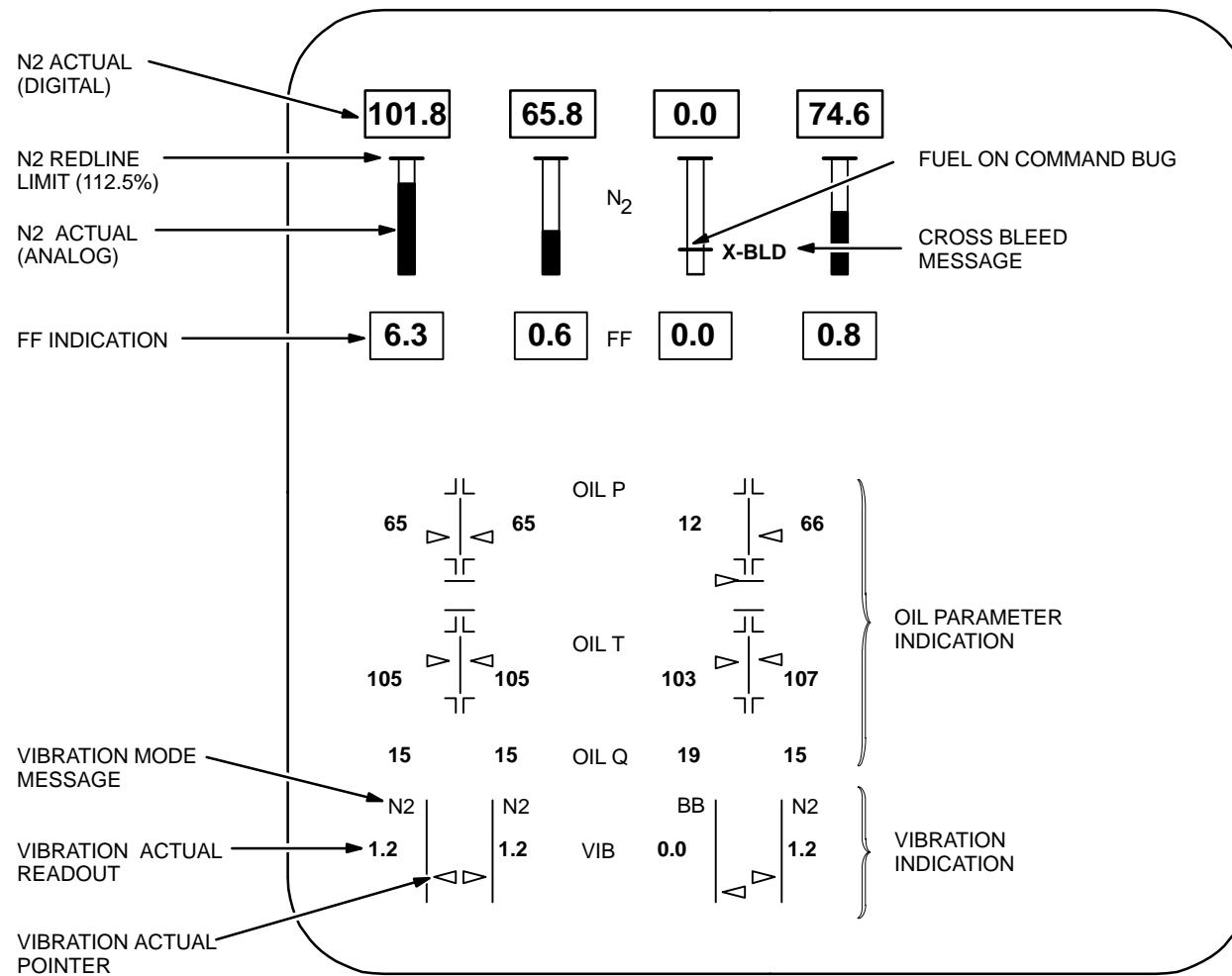
VIBRATION ACTUAL READOUT

BB
0.0

LPT
1.2

Es stehen folgende Mode Messages zur Verfügung: **FAN / LPT / N2 / BB**. Bei **stehendem** Triebwerk muß die Mode Message **BB** (Broad Band) angezeigt werden, **läuft** das Triebwerk hingegen, weist die Anzeige **BB** auf einen Fehler des AVM Systems hin. Die Mode Message:

- **FAN** zeigt Vibrationen im Fan-Bereich
 - **LPT** zeigt Vibrationen im Bereich der Niederdruck-Turbine
 - **N2** zeigt Vibrationen im Bereich des Hochdruck-Rotor-Systems
- an. Es wird bei gleichzeitig auftretenden verschiedenen Vibrations-Arten die jeweils höchste zur Anzeige gebracht.

**Figure 148 EICAS Secondary Engine Page (AUX EICAS)**



ENGINE VIBRATION INDICATION COMPONENTS

Engine Vibration Indication Component Description

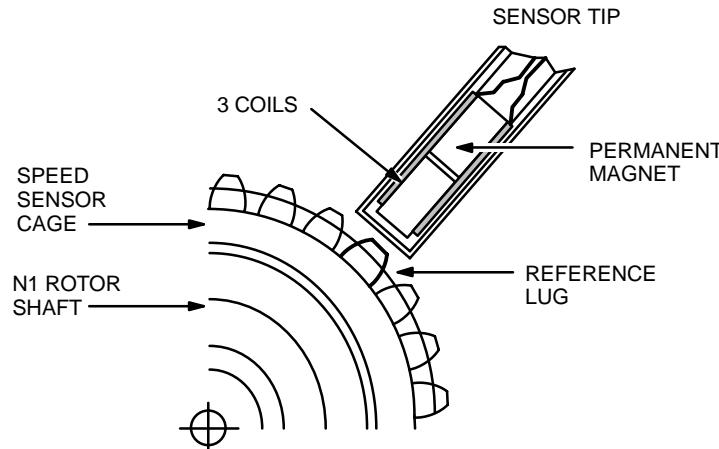
No.1 Bearing Accelerometer (Fan Vibration Pickup)

Der Fan Vibration Pickup ist im "A" - Sumpf des jeweiligen Triebwerkes installiert und wartungsseitig nicht zugänglich. Er mißt die N1 Vibration und sendet seine Signale an den zugehörigen AVM - Signal Conditioner (Eng. 1 &2) oder (Eng 3&4).

Der Vibration Pickup Outlet (Connector) befindet sich am No. 8 Fan - Strut in ca. 8:00 Position.

Bei Ausfall des Fan Vibration Pickup im "A" - Sumpf kann bis zum nächstmöglichen Werkstattdurchlauf ein ALTERNATE / EXTERNAL NO.1 BEARING ACCELEROMETER an ein Bracket (unmittelbar neben dem Connector) installiert werden.

Der N1 Fan Shaft Speed Sensor mißt für das Vibration Indication System die N1 Drehzahl und die Position des Fanblatt Nr. 1. (s. AVM Signal Conditioner)



N1 Fan Shaft Speed Sensor Function Principle

CRF Accelerometer (CRF Vibration Pickup)

Der CRF Vibration Pickup ist auf dem Compressor Rear Frame in 12:00 Position installiert. Er mißt die N2 Vibration und sendet seine Signale an den zugehörigen AVM - Signal Conditioner (Eng. 1 & 2) oder (Eng 3 & 4).

AVM Signal Conditioner

Die Airborne Vibration Monitoring (AVM) Signal Conditioner errechnen aus

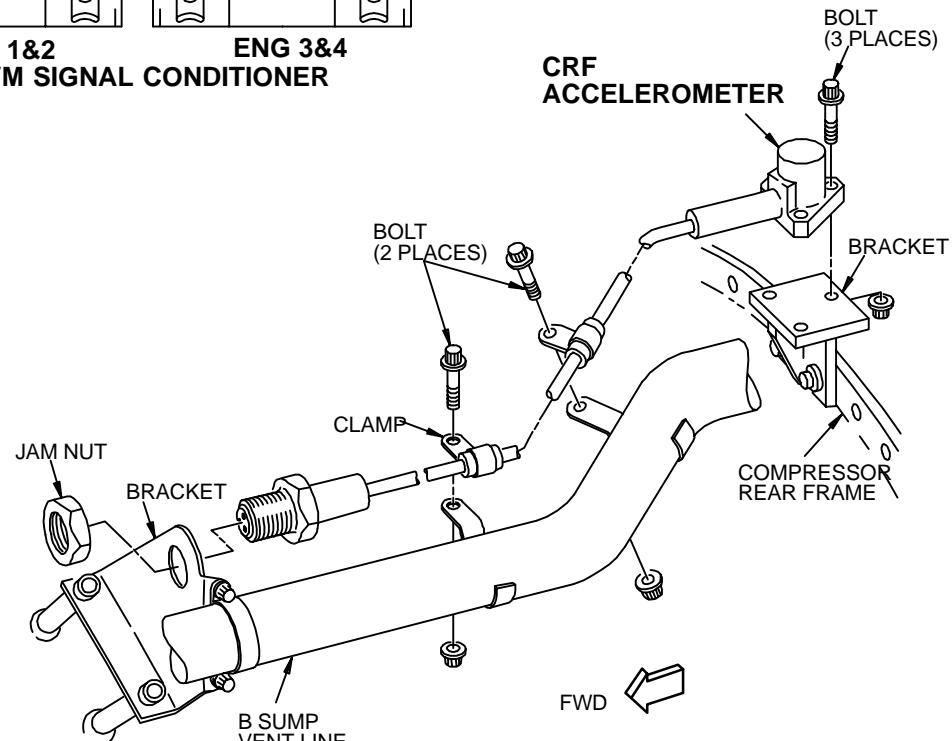
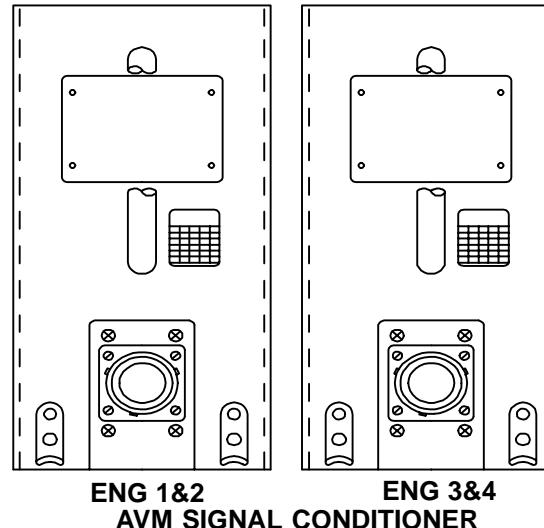
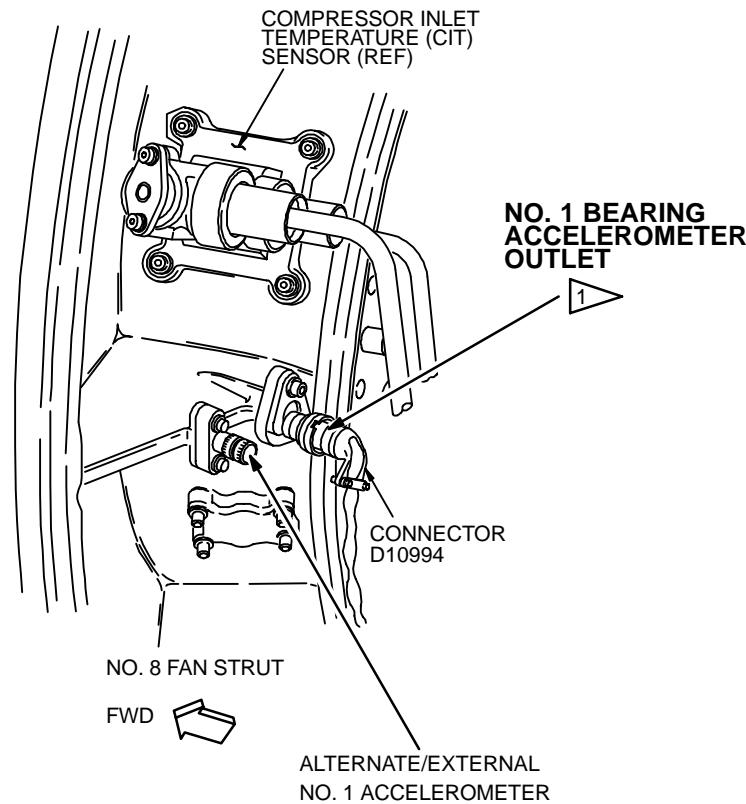
- dem Fan Vibration Pickup Signal
- der N1 Drehzahl
- dem CRF Vibration Pickup Signal
- der N2 Drehzahl

die **relative Unwucht** (VIB) der entsprechenden Rotorsysteme. Es sind insgesamt 4 Rechner vorhanden, 2 für Engine 1 und 2 im rechten AVM Signal Conditioner (MEC / E1-1), und 2 für Engine 3 und 4 im linken AVM Signal Conditioner (MEC / E2-1).

Ein zusätzlicher Rechner pro Meßsystem ermittelt die **Phasenwinkel** (PH) der Unwucht von

- | | |
|------------------------|----------|
| • FAN | (FAN PH) |
| • Low Pressure Turbine | (LPT PH) |

aus der Vibration und der Position des "Reference Lug" (Fanblatt No. 1) und zeigt sie bei laufenden Triebwerken auf der PERFORMANCE Maintenance Page an.

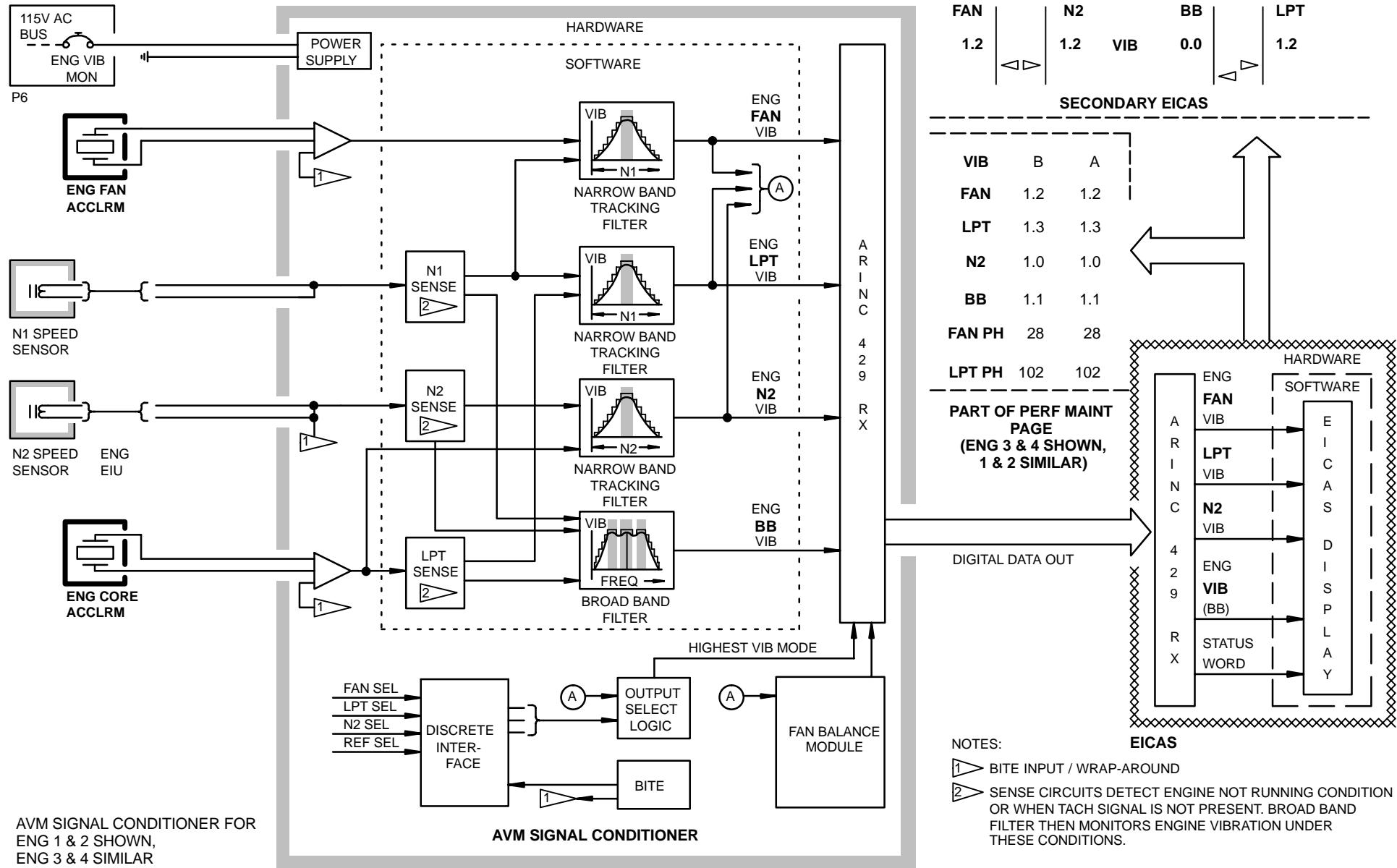


NOTE : NO. 1 BEARING ACCELEROMETER LOCATED IN "A" -SUMP.

Figure 149 Engine Vibration Indication Components



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

**Figure 150 Vibration Monitoring System Schematic**



EICAS SECONDARY PARTIAL FORMAT

Das EICAS Secondary Partial Format erscheint automatisch bei folgenden Bedingungen:

- Die AUX EICAS Secondary Engine Page ist abgeschaltet oder mit einer beliebigen Maintenance- oder Synoptic Page belegt
 - Es tritt jetzt eine Grenzwert-Überschreitung im
 - N2 Rotor System (**N2 Limit Exceedance**)
 - Engine Oil System (**Engine Oil System Limit Exceedance**)
 - Vibrations-Meßsystem (**Engine Vibration (AVM) Limit Exceedance**)
- auf.

N2 Limit Exceedance

Wenn die N2 Drehzahl eines oder mehrerer Triebwerke das Limit von 112.5 % erreicht oder überschreitet, werden alle 4 N2 Drehzahl-Anzeigen vollständig auf der ansonsten völlig leeren Secondary Engine Page abgebildet.

Das (oder die) die Anzeige auslösenden Triebwerk(e) werden in roter Farbe dargestellt, alle anderen normal. Die Position der Anzeige entspricht dem Format der Secondary Engine Page.

Engine Oil System Limit Exceedance

Wenn im Engine Oil System eines oder mehrerer Triebwerke folgende Fehler auftreten:

- | | | |
|--------------------------------------|---|----------------|
| • Low Oil Pressure Redline Limit | = | (<10 PSI) |
| • Low Oil Pressure Amber Band Limit | = | (< 15 /34 PSI) |
| • High Oil Temperature Redline Limit | = | (>175° C) |
| • High Oil Temperature Amber Limit | = | (>160° C) |
| • Low Oil Qty | = | (< 4 Qts) |
| • Excessive (High) Oil Consumption | | |

wird der gesamte Oil System Indication Block vollständig auf der ansonsten völlig leeren Secondary Engine Page abgebildet. Das (oder die) die Anzeige auslösenden System(e) werden in entsprechender Farbe dargestellt, alle anderen normal. Die Position des Oil System Indication Blocks entspricht dem Format der Secondary Engine Page.

Engine Vibration (AVM) Limit Exceedance

Wenn die Vibration eines oder mehrerer Triebwerke in der Vibration Mode

- FAN
- LPT
- N2 oder
- BB (Broad Band)

mehr als 4 Units beträgt, wird der gesamte Vibration Indication Block vollständig auf der ansonsten völlig leeren Secondary Engine Page abgebildet. Die Farben der Anzeigen bleiben jedoch weiß. Die Position des Vibration Indication Blocks entspricht dem Format der Secondary Engine Page.



NOTE : SHADOWED FRAMES NOT VISIBLE ON EICAS.
SHOWN FOR CLARITY ONLY !

NOTE : IF A SECONDARY PARTIAL FORMAT IS AVAILABLE, THE **ENG - KEY**
ON THE EICAS SYNOPTIC DISPLAY SELECT PANEL RESTORES
THE SECONDARY ENGINE PAGE.

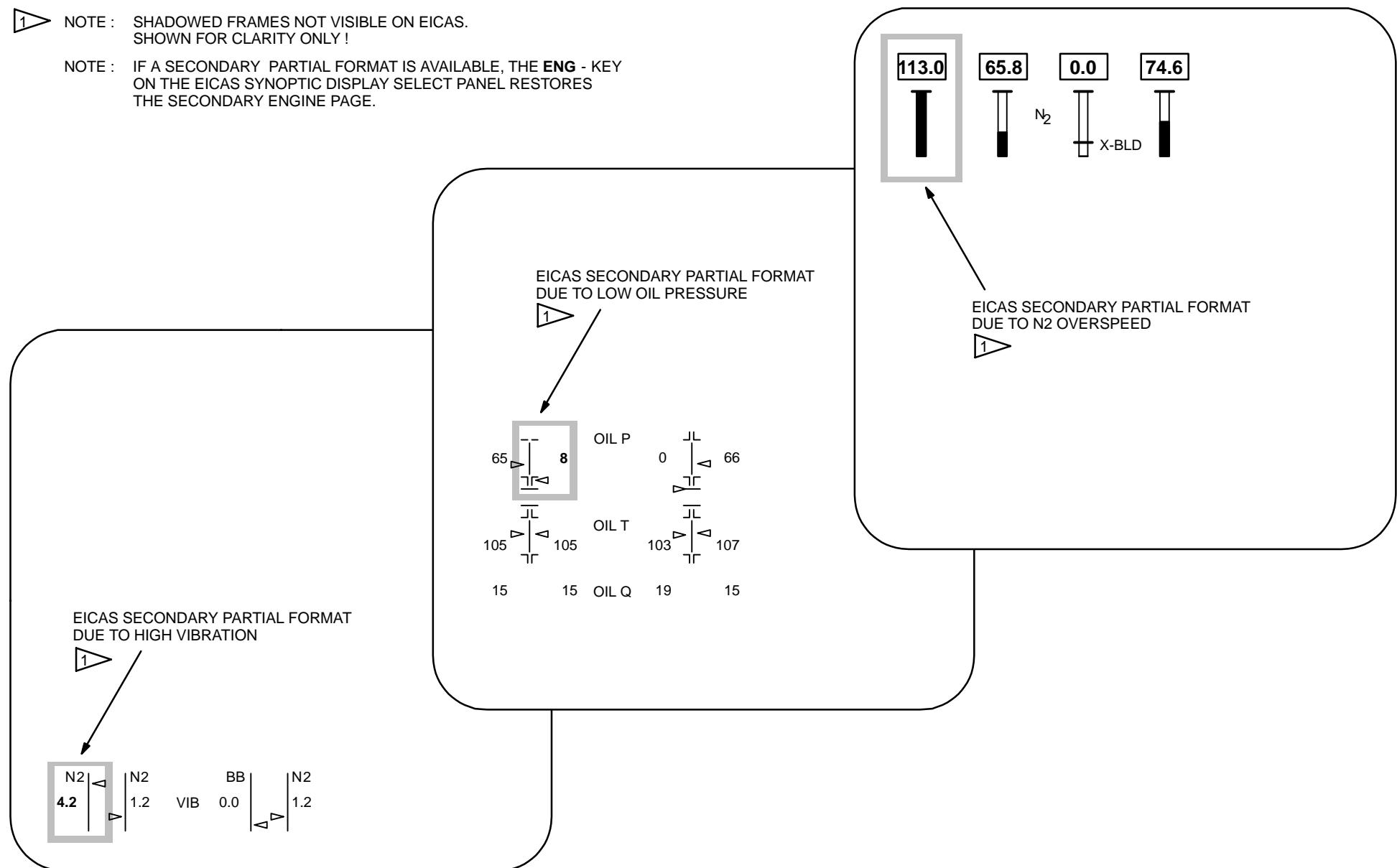


Figure 151 EICAS Secondary Partial Format



INTEGRATED ENGINE INSTRUMENT SYSTEM

MAINTENANCE PAGES

Die analogen Signale der Engine Mounted Sensors (s. Tabelle) werden von der ECU digitalisiert und über einen Datenbus (ARINC 429) an die EIU's gesendet, wo sie von den CMC's für :

- Engine Condition Monitoring
- Fault Isolation
- Diagnostic

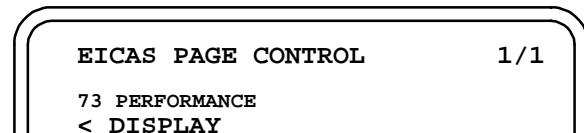
ausgelesen werden können.

Die Daten stehen auf der :

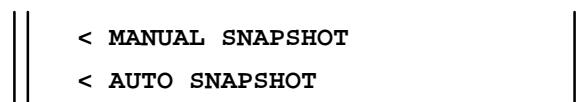
- Performance Maintenance Page
- Engine Propulsion Control System Maintenance Page (**EPCS**)
- Engine Exceedance Page

zur Verfügung.

Jede Maintenance Page kann als **Real Time** Display auf den EICAS Bildschirm gebracht werden (z.B.)



Wenn bei Beanstandungen oder Fehlern mittels CMC eine Maintenance Page manuell gespeichert wird (*Manual Snapshot*), oder durch die EIU's bei Systemfehlern (Flight Deck Effects) eine Maintenance Page automatisch abgespeichert wird (*Auto Snapshot*), kann sie nach Auswahl aus der



Liste des CMC **EICAS PAGE CONTROL 1/1** Menu wieder aufgerufen werden. Die Maintenance Pages sind dann mit MAN oder AUTO entsprechend gekennzeichnet.

Die Tabelle zeigt die Zuordnung der einzelnen Sensoren, Resolvers, RVDT's und LVDT's zu den Systemen.

	FMV	VSV/VBV	HPTCC	LPTCC	ESCV	BCV	START / IGN	CON MON	EICAS	T/R INTRLK
USED FOR										
T 1.2	●		●	●						
T 2.5	●	●	●	●		●				
T 3.0		●	●		●					
T 4.9	●	●	●		●		●	●		
T 5.0								●		
PS 1.4								●		
PS 2.5								●		
PS 3.0	●		●							
P 4.9								●		
PO	●	●	●	●	●	●				
TEO							●	●		
N1	●	●	●	●	●	●		●		
N2	●	●	●	●	●	●		●		
FF								●		
TR -L									●	
TR-R									●	

ENGINE SENSORS

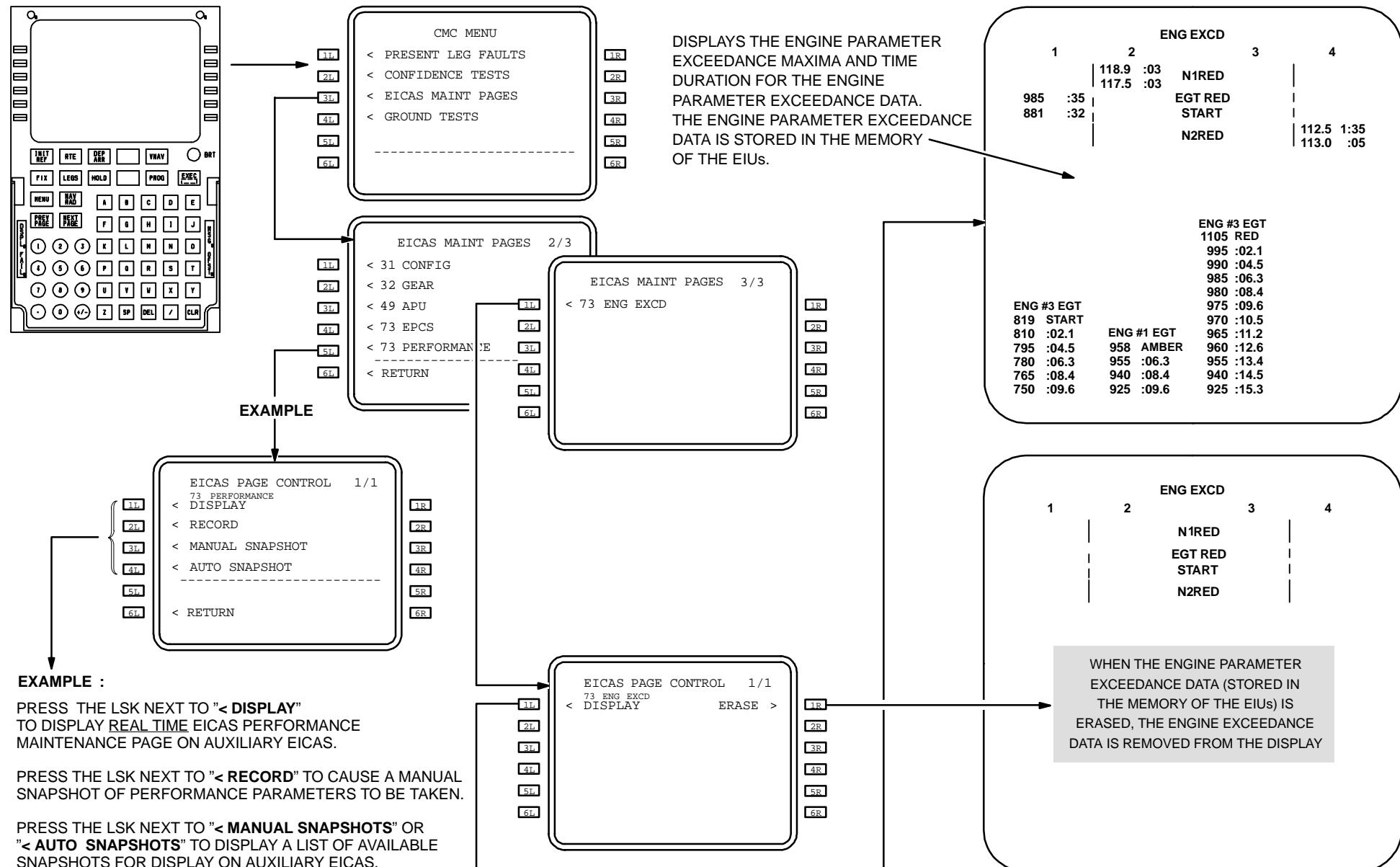


Figure 152 Engine Maintenance Page Callup



PERFORMANCE MAINTENANCE PAGE

	INDICATION	PERFORMANCE MAINTENANCE PAGE MEANING	DIMENSION NOT INDICATED	SOURCE
1	TAT	TRUE AIR TEMPERATURE INDICATION	°C	ADC
2	ALT	ALTITUDE INDICATION	Ft	ADC
3	OIL	S. ATA 79-30		Oil Sys
4	VIB	VIBRATION INDICATION. ES STEHEN ANZEIGEN DER VIBRATION VON FAN / LPT / N2 UND BROAD BAND (BB) SOWIE DIE ANZEIGE DER PHASENWINKEL DER UNWUCHT (PH) VON FAN UND LPT ZUR VERFÜGUNG.	UNITS	AVM
5	N1 MAX	N1 MAXIMUM WIRD VON DER ECU / DEN THRUST MANAGEMENT COMPUTERS AUF DER GRUNDLAGE DER TAT BE-RECHNET. DIE ECU BEGRENZT DIE N1 AUF DIESEN WERT, SELBST WENN DIE THROTTLES AM FWD STOP STEHEN.	%	ECU
6	N1 CMD	N1 COMMAND WIRD VON DEN ECU's AUS DER STELLUNG DER GASHEBEL BZW. DEM THRUST EQUALIZATION-SIGNAL BERECHNET. (N1 CMD = SOLL N1).	%	ECU
7	N1	ACTUAL N1 RPM ANZEIGE.	%	ECU
8	EGT	ACTUAL EGT ANZEIGE.	°C	ECU
9	N2	ACTUAL N2 ANZEIGE.	%	ECU
10	FF/FP	S. ATA 73-30		Fuel Sys
11	BURN PR	BURNER PRESSURE = COMPRESSOR DISCHARGE PRESSURE (PS3) INDICATION	PSI	ECU
12	NAC T	NACELLE TEMPERATURE ANZEIGE	°C	NACTP
13	TRASEL	THRUST RESOLVER ANGEL SELECT ANZEIGE. DER WERT ENSPRICHT DER THRUST RESOLVER ANGLE ANZEIGE (TRA) AUF DER EPCS MAINTENANCE PAGE.	Deg	ECU
14	T/R	THRUST REVERSER POSITION. DIE ECU ERRECHNET AUS DER POSITION DES LH UND RH CDU-RVDT DIE THRUST REVERSER POSITION UND STELLT SIE FÜR DIE ANZEIGE ZUR VERFÜGUNG.	%OF OPEN	ECU
15	DUCT PRESS	ANZEIGE DES PNEUMATIC MANIFOLD PRESSURE.	PSI	ASCTU
16	AUTO EVENT	WENN EINE BEANSTANDUNG (FLIGHT DECK EFFECT) AUFTRITT ODER EINE GRENZWERTÜBERSCHREITUNG STATTGEFUNDEN HAT, SPEICHERT DAS SYSTEM AUTOMATISCH DIE MAINTENANCE PAGE, AUF DER DIE BEANSTANDUNG ODER DER ÜBERSCHRITTENEN GRENZWERT ANGEZEIGT WIRD (AUTO SNAPSHOT). NACH AUSWAHL DER ENTSPRECHENDEN EPCS AUS DER CMC " <AUTO SNAPSHTOS " LISTE, ZEIGT DIE UNTER "AUTO EVENT" ABGEBILDETE BEANSTANDUNG DEN GRUND FÜR DEN AUTO SNAPSHOT. ES SIND 2 ZEILEN VORGSEHEN.		



NOTE : PERFORMANCE CAN BE CALLED AS :

- REAL TIME DISPLAY
- MANUAL SNAPSHOT
- AUTO SNAPSHOT

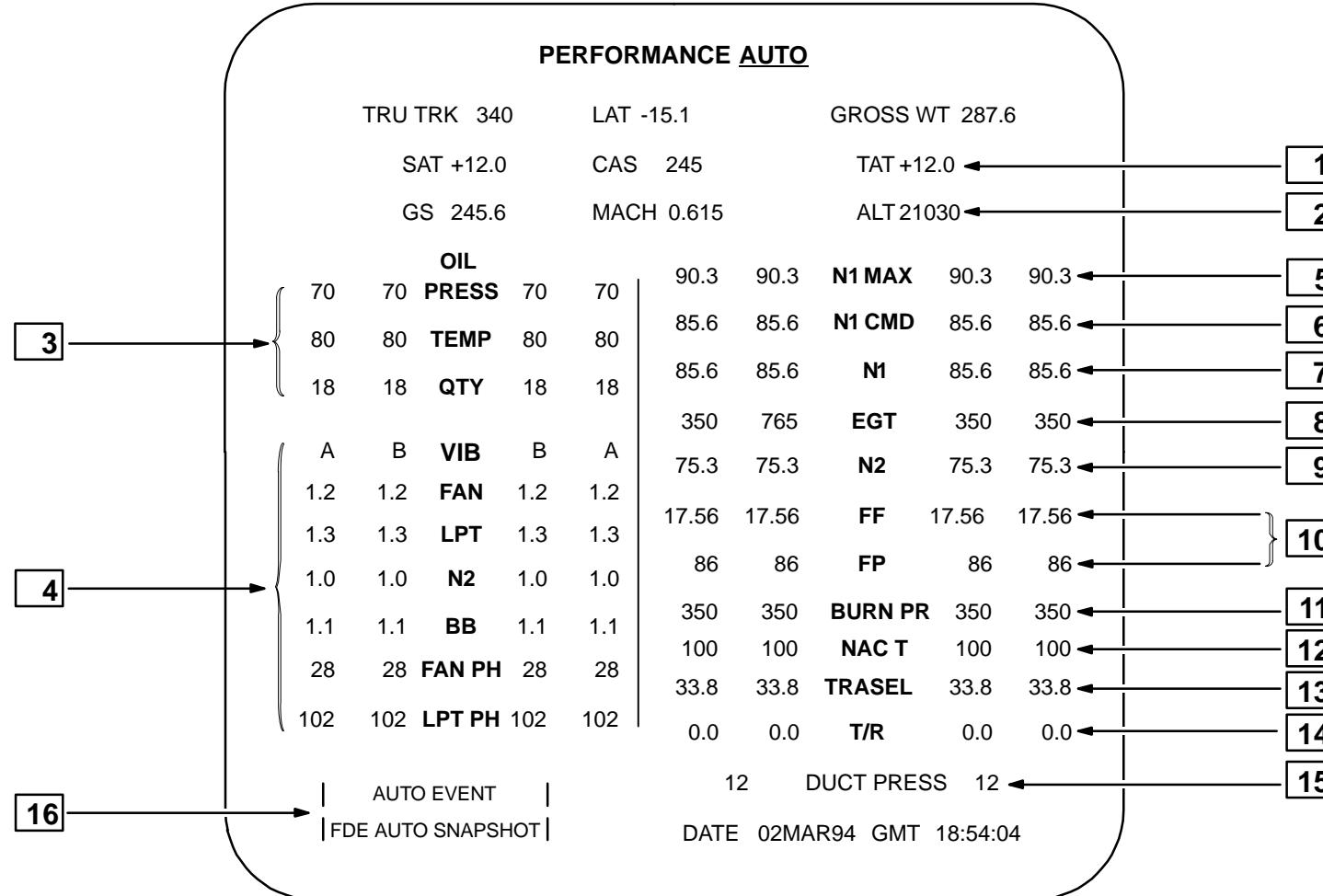


Figure 153 Performance Maintenance Page



EPCS MAINTENANCE PAGE

	INDICATION	ENGINE PROPULSION CONTROL SYSTEM MAINTENANCE PAGE (EPCS) MEANING	DIMENSION NOT INDICATED	SOURCE
1	A	CHANNEL IN COMMAND. DER RAHMEN UM DEN KANAL-BUCHSTABEN ZEIGT DEN GERADE AKTIVEB ECU-KANAL AN.	-	CMCS
2	T12	FAN TOTAL INLET TEMPERATURE. DIE ANZEIGE WIRD AUS DEM MITTELWERT DES JEWELIGEN T12 SENSORS UND DER ADC-TAT GEBILDET.	°C	CMCS
3	PO	ABIENT (OUTSIDE) PRESSURE. DIE ANZEIGE WIRD AUS DEM MITTELWERT DES JEWELIGEN PO SENSORS UND DER ADC-PO GEBILDET.	PSI	CMCS
4	TRA	THRUST RESOLVER ANGLE. DER WERT WIRD VON DEN TRA-TRANSDUCERS GEMESSEN UND ENTSPRICHT DEM WINKEL DER SCHUBHEBELSTELLUNG. (BEISP.: SCHUBHEBEL 0° (IDLE) = TRA 34.88).	DEG	CMCS
5	T25	HIGH PRESSURE COMPRESSOR INLET TEMPERATURE (CIT).	°C	CMCS
6	VSV	WINKELSTELLUNG DER VARIABLE STATOR VANES IN % OF OPEN. DER ANZEIGEWERT WIRD VOM JEWELIGEN VSV-LVDT (ECU CH-A = LH LVDT, ECU CH-B = RH LVDT) GELIEFERT UND VON DER ECU BERECHNET.	%OF OPEN	CMCS
7	VBV	WINKELSTELLUNG DER VARIABLE BLEED VALVES IN % OF OPEN. DER ANZEIGEWERT WIRD VOM JEWELIGEN VBV-LVDT (ECU CH-A = LH LVDT, ECU CH-B = RH LVDT) GELIEFERT UND VON DER ECU BERECHNET.	%OF OPEN	CMCS
8	HPTC	WINKELSTELLUNG DER VENTILKLAPPE DES HP TURBINE CLEARANCE CONTROL VALVES IN % OF OPEN. DER ANZEIGEWERT WIRD VOM HPTCC DUAL LVDT GELIEFERT UND VON DER ECU BERECHNET.	%OF OPEN	CMCS
9	LPTC	WINKELSTELLUNG DER VENTILKLAPPE DES LP TURBINE CLEARANCE CONTROL VALVES IN % OF OPEN. DER ANZEIGEWERT WIRD VOM LPTCC DUAL LVDT GELIEFERT UND VON DER ECU BERECHNET.	%OF OPEN	CMCS
10	T/R L	THRUST REVERSER POSITION LEFT TRANSLATING COWL. DER ANZEIGEWERT ZEIGT DIREKT DIE POSITION DES LINKEN T/R- RVDT (AUF DER LH CENTER DRIVE UNIT).	% OF DEPLOY	CMCS
11	T/R R	THRUST REVERSER POSITION RIGHT TRANSLATING COWL. DER ANZEIGEWERT ZEIGT DIREKT DIE POSITION DES RECHTEN T/R- RVDT (AUF DER RH CENTER DRIVE UNIT).	% OF DEPLOY	CMCS
12	T3	COMPRESSOR DISCHARGE TEMPERATURE (CDT).	°C	CMCS
13	PS3	COMPRESSOR DISCHARGE PRSSURE (CDP).	PSI	CMCS
14	AUTO EVENT	WENN EINE BEANSTANDUNG (FLIGHT DECK EFFECT) AUFTRITT ODER EINE GRENZWERTÜBERSCHREITUNG STATTGEFUNDEN HAT, SPEICHERT DAS SYSTEM AUTOMATISCH DIE MAINTENANCE PAGE, AUF DER DIE BEANSTANDUNG ODER DER ÜBERSCHRITTENEN GRENZWERT ANGEZEIGT WIRD (AUTO SNAPSHOT). NACH AUSWAHL DER ENTSPRECHENDEN EPCS AUS DER CMC "<AUTO SNAPSHOTS" LISTE, ZEIGT DIE UNTER "AUTO EVENT" ABGEBILDETE BEANSTANDUNG DEN GRUND FÜR DEN AUTO SNAPSHOT. ES SIND 2 ZEILEN VORGSEHEN.		



NOTE : EPCS CAN BE CALLED AS :

- REAL TIME DISPLAY
- MANUAL SNAPSHOT
- AUTO SNAPSHOT

EPCS AUTO							
1	A	2	A	3	A	4	B
1		B	12	B	12	12	12
2		12	12	12	T12	12	12
3		14.7	14.7	14.7	PO	14.7	14.7
4		54.3	54.3	54.3	TRA	54.3	54.3
5		83	83	83	T25	83	83
6		90.0	90.0	90.0	VSV	90.0	90.0
7		0.0	0.0	0.0	VBV	0.0	0.0
8		43	43	43	HPTC	43	43
9		45	45	46	LPTC	45	46
10		0.0	0.0	0.0	T/R L	0.0	0.0
11		0.0	0.0	0.0	T/R R	0.0	0.0
12		500	500	500	T3	500	500
13		390	390	390	PS3	390	390
14		AUTO EVENT FDE AUTO SNAPSHOT		DATE 02MAR94 GMT 18:54:04			

Figure 154 EPCS Maintenance Page



ENGINE EXCEEDANCE PAGE DESCRIPTION

Die Engine Exceedance Maintenance Page zeigt Engine Parameter an, die das "Redline Limit" erreicht oder überschritten haben. Die Parameter sind in den EIU's bzw. im ACMS System gespeichert.

Die Limit-Überschreitungen von

- **N1** → (> 117.5 %)
- **N2** → (> 112.5 %)
- **EGT-Redline** → (> 960°C)
- **EGT-Start** → (> 750°C)

werden mit ihrer Größe und Zeitspanne in Spalten unter der entsprechenden Triebwerksnummer auf der oberen Hälfte der Exceedance Maintenance Page dargestellt. Limit-Überschreitungen von weniger als 0.5 sec. Dauer bleiben unberücksichtigt.

Auf der unteren Hälfte der Exceedance Maintenance Page werden bei EGT Limit-Überschreitungen sog. EGT Profiles (oder Histories) dargestellt. Die Profiles werden unterschieden in:

- **EGT Start Limit Exceedance** → (Engine Start > 750°C)
- **EGT Amberband Limit Exceedance** → (> 925°C)
- **EGT Redline Limit Exceedance** → (> 960°C)

Da die EGT Profiles nicht notwendigerweise einer Triebwerksspalte zugeordnet sein müssen, wird zusätzlich zum Profil-Typ die Engine Position oberhalb der entsprechenden Spalte angezeigt. Die Exceedance Maintenance Page hat Platz für max. 4 EGT Profile, wobei die Aufzeichnung in der linken Spalte beginnt. Sind (von links nach rechts) alle 4 Spalten belegt, wird bei Auftreten einer weiteren EGT-Grenzwert-Überschreitung das älteste (linke) Profil gelöscht, alle anderen wandern eine Spalte nach links.

HINWEIS :

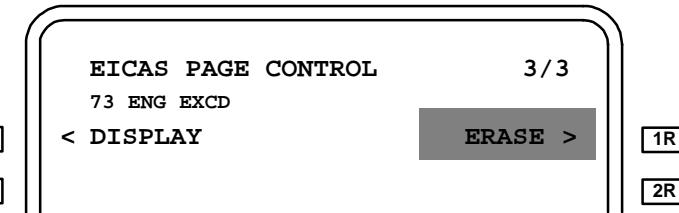
Zusätzlich wird bei **jeder** Art von Grenzwertüberschreitung (also auch z.B. bei OIL / VIB Limit Exceedances usw.) durch das

ACMS (**Aircraft Conditioning Monitoring System**)
ein Limit Exceedance Report an das

ACARS (**Aircraft Communication Addressing and Reporting System**)
weitergegeben. **ACARS** sendet (über die Bord-Radio Sender) diesen Report zur nächsten ACARS-Bodenstation, welche ihn an die "Home Base" weiterleitet (SITA). Der gesamte Vorgang erfolgt automatisch und ist für die Besatzung nicht transparent.

Die Aufzeichnungen der Engine Exceedance Daten (die in den EIU's gespeichert sind) können über die CDU mit dem **ERASE > LSK** gelöscht werden.

Es werden dann auch die Engine Exceedance Daten von der ENG EXCD Page entfernt. Dieser Vorgang ist nicht umkehrbar. Die Triebwerksdaten (inclusive der Grenzwertüberschreitungen) bleiben jedoch gespeichert und können über das **ACMS** (**Aircraft Conditioning Monitoring System**) wieder aufgerufen werden.



HINWEIS :

Bei einer **Grenzwert-Überschreitung** wird die jeweilige Anzeige auf dem MAIN / AUX EICAS vollständig in rot dargestellt. Der Grenzwert wird in den EIU's und auf der Engine Exceedance Page abgespeichert. Nach Reduzierung der Leistung (unterschreiten des jeweiligen Grenzwertes) bleibt der Rahmen um das jeweilige digitale Actual Readout rot, die restliche Anzeige wird wieder normal dargestellt. Der Rahmen kann mit den CANCEL / RECALL Buttons auf dem EICAS Synoptic Display Select Panel abgeschaltet, bzw. wieder sichtbar gemacht werden.



Das endgültige Löschen des Exceedance-Rahmens erfolgt ebenfalls (gleichzeitig) mittels **ERASE > LSK** auf dem CMC (EICAS Maintenance Page 3/3)

ACHTUNG : Der **ERASE > LSK** (1R) sollte nicht durch die "Line Maintenance" betätigt werden, da sich die ENG EXCD Page nicht wieder restaurieren lässt.



CAUTION : THE LSK 1L FOR ERASE > MUST NOT BE PRESSED PRIOR THE EXCEEDANCE PAGE HAS BEEN DISPLAYED. WHEN THE ENGINE PARAMETER EXCEEDANCE DATA (STORED IN THE MEMORY OF THE EIU's) IS ERASED, THE ENGINE EXCEEDANCE DATA INDICATION IS REMOVED FROM THE DISPLAY. THIS PROCESS IS NOT REVERSIBLE.

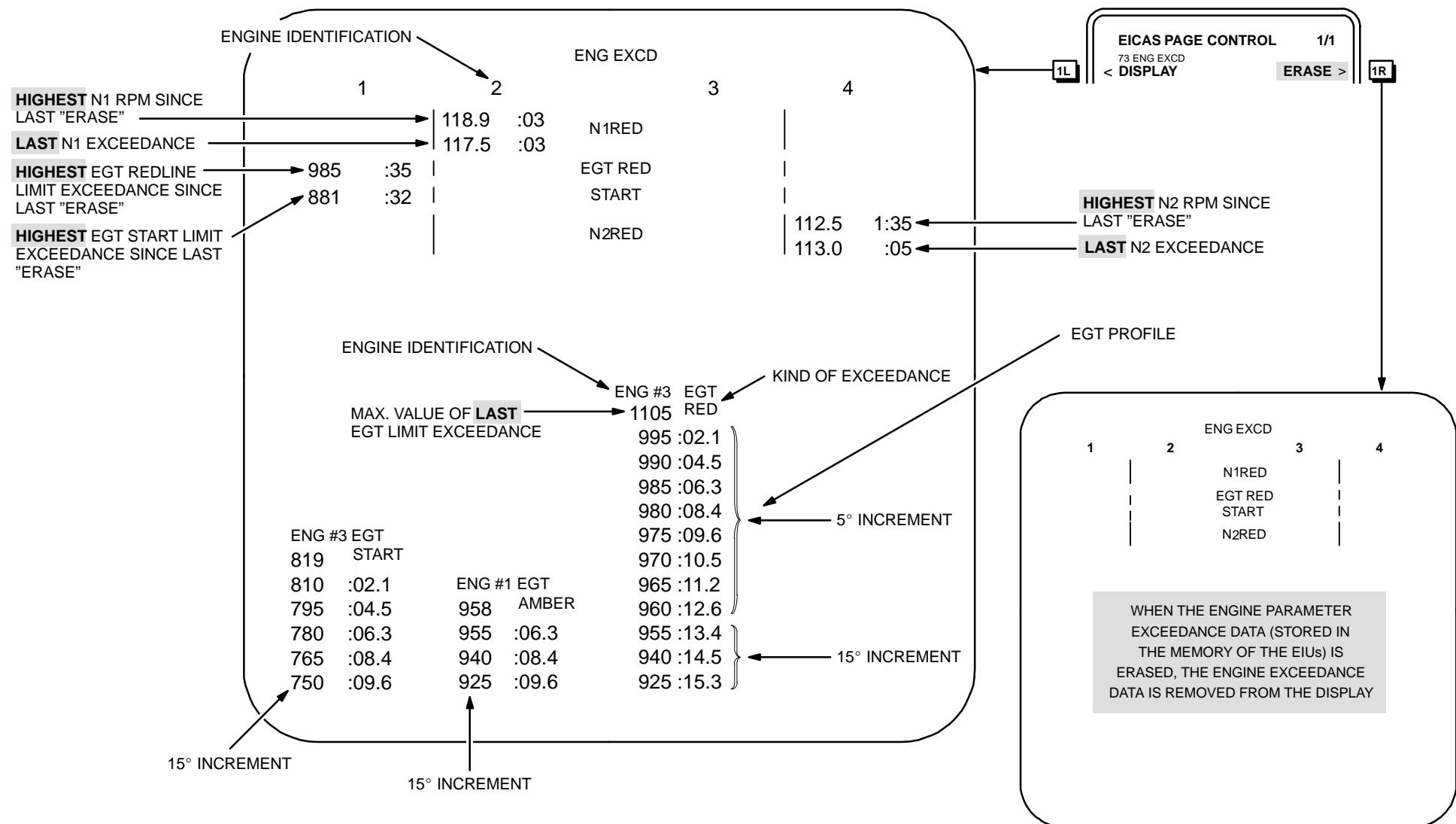


Figure 155 Engine Exceedance Page



THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

PRESENT LEG FAULTS 1/3

- * ADVISORY : 29 11 29 00
- < HYD PRESS ENG 1
 - * STATUS : 77 03 01 00
- < ENG 1 SPEED CARD
 - * ADVISORY : 78 03 01 00
- < ENG 1 REVERSER
 - * ADVISORY : 36 10 23 00
- < BLEED 1 ERASE >
-
- < ERASE STATUS REPORT >
- < RETURN HELP >

PRESENT LEG FAULT MESSAGE REPORT CMC-L PAGE 1
D-ABVN LH431 VHHH / EDDF 685-2270-008 GE-007 16NOV93 1030

ENG-1 SPEED CARD/RELAY	16NOV93 1030	ATA : 73-21
FAIL	EQUIP :	DESCENT
	N/A	MSG : 76009

ENG 1 SPEED CARD - STATUS

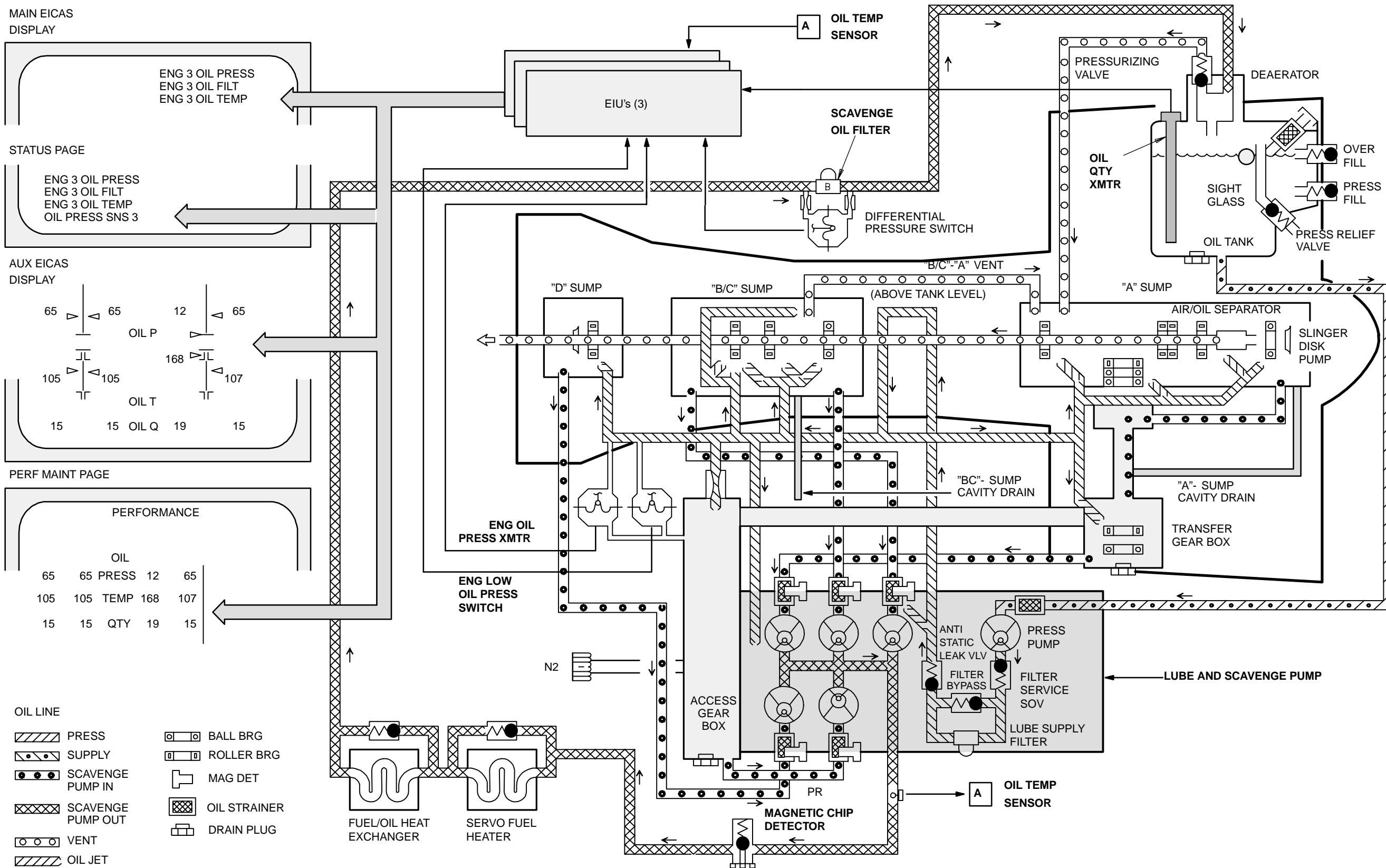
77 03 01 00

***** END OF REPORT *****

Figure 156 ATA 77 Eng. Indication Trouble Shooting Example

Figure A Oil System Basic Schematic

FRA US/E bk 1.8.97



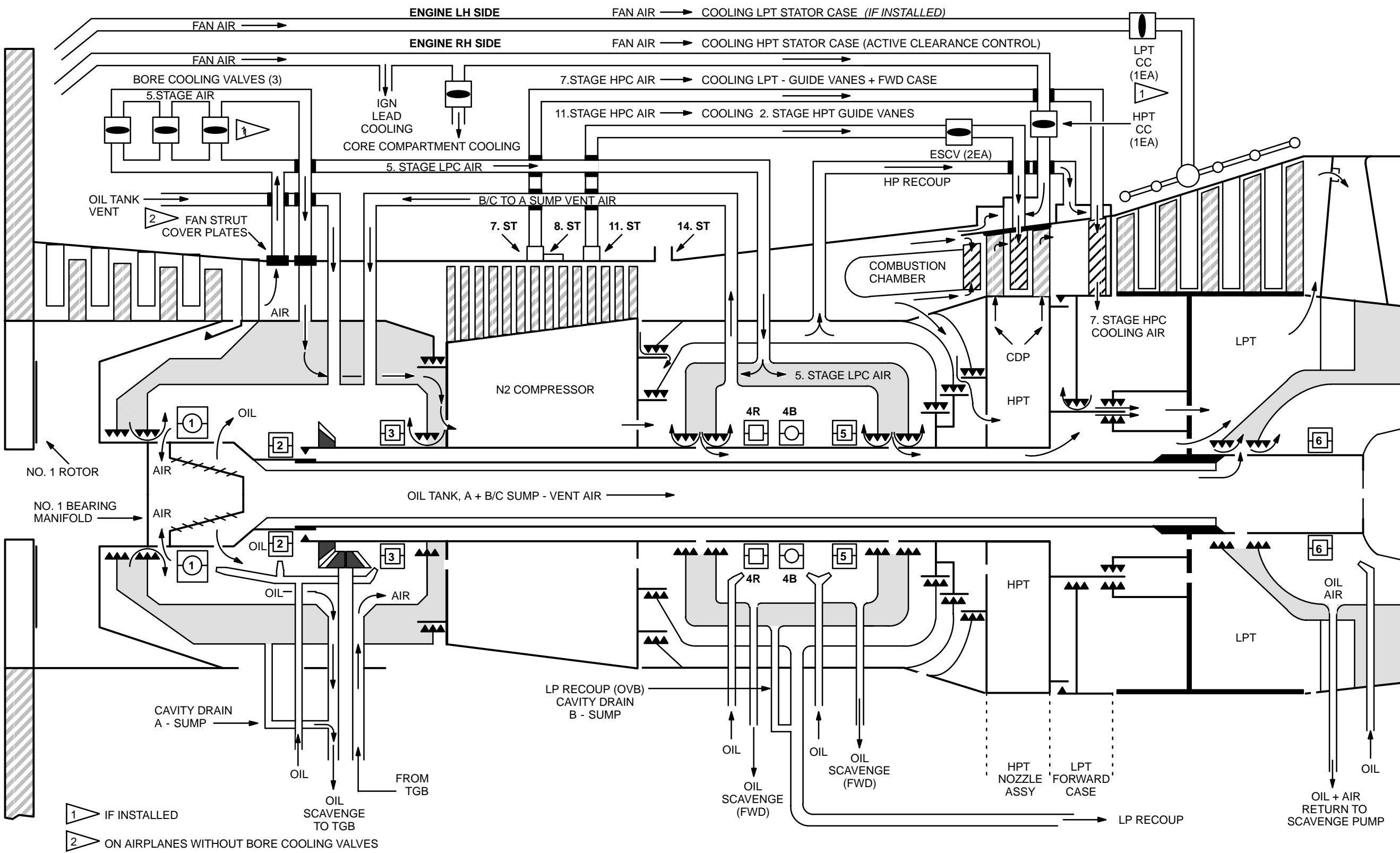


Figure B Airflow Generation

Figure C Engine Fuel & Control System Schematic

Nur zur Schulung

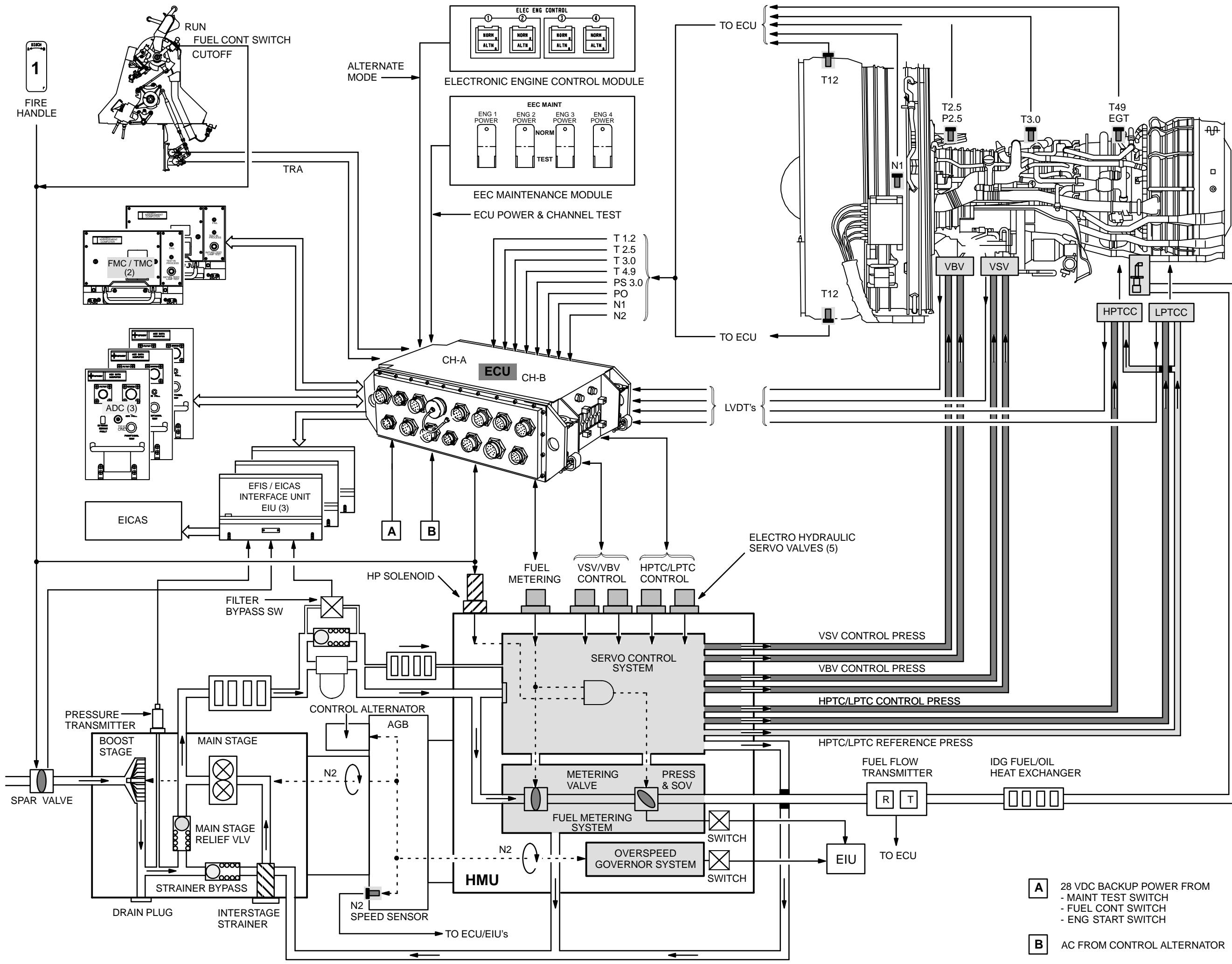
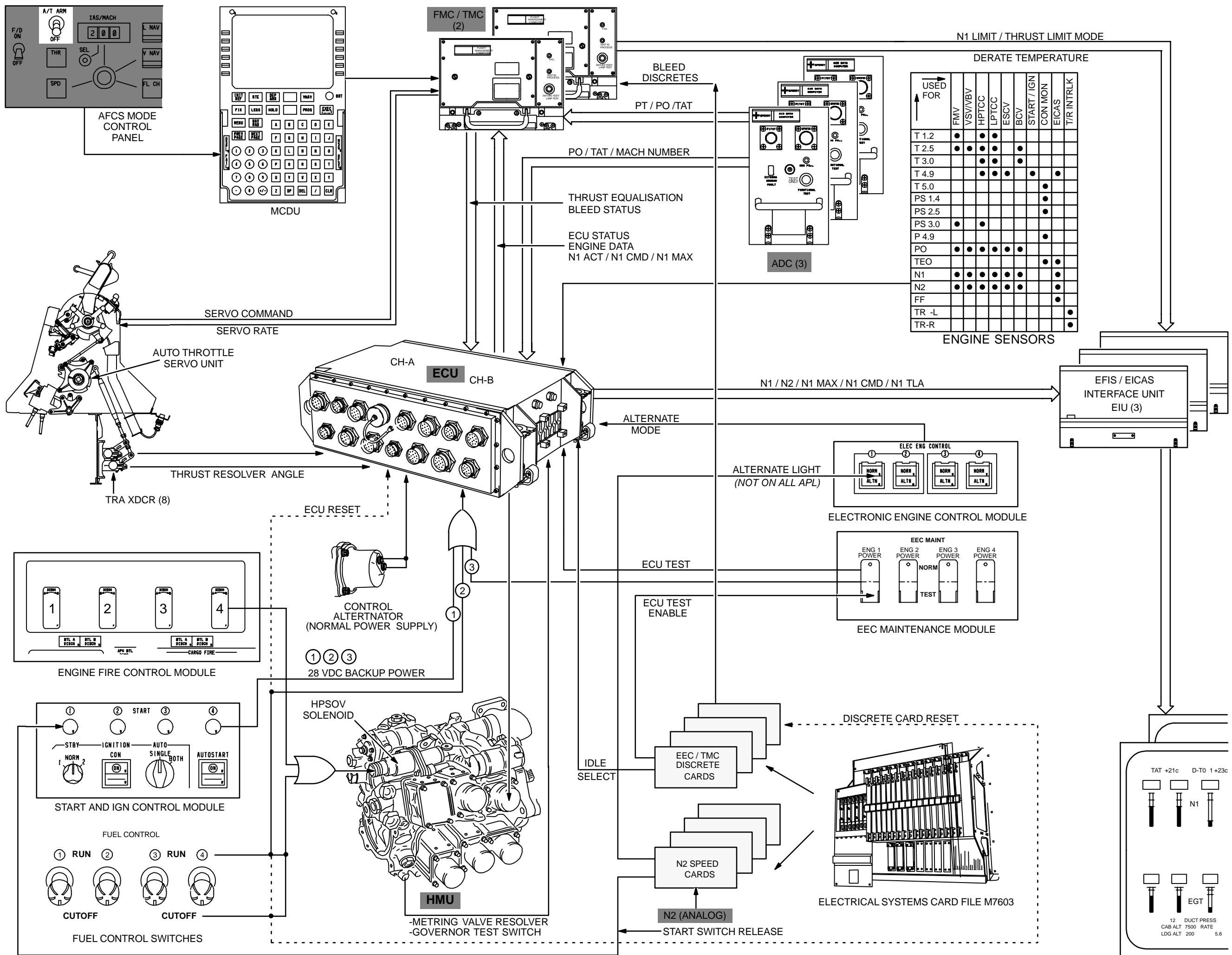


Figure D Engine FADEC System Basic Schematic



Nur zur Schulung

- A** TO ECU CHANNEL A CONNECTOR
 - B** TO ECU CHANNEL B CONNECTOR
 - 1** INTEGRATOR SERVO VALVE OPENS DURING TEST
 - 2** RESET VALVE REMAINS CLOSED DURING TEST
BUT OPENS IN CASE OF OVERSPEED (>113.4% N2)
 - 3** PROPORTIONAL VALVE LIMITS N2 IN CASE OF
OVERSPEED TO 113.4% BY PARTIALLY OPENING
THE BYPASS VALVE

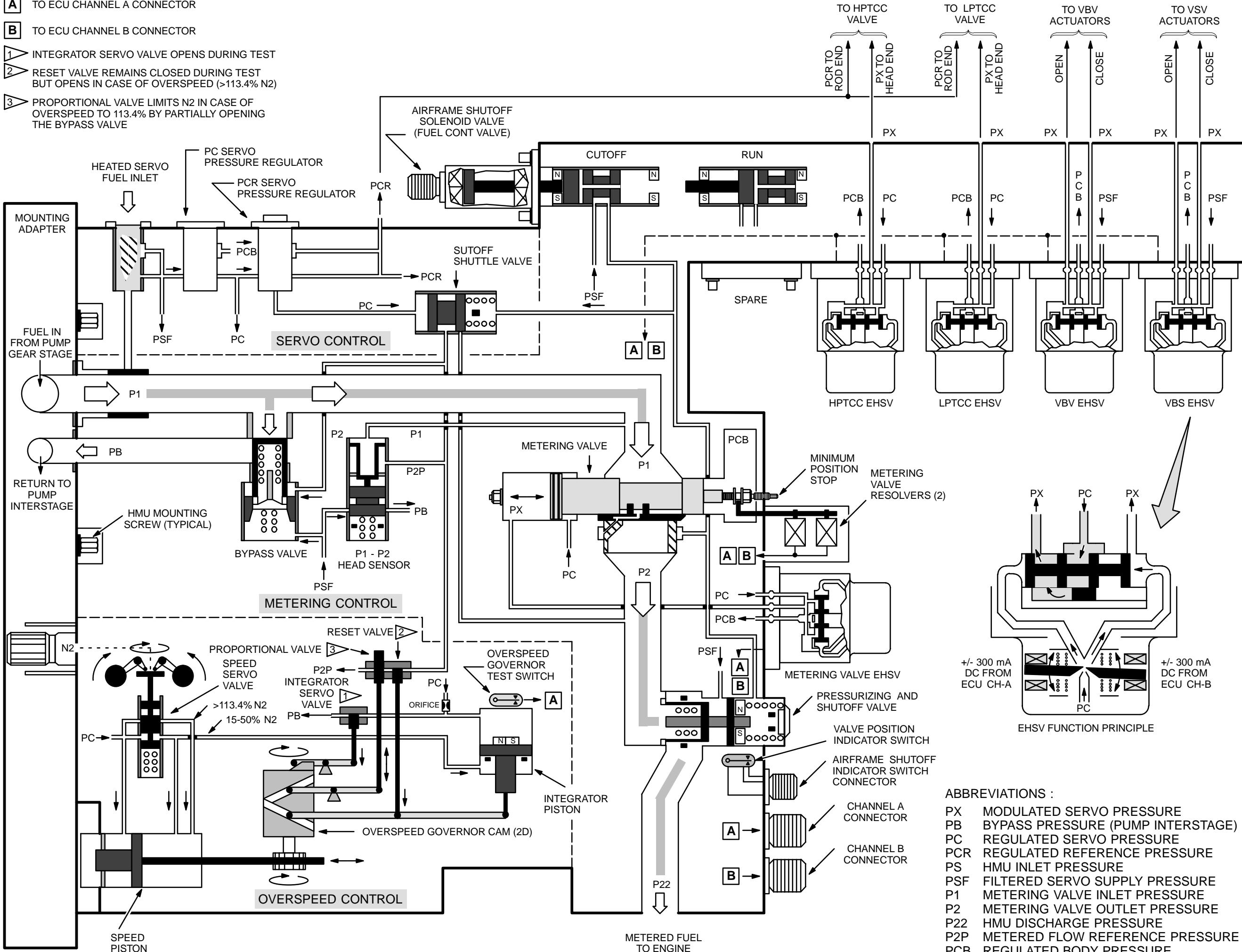


Figure E HMU BASIC FUNCTION SCHEMAT

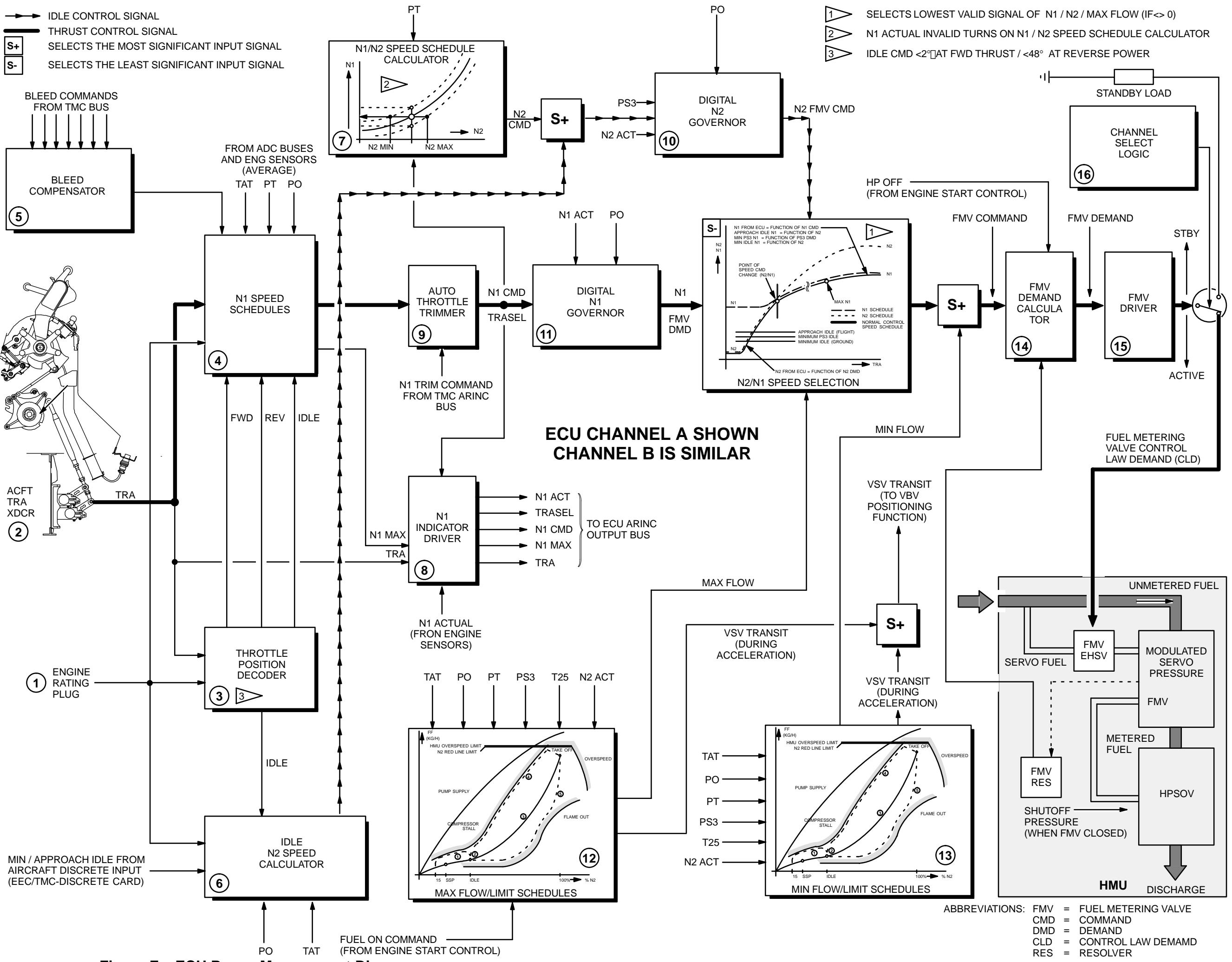


Figure F ECU Power Management Diagram

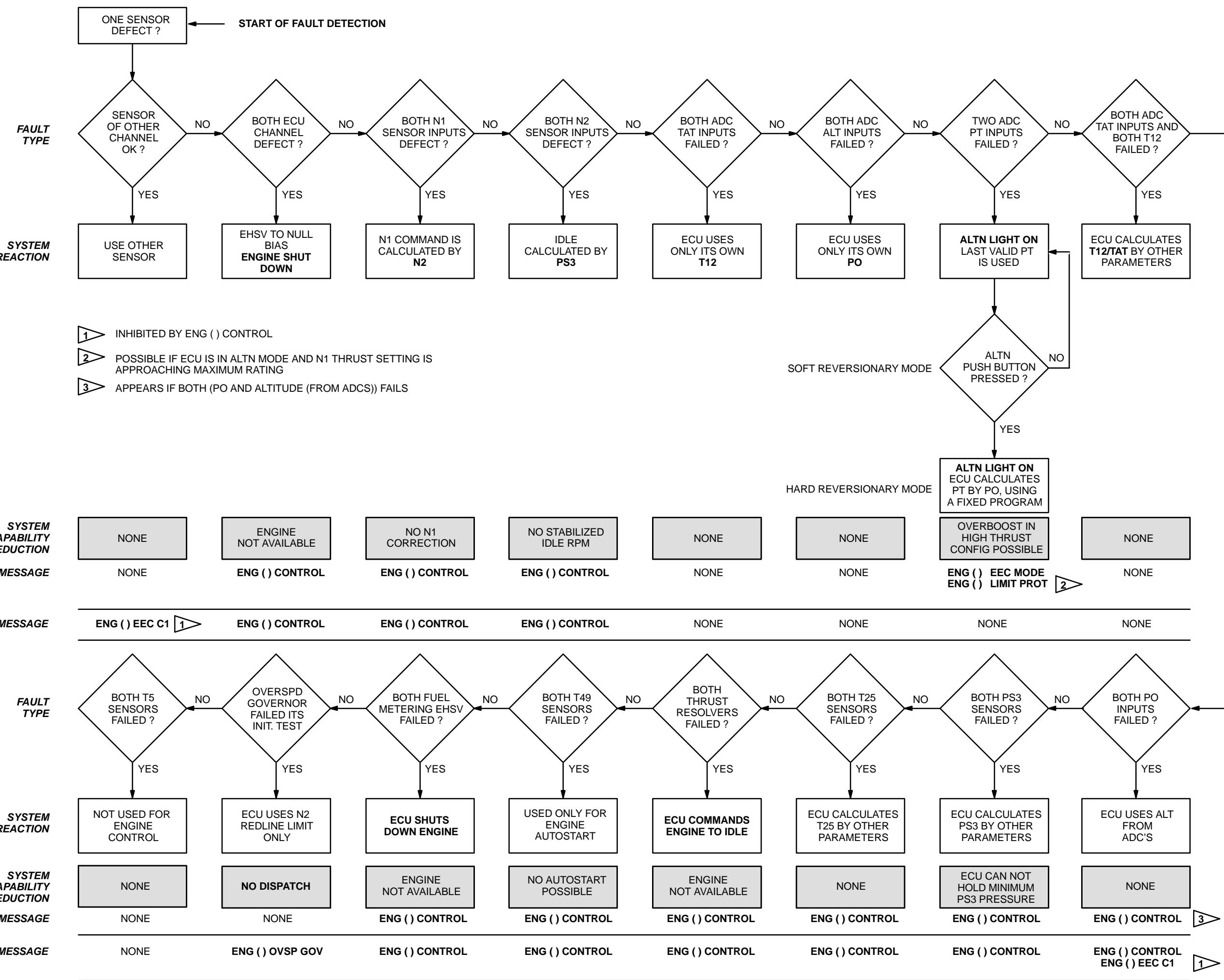


Figure G ECU Fault Management

Figure H Ignition Control Schematic

1

2

3

4

5

6

7

8

9

10

11

12

13

14

15

16

17

18

19

20

21

22

23

24

25

26

27

28

29

30

31

32

33

34

35

36

37

38

39

40

41

42

43

44

45

46

47

48

49

50

51

52

53

54

55

56

57

58

59

60

61

62

63

64

65

66

67

68

69

70

71

72

73

74

75

76

77

78

79

80

81

82

83

84

85

86

87

88

89

90

91

92

93

94

95

96

97

98

99

100

101

102

103

104

105

106

107

108

109

110

111

112

113

114

115

116

117

118

119

120

121

122

123

124

125

126

127

128

129

130

131

132

133

134

135

136

137

138

139

140

141

142

143

144

145

146

147

148

149

150

151

152

153

154

155

156

157

158

159

160

161

162

163

164

165

166

167

168

169

170

171

172

173

174

175

176

177

178

179

180

181

182

183

184

185

186

187

188

189

190

191

192

193

194

195

196

197

198

199

200

201

202

203

204

205

206

207

208

209

210

211

212

213

214

215

216

217

218

219

220

221

222

223

224

225

226

227

228

229

230

231

232

233

234

235

236

237

238

239

240

241

242

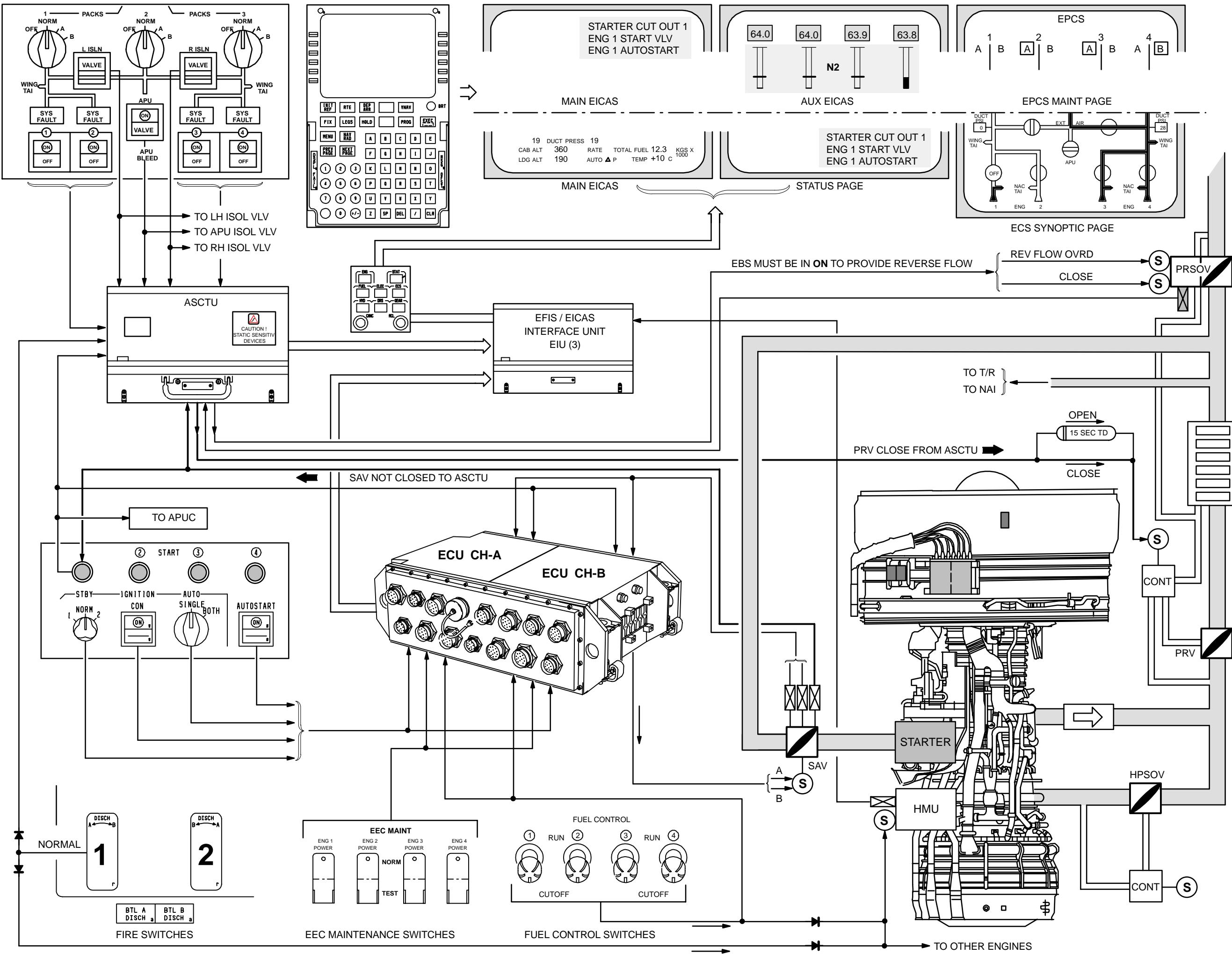
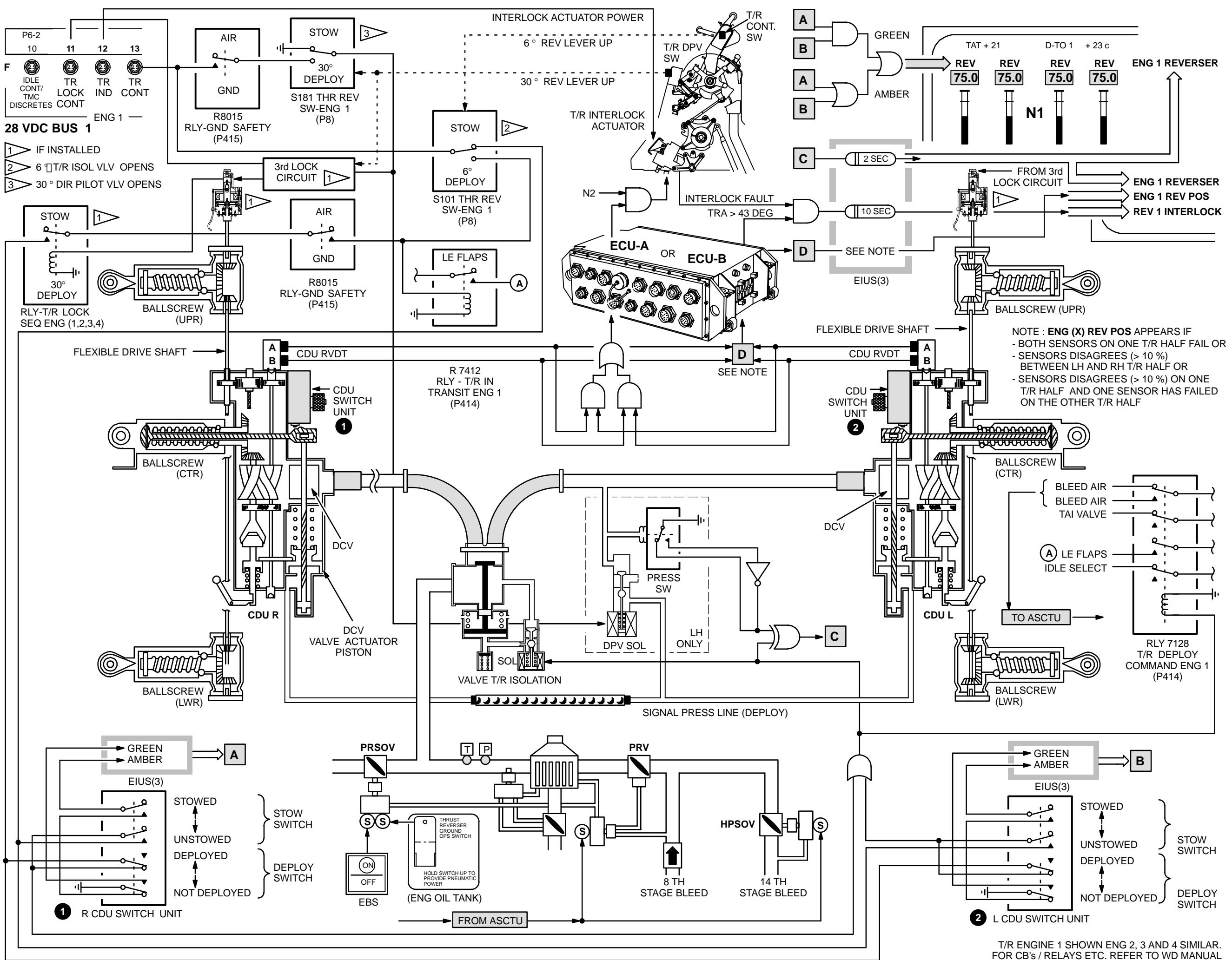


Figure I Starting System Basic Schematic

Lufthansa TECHNISCHE SCHULUNG

747-430
B2/12M/12E
78-00



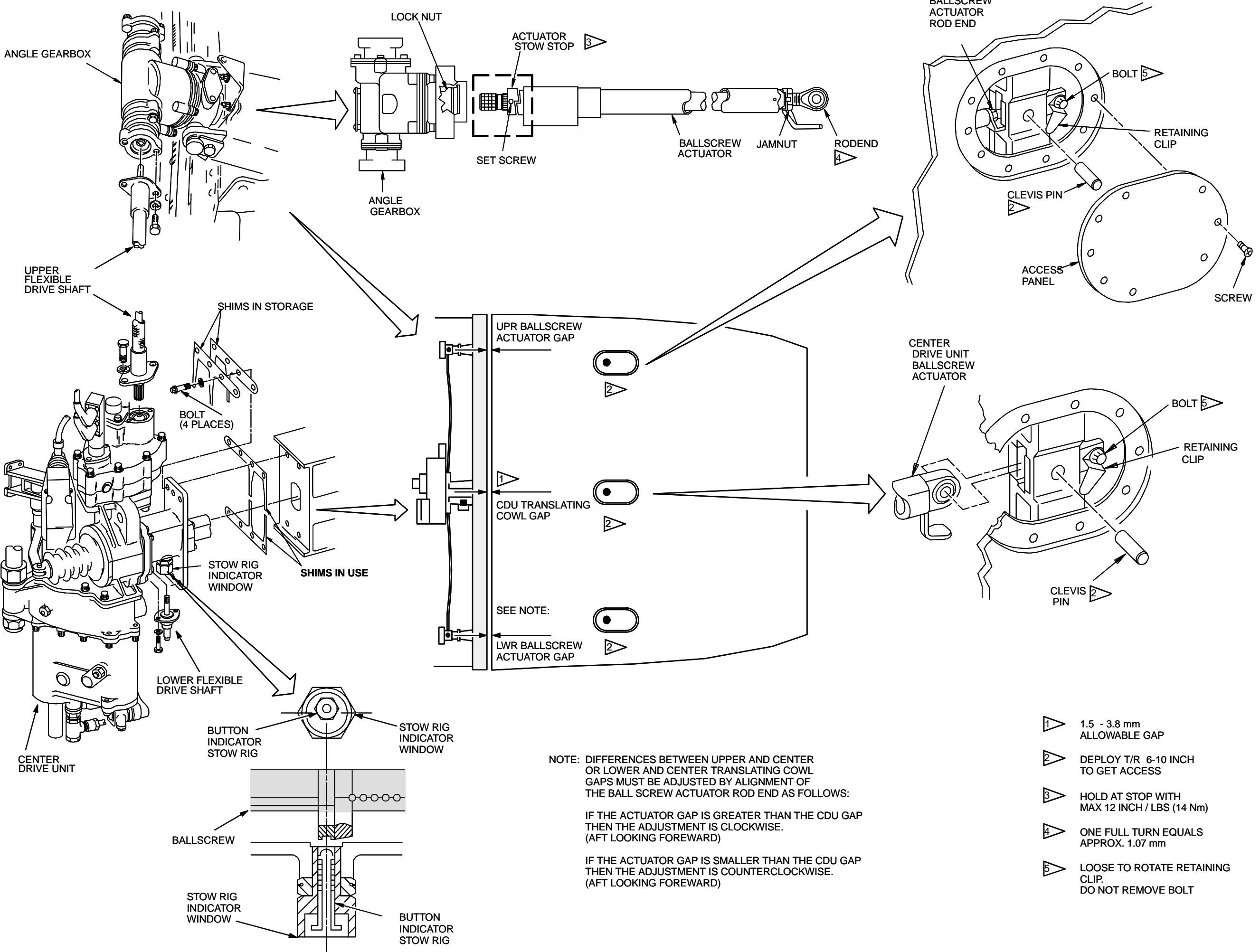


Figure K Thrust Reverser Rigging

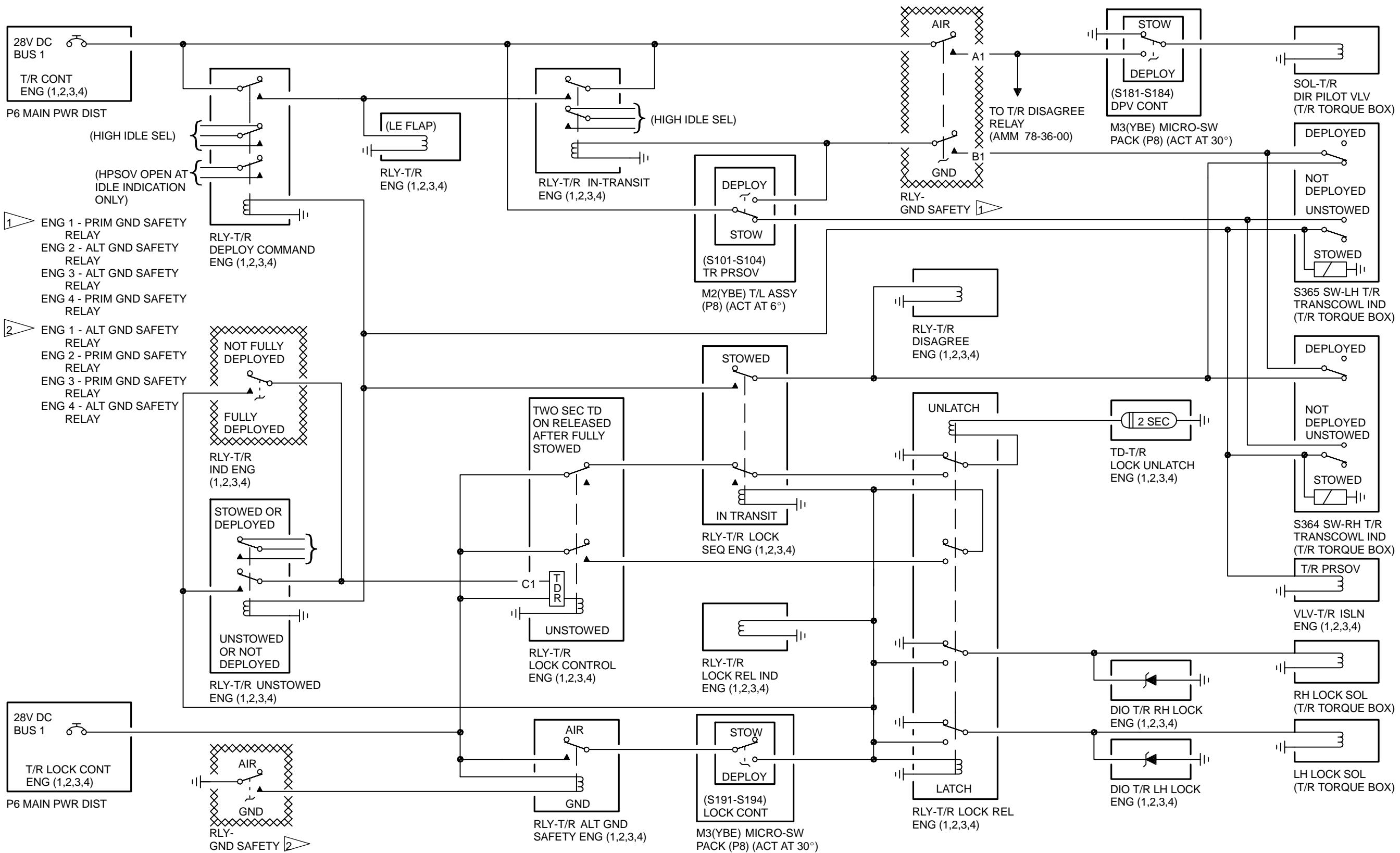


Figure L Thrust Reverser 3rd Lock Schematic

