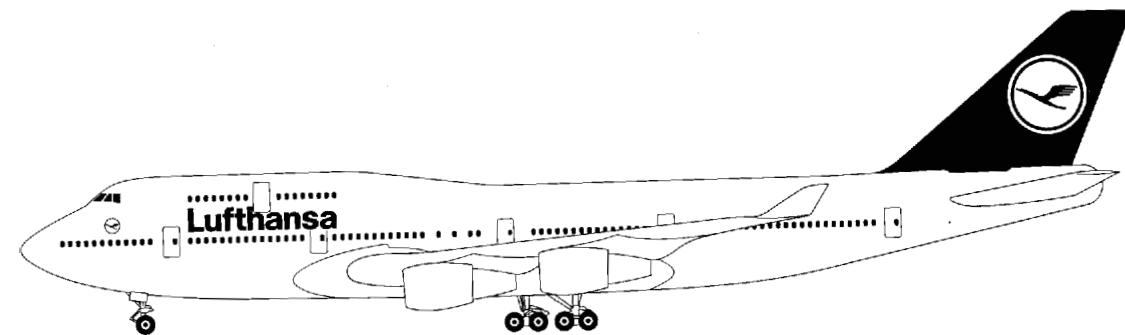




**Lufthansa
Technical Training**

**Training Manual
B 747 - 430**



**ATA 32
LANDING GEAR**

WF - B12 - .M.



Lufthansa Technical Training

For training purpose and internal use only.

Copyright by Lufthansa Technical Training GmbH.

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

Lufthansa Technical Training GmbH

Lufthansa Base Frankfurt

D-60546 Frankfurt/Main

Tel. +49 69 / 696 41 78

Fax +49 69 / 696 63 84

Lufthansa Base Hamburg

Weg beim Jäger 193

D-22335 Hamburg

Tel. +49 40 / 5070 24 13

Fax +49 40 / 5070 47 46



Inhaltsverzeichnis

ATA 32 LANDING GEAR	1	32 - 30 NORMAL EXTENSION AND RETRACTION	62
32 - 00 GENERAL	2	MAIN GEAR DOWN SEQUENCE	62
INTRODUCTION	2	MAIN GEAR UP SEQUENCE	64
32 - 10 MAIN GEAR AND DOORS	4	NOSE GEAR DOWN SEQUENCE	66
WING GEAR GENERAL COMPONENTS OVERVIEW ..	4	NOSE GEAR UP SEQUENCE	68
WING GEAR COMPONENTS	6	ALTERNATE EXTENSION	70
WING GEAR UPLOCK COMPONENTS	8	LANDING GEAR LEVER MODULE	72
WING GEAR DOWNLOCK COMPONENTS	10	NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION SCHEMATIC ..	74
WING GEAR TRUCK TILT COMPONENTS	12	MAIN GEAR ALTERNATE EXTENSION SCHEMATIC ..	76
BODY GEAR GENERAL COMPONENTS OVERVIEW ..	14	NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION ELECTRIC	
BODY GEAR COMPONENTS	16	ACTUATOR	78
BODY GEAR UPLOCK COMPONENTS	18	NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION COMP	80
BODY GEAR DOWNLOCK COMPONENTS	20	BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION COMP	82
BODY GEAR TRUCK TILT COMPONENTS	22	WING GEAR ALTERNATE EXTENSION COMP	84
BODY GEAR TRUCK TILT COMPONENTS	24	WING GEAR ALTERNATE EXTENSION COMP	86
32 - 20 NOSE GEAR AND DOORS	26	WING GEAR ALTERNATE EXTENSION COMP	88
NOSE GEAR COMPONENTS	26	32 - 30 ALTERNATE EXTENSION (D-ABTA - TH & -VA - VN)	90
NOSE GEAR COMPONENTS	28	NOSE- AND BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION ..	90
NOSE GEAR COMPONENTS	30	WING ALTERNATE EXTENSION	92
NOSE GEAR COMPONENTS	32	32 - 30 ALTERNATE EXTENSION (D - ABVG, -VI, -VM,	94
MAIN GEAR DOORS OVERVIEW	36	-VO AND ON)	
WING GEAR DOORS	38	NOSE- AND BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION ..	94
BODY GEAR DOORS	40	WING ALTERNATE EXTENSION	96
NOSE GEAR DOORS	42	32 - 30 EXTENSION AND RETRACTION	98
32 - 30 EXTENSION AND RETRACTION	44	NOSE GEAR DOOR GROUND RELEASE	98
EXTENSION AND RETRACTION		MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE MECHANISM	100
-NORMAL FUNCTION	44	MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE HANDLE AND	
BODY-/NOSE- AND WING GEAR SELECTOR VALVE ..	46	DIFFERENTIAL	102
NOSE GEAR OPERATED SEQUENCE VALVES	48	NOSE GEAR DOOR GROUND RELEASE COMP	104
WING GEAR SEQUENCE VALVES	52	MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE MECHANISM	106
WING GEAR PRESSURE OPERATED RESTRICTOR		32 - 09 LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM PSEU P/N	
CHECK VALVE	56	S283U001 - 10WITHOUT SB 747-32-2425 / EO 118036 ..	110
BODY GEAR OPERATED SEQUENCE VALVES	58	LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM / COMP ..	110



Inhaltsverzeichnis

32 - 09 LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM PSEU P/N S283U001 - 14 AND AIRPLANES WITH SB 747-32-2425 / EO 118036	114	ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE NO.1 AND ACCUMULATOR ISOLATION VALVE	162
LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM/COMP.	114	ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE NO.2	164
GEAR SENSOR POSITION COMPONENTS	118	ALTERNATE BRAKE RETURN VALVE	166
PROXIMITY SENSOR	122	BRAKE SOURCE SELECTION	168
GEAR POSITION INDICATION	124	BRAKE PEDAL ASSEMBLY	170
DOOR POSITION INDICATION COMPONENTS	126	BRAKE METERING VALVE ASSEMBLY	172
DOOR POSITION INDICATION	128	HYDRAULIC BRAKE ACCUMULATORS	174
PROXIMITY SENSOR	130	PRESSURE TRANSMITTER AND HYD BRAKE PRESSURE GAGE	174
GEAR MONITOR INDICATION	130	HYDRAULIC BRAKE SYSTEM PRESSURE SWITCHES	176
NOSE GEAR COMPRESSION SENSOR COMP.	132	32 - 44 PARK BRAKE SYSTEM	178
NOSE GEAR AIR / GROUND DISAGREE INDICATION	134	PARKING BRAKE COMPONENTS	178
MAIN GEAR TILT POSITION COMPONENTS	136	PARKING BRAKE SYSTEM COMPONENTS	180
MAIN GEAR TILT POSITION INDICATION PSEU P/N S283U001 - 10SB 747-32-24267 / EO 118036 NOT IMPLEMENTED	138	PARKING BRAKE VALVE AND THERMAL PRESSURE RELIEF VALVE	182
NEW INDICATIONMAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE : GEAR	140	32 - 44 PARK BRAKE SYSTEM	184
32 - 09 LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM	142	PARKING BRAKE SYSTEM ELECTRICAL SCHEMATIC	184
AIR / GROUND RELAY SYSTEM, PSEU P/N S283U001-10; SB 747-32-24267 / EO 118036 NOT IMPLEMENTED ..	142	32 - 42 BRAKE SYSTEM	188
AIR / GROUND RELAY SYSTEMPSEU P/N S283U001-14;SB 747-32-24267 / EO 118036 IMPLEMENTED	144	BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU)	188
AIR / GROUND RELAY - SYSTEM	146	BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU)	190
32 - 09 LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM	148	32 - 42 ANTI - SKID SYSTEM	194
PROXIMITY SWITCH ELECTRONIC UNIT SYSTEM	148	BASIC SCHEMATIC	194
GROUND TEST	148	32 - 60 LANDING GEAR INDICATION	196
GROUND TEST - PSEU PRIMARY AND ALTERNATE LANDING GEAR SYSTEMS	151	NEW INDICATION MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE : GEAR	196
32 - 41 BRAKE SYSTEM	154	32 - 42 ANTI SKID SYSTEM	198
BRAKE PRESSURE- AND BRAKE SOURCE LIGHT INDICATION	154	WHEEL SPEED TRANSDUCER	198
BRAKE SOURCE PRESSURE INDICATION	156	NORMAL ANTI-SKID MODULE	200
BASIC SCHEMATIC	158	ALTERNATE ANTI-SKID MODULE	202
LANDING GEAR BRAKE UNIT	160	ANTI - SKID SHUTTLE VALVES	204
		PRESSURE COMPENSATED FLOW REGULATOR	206
		MEL 32-41-1 DEACTIVATION PROCEDURE - WHEEL BRAKES, ONE OR TWO DO NOT OPERATE (DISCONNECT TOOL PROCEDURE)	208



Inhaltsverzeichnis

HYDRAULIC PRESSURE SURGE ACCUMULATOR	212	GROUND TEST - AUTOBRAKE APPLICATION	268
ANTI SKID CONTROL FUNCTION	214	32 - 46 BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM	272
ANTI - SKID OPERATION : NORMAL SYSTEM	216	BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM - DESCRIPTION AND OPERATION	272
ANTI - SKID OPERATION : ALTERNATE SYSTEM	218	BRAKE TEMPERATURE MONITORING INDICATION	274
ANTI - SKID OPERATION : LOCKED WHEEL / HYDROPLANE / TOUCHDOWN	220	BRAKE TEMPERATURE MONITORING INDICATION - EICAS MINI SYNOPTIC DISPLAY	276
GROUND TEST - BRAKE SYSTEM BITE	222	BRAKE TEMPERATURE MONITOR UNIT (BTMU)	278
GROUND TEST - BRAKE RELEASE	226	BRAKE TEMPERATURE SENSOR	280
4. GROUND TEST - BRAKE RELEASE	228	BRAKE TEMPERATURE COMPENSATOR	280
32 - 42 BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM	232	BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM - GROUND TEST	282
BRAKE TORQUE CONTROL SYSTEM	232	32 - 45 TIRE PRESSURE INDICATION SYSTEM	286
BRAKE TORQUE CONTROL SYSTEM FUNCTION	234	TIRE PRESSURE INDICATION SYSTEM	286
BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM INDICATION	236	TIRE PRESSURE INDICATION SYSTEM	288
INDICATION OF GEAR MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE	238	TIRE PRESSURE MONITORING UNIT (TPMU)	290
BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM	240	TPIS WHEEL INTERFACE UNIT	292
GROUND TEST - TORQUE ZERO FUNCTION	242	TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM (TPIS) PRESSURE SENSOR	292
32 - 42 AUTO-BRAKE SYSTEM	246	SYSTEM TEST FOR THE TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM (TPIS)	294
AUTO BRAKE BASIC SCHEMATIC	246	SET POINT INDICATION FOR THE TIRE PRESSURE INDICATION	298
AUTO BRAKE SELECTOR	248	32 - 51 NOSE GEAR STEERING	300
AUTO BRAKE CONTROL MODULE	250	NOSE WHEEL STEERING SYSTEM	300
BRAKE PEDAL SWITCHES	252	SYSTEM OVERVIEW	302
AUTO BRAKE SHUTTLE VALVE AND -PRESSURE SWITCHES	254	NOSE GEAR STEERING CIRCUIT DIAGRAM	304
AUTO BRAKE OPERATION - REJECTED TAKE OFF ARMING LOGIC	256	NOSE GEAR STEERING OPERATION	306
AUTO BRAKE OPERATION - REJECTED TAKE OFF APPLICATION LOGIC	258	STEERING TILLER AND CABLE DRUM	308
AUTO BRAKE OPERATION - REJECTED TAKE OFF MODE DISARM- / DISABLE LOGIC	260	RUDDER PEDAL STEERING MECHANISM	310
AUTO BRAKE OPERATION - LANDING MODE ARMING LOGIC	262	NOSE GEAR STEERING COMPONENTS	312
AUTO BRAKE OPERATION - LANDING MODE APPLICATION LOGIC	264	NOSE GEAR STEERING COMPONENTS	314
AUTO BRAKE OPERATION - LANDING MODE DISARM LOGIC	266		



Inhaltsverzeichnis

32 - 53 BODY GEAR STEERING	316
BODY GEAR STEERING SYSTEM	316
BODY GEAR STEERING ARMING SWITCH	318
BODY GEAR STEERING CONTROL TRANSDUCER ..	320
ELECTRONIC CONTROL UNIT (ECU)	322
CONTROL MODULE	324
STEERING ACTUATOR	326
BODY GEAR STEERING ACTUATOR LOCK SWITCHES AND TRANSDUCER	328
BODY GEAR STEERING INDICATION	330
 ATA 31 INSTRUMENTS	 332
 31 - 52 AURAL WARNING SYSTEM	 332
LANDING CONFIGURATION WARNING	332



Bildverzeichnis

Figure 1	LANDING GEAR LOCATION	3	Figure 33	BODY GEAR UPLOCK OPERATED SEQUENCE VALVE ..	60
Figure 2	WING GEAR GENERAL COMPONENTS OVERVIEW	5	Figure 34	BODY GEAR DOOR OPERATED SEQUENCE VALVE ..	61
Figure 3	WING GEAR COMPONENTS	7	Figure 35	MAIN GEAR DOWN SEQUENCE FLOW DIAGRAM	63
Figure 4	WING GEAR UPLOCK COMPONENTS	9	Figure 36	MAIN GEAR UP SEQUENCE FLOW DIAGRAM	65
Figure 5	WING GEAR DOWNLOCK COMPONENTS	11	Figure 37	NOSE GEAR DOWN SEQUENCE FLOW DIAGRAM	67
Figure 6	WING GEAR TRUCK TILT COMPONENTS	13	Figure 38	NOSE GEAR UP SEQUENCE FLOW DIAGRAM	69
Figure 7	BODY GEAR GENERAL COMPONENTS OVERVIEW	15	Figure 39	ALTERNATE EXTENSION SCHEMATIC	71
Figure 8	BODY GEAR COMPONENTS	17	Figure 40	LANDING GEAR LEVER MODULE	73
Figure 9	BODY GEAR UPLOCK COMPONENTS	19	Figure 41	NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION OVERVIEW	75
Figure 10	BODY GEAR DOWNLOCK COMPONENTS	21	Figure 42	MAIN GEAR ALTERNATE EXTENSION OVERVIEW	77
Figure 11	BODY GEAR TRUCK TILT COMPONENTS	23	Figure 43	NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION ELECTRIC ACTUATOR	79
Figure 12	BODY GEAR TRUCK TILT COMPONENTS	25	Figure 44	NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS ..	81
Figure 13	NOSE GEAR COMPONENTS	27	Figure 45	BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS ..	83
Figure 14	NOSE GEAR COMPONENTS	29	Figure 46	WING GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS ..	85
Figure 15	NOSE GEAR COMPONENTS	31	Figure 47	WING GEAR UNLOCK SWITCH	87
Figure 16	NOSE GEAR COMPONENTS	33	Figure 48	WING GEAR ALTERNATE EXTENSION DOOR SWITCH ..	89
Figure 17	NOSE GEAR LOCK- UNLOCK- LOCK SEQUENCE	34	Figure 49	NOSE- AND BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION ELECTRICAL SCHEMATIC	91
Figure 18	NOSE GEAR LOCK- UNLOCK- LOCK SEQUENCE	35	Figure 50	WING GEAR ALTERNATE EXTENTION ELECTRICAL SCHEMATIC	93
Figure 19	MAIN GEAR DOORS OVERVIEW	37	Figure 51	NOSE- AND BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION ELECTRICAL SCHEMATIC	95
Figure 20	WING GEAR DOORS	39	Figure 52	WING GEAR ALTERNATE EXTENTION ELECTRICAL SCHEMATIC	97
Figure 21	BODY GEAR DOORS	41	Figure 53	NOSE GEAR DOOR GROUND RELEASE MECHANISM OVERVIEW	99
Figure 22	NOSE GEAR DOORS	43	Figure 54	MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE MECHANISM OVERVIEW	101
Figure 23	LANDING GEAR CONTROL SYSTEM HANDLE	45	Figure 55	GROUND DOOR RELEASE COMPONENTS	103
Figure 24	LANDING GEAR SELECTOR VALVES	47	Figure 56	NOSE GEAR GROUND DOOR RELEASE MECHANISM COMPONENTS	105
Figure 25	NOSE LANDING GEAR DOOR OPERATED SEQUENCE VALVE	49	Figure 57	MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE DIFFERENTIAL ..	107
Figure 26	NOSE GEAR OPERATED SEQUENCE VALVE	50	Figure 58	BODY GEAR DOOR RELEASE COMPONENTS	108
Figure 27	PRESSURE OPERATED RESTRICTOR CHECK VALVE	51	Figure 59	WING GEAR DOOR RELEASE COMPONENTS	109
Figure 28	WING GEAR DOWNLOCK OPERATED SEQUENCE VALVE	53			
Figure 29	WING GEAR UPLOCK OPERATED SEQUENCE VALVE	54			
Figure 30	WING GEAR DOOR OPERATED SEQUENCE VALVE	55			
Figure 31	WING GEAR PRESS OPERATED RESTRICTOR CHECK VALVE	57			
Figure 32	BODY GEAR DOWNLOCK OPERATED SEQUENCE VALVE	59			



Bildverzeichnis

Figure 60	PROXIMITY SWITCH ELECTRONICS UNIT (PSEU) SCHEMATIC	113	Figure 91	HYDRAULIC BRAKE SYSTEM PRESSURE SWITCHES ..	177
Figure 61	PROXIMITY SWITCH ELECTRONICS UNIT (PSEU) SCHEMATIC	117	Figure 92	PARKING BRAKE COMPONENTS	179
Figure 62	NOSE GEAR POSITION COMPONENTS	119	Figure 93	PARKING BRAKE SYSTEM COMPONENTS	181
Figure 63	BODY GEAR POSITION COMPONENTS	120	Figure 94	PARKING BRAKE VALVE	183
Figure 64	WING GEAR POSITION COMPONENTS	121	Figure 95	PARKING BRAKE SYSTEM ELECTRICAL SCHEMATIC ..	185
Figure 65	PROXIMITY SENSOR UNITS	123	Figure 96	PARKING BRAKE SYSTEM ELECTRICAL SCHEMATIC ..	187
Figure 66	GEAR POSITION INDICATION SCHEMATIC	125	Figure 97	BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU)	189
Figure 67	DOOR POSITION INDICATION COMPONENTS	127	Figure 98	BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU) CIRCUIT BREAKER	191
Figure 68	DOOR POSITION INDICATION SCHEMATIC	129	Figure 99	BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU) SCHEMATIC ..	193
Figure 69	GEAR MONITOR INDICATION SCHEMATIC	131	Figure 100	ANTI SKID SYSTEM BASIC SCHEMATIC	195
Figure 70	NOSE GEAR COMPRESSION SENSOR COMPONENT ..	133	Figure 101	NEW INDICATION OF MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE	197
Figure 71	NOSE GEAR AIR/GROUND DISAGREE SCHEMATIC ..	135	Figure 102	WHEEL SPEED TRANSDUCER	199
Figure 72	MAIN GEAR TILT POSITION COMPONENTS	137	Figure 103	NORMAL ANTI-SKID MODULE	201
Figure 73	MAIN GEAR TILT POSITION INDICATION SCHEMATIC ..	139	Figure 104	ALTERNATE ANTI-SKID MODULE	203
Figure 74	NEW INDICATION OF MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE	141	Figure 105	ANTI-SKID SHUTTLE VALVES	205
Figure 75	AIR / GROUND MODE SCHEMATIC	143	Figure 106	PRESSURE COMPENSATED FLOW REGULATORS	207
Figure 76	AIR / GROUND MODE SCHEMATIC	145	Figure 107	DE-ACTIVATION OF A ANTI-SKID FAILURE	209
Figure 77	AIR / GROUND RELAY SYSTEM SCHEMATIC	147	Figure 108	DE-ACTIVATION OF A ANTI-SKID FAILURE	211
Figure 78	PSEU SYSTEM GROUND TEST	150	Figure 109	HYDRAULIC PRESSURE SURGE ACCUMULATOR	213
Figure 79	PSEU SYSTEM GROUND TEST	153	Figure 110	ANTI SKID CONTROL FUNCTION	215
Figure 80	BRAKE PRESSURE - AND BRAKE SOURCE LIGHT INDICATION	155	Figure 111	ANTI-SKID OPERATION - NORMAL SYSTEM	217
Figure 81	BRAKE PRESSURE INDICATION	157	Figure 112	ANTI-SKID OPERATION - ALTERNATE SYSTEM	219
Figure 82	BRAKE SYSTEM BASIC SCHEMATIC	159	Figure 113	ANTI-SKID OPERATION - LOCKED WHEEL / HYDROPLANE / TOUCHDOWN CIRCUIT	221
Figure 83	LANDING GEAR BRAKE UNIT	161	Figure 114	BRAKE SYSTEM BITE - GROUND TEST	225
Figure 84	ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE NO.1 AND ACCUMULATOR ISOLATION VALVE	163	Figure 115	BRAKE RELEASE - GROUND TEST	231
Figure 85	ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE NO.2	165	Figure 116	BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM SCHEMATIC	233
Figure 86	ALTERNATE BRAKE RETURN VALVE	167	Figure 117	BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM FUNCTION	235
Figure 87	BRAKE SOURCE SELECTION	169	Figure 118	BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM INDICATION	237
Figure 88	BRAKE PEDALS ASSEMBLIES	171	Figure 119	INDICATION OF MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE	239
Figure 89	BRAKE METERING VALVE ASSEMBLY	173	Figure 120	BRAKE TORQUE SENSOR	241
Figure 90	HYDRAULIC BRAKE ACCUMULATORS	175	Figure 121	BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM GROUND TEST	245
			Figure 122	AUTO BRAKE BASIC SCHEMATIC	247



Bildverzeichnis

Figure 123	AUTO BRAKE SELECTOR	249	Figure 151	NOSE GEAR STEERING TILLER	309
Figure 124	AUTO BRAKE CONTROL MODULE	251	Figure 152	NOSE GEAR STEERING CLUTCH ACTUATORS	311
Figure 125	BRAKE PEDAL SWITCHES	253	Figure 153	NOSE GEAR STEERING CABLE COMPENSATOR	313
Figure 126	AUTO BRAKE SHUTTLE VALVE AND -PRESSURE SWITCHES	255	Figure 154	NOSE GEAR STEERING ACTUATOR ASSEMBLY	315
Figure 127	AUTO-BRAKE OPERATION - RTO ARMING	257	Figure 155	NOSE- AND BODY GEAR STEERING SCHEMATIC	317
Figure 128	AUTO-BRAKE OPERATION - RTO APPLICATION	259	Figure 156	BODY GEAR STEERING ARMING SWITCH	319
Figure 129	AUTO-BRAKE OPERATION - RTO DISARM / DISABLE ..	261	Figure 157	BODY GEAR STEERING TRANSDUCER	321
Figure 130	AUTO-BRAKE OPERATION - LDG MODE ARMING LOGIC	263	Figure 158	ELECTRONIC CONTROL UNIT (ECU)	323
Figure 131	AUTO-BRAKE OPERATION - LDG MODE APPLICATION LOGIC	265	Figure 159	BODY GEAR STEERING CONTROL MODULE	325
Figure 132	AUTO-BRAKE OPERATION - LDG MODE DISARM LOGIC	267	Figure 160	BODY GEAR STEERING ACTUATORS	327
Figure 133	AUTO BRAKE GROUND TEST	271	Figure 161	ACTUATOR LOCK SWITCHES	329
Figure 134	BRAKE TEMPERATURE MONITORING SCHEMATIC	273	Figure 162	BODY GEAR STEERING INDICATION SCHEMATIC	331
Figure 135	BRAKE TEMPERATURE MONITORING INDICATION	275	Figure 163	LANDING CONFIGURATION WARNING	333
Figure 136	BRAKE TEMPERATURE MONITORING INDICATION - MINI SYNOPTIC DISPLAY	277	Figure A	PROXIMITY SWITCH ELECTRONICS UNIT (PSEU) SCHEMATIC	334
Figure 137	BRAKE TEMPERATURE MONITORING UNIT (BTMU)	279	Figure B	PROXIMITY SWITCH ELECTRONICS UNIT (PSEU) SCHEMATIC	335
Figure 138	BRAKE TEMPERATURE MONITORING COMPONENTS	281	Figure C	BRAKE HYDRAULIC SYSTEM SCHEMATIC	336
Figure 139	BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM GROUND TEST	283	Figure D	BRAKE SOURCE SELECTION	337
Figure 140	BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM GROUND TEST	285	Figure E	ANTI-SKID BRAKE SYSTEM BASIC SCHEMATIC	338
Figure 141	TIRE PRESSURE INDICATION SYSTEM SCHEMATIC	287	Figure F	BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM BASIC SCHEMATIC ..	339
Figure 142	TIRE PRESSURE INDICATION EICAS PAGES	289	Figure G	AUTO BRAKE SYSTEM BASIC SCHEMATIC	340
Figure 143	TIRE PRESSURE MONITORING UNIT (TPMU)	291	Figure H	NOSE- AND BODY GEAR STEERING SCHEMATIC	341
Figure 144	TIRE PRESSURE SENSOR WITH WHEEL INTERFACE UNIT	293			
Figure 145	TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM GROUND TEST	297			
Figure 146	SET POINT INDICATION FOR THE TIRE PRESSURE SYSTEM	299			
Figure 147	NOSE GEAR STEERING OVERVIEW	301			
Figure 148	NOSE- AND BODY GEAR STEERING SCHEMATIC	303			
Figure 149	NOSE GEAR STEERING CIRCUIT DIAGRAM	305			
Figure 150	NOSE GEAR STEERING SCHEMATIC	307			



ATA 32 LANDING GEAR



32 - 00 GENERAL

INTRODUCTION

GENERAL

Das Landing Gear System besteht aus dem Gear, welches in dem Flugzeug gelagert ist und erlaubt damit die Bewegung des Flugzeugs am Boden. Das Landing Gear besitzt ein Extension- und Retraction System, sowie ein Alternate Extension System. Wheels und Brakes an jedem Main Gear, Nose Gear nur Wheels. Das Nose- und Body Gear ist steuerbar. Das gesamte Landing Gear System wird durch ein Indication- und Warning System in allen Phasen kontrolliert und überwacht.

MAIN GEAR AND DOORS

MAIN GEAR

Das Main Landing Gear besteht aus vier Main Gear, den Body Gears und den Wing Gears.

Das Main Landing Gear ist durch je ein Öl- / Luft-Federbein mit dem Flugzeug verbunden und absorbiert die Vibration beim Rollen des Flugzeugs.

Die Body Gears können in Abhängigkeit des Nose Gears bei geringer Schwingigkeit (Taxiing oder Towing) ausgelenkt werden.

MAIN GEAR DOORS

Die Main Landing Gear Doors bestehen aus den Body- und Wing Gear Doors. Jedes Main Gear hat ein Wheel Well- und ein Shock Strut Door. Das Wheel Well Door wird hydraulisch betätigt und schließt, wenn das Main Gear aus- oder eingefahren ist. Die Shock Strut Doors werden über Rods mit dem Shock Strut des Gears verbunden und werden damit durch das Gear betätigt.

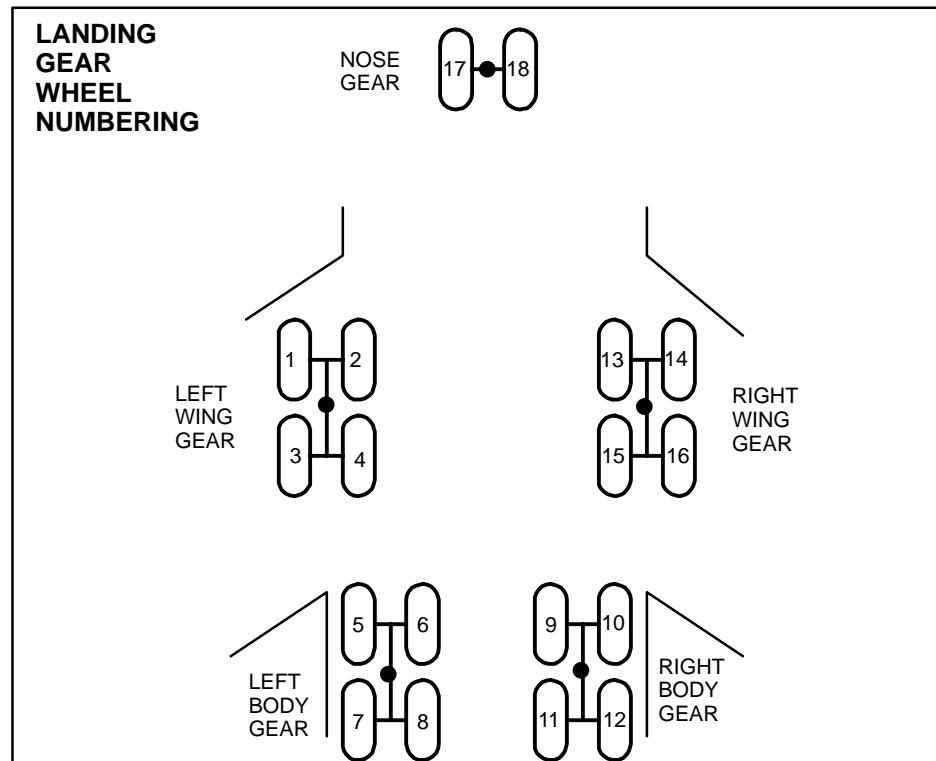
NOSE GEAR AND DOORS

NOSE GEAR

Das Nose Landing Gear ist ein steerable Wheel Assembly, welches erlaubt, das Flugzeug am Boden zu steuern. Das Nose Gear wird hydraulisch betätigt und fährt nach vorne in das Wheel Well ein. Das Nose Gear ist mit einem Öl- / Luftfederbein ausgestattet. Die Steuerung erfolgt mittels zwei Steering Actuators auf der Rückseite. Das Flugzeug kann über das Nose Gear, Vorder- oder Rückseite geschleppt werden.

NOSE GEAR DOORS

Die Nose Gear Doors bestehen aus den Wheel Well- und den Shock Strut Doors. Betätigung siehe Main Gears. Eingearbeitet auf der Rückseite der Wheel Well Doors befinden sich noch die Flapper Doors.



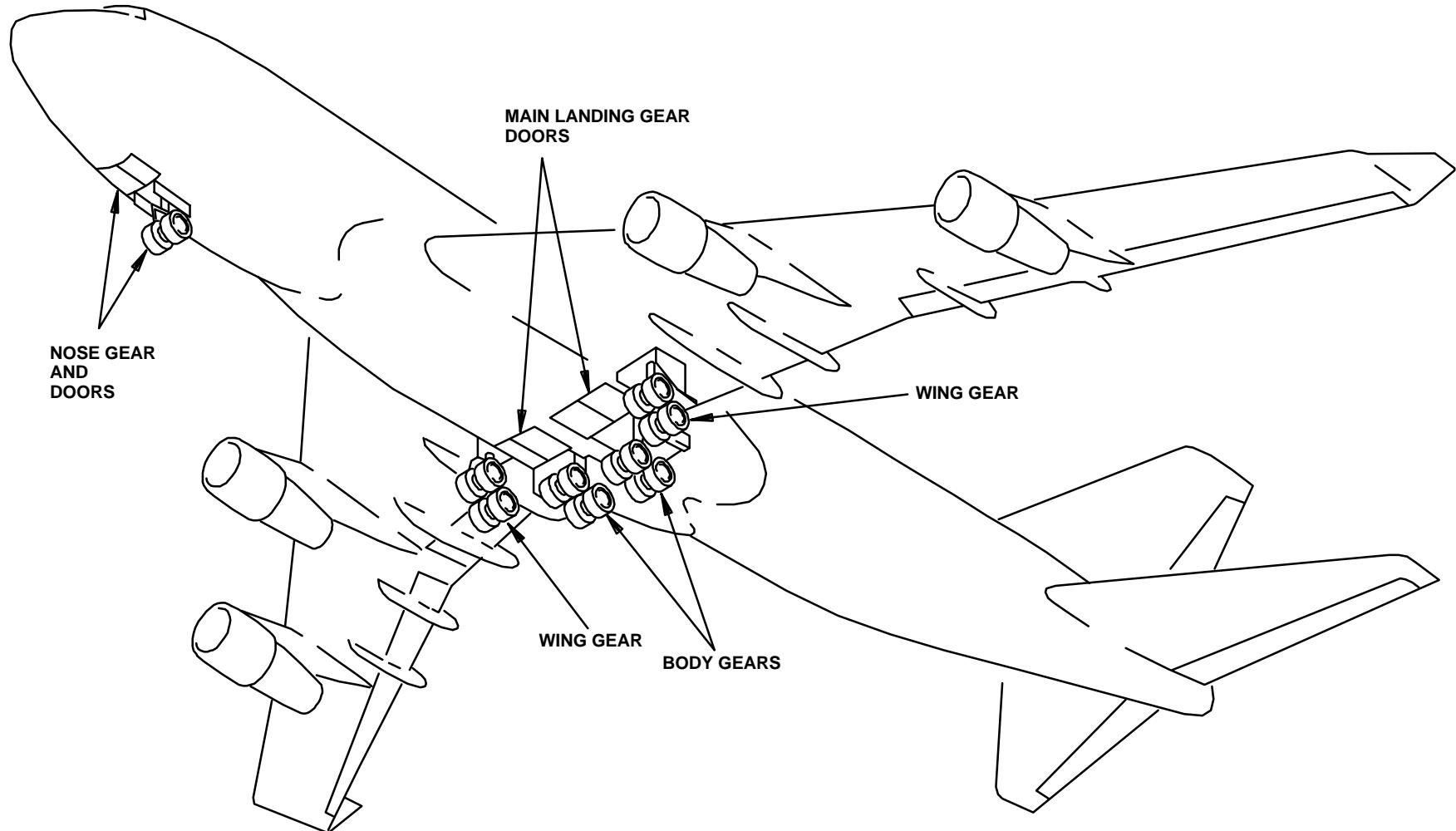


Figure 1 LANDING GEAR LOCATION

578 603



32 - 10 MAIN GEAR AND DOORS

WING GEAR GENERAL COMPONENTS OVERVIEW

TRUNNION

- ist am Wing Rear Spar und am Landing Support Beam gelagert

WALKING BEAMS

- stützen Actuator Kräfte ab
- sind am Gear und am Actuator Gehäuse gelagert

GEAR ACTUATOR

- fährt Gear Extend und Retract
- fährt aus jeder Endposition gedrosselt an. Danach wird die Hydraulic intern auf Free Flow umgeschaltet, und vor der Endposition erfolgt wieder Drosselung. Bei einem Fehler fährt der Actuator den gesamten Weg gedrosselt; d.h. 3-fache Fahrzeit
- ist bei Gear Up oder Down nicht am inneren Anschlag

DRAG BRACE

- stützt Gear in Längsrichtung ab
- ist am Shock Strut Outer Cylinder und am Trunnion angelenkt

UPPER- AND LOWER SIDE STRUT

- stützen Gear seitlich ab
- sind bei Down gestreckt
- werden in Down von Jury Struts gehalten

UPPER- AND LOWER JURY STRUT

- für Down Lock
- sind bei Down
 - auf Anschlag
 - überzentert
 - federgesichert
- mit Ground Lock Pin Hole (Rig Pin)

DOWN LOCK BUNGEE

- betätigt und hält die Jury Struts bei Gear Down in Locked Position

DOWN LOCK ACTUATOR

- betätigt in Verbindung mit der Bungee die Jury Struts für den Down Lock
- entriegelt die Jury Struts zum Up Fahren

TILT ACTUATOR

- betätigt bei Flugzeug in Air über Positioning Mechanism den Truck Beam in die Tilt Position
- wird direkt vom Hydraulic System 4 versorgt

FLOW FUSE

- verhindert Ölverlust bei Oil Valve/Pressure Gage Leckage
- muß zum Öl- Ablassen herausgeschraubt werden

SHUTOFF VALVE

- dient zum Absperren der Pressure Gage Leitung bei Leckage

PRESSURE GAGE

- zeigt Strut Pressure
- nur für Quick Check Methode, nicht für Seving

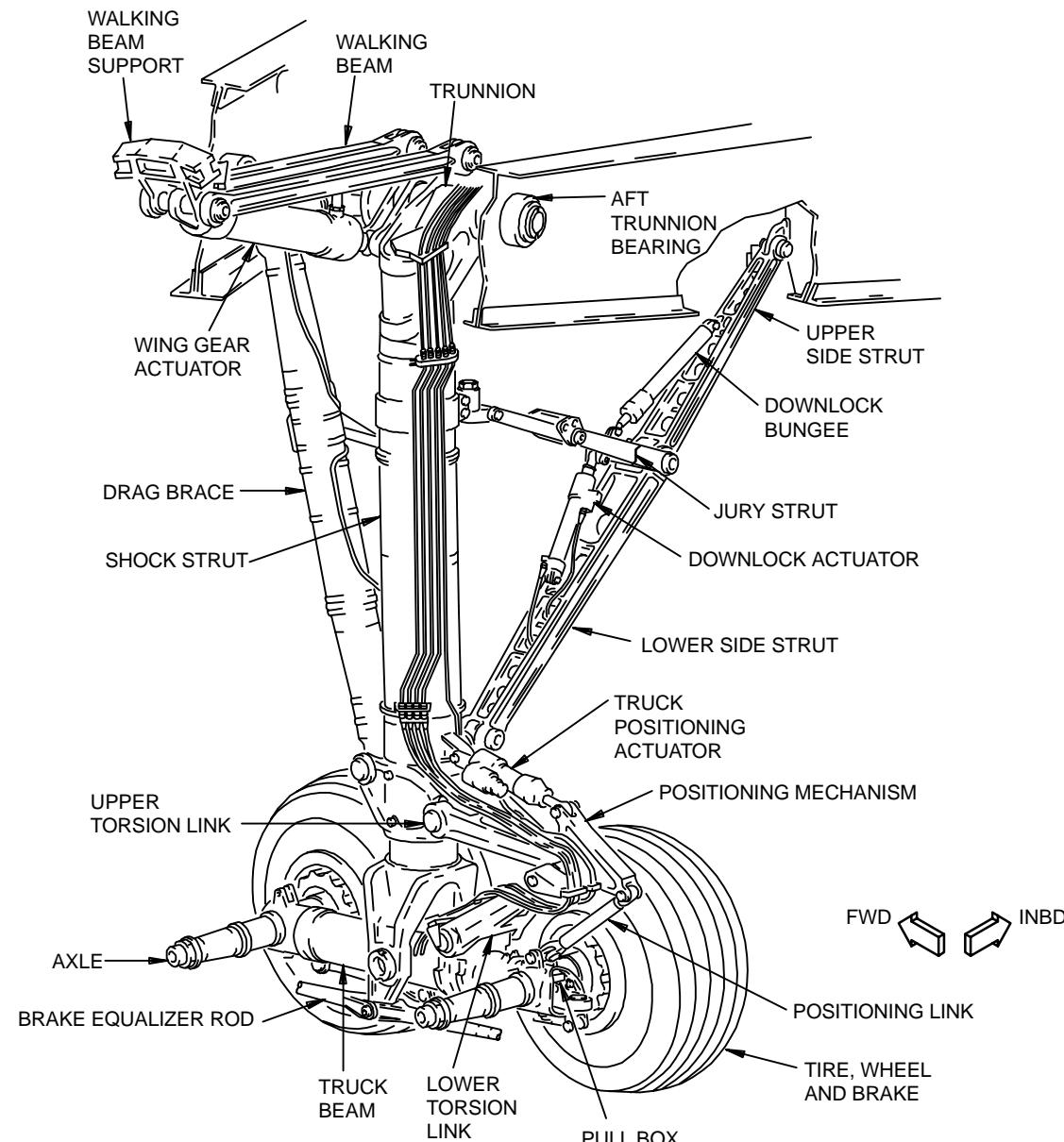


Figure 2 WING GEAR GENERAL COMPONENTS OVERVIEW

287 719



WING GEAR COMPONENTS

BESCHREIBUNG

WING GEAR TRUCK MECHANICAL LOCK

Der Wing Gear Truck Mechanical Lock Mechanism verriegelt den Wing Gear Truck in der angewinkelten Position (TILT - Position), bei Verlust des Hydraulic Pressures am Tilt Actuator.

Der Wing Gear Truck Mechanical Lock Mechanism besteht aus einem Roller und einem Roller Support an der Upper Torsion Link und eiem Hook, Lever und Pushrod Assembly.

PRESSURE GAGE

- zeigt den Strut Pressure an
- nur für Pressure Check, nicht für Servicing

OPERATION

Damit der Wing Gear Truck Mechanical Lock Mechanism wirksam werden kann, muß der Shock Strut Inner Cylinder ausgefedert sein und der Truck sich in der TILT - Position befinden. In diesem Fall befinden sich der Roller in der Nähe des Hooks, wird das Wing Gear eingefahren, d.h. die Side Brace knickt ein, wird der Roller von dem Hook eingefangen und in der Truck Tilt - Position verriegelt.

FUSE AND SHUTOFF VALVE

Eine Flow Fuse und ein Manual Shutoff Valve sind an dem Outer Shock Strut angebaut.

Die Flow Fuse sperrt den Hydraulic Flow ab, wenn die Leitung zum Pressure Gage bricht.

Das Manual Shutoff Valve kann dazu benutzt werden, um ein defekten Pressure Gage oder Leitung abzusperren oder ein Wechsel des Gages durchzuführen ohne den Shock Strut Pressure abzulassen.

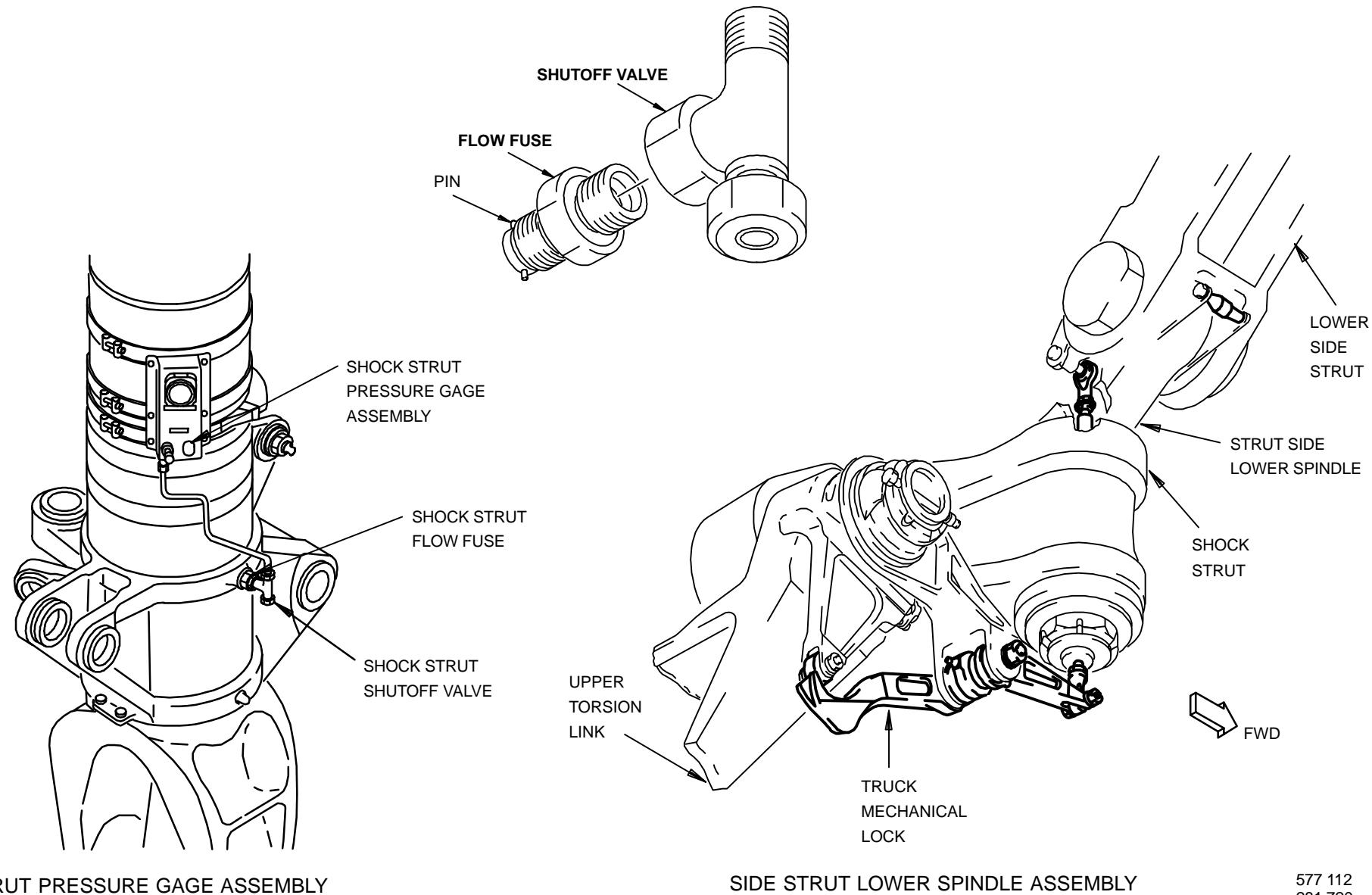


Figure 3 WING GEAR COMPONENTS

577 112
281 720



WING GEAR UPLOCK COMPONENTS

BESCHREIBUNG

HOOK

- ist in OPEN
 - auf Anschlag
 - überzentert
 - durch Springs gesichert
- wird bei Gear Up
 - durch den Roller aus der Open Überzenterung herausbewegt und durch die Springs in die Closed Position betätigt
- ist in CLOSED
 - auf Anschlag
 - überzentert
 - durch Springs gesichert
- betätigt Up Lock Operated Sequence Valve

UP LOCK ACTUATOR

- dient zum Öffnen vom Hook
- ist beim Up Fahren nur mit Hydraulic Return verbunden
- bekommt Unlock Pressure vom Door Operated Sequence Valve bei Gear Down

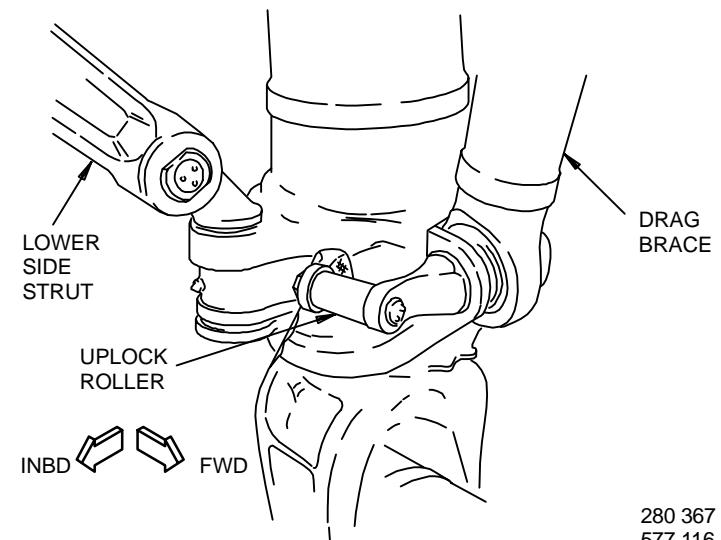
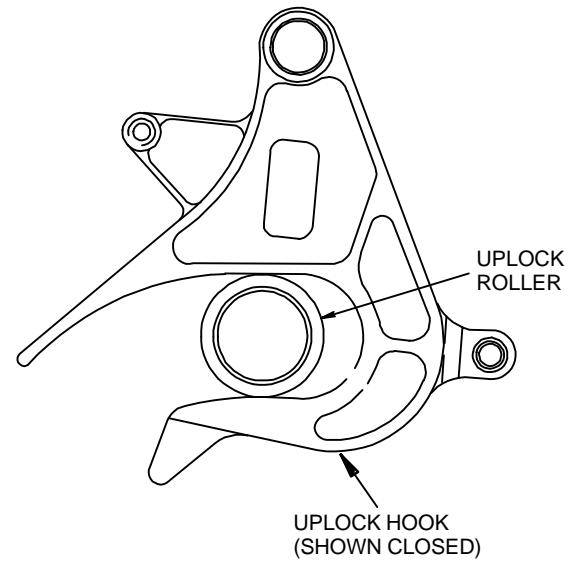
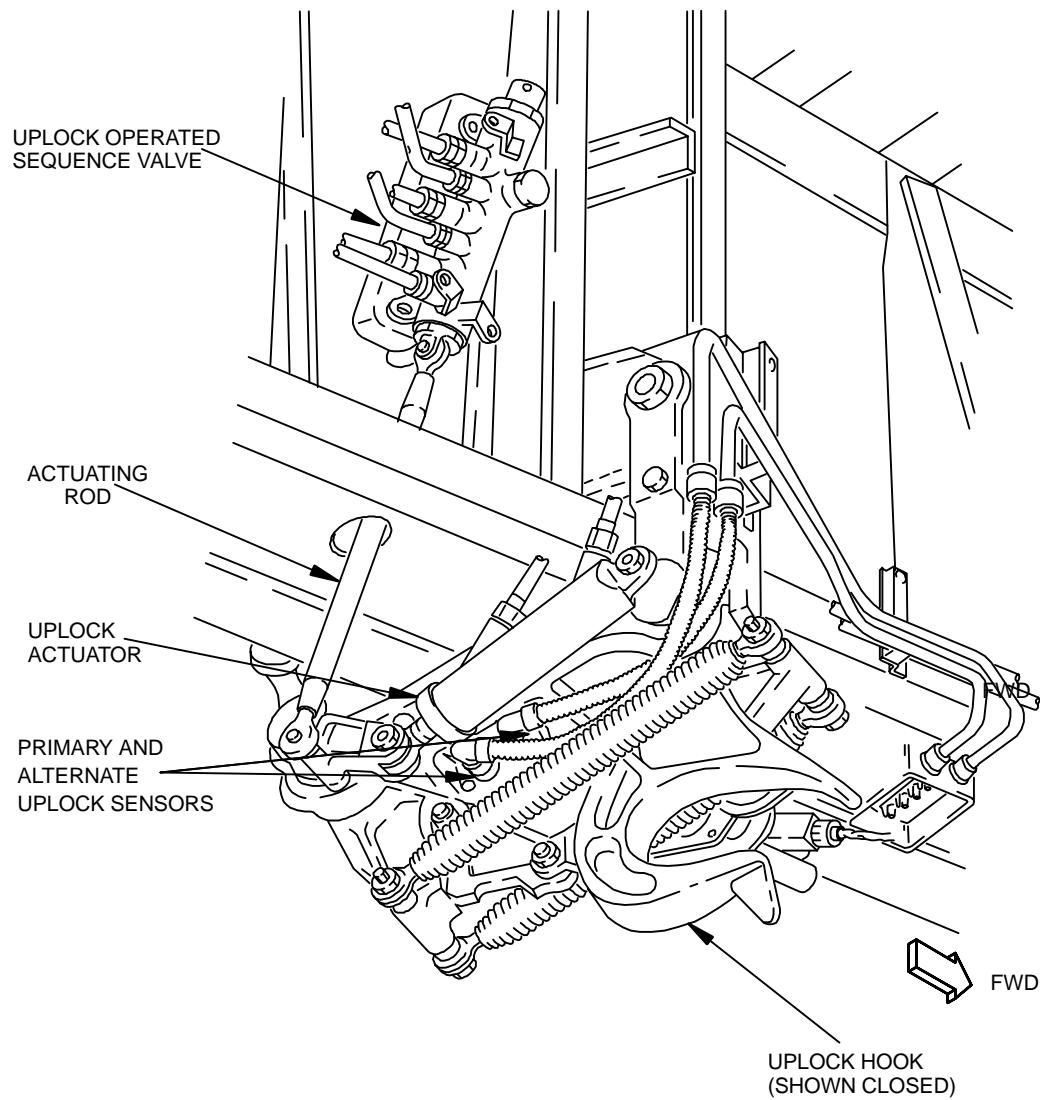
280 367
577 116

Figure 4 WING GEAR UPLOCK COMPONENTS



32 - 10 MAIN GEAR AND DOORS

WING GEAR DOWNLOCK COMPONENTS

JURY STRUTS

Die Jury Struts sind bei GEAR DOWN & LOCKED :

- auf Anschlag (Detent)
- übercentered
- federgesichert

DOWNLOCK ACTUATOR

- betätigt in Verbindung mit der Bungee die Jury Struts für den Downlock
- entriegelt die Jury Struts für die UP-Sequence
- besitzt ein Pressure Relief Valve
 - verhindert bei Gear DOWN & LOCKED, daß der Actuator durch Hydraulic Druckstöße in der Unlock Pressure Line den Downlock öffnet
 - Check Valve für Lock Pressure Free Flow
- ein Bleed Port dient zum Entlüften des Actuators

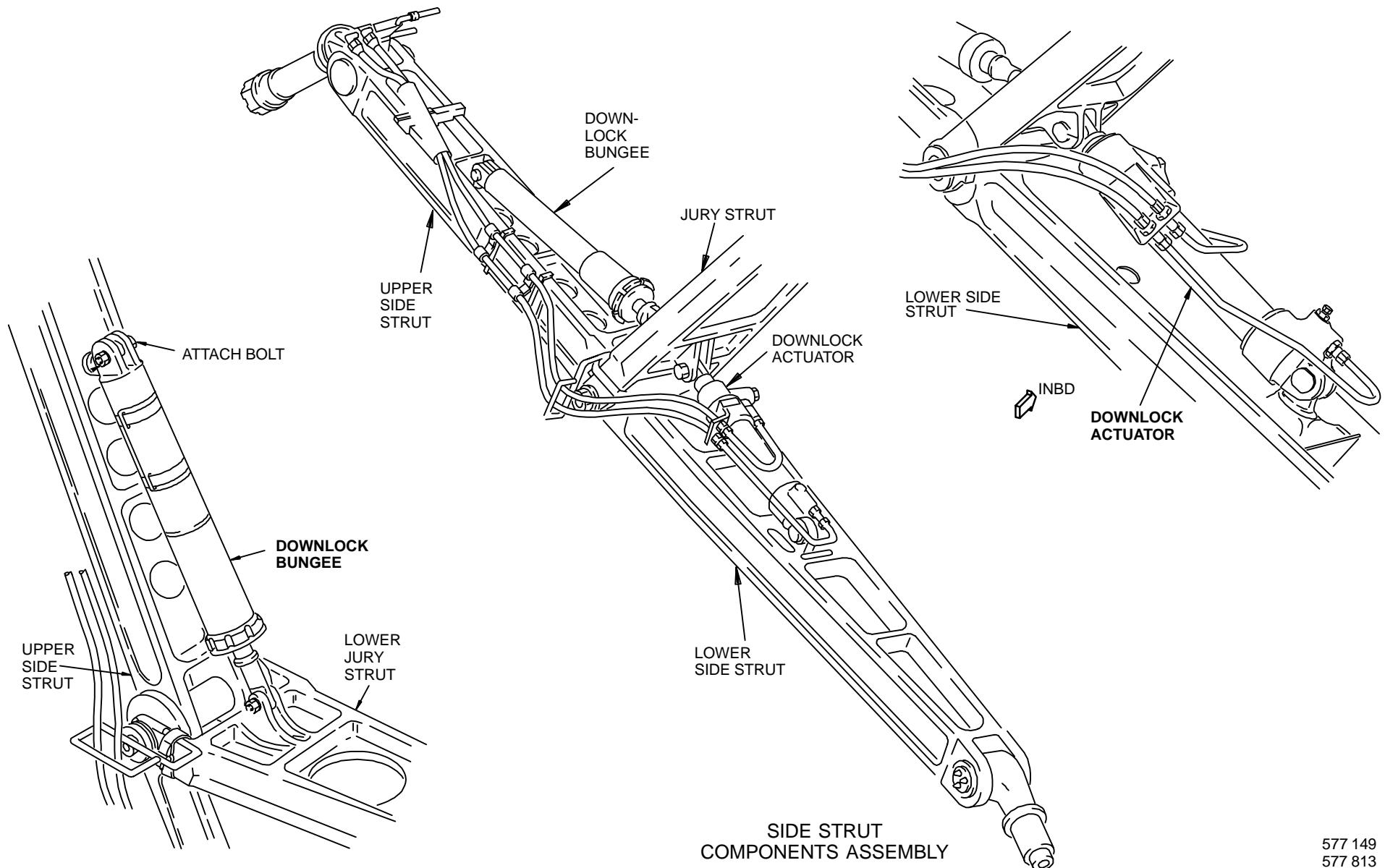


Figure 5 WING GEAR DOWNLOCK COMPONENTS



WING GEAR TRUCK TILT COMPONENTS

BESCHREIBUNG

WING GEAR TRUCK POSITIONING ACTUATOR

Betätigt über den Bell Crank und Positioning Link den Wheel Truck in die Tilt Position (51.7°).

Der Wing Gear Truck Positioning Actuator ist mit der einen Seite mit dem Shock Strut auf der Rückseite oberhalb der Torsion Link und mit der anderen Seite (Piston Rod End) an einen Titanium Bellcrank verbunden, dieser mittels einer Rod mit der Truck Beam Rückseite.

Ein High Pressure Relief Valve (4000psi) an dem Actuator schützt diesen vor Überdruck.

Der Actuator hat ein Bleed Valve und erlaubt das Entlüften nach einem Actuator Wechsel.

WING GEAR TRUCK POSITIONING MECHANISM

Der Wing Gear Truck Positioning Mechanism besteht aus einem Bellcrank, Link und einem Universal Fitting. Der Drehpunkt des Bellcranks liegt auf der gemeinsamen Drehachse wie die der Torsion Link. Das obere Ende des Bellcranks ist mit dem Rod End des Wing Gear Truck Positioning Actuator und das untere Ende mit einer Link und diese mit dem Wing Gear Truck verbunden, direkt oberhalb der hinteren Achse.

TRUCK POSITIONING BYPASS REDUCER VALVE

Das Bypass Reducer Valve ist direkt mit dem Hydraulic System No.4 verbunden und reduziert den Hydraulic Pressures von 3000psi auf 2000psi.

Das Valve ist in dem jeweiligen äußereren Wing Gear Wheel Well auf einem Bracket an dem Rear Spar eingebaut.

Das Valve stellt den Hydraulic Pressure für den Truck Positioning Actuator bereit.

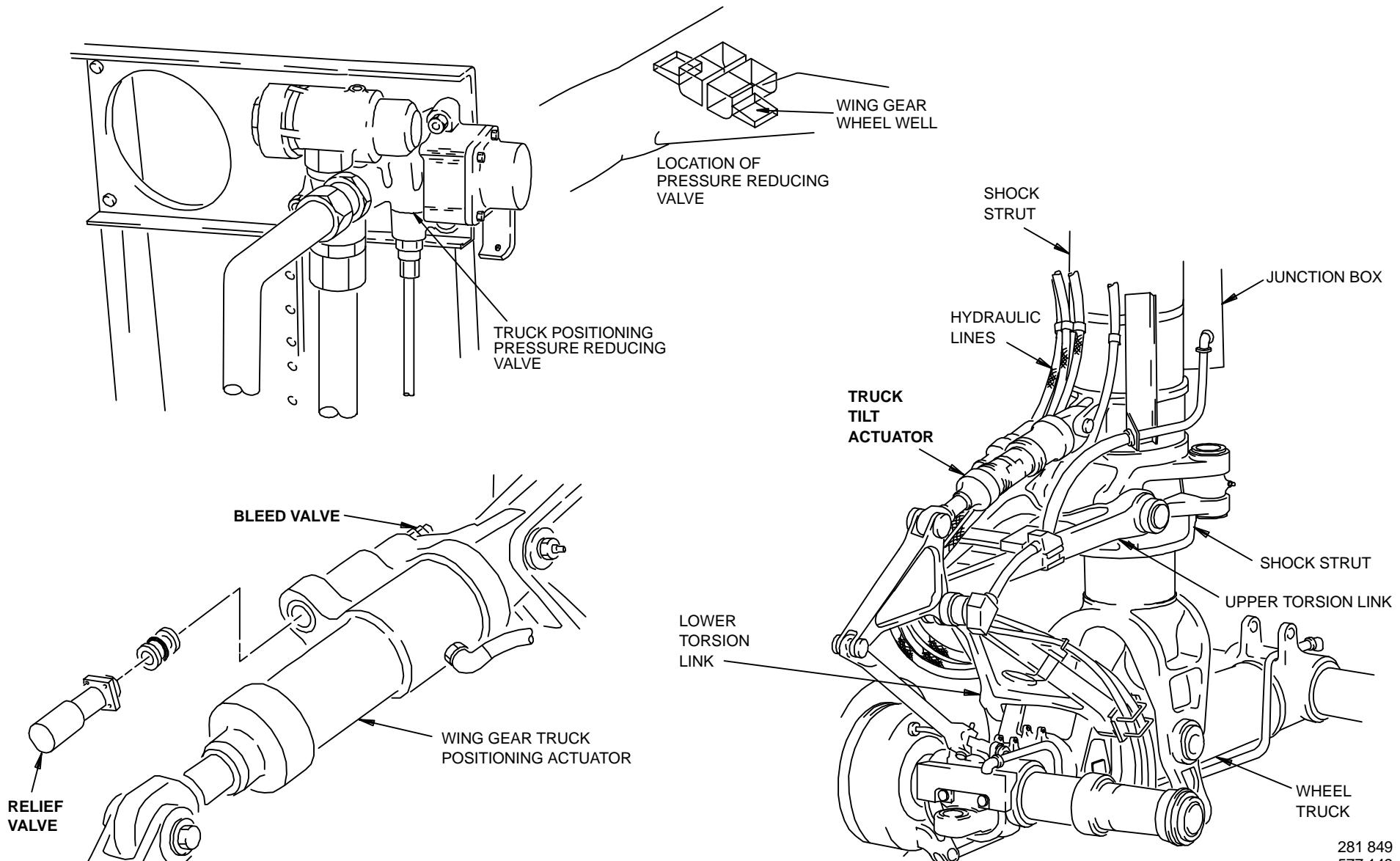


Figure 6 WING GEAR TRUCK TILT COMPONENTS



BODY GEAR GENERAL COMPONENTS OVERVIEW

TRUNNION

- ist am Inboard- und Outboard Trunnion gelagert

GEAR ACTUATOR

- fährt Gear Extend und Retract
- fährt aus jeder Endposition gedrosselt an. Danach wird die Hydraulic intern auf Free Flow umgeschaltet und vor der Endposition erfolgt wieder Drosselung. Bei einem Fehler fährt der Actuator den gesamten Weg gedrosselt; d.h. 3- fache Fahrzeit
- ist bei Gear Up oder Down nicht am inneren Anschlag
- hat 3 Hydraulicanschlüsse: Up- und Down Port; und konstruktiv bedingt ein Port, der ständig mit dem Return verbunden ist

UPPER- AND LOWER DRAG STRUT

- stützen Gear in Längsrichtung ab
- sind in Down gestreckt
- werden in Down von den Jury Struts gehalten

UPPER- AND LOWER JURY STRUT

- für Down Lock
- sind bei DOWN
 - **auf Anschlag**
 - **überzentert**
 - **federgesichert**
- mit Ground Lock Pin Hole (Rig Pin)

DOWN LOCK ACTUATOR

- betätigt in Verbindung mit der Bungee die Jury Struts für den Down Lock
- entriegelt die Jury Struts zum Up- Fahren

DOWN LOCK BUNGEE

- betätigt und hält die Jury Struts bei Gear Down in Locked Position
- ist mit 600 lbs vorgespannt

STEERING ACTUATORS

- dienen zur Body Gear Steering
- bilden die Upper Torsion Link

TILT ACTUATOR

- betätigt bei Flugzeug in Air den Truck Beam in die Tilt Position
- wird direkt vom Hydraulic System 1 versorgt

FLOW FUSE

- verhindert Ölverlust bei Oil Charging Valve/Pressure Gage Leckage
- muß zum Ablassen vom Öl herausgeschraubt werden

SHUTOFF VALVE

- dient zum Absperren der Pressure Gage Leitung bei Leckage

PRESSURE GAGE

- zeigt Strut Pressure
- nur für Quick Check Methode, nicht für Servicing

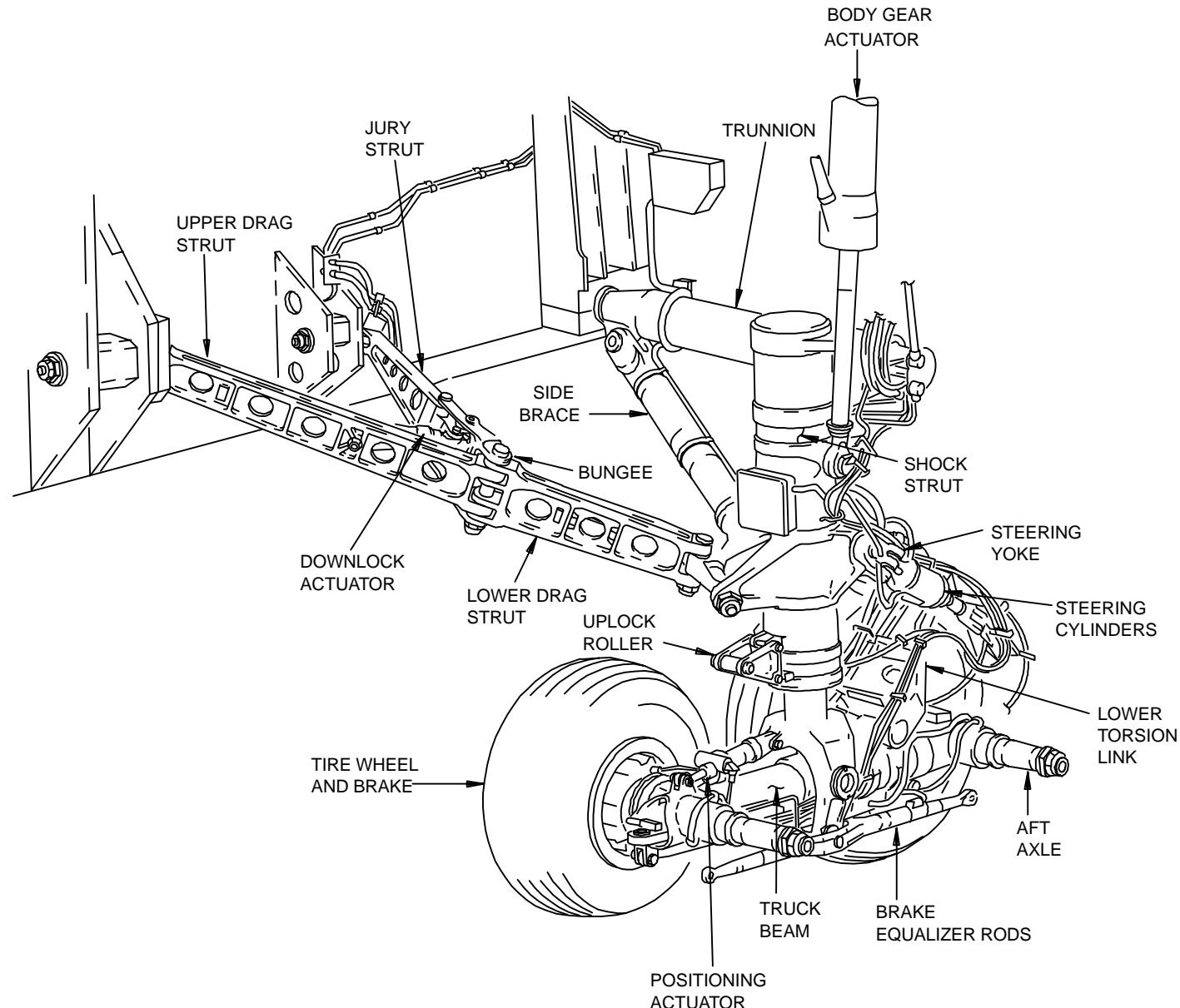


Figure 7 BODY GEAR GENERAL COMPONENTS OVERVIEW

287 471



BODY GEAR COMPONENTS

FUSE AND SHUTOFF VALVE

Eine Flow Fuse und ein Manual Shutoff Valve sind an dem Outer Shock Strut angebaut.

Die Flow Fuse sperrt den Hydraulic Flow ab, wenn die Leitung zum Pressure Gage bricht.

Das Manual Shutoff Valve kann dazu benutzt werden, um ein defekten Pressure Gage oder Leitung abzusperren oder ein Wechsel des Gages ohne den Shock Strut Pressure abzulassen.

PRESSURE GAGE

- zeigt den Strut Pressure an
- nur für Pressure Check, nicht für Servicing

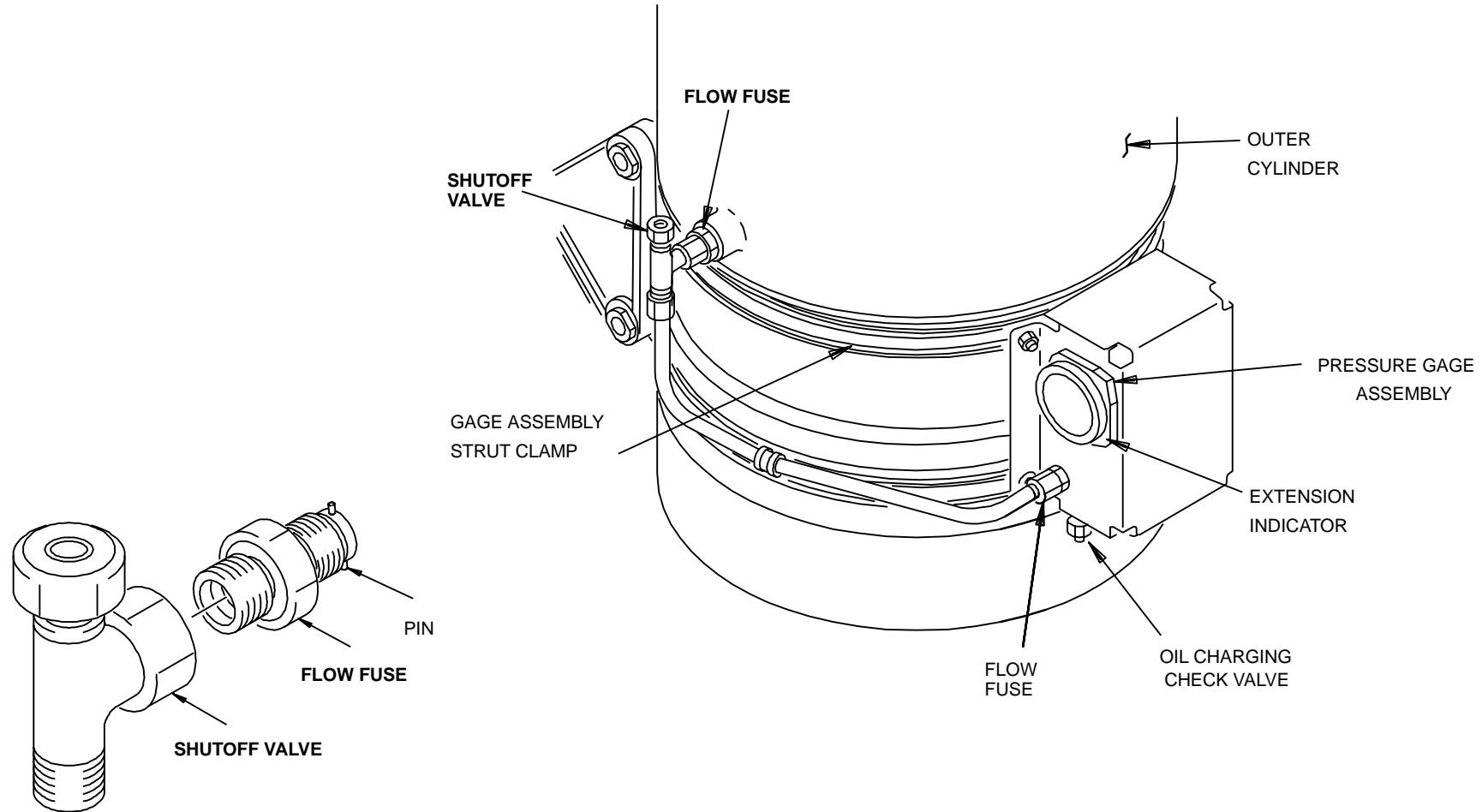


Figure 8 BODY GEAR COMPONENTS

281 383



BODY GEAR UPLock COMPONENTS

BESCHREIBUNG

HOOK

- ist in OPEN
 - **auf Anschlag**
 - **überzentert**
 - **durch Springs gesichert**
- wird bei Gear Up
 - durch den Roller aus der Open Überzenterung herausbewegt und durch die Springs in die Closed Position betätigt
- ist in CLOSED
 - **auf Anschlag**
 - **überzentert**
 - **durch Springs gesichert**
- betätigt Up Lock Operated Sequence Valve

UP LOCK ACTUATOR

- dient zum Öffnen vom Hook
- ist beim Up Fahren nur mit Hydraulic Return verbunden
- bekommt Unlock Pressure vom Door Operated Sequence Valve bei Gear Down

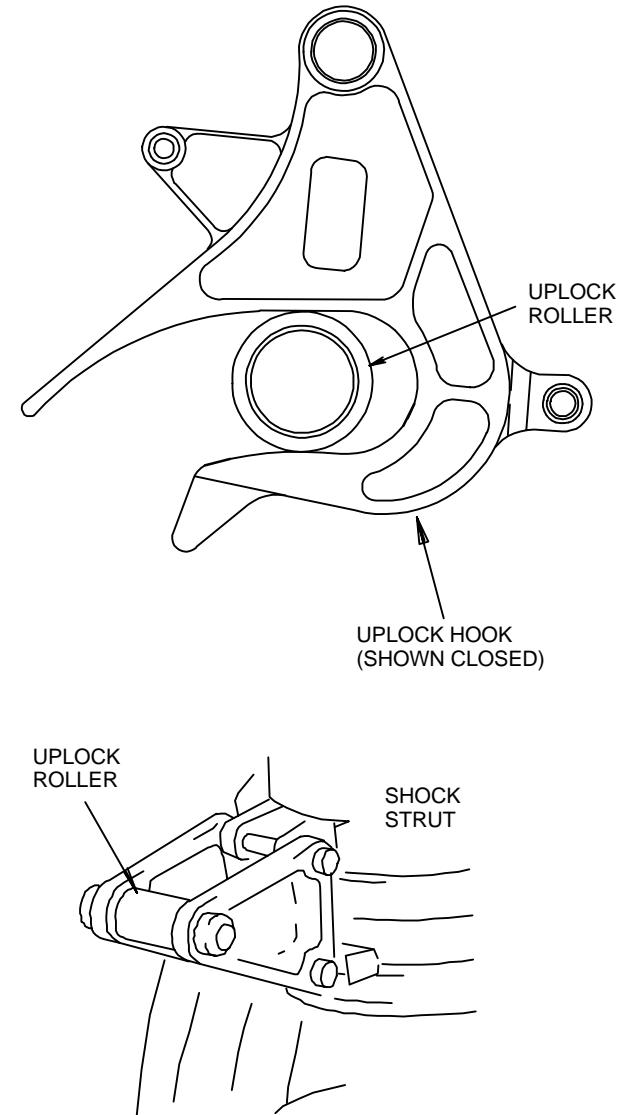
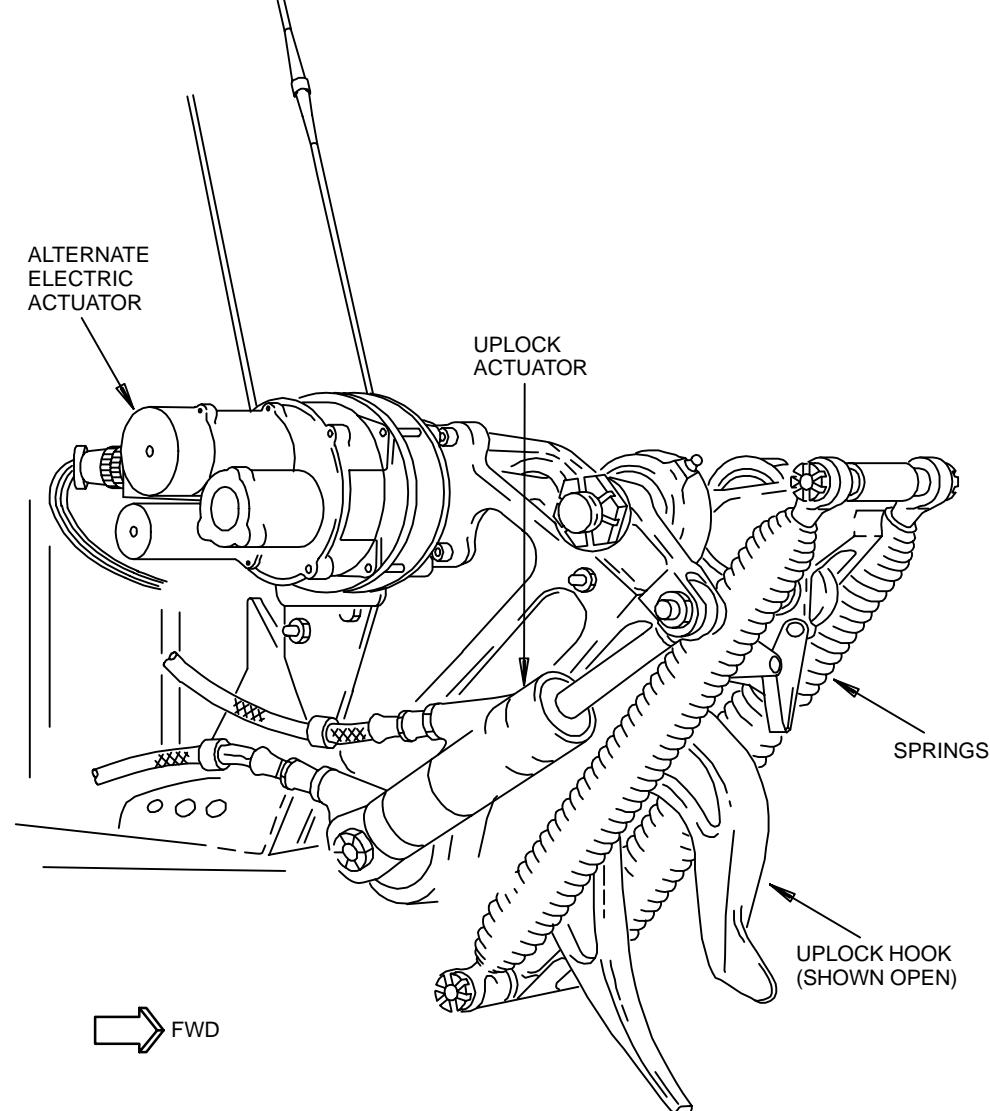


Figure 9 BODY GEAR UPLOCK COMPONENTS



BODY GEAR DOWNLOCK COMPONENTS

BESCHREIBUNG

JURY STRUTS

Die Jury Struts sind bei GEAR DOWN & LOCKED :

- auf Anschlag (Detent)
- übercentered
- federgesichert

DOWNLOCK ACTUATOR

- betätigt in Verbindung mit der Bungee die Jury Struts für den Downlock
- entriegelt die Jury Struts für die UP-Sequence
- besitzt ein Pressure Relief Valve
 - verhindert bei Gear DOWN & LOCKED, daß der Actuator durch Hydraulic Druckstöße in der Unlock Pressure Line den Downlock öffnet
 - Check Valve für Lock Pressure Free Flow
- ein Bleed Port dient zum Entlüften des Actuators

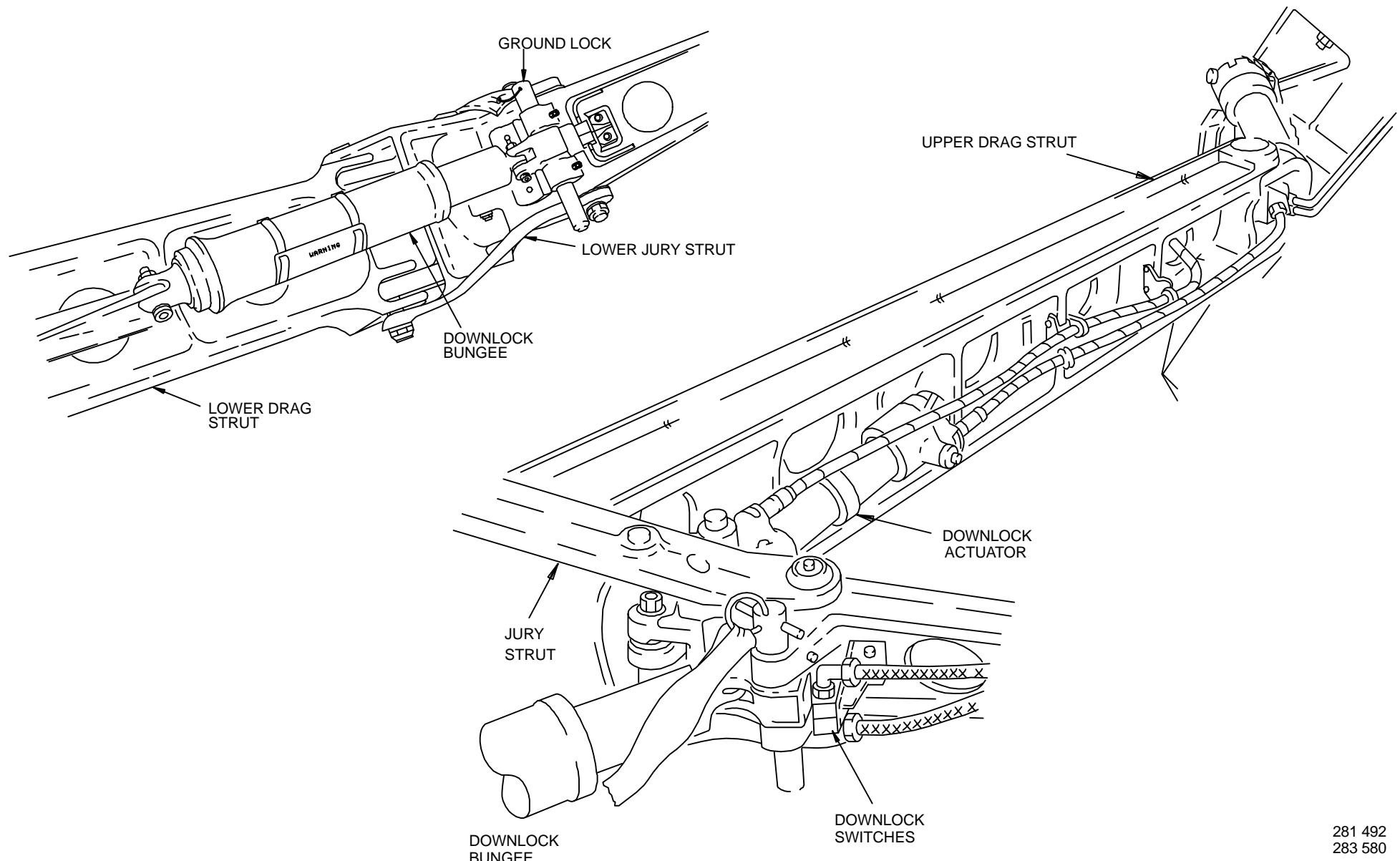


Figure 10 BODY GEAR DOWNLOCK COMPONENTS

281 492
283 580



BODY GEAR TRUCK TILT COMPONENTS

BESCHREIBUNG

TRUCK POSITIONING PRESSURE REDUCING VALVE

Das Bypass Reducer Valve ist direkt mit dem Hydraulic System No.1 verbunden und reduziert den Hydraulic Pressures von 3000psi auf 2000psi.

Das Valve ist in dem jeweiligen Body Gear Wheel Well an der Rückseite eingebaut.

Das Valve stellt den Hydraulic Pressure für den Truck Positioning Actuator bereit.

HYDRAULIC FUSE

Ein Module, welches ein Flow Fuse beinhaltet, ist zwischen dem Bypass Reducer Valve und dem Truck Positioning Actuator eingebaut.

Bei einer Undichtigkeit oder Leitungsbruch nach der Flow Fuse setzt sich diese und verhindert einen übermäßigen Hydraulic Verlust.

Die Flow Fuse kann mit Hydraulic Pressure durch ein Reset Handle nach Reset betätigt werden.

NOTE: Zum korrekten Entlüften des Truck Positioning Actuator muß das Setzen der Flow Fuse durch das Betätigen des Reset Handles verhindert werden !

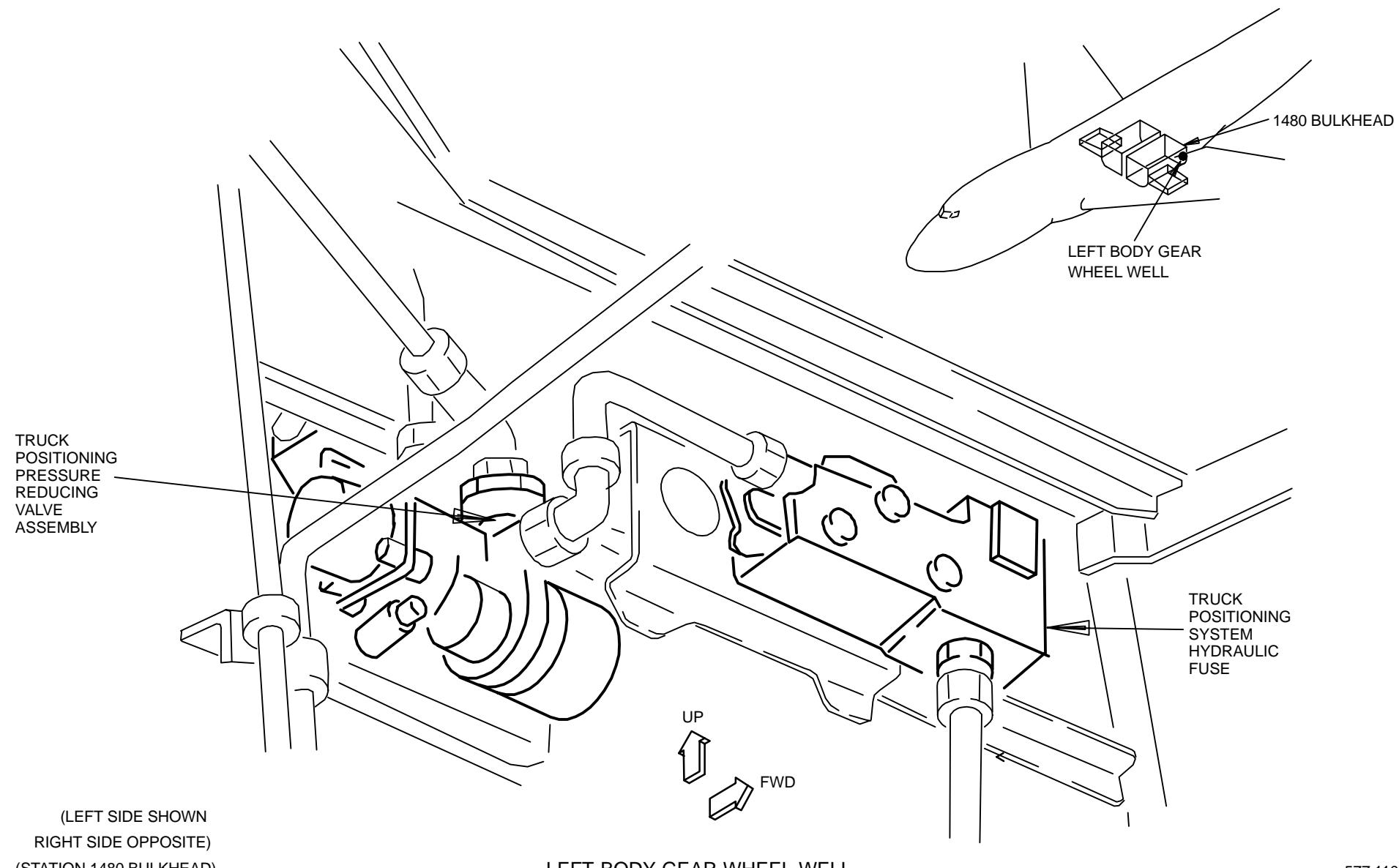


Figure 11 BODY GEAR TRUCK TILT COMPONENTS

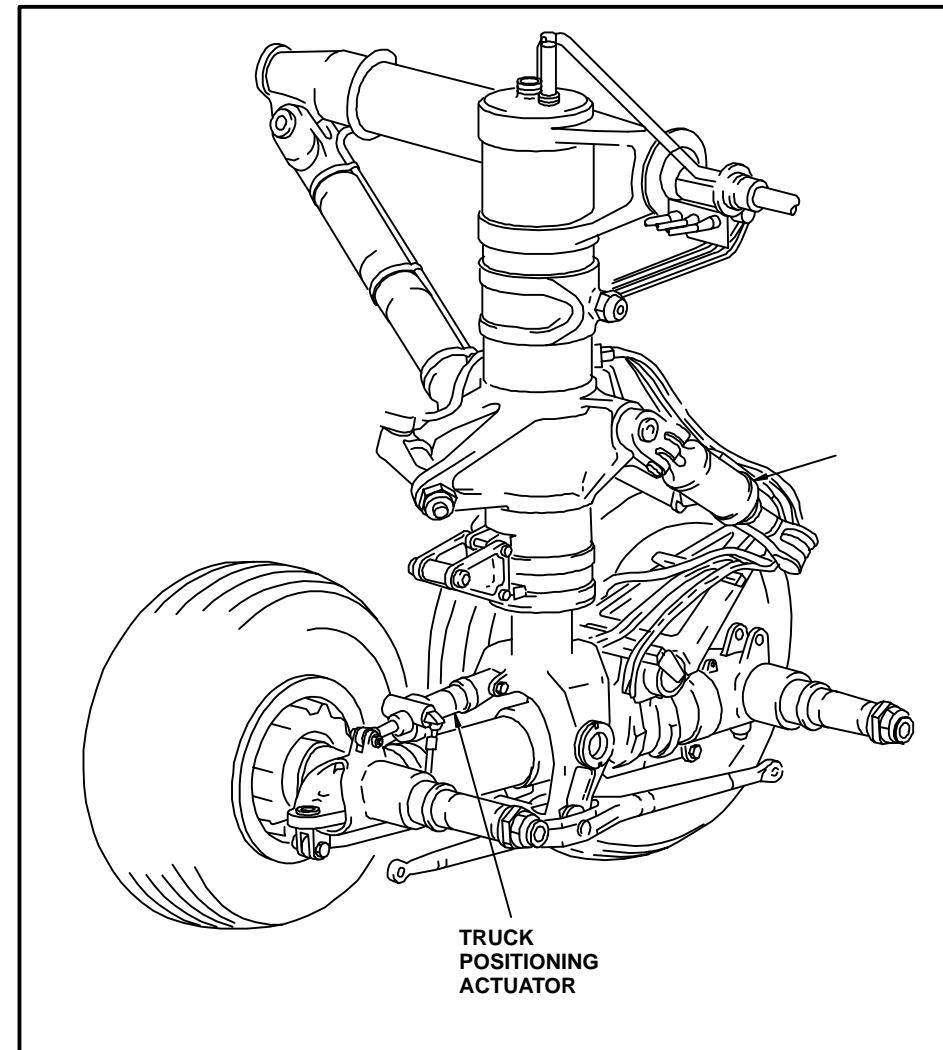
**BODY GEAR TRUCK TILT COMPONENTS****BESCHREIBUNG****BODY GEAR TRUCK POSITIONING ACTUATOR**

Betägt den Wheel Truck in die Tilt Position (7°).

Der Body Gear Truck Positioning Actuator ist mit der einen Seite mit dem Shock Strut auf der Vorderseite und mit der anderen Seite (Piston Rod End) mit dem Truck Beam, oberhalb der vorderen Achse, verbunden.

Der Actuator hat ein Bleed Valve und erlaubt das Entlüften nach einem Actuator Wechsel.

Besitzt eine Öffnung (Vent Valve) auf der Kolbenseite des Actuators zur Erkennung von Undichtigkeiten in dem Actuator.



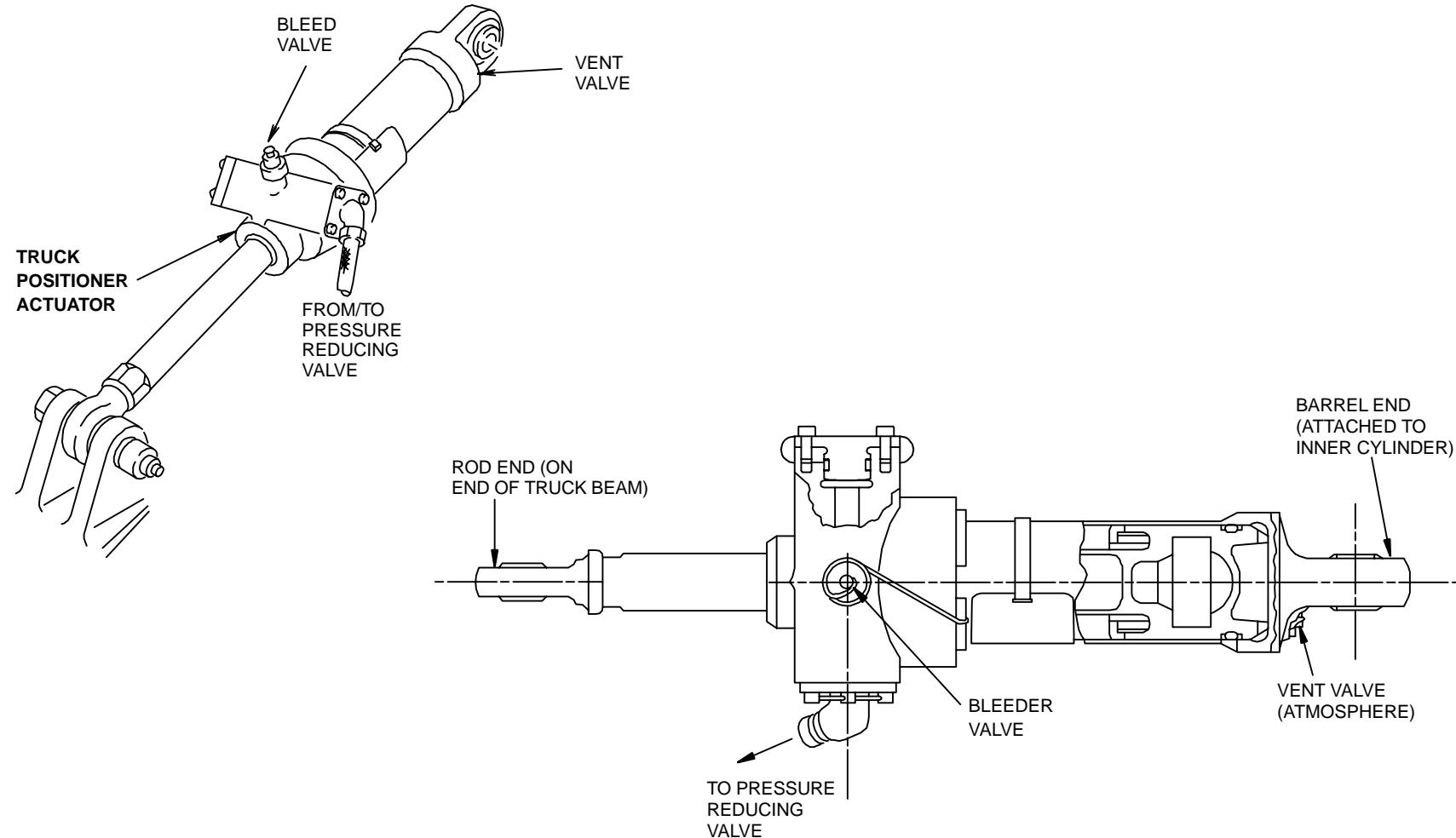


Figure 12 BODY GEAR TRUCK TILT COMPONENTS



32 - 20 NOSE GEAR AND DOORS

NOSE GEAR COMPONENTS

TRUNNION

- ist im Wheel Well an Support Beams gelagert

GEAR ACTUATOR

- fährt Gear Extend and Retract
- fährt aus jeder Endposition gedrosselt an. Danach wird die Hydraulic intern auf Free Flow umgeschaltet, und vor der Endposition erfolgt wieder Drosselung. Bei einem Fehler fährt der Actuator den gesamten Weg gedrosselt; d.h. 3- fache Fahrzeit.
- ist bei Gear Up oder Down nicht am inneren Anschlag

DRAG STRUT

- halten Gear bei Up und Down
- Upper Drag Strut ist an Structure gelagert
- werden bei Up und Down von Lock Links gehalten

LOCK ACTUATOR

- betätigt in Verbindung mit den Bungees die Lock Links für Up- und Down Lock
- ent- und verriegelt die Lock Links beim Up- und Down Fahren

UPPER- AND LOWER LOCK LINKS

- für Up- and Down Lock
- sind bei UP AND LOCKED
 - **auf Anschlag**
 - **überzentert**
 - **federgesichert**
- mit Ground Lock Pin Hole (Rig Pin)

BUNGEEES

- betätigen und halten die Lock Links bei Gear Up und Down in Locked Position

UPPER TRIPOD BRACE

- hält Drag Struts und Lower Tripod Brace auf Position

LOWER TRIPOD BRACE

- stützt Gear in Längsrichtung ab

TORSION LINKS

- sind mit Apex Pin verbunden
- Apex Pin kann zum Trennen herausgeschraubt werden

STEERING COLLAR

- überträgt Steering Actuator Bewegung auf die Torsion Links

STEERING ACTUATORS

- für Nose Gear Steering und Flatterdämpfung

BULL NOSE

- Dient für die Upper Tripod Brace und Trunnion als Verkleidung zur Geräuschaufnahme.

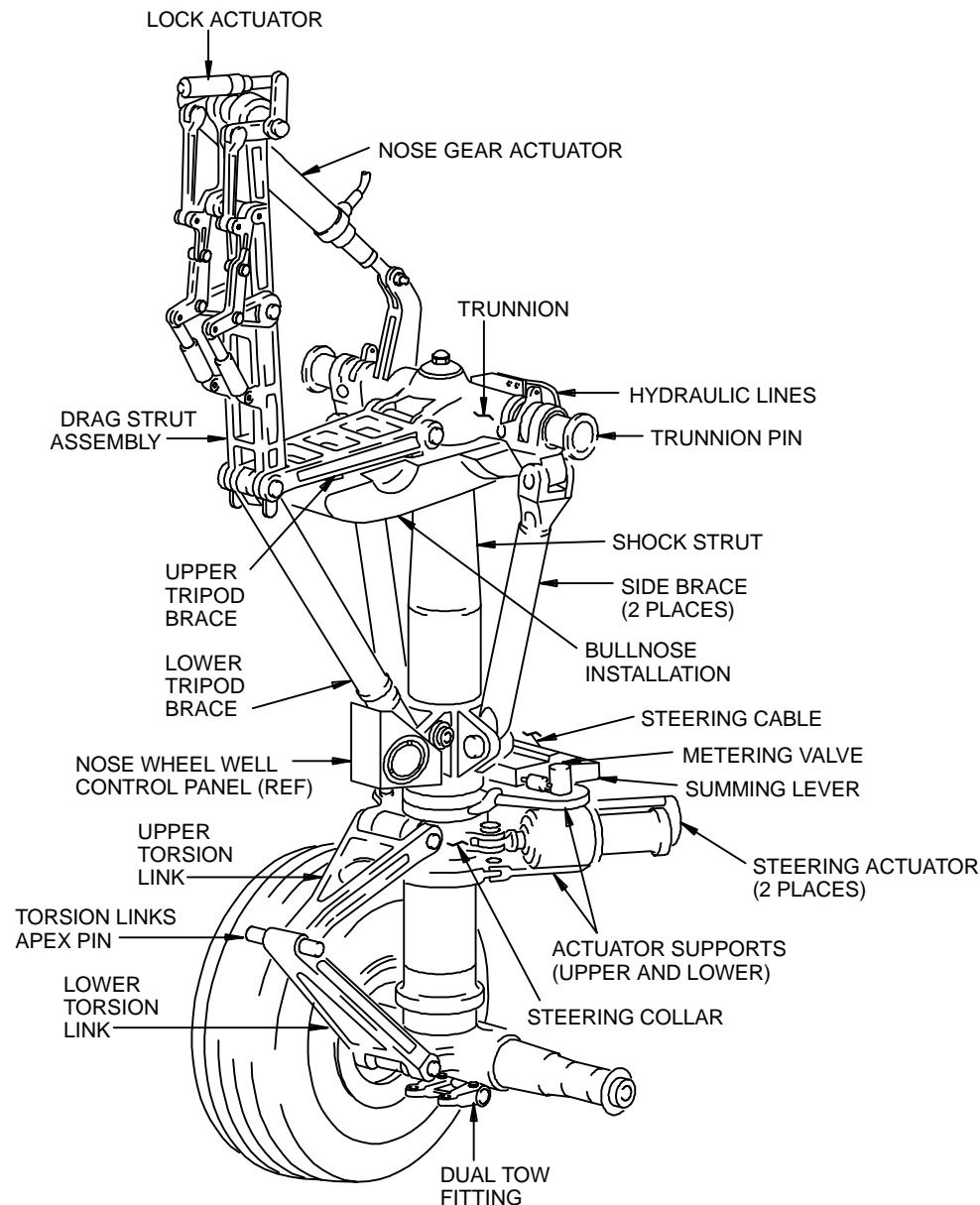


Figure 13 NOSE GEAR COMPONENTS

287 484



NOSE GEAR COMPONENTS

BESCHREIBUNG

UPPER- AND LOWER DRAG STRUT

- werden bei Up und Down von den Lock Links in gestreckter Position gehalten

UPPER- AND LOWER LOCK LINKS

- sind bei UP AND LOCKED
und
- sind bei DOWN AND LOCKED
 - **auf Anschlag**
 - **überzentert**
 - **durch Bungees gesichert**

LOCK ACTUATOR

- erhält bei Gear Down Pressure auf die Kolbenseite und über Crank und Crank Links werden die Upper Lock Links nach Locked betätigt
 - erhält bei Gear Up Pressure auf die Kolbenstangenseite und die Lock Links werden nach Unlocked betätigt. Beim Up- Fahren wird die Wirkrichtung vom Actuator durch Schwenken vom Crank/Fitting umgekehrt, so daß der Actuator in Up die Lock Links nach Locked betätigt.
-
- ***Unlock Pressure from Down ist Lock Pressure for Up***
 - ***Unlock Pressure from Up ist Lock Pressure for Down***

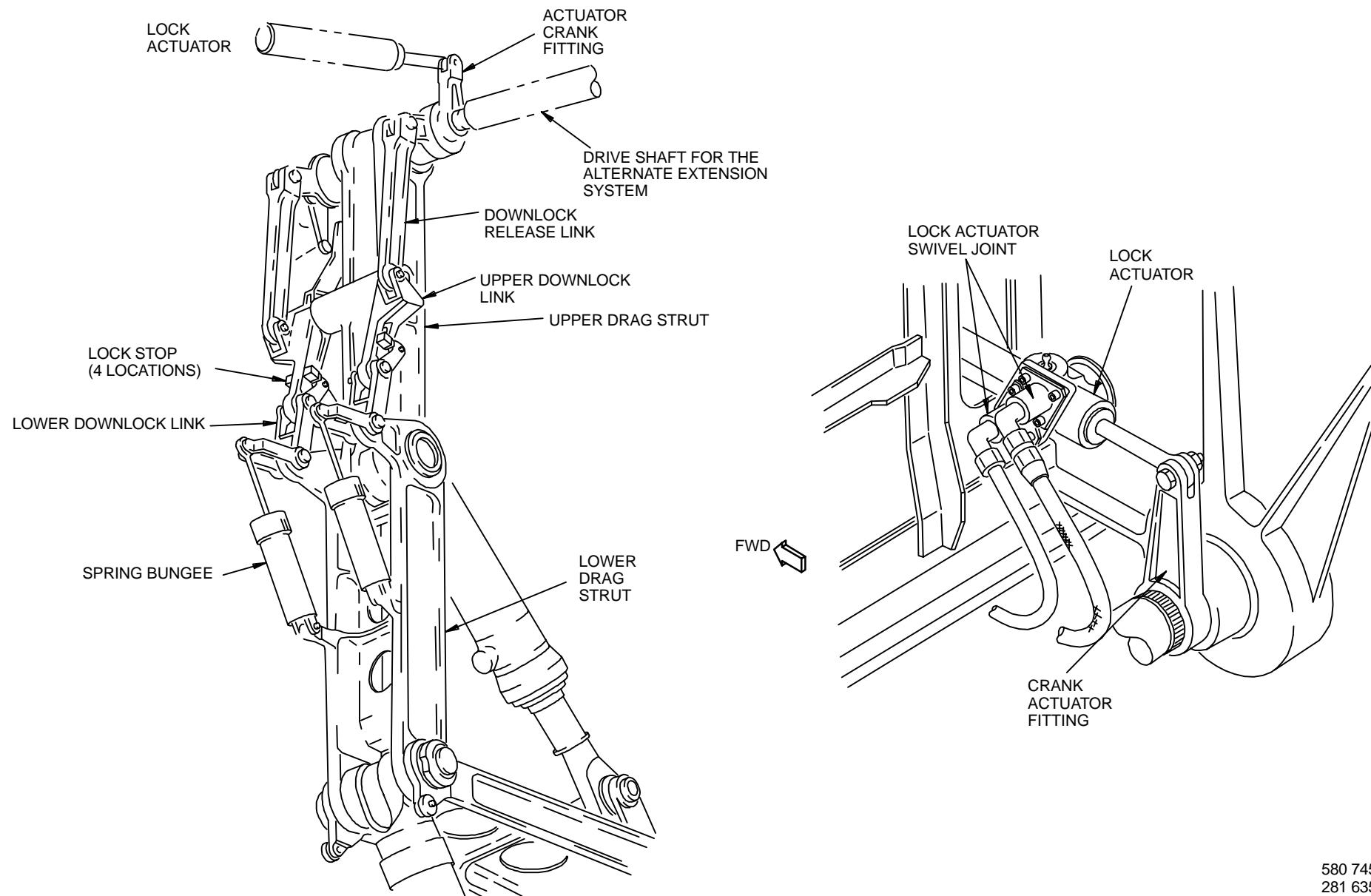


Figure 14 NOSE GEAR COMPONENTS



NOSE GEAR COMPONENTS

BESCHREIBUNG

NOSE GEAR PRESSURE SWITCH

- Der Nose Gear Pressure Switch mißt den Strut Pressure und gibt die Signale zu dem Stabilizer Green Band System weiter.

SHUTOFF VALVE

- Das Shutoff Valve dient zum Absperren des Strut Pressures, wenn der Pressure Switch gewechselt werden muß.

CLOSURE STOP

- Der Closure Stop dient als Anschlag für die Upper Torsion Links
- Verhindert bei Verlust des Shock Strut Pressures, daß der Inner Zylinder in den Outer Cylinder bei Gear Up & Locked aus der Wheel Centered Position herausläuft.

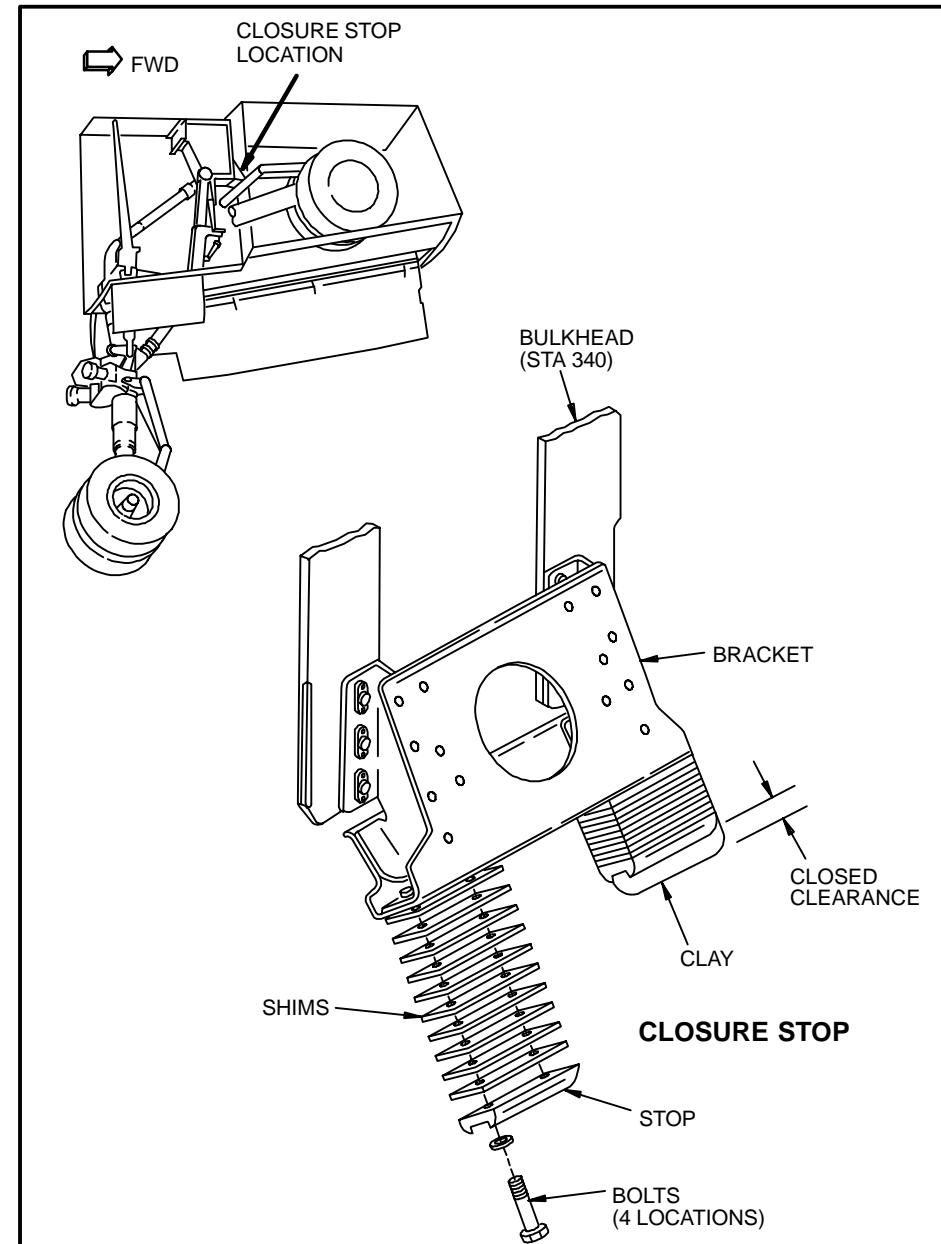
BULL NOSE

- Dient für die Upper Tripod Brace und Trunnion als Verkleidung zur Geräuschaufnahme.

PRESSURE GAGE

Eingebaut ab D-ABVU.

- zeigt den Strut Pressure an
- nur für Pressure Check, nicht für Servicing



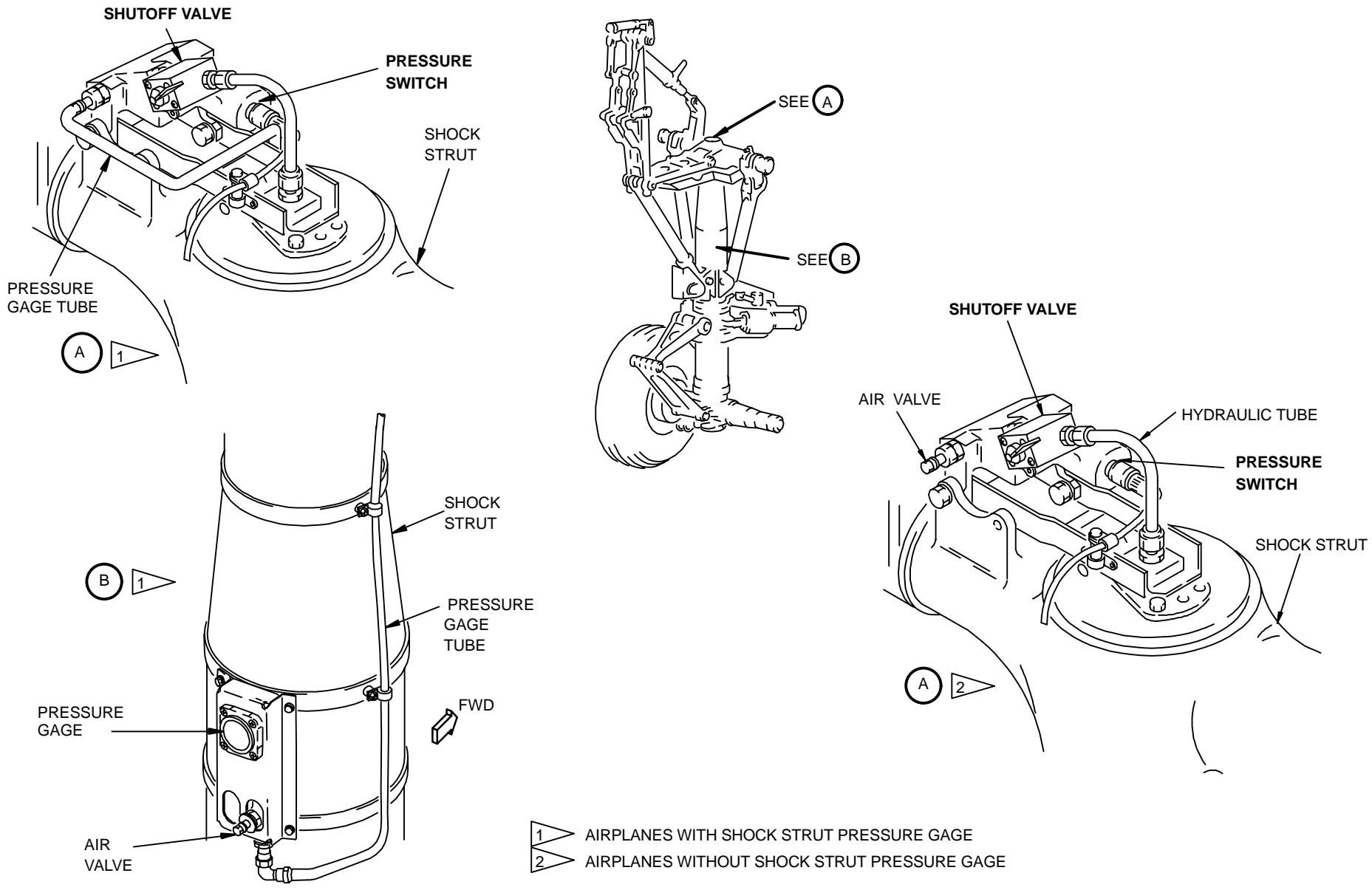


Figure 15 NOSE GEAR COMPONENTS



32 - 20 NOSE GEAR AND DOORS

NOSE GEAR COMPONENTS

BESCHREIBUNG

UPPER- AND LOWER DRAG STRUT

- werden bei Up und Down von den Lock Links in gestreckter Position gehalten

UPPER- AND LOWER LOCK LINKS

- sind bei UP AND LOCKED und
- sind bei DOWN AND LOCKED
 - **auf Anschlag**
 - **überzentert**
 - durch Bungees gesichert

LOCK ACTUATOR

- erhält bei Gear Down, Pressure auf die Kolbenseite und über Crank und Crank Links werden die Upper Lock Links nach Locked betätigt
- erhält bei Gear Up, Pressure auf die Kolbenstangenseite und die Lock Links werden nach Unlocked betätigt. Beim Up- Fahren wird die Wirkrichtung vom Actuator durch Schwenken vom Crank/Fitting umgekehrt, so daß der Actuator in Up die Lock Links nach Locked betätigt.

- Unlock Pressure from Down ist Lock Pressure for Up**
- Unlock Pressure from Up ist Lock Pressure for Down**

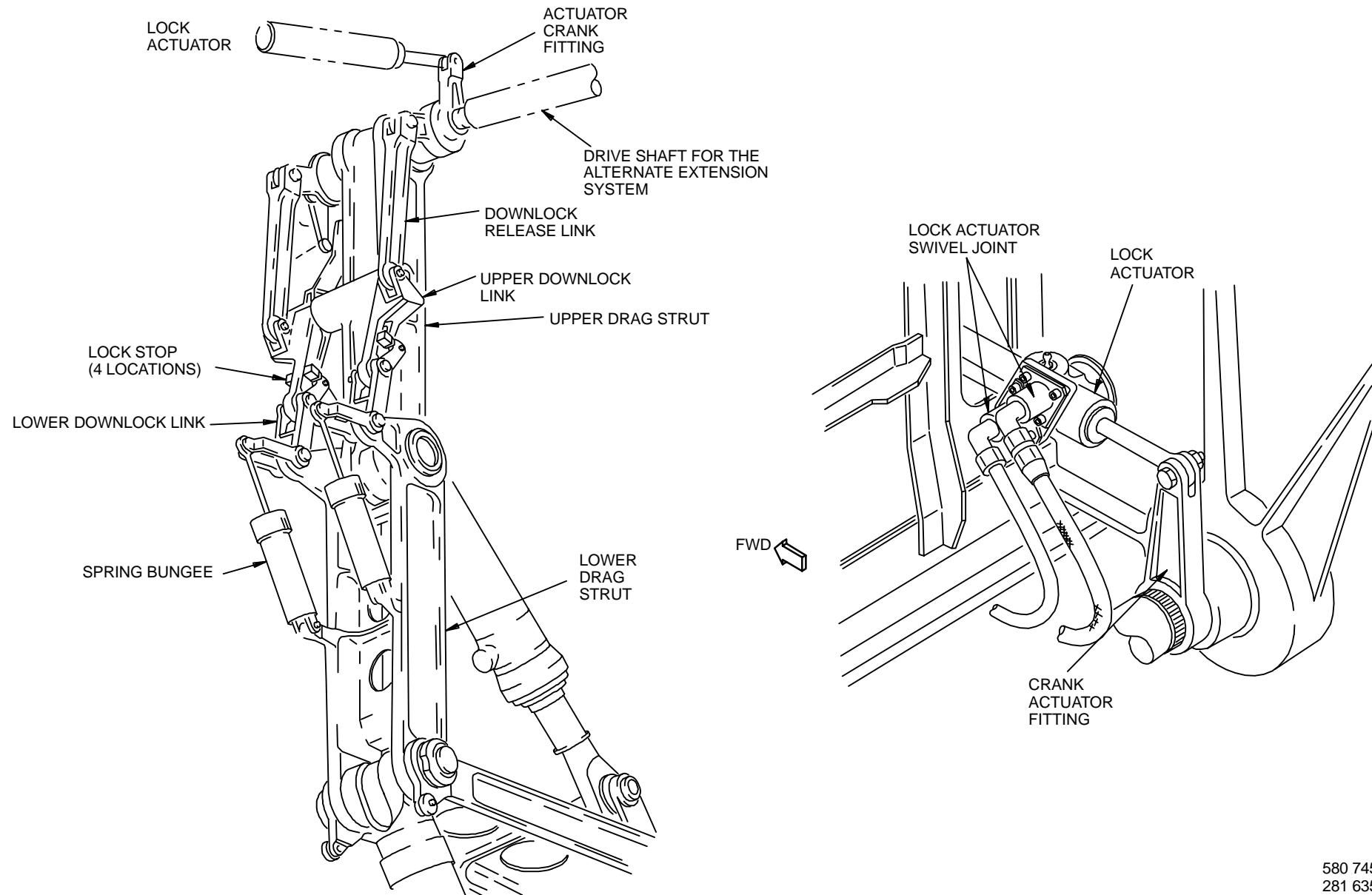


Figure 16 NOSE GEAR COMPONENTS

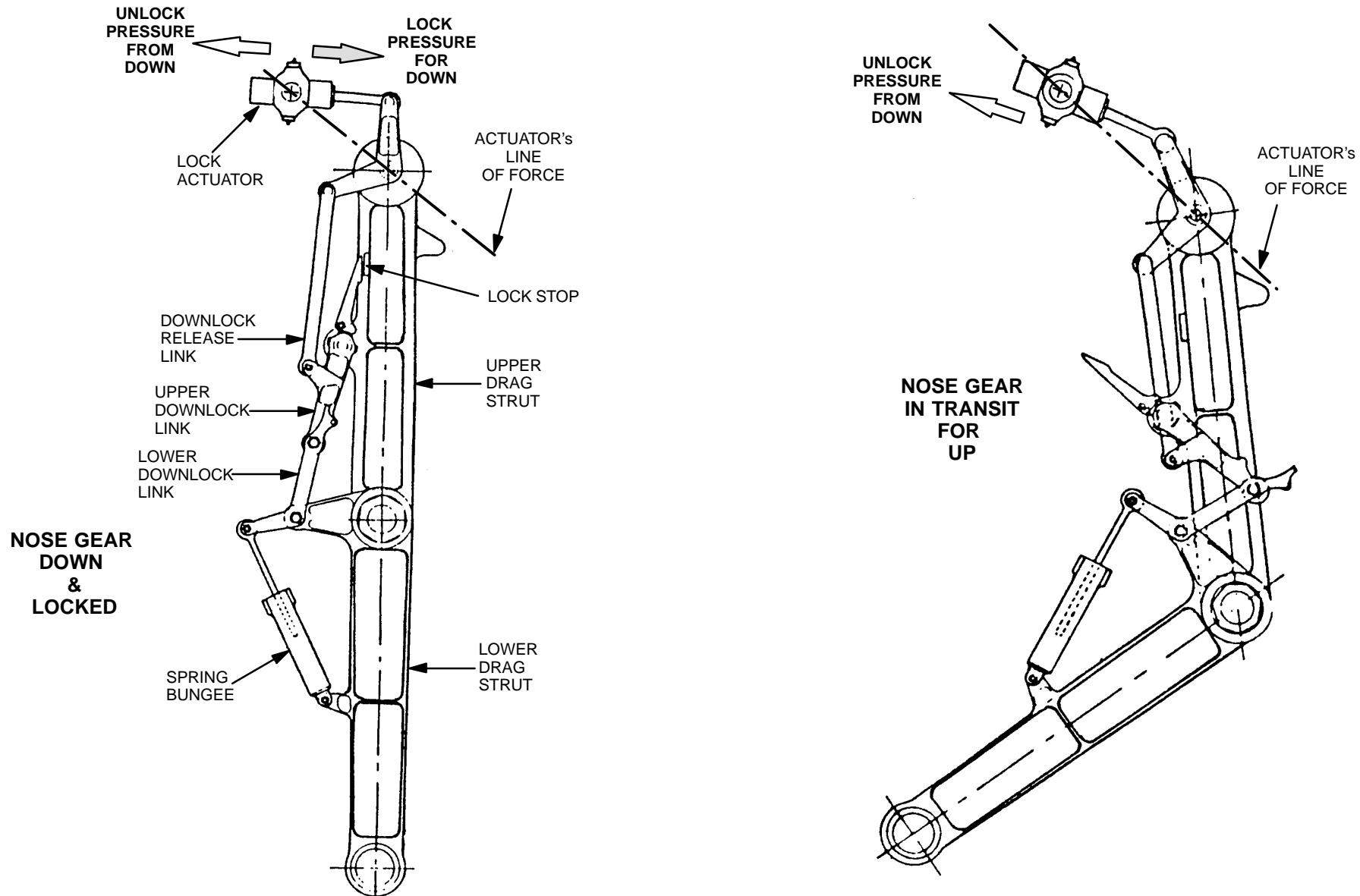


Figure 17 NOSE GEAR LOCK- UNLOCK- LOCK SEQUENCE

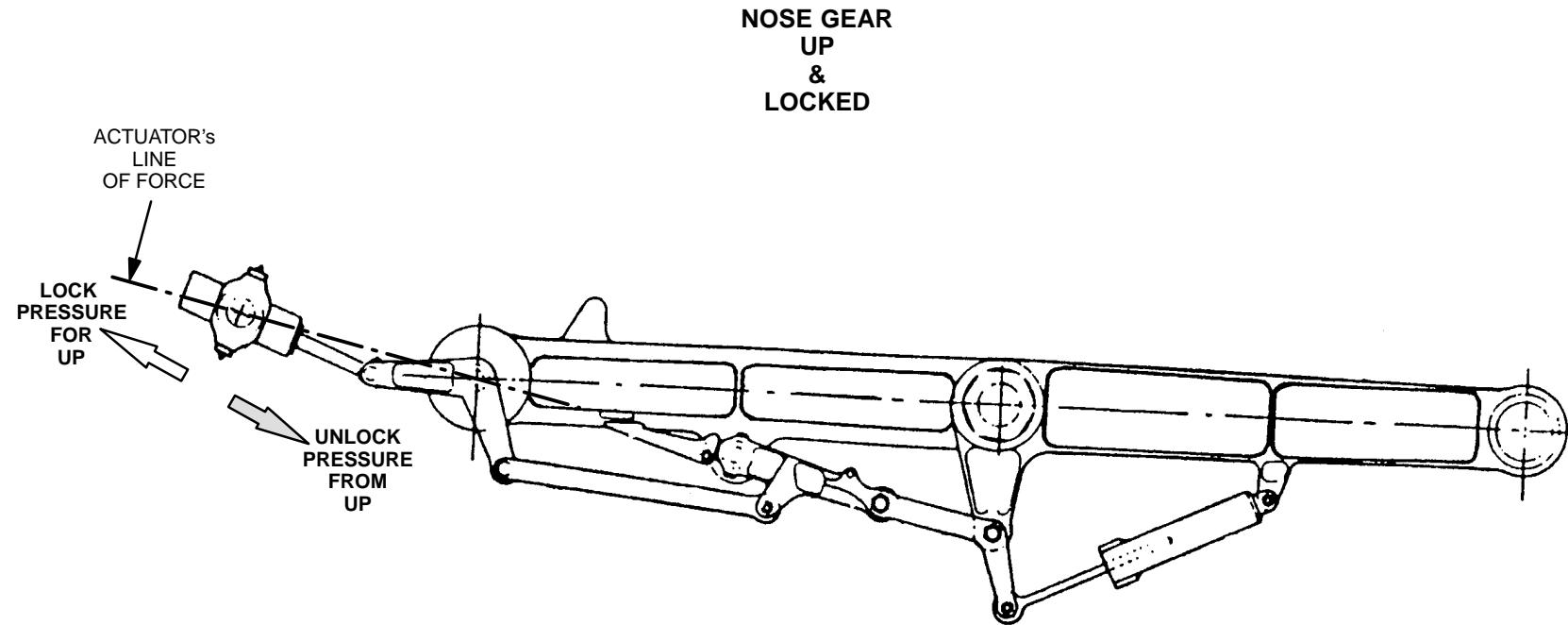


Figure 18 NOSE GEAR LOCK- UNLOCK- LOCK SEQUENCE



MAIN GEAR DOORS OVERVIEW

GENERAL

Das Wing Gear Door System besteht aus :

- Wing Gear Wheel Well Doors
- Wing Gear Shock Strut Doors

Die Wing Gear Wheel Well Doors werden durch einen Hydraulic Actuator betätigt und die Wing Gear Shock Strut Doors durch den Fahrvorgang des Gears.

WING GEAR WHEEL WELL DOOR

Die Wing Gear Wheel Well Doors besteht aus einem Inboard- und einem Outboard Door. Das Inboard Door ist durch ein Scharnier unter dem Keelbeam mit der Support Structure verbunden und über eine Linkage mit dem Door Actuator verbunden. Ein Strike Board verhindert bei nicht vollgeöffneten Wing Gear Wheel Well Doors, daß sich das Wing Gear an den Doors verhaken kann.

Das Outboard Door ist durch ein Scharnier mit dem Inboard Door verbunden und wird durch zwei Radius Rods in Position geführt.

Die Wing Gear Wheel Well Doors schliessen, wenn das Wing Gear UP & LOCKED oder DOWN & LOCKED ist.

Die Doors können manuell durch das Main Gear Ground Door Release Handle am Boden für Wartungszwecke geöffnet bzw. geschlossen werden.

WING GEAR SHOCK STRUT DOOR

Die Wing Gear Shock Strut Doors bestehen aus :

- Outboard Door
- Inboard Door
- Adjustable Door Fairing

Das Outboard Door ist durch ein Scharnier mit der Wing Struktur und durch eine adjustable Rod mit dem Wing Gear Shock Strut verbunden. Die Inboard Door ist durch Scharnier mit der Struktur unter dem Keelbeam und durch eine adjustable Rod mit dem Wing Gear Shock Strut verbunden.

GENERAL

Das Body Gear Door System besteht aus :

- Body Gear Wheel Well Doors
- Body Gear Shock Strut Doors

Die Body Gear Wheel Well Doors werden durch einen Hydraulic Actuator betätigt und die Body Gear Shock Strut Doors durch den Fahrvorgang des Gears.

BODY GEAR WHEEL WELL DOOR

Die Body Gear Wheel Well Doors besteht aus einem Inboard- und einem Outboard Door. Das Outboard Door ist durch ein Scharnier mit der Longeron Box Structure verbunden und über eine Linkage mit dem Door Actuator. Ein Safety Bar verhindert bei nicht vollgeöffneten Wing Gear Wheel Well Doors, daß sich das Body Gear an den Doors verhaken kann.

Das Inboard Door ist durch ein Scharnier mit dem Outboard Door verbunden und wird durch zwei Radius Rods in Position geführt.

Die Wing Gear Wheel Well Doors schliessen, wenn das Wing Gear UP & LOCKED oder DOWN & LOCKED ist.

Die Doors können manuell durch das Main Gear Ground Door Release Handle am Boden für Wartungszwecke geöffnet bzw. geschlossen werden.

BODY GEAR SHOCK STRUT INBOARD DOOR

Die Body Gear Shock Strut Inboard Door ist durch ein Scharnier an der Zellenstruktur unter dem Keelbeam angelenkt und durch eine adjustable Rod mit dem Shock Strut verbunden.

BODY GEAR SHOCK STRUT OUTBOARD DOOR

Die Body Gear Shock Strut Outboard Door ist durch ein Scharnier an der Zellenstruktur angelenkt und durch eine adjustable Rod mit dem Shock Strut verbunden.

LANDING GEAR GEARS AND DOORS



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 10

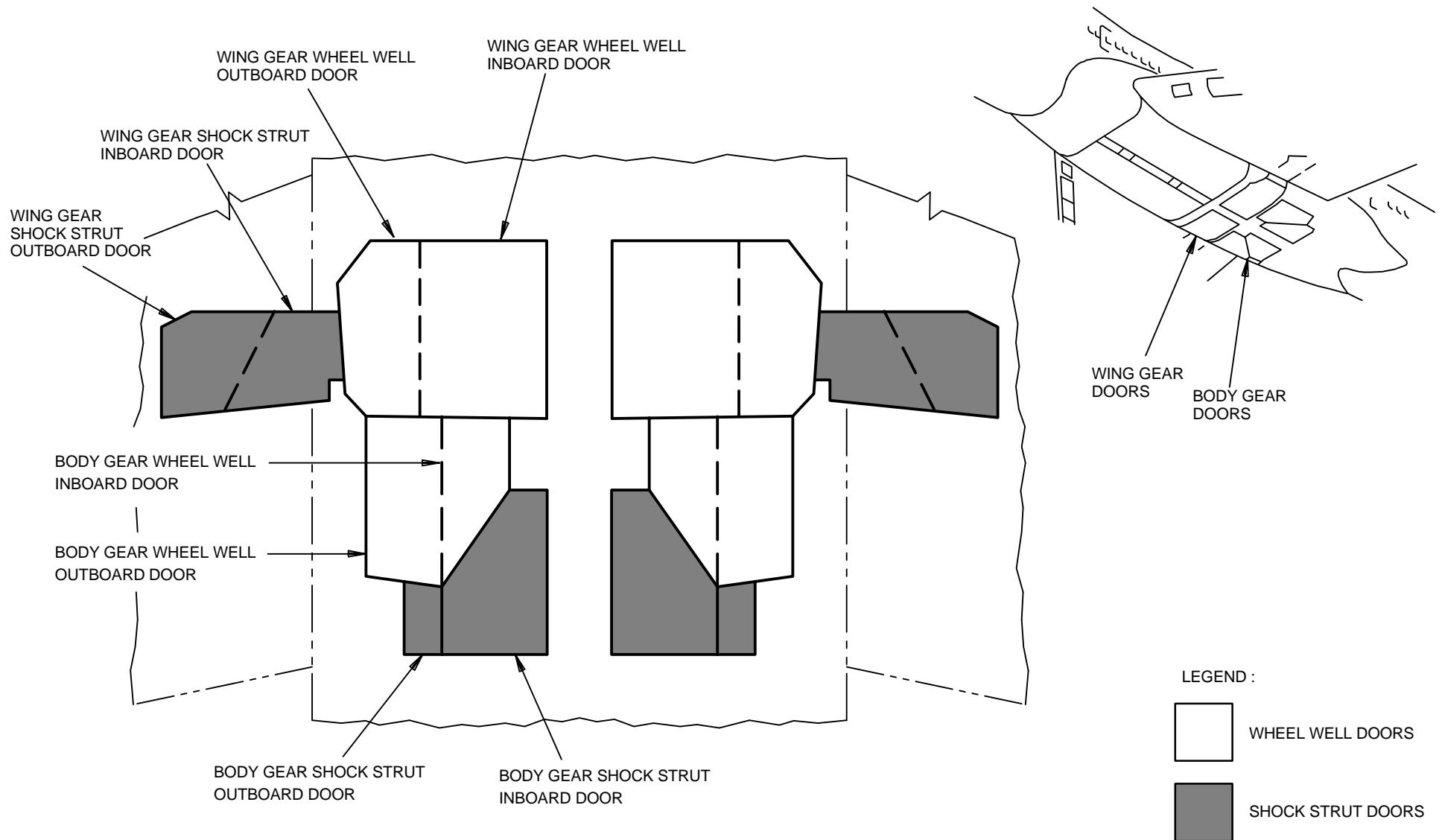


Figure 19 MAIN GEAR DOORS OVERVIEW



WING GEAR DOORS

BESCHREIBUNG

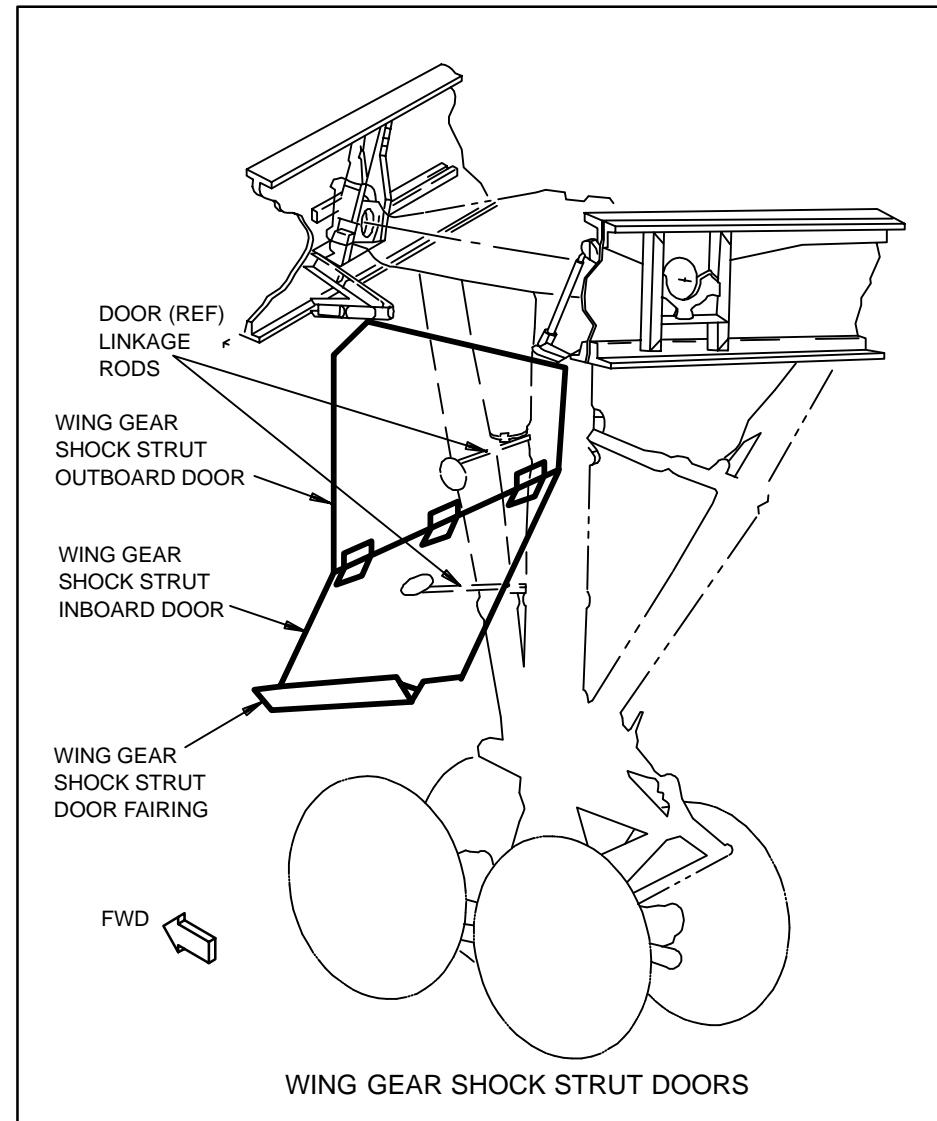
SHOCK STRUT DOORS

- werden direkt von den Gears betätigt

WHEEL WELL DOOR COMPONENTS

- Inboard Door ist an der Rumpfstruktur gelagert und wird durch Actuator Rod betätigt
- Outboard Door wird durch Radius Rod geführt
- Doors liegen beim Schließen zuerst hinten an, so daß der Actuator die Doors unter Verspannung schließt
- Strike Board Cam dient als Abweiser
- Radius Rods sind im Wheel Well an der Rumpfstruktur gelagert
- Door Actuator ist in der Door Closed Position intern mechanisch verriegelt.

- Die Verriegelung wird dadurch erreicht, daß bei Actuator Position "DOOR CLOSED" im Piston gelagerte Lock Keys in eine Aussparung im Actuator Gehäuse einrasten und federbelastet gehalten werden. Die Verriegelung wird normalerweise durch den Door Open Pressure hydraulisch gelöst und kann mechanisch vom Alternate Extension System und vom Ground Door Release Handle gelöst werden.



LANDING GEAR GEARS AND DOORS



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 10

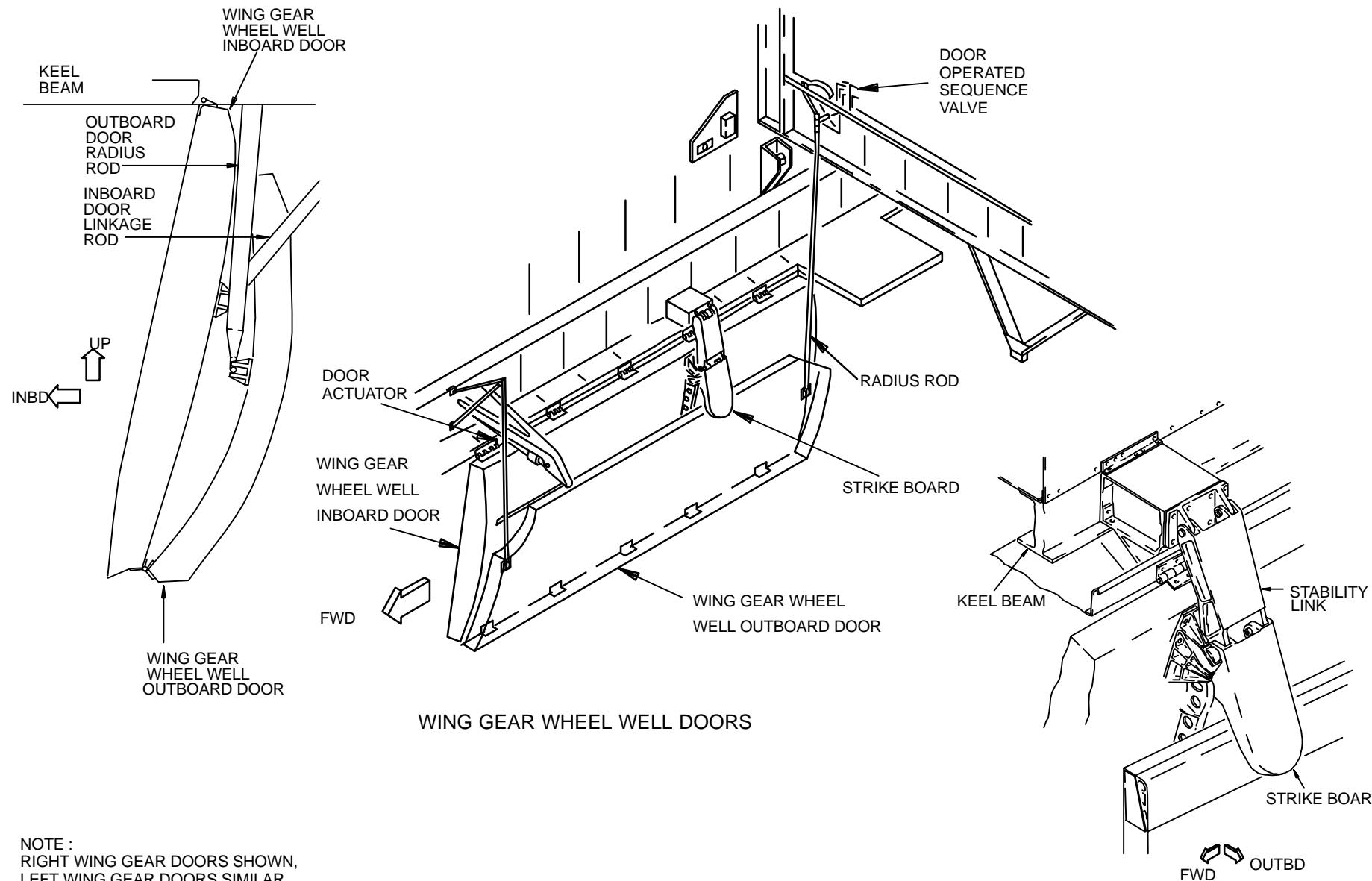


Figure 20 WING GEAR DOORS



BODY GEAR DOORS

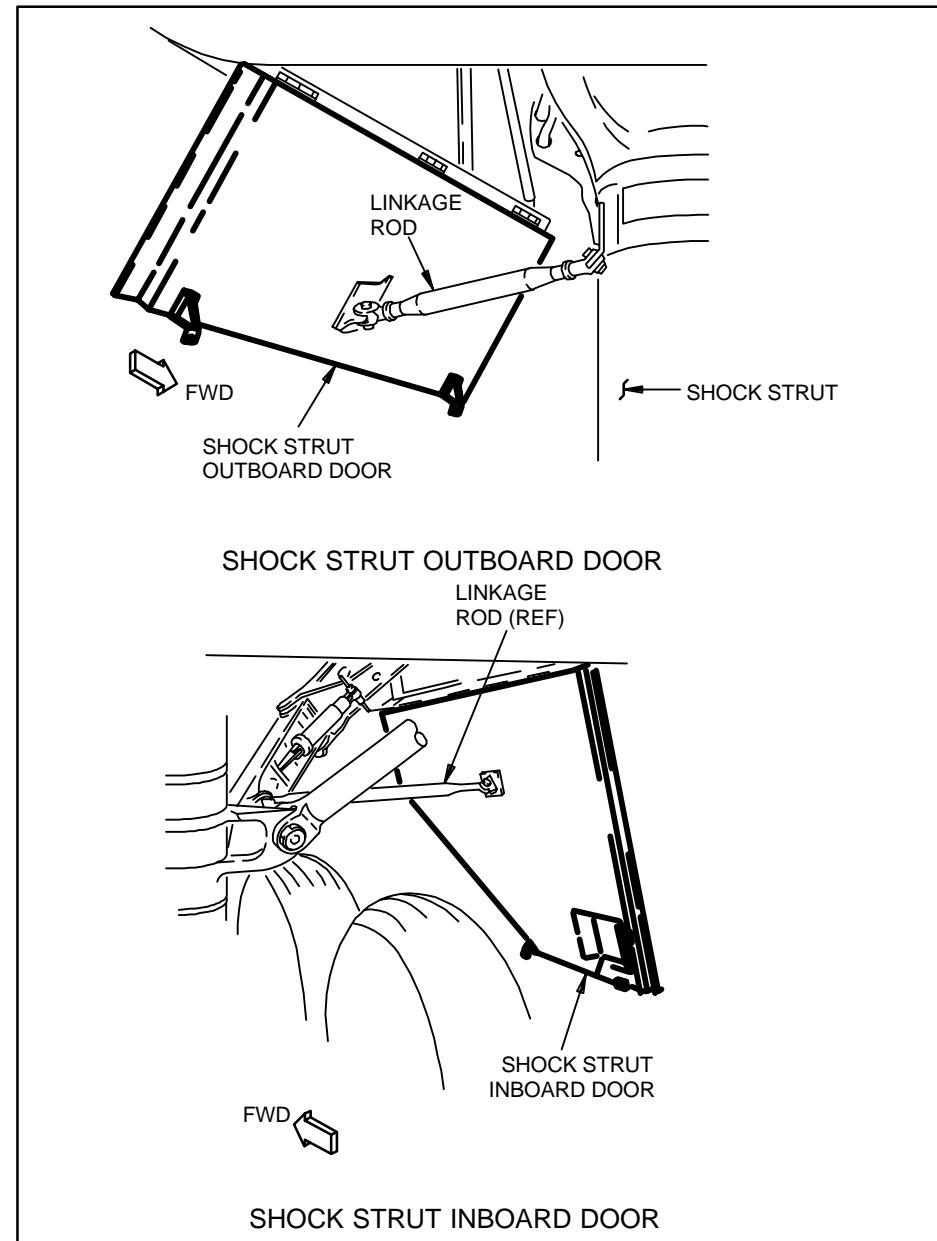
BESCHREIBUNG

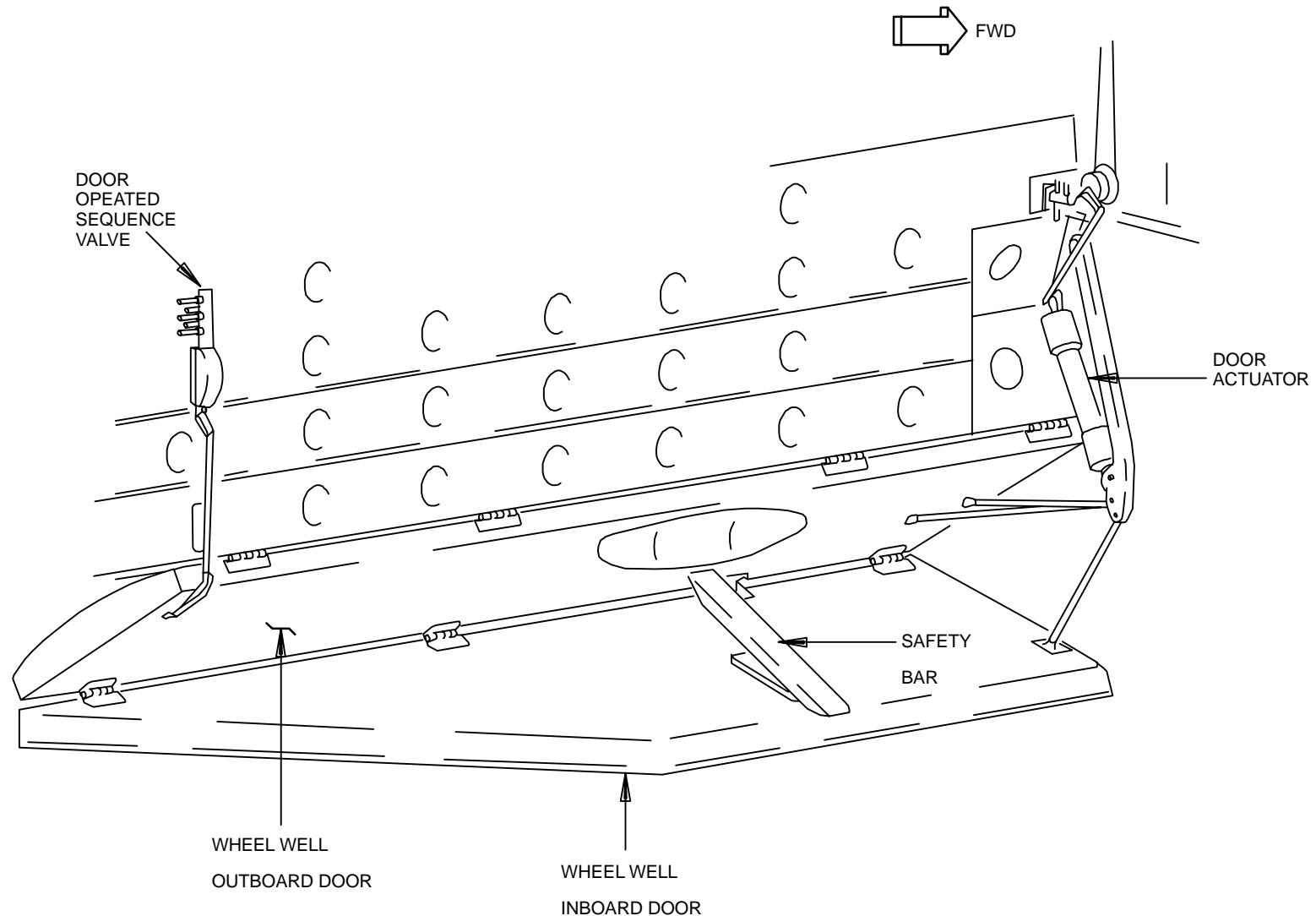
SHOCK STRUT DOORS

- werden direkt von den Gears betätigt

WHEEL WELL DOOR COMPONENTS

- Inboard Door ist an der Rumpfstruktur gelagert und wird durch Actuator Rod betätigt
- Outboard Door wird durch Radius Rod geführt
- Doors liegen beim Schließen zuerst hinten an, so daß der Actuator die Doors unter Verspannung schließt
- Strike Board Cam dient als Abweiser
- Radius Rods sind im Wheel Well an der Rumpfstruktur gelagert
- Door Actuator ist in der Door Closed Position intern mechanisch verriegelt.
- Die Verriegelung wird dadurch erreicht, daß bei Actuator Position "DOOR CLOSED" im Piston gelagerte Lock Keys in eine Aussparung im Actuator Gehäuse einrasten und federbelastet gehalten werden. Die Verriegelung wird normalerweise durch den Door Open Pressure hydraulisch gelöst und kann mechanisch vom Alternate Extension System und vom Ground Door Release Handle gelöst werden.





NOTE :
RIGHT BODY GEAR DOORS SHOWN,
LEFT BODY GEAR DOORS SIMILAR.

BODY GEAR WHEEL WELL DOORS

577 141

Figure 21 BODY GEAR DOORS

**NOSE GEAR DOORS****BESCHREIBUNG****GENERAL**

Die Nose Gear Doors bestehen aus 4 Doors :

- Left und Right Wheel Well Door mit Flapper Door
- Left und Right Shock Strut Door

FORWARD NOSE WHEEL WELL DOORS AND MECHANISM

Die zwei Forward Nose Gear Wheel Well Doors werden durch einen Hydraulic Actuator und einem Bellcrank betätigt.

Die Doors sind normal CLOSED, wenn das Nose Gear DOWN & LOCKED oder UP & LOCKED ist. Die Doors sind OPEN, wenn das Nose Gear sich im TRANSIT befindet.

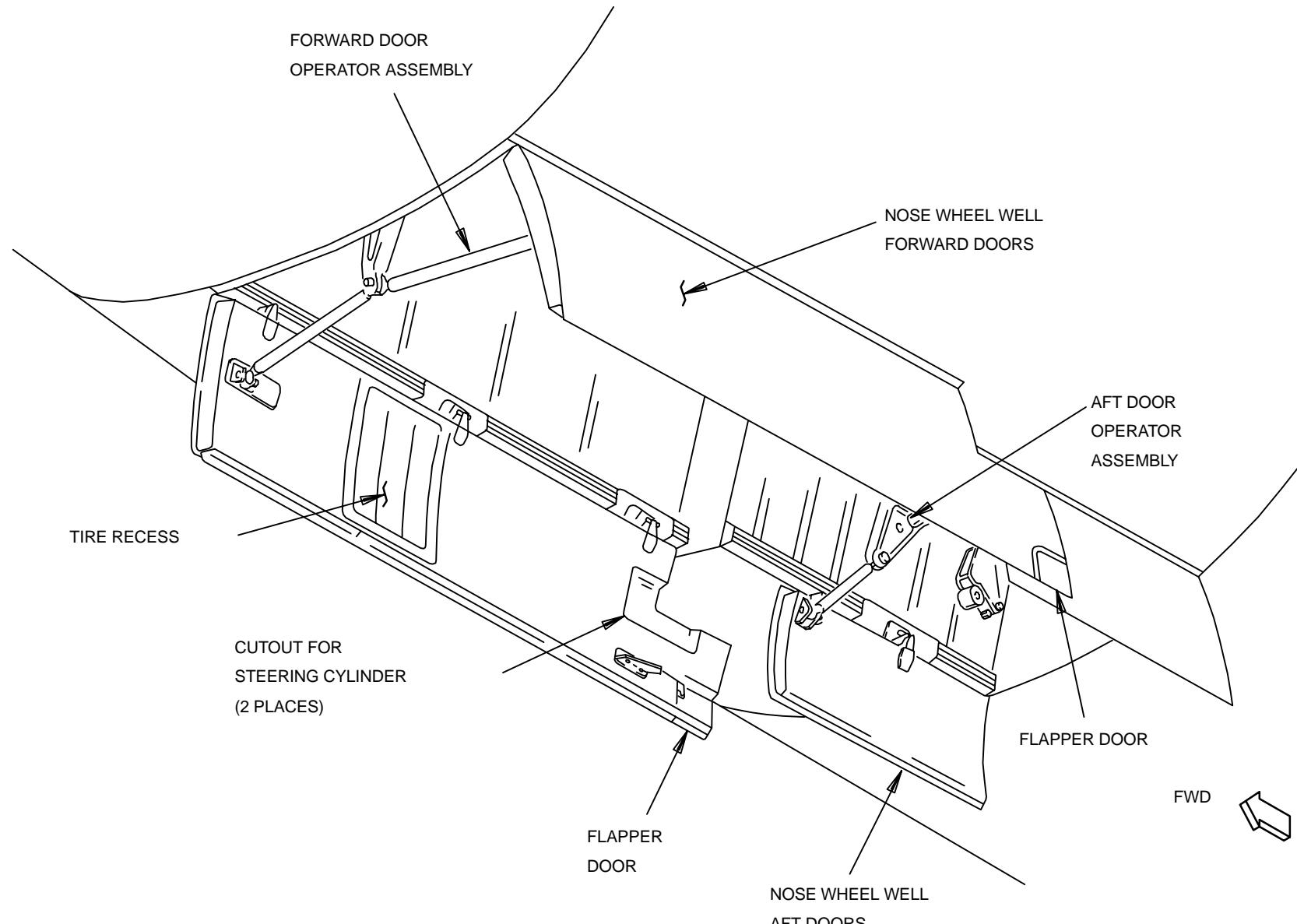
Die Doors können manuell durch das Nose Gear Ground Door Release Handle geöffnet und geschlossen werden.

Ein kleines Flapper Door am hinteren Ende der Nose Gear Wheel Well Doors werden gegenüber Federkraft durch Roller an der Drag Strut aufgedrückt, wenn das Nose Gear DOWN & LOCKED ist.

AFT WHEEL WELL DOORS AND MECHANISM

Die zwei hinteren Shock Strut Doors werden mechanisch über einen Bellcrank durch das Nose Gear betätigt.

Die zwei hinteren Shock Strut Doors bleiben bei Nose Gear DOWN & LOCKED geöffnet.


Figure 22 NOSE GEAR DOORS

287 506



32 - 30 EXTENSION AND RETRACTION

EXTENSION AND RETRACTION - NORMAL FUNCTION

GENERAL

Das Landing Gear Control System wird durch das Control Handle Assembly in dem Landing Gear Control Handle Module betätigt.

Das Landing Gear Control Handle Module befindet sich auf der rechten Seite des Pilot's Instrument Panels.

Ein Seilsystem betätigt zwei Gear Selector Valves in den Body Gear Wheel Wells. Die Selector Valves steuern direkt den Hydraulic Pressure (Hydraulic System No.1 / Body- und Nose Gear und Hydraulic System No.4 / Wing Gear) zu den Gear- und Door Actuators für Landing Gear Retraction und Extension. Das Control Handle kann nur in UP - Position gelegt werden, wenn alle Main Gears die TILT - Position und das Body Gear Steering System die LOCKED - Position melden.

Der Landing Gear Lever Lock kann durch die Betätigung des Lock Override Buttons übersteuert werden.

LANDING GEAR CONTROL HANDLE MODULE

Das Landing Gear Control Handle Module beinhaltet verschiedene Mechanische und elektro-mechanische Komponenten:

- Landing Gear Control Handle Assembly
- Landing Gear Control Handle Lock
- Lock Override Mechanism
- Landing Gear Down Indicator Switches (Primary & Alternate)
- Alternate Landing Gear Extension Switches
- Alternate Flap Extension Switches

Das Landing Gear Control Handle Assembly besteht aus einem Roller, gefolgt von einer Detent Plate, die in Verbindung mit dem Roller nach UP oder DOWN bewegt wird.

Die Detent Plate ist so konstruiert, daß das Handle in der UP, OFF oder DOWN - Position gehalten wird. Um das Control Handle in eine andere Position bewegen zu können, muß das springloaded Handle gezogen, in die neue Position bewegt und wieder losgelassen werden.

Das Landing Gear Control Handle ist normalerweise blockiert und verhindert durch ein Control Handle Lock das Schalten nach UP. Der Control Handle Lock gibt das Control Handle frei, wenn alle Main Landing Gear sich in der TILT - Position und alle Body Gear Steering Actuators sich in der LOCKED - Position befinden. Der Handle Lock wird durch ein Solenoid betätigt, welches von der Proximity Switch Electronic Unit (PSEU) durch die Inputs den Primary- und Alternate Tilt Sensoren und dem Body Gear Steering Actuator Lock Circuit gesteuert wird. Das Solenoid kann von dem Primary- oder Alternate Circuit der Proximity Switch Electronic Unit (PSEU) angesteuert werden. Befinden sich die Main Gears in der TILT - Position und die Body Gear Steering Actuators in der LOCKED - Position wird das Solenoid erregt, das Control Handle Lock Assembly gibt das Control Handle frei und es kann in die UP - Position umgeschaltet werden.

Der Manual Override des Landing Gear Control Handle Locks kann mechanisch durch den Override Button übersteuert werden, der den Mechanical Lock Override Mechanism betätigt.

Die Landing Gear Lever Down Indicator Switches (Primary & Alternate), eingebaut in dem Module, betätigt durch einen Roller am Ende des Control Handles, wird geschaltet in der Landing Gear Lever DOWN - Position.

FEHLERANZEIGE : LANDING GEAR DOWN INDICATOR SWITCH

Wenn ein Fehler in dem *Primary Landing Gear Lever Switch* auftritt, erfolgt die: Status Message :

GEAR MONITOR 32 61 01 00

und auf der MCDU ist der Grund der EICAS Message ersichtlich als CMCS Message :

PRIMARY GEAR LEVER SWITCH FAIL (PSEU) 32 555.

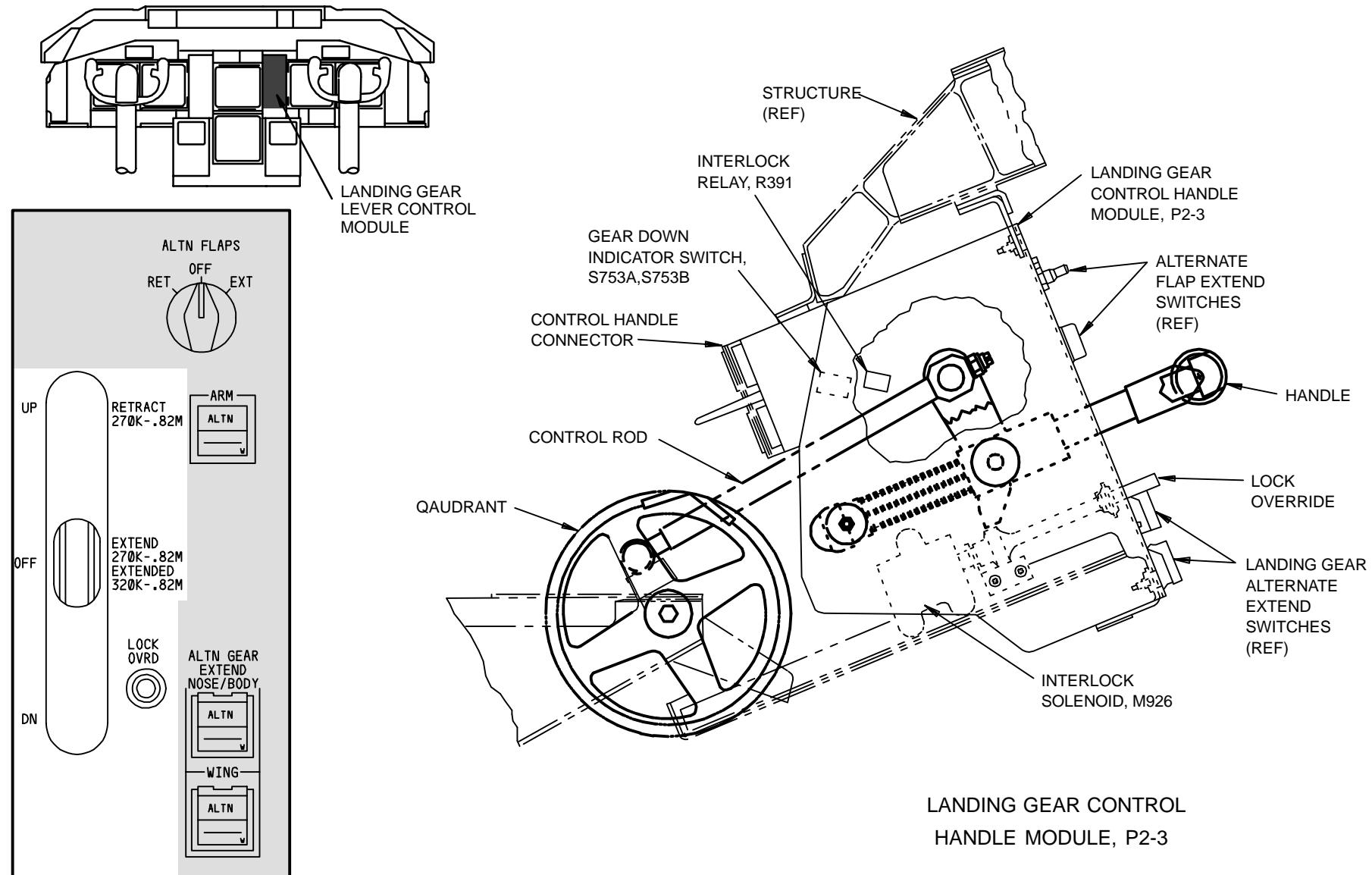


Figure 23 LANDING GEAR CONTROL SYSTEM HANDLE



32 - 30 EXTENSION AND RETRACTION

LEVER LOCK CONTROL

BESCHREIBUNG

LANDING GEAR CONTROL HANDLE MODULE

Das Landing Gear Control Handle ist durch ein Control Handle Lock blockiert bis alle vier Main Gear Trucks TILT melden und alle 4 Body Gear Steering Actuator LOCKED melden.

Das Control Handle Lock wird durch ein Solenoid gesteuert, welches von der Proximity Switch Electronics Unit (PSEU) durch die Inputs von den Primary und Alternate Tilt Sensor Circuits und den Body Gear Steering Actuator Lock Circuits angesteuert wird.

Ein Manual Override des Landing Gear Control Handle Lock kann durch Drücken des Lock Override Button erfolgen, welches den Mechanical Lock Override Mechanism betätigt.

BESCHREIBUNG :

LANDING GEAR LEVER LOCK SOLENOID FUNKTION

Das Landing Gear Lever Lock Solenoid wird von dem

- PRIMARY LANDING GEAR SUBSYSTEM (PSEU)
O D E R
- ALTERNATE LANDING GEAR SUBSYSTEM (PSEU)

unter folgenden Bedingungen erregt :

- Left Wing Gear Truck TILT
und
- Right Wing Gear Truck TILT
und
- Left Body Gear Truck TILT
und
- Right Body Gear Truck TILT
und
- Left Body Gear Left Steering Actuator LOCKED
und
- Left Body Gear Right Steering Actuator LOCKED
und
- Right Body Gear Left Steering Actuator LOCKED
und
- Right Body Gear Right Steering Actuator LOCKED.

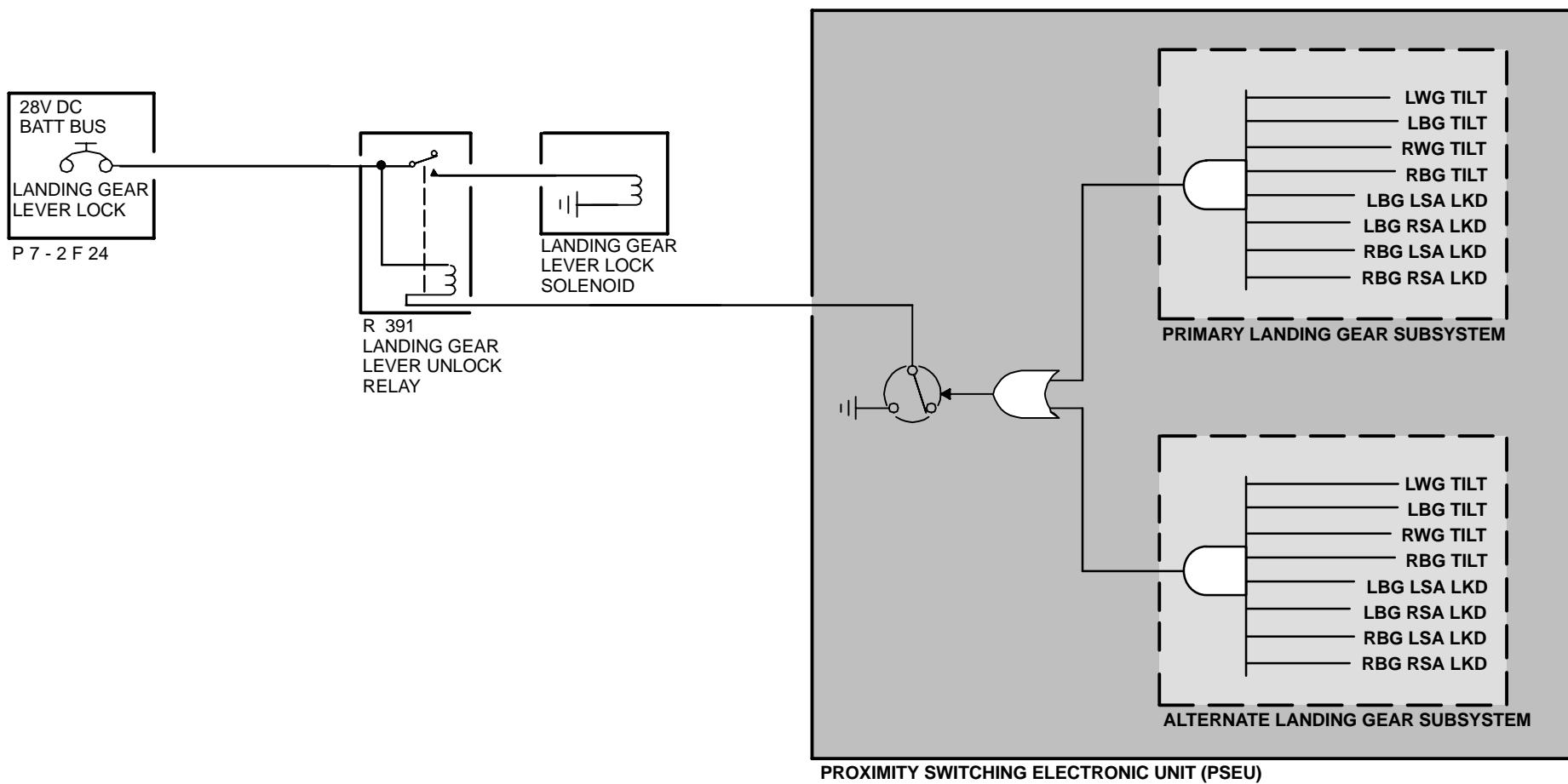


Figure 24 LEVER LOCK CONTROL ELECTRICAL SCHEMATIC



BODY-/NOSE- AND WING GEAR SELECTOR VALVE

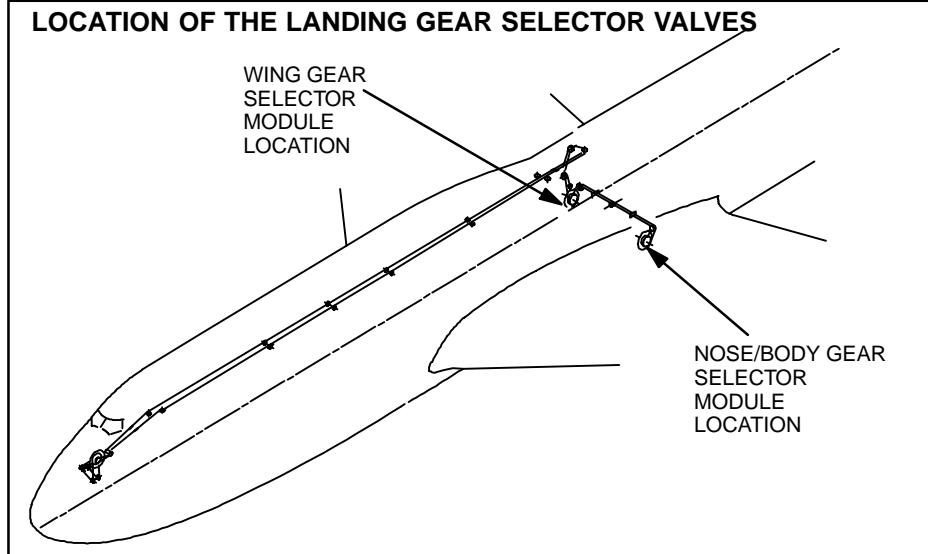
BESCHREIBUNG

LANDING GEAR SELECTOR VALVES

Zwei identische Landing Gear Selector Valves steuern direkt den Hydraulic Pressure in die Landing Gear UP- oder DOWN-Lines. Ein Valve steuert das Wing Gear und das andere das Nose- und Body Gear. Das Wing Gear Landing Gear Selector Valve befindet sich in dem rechten Body Gear Whell Well outboardseitig, während das Nose-/Body Gear Landing Gear Selector Valve sich in dem linken Body Gear Whell Well outboardseitig befindet. Die Valves werden direkt durch Control Cables von dem Landing Gear Lever betätigt. Das Control Cable betätigt eine Rod, die dann das Valve in die Positionen : UP, OFF und DOWN betätigen kann. Das Nose-/Body Gear Selector Valve wird von einem zweiten Quadranten an dem Wing Gear Selector Valve Quadranten und Control Cables betätigt.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Lever Cable
 - verläuft vom Gear Lever Quadrant zum Wing Gear Selector Valve
- Wing Gear Selector Valve
 - Quadrant
 - Positionen : DOWN, OFF, UP
 - Rig Pin für OFF Position
 - ist im Right Body Gear Wheel Well eingebaut
- Body-/Nose Gear Selector Valve
 - Quadrant
 - wird durch Cable vom Wing Gear Selector Valve Quadrant betätigt
 - Positionen : DOWN, OFF, UP
 - Rig Pin für OFF Position
 - ist im Left Body Gear Wheel Well eingebaut



**LANDING GEAR
EXTENSION AND RETRACTION
NORMAL FUNCTION**



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

32 - 30

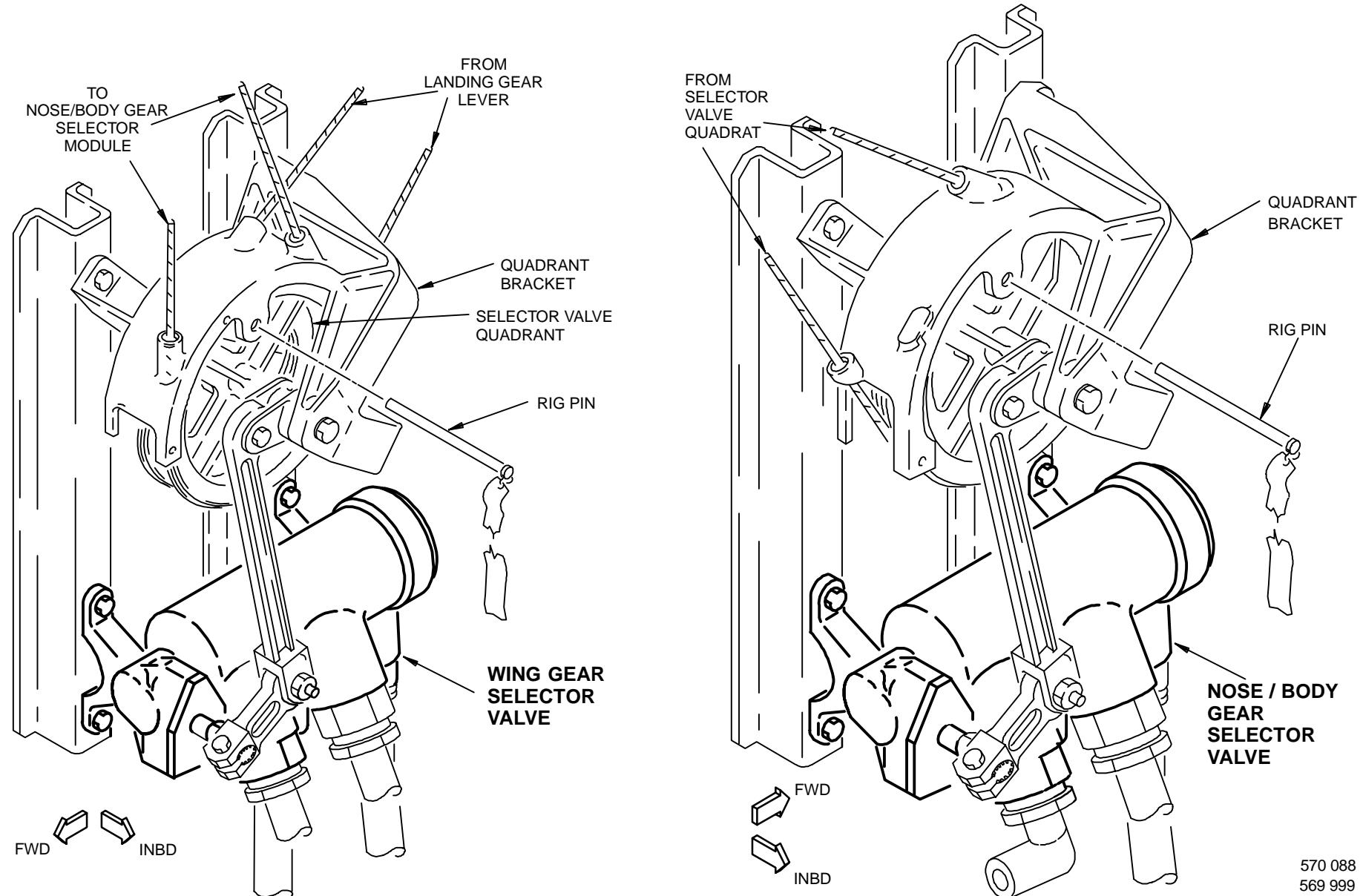


Figure 25 LANDING GEAR SELECTOR VALVES



NOSE GEAR OPERATED SEQUENCE VALVES

BESCHREIBUNG

Die Sequence Valves werden durch das Nose Gear Wheel Well Door und den Nose Gear Locking Mechanism betätigt und stellen sicher, daß die Nose Gear Landing Gear Sequence für Nose Gear EXTEND und RETRACT in der richtigen Reihenfolge funktioniert.

Die Ansteuerung von dem Door Operated Sequence Valve stellt sicher, daß die Doors geöffnet sind und das Nose Gear ein- bzw. ausgefahren werden kann.

Die Ansteuerung von dem Gear Operated Sequence Valve stellt sicher, daß das Nose Gear ein- bzw. ausgefahren ist und die Nose Gear Doors wieder geschlossen werden können.

In dem Nose Landing Gear Sequence System ist nur ein Gear Operated Sequence Valve notwendig, in dem Main Landing Gear Sequence System befinden sich zwei.

DOOR OPERATED SEQUENCE VALVE

Das Door Operated Sequence Valve wird von dem linken Nose Gear Door betätigt und steuert, wenn die Nose Gear Door FULLY OPEN ist, den Hydraulic Pressure des Systems No.1 zu dem Lock Actuator und zu dem Nose Gear Actuator.

Die Door Operated Sequence Valves des Nose-, Body- und Wing Gears sind identisch und austauschbar.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Betätigung vom Left Nose Gear Wheel Well Door über Rod und Crank Mechanism
- Rig Pin für Door Fully Open Position

GEAR OPERATED SEQUENCE VALVE

Das Nose Gear Operated Sequence Valve wird von dem Verriegelungsmechanismus betätigt, wenn das Nose Gear UP&LOCKED oder DOWN&LOCKED ist und steuert dann die Hydraulic des Systems No.1 zu dem Nose Gear Door Actuator und dem Lock Actuator.

ZUSAMMENFASSUNG :

- wird durch den Verriegelungsmechanismus in die jeweilige Endposition betätigt bei :
 - Gear Down and Locked
 - Gear Up and Locked
- ist in der Gear Up and Locked Position federbelastet
 - kann am Slide kontrolliert werden
 - Gear Down and Locked Dimensions siehe MM.

PRESSURE OPERATED RESTRICTOR CHECK VALVE

- wird während Gear Down umgeschaltet, sodaß anschließend die Doors gedrosselt schließen.
Dadurch wird auch am Boden bei Ground Door Release Handle Operation mehr Sicherheit erreicht.
 - Nose Gear DOWN&LOCKED, gedrosselt schließen
 - Nose Gear UP&LOCKED, un-gedrosselt schließen
- ist im Nose Gear Wheel Well auf der rechten Seite eingebaut.

LANDING GEAR EXTENSION AND RETRACTION NORMAL FUNCTION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
M 1
32 - 30

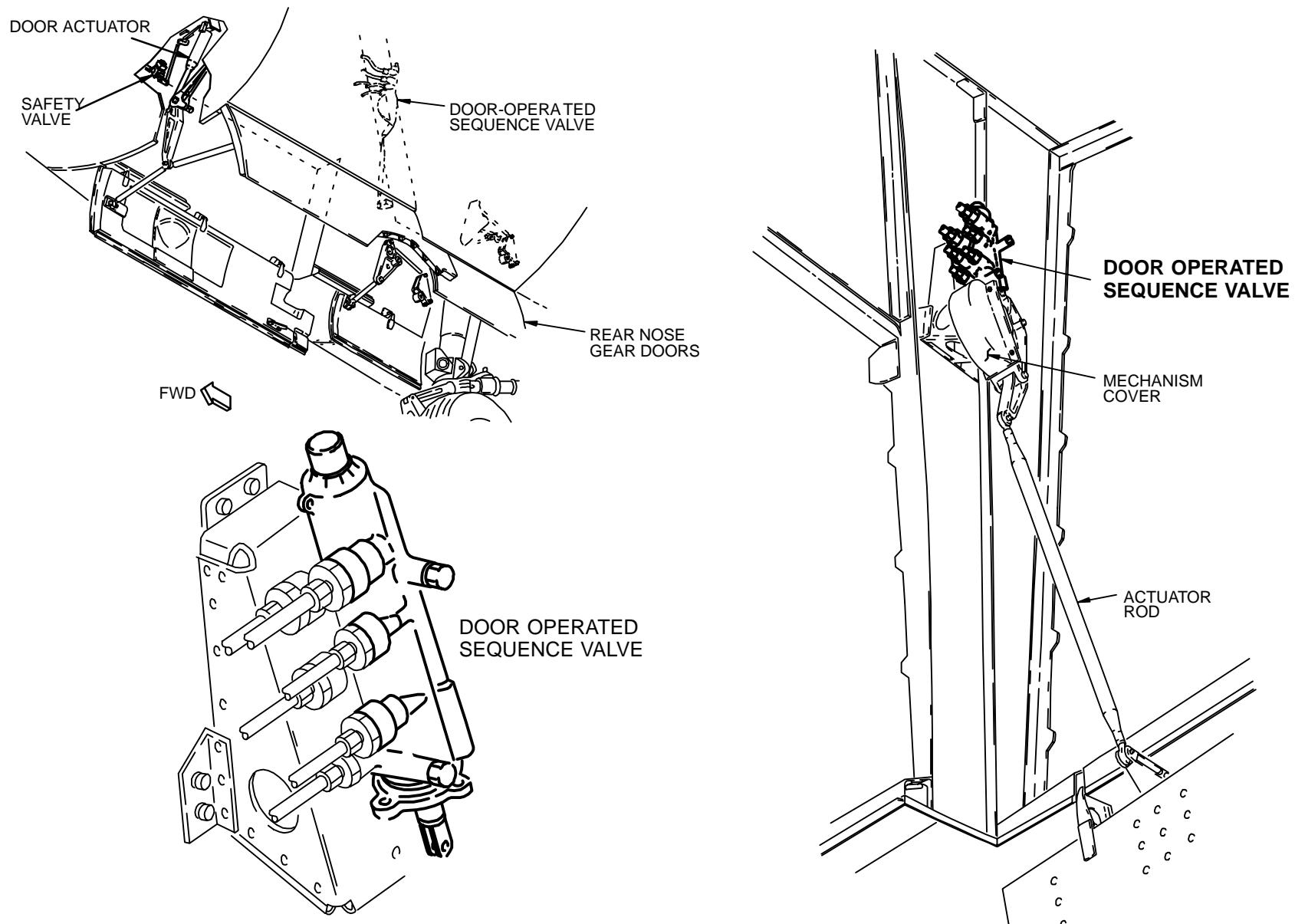


Figure 26 NOSE LANDING GEAR DOOR OPERATED SEQUENCE VALVE

281 652

LANDING GEAR EXTENSION AND RETRACTION NORMAL FUNCTION

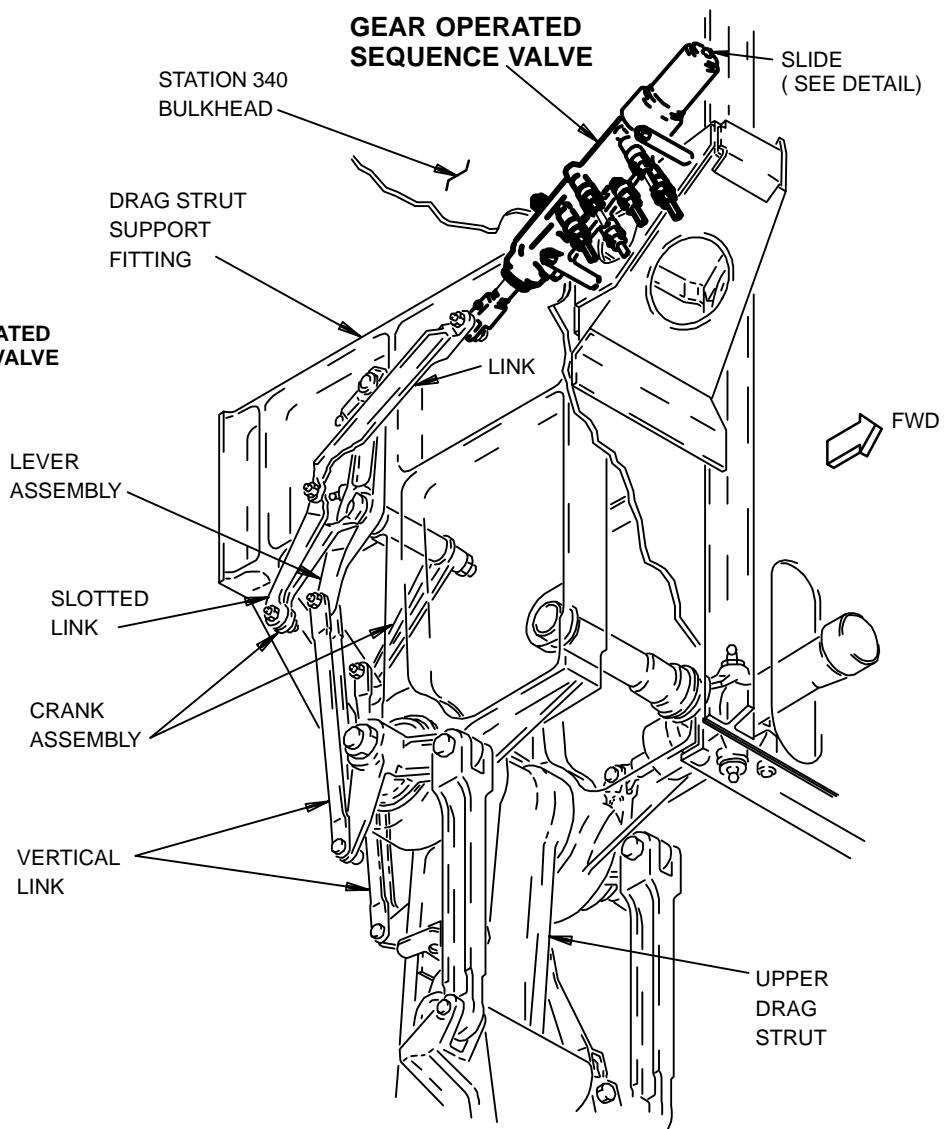
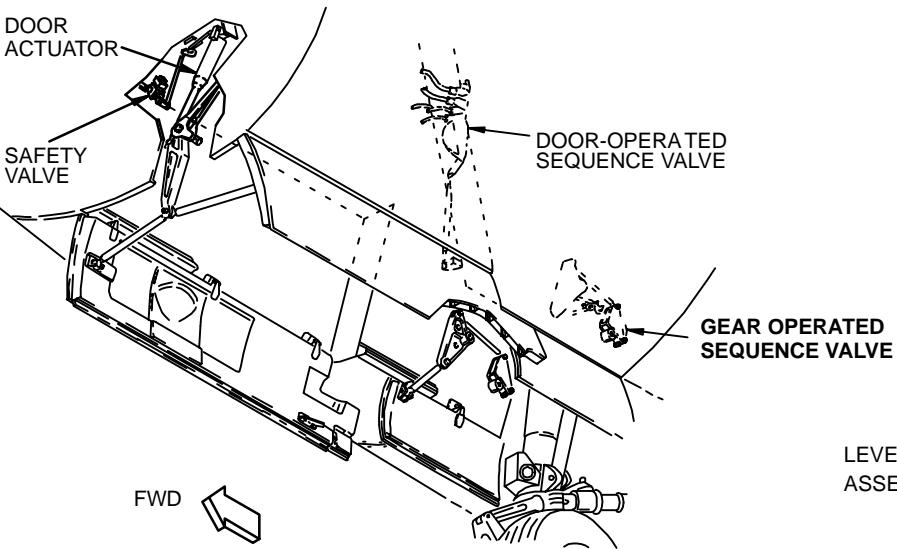
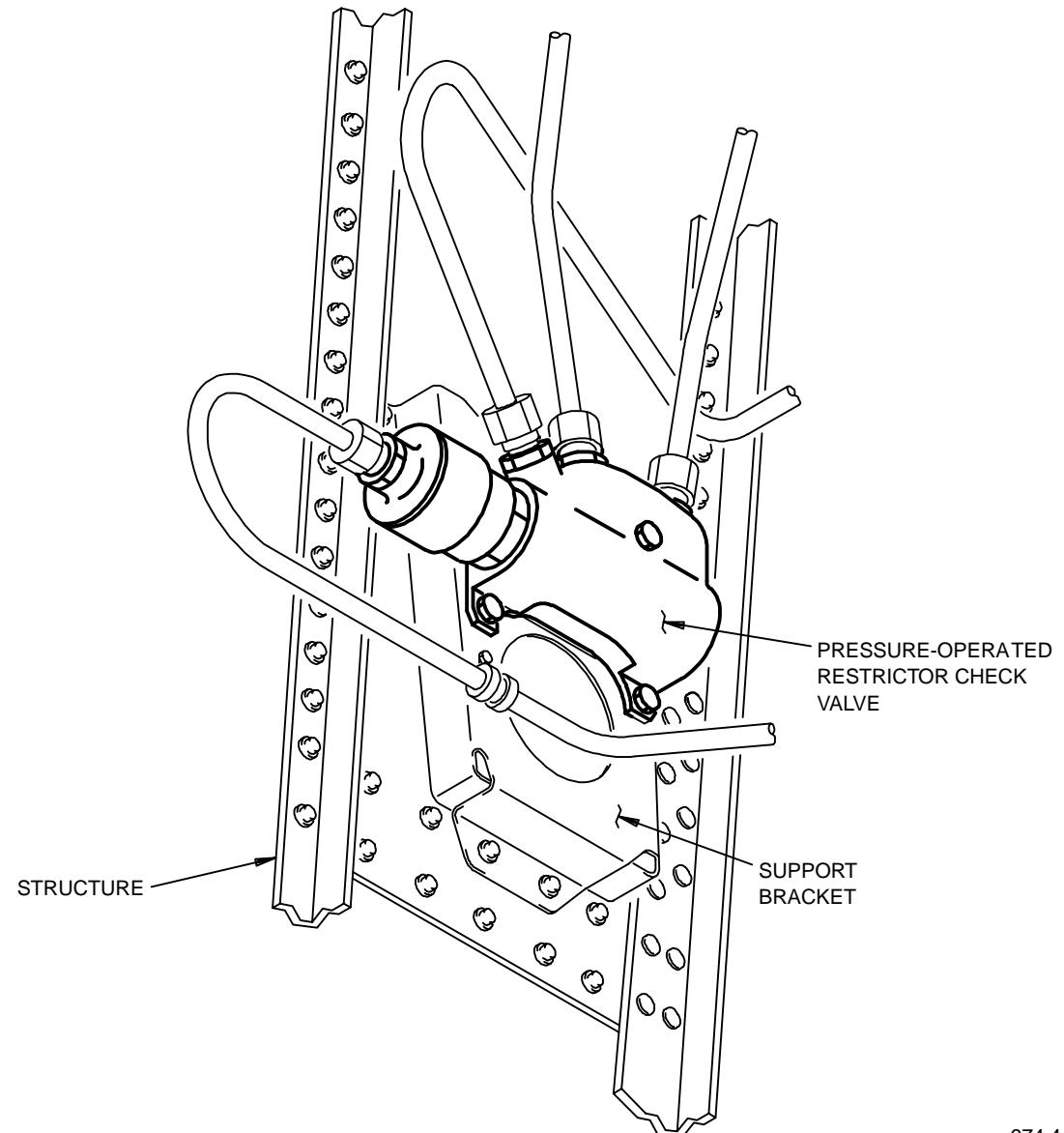
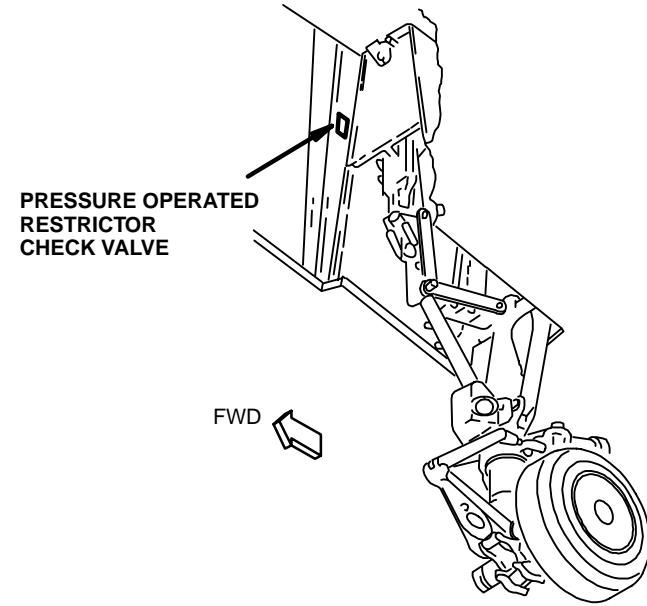


Figure 27 NOSE GEAR OPERATED SEQUENCE VALVE



974 444

Figure 28 PRESSURE OPERATED RESTRICTOR CHECK VALVE



WING GEAR SEQUENCE VALVES

BESCHREIBUNG

Die Sequence Valves werden durch dem Wing Gear Wheel Well Door und den Uunlock Hook Mechanism betätigt und stellen sicher, daß die Wing Gear Landing Gear Sequence für Wing Gear EXTEND und RETRACT in der richtigen Reihenfolge funktioniert.

Die Ansteuerung von dem Door Operated Sequence Valve stellt sicher, das die Doors geöffnet sind und das Wing Gear ein- bzw. ausgefahren werden kann.

Die Ansteuerung von dem Gear Operated Sequence Valve stellt sicher, daß das Wing Gear ein- bzw. ausgefahren ist und die Wing Gear Doors wieder geschlossen werden können.

In dem Wing Landing Gear Sequence System befinden sich zwei Gear Sequence Valves.

DOOR OPERATED SEQUENCE VALVE

Das Door Operated Sequence Valve wird von der Wing Gear Wheel Well Door betätigt und steuert, wenn das Wing Gear Door FULLY OPEN ist, den Hydraulic Pressure des Systemes No.4 zu dem Uunlock Actuator, den Downlock Actuator und dem Gear Actuator.

Es ist an der Aft Wall des Wing Gear Wheel Wells eingebaut und wird von dem oberen Ende der Wing Gear Radius Rod betätigt.

Die Door Operated Sequence Valves des Nose-, Body- und Wing Gears sind identisch und austauschbar.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Betätigung
 - beim Wing Gear Door FULLY OPEN von der Aft Radius Rod
- Rig Pin für Door Fully Open Position

DOWNLOCK OPERATED SEQUENCE VALVE

Das Wing Gear Downlock Operated Sequence Valve steuert den Hydraulic Pressure des Systemes No.4 auf die CLOSED-Seite des Door Actuators und ist hydraulisch mit dem Uunlock Operated Sequence Valve verbunden.

Das Valve wird betätigt, wenn das Wing Gear DOWN&LOCKED ist. Es befindet sich im oberen Bereich der Upper Wing Gear Side Strut und wird durch einen Striker Arm am Strut betätigt.

Die Downlock Operated Sequence Valves in dem Main Landing Gear Sequence System sind identisch und austauschbar.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Betätigung
 - beim Wing Gear von Upper Side Strut
- ist in der Down Lock Disengaged Position federbelastet
- Rig Pin für Down Lock Engaged Position (Gear Down and Locked)

ULOCK OPERATED SEQUENCE VALVE

Das Wing Gear Uunlock Operated Sequence Valve steuert den Hydraulic Pressure des Systemes No.4 auf die CLOSED-Seite des Door Actuators und ist hydraulisch mit dem Downlock Operated Sequence Valve verbunden.

Das Valve wird betätigt, wenn das Wing Gear UP&LOCKED ist.

Das Wing Gear Uunlock Operated Sequence Valve ist hinter dem Uunlock Hook Mechanism eingebaut und wird von diesem betätigt.

Die Uunlock Operated Sequence Valves in dem Main Landing Gear Sequence System sind identisch und austauschbar.

ZUSAMMENFASSUNG :

- wird vom Up Lock Hook über Crank und Rod betätigt
- ist in der Hook Open Position federbelastet
- Hook Open Position wird durch White Bar im Alignment Slot angezeigt

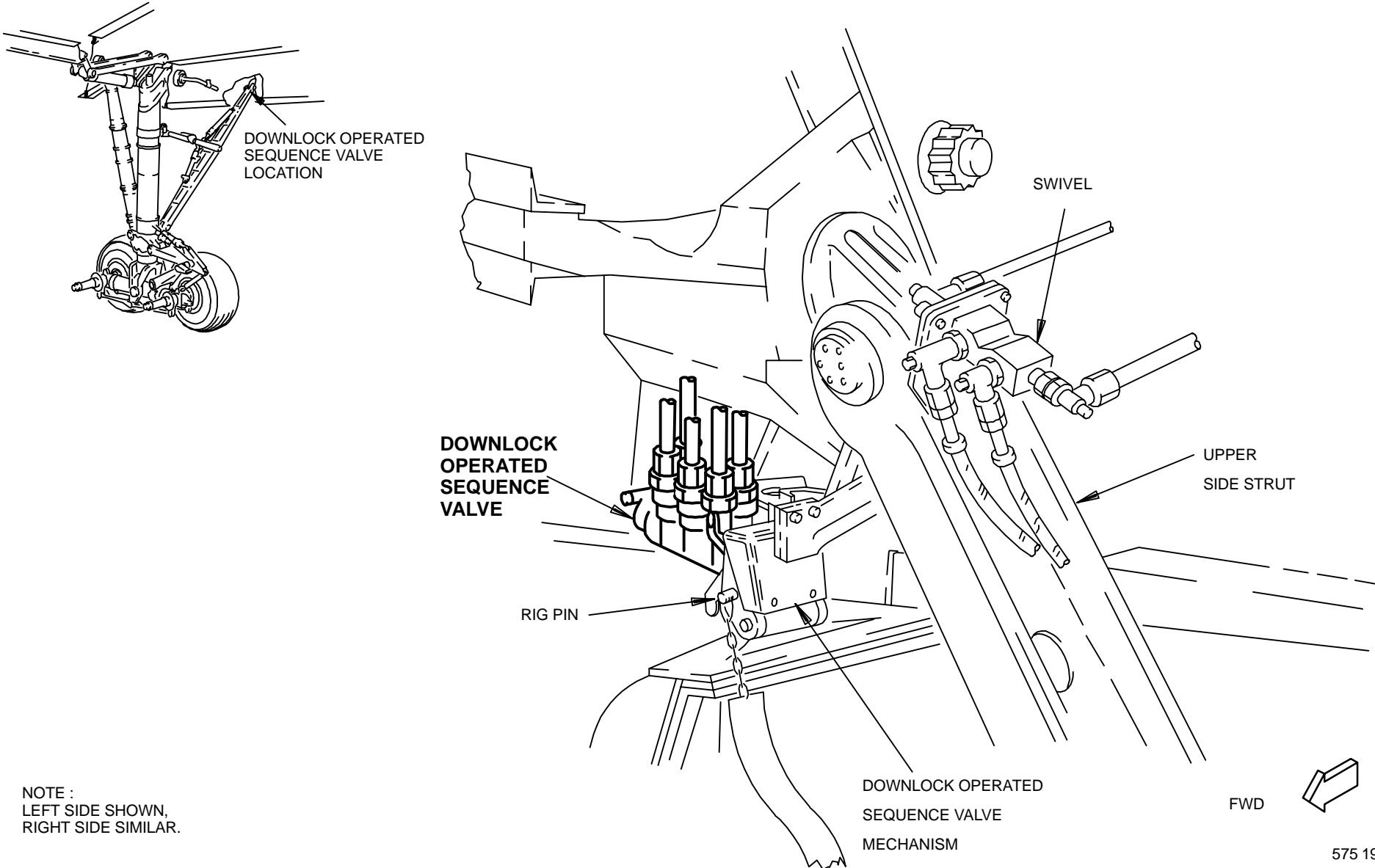


Figure 29 WING GEAR DOWNSHOCK OPERATED SEQUENCE VALVE

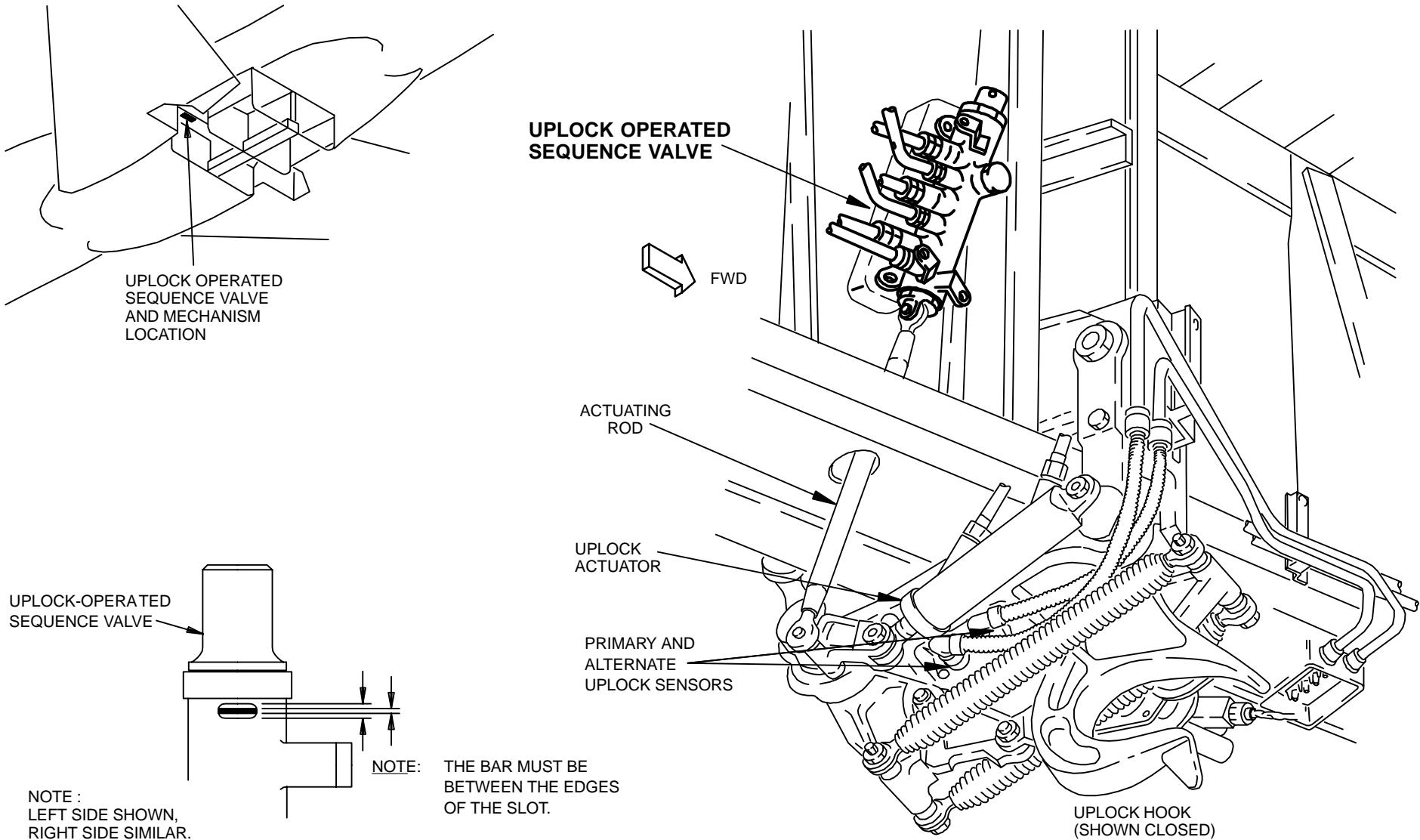


Figure 30 WING GEAR UPLOCK OPERATED SEQUENCE VALVE

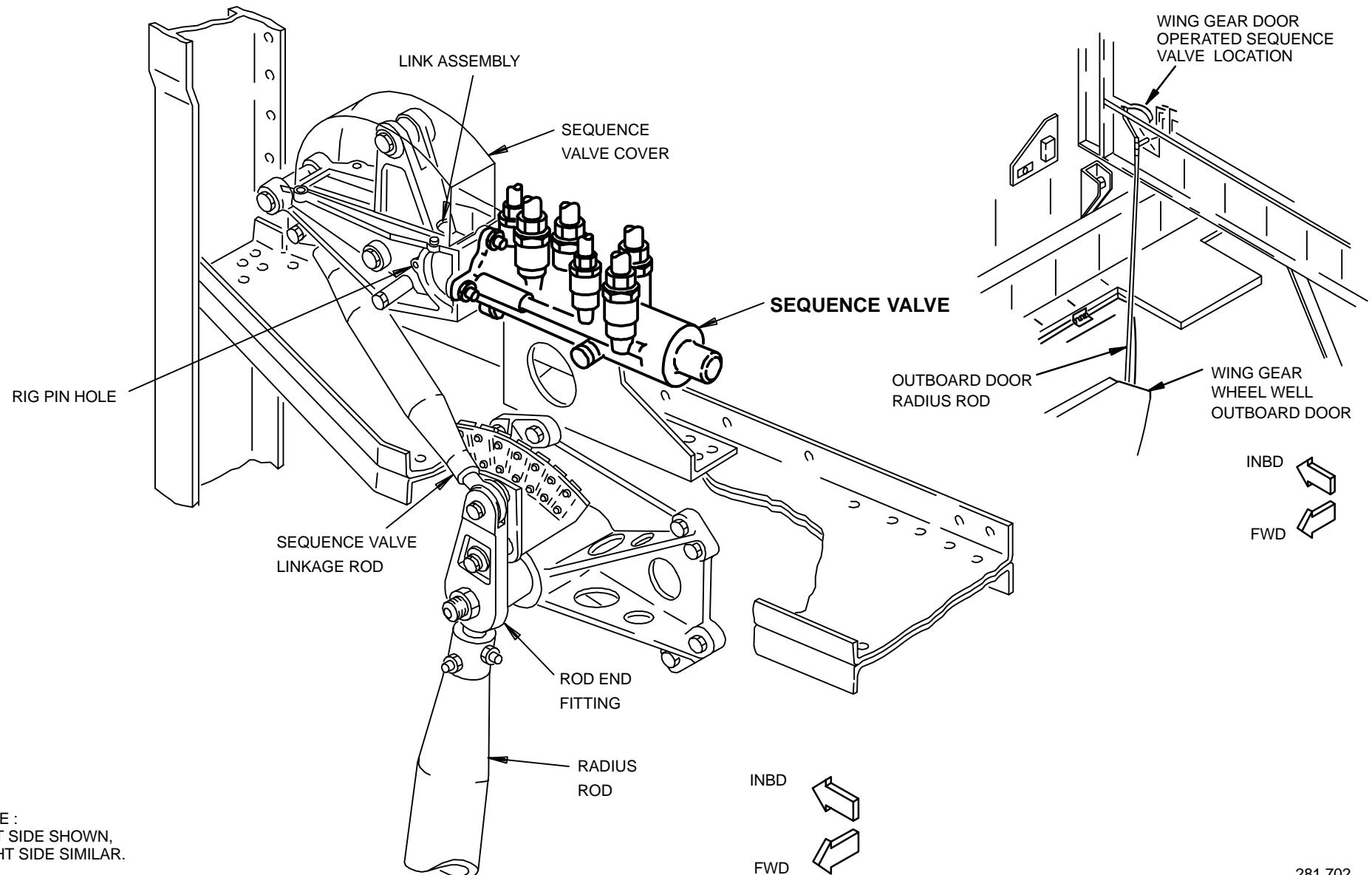


Figure 31 WING GEAR DOOR OPERATED SEQUENCE VALVE



WING GEAR PRESSURE OPERATED RESTRICTOR CHECK VALVE

BESCHREIBUNG

- reduziert die Free Fall Geschwindigkeit bei Wing Gear Alternate Extend dadurch, daß die vom Gear Actuator abfließende Hydraulikflüssigkeit in den Return gedrosselt wird
- Einbaupositionen :
 4. ist für jedes Wing Gear im Wing Gear Wheel Well eingebaut
oder
 5. an dem Rear Spar, neben dem Gear Actuator

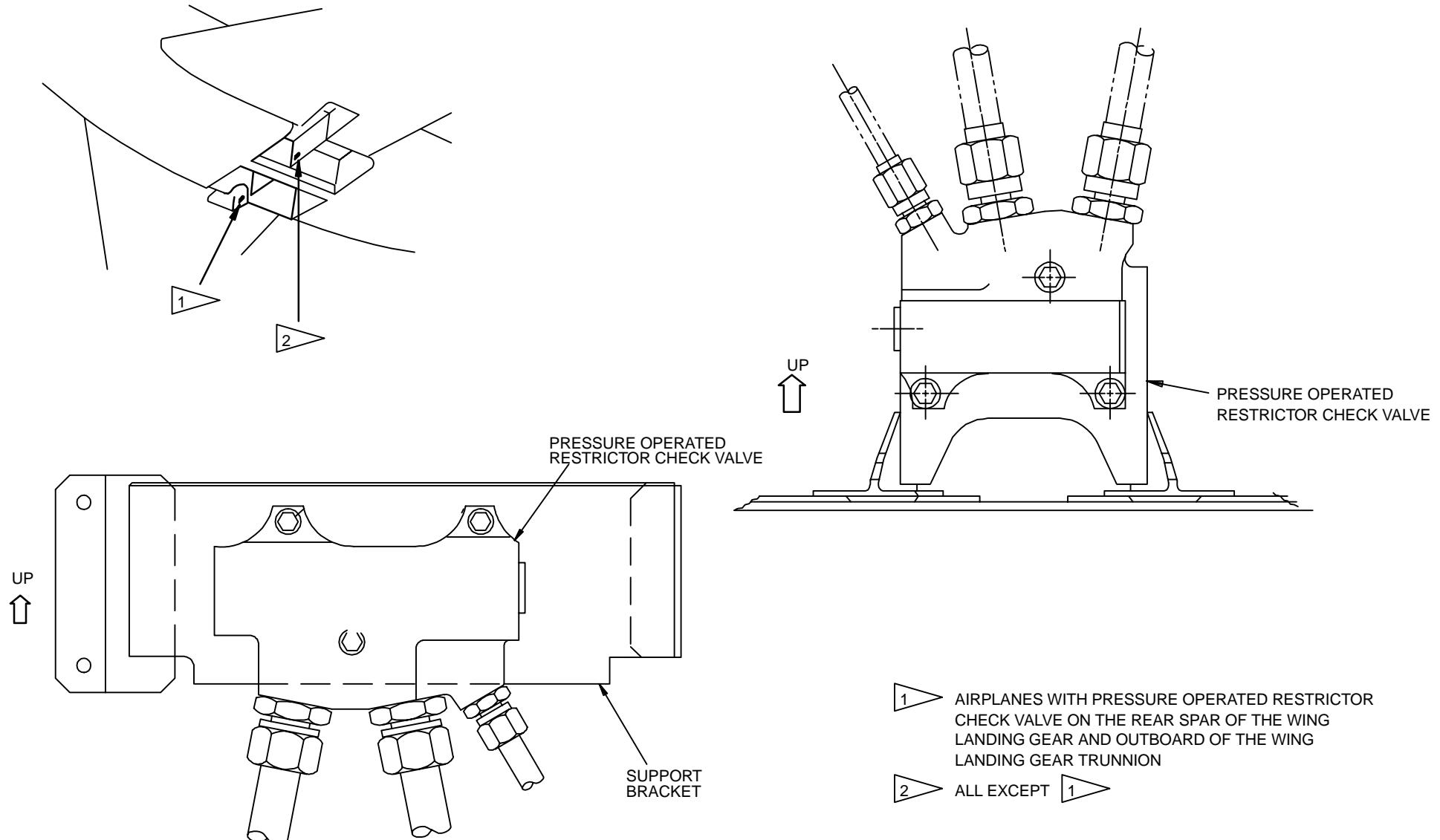


Figure 32 WING GEAR PRESS OPERATED RESTRICTOR CHECK VALVE



BODY GEAR OPERATED SEQUENCE VALVES

GENERAL

Die Sequence Valves werden durch dem Body Gear Wheel Well Door und den Uplock Hook Mechanism betätigt und stellen sicher, daß die Body Gear Landing Gear Sequence für Body Gear EXTEND und RETRACT in der richtigen Reihenfolge funktioniert.

Die Ansteuerung von dem Door Operated Sequence Valve stellt sicher, das die Doors geöffnet sind und das Body Gear ein- bzw. ausgefahren werden kann.

Die Ansteuerung von dem Gear Operated Sequence Valve stellt sicher, daß das Body Gear ein- bzw. ausgefahren ist und die Body Gear Wheel Well Doors wieder geschlossen werden können.

In dem Body Landing Gear Sequence System befinden sich zwei Gear Sequence Valves.

DOWNSHOCK OPERATED SEQUENCE VALVE

Das Body Gear Downlock Operated Sequence Valve steuert den Hydraulic Pressure des Systemes No.1 auf die CLOSED-Seite des Door Actuators und ist hydraulisch mit dem Uplock Operated Sequence Valve verbunden.

Das Valve wird betätigt, wenn das Body Gear DOWN&LOCKED ist. Es befindet sich im oberen Bereich der Upper Body Gear Side Strut und wird durch eine Striker Plate am Strut betätigt.

Die Downlock Operated Sequence Valves in dem Main Landing Gear Sequence System sind identisch und austauschbar.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Betätigung
 - beim Body Gear von Upper Jury Strut
- ist in der Down Lock Disengaged Position federbelastet
- Rig Pin für Down Lock Engaged Position (Gear Down and Locked)

UPLOCK OPERATED SEQUENCE VALVE

Das Body Gear Uplock Operated Sequence Valve steuert den Hydraulic Pressure des Systemes No.1 auf die CLOSED-Seite des Door Actuators und ist hydraulisch mit dem Downlock Operated Sequence Valve verbunden.

Das Valve wird betätigt, wenn das Body Gear UP&LOCKED ist.

Das Body Gear Uplock Operated Sequence Valve ist an der Seite des Uplock Hook Mechanism eingebaut und wird von diesem betätigt.

Die Uplock Operated Sequence Valves in dem Main Landing Gear Sequence System sind identisch und austauschbar.

ZUSAMMENFASSUNG :

- wird vom Up Lock Hook über Crank und Rod betätigt
- ist in der Hook Open Position federbelastet
- Hook Open Position wird durch White Bar im Alignment Slot angezeigt

DOOR OPERATED SEQUENCE VALVE

Das Door Operated Sequence Valve wird von der Body Gear Door betätigt und steuert, wenn das Body Gear Door FULLY OPEN ist, den Hydraulic Pressure des Systemes No.1 zu dem Uplock Actuator, den Downlock Actuator und dem Gear Actuator.

Es ist an der Outboard Wall des Body Gear Wheel Wells eingebaut und wird von einer Linkage, die am Aft End des Outboard Doors befestigt ist, betätigt.

Die Door Operated Sequence Valves des Nose-, Body- und Wing Gears sind identisch und austauschbar.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Betätigung
 - beim Body Gear Door von Sequence Valve Rod
- Rig Pin für Door Fully Open Position

LANDING GEAR EXTENSION AND RETRACTION NORMAL FUNCTION

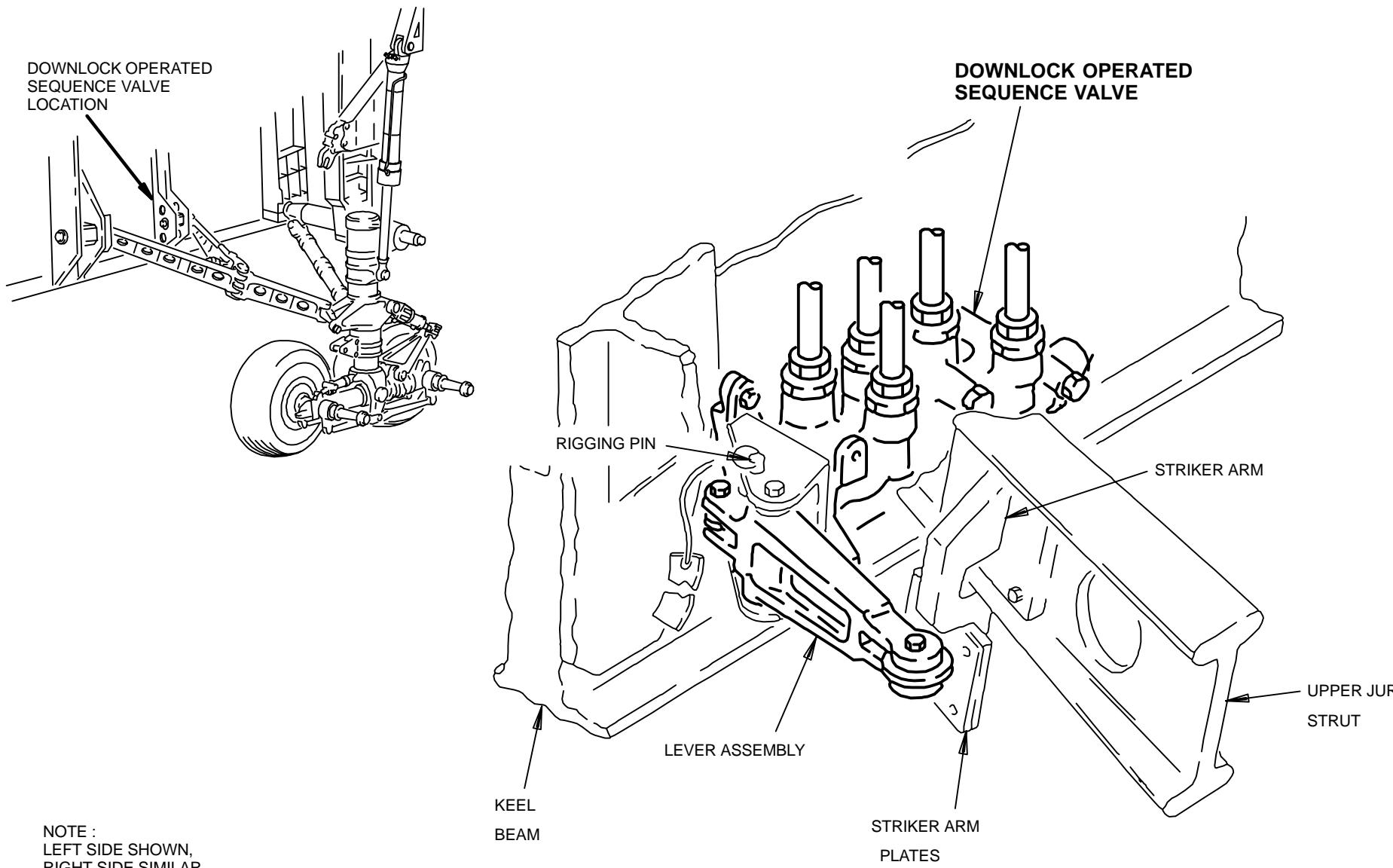


Figure 33 BODY GEAR DOWNLOCK OPERATED SEQUENCE VALVE

LANDING GEAR EXTENSION AND RETRACTION NORMAL FUNCTION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

32 - 30

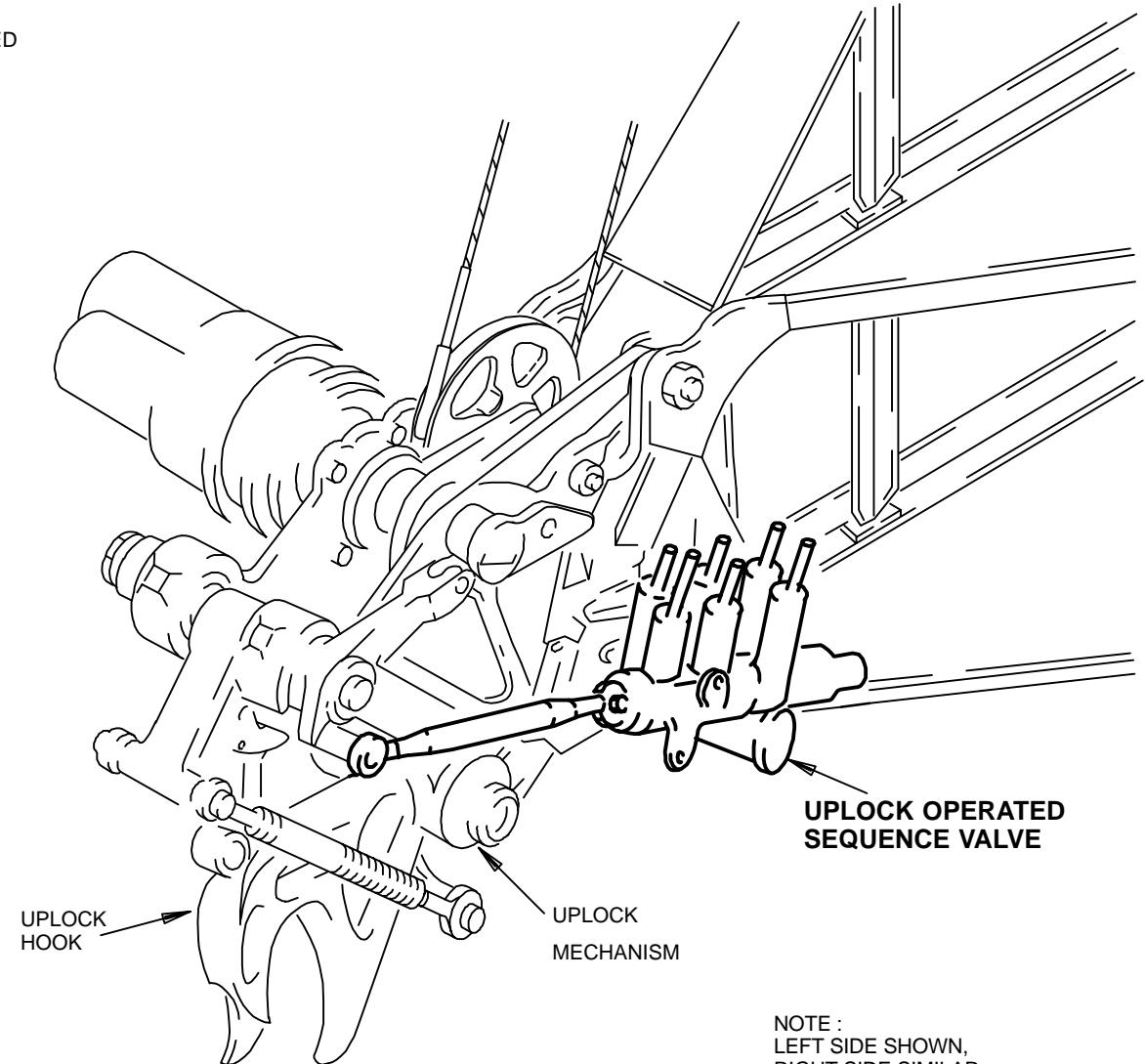
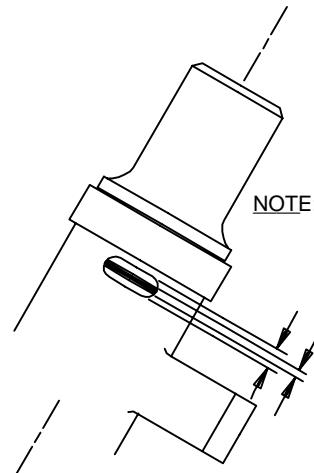
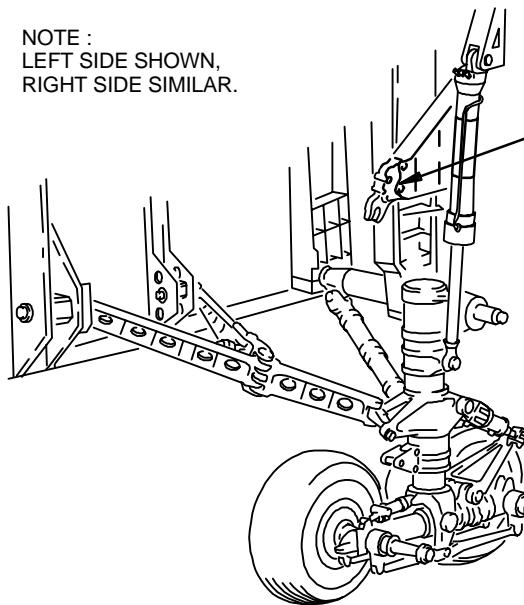
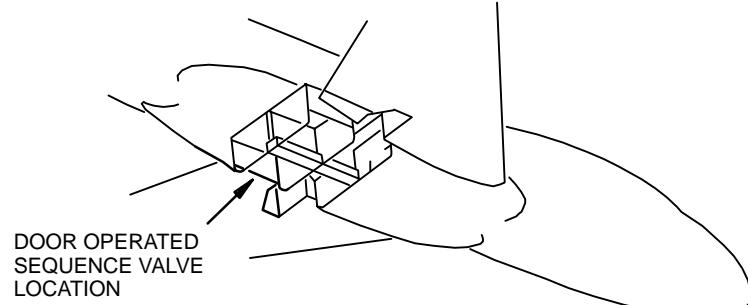
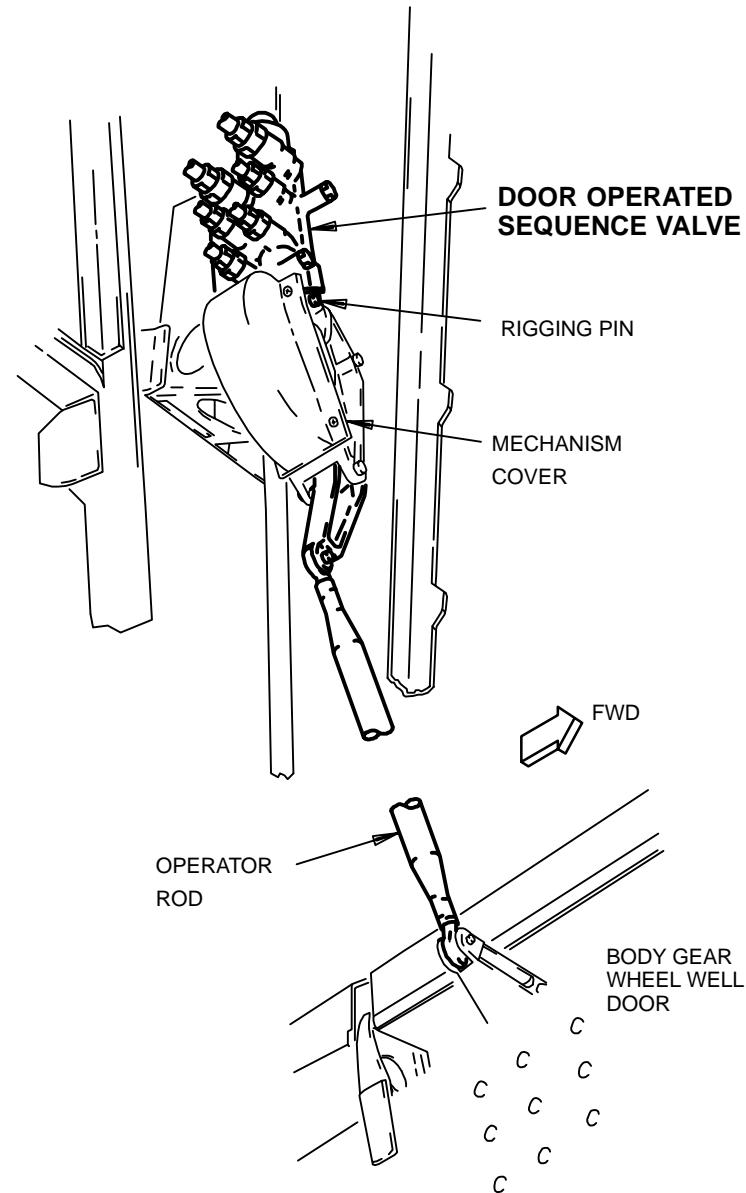


Figure 34 BODY GEAR UPLOCK OPERATED SEQUENCE VALVE



NOTE :
LEFT SIDE SHOWN,
RIGHT SIDE SIMILAR.



283.566

Figure 35 BODY GEAR DOOR OPERATED SEQUENCE VALVE



32 - 30 NORMAL EXTENSION AND RETRACTION

MAIN GEAR DOWN SEQUENCE

BESCHREIBUNG

1. Main Gear mit dem Landing Gear Lever selected DOWN
2. das Nose/Body Gear- und Wing Gear Selector Valve steuert den Hydraulic Pressure des Hydraulic Systemes No.1 bzw. No.4 zu dem Door Actuator für DOOR OPEN und zu dem Downlock Actuator für DOWNLOCK durch
3. der Door Actuator betätigts die Doors nach OPEN
4. der Downlock Actuator ist mit Hydraulic Pressure für DOWNLOCK beaufschlagt
5. das von dem Door gesteuerte Door Operated Sequence Valve steuert bei DOOR OPEN den Hydraulic Pressure zu dem Uplock Actuator für HOOK OPEN und zu dem Gear Actuator für GEAR DOWN durch
6. der Uplock Hook, der Uplock Actuator und das Uplock Operated Sequence Valve bleiben in der HOOK OPEN-Stellung
7. der Gear Actuator fährt das GEAR DOWN
8. das Downlock Operated Sequence Valve wird von dem Gear bei DOWN & LOCKED betätigts und steuert den Hydraulic Pressure zum Door Actuator für DOOR CLOSED durch, gleichzeitig wird der Door OPEN-Pressure weggeschaltet
9. der Door Actuator betätigts das Door nach CLOSED
10. das von dem Door gesteuerte Door Operated Sequence Valve schaltet bei DOOR CLOSED den Hydraulic Pressure zu dem Gear Actuator und Uplock Actuator weg
11. bei Gear DOWN & LOCKED und Landing Gear Lever in DOWN bleiben :
 - der Door Actuator
 - und
 - der Downlock Actuator mit Hydraulic Pressure druckbeaufschlagt
12. wird der Landing Gear Lever in die OFF-Position geschaltet, ist KEIN Bau teil des Landing Gear Extension/Retraction Systemes mehr mit Hydraulic Pressure versorgt.

LANDING GEAR EXTENSION / RETRACTION NORMAL FUNCTION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 2

32 - 30

CONDITION :
 - GEAR DOWN SELECTED
 - GEAR DOWN & LOCKED
 - DOORS CLOSED

NOTE :
 - WING GEAR :
 HYDRAULIC SYSTEM NO.4
 - BODY GEAR :
 HYDRAULIC SYSTEM NO.1

NOTE :
 WING GEAR SHOWN,
 BODY GEAR SIMILAR.

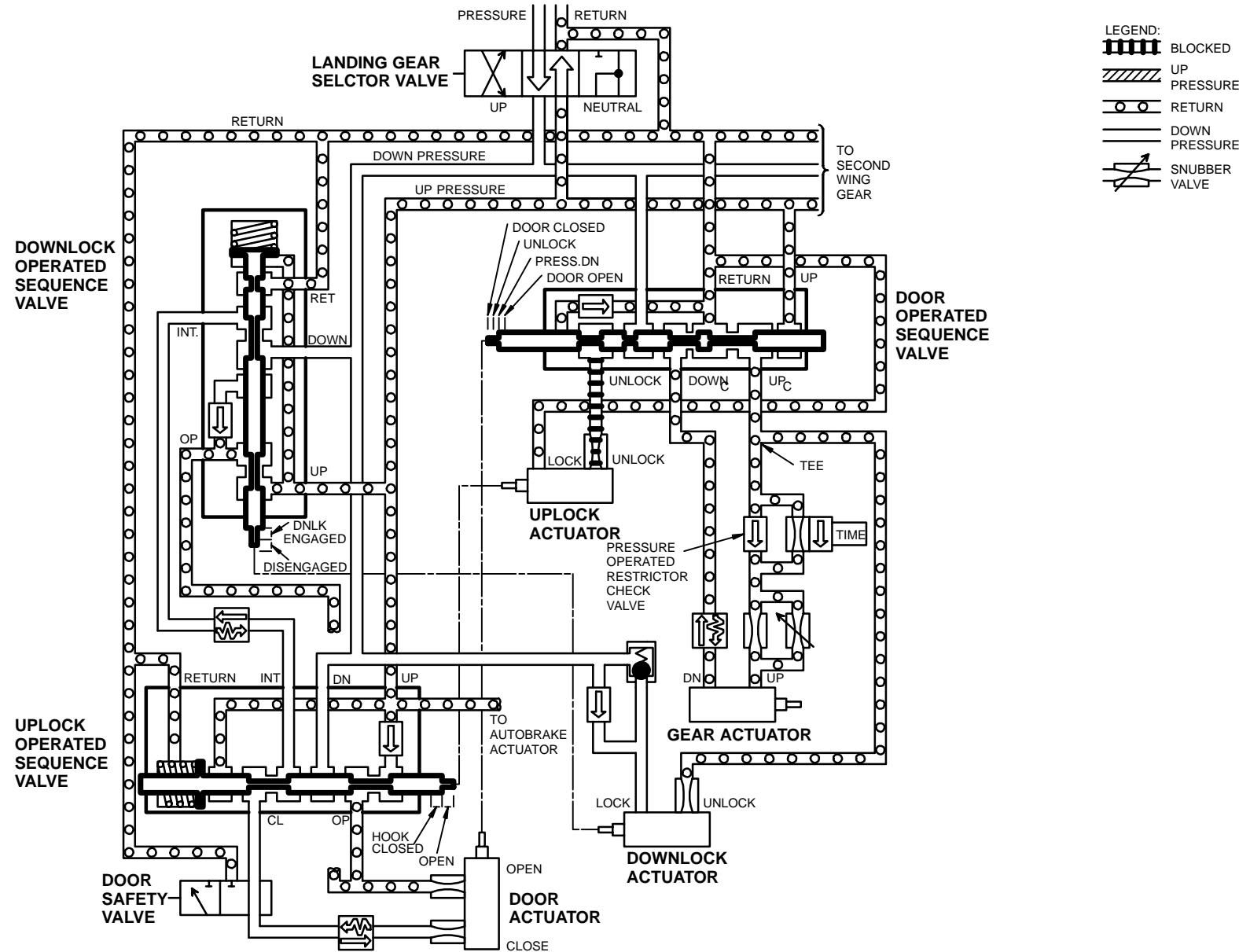


Figure 36 MAIN GEAR DOWN SEQUENCE FLOW DIAGRAM



MAIN GEAR UP SEQUENCE

BESCHREIBUNG

1. Main Gear mit dem Landing Gear Lever selected UP
2. das Nose/Body Gear- and Wing Gear Selector Valve steuert den Hydraulic Pressure des Hydraulic Systemes No.1 bzw. No.4 zu dem Door Actuator für DOOR OPEN durch
3. der Door Actuator betätigts die Doors nach OPEN
4. das von dem Door gesteuerte Door Operated Sequence Valve steuert bei DOOR OPEN den Hydraulic Pressure zu dem Downlock Actuator für UN-LOCKED und zu dem Gear Actuator für GEAR UP durch
5. der Downlock Actuator und das Downlock Operated Sequence Valve bleiben in der UNLOCKED-Stellung
6. der Gear Actuator fährt das GEAR UP
7. das Uplock Operated Sequence Valve wird über den Uplock Hook durch das Gear bei UP & LOCKED betätigts und steuert den Hydraulic Pressure zum Door Actuator für DOOR CLOSED durch, gleichzeitig wird der Door OPEN-Pressure weggeschaltet
8. der Door Actuator betätigts das Door nach CLOSED
9. das von dem Door gesteuerte Door Operated Sequence Valve schaltet bei DOOR CLOSED den Hydraulic Pressure zu dem Gear Actuator und Downlock Actuator weg
10. bei Gear UP & LOCKED und Landing Gear Lever in UP bleiben :
 - nur der Door Actuator mit Hydraulic Pressure druckbeaufschlagt
11. wird der Landing Gear Lever in die OFF-Position geschaltet, ist KEIN Bauteil des Landing Gear Extension/Retraction Systemes mehr mit Hydraulic Pressure versorgt.

LANDING GEAR EXTENSION / RETRACTION NORMAL FUNCTION



CONDITION :
 - GEAR UP SELECTED
 - GEAR UP & LOCKED
 - DOORS CLOSED

NOTE :
 - WING GEAR :
 HYDRAULIC SYSTEM NO.4
 - BODY GEAR :
 HYDRAULIC SYSTEM NO.1

NOTE :
 WING GEAR SHOWN,
 BODY GEAR SIMILAR.

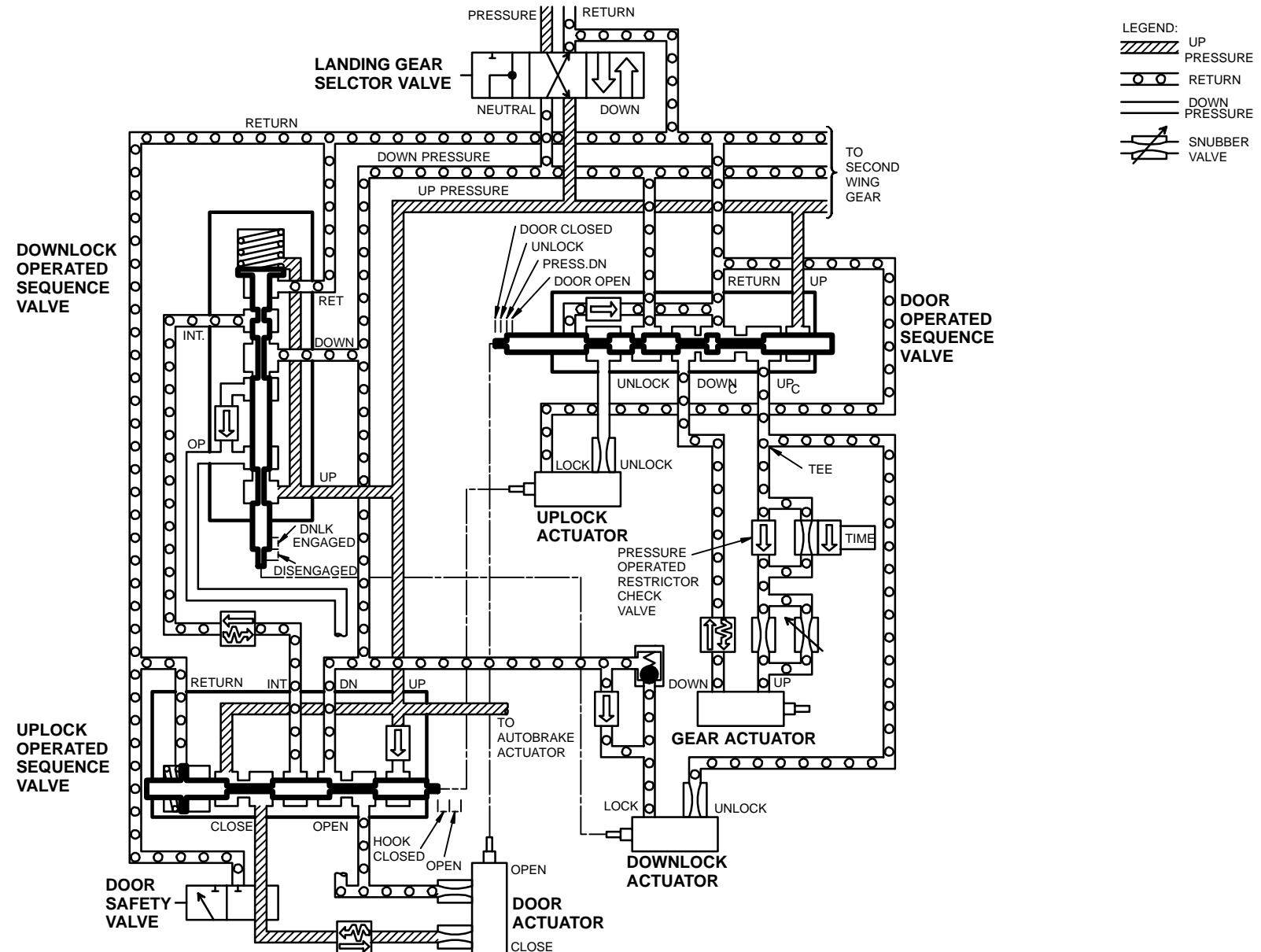


Figure 37 MAIN GEAR UP SEQUENCE FLOW DIAGRAM



NOSE GEAR DOWN SEQUENCE

BESCHREIBUNG

1. Nose Gear mit dem Landing Gear Lever selected nach DOWN
2. das Body/Nose Gear Selector Valve steuert den Hydraulic Pressure des Hydraulic Systemes No.1 zu dem Door Actuator für DOOR OPEN durch
3. der Door Actuator betätigts die Nose Gear Doors nach OPEN
4. das von dem Nose Gear Door gesteuerte Door Operated Sequence Valve steuert bei Nose Gear Door OPEN den Hydraulic Pressure zu dem Lock Actuator für Gear UNLOCKED und zu dem Nose Gear Actuator für GEAR DOWN durch
5. der Lock Actuator entriegelt das Nose Gear, d.h. "UNLOCKED PRESSURE FROM THE UP-POSITION" wird durch die Schwenkbewegung des Nose Gears zum "LOCKED PRESSURE FOR THE DOWN-POSITION"
6. der Nose Gear Actuator betätigts das Nose Gear nach DOWN
7. das Gear Operated Sequence Valve wird von dem Nose Gear bei DOWN & LOCKED betätigts und steuert den Hydraulic Pressure zu dem Door Actuator für Nose Gear Door CLOSED durch
8. der Door Actuator betätigts die Nose Gear Doors nach CLOSED
9. das von dem Nose Gear gesteuerte Door Operated Sequence Valve schaltet bei Nose Gear Doors CLOSED den Hydraulic Pressure zu dem Gear Actuator ab
10. bei Nose Gear DOWN & LOCKED und Landing Gear Lever in der DOWN-Position bleiben :
 - der Lock Actuator
 - und
 - der Nose Gear Door Actuator mit Hydraulic Pressure druckbeaufschlagt
11. wird der Landing Gear Lever in die OFF-Position geschaltet, ist KEIN Bauteil des Landing Gear Extension/Retraction Systemes mehr mit Hydraulic Pressure versorgt.

LANDING GEAR EXTENSION / RETRACTION NORMAL FUNCTION



CONDITION :
 - NOSE GEAR DOWN SELECTED
 - NOSE GEAR DOWN & LOCKED
 - DOORS CLOSED

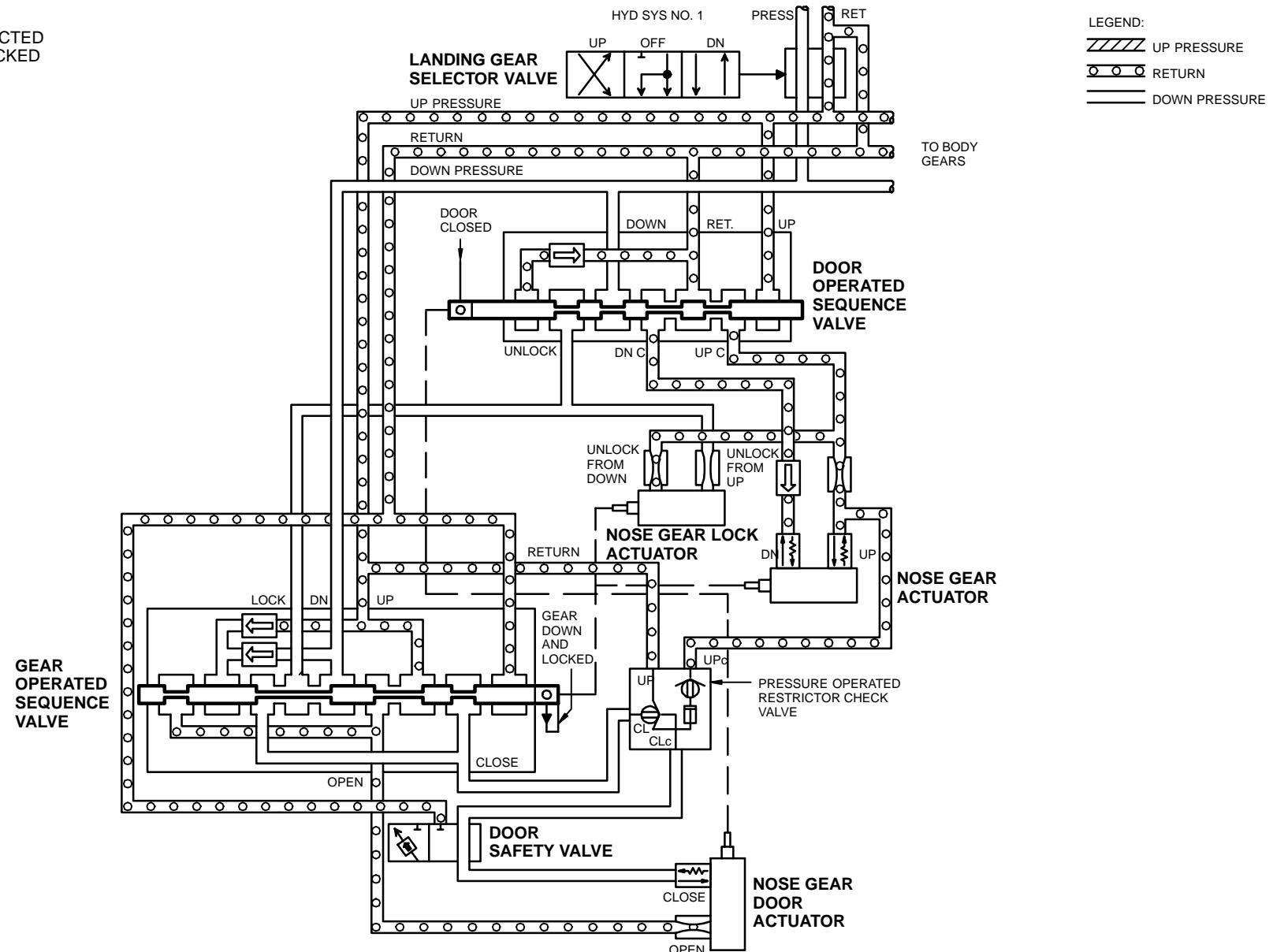


Figure 38 NOSE GEAR DOWN SEQUENCE FLOW DIAGRAM



NOSE GEAR UP SEQUENCE

BESCHREIBUNG

1. Nose Gear mit dem Landing Gear Lever selected nach UP
2. das Body/Nose Gear Selector Valve steuert den Hydraulic Pressure des Hydraulic Systemes No.1 zu dem Door Actuator für DOOR OPEN durch
3. der Door Actuator betätigts die Nose Gear Doors nach OPEN
4. das von dem Nose Gear Door gesteuerte Door Operated Sequence Valve steuert bei Nose Gear Door OPEN den Hydraulic Pressure zu dem Lock Actuator für Gear UNLOCKED und zu dem Nose Gear Actuator für GEAR UP durch
5. der Lock Actuator entriegelt das Nose Gear, d.h. "UNLOCKED PRESSURE FROM THE DOWN-POSITION" wird durch die Schwenkbewegung des Nose Gears zum "LOCKED PRESSURE FOR THE UP-POSITION"
6. der Nose Gear Actuator betätigts das Nose Gear nach UP
7. das Gear Operated Sequence Valve wird von dem Nose Gear bei UP & LOCKED betätigts und steuert den Hydraulic Pressure zu dem Door Actuator für Nose Gear Door CLOSED durch
8. der Door Actuator betätigts die Nose Gear Doors nach CLOSED
9. das von dem Nose Gear gesteuerte Door Operated Sequence Valve schaltet bei Nose Gear Doors CLOSED den Hydraulic Pressure zu dem Gear Actuator ab
10. bei Nose Gear UP & LOCKED und Landing Gear Lever in der UP-Position bleiben :
 - nur der Nose Gear Door Actuator mit Hydraulic Pressure druckbeaufschlagt
11. wird der Landing Gear Lever in die OFF-Position geschaltet, ist KEIN Bauteil des Landing Gear Extension/Retraction Systemes mehr mit Hydraulic Pressure versorgt.

LANDING GEAR EXTENSION / RETRACTION NORMAL FUNCTION



CONDITION :
 - NOSE GEAR UP SELECTED
 - NOSE GEAR UP & LOCKED
 - DOORS CLOSED

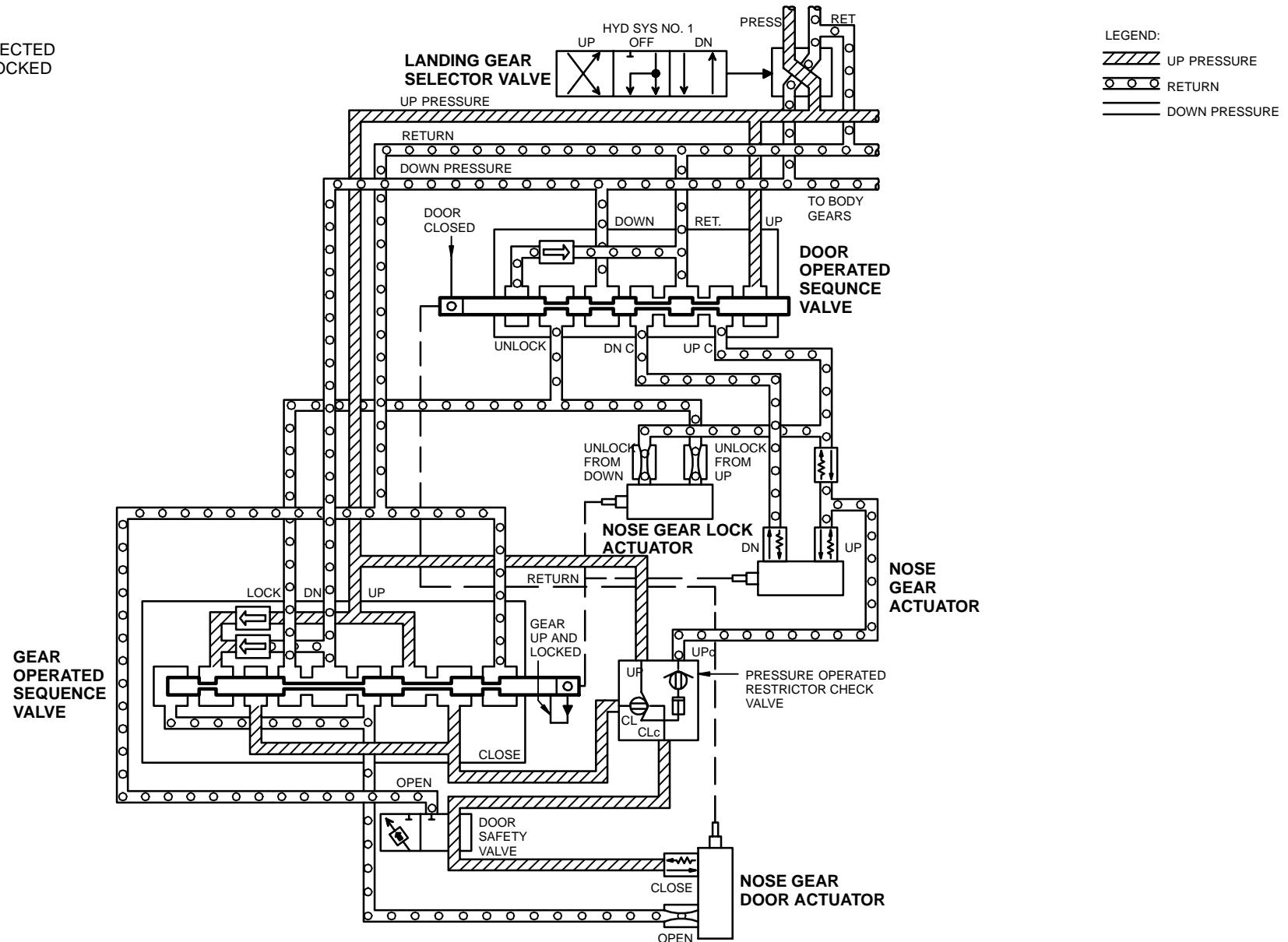


Figure 39 NOSE GEAR UP SEQUENCE FLOW DIAGRAM



ALTERNATE EXTENSION

BODY- AND NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION SEQUENCE

ALTN GEAR EXTEND NOSE/BODY - Button : PUSH IN

1. Auf dem Main EICAS Display erfolgt die Expanded Indication (jedes Gear wird einzeln angezeigt) für die Gears (Siehe Indication)
2. Der Electric Actuator (Motor) wird angesteuert und der Alternate Extension Mechanism (Alternate Extension Drive Unit beim Nose Gear) wird betätigt
3. Der Alternate Extension Mechanism betätigt zuerst das Differential und dadurch wird zunächst das Door Safety Valve angesteuert, d.h. die Door Closed Pressure Line wird geschlossen und die Door Actuator Close Seite wird mit Return verbunden.
4. Anschließend wird der im Door Actuator eingebaute Unlock Mechanism betätigt, d.h. der Door Actuator wird entriegelt und die Door bewegt sich im Free Fall nach Open.
5. Danach wird der Uplock Hook (Lock Mechanism beim Nose Gear) nach Unlock betätigt, das Gear wird entriegelt und bewegt sich im Free Fall nach Down.
6. Der Electric Actuator läuft weiter und stellt dabei das Door Safety Valve und den Door Actuator Unlock Mechanism wieder nach Normal zurück und wird anschließend durch den Internal Limit Switch (External Limit Switch beim Nose Gear) abgeschaltet.

ALTN GEAR EXTEND NOSE/BODY - Button : PUSH OUT

7. Die Stromversorgung für den Electric Actuator (Motor) wird weggeschaltet.
8. Auf dem Main EICAS Display erfolgt wieder die Normal Indication (alle Gears in einem Symbol) für die Gears (Siehe Indication)

WING GEAR ALTERNATE EXTENSION SEQUENCE

ALTN GEAR EXTEND WING - Button : PUSH IN

1. Auf dem Main EICAS Display erfolgt die Expanded Indication (jedes Gear wird einzeln angezeigt) für die Gears (Siehe Indication)
2. Der Electric Actuator (Motor) wird über den Door Unlock Switch angesteuert und der Alternate Extension Mechanism betätigt das Differential zur Door Entriegelung.
3. Wenn der Door entriegelt wurde, schaltet der Door Unlock Switch die Stromversorgung zum Electric Actuator ab.
4. Das Door bewegt sich im Free Fall nach Open.
5. Bei ca.50% Door Open schließt der Door Open Switch (Door Switch ist geschlossen zwischen > 50% Open und Full Open).
6. Der Electric Actuator läuft wieder an und betätigt den den Uplock Hook nach Unlock, d.h. das Gear bewegt sich in Free Fall nach Down.
7. Der Electric Actuator läuft weiter und stellt dabei das Door Safety Valve und den Door Actuator Unlock Mechanism wieder nach Normal zurück und wird anschließend durch den Internal Limit Switch abgeschaltet.

ALTN GEAR EXTEND WING - Button : PUSH OUT

8. Die Stromversorgung für den Electric Actuator (Motor) wird weggeschaltet.
9. Auf dem Main EICAS Display erfolgt wieder die Normal Indication (alle Gears in einem Symbol) für die Gears (Siehe Indication)

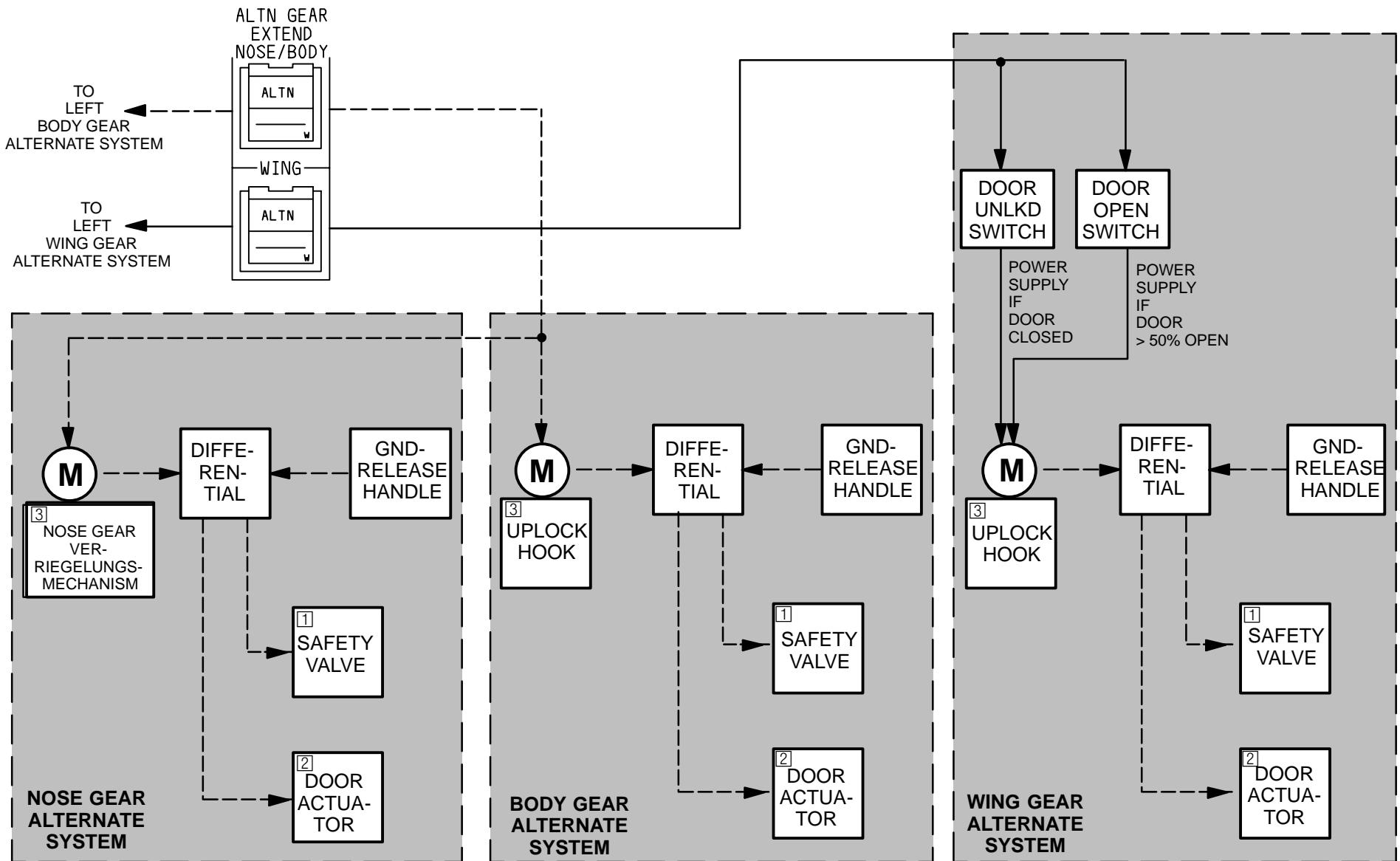


Figure 40 ALTERNATE EXTENSION SCHEMATIC



LANDING GEAR LEVER MODULE

BESCHREIBUNG

LANDING GEAR LEVER

- dient zum hydraulischen Fahren der Wheel Well Doors und Gears
- ist in jeder Position verrastet
- **OFF:**
Hydraulic Versorgung zum Gear Hydraulic System ist abgeschaltet
 - ausser den Tilt Actuators

NOTE: *Kein Bauteil in dem Gear Sequence System ist mehr druckversorgt!*

- **DOWN :**
Hydraulic Pressure ist für Gear Down durchgeschaltet

NOTE: *Door Actuator und Downlock Actuator in dem Gear Sequence System sind druckversorgt!*

- **UP :**
Hydraulic Pressure ist für Gear Up durchgeschaltet
 - Position ist durch Lever Lock Mechanism gesperrt, wenn Gears NOT TILT oder Body Gear Steering NOT LOCKED

NOTE: *Nur der Door Actuator in dem Gear Sequence System ist druckversorgt!*

LEVER LOCK OVERRIDE BUTTON

- löst die Lever Sperre, wenn das Lever Lock Solenoid nicht von der Proximity Switch Electronic Unit (PSEU) angesteuert wurde, d.h. ein Fehler liegt in dem TILT-System und/oder Body Gear Steering Actuator LOCK-System vor.

ALTERNATE GEAR EXTEND PUSH BUTTON

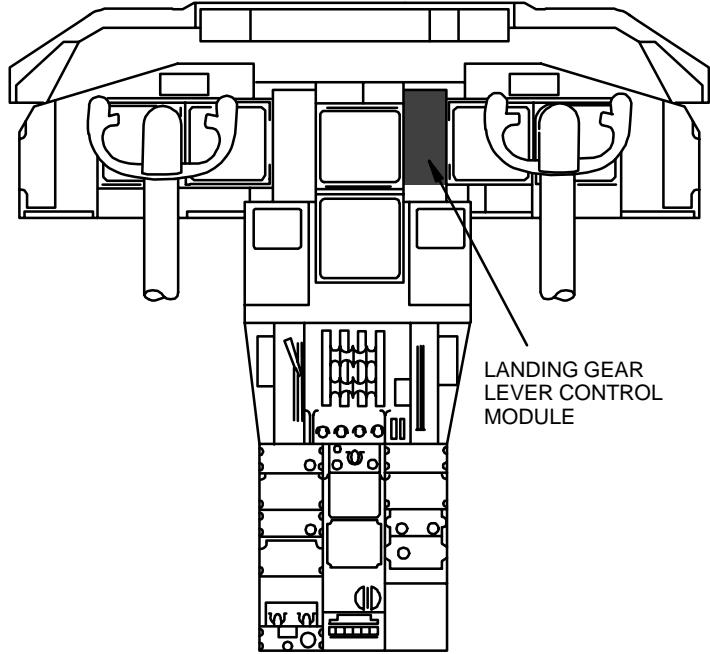
- dienen zum Ansteuern des Alternate Extension Systems
 - **UPPER SWITCH :**
Nose- and Body Gear Alternate System
 - **LOWER SWITCH :**
Wing Gear Alternate System
- sind mit einer Kappe gesichert

LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
B 1
32 - 30



LANDING GEAR CONTROL
HANDLE MODULE, P2-3

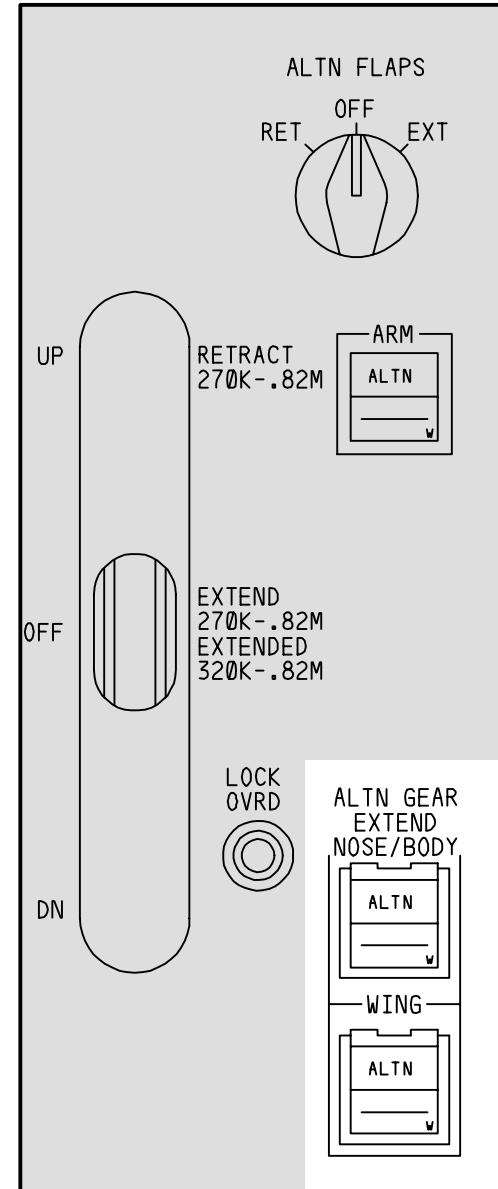


Figure 41 LANDING GEAR LEVER MODULE



NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION SCHEMATIC

FUNKTIONS BESCHREIBUNG

Das Nose Gear Alternate Extension System wird durch den Nose-/Body Gear Alternate Extension Switch auf dem Pilots Panel P2-3 ausgelöst.

Wenn der Electric Actuator angesteuert wurde, wird als **Erstes** das Door Safety Valve über das Cable und Crank System nach OFF angesteuert. Dadurch ist der Door Actuator mit Return verbunden.

Als **Zweites** wird über eine Rod und Cranks der Door Actuator mechanisch entriegelt und die Doors können durch ihr Eigengewicht öffnen.

Als **Drittes** wird der Uplock Mechanism mechanisch betätigt, entriegelt und das Nose Gear fällt durch sein Eigengewicht in den Luftstrom und wird durch die Bungees in der DOWN und LOCKED - Position verriegelt.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Nose/Body Gear Alternate Extension Switch : PUSHED
- Electric Actuator : ROTATES
- Spring Strut
- Quadrat No.1
- Quadrat No.4
- Door Safety Valve : OFF
- Door Actuator : UNLOCKED
- Doors : OPEN
- Gear Unlocked Mechanism : UNLOCKED
- Gear : DOWN

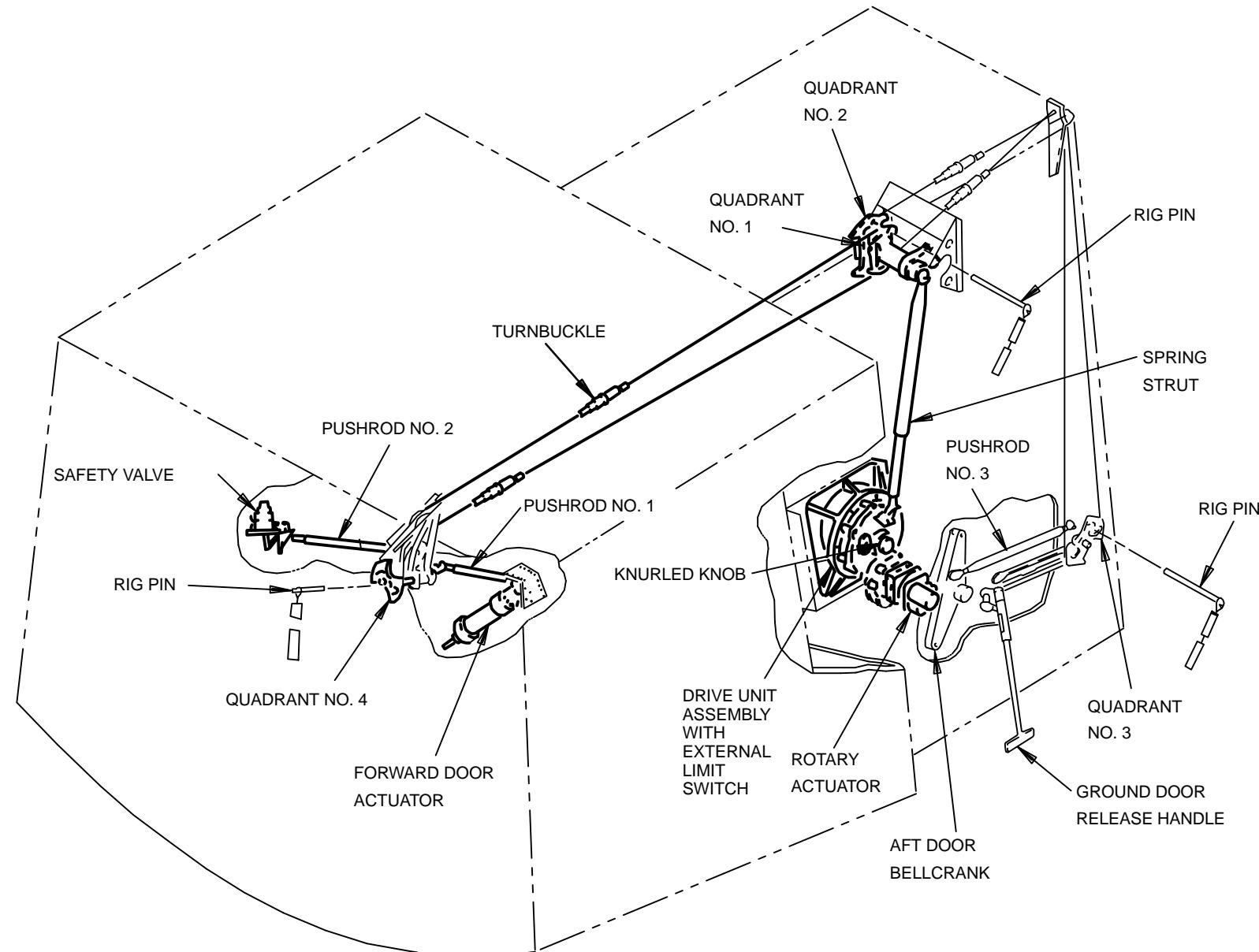


Figure 42 NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION OVERVIEW

320 694



MAIN GEAR ALTERNATE EXTENSION SCHEMATIC

FUNKTIONS BESCHREIBUNG

BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION SYSTEM

Das Body Gear Alternate Extension System wird durch den Nose-/Body Gear Alternate Extension Switch auf dem Pilots Panel P2-3 ausgelöst.

Wenn der Electric Actuator angesteuert wurde, wird als **Erstes** das Door Safety Valve am Module Assembly über das Cable und Crank System nach OFF angesteuert. Dadurch ist der Door Actuator mit Return verbunden.

Als **Zweites** wird über eine Cam und Roller der Door Actuator mechanisch entriegelt und die Doors können durch ihr Eigengewicht öffnen.

Als **Drittes** wird der Uplock Hook mechanisch über einen Cam und Roller entriegelt und das Body Gear fällt durch sein Eigengewicht in den Luftstrom und wird durch die Bungees in der DOWN und LOCKED - Position verriegelt.

FUNKTIONS BESCHREIBUNG

WING GEAR ALTERNATE EXTENSION SYSTEM

Das Wing Gear Alternate Extension System wird durch den Wing Gear Alternate Extension Switch auf dem Pilots Panel P2-3 ausgelöst.

Wenn der Electric Actuator angesteuert wurde, wird als **Erstes** das Door Safety Valve am Module Assembly über das Cable und Crank System nach OFF angesteuert. Dadurch ist der Door Actuator mit Return verbunden.

Als **Zweites** wird über eine Cam und Roller der Door Actuator mechanisch entriegelt und die Doors können durch ihr Eigengewicht öffnen.

- Wenn das Wing Gear die Open - Position verlässt, öffnet der Door Unlock Switch und unterbricht die Stromversorgung zum Electric Actuator.
- Wenn das Wing Gear Door die ca.50% Open - Position erreicht hat, wird der Electric Actuator wieder über den Open Switch eingeschaltet.

Als **Drittes** wird der Uplock Hook mechanisch über einen Cam und Roller entriegelt und das Body Gear fällt durch sein Eigengewicht in den Luftstrom und wird durch die Bungees in der DOWN und LOCKED - Position verriegelt.

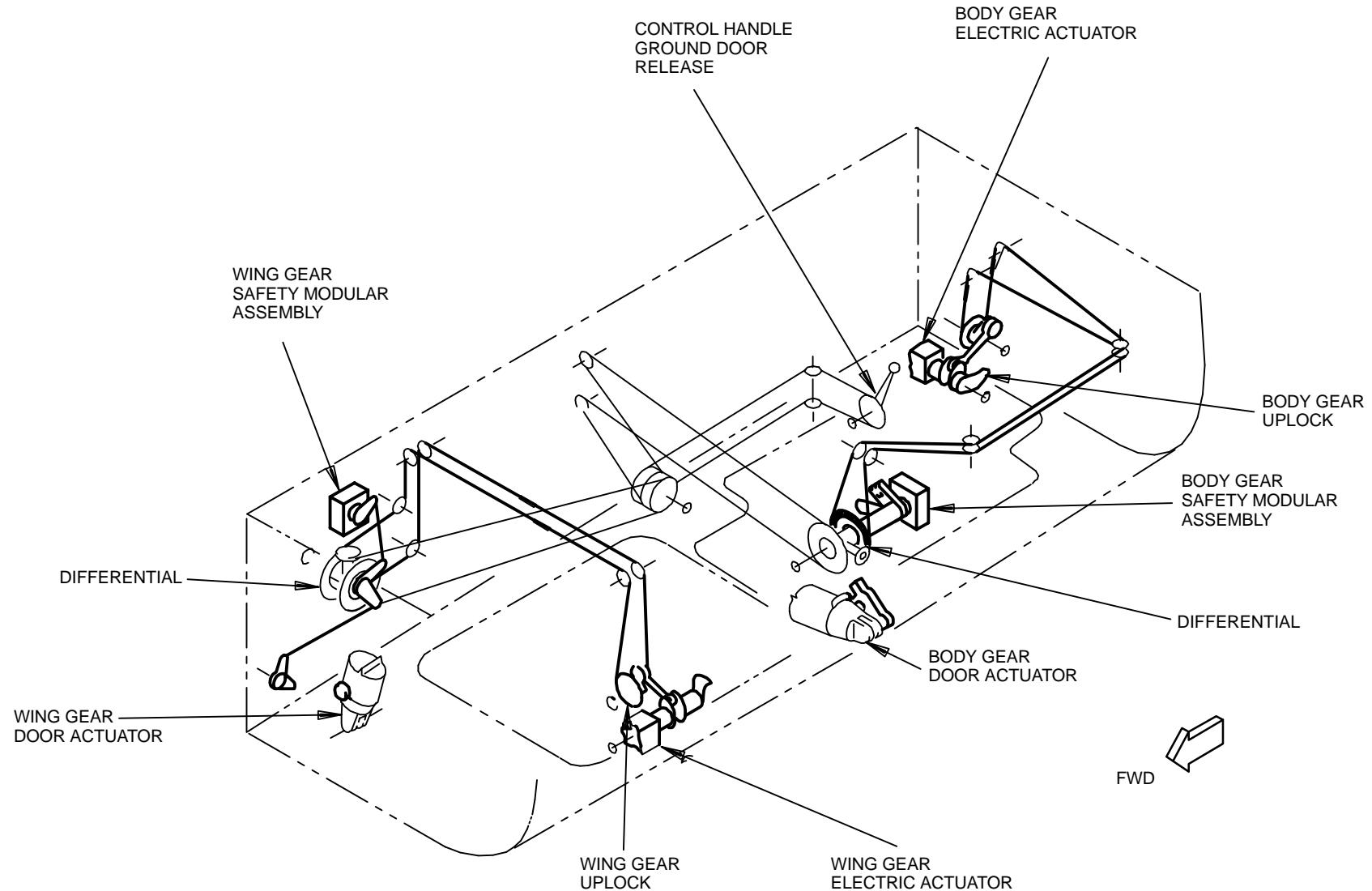


Figure 43 MAIN GEAR ALTERNATE EXTENSION OVERVIEW

284 891



NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION ELECTRIC ACTUATOR

GENERAL

Das Nose Gear Alternate Extension System besteht aus einem Electric Actuator und einem Gear Drive mit angeschlossener Linkage zum Entriegeln der Doors und des Nose Gears.

Die Gearbox betätigt einen Drive Shaft, um den Nose Gear Unlock Mechanism, das Cable System und die Nose Gear Doors zu entriegeln.

Das Nose Gear Alternate Extension System wird durch Betätigen des Nose-/Body Gear Alternate Extension Switches auf dem Pilots Panel P2-3 ausgelöst.

ELECTRIC ACTUATOR

Der Electric Actuator arbeitet mit 115V AC bei 12 000 RPM. Der Electric Actuator ist auf der Gearbox befestigt und stellt die Funktion zum Entriegeln der Doors und des Gears bereit.

Jeder Electric Actuator ist über einen Circuit Breaker auf dem P 6-4 C 28 - 32 abgesichert.

GEARBOX

Die Gearbox ist auf der Left Side des Nose Landing Gear Bulkhead eingebaut und über das Main Equipment Center (MEC) erreichbar. Die Gearbox wird von dem Electric Actuator betätigt und entriegelt das Nose Gear und die Nose Gear Doors.

EXTERNAL LIMIT SWITCH

Der External Limit Switch schaltet den Alternate Electric Motor nach einer vollen Umdrehung an dem Differential Gear ab, wobei der Electric Actuator zweieinhalb Umdrehungen ausgeführt hat. Aus diesem Grund kann der Internal Limit Switch des Electric Actuators nicht genutzt werden.

ZUSAMMENFASSUNG :

Nose Gear Alternate Extend Drive Unit

- betätigt bei Electrical Actuator Ansteuerung zunächst über Spring Rod, Differential Quadrants und Valve Rod bzw. Actuator Rod das Door Safety Valve und den im Door Actuator eingebauten Release Mechanism
- betätigt danach den Lock Shaft für Gear Unlock
- stellt danach Door Safety Valve, Door Release Mechanism und Lock Shaft nach OFF

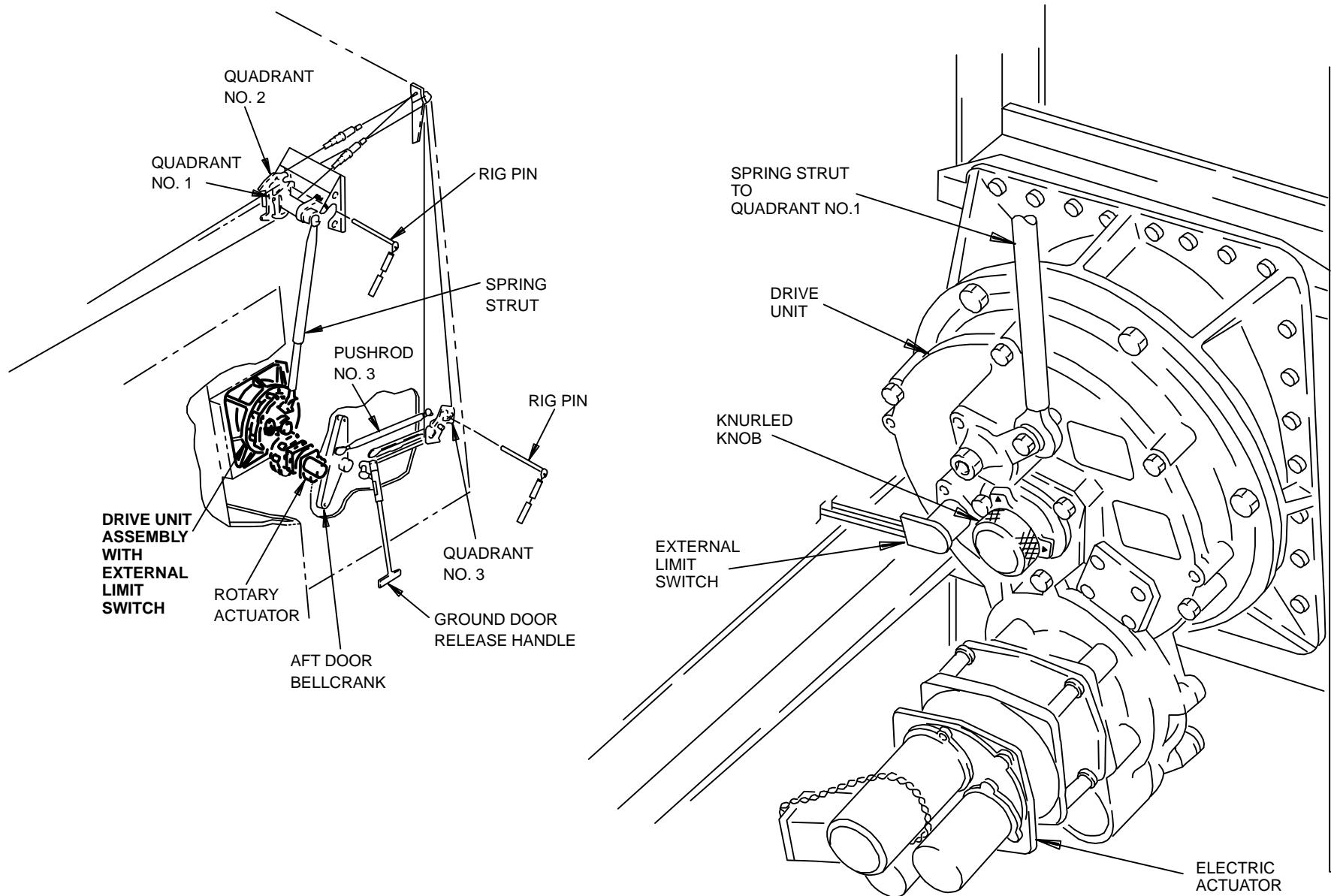


Figure 44 NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION ELECTRIC ACTUATOR



NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS

UNLOCK MECHANISM

- der Lever wird durch den Quadranten betätigt
- *Crank* :
 - ist an dem Lever gelagert
 - wird durch eine Spring an dem Lever Stop gehalten

NOSE GEAR DOOR ACTUATOR

Der Nose Gear Door Actuator ist in der Door Closed - Position mechanisch verriegelt.

- *Crank* :
 - betätigt den Internal Unlock (Release) Mechanism
 - Overtravel (Spiel) ist notwendig, damit zuerst das Door Safety Valve betätigt wird
 - muß in der normal Position im Overtravel Bereich stehen

NOSE GEAR SAFETY VALVE

Das Nose Gear Door Safety Valve (Modular Assembly) ist in dem Nose Gear Wheel Well eingebaut.

Es ist in der Hydraulic Line zwischen dem Nose Gear Door Actuator und dem Nose Gear Door Operated Sequence Valve eingebaut.

Das Nose Gear Door Safety Valve verbindet im Fall von Alternate Gear Extension oder Ground Door Release Handle Betätigung den Nose Gear Door Actuator mit Return.

Normal (ON) - Position ist durch einen Pointer am Crank und einer Markierung am Gehäuse gekennzeichnet.

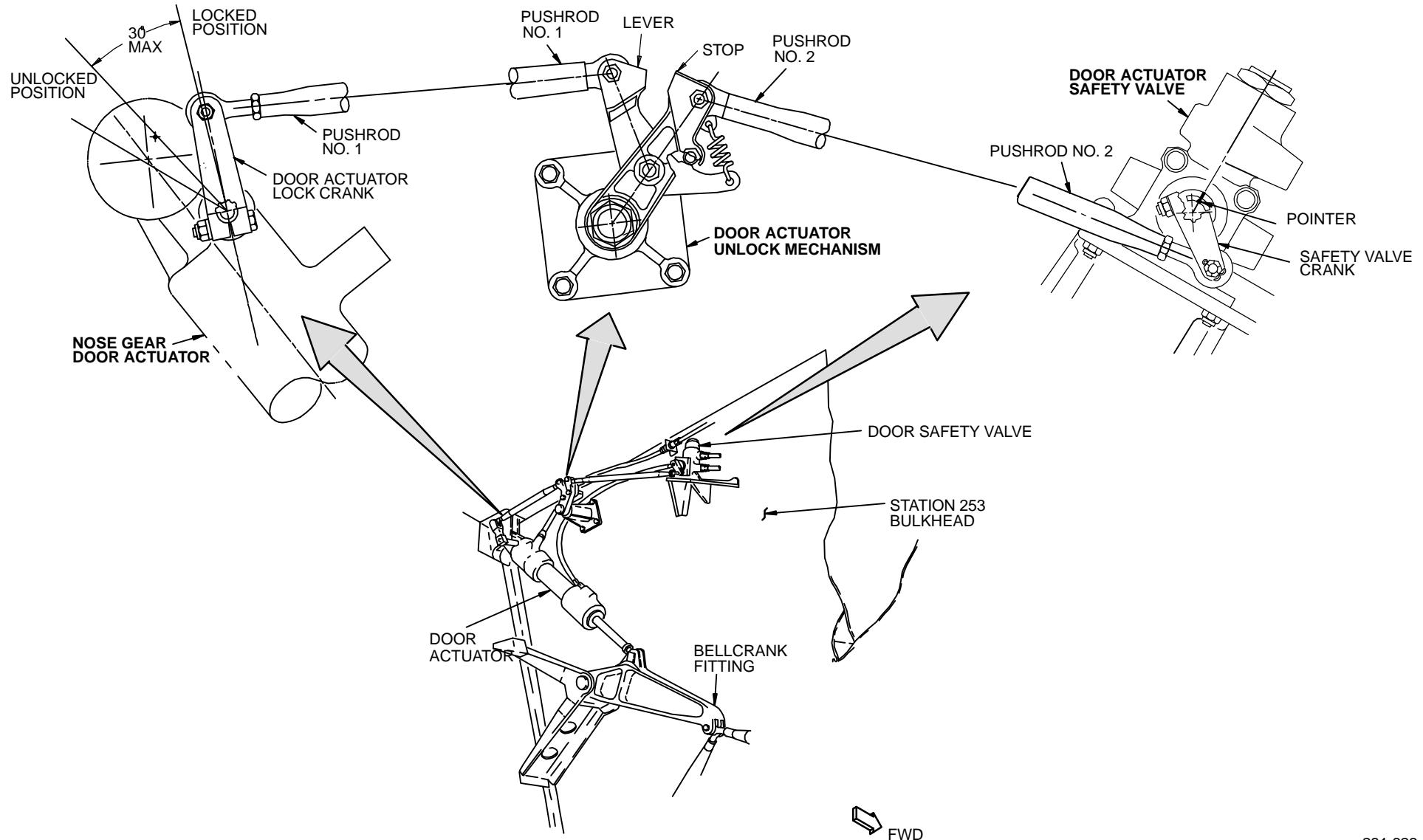


Figure 45 NOSE GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS



BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS

ELECTRIC ACTUATOR

Der Electric Actuator arbeitet mit 115V AC bei 12 000 RPM. Der Motor betätigt über ein Seilsystem das Door Safety Valve, den Door Actuator und über den Gear Lock Release Cam den Uplock Hook.

Nach einer vollen Umdrehung wird der Motor automatisch, durch einen Internal Limit Switch abgeschaltet. Identische Electric Actuators befinden sich an allen Gears.

Jeder Electric Actuator ist über einen Circuit Breaker auf dem P 6-4 C 28 - 32 abgesichert.

BODY GEAR UPLOCK MECHANISM

Der Body Gear Uplock Mechanism verriegelt das Body Gear in der UP & LOK-KED - Position.

Jeder Uplock Mechanism besteht aus :

- einem Hook
- einem Uplock Actuator
- einem Electric Actuator
- zwei Bungee Springs
- einem Release Cam, Follower und einem Seilsystem für das Alternate Gear Extension System.

Ein Primary- und Alternate Uplock Switch hinter dem Uplock Hook, wird durch ein Target, welches in Verbindung mit dem Uplock Hook steht, betätigt.

Das Alternate Release System öffnet den Uplock Hook, wenn kein Hydraulic Pressure zur Verfügung steht, indem der Electric Actuator den Release Cam und den Follower betätigt. Zur gleichen Zeit wird der Door Opening Cam und der Follower Mechanism angesteuert, das angeschlossene Seilsystem entriegelt den Door Actuator.

DIFFERENTIAL

Das Alternate Electrical Gear Extension System und das Manual Ground Door Release Handle betätigen das Door Safety Valve und entriegeln den Door Actuator mechanisch. Der Electric Actuator betätigt auch den Gear Uplock Mechanism nach OPEN, dies geschieht nicht bei Ground Door Release Handle Operation. Damit das Ground Door Release Handle betätigt werden kann, ohne das der Uplock Mechanism mitbetätigt wird, ist ein Differential an beiden Gears eingebaut. Dieses erlaubt die gemeinsame Betätigung des Door Safety Valves und des Door Unlock Mechanism. In jedem Gear System ist ein Door Safety Valve (Module Assembly) installiert, welches mit dem Gear Actuator verbunden ist. Bei Normal Operation strömt die Hydraulic von dem Sequence Valve zu dem Door Actuator Closed Port. In der Alternate Extension - Mode wird das Valve mechanisch in die OFF - Position umgeschaltet, blockiert den Pressure Port von dem Sequence Valve und verbinden gleichzeitig die CLOSE - Seite des Door Actuators mit dem Return System. Dadurch kann die Hydraulic Fluid im Door Free Fall aus dem Door Actuator abströmen.

BODY GEAR DOOR ACTUATOR

Der Landing Gear Door Actuator öffnet und schließt die Landing Gears Doors während der Normal Hydraulic Operation. Ein Internal Mechanical Lock Mechanism verriegelt den Piston in Extended - (Door Closed) Position. Der Internal Lock des Actuators wird bei Normal Hydraulic Operation durch den Hydraulic Pressure, wie mechanisch durch das Ground Release Handle oder Alternate Gear Extension System betätigt werden.

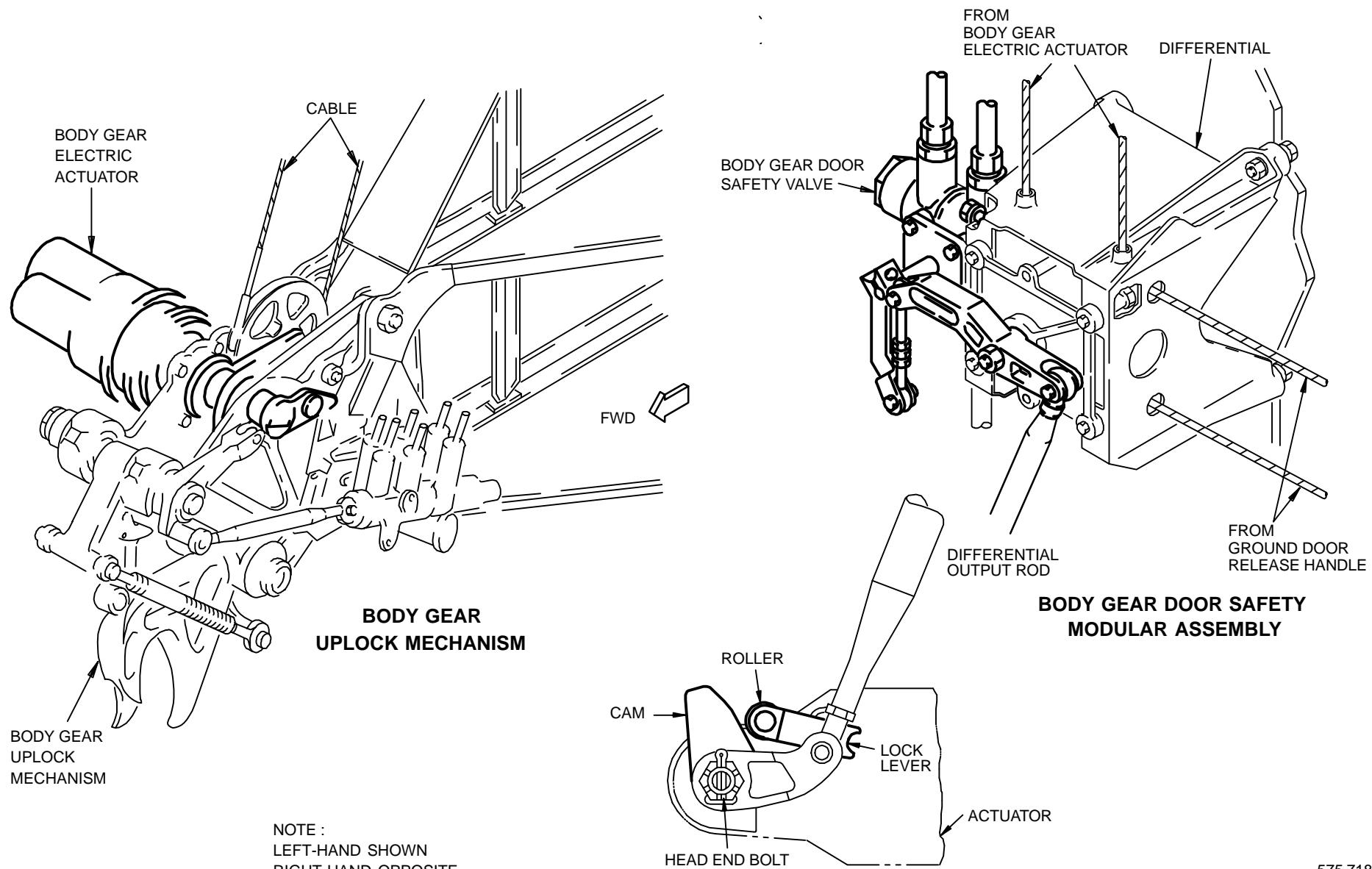


Figure 46 BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS



WING GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS

ELECTRIC ACTUATOR

Der Electric Actuator arbeitet mit 115V AC bei 12 000 RPM. Der Motor betätigt über ein Seilsystem das Door Safety Valve, den Door Actuator und über den Gear Lock Release Cam den Uplock Hook.

Der Motor des Wing Gear Alternate Extension Systemes wird durch den Door Unlock Switch zwischenzeitig abgeschaltet und durch den Door Open Switch wieder eingeschaltet.

Nach einer vollen Umdrehung wird der Motor automatisch, durch einen Internal Limit Switch abgeschaltet. Identische Electric Actuator befinden sich an allen Gears.

Jeder Electric Actuator ist über einen Circuit Breaker auf dem P 6-4 C 28 - 32 abgesichert.

WING GEAR UPLOCK MECHANISM

Der Wing Gear Uplock Mechanism verriegelt das Wing Gear in der Uplock Position und verriegelt es.

Jeder Uplock Mechanism besteht aus :

- einem Hook
- einem Uplock Actuator
- einem Electric Actuator
- zwei Bungee Springs
- einem Release Cam, Follower und einem Seilsystem für das Alternate Gear Extension System.

Ein Primary- und Alternate Uplock Switch hinter dem Uplock Hook, wird durch ein Target in Verbindung mit dem Uplock Hook betätigt.

Das Alternate Release System öffnet den Uplock Hook, wenn kein Hydraulic Pressure zur Verfügung steht, indem der Electric Actuator den Release Cam und den Follower betätigt. Zur gleichen Zeit wird der Door Opening Cam und der Follower Mechanism angesteuert, das angeschlossene Seilsystem entriegelt den Door Actuator.

DIFFERENTIAL

Das Alternate Electrical Gear Extension System und das Manual Ground Door Release Handle betätigen das Door Safety Valve und entriegeln den Door Actuator mechanisch. Der Electric Actuator betätigt auch den Gear Uplock Mechanism nach OPEN, dies geschieht nicht bei Ground Door Release Handle Operation. Damit das Ground Door Release Handle betätigt werden kann, ohne das der Uplock Mechanism mitbetätigt wird, ist ein Differential an beiden Gears eingebaut. Dieses erlaubt die gemeinsame Betätigung des Door Safety Valves und des Door Unlock Mechanism. In jedem Gear System ist ein Door Safety Valve (Module Assembly) installiert, welches mit dem Gear Actuator verbunden ist. Bei Normal Operation strömt die Hydraulic von dem Sequence Valve zu dem Door Actuator Closed Port. In der Alternate Extension - Mode wird das Valve mechanisch in die OFF - Position umgeschaltet, blockiert den Pressure Port von dem Sequence Valve und verbinden gleichzeitig die CLOSE - Seite des Door Actuators mit dem Return System. Dadurch kann die Hydraulic Fluid im Door Free Fall aus dem Door Actuator abströmen.

LANDING GEAR DOOR ACTUATOR

Der Landing Gear Door Actuator öffnet und schließt die Landing Gears Doors während der Normal Hydraulic Operation. Ein Internal Mechanical Lock Mechanism verriegelt den Piston in Extended - (Door Closed) Position. Der Internal Lock des Actuators wird bei Normal Hydraulic Operation durch den Hydraulic Pressure, wie mechanisch durch das Ground Release Handle oder Alternate Gear Extension System betätigt werden.

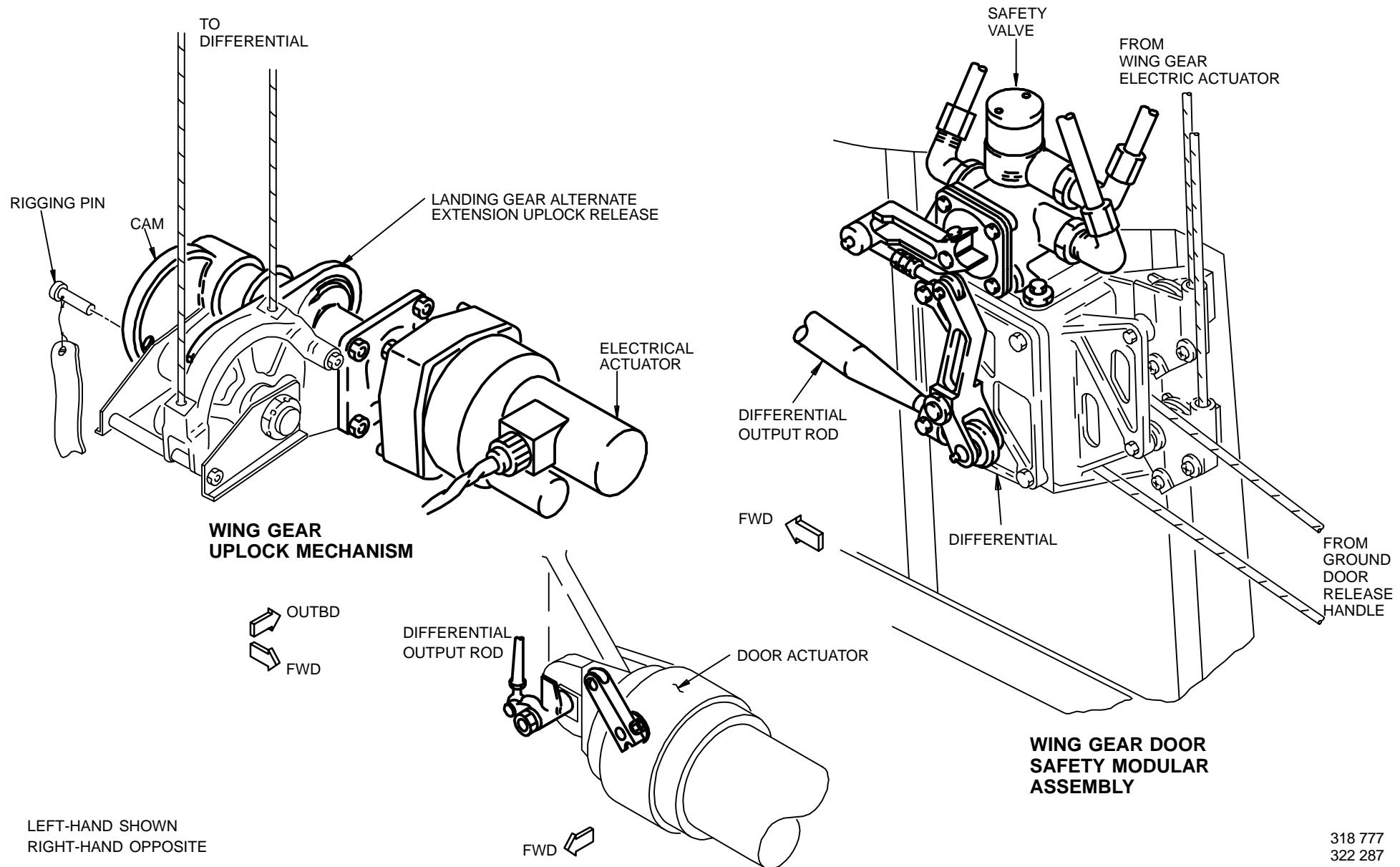


Figure 47 WING GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS



WING GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS

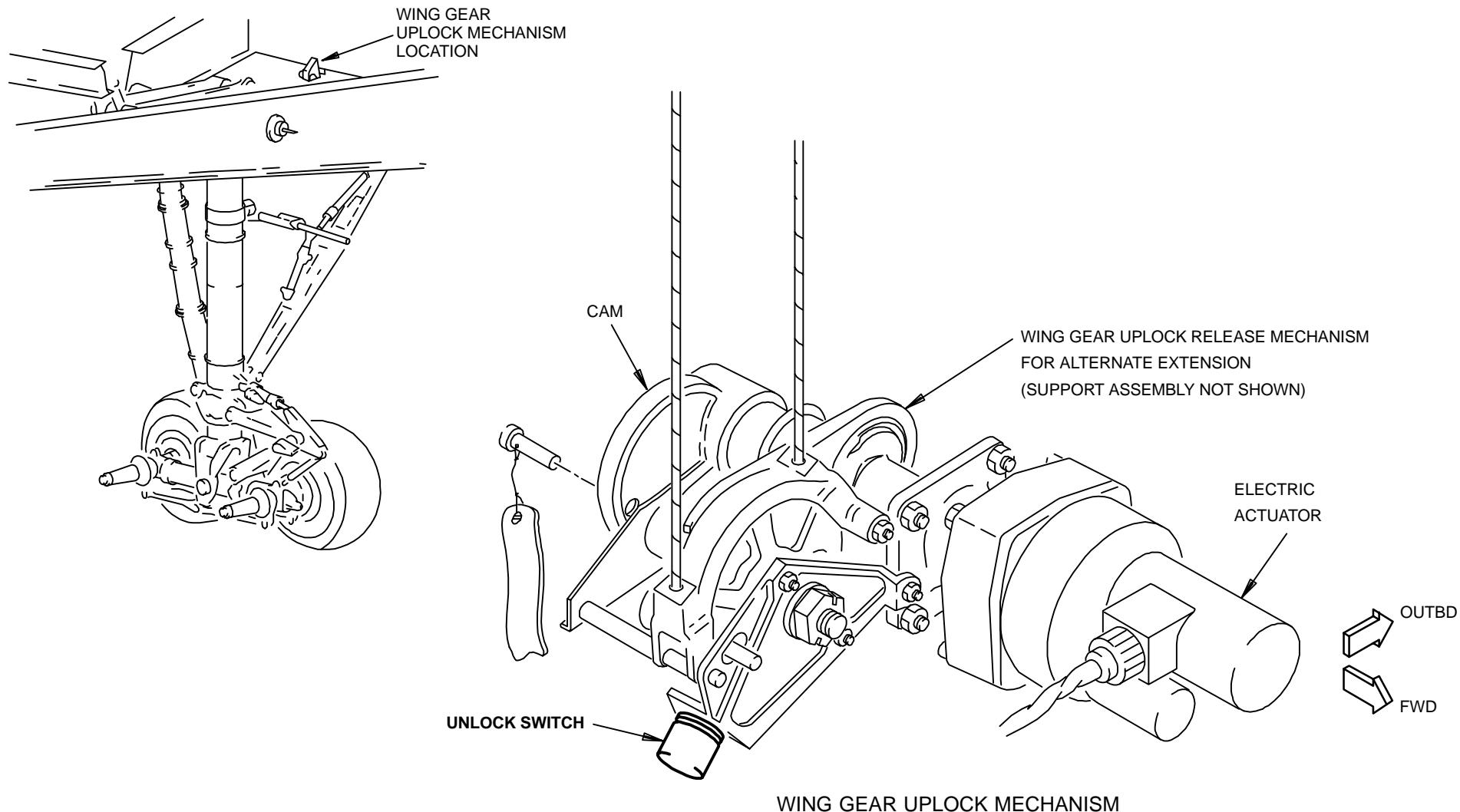
BESCHREIBUNG

WING GEAR UNLOCK SWITCH

Der WING GEAR UNLOCK Switch dient zur Reihenfolgesteuerung in dem Wing Gear Alternate Extension System, d.h. der Alternate Electric Actuator wird solange über den Unlock Switch angesteuert wie die Wing Gear Doors CLOSED sind. Nachdem die Wing Gear Doors die LOCKED-Position verlassen, wird der Switch von dem Release Mechanism betätigt und der Alternate Electric Actuator wird abgeschaltet.

ZUSAMMENFASSUNG :

- ist am Wing Gear Up Lock Mechanism installiert
- wird von der am Release Mechanism Cable Quadrant angebauten Switch Cam betätigt
- ist Closed, wenn der Release Mechanism in der Door Locked (Normal) Position steht
- ist Open (Door Unlocked), wenn der Release Mechanism das Door Safety Valve nach Bypass betätigt und den Door Actuator entriegelt hat



(LEFT SIDE SHOWN, RIGHT SIDE OPPOSITE)

319 199

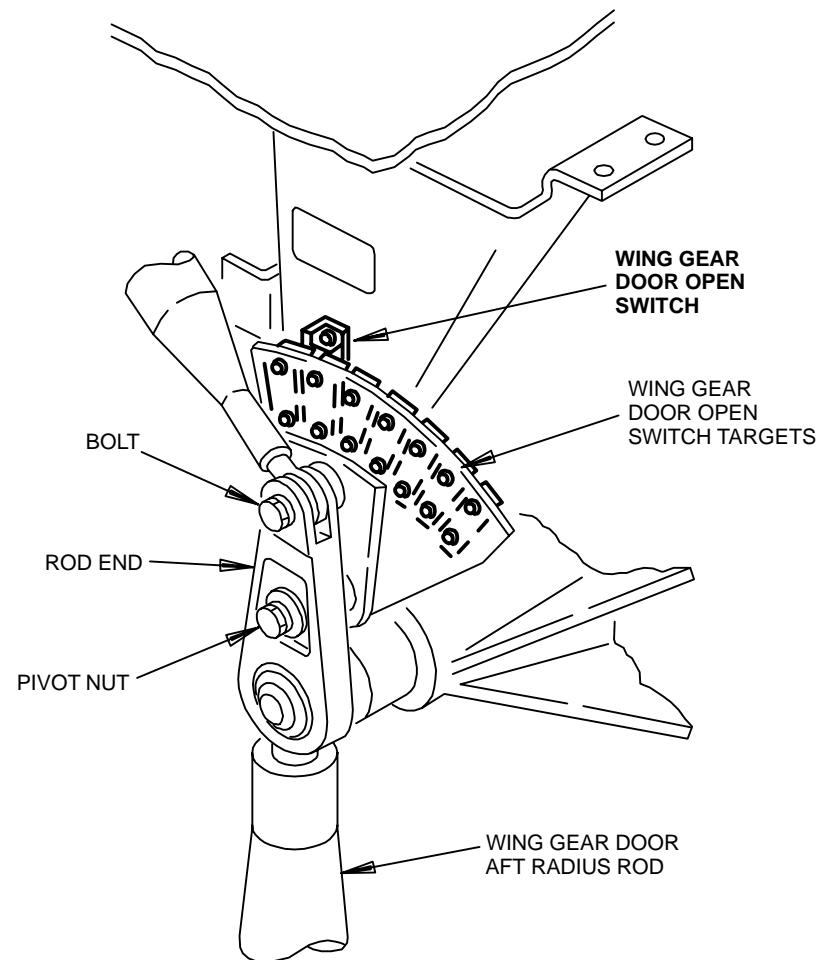
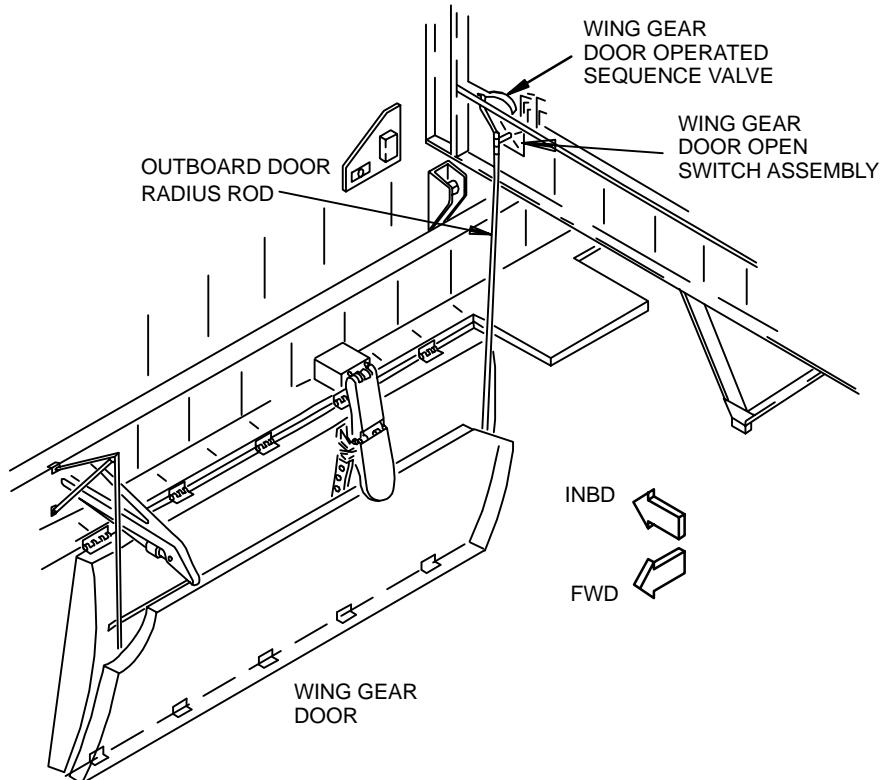
Figure 48 WING GEAR UNLOCK SWITCH

**WING GEAR ALTERNATE EXTENSION COMPONENTS****BESCHREIBUNG****WING GEAR DOOR SWITCH**

Der WING GEAR DOOR SWITCH dient zur Reihenfolgesteuerung in dem Wing Gear Alternate Extension System, d.h. wenn die Wing Gear Door > 50% OPEN sind, wird die Stromversorgung über den Door Open Switch wieder zu den Alternate Electric Actuator durchgeschaltet und er beginnt wieder zu drehen und entriegelt das Wing Gear.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Door Open Sensor
- Reed Switch
- ist im Wing Gear Wheel Well an der Rückwand installiert
- Targets werden durch Radius Rod betätigt



NOTE :
RIGHT SIDE SHOWN,
LEFT SIDE SIMILAR.

318 804

Figure 49 WING GEAR ALTERNATE EXTENSION DOOR SWITCH



32 - 30 ALTERNATE EXTENSION (D-ABTA - TH & -VA - VN)

NOSE- AND BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION

BESCHREIBUNG

1. Body/Nose Gear Alternate Extension Switch : PUSHED
2. die Gear Indication auf dem Main EICAS Display zeigt die EXPANDED INDICATION (geschaltet durch den Alternate Extension Switch)
3. R 7504 (L), R 7505 (R) und R 7507 (NOSE) : ENERGIZED
4. die Alternate Electric Actuators beginnen zu drehen
5. der Body Gear Alternate Electric Actuator Internal Limit Switch und der Nose Gear Alternate Electric Actuator External Limit Switch : CLOSED
6. R 7508 (L), R 7506 (R) und R 7509 (NOSE) : ENERGIZED
7. R 7504 (L), R 7505 (R) und R 7507 (NOSE) : DE-ENERGIZED
8. Alternate Electric Actuators : ROTATES
9. Body Gear Alternate Electric Actuator Internal Limit Switches und der Nose Gear Alternate Electric Actuator External Limit Switch : OPENS
10. Alternate Electric Actuators : STOPS
11. R 7508 (L), R 7506 (R) und R 7509 (NOSE) : DE-ENERGIZED, wenn der Alternate Gear Extension Switch nach OFF geschaltet wurde.
12. Body Gear Alternate Extension ist nach einer vollen Umdrehung des Alternate Electric Actuators und die Nose Gear Alternate Extension ist nach einer vollen Umdrehung des Differential (2,5 Umdrehungen des Nose Gear Alternate Electric Actuators) durch das Öffnen der entsprechenden Limit Switches beendet
13. die Expanded Indication wird durch das Schalten des Alternate Body/Nose Gear Extension Switches nach NORM abgeschaltet.

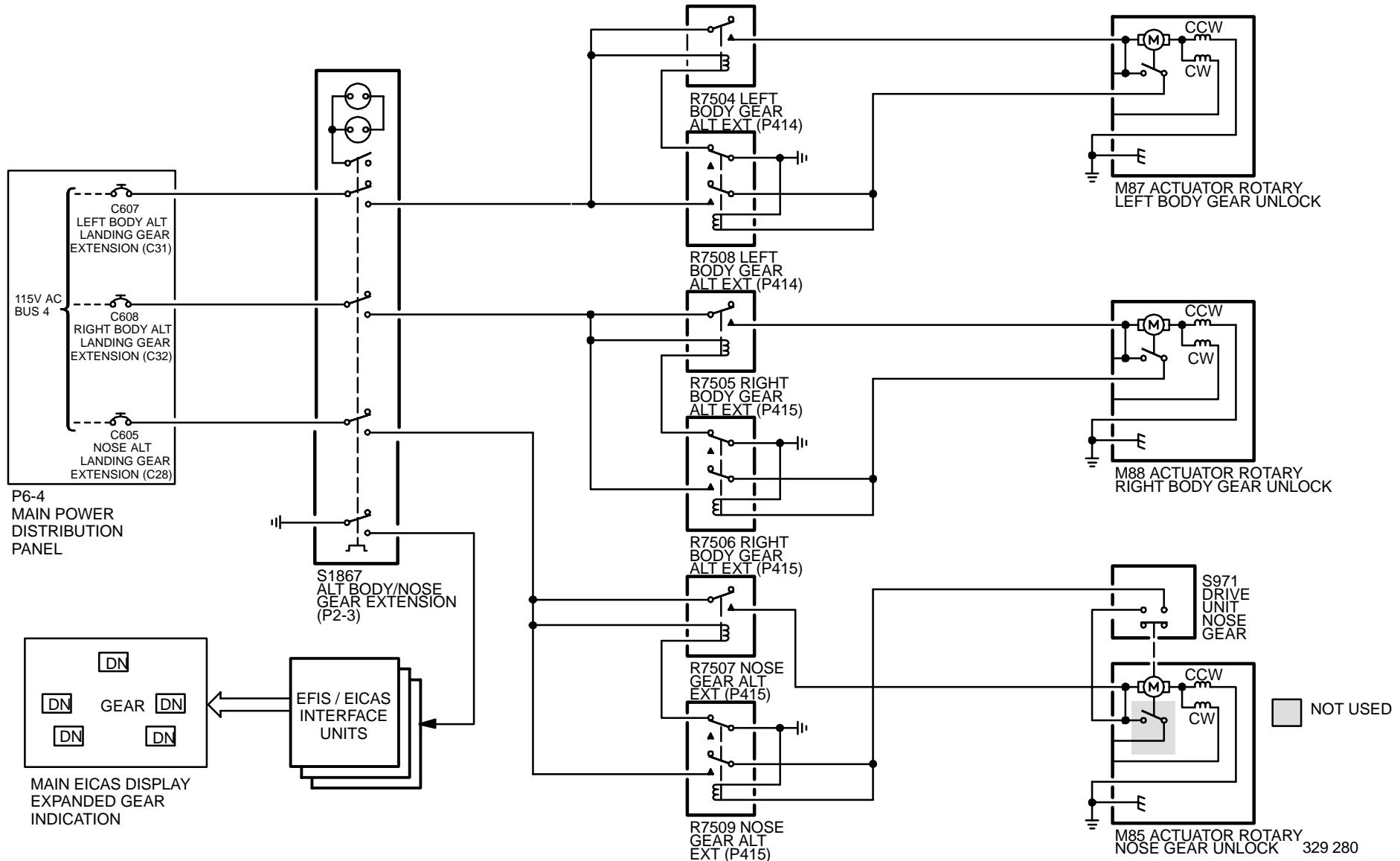
INDICATION :

Wenn Alternate Gear Extension durch die Switches ausgelöst wurde, befindet sich der Landig Gear Lever in der Position: OFF, damit ist das gesamte Gear Sequence System mit Return verbunden ist.
Somit besteht ein Disagree zwischen dem Landing Gear Lever und dem Landing Gear, welches dazu führt, dass die Caution-/ Status Message

GEAR DISAGREE

erscheint und die CMCS Message

ALTN GEAR EXTEND NOSE/BODY AND/OR WING ENGAGED (IN AIR)
(32 505).


Figure 50 NOSE- AND BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION ELECTRICAL SCHEMATIC



WING ALTERNATE EXTENSION

BESCHREIBUNG

1. Wing Gear Alternate Extension Switch : PUSHED
2. die Gear Indication auf dem Main EICAS Display zeigt die EXPANDED INDICATION (geschaltet durch den Alternate Extension Switch)
3. Wing Gear Doors : CLOSED
4. R 7510 (L) und R 7511 (L) : ENERGIZED
5. die Wing Gear Alternate Electric Actuators beginnen zu drehen
6. die Wing Gear Alternate Electric Actuators Internal Limit Switches : CLOSED
7. R 126 (L) und R 127 (R) : ENERGIZED, dadurch werden R 7510 (L) und R 7511 (R) : DE-ENERGIZED
8. die Wing Gear Doors beginnen zu öffnen und der Door Unlocked Switch meldet : UNLOCKED
9. R 126 (L) und R 127 (R) : DE-ENERGIZED
10. die Alternate Electric Actuators bleiben stehen
11. die Wing Gear Doors bewegen sich nach : OPEN
12. Wing Gear Doors > 50% OPEN
13. Door Open Switch : CLOSED
14. R 7510 (L) und R 7511 (L) : ENERGIZED
15. über die geschlossenen Limit Switches werden R 126 (L) und R 127 (R) : ENERGIZED, dadurch werden R 7510 (L) und R 7511 (R) : DE-ENERGIZED
16. die Wing Gear Alternate Extension ist nach einer vollen Umdrehung des Alternate Electric Actuators durch das Öffnen der Internal Limit Switches beendet
17. R 126 (L) und R 127 (R) : DE-ENERGIZED, wenn der Alternate Gear Extension Switch nach OFF geschaltet wurde.
18. die Expanded Indication wird durch das Schalten des Wing Gear Alternate Extension Switches nach NORM abgeschaltet.

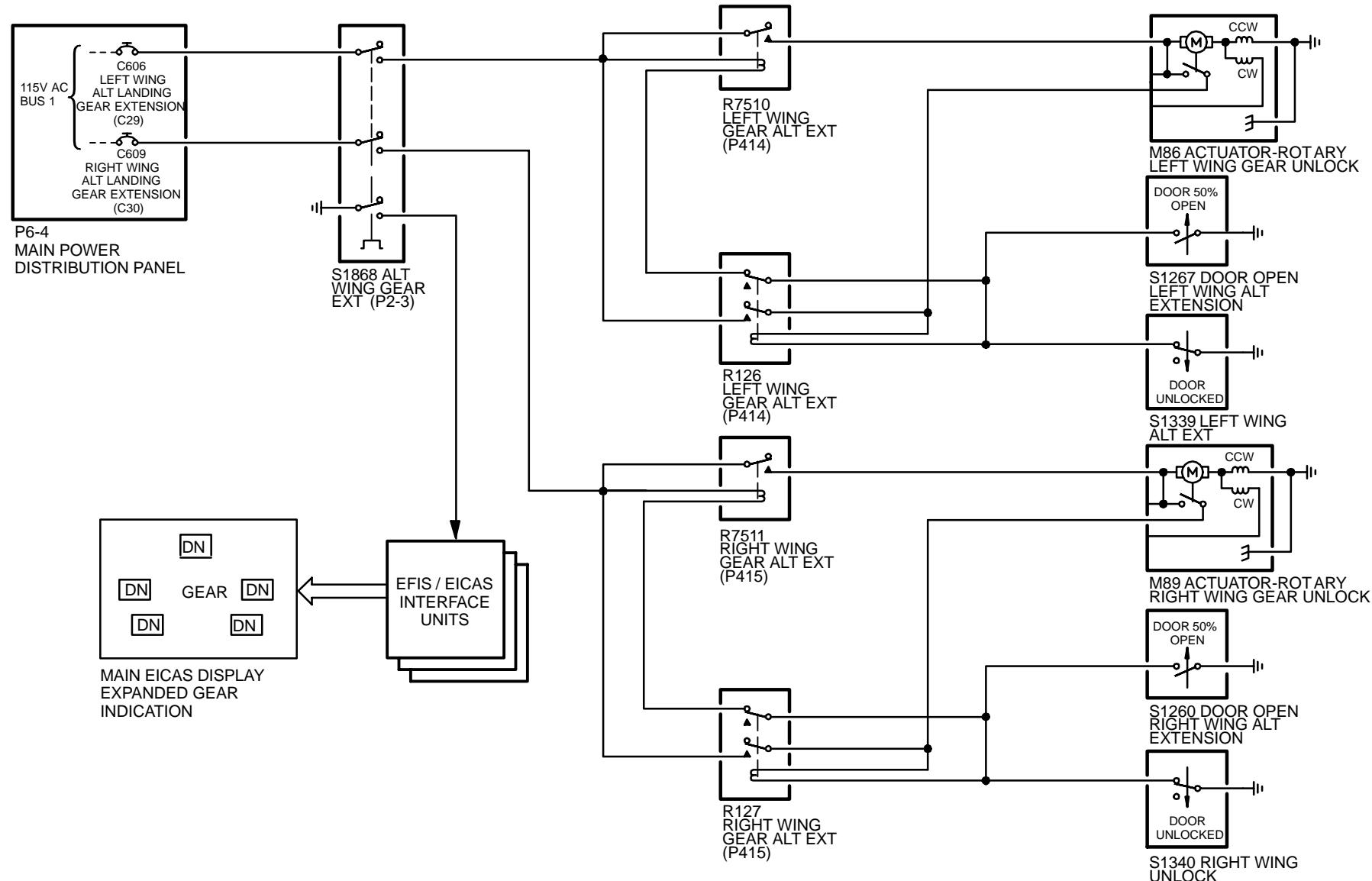
INDICATION :

Wenn Alternate Gear Extension durch die Switches ausgelöst wurde, befindet sich der Landing Gear Lever in der Position: OFF, damit ist das gesamte Gear Sequence System mit Return verbunden ist.
Somit besteht ein Disagree zwischen dem Landing Gear Lever und dem Landing Gear, welches dazu führt, dass die Caution-/ Status Message

GEAR DISAGREE

erscheint und die CMCS Message

ALTN GEAR EXTEND NOSE/BODY AND/OR WING ENGAGED (IN AIR)
(32 505).

**Figure 51 WING GEAR ALTERNATE EXTENTION ELECTRICAL SCHEMATIC**



32 - 30 ALTERNATE EXTENSION (D - ABVO AND ON & -TK AND ON)

NOSE- AND BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION

BESCHREIBUNG

1. Body/Nose Gear Alternate Extension Switch : PUSHED
2. die Gear Indication auf dem Main EICAS Display zeigt die EXPANDED INDICATION (geschaltet durch den Alternate Extension Switch)
- 3. R 1220 NOSE/BODY ALT EXT RESET - Relay : DEENERGIZED
4. R 7504 (L), R 7505 (R) und R 7507 (NOSE) : ENERGIZED
5. die Alternate Electric Actuators beginnen zu drehen
6. der Body Gear Alternate Electric Actuator Internal Limit Switch und der Nose Gear Alternate Electric Actuator External Limit Switch : CLOSED
7. R 7508 (L), R 7506 (R) und R 7509 (NOSE) : ENERGIZED
8. R 7504 (L), R 7505 (R) und R 7507 (NOSE) : DE-ENERGIZED
9. Alternate Electric Actuators : ROTATES
10. Body Gear Alternate Electric Actuator Internal Limit Switches und der Nose Gear Alternate Electric Actuator External Limit Switch : OPENS
11. Alternate Electric Actuators : STOPS
12. R 7508 (L), R 7506 (R) und R 7509 (NOSE) : DE-ENERGIZED, wenn der Alternate Gear Extension Switch nach OFF geschaltet wurde.
13. Body Gear Alternate Extension ist nach einer vollen Umdrehung des Alternate Electric Actuators und die Nose Gear Alternate Extension ist nach einer vollen Umdrehung des Differential (2,5 Umdrehungen des Nose Gear Alternate Electric Actuators) durch das Öffnen der entsprechenden Limit Switches beendet
14. die Expanded Indication wird durch das Schalten des Alternate Body/Nose Gear Extension Switches nach NORM abgeschaltet.

LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION SYSTEM AUTO RESET ADDITION

Sollte bei Alternate Gear Extend der Wing- und/oder Nose/Body Gear Alternate Extension Switch (P2-3) vor Ablauf von 90 sec. wieder in die Normal Position zurückgeschaltet werden, so haben die Electric Actuator noch nicht die komplette 360° Drehung ausgeführt.

Der Internal (Nose Gear : External) Limit Switch ist noch geschlossen, d.h. das Alternate Gear Extension System ist noch nicht in der Ausgangsposition angekommen.

Die Alternate Landing Gear Logic der Proximity Switching Electronic Unit (PSEU) schaltet das Signal ALL GEAR DOWN & LOCKED zu dem jeweiligen Gear Alternate Extend Reset - Relay (Masse) durch. Das Relay wird erregt, zieht an und schaltet die 115V AC über den noch geschlossenen Limit Switch zu dem Electric Actuator durch.

Der Electric Actuator dreht solange, bis der Limit Switch öffnet (360° Drehung), damit ist das Alternate Gear Extension System wieder in der Ausgangsposition angekommen.

INDICATION :

Wenn Alternate Gear Extension durch die Switches ausgelöst wurde, befindet sich der Landing Gear Lever in der Position: OFF, damit ist das gesamte Gear Sequence System mit Return verbunden ist. Somit besteht ein Disagree zwischen dem Landing Gear Lever und dem Landing Gear, welches dazu führt, dass die

Caution-/ Status Message

GEAR DISAGREE

und die
CMCS Message

ALTN GEAR EXTEND NOSE/BODY AND/OR WING ENGAGED (IN AIR)
(32 505).

LANDING GEAR EXTENSION / RETRACTION ALTERNATE FUNCTION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

E 1 / B 2

32 - 30

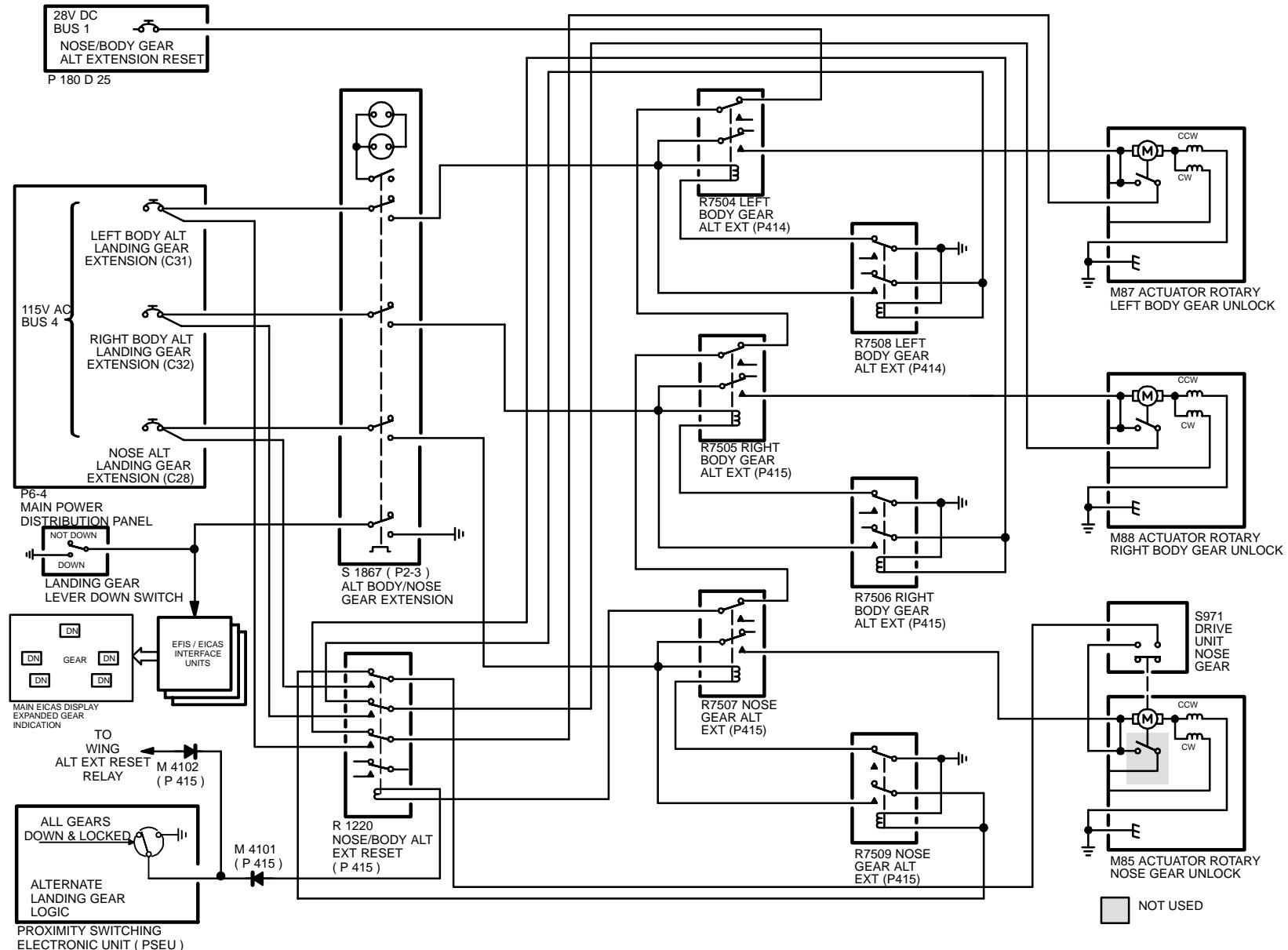


Figure 52 NOSE- AND BODY GEAR ALTERNATE EXTENSION ELECTRICAL SCHEMATIC

LANDING GEAR EXTENSION / RETRACTION ALTERNATE FUNCTION



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
E 1 / B 2
32 - 30

WING ALTERNATE EXTENSION

BESCHREIBUNG

1. Wing Gear Alternate Extension Switch : PUSHED
2. die Gear Indication auf dem Main EICAS Display zeigt die EXPANDED INDICATION
- 3. R 1221 WING GEAR ALT EXTEND RESET - Relay : DEENERGIZED
4. Wing Gear Doors : CLOSED
5. R 7510 (L) und R 7511 (L) : ENERGIZED
6. die Wing Gear Alternate Electric Actuators beginnen zu drehen
7. die Wing Gear Alternate Electric Actuators Internal Limit Switches : CLOSED
8. R 126 (L) und R 127 (R) : ENERGIZED, dadurch werden R 7510 (L) und R 7511 (R) : DE-ENERGIZED
9. die Wing Gear Doors beginnen zu öffnen und der Door Unlocked Switch meldet : UNLOCKED
- 10.R 126 (L) und R 127 (R) : DE-ENERGIZED
- 11.die Alternate Electric Actuators bleiben stehen
- 12.die Wing Gear Doors bewegen sich nach : OPEN
- 13.Wing Gear Doors > 50% OPEN
- 14.Door Open Switch : CLOSED
- 15.R 7510 (L) und R 7511 (L) : ENERGIZED
- 16.über die geschlossenen Limit Switches werden R 126 (L) und R 127 (R) : ENERGIZED, dadurch werden R 7510 (L) und R 7511 (R) : DE-ENERGIZED
- 17.die Wing Gear Alternate Extension ist nach einer vollen Umdrehung des Alternate Electric Actuators durch das Öffnen der Internal Limit Switches beendet
- 18.R 126 (L) und R 127 (R) : DE-ENERGIZED, wenn der Alternate Gear Extension Switch nach OFF geschaltet wurde.
- 19.die Expanded Indication wird durch das Schalten des Wing Gear Alternate Extension Switches nach NORM abgeschaltet.

■ LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION SYSTEM AUTO RESET ADDITION

Sollte bei Alternate Gear Extend der Wing- und/oder Nose/Body Gear Alternate Extension Switch (P2-3) vor Ablauf von 90 sec. wieder in die Normal Position zurückgeschaltet werden, so haben die Electric Actuator noch nicht die komplette 360° Drehung ausgeführt.

Der Internal (Nose Gear : External) Limit Switch ist noch geschlossen, d.h. das Alternate Gear Extension System ist noch nicht in der Ausgangsposition angekommen.

Die Alternate Landing Gear Logic der Proximity Switching Electronic Unit (PSEU) schaltet das Signal ALL GEAR DOWN & LOCKED zu dem jeweiligen Gear Alternate Extend Reset - Relay (Masse) durch. Das Relay wird erregt, zieht an und schaltet die 115V AC über den noch geschlossenen Limit Switch zu dem Electric Actuator durch.

Der Electric Actuator dreht solange, bis der Limit Switch öffnet (360° Drehung), damit ist das Alternate Gear Extension System wieder in der Ausgangsposition angekommen.

INDICATION :

Wenn Alternate Gear Extension durch die Switches ausgelöst wurde, befindet sich der Landing Gear Lever in der Position: OFF, damit ist das gesamte Gear Sequence System mit Return verbunden ist.

Somit besteht ein Disagree zwischen dem Landing Gear Lever und dem Landing Gear, welches dazu führt, dass die

Caution-/ Status Message

GEAR DISAGREE

und die
CMCS Message

ALTN GEAR EXTEND NOSE/BODY AND/OR WING ENGAGED (IN AIR)
(32 505).

LANDING GEAR EXTENSION / RETRACTION ALTERNATE FUNCTION

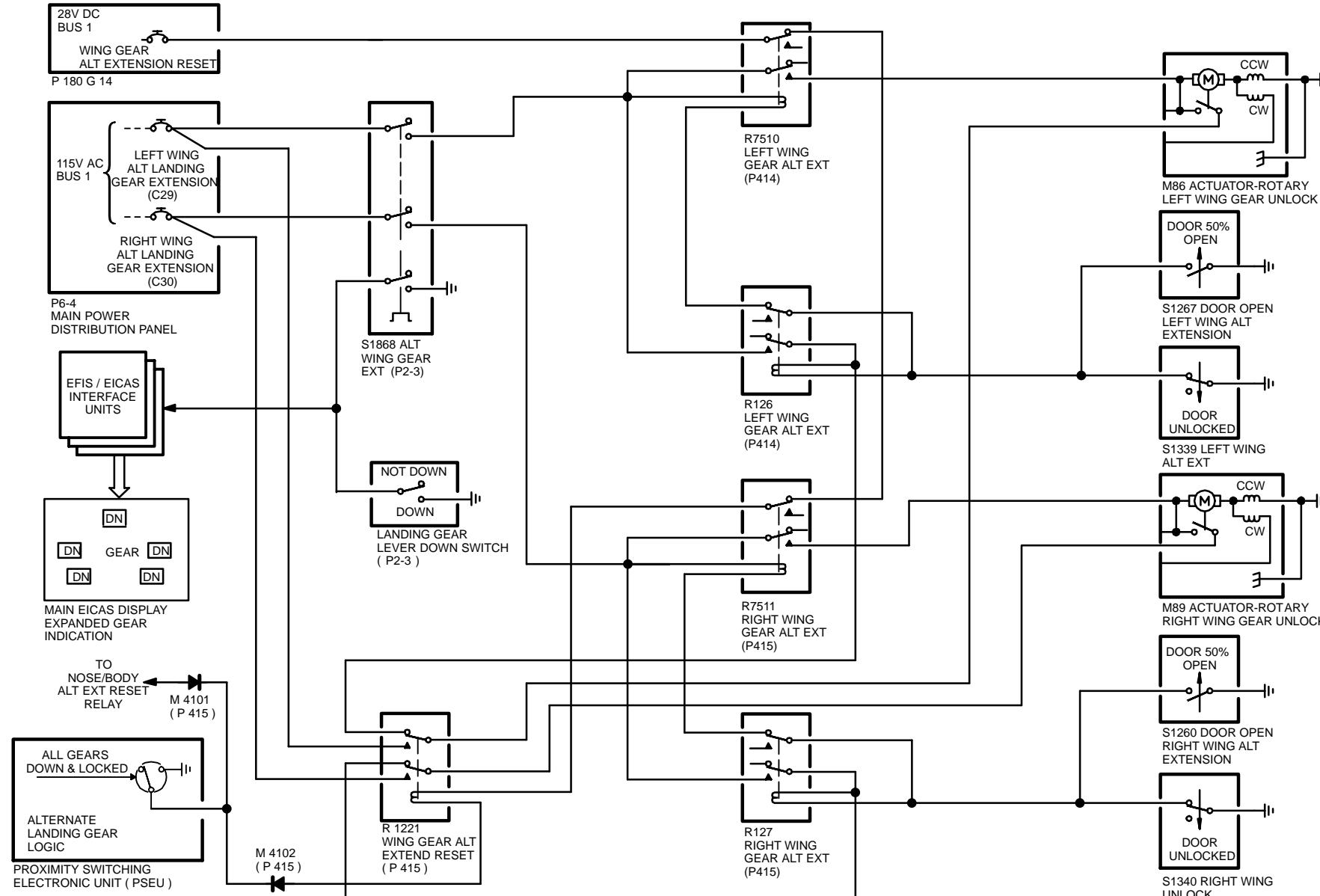


Figure 53 WING GEAR ALTERNATE EXTENTION ELECTRICAL SCHEMATIC



32 - 30 EXTENSION AND RETRACTION

NOSE GEAR DOOR GROUND RELEASE

NOSE GEAR DOOR OPEN - BETÄTIGUNG

Durch Betätigen vom Latch in dem Nose Gear Door Ground Release Handle springt das federbelastete Handle nach unten, sodaß der Griff zugänglich wird. Durch Ziehen am Griff wird über den Quadrant und das Seilsystem das Door Safety Valve und der Door Actuator Release Mechanism für Door Open betätigt. Der Quadrant wird dabei vom federbelasteten Cam Lock gehalten. Der Lock Actuator sorgt dafür, daß das Handle bei Hydraulic System No.1 OFF nicht in die Door Closed - Position betätigt werden kann.

NOSE GEAR DOOR CLOSED - BETÄTIGUNG

Das Nose Gear Door Ground Release Handle lässt sich nur in die Door Closed - Position betätigen, wenn der Lock Actuator von dem Hydraulic System No.1 druckversorgt ist.

Bei Betätigung vom Handle in die Door Closed - Position fahren die Nose Gear Wheel Well Doors gedrosselt zu, Fahrzeit ca. 10sec.. Mittels Latch in dem Handle wird das Nose Gear Door Ground Release Handle bündig zur Rumpfstruktur verrastet.

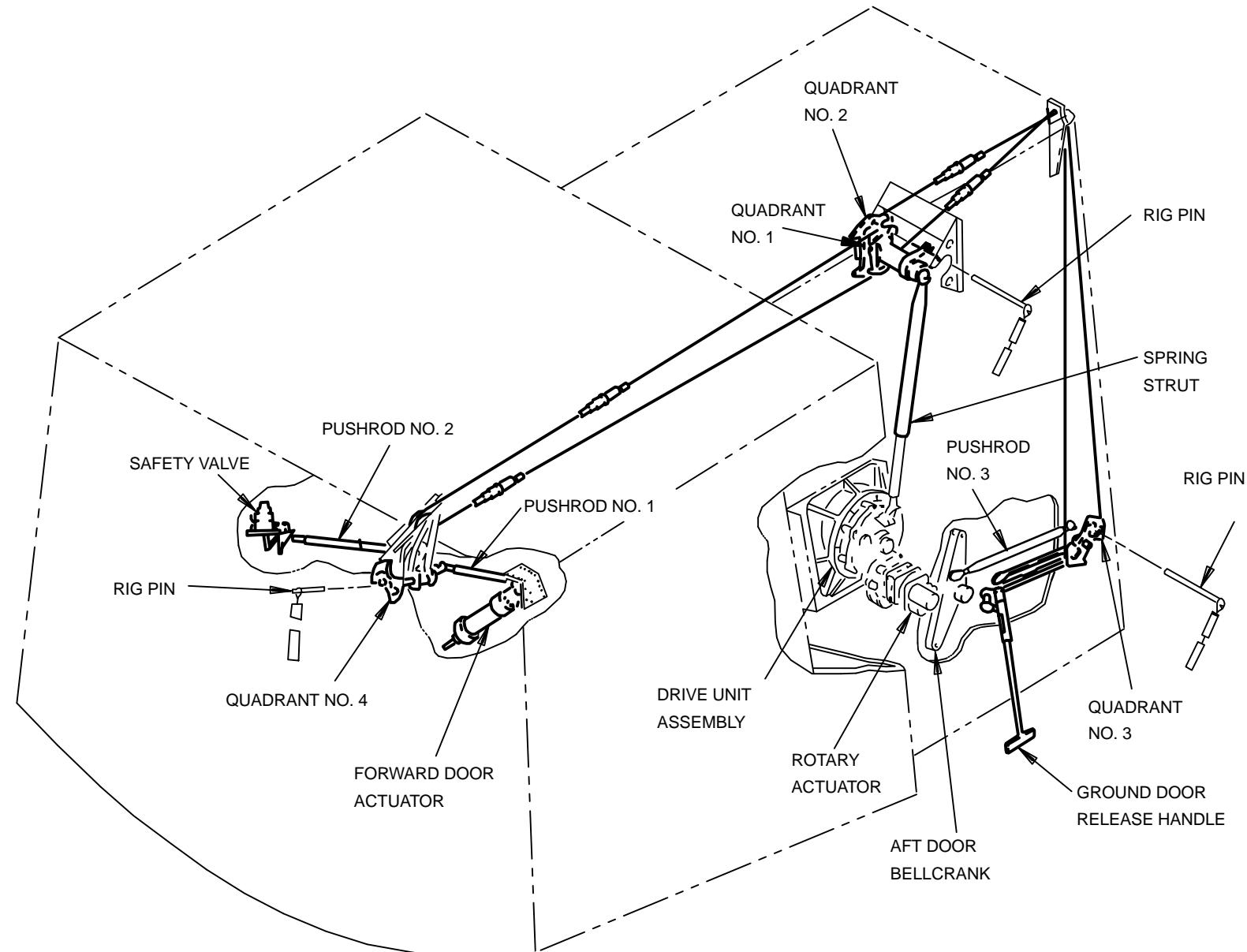


Figure 54 NOSE GEAR DOOR GROUND RELEASE MECHANISM OVERVIEW

320 694

**MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE MECHANISM****BESCHREIBUNG**

Das Main Landing Gear Ground Door Release Handle betätigt ein Teil des Main Landing Gear Alternate Extension Systemes um die Body- und Wing Gear Wheel Well Doors zu entriegeln und zu öffnen für Service bzw. Maintenance.

Das Öffnen der linken bzw. rechten Main Landing Gear Doors erfolgt durch entriegeln durch den Trigger und betätigen des Main Landing Gear Ground Door Release Handle nach DOOR OPEN.

Es erfolgt die Betätigung der Bauteile in der Reihenfolge :

1. Safety Valve : BYPASS
2. Door Actuator : MANUAL UNLOCK

Das Schließen der linken bzw. rechten Main Landing Gear Doors erfolgt durch das Unterdrucksetzen des Hydraulic Systemes No.1 und No.4. Entriegeln und bewegen des linken bzw. rechten Main Landing Gear Ground Door Release Handle nach DOOR CLOSED.

Die Operating Instructions für die Main Landing Gear Ground Door Release Handle Operation befinden sich auf einen Decal auf der Inboard Aft Main Landing Gear Door unterhalb des Ground Door Release Handles.

NOTE: Wenn das Main Landing Gear Ground Door Release Handle sich in der DOOR OPEN - Position befindet und das Body Gear wird eingefahren, wird der Roller von der Body Gear Shock Strut Door entriegelt und in die DOOR CLOSED - Position betätigt, folge davon ist, dass die Main Landing Gear Doors der linken bzw. rechten Seite geschlossen werden.

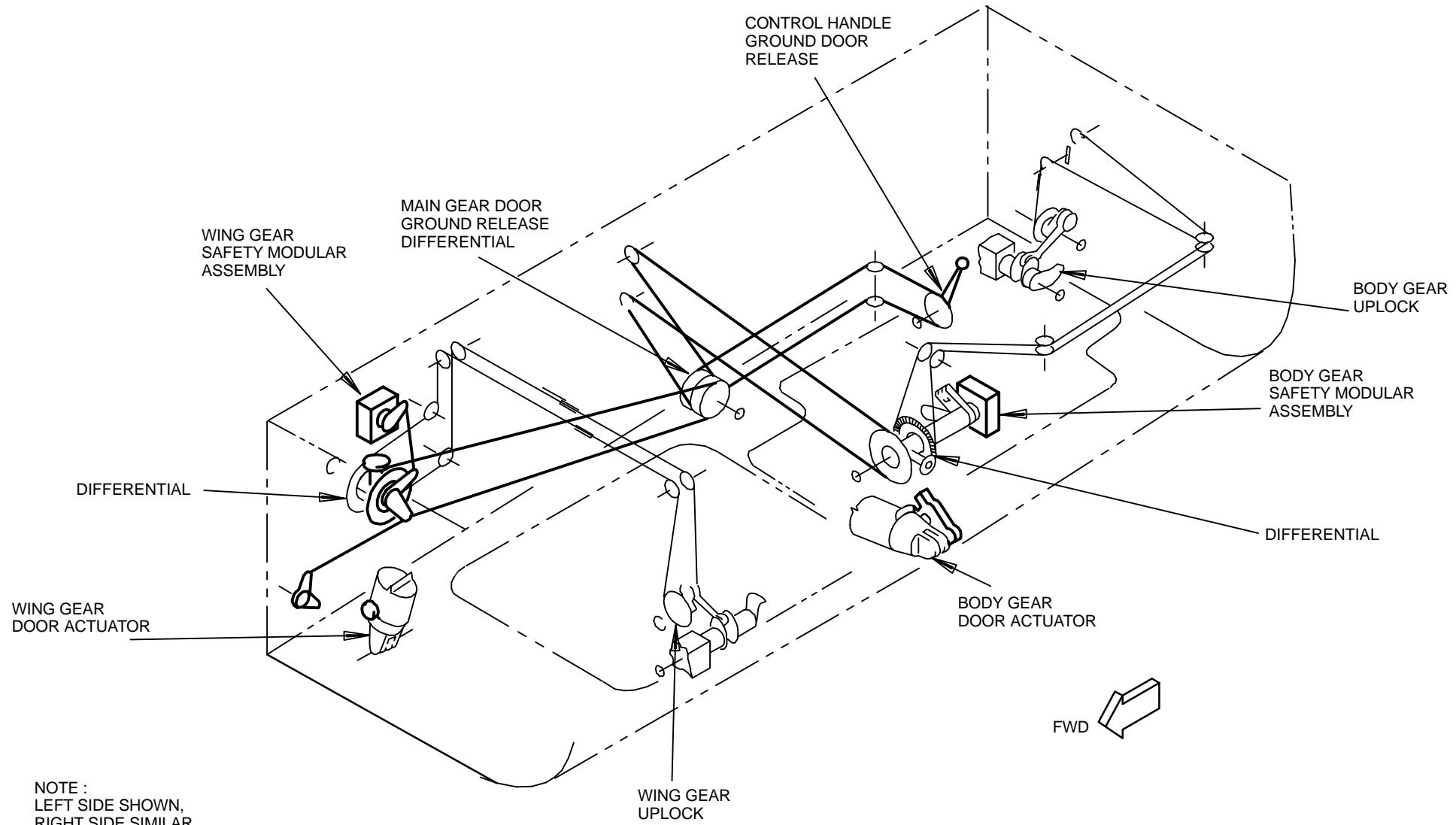


Figure 55 MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE MECHANISM OVERVIEW

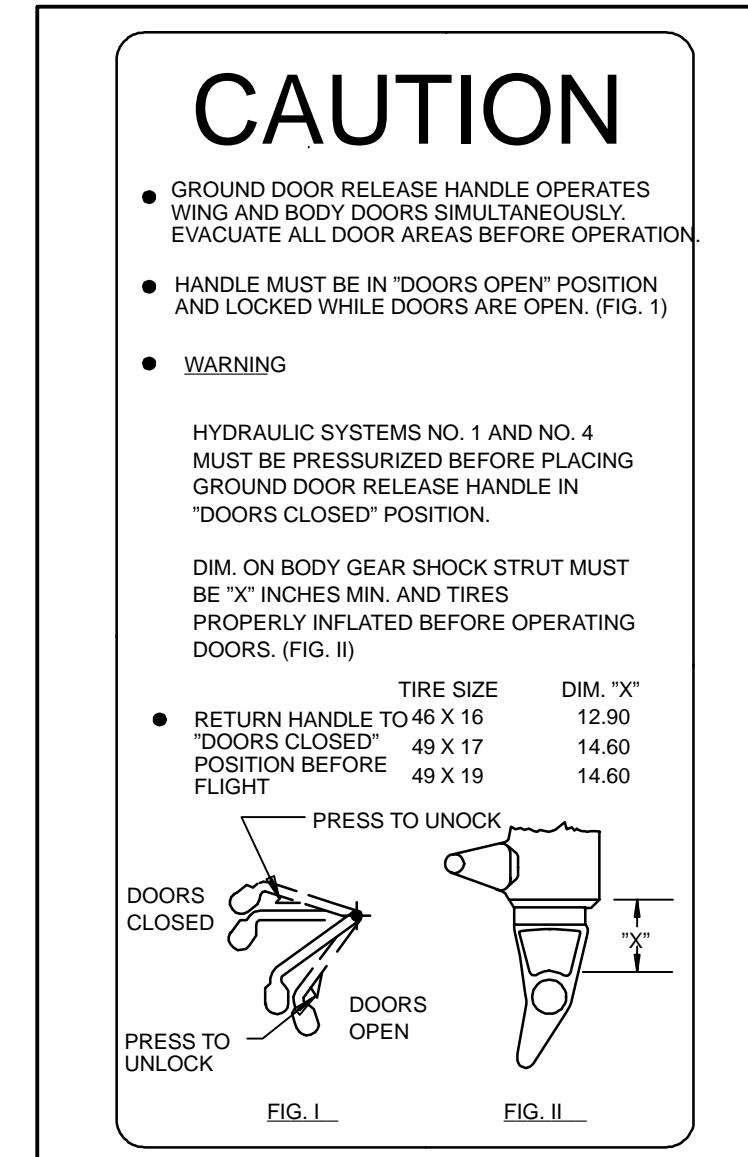


MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE HANDLE AND DIFFERENTIAL

MANUAL GROUND DOOR RELEASE HANDLE

- dient zum Öffnen und Schließen der Wing-/Body Gear Wheel Well Doors am Boden für Wartungszwecke
- Left Side :
 - für das Left Wing- und Body Gear Wheel Well Door
- Right Side :
 - für das Right Wing- und Body Gear Wheel Well Door
- Location :
 - im Left und Right Body Gear Wheel Well
- Trigger :
 - dient zum Ent- bzw. Verriegeln des Ground Door Release Handle
 - ist federbelastet
 - muß zum Entriegeln gedrückt werden
- DOOR CLOSED - Position :
 - Doors fahren Closed oder sind Closed
- DOOR OPEN - Position :
 - Doors werden entriegelt und bewegen sich durch ihr Eigengewicht nach Open oder sind Open
- Operation Instruction beachten (Placard siehe rechts)
- der Roller betätigkt bei Body Gear Up durch die Shock Strut Door das sich in Open befindliche Ground Door Release Handle Nach Door Closed

CAUTION: **DAS MANUAL GROUND DOOR RELEASE HANDLE MUß IN DER DOOR CLOSED- UND DOOR OPEN POSITION VERRIEGELT WERDEN!**



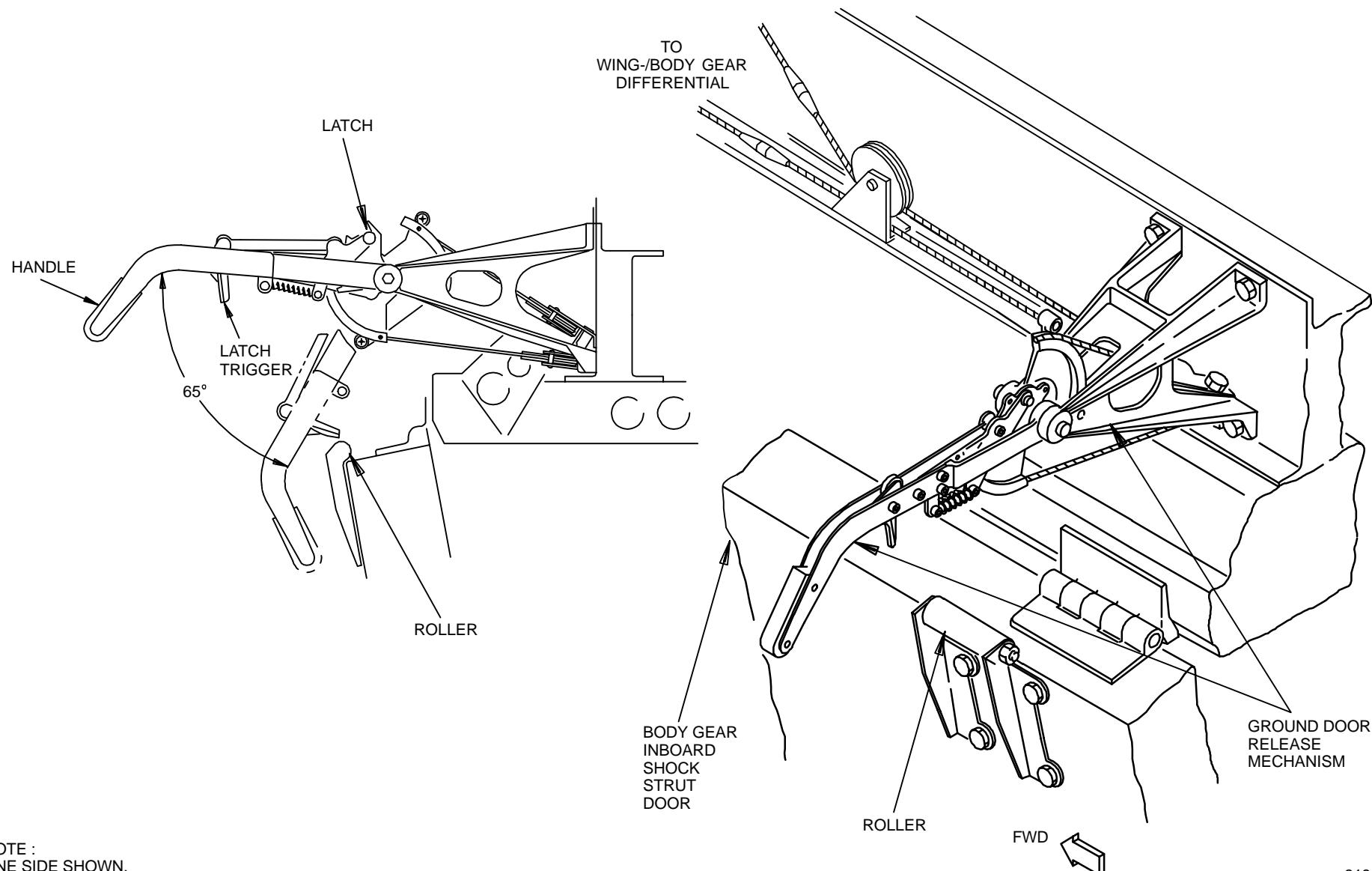


Figure 56 GROUND DOOR RELEASE COMPONENTS



NOSE GEAR DOOR GROUND RELEASE COMPONENTS

MANUAL GROUND DOOR RELEASE HANDLE

Das Nose Landing Gear Ground Door Release Handle ist outboardseitig der linken Nose Gear Shock Strut Door eingebaut.

WARNING: RAPID ACTION OF DOORS MAY INJURE PERSONNEL OR CAUSE DAMAGE. OBSERVE THAT THE GROUND DOOR RELEASE HANDLE IS IN THE "DOORS OPEN" POSITION AND LATCHED BEFORE ENTERING THE WHEEL WELL WITH THE FORWARD DOORS OPEN. WHEN THE AIRPLANE IS ON JACKS AND THE GROUND DOOR RELEASE HANDLE IS PLACED IN THE "DOORS OPEN" POSITION PRIOR TO RETRACTION OF THE GEAR, THE RETRACTION OF THE GEAR WILL AUTOMATICALLY REPOSITION THE HANDLE TO THE "DOORS CLOSED" POSITION AND THE DOORS WILL CLOSE AFTER THE GEAR HAS RETRACTED.

Das Nose Landing Gear Ground Door Release Handle entriegelt und betätigt die Nose Gear Wheel Well Doors durch ein Seilsystem und Cranks in der gleichen Art und Weise wie bei dem Alternate Gear Extension System.

WARNING: WHEN THE NOSE GEAR IS EXTENDED BY THE ALTERNATE METHOD, THE GEAR DOORS FREE FALL OPEN BUT THE GROUND DOOR RELEASE HANDLE REMAINS IN THE "DOORS CLOSED" POSITION. THIS POSITION OF THE GROUND DOOR RELEASE HANDLE WILL PERMIT THE GEAR DOORS TO CLOSE IF THE LANDING GEAR CONTROL HANDLE IS INADVERTENTLY MOVED TO THE "GEAR DOWN" POSITION WITH THE HYDRAULIC SYSTEM NO. 1 PRESSURIZED.

HYDRAULIC LOCK ACTUATOR

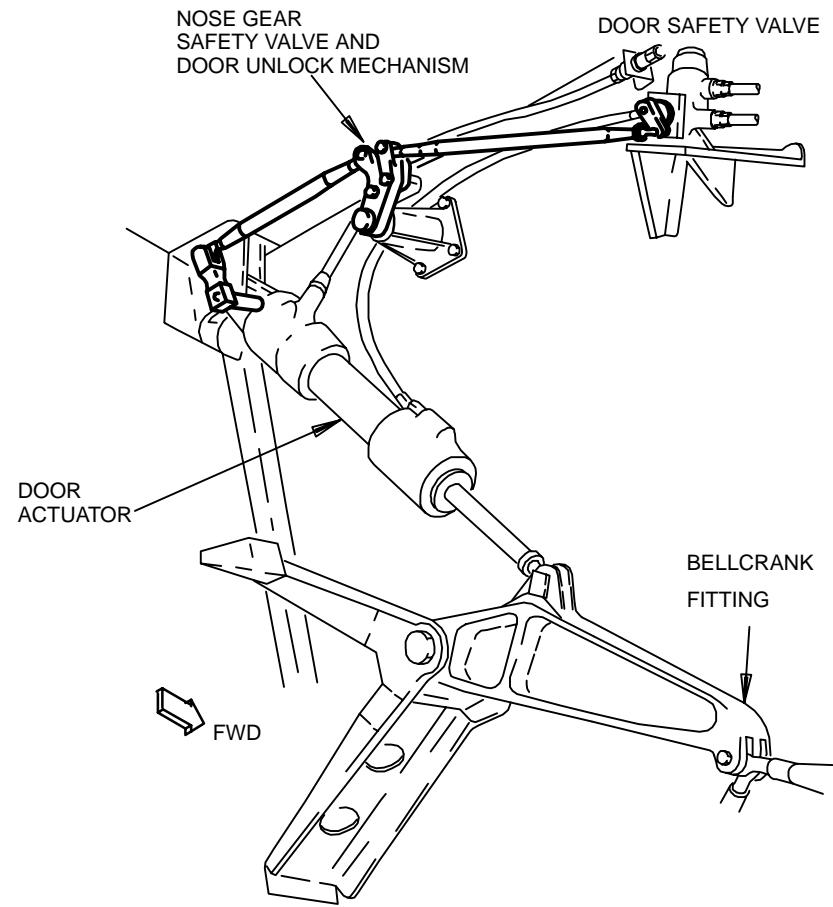
Ein Hydraulic Lock Actuator ist mit dem Nose Landing Gear Ground Door Release Handle Mechanism verbunden und verhindert das Bewegen des Nose Landing Gear Ground Door Release Handles nach DOOR CLOSED, wenn keine Hydraulic Pressure vom Hydraulic System No.1 zur Verfügung steht.

LANDING GEAR GROUND DOOR RELEASE

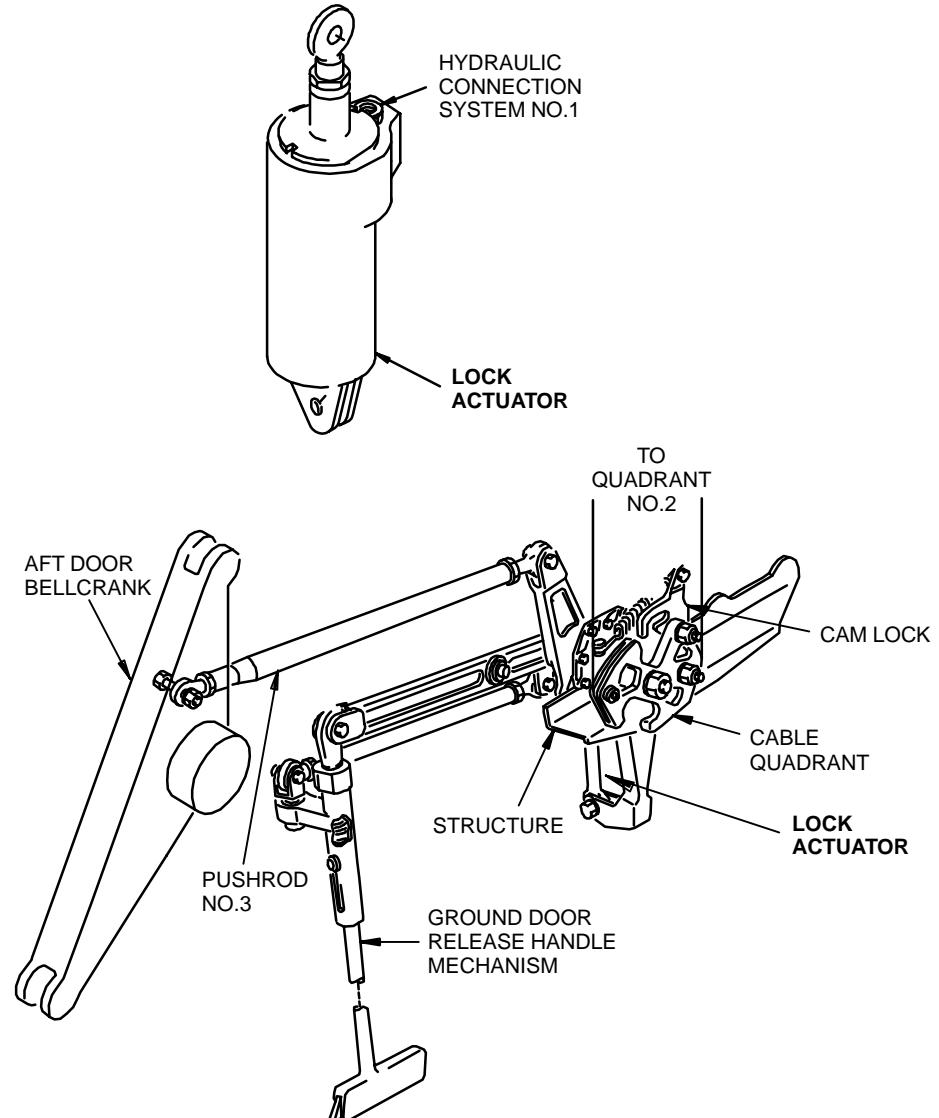


**Lufthansa
Technical Training**

**B 747 - 430
M 2
32 - 30**



NOSE GEAR GROUND DOOR RELEASE
MECHANISM COMPONENTS



NOSE GEAR GROUND DOOR RELEASE MECHANISM

757 718

Figure 57 NOSE GEAR GROUND DOOR RELEASE MECHANISM COMPONENTS



MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE MECHANISM

QUADRANT ASSEMBLY

- besteht aus 3 Cable Quadrants
- *Quadrants* :
 - Rig Pin Für Ground Door Release Handle Door Closed Position
- ist im linken- und rechten Body Gear Wheel Well eingebaut

WING GEAR DOOR RELEASE COMPONENTS

- *Differential* :
 - betätigt über einen Crank das Safety Valve und die Differential Output Rod
 - bekommt Cable Inputs vom Quadrant Assembly (Ground Door Release Handle) und von dem Alternate Gear Extension System
- *Safety Valve* :
 - NORMAL (ON) - Position Gear Sequence Hydraulic ist auf den Door Actuator geschaltet
 - RELEASE (OFF) - Position Door Closed Pressure ist weggeschaltet und die Door Actuator Close Seite ist mit Return verbunden

WING GEAR DOOR ACTUATOR UNLOCK LINKAGE

- die Differential Output Rod betätigt die Unlock Rod
- die Unlock Rod betätigt, den im Door Actuator eingebauten Unlock Mechanism (Cam und Roller)

BODY GEAR DOOR RELEASE COMPONENTS

- Beschreibung :
 - gleich zu Wing Gear

BODY GEAR DOOR ACTUATOR UNLOCK LINKAGE

- Beschreibung :
 - gleich zu Wing Gear

LANDING GEAR GROUND DOOR RELEASE



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 2

32 - 30

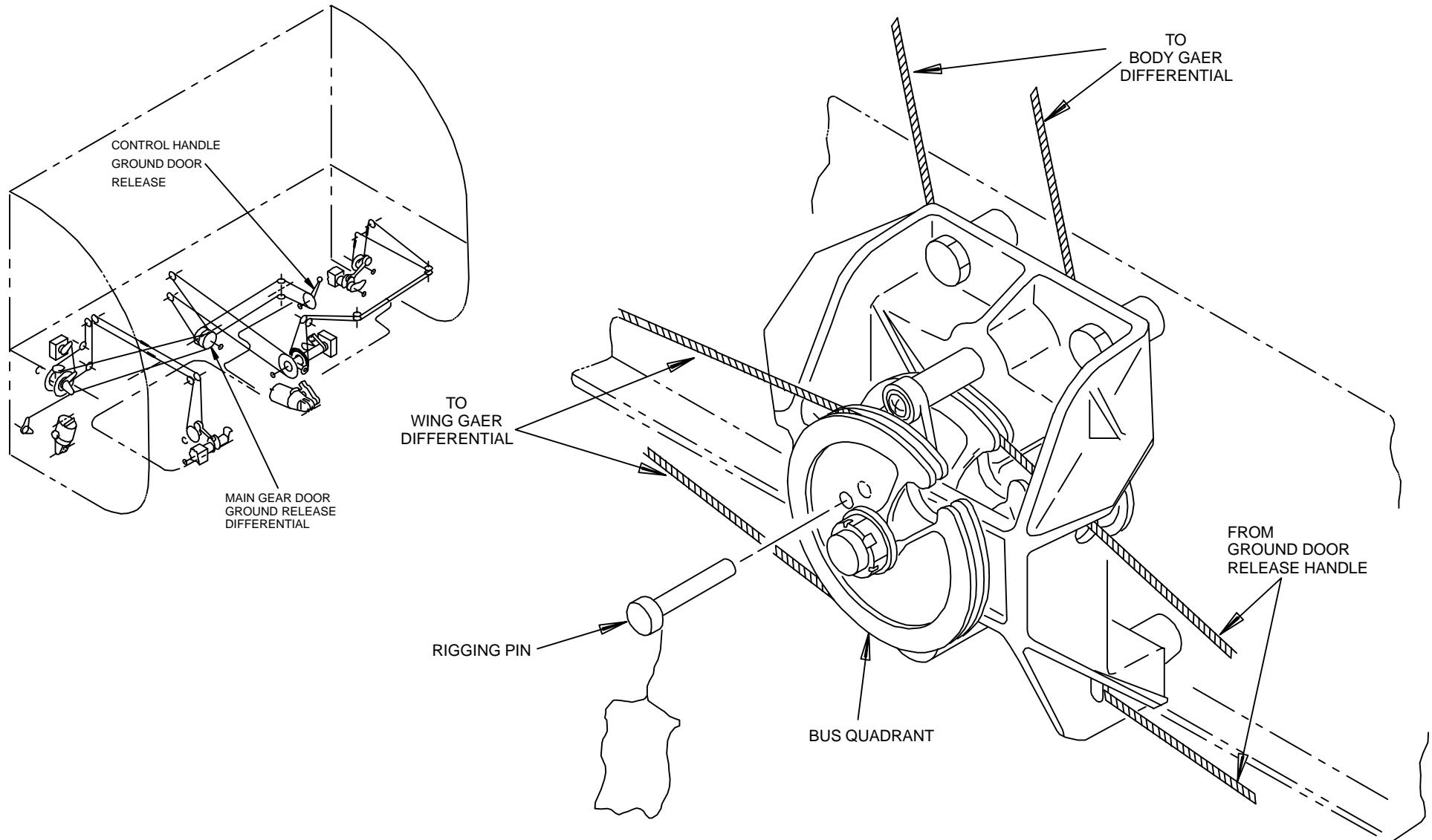


Figure 58 MAIN GEAR DOOR GROUND RELEASE DIFFERENTIAL

LANDING GEAR GROUND DOOR RELEASE



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
M 2
32 - 30

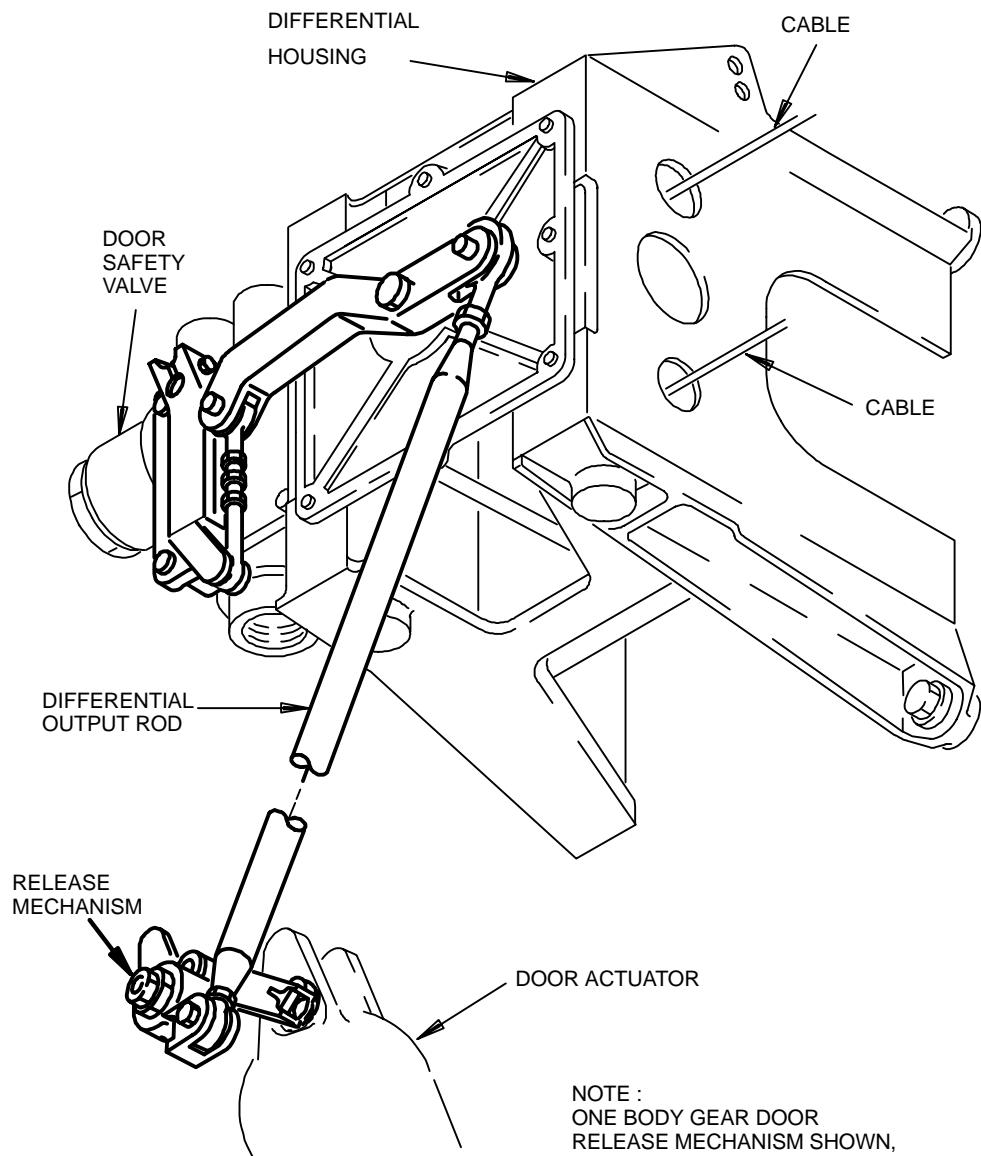
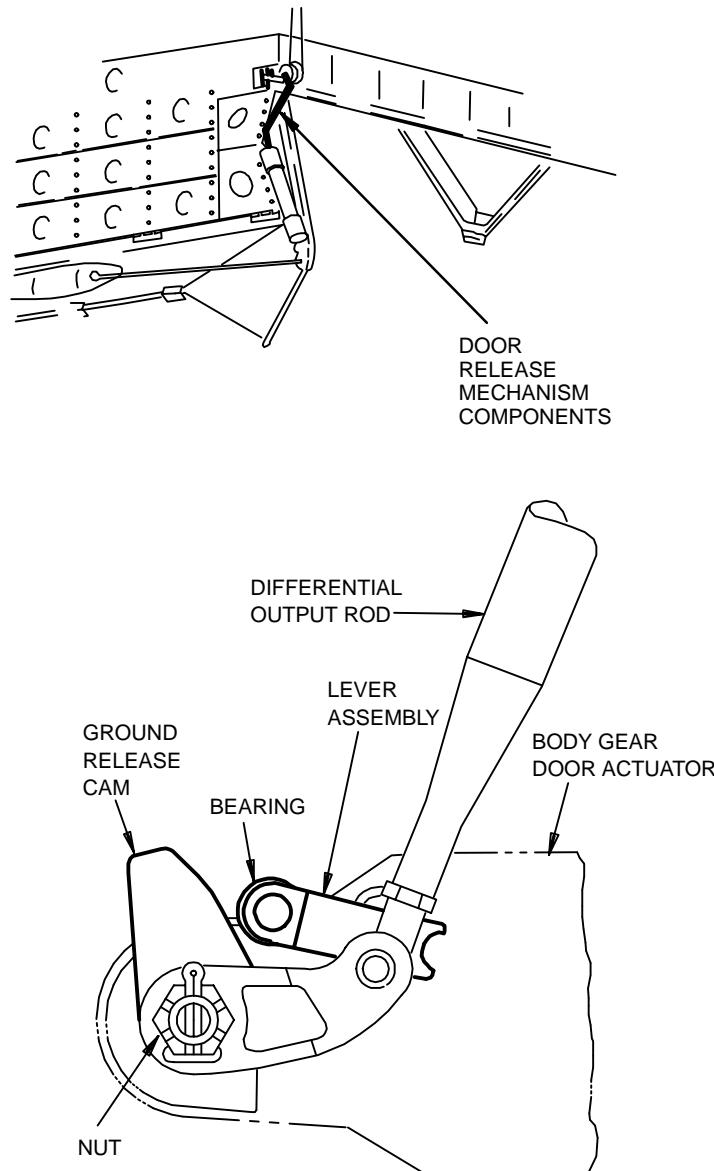


Figure 59 BODY GEAR DOOR RELEASE COMPONENTS

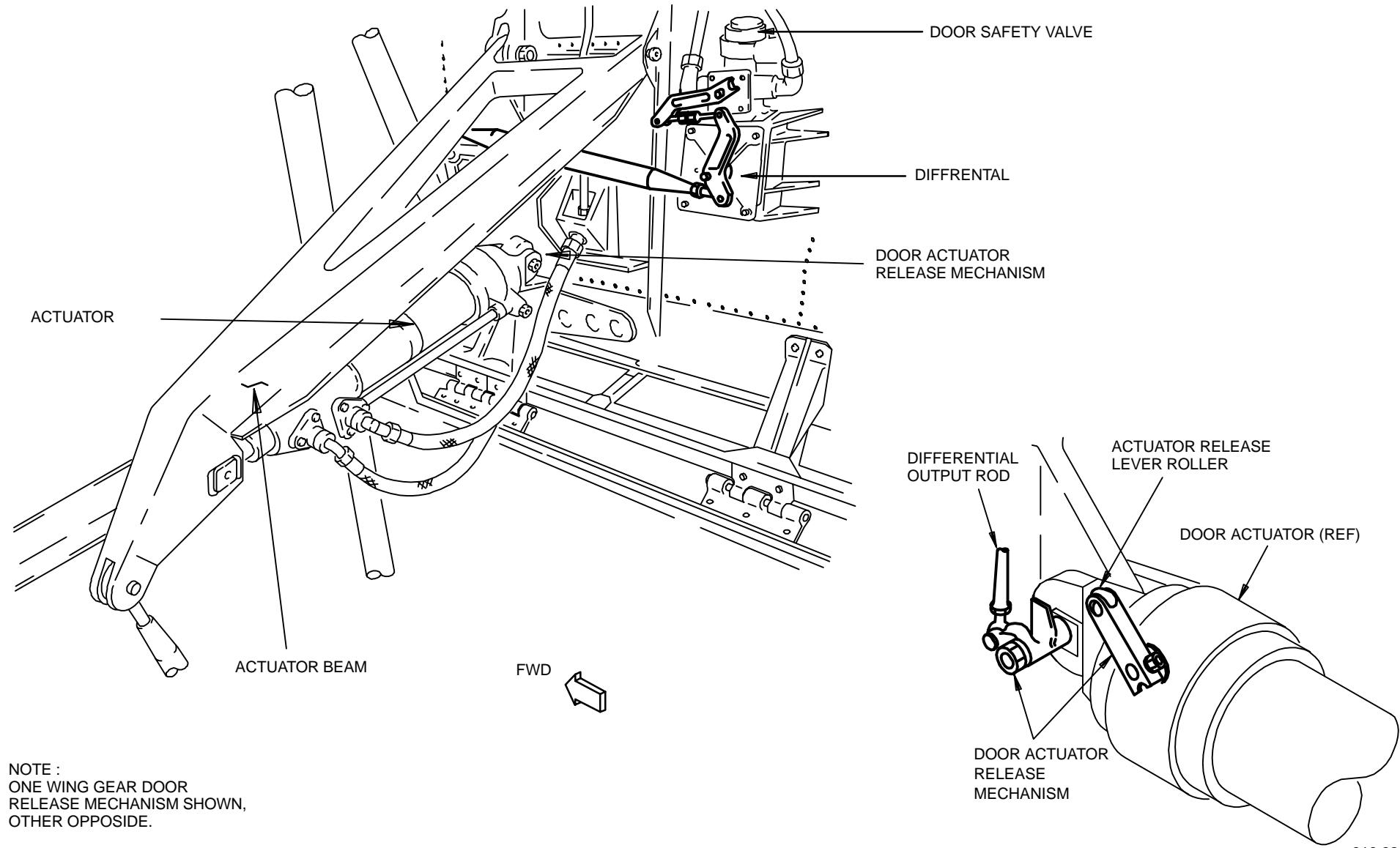


Figure 60 WING GEAR DOOR RELEASE COMPONENTS



32 - 09 LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM

PSEU P/N S283U001 - 10
WITHOUT SB 747-32-2425 / EO 118036

LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM / COMPONENTS

GENERAL

Das Landing Gear Multiple Use System besteht aus :

- Air / Ground Relays
- Proximity Switch Electronics Unit (PSEU).

Die Bauteile des Systems stellen Signale oder Informationen über das Fahrwerk anderen Flugzeugsystemen zur Verfügung.

Die Air/Ground Relays arbeiten als Schalter für diejenigen Flugzeugsysteme, die sich am Boden anders verhalten als im Fluge. Die Position der Landing Gear **Tilt Switches** informiert diese Systeme, ob das Flugzeug am Boden ist oder in der Luft. Die PSEU schaltet die Signale zu den Air/Ground Relays.

Die Air/Ground Relays sind im Left Power Distribution Panel (P414) und im Right Power Distribution Panel (P415) im Main Equipment Center installiert.

Die Stromversorgung der Relays erfolgt durch den

- 28V DC Bus 1
- 28V DC Bus 2
- 28V DC Battery Bus.

Die PSEU ist im E1-3 Rack im Main E/E Equipment Center installiert und wird über den 28 VDC Bus 1 / 2 / Battery Bus versorgt. Die PSEU stellt die Positions- und Steuersignale für Primary Landing Gear Sensors, Alternate Landing Gear Sensors und für die Alternate LE Flap Steuerungsanlage zur Verfügung. Positionssignale werden durch die Annäherungsschalter an den Hauptfahrwerken zur Verfügung gestellt. Die Steuersignale schalten die Steuerrelays der entsprechenden Flugzeugsysteme.

Zwei Untersysteme stehen für die Fahrwerksanlage zur Verfügung : Primary und Alternate. Die Landing Gear Subsystems bestehen aus :

- Proximity Switch Inputs
- Discrete Inputs
- Logic Functions Outputs.

Die beiden Untersysteme haben die gleichen Aufgaben. Sie benutzen jedoch unterschiedliche Sensoren. Beide Untersysteme haben eigene Stromversorgungen. Die Systeme haben gegenseitig keine Priorität, sie sind ausschließlich aus Redundanzgründen doppelt vorhanden.

Die digitalen Ausgangsdaten aus der PSEU werden mittels ARINC 429 Datenbus an das Engine Indicating and Crew Alerting System (EICAS) gesendet und zur Anzeige gebracht. EICAS stellt Fahrwerks-Anzeigen, die Gear Synoptic Page sowie Warning- Caution- und Status Messages zur Verfügung.

PROXIMITY SWITCH ELECTRONIC UNIT (PSEU)

Funktionen der PSEU sind :

- EICAS und CMC mit Fahrwerks- und LE Flap Positionsdaten zu versorgen.
- Steuerrelays in anderen Flugzeugsystemen zu versorgen
- Ein- und Ausgänge sowie Schaltungen mit Built-in-Test-Equipment (BITE) zu überwachen.

PSEU Eingangssignale kommen von Annäherungs- und externen Schaltern. Landing Gear Lever Switch, Hydraulic Pressure und Body Gear Steering Actuators werden mittels Signalen überwacht, die von Schaltern (Microswitches/Pressure Switches) erzeugt werden.



Die PSEU verwendet digitale Schaltungen und Operationsverstärker um die Eingangssignale in digitale und/oder analoge Ausgangssignale umzuwandeln. Die digitalen Ausgangssignale werden in der Hauptsache im EICAS und CMC System verwendet um mit deren Hilfe Messages zu erzeugen. Sie werden ebenfalls an das Aircraft Condition Monitoring System (ACMS) und an das Flight Recorder System geliefert. Analoge (Discrete) Ausgänge steuern andere Anzeigesysteme.

Die Verteilung der digitalen Daten und die Verbindung mit anderen Systemen erfolgt mittels ARINC 429 data link.

In der PSEU sind 7 Schaltkarten installiert.

- Primary und Alternate Proximity Circuit Karten
- Primary und Alternate Logic Driver Karten
- BITE Monitor Microprocessor Karten und eine Leading Edge Flap Karte.

FUNCTIONAL DESCRIPTION - PSEU

Die PSEU wird mit Eingangssignalen von Annäherungsschaltern und mechanischen Schaltern versorgt und erzeugt daraus digitale und analoge (discrete) Ausgangssignale.

Digitale Ausgangssignale werden an die 3 EFIS/EICAS Interface Units (EIU) gesendet. Die EIU's bereiten die Signale für die Anzeige auf und verteilen sie an die einzelnen Bildschirme.

Analoge Ausgänge werden zur Steuerung von Relays anderer Anzeige Systeme verwendet.

Die PSEU kann mittels digitaler Signale aus dem CMC gesteuert werden. Sie werden für die Initialisierung von Ground / System Tests verwendet.

Die PSEU sammelt Daten aus 3 Untersystemen : Primary Landing Gear, Alternate Landing Gear und Leading Edge Flaps.

Die Annäherungsschalter (Induktivschalter) werden mittels „Targets“ geschaltet und überwachen die Position der Fahrwerke/LE Flaps. Es sind keine beweglichen Teile erforderlich. Die Proximity Sensor Karte erzeugt eine Wechselspannung und versorgt jeden einzelnen Sensor, die Auswerteschaltung auf der Karte verwendet die Wechselspannung um die Veränderung der Induktivität des Annäherungsschalters zu messen. Eine hohe Induktivität ist vorhanden, wenn sich das Target in der Nähe des Sensors befindet, eine niedrige Induktivität ist vorhanden, wenn sich das Target vom Sensor entfernt hat.

Das Primary Landing Gear Subsystem hat folgende Sensoren

- die Primary Uplock Sensoren
- die Primary Downlock Sensoren
- die Primary Tilt Sensoren
- der Primary Nose Gear Up Sensor
- der Primary Nose Gear Lock Sensor
- der Primary Nose Gear Squat Sensor
- der Primary Nose Gear Door Sensor
- der Primary Body Gear Door Sensor
- der Primary Wing Gear Door Sensor

Das Alternate Landing Gear Subsystem hat folgende Sensoren

- die Alternate Uplock Sensoren
- die Alternate Downlock Sensoren
- die Alternate Tilt Sensoren
- der Alternate Nose Gear Up Sensor
- der Alternate Nose Gear Lock Sensor
- der Alternate Nose Gear Squat Sensor
- der Alternate Nose Gear Door Sensor
- der Alternate Body Gear Door Sensor
- der Alternate Wing Gear Door Sensor

Das LE Flap Überwachungssystem hat 16 Sensoren, 8 an jeder Tragfläche.

NOTE: Ab der D-ABVU ist kein **LE Flap Überwachungssystem** mehr installiert.



Die Logic/Driver Karten werten Sensor Logic Signale und Schaltereingänge von folgenden Systemen aus :

- Body Gear Steering Actuators (when Body gear is centered)
- Landing Gear Lever Switch (when Landing gear lever is in DOWN position)
- Hydraulic System 1 Pressure (when the pressure is low)
- Hydraulic System 4 Pressure (when the pressure is low)

Die Logic/Driver Karten stellen die ausgewerteten Signale für Kontrollen und Anzeigen der folgenden Systeme zur Verfügung :

- Nose Gear Not Down and Locked (Instrument Landing System (ILS))
- Landing Gear Lever Unlock (landing gear lever unlock solenoid)
- Autospoiler Enable (autospoiler relays)
- Air Mode (air/ground relays)
- Ground Mode (air/ground relays)
- Nose Gear Compressed (nose gear steering relays)
- Nose Gear Not Compressed (nose gear steering relays)
- All Gear Down (Stabilizer Trim/Rudder Ratio Module (SRM))

Die PSEU ist mit einer Test/Selbsttesteinrichtung BITE (Built-In-Test-Equipment) versehen um Fehler zu finden und deren Ursachen zu ermitteln. Die Selbsttesteinrichtung überprüft periodisch PSEU Eingänge, die Schaltkarten interne Bauteile, aber auch Funktionen, die für ein korrektes Arbeiten der PSEU unabdingbar sind.

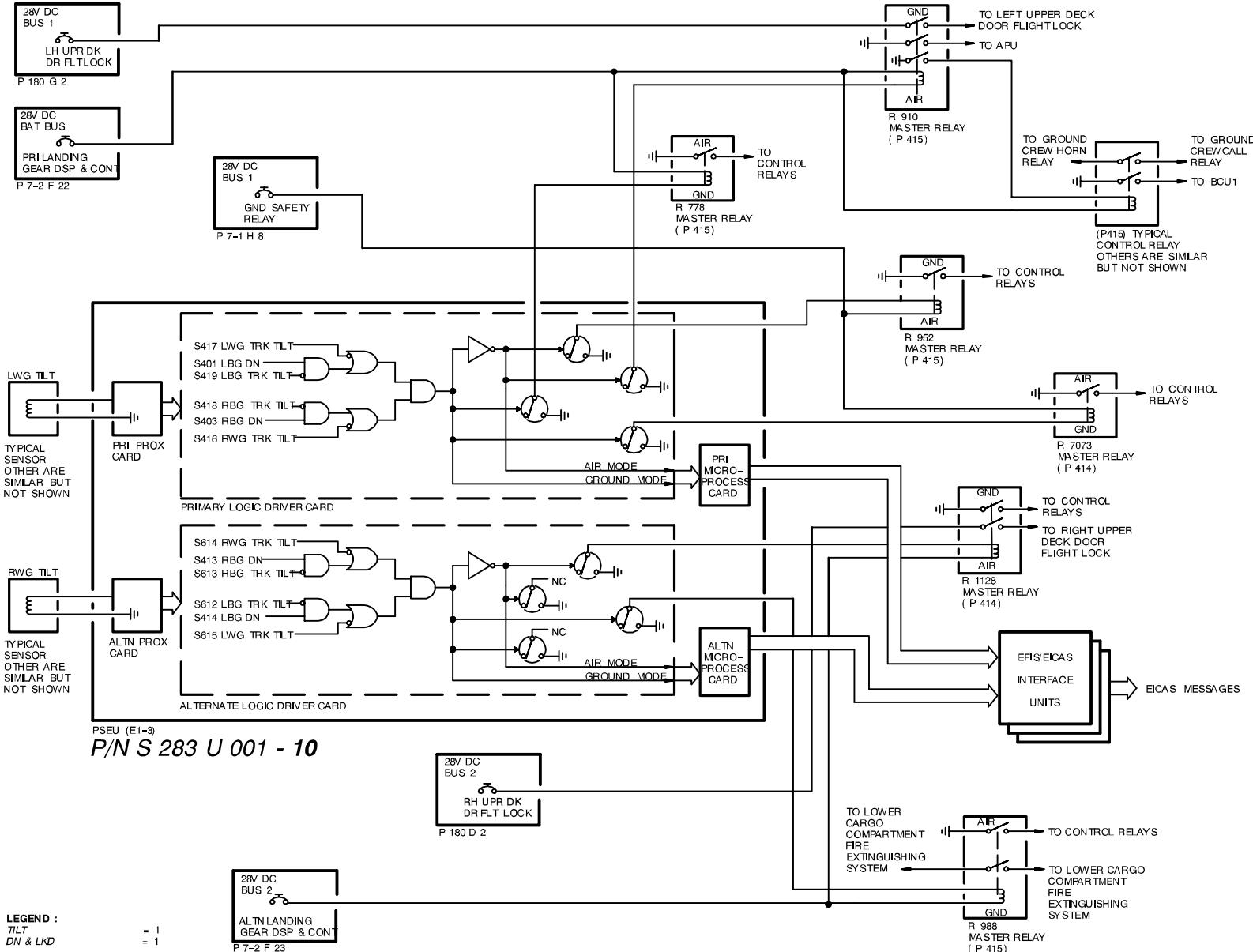
- wird ein Fehler entdeckt, wird er durch das PSEU BITE isoliert und wenn möglich, der entsprechenden Line Replaceable Unit (LRU) zugeordnet.
- Nach dem Wechsel der defekten LRU überprüft das PSEU BITE die korrekte Funktion des Bauteils.

Die LRU's für die PSEU sind die Annäherungsschalter. Fehler in der Verkabelung zum entsprechenden Sensor kann BITE ebenfalls ermitteln. Die internen Schaltkarten zählen nicht zu den LRU's. Sind diese defekt, muß die PSEU gewechselt werden.

Es werden zwei Typen von Fehlern unterschieden,

- Line Relevant Failures und
- Shop Relevant Failures.

**LANDING GEAR
LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM**

**Lufthansa
Technical Training**
B 747 - 430**B 2****32 - 09****REFERER TO DIN A 3 PAGE**
Figure 61 PROXIMITY SWITCH ELECTRONICS UNIT (PSEU) SCHEMATIC



32 - 09 LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM

PSEU P/N S283U001 - 14

AND AIRPLANES WITH SB 747-32-2425 / EO 118036

LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM/COMPONENTS

GENERAL

Das Landing Gear Multiple Use System besteht aus :

- Air / Ground Relays
- Proximity Switch Electronics Unit (PSEU).

Die Bauteile des Systems stellen Signale oder Informationen über das Fahrwerk anderen Flugzeugsystemen zur Verfügung.

Die Air/Ground Relays arbeiten als Schalter für diejenigen Flugzeugsysteme, die sich am Boden anders verhalten als im Fluge. Die Position der Landing Gear **Tilt Switches** informiert diese Systeme, ob das Flugzeug am Boden ist oder in der Luft. Die PSEU schaltet die Signale zu den Air/Ground Relays.

Die Air/Ground Relays sind im Left Power Distribution Panel (P414) und im Right Power Distribution Panel (P415) im Main Equipment Center installiert.

Die Stromversorgung der Relays erfolgt durch den

- 28V DC Bus 1
- 28V DC Bus 2
- 28V DC Battery Bus.

Die PSEU ist im E1-3 Rack im Main E/E Equipment Center installiert und wird über den 28 VDC Bus 1 / 2 / Battery Bus versorgt. Die PSEU stellt die Positions- und Steuersignale für Primary Landing Gear Sensors, Alternate Landing Gear Sensors und für die Alternate LE Flap Steuerungsanlage zur Verfügung. Positionssignale werden durch die Annäherungsschalter an den Hauptfahrwerken zur Verfügung gestellt. Die Steuersignale schalten die Steuerrelays der entsprechenden Flugzeugsysteme.

Zwei Untersysteme stehen für die Fahrwerksanlage zur Verfügung : Primary und Alternate. Die Landing Gear Subsystems bestehen aus :

- Proximity Switch Inputs
- Discrete Inputs
- Logic Functions Outputs.

Die beiden Untersysteme haben die gleichen Aufgaben. Sie benutzen jedoch unterschiedliche Sensoren. Beide Untersysteme haben eigene Stromversorgungen. Die Systeme haben gegenseitig keine Priorität, sie sind ausschließlich aus Redundanzgründen doppelt vorhanden.

Die digitalen Ausgangsdaten aus der PSEU werden mittels ARINC 429 Datenbus an das Engine Indicating and Crew Alerting System (EICAS) gesendet und zur Anzeige gebracht. EICAS stellt Fahrwerks-Anzeigen, die Gear Synoptic Page sowie Warning- Caution- und Status Messages zur Verfügung.

PROXIMITY SWITCH ELECTRONIC UNIT (PSEU)

Funktionen der PSEU sind :

- EICAS und CMC mit Fahrwerks- und LE Flap Positionsdaten zu versorgen.
- Steuerrelays in anderen Flugzeugsystemen zu versorgen
- Ein- und Ausgänge sowie Schaltungen mit Built-in-Test-Equipment (BITE) zu überwachen.

PSEU Eingangssignale kommen von Annäherungs- und externen Schaltern. Landing Gear Lever Switch, Hydraulic Pressure und Body Gear Steering Actuators werden mittels Signalen überwacht, die von Schaltern (Microswitches/Pressure Switches) erzeugt werden.



Die PSEU verwendet digitale Schaltungen und Operationsverstärker um die Eingangssignale in digitale und/oder analoge Ausgangssignale umzuwandeln. Die digitalen Ausgangssignale werden in der Hauptsache im EICAS und CMC System verwendet um mit deren Hilfe Messages zu erzeugen. Sie werden ebenfalls an das Aircraft Condition Monitoring System (ACMS) und an das Flight Recorder System geliefert. Analoge (Discrete) Ausgänge steuern andere Anzeigesysteme.

Die Verteilung der digitalen Daten und die Verbindung mit anderen Systemen erfolgt mittels ARINC 429 data link.

In der PSEU sind 7 Schaltkarten installiert.

- Primary und Alternate Proximity Circuit Karten
- Primary und Alternate Logic Driver Karten
- BITE Monitor Microprocessor Karten und eine Leading Edge Flap Karte.

FUNCTIONAL DESCRIPTION - PSEU

Die PSEU wird mit Eingangssignalen von Annäherungsschaltern und mechanischen Schaltern versorgt und erzeugt daraus digitale und analoge (discrete) Ausgangssignale.

Digitale Ausgangssignale werden an die 3 EFIS/EICAS Interface Units (EIU) gesendet. Die EIU's bereiten die Signale für die Anzeige auf und verteilen sie an die einzelnen Bildschirme.

Analoge Ausgänge werden zur Steuerung von Relays anderer Anzeige-Systeme verwendet.

Die PSEU kann mittels digitaler Signale aus dem CMC gesteuert werden. Sie werden für die Initialisierung von Ground / System Tests verwendet.

Die PSEU sammelt Daten aus 3 Untersystemen : Primary Landing Gear, Alternate Landing Gear und Leading Edge Flaps.

Die Annäherungsschalter (Induktivschalter) werden mittels „Targets“ geschaltet und überwachen die Position der Fahrwerke/LE Flaps. Es sind keine beweglichen Teile erforderlich. Die Proximity Sensor Karte erzeugt eine Wechselspannung und versorgt jeden einzelnen Sensor, die Auswerteschaltung auf der Karte verwendet die Wechselspannung um die Veränderung der Induktivität des Annäherungsschalters zu messen. Eine hohe Induktivität ist vorhanden, wenn sich das Target in der Nähe des Sensors befindet, eine niedrige Induktivität ist vorhanden, wenn sich das Target vom Sensor entfernt hat.

Das Primary Landing Gear Subsystem hat folgende Sensoren

- die Primary Uplock Sensoren
- die Primary Downlock Sensoren
- die Primary Tilt Sensoren
- der Primary Nose Gear Up Sensor
- der Primary Nose Gear Lock Sensor
- der Primary Nose Gear Squat Sensor
- der Primary Nose Gear Door Sensor
- der Primary Body Gear Door Sensor
- der Primary Wing Gear Door Sensor
- Hydraulic System No.1 Pressure (HYDIM 1)
- Hydraulic System No.4 Pressure (HYDIM 4)
- der Primary Nose Gear Compressed Sensor

Das Alternate Landing Gear Subsystem hat folgende Sensoren

- die Alternate Uplock Sensoren
- die Alternate Downlock Sensoren
- die Alternate Tilt Sensoren
- der Alternate Nose Gear Up Sensor
- der Alternate Nose Gear Lock Sensor
- der Alternate Nose Gear Squat Sensor
- der Alternate Nose Gear Door Sensor
- der Alternate Body Gear Door Sensor
- der Alternate Wing Gear Door Sensor
- Hydraulic System No.1 Pressure (HYDIM 1)
- Hydraulic System No.4 Pressure (HYDIM 4)
- der Alternate Nose Gear Compressed Sensor

Das LE Flap Überwachungssystem hat 16 Sensoren, 8 an jeder Tragfläche.

NOTE: Ab der D-ABVU ist kein LE Flap Überwachungssystem mehr installiert.

LANDING GEAR

LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2

32 - 09

Die Logic/Driver Karten werten Sensor Logic Signale und Schaltereingänge von folgenden Systemen aus :

- Body Gear Steering Actuators (when Body gear is centered)
- Landing Gear Lever Switch (when Landing gear lever is in DOWN position)
- Hydraulic System 1 Pressure (when the pressure is low)
- Hydraulic System 4 Pressure (when the pressure is low)

Die Logic/Driver Karten stellen die ausgewerteten Signale für Kontrollen und Anzeigen der folgenden Systeme zur Verfügung :

- Nose Gear Not Down and Locked (Instrument Landing System (ILS))
- Landing Gear Lever Unlock (landing gear lever unlock solenoid)
- Autospoiler Enable (autospoiler relays)
- Air Mode (air/ground relays)
- Ground Mode (air/ground relays)
- Nose Gear Compressed (nose gear steering relays)
- Nose Gear Not Compressed (nose gear steering relays)
- All Gear Down (Stabilizer Trim/Rudder Ratio Module (SRM))

Die PSEU ist mit einer Test/Selbsttesteinrichtung BITE (Built-In-Test-Equipment) versehen um Fehler zu finden und deren Ursachen zu ermitteln. Die Selbsttesteinrichtung überprüft periodisch PSEU Eingänge, die Schaltkarten interne Bauteile, aber auch Funktionen, die für ein korrektes Arbeiten der PSEU unabdingbar sind.

- wird ein Fehler entdeckt, wird er durch das PSEU BITE isoliert und wenn möglich, der entsprechenden Line Replaceable Unit (LRU) zugeordnet.
- Nach dem Wechsel der defekten LRU überprüft das PSEU BITE die korrekte Funktion des Bauteils.

Die LRU's für die PSEU sind die Annäherungsschalter. Fehler in der Verkabelung zum entsprechenden Sensor kann BITE ebenfalls ermitteln. Die internen Schaltkarten zählen nicht zu den LRU's. Sind diese defekt, muß die PSEU gewechselt werden.

Es werden zwei Typen von Fehlern unterschieden,

- Line Relevant Failures und
- Shop Relevant Failures.

Zu den Line Relevant Failures werden Fehler gezählt, die durch Wartungspersonal (Line Maintenance) behoben werden können z.B :

- Sensoren und zugeordnete Verkabelung
- Sensor failed
- Sensor or associated wiring open
- Sensor or associated wiring short
- Discrete input (Sensor) Fehler
- Discrete inputs are not in a correct state
- ARINC 429 receiver port:
- No data received for 3 seconds
- Failed PSEU
- Target position error
- Subsystem failed

Shop Relevant Failures sind Fehler, zu deren Behebung eine Werkstatt mit der entsprechenden Ausrüstung erforderlich ist. Zu Shop Relevant Failures zählen:

- Failed ARINC 429 receiver
- Failed ARINC 429 transmitter
- Failed printed circuit cards
- ARINC 429 data ports disagree
- Circuit cards that you cannot use together in the same PSEU.p

REFERRAL TO DIN A3 PAGE

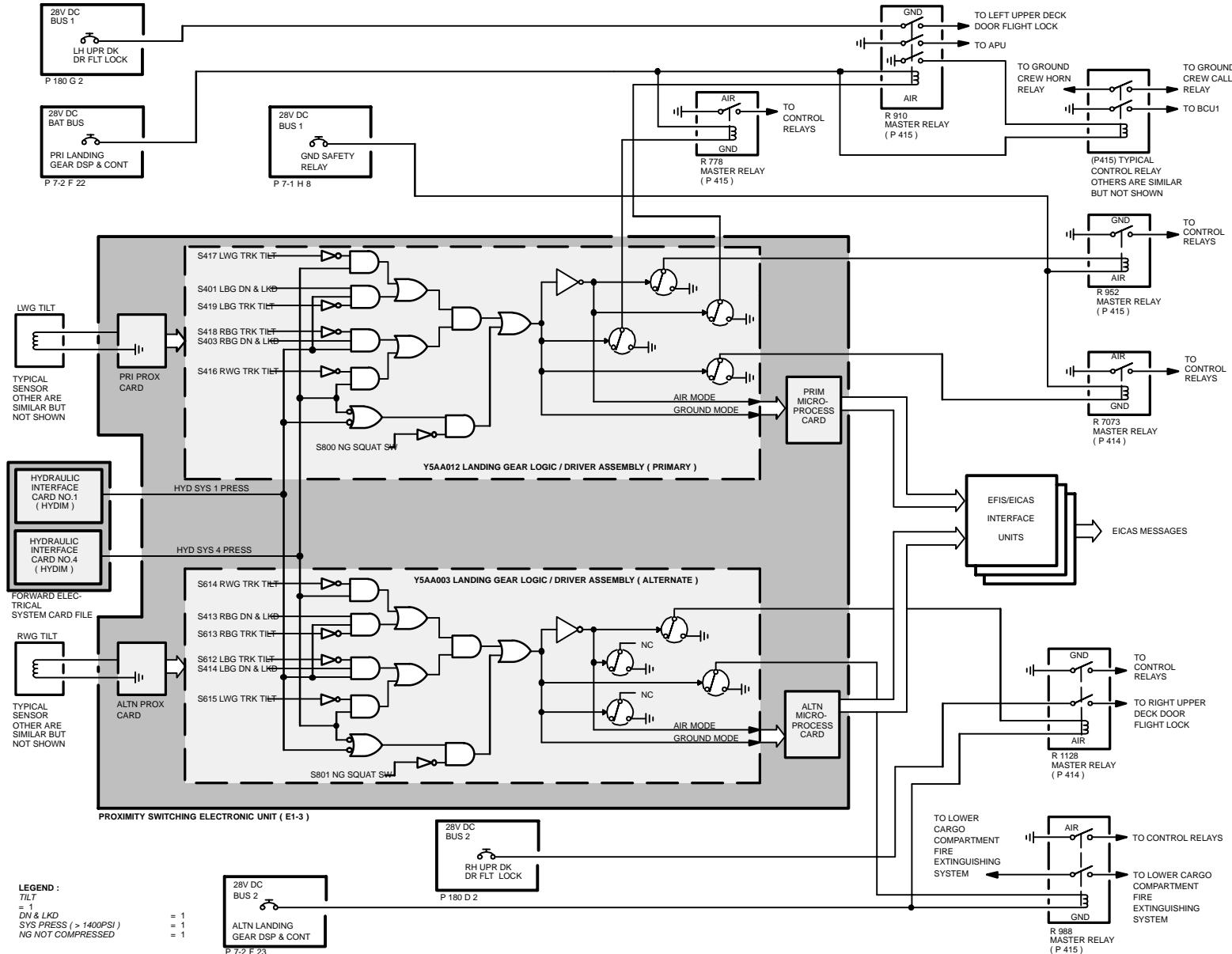


Figure 62 PROXIMITY SWITCH ELECTRONICS UNIT (PSEU) SCHEMATIC



GEAR SENSOR POSITION COMPONENTS

GENERAL

Das Landing Gear Position Indication System überwacht die Position des Landing Gears und die Landing Gear Doors. Das Landing Gear Indication System arbeitet mit Proximity Switch Sensors und Indication Displays.

Die Proximity Switch Sensors befinden sich an dem Landing Gear und den Landing Gear Doors. Die Nose Gear Sensoren überwachen die Position UP, LOCK und COMPRESSED (Squat) Position. Die Body- und Wing Gear Sensoren überwachen die Position UP, DOWN und TILT.

Die Indication erfolgt auf dem Engine Indication and Crew Alerting System (EICAS).

LANDING GEAR CONTROL HANDLE MODULE

Das Landing Gear Control Handle Module beinhaltet verschiedene mechanische und elektro-mechanische Komponenten.

Das Control Handle Module beinhaltet das Landing Gear Control Handle Assembly, das Landing Gear Control Handle Lock, den Lock Override Mechanism, die Gear Down Indicator Switches, die Alternate Gear Extension Switches und die Alternate Flap Extension Switches.

Die Landing Gear Gear Down Indicator Switches befinden sich in dem Module und werden von einem Roller am Ende des Handle Assemblies betätigt, wenn das Landing Gear Handle sich in der DOWN Position befindet.

NOSE GEAR SENSORS

Die Nose Gear Lock Sensoren überwachen die Nose Gear LOCKED-Position in zwei Positionen, UP und DOWN. Wenn das Nose Gear sich in der UP-Position befindet, ist das Drag Strut Assembly in der horizontalen Position. Die Sensoren befinden sich an der Upper Drag Strut und die Targets an dem Lock

Link Assembly. In beiden Positionen befinden sich die Sensoren nahe dem Target.

BODY GEAR SENSORS

Die Body Gear Downlock Sensoren überwachen die Body Gear DOWN- und an dem Jury Strut Assembly die LOCKED-Position. Die Body Gear Downlock Sensoren befinden sich an der Upper Jury Strut, dem Jury Strut Apex. Die Targets befinden sich an der Lower Jury Strut. Die Targets befinden sich in der Nähe der Sensoren, wenn das Body Gear sich in der DOWN- und LOCKED-Position befindet.

Die Body Gear Uplock Sensoren überwachen die Body Gear UP- und an dem Uplock Mechanism, die LOCKED-Position. Die Uplock Sensoren befinden sich in der Nähe des Uplock Hooks. Die Targets befinden sich in Uplock Mechanism. Die Targets sind in der Nähe der Sensoren, wenn das Body Gear sich in der UP- und LOCKED-Position befindet.

WING GEAR SENSORS

Die Wing Gear Downlock Sensoren überwachen die Wing Gear DOWN- und an dem Jury Strut Assembly die LOCKED-Position. Die Wing Gear Downlock Sensoren befinden sich an der Upper Jury Strut, dem Jury Strut Apex. Die Targets befinden sich an der Lower Jury Strut. Die Targets befinden sich an der Lower Jury Strut. Die Targets befinden sich in der Nähe der Sensoren, wenn das Wing Gear sich in der DOWN- und LOCKED-Position befindet.

Die Wing Gear Uplock Sensoren überwachen die Wing Gear UP- und an dem Uplock Mechanism, die LOCKED-Position. Die Uplock Sensoren befinden sich in der Nähe des Uplock Hooks. Die Targets befinden sich in Uplock Mechanism. Die Targets sind in der Nähe der Sensoren, wenn das Wing Gear sich in der UP- und LOCKED-Position befindet.

LANDING GEAR INDICATION SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 60

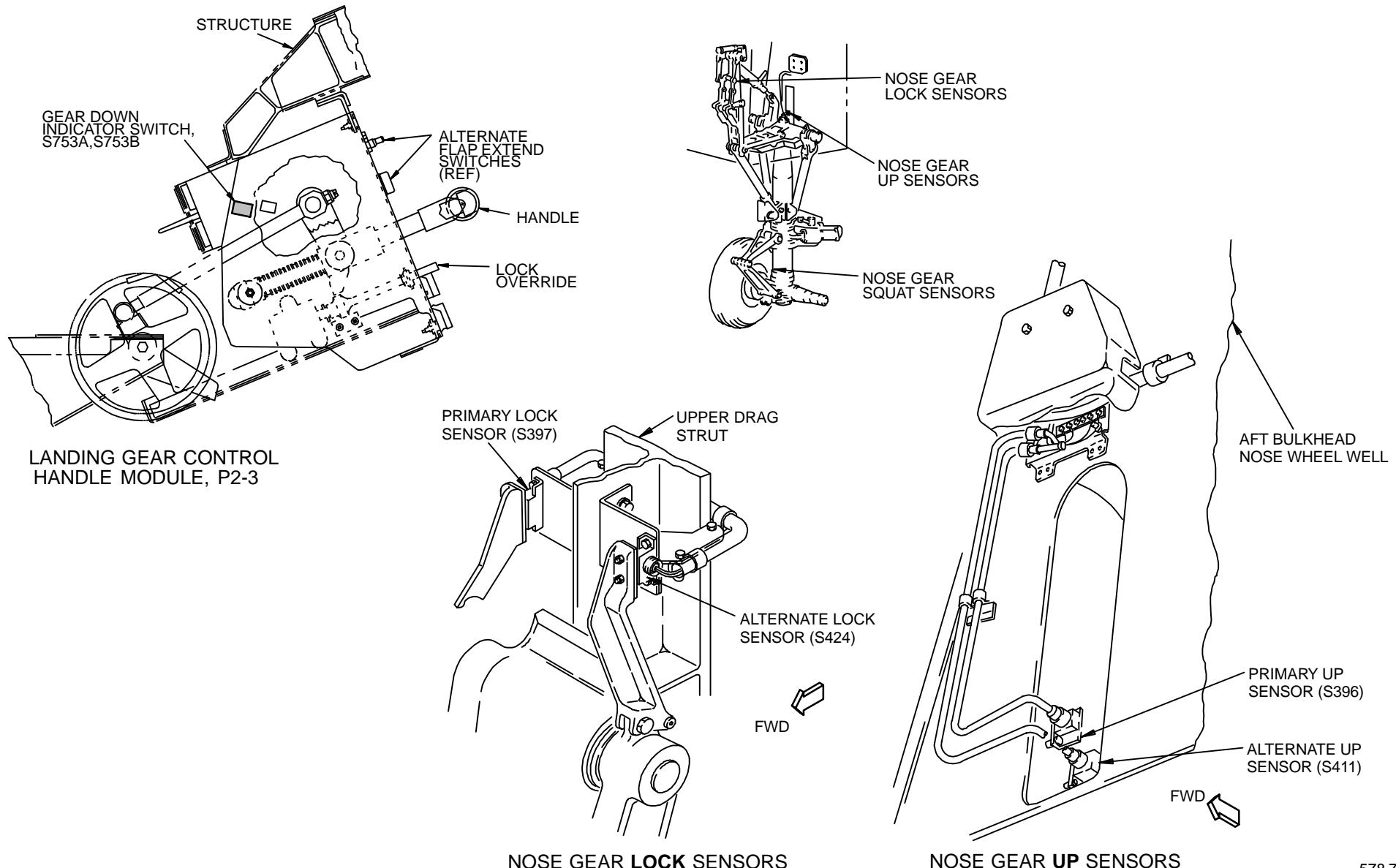
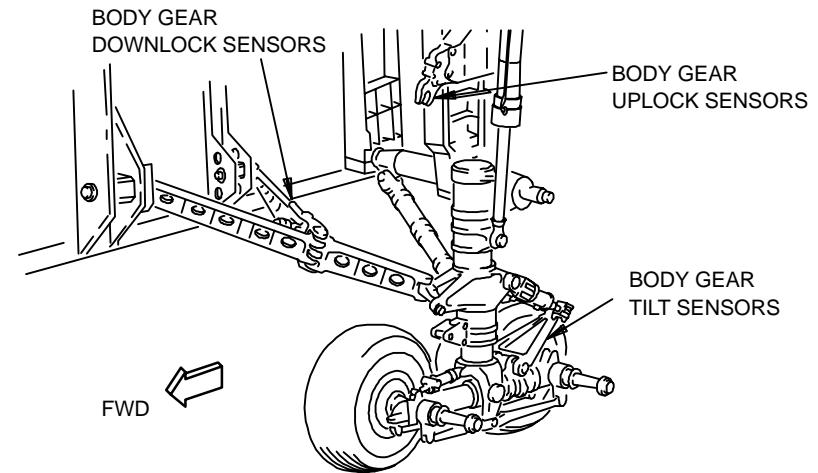
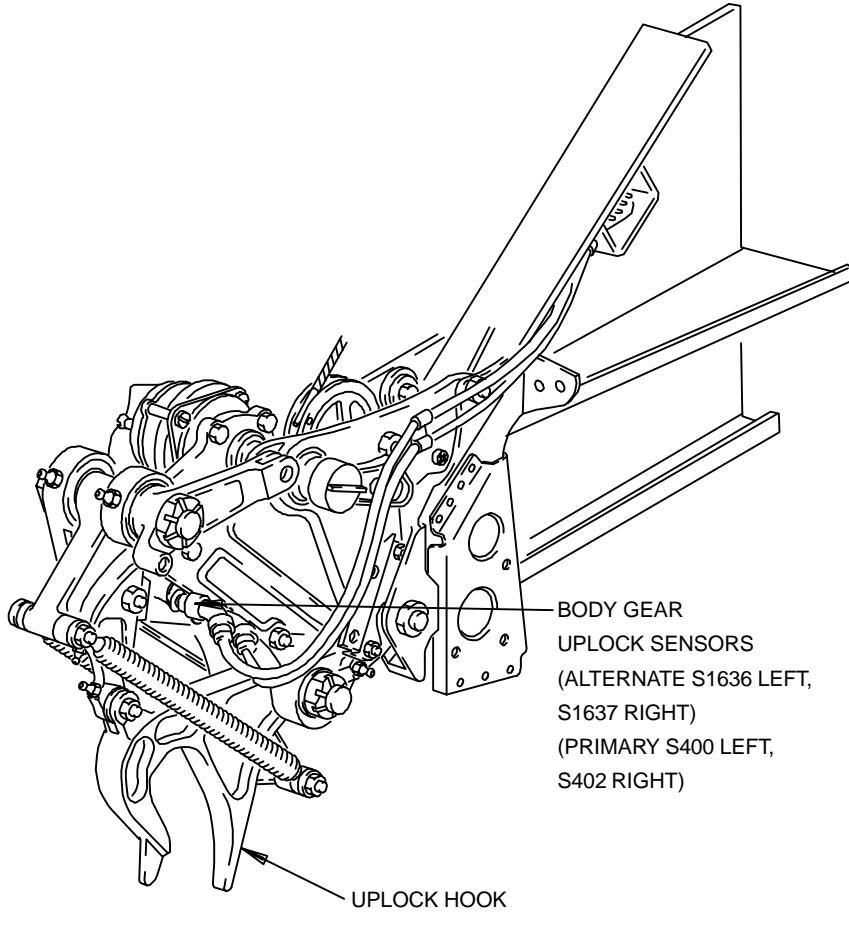


Figure 63 NOSE GEAR POSITION COMPONENTS



LEFT BODY GEAR SHOWN
(RIGHT BODY GEAR EQUIVALENT)

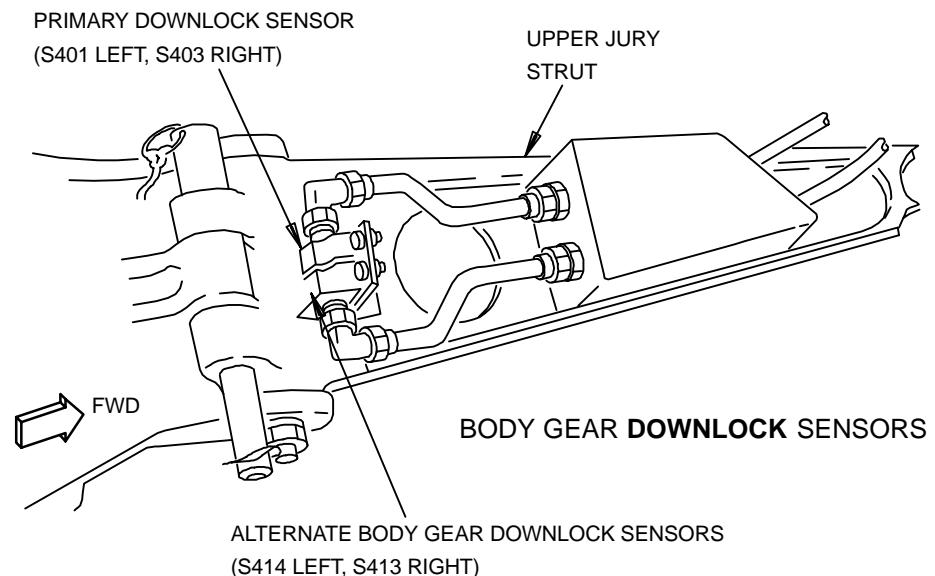


Figure 64 BODY GEAR POSITION COMPONENTS

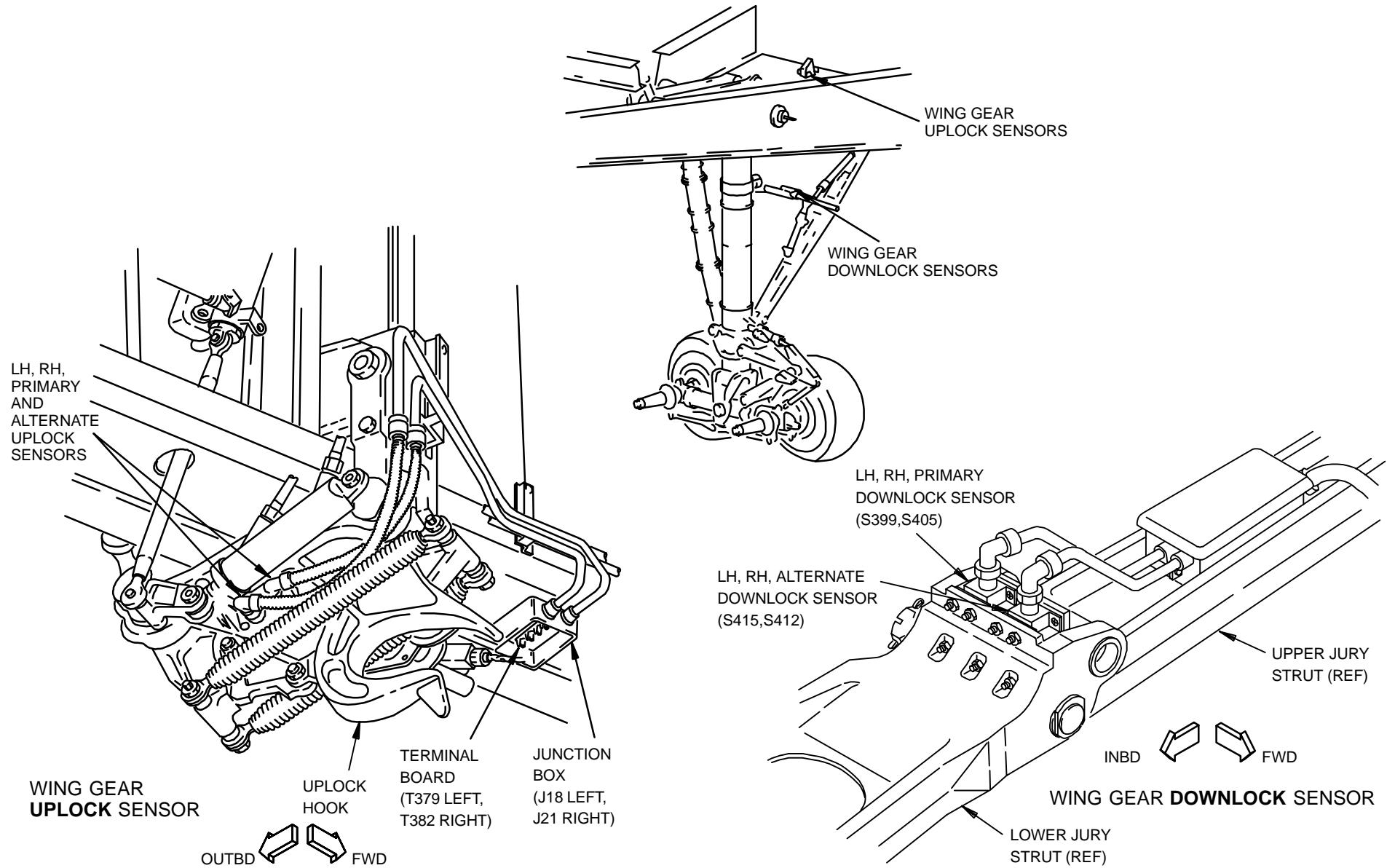


Figure 65 WING GEAR POSITION COMPONENTS



PROXIMITY SENSOR

BESCHREIBUNG

Die Proximity Sensoren geben ein Target Position Signal zu der Proximity Switch Electronics Unit (PSEU) in die PSEU Circuit Cards.

Die Sensoren arbeiten in Verbindung mit einem Steel-Target und sind von der PSEU mit periodischen Pulsen stromversorgt.

Die PSEU Cards benutzen die Impulse zum Messen der Induktivität.

Je näher sich das Target an dem Sensor befindet, um so größer ist die Induktivität, d.h.

- Target NEAR = 0.3V => 5mH = Logic 1
- Target FAR = 15.0V = < 5mH = Logic 0

Die Sensoren können mit dem Ground Test für die PSEU überprüft werden auf

- Nominal Inductance
- Open Circuit = (High Inductance)
- Short Circuit = (Low Inductance)

(Siehe Ground Test Description).

Es gibt zwei Typen von Proximity Sensoren :

- Cylindrical Unit
NUR benutzt bei Gear UP & LOCKED
- Rectangular Unit
an allen Abfragepositionen.

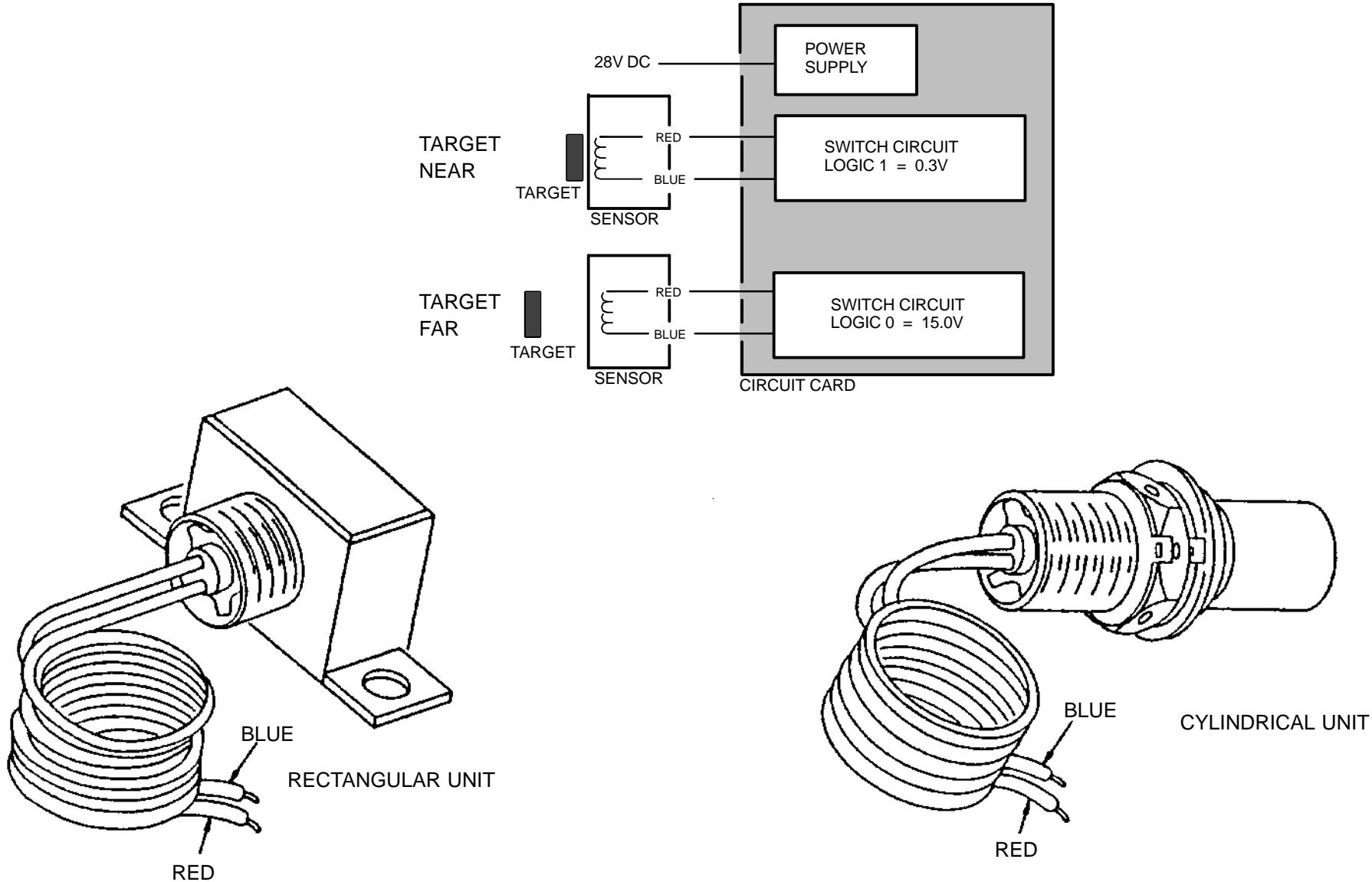


Figure 66 PROXIMITY SENSOR UNITS



GEAR POSITION INDICATION

NORMAL GEAR POSITION INDICATION

Die Normal Gear Position Indication erfolgt von der Proximity Switch Electronics Unit (PSEU) von dem Primary- **ODER** dem Alternate Subsystem, *d.h. eines der beiden Subsysteme führt die Position Indication des Gears aus.* Alle Gears werden in einem Symbol zusammengefaßt auf dem Main EICAS Display angezeigt.

D O W N : (green)



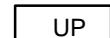
- die Indication erfolgt, wenn :
 - Landing Gear Level : DOWN
 - und
 - All Gears DOWN & LOCKED.

T R A N S I T : (white/Stripes)



- die Indication erfolgt bei jedem Transit-V organg (Time < 30sec.), wenn :
 - Landing Gear Level Position
 - und
 - Gear Position nicht übereinstimmt.

U P : (white)



- die Indication erfolgt, wenn :
 - Landing Gear Lever : NOT DOWN
 - und
 - All Gears UP & LOCKED.
- die Indication wird nach 10 sec. ausgeblendet, d.h. während des Fluges erfolgt keine Gear Indication.

ABNORMAL GEAR POSITION INDICATION

Die Abnormal Gear Position Indication erfolgt von der Proximity Switch Electronics Unit (PSEU) von dem Primary- **UND** dem Alternate Subsystem, *d.h. in beiden Subsystemen muß für ein und das selbe Gear der Fehler vorliegen.*

Wennz.B. ein Gear länger als 30sec. für den Transitvorgang benötigt, d.h. wenn die vorgewählte Landing Gear Lever Position nicht mit dem Landing Gear übereinstimmt.

Es erfolgt dann die MULTIPLE GEAR-Indication, d.h. es wird jedes Gear einzeln angezeigt. Es erscheinen die gleichen Symbole wie in der Normal Indication.



Zusätzlich kann das folgende Symbol (amber) angezeigt werden, wenn :

- total Power Loss of PSEU
- both Channel Failure of PSEU



Gleichzeitig erfolgt die Caution- und/oder Status Message :
GEAR DISAGREE.

Die einzelnen Gear Position Sensoren können über das Central Maintenance Computer System (CMCS) mittels Input Monitoring auf ihre Position abgefragt werden :

Input Monitoring (siehe MM 32-61-00) :

PRIM : E / 070 / LBL / SDI.

ALT : E / 099 / LBL / SDI.

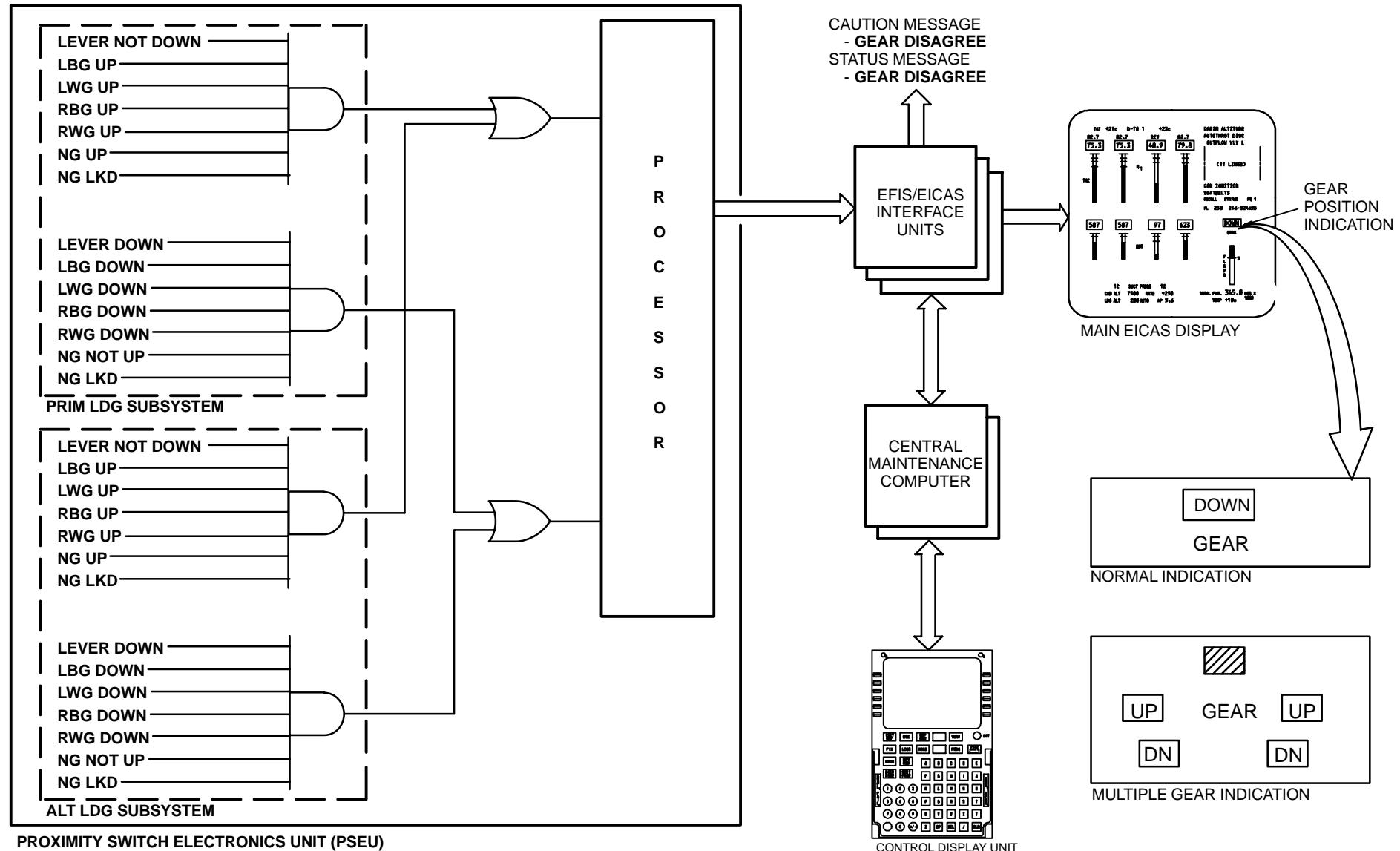


Figure 67 GEAR POSITION INDICATION SCHEMATIC



DOOR POSITION INDICATION COMPONENTS

BESCHREIBUNG

Die Door Sensoren sind in die Nähe des Target wenn die Gear Doors sich in der CLOSED - Position befinden.

Die Door Sensoren senden ein Signal zu der PSEU, wird verarbeitet und unter anderem über die EIU's auf der EICAS GEAR SYNOPTIC Page zur Anzeige gebracht.

Die Nose Gear Door Position Sensoren befinden sich an dem Right Forward Bulkhead in dem Nose Gear Wheel Well. Die Targets auf der Vorderseite des Right Nose Gear Wheel Doors.

Die Body Gear Door Position Sensoren unten am Door Stop Support Beam. Die Targets auf der Vorderkante des Outboard Body Gear Wheel Well Doors.

Die Wing Gear Door Position Sensoren befinden sich in der Mitte des Forward Bulkhead in den Wing Gear Wheel Wells. Die Targets an der Vorderkante des Inboard Wing Gear Wheel Doors.

FEHLERANZEIGE : GEAR DOOR SYSTEM

Wenn **nur ein Fehler**, z.B. von den Left Body Gear Door Alternate Proximity Switch durch die PSEU festgestellt wurde, wird nur die

Status Message :

GEAR MONITOR 32 61 01 00

und auf der MCDU wird die

CMCS Message :

**L BODY GEAR DOOR ALTERNATE PROX SWITCH SENSOR / WIRE FAIL
(PSEU) (32 794)**

angezeigt,

wird **gleichzeitig** ein Fehler des Left Body Gear Door Primary Proximity Switches festgestellt, so wird die Status Message :

GEAR MONITOR 32 61 01 00

und

Advisory Message :

GEAR DOOR 32 31 03 00

und / oder

Status Message :

GEAR DOOR 32 31 04 00

angezeigt

und auf der MCDU wird die

CMCS Message :

**L BODY GEAR DOOR ALTERNATE PROX SWITCH SENSOR / WIRE FAIL
(PSEU) (32 794)**

und

CMCS Message :

**L BODY GEAR DOOR PRIMARY PROX SWITCH SENSOR / WIRE FAIL
(PSEU) (32 634)**

angezeigt.

LANDING GEAR INDICATION SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 60

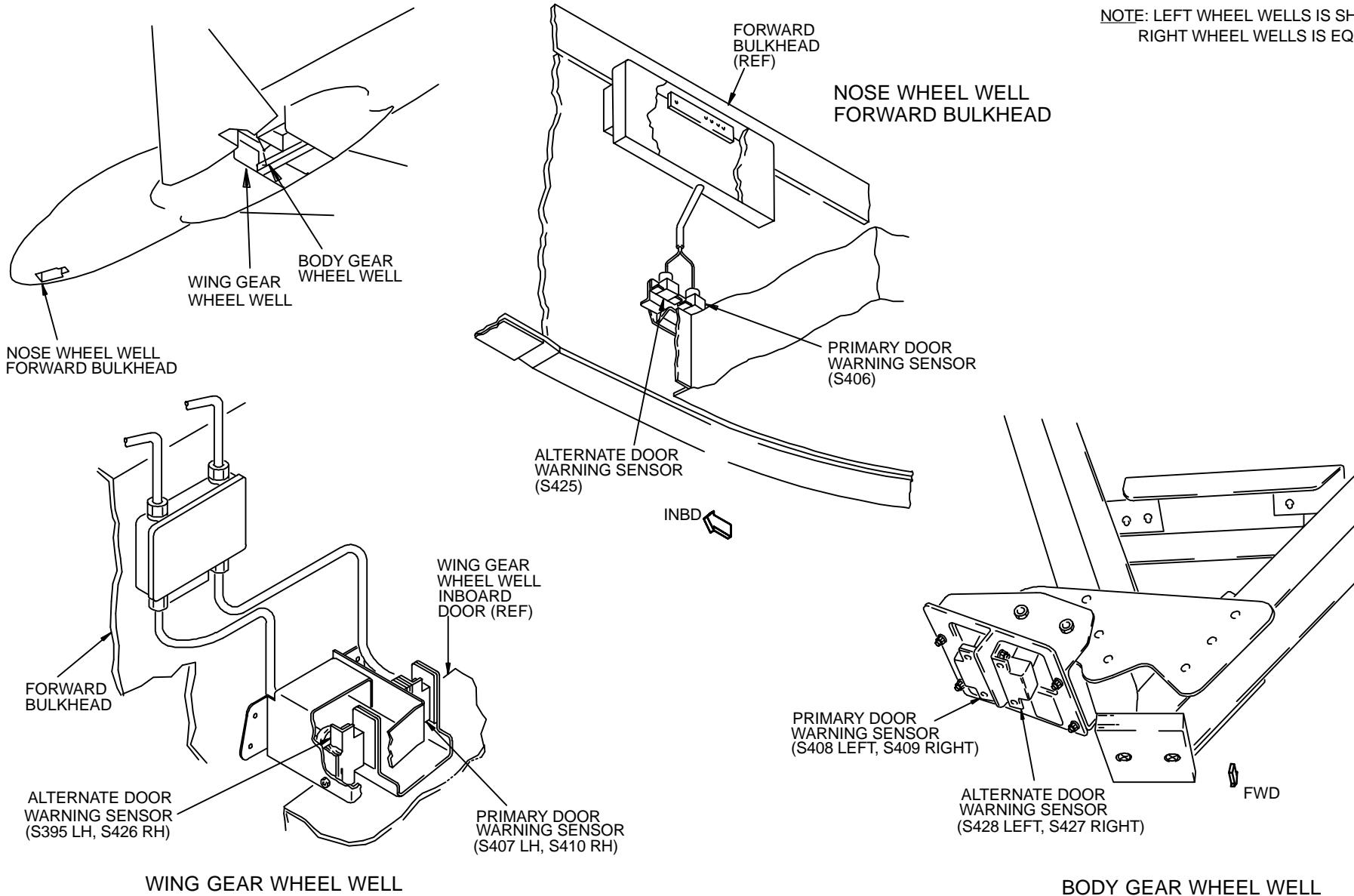


Figure 68 DOOR POSITION INDICATION COMPONENTS



DOOR POSITION INDICATION

DOOR NORMAL POSITION INDICATION

Die Normal Door Position Indication erfolgt von der Proximity Switch Electronics Unit (PSEU) von dem Primary- **ODER** Alternate Subsystem, *d.h. eines der beiden Subsysteme führt die Door Indication durch.*

Es erfolgt nur eine Door Indication auf der GEAR SYNOPTIC PAGE des Auxiliary EICAS Displays.

INPUT MONITORING :

Die einzelnen Door Position Sensoren können über das Central Maintenance Computer System (CMCS) mittels Input Monitoring auf ihre Position abgefragt werden :

Input Monitoring (siehe MM 32-61-00) :

PRIM : E / 070 / LBL / SDI.

ALT : E / 099 / LBL / SDI.

DOOR CLOSED : (white)



- Gear Door : CLOSED

DOOR IN TRANSIT : (white)



- Gear Door : NOT CLOSED.

DOOR ABNORMAL POSITION INDICATION

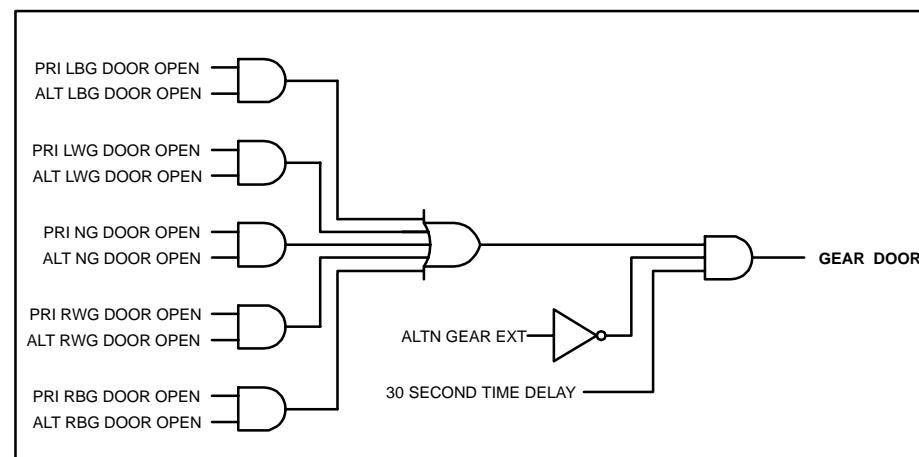
Die Abnormal Door Position Indication erfolgt von der Proximity Switch Electronics Unit (PSEU) von dem Primary- **UND** dem Alternate Subsystem, *d.h. in beiden Subsystemen, muß das selbe Door für > 30sec. NOT CLOSED melden und die Alternate Extension Switches dürfen nicht betätigt sein.*

Gleichzeitig erfolgt die Advisory- und/oder Status Message :
GEAR DOOR.

NOTE: *Abnormal Indication für die Doors erfolgt bei jeder Betätigung durch das Ground Door Release Handle.*

NOTE: *Bei jedem Alternate Extension Vorgang des Gears erfolgt KEINE Abnormal Indication.*

EIU MESSAGE LOGIC FOR THE GEAR DOOR MESSAGE :



LANDING GEAR INDICATION SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 2 / B 12

32 - 60

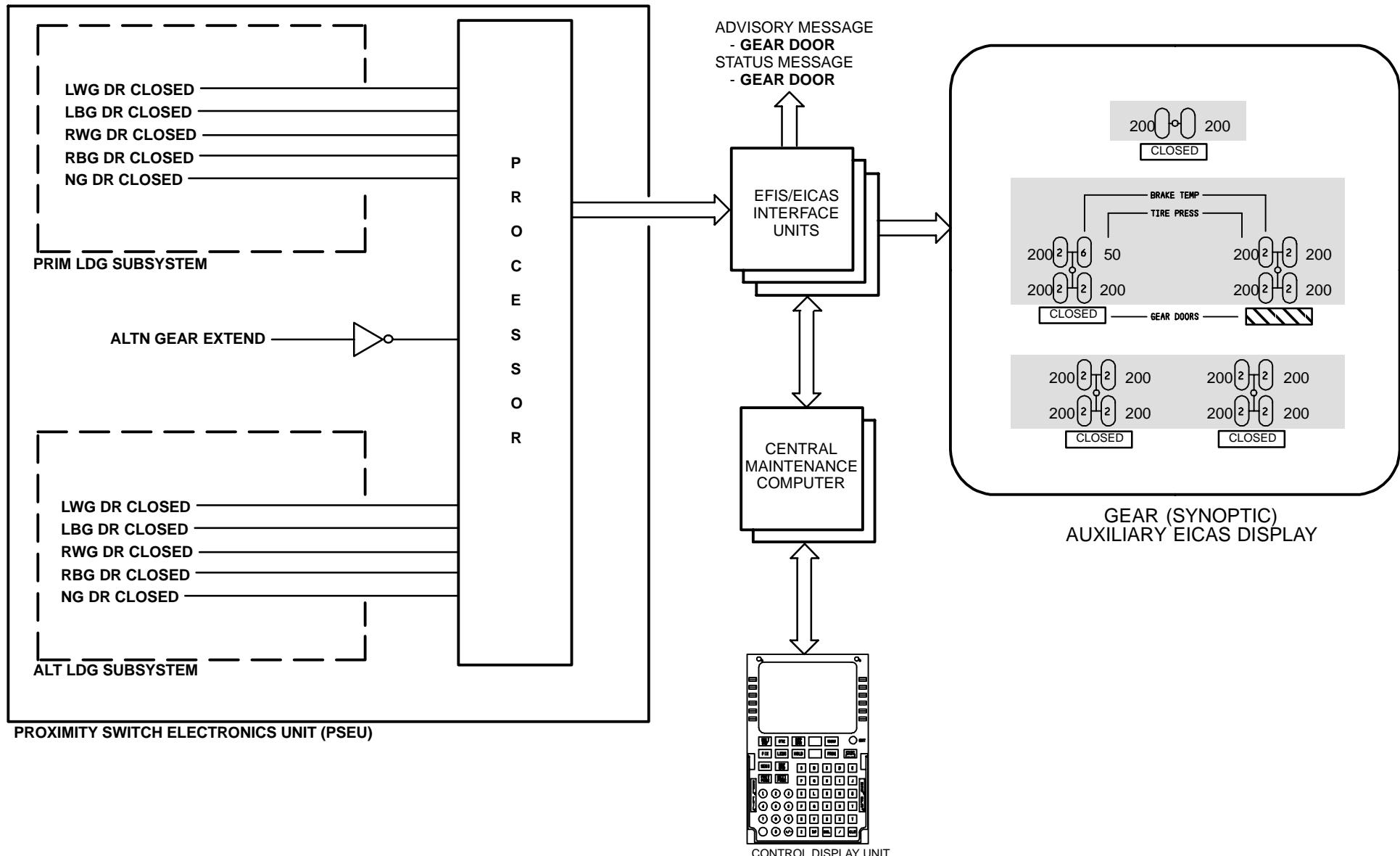


Figure 69 DOOR POSITION INDICATION SCHEMATIC



PROXIMITY SENSOR

BESCHREIBUNG

Die Proximity Sensoren geben ein Target Position Signal zu der Proximity Switch Electronics Unit (PSEU) in die PSEU Circuit Cards.

Die Sensoren arbeiten in Verbindung mit einem Steel-Target und sind von der PSEU mit periodischen Pulsen stromversorgt.

Die PSEU Cards benutzen die Impulse zum Messen der Induktivität.

Je näher sich das Target an dem Sensor befindet, um so größer ist die Induktivität, d.h.

- Target NEAR = 0.3V = Logic 1
- Target FAR = 15.0V = Logic 0.

Die Sensoren können mit dem Ground Test für die PSEU überprüft werden auf

- Nominal Inductance
- Open Circuit
- Short Circuit

(Siehe Ground Test Description).

Es gibt zwei Typen von Proximity Sensoren :

- Cylindrical Unit
NUR benutzt bei Gear UP & LOCKED
- Rectangular Unit
an allen Abfragepositionen.

GEAR MONITOR INDICATION

BESCHREIBUNG

Die Status Message :

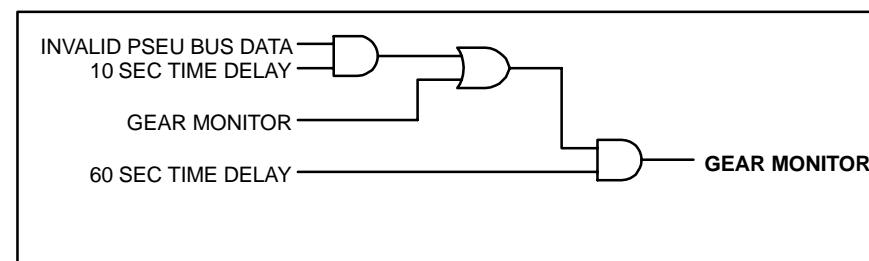
GEAR MONITOR

erscheint, wenn :

- der Input von einem Bauteil, z.B. Right Body Gear DOWN in der PSEU Primary- **UND** Alternate Subsystem eine unterschiedliche Position melden (PRIM meldet DOWN und ALT meldet NOT DOWN).
oder
- PSEU Primary- und/oder Alternate ARINC Bus Failure
oder
- Sensor Failure
oder
- wenn durch den CMC ein Failure festgestellt wurde.

Die Status Message ist nach der Behebung des Fehler durch den Ground Test (PSEU) zu löschen.

EIU MESSAGE LOGIC FOR THE GEAR MONITOR MESSAGE :



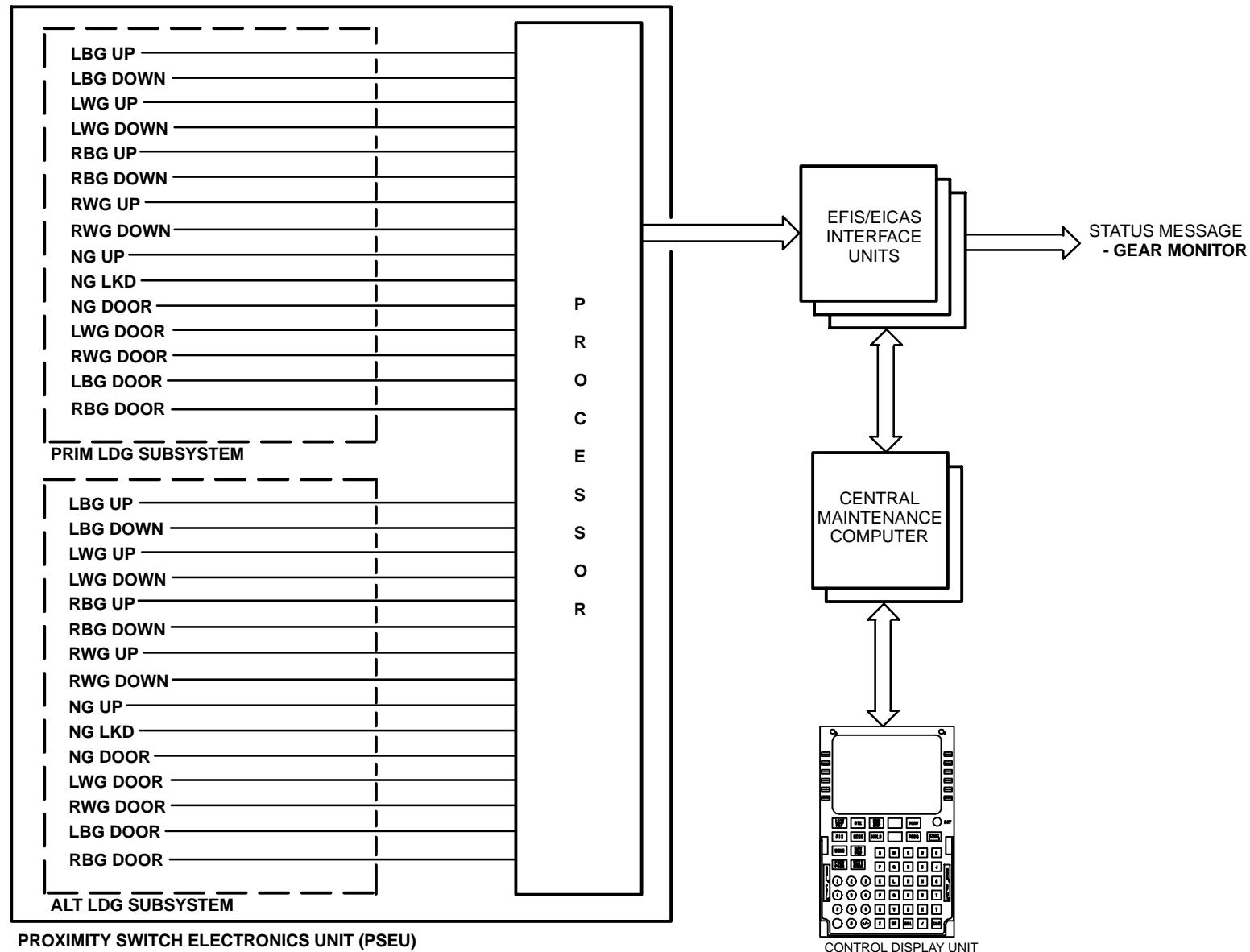


Figure 70 GEAR MONITOR INDICATION SCHEMATIC



NOSE GEAR COMPRESSION SENSOR COMPONENTS

BESCHREIBUNG

NOSE GEAR SQUAT SENSORS

- Primary Nose Gear Squat Sensor
- Alternate Nose Gear Squat Sensor

Die Nose Gear Squat Sensors befinden sich auf der Vorderseite des Nose Gear Shock Strut Outer Cylinder.

Die Targets sind auf einem Bracket auf der Unterseite der Upper Torsion Link installiert.

Die Targets befinden sich nahe den Sensoren, wenn das Nose Gear ausgefert (NOT COMPRESSED) ist.

Die Sensoren geben die Signale in die PSEU.

Die Signale werden in folgenden Systemen verarbeitet :

- Nose Gear Steering Relays
- PSEU BITE AIR- / GROUND - Mode

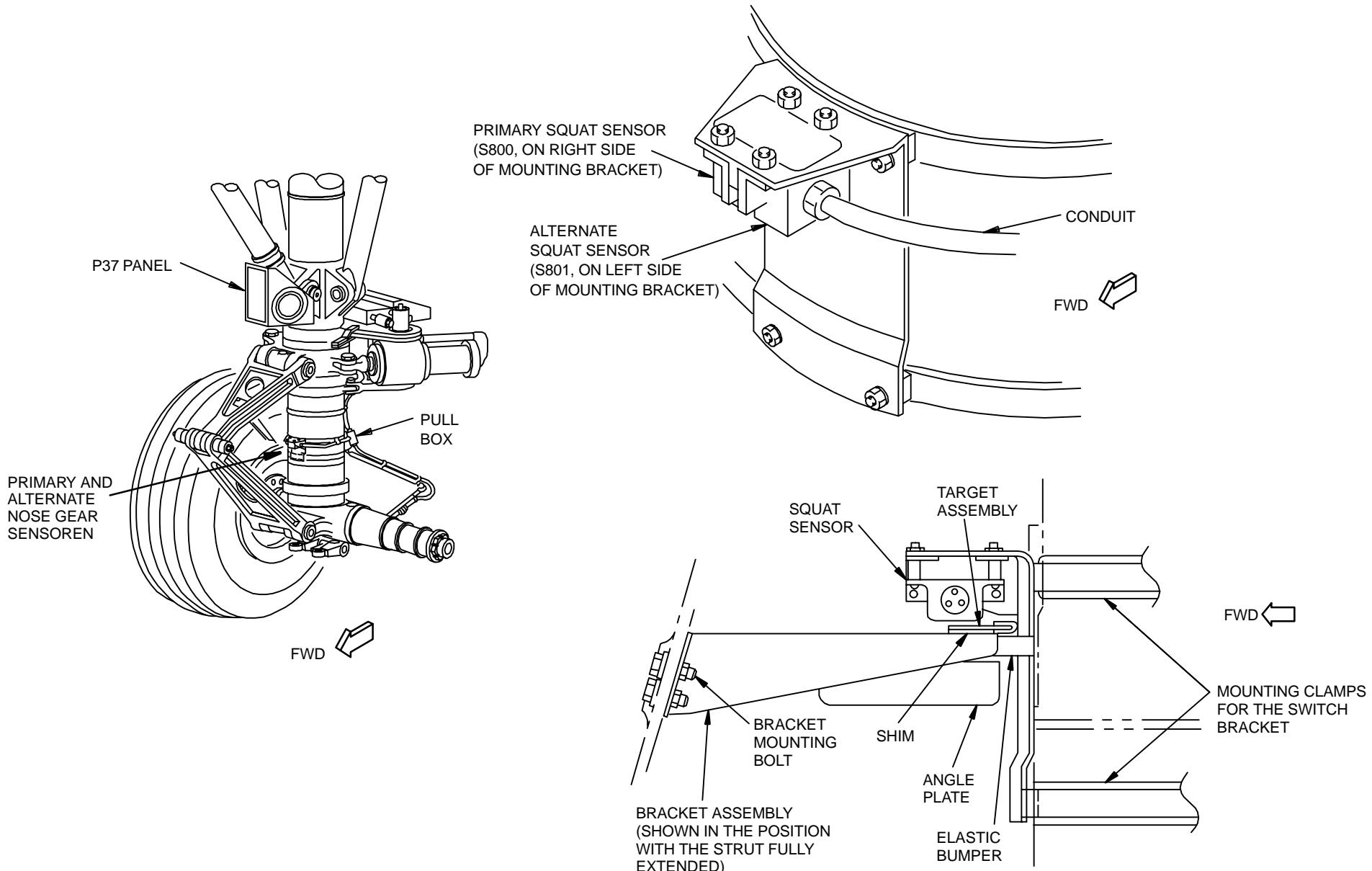


Figure 71 NOSE GEAR COMPRESSION SENSOR COMPONENT



NOSE GEAR AIR / GROUND DISAGREE INDICATION

BESCHREIBUNG

Es werden die Flugzeugsysteme :

- Nose Gear Steering Relays
- PSEU BITE Air Mode / Ground Mode

über den Primary- und Alternate Nose Gear Squat Switch geschaltet.

Im Normalfall erfolgt KEINE Indication über die Primary- und Alternate Nose Gear Squat Switch.

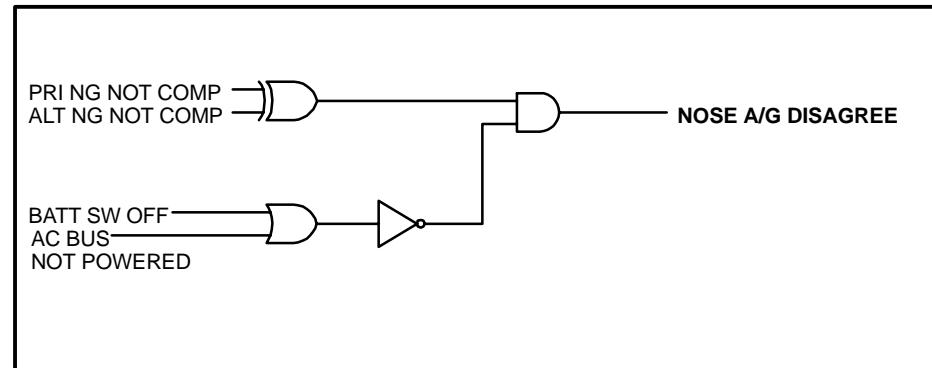
Sollte zwischen den Primary- und Alternate Squat Sensor ein Disagree bestehen, z.B. PRIM meldet AIR (Not Compressed) und ALTERNATE meldet GROUND (Compressed), so erfolgt die

Status Message :

NOSE A/G DISAGREE

auf dem Auxiliary EICAS Display.

EIU MESSAGE LOGIC FOR THE NOSE GEAR AIR/GROUND DISAGREE MESSAGE :



Die Nose Gear Squat Sensoren können über das Central Maintenance Computer System (CMCS) mittels Input Monitoring auf ihre Position abgefragt werden :

Input Monitoring (siehe MM 32-61-00) :

PRIM : E / 070 / LBL / SDI

ALT : E / 099 / LBL / SDI

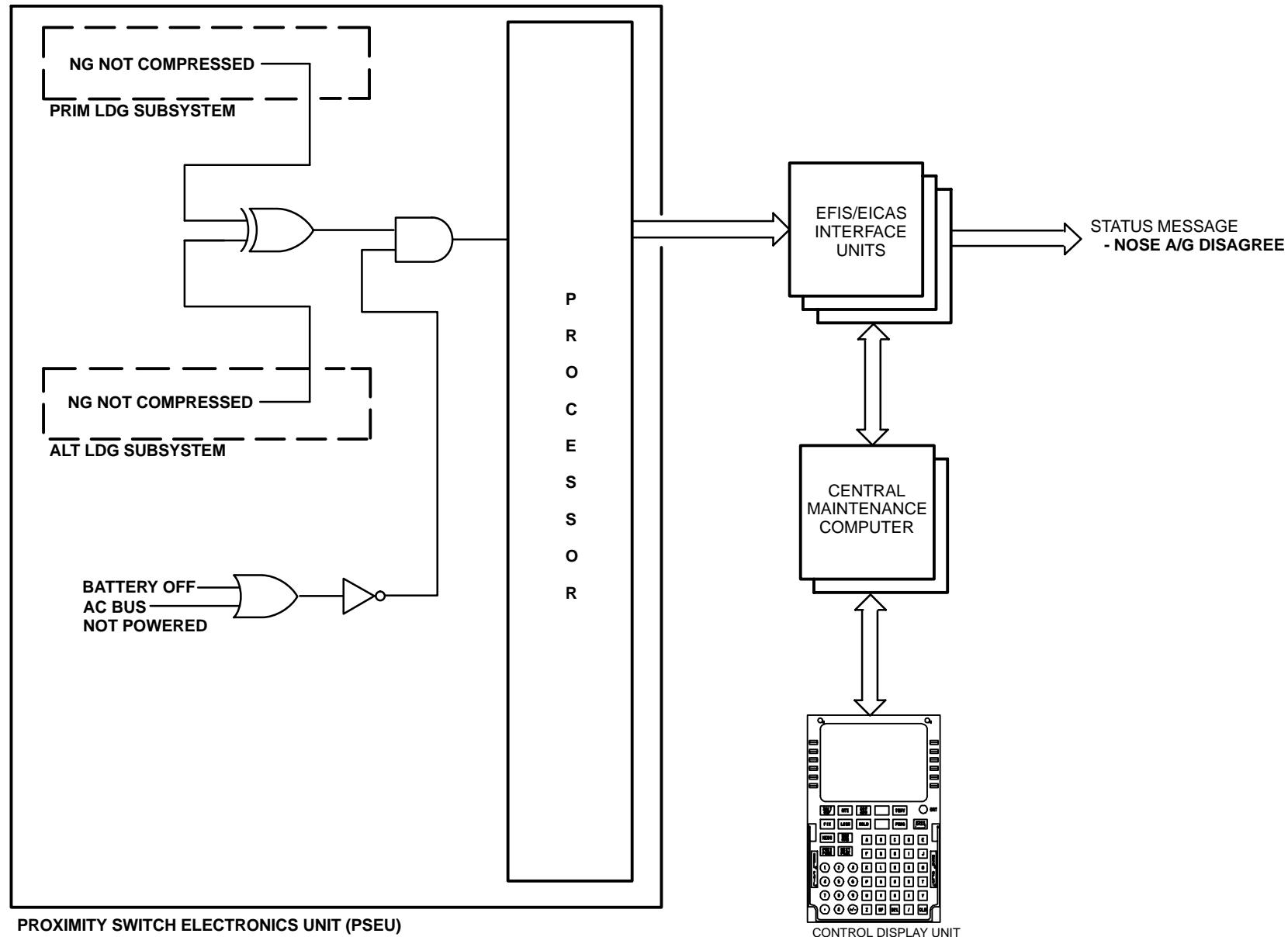


Figure 72 NOSE GEAR AIR/GROUND DISAGREE SCHEMATIC



MAIN GEAR TILT POSITION COMPONENTS

BESCHREIBUNG

BODY GEAR TILT SENSOR

Die Body Gear Tilt Sensors fragen die korrekte Position der Body Gears ab, das diese in die Body Gear Wheel Wells eingefahren werden können.

Die Sensoren befinden sich auf einem Support Bracket, welches sich hinten auf dem Truck eines jeden Gear befindet.

Die Targets befinden sich auf der Unterseite der Upper Torsion Link.

Die Sensoren befinden sich nahe an den Targets, wenn das Body Gear sich in der ausgefederten und gewinkelten (TILT) Position befindet.

WING GEAR TILT SENSOR

Die Wing Gear Tilt Sensors fragen die korrekte Position der Wing Gears ab, das diese in die Wing Gear Wheel Wells eingefahren werden können.

Die Sensoren befinden sich auf der Unterseite der Upper Torsion Link.

Die Targets befinden sich auf der Rückseite des Wing Gear Shock Struts.

Die Sensoren befinden sich nahe an den Targets, wenn das Wing Gear sich in der ausgefederten und gewinkelten (TILT) Position befindet.

FEHLERANZEIGE : GEAR TRUCK TILT SYSTEM

Wenn ein Fehler nur von dem Primary Left Wing Gear Truck Tilt Sensor durch die PSEU festgestellt wurde, erfolgt nur die :

Status Message :

GEAR MONITOR 32 61 01 00

und auf der MCDU erfolgt die

CMCS message :

**L WING GEAR TRUCK TILT PRIMARY PROX SWITCH TARGET FAIL
(PSEU) (32 670)**

LANDING GEAR INDICATION SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 60

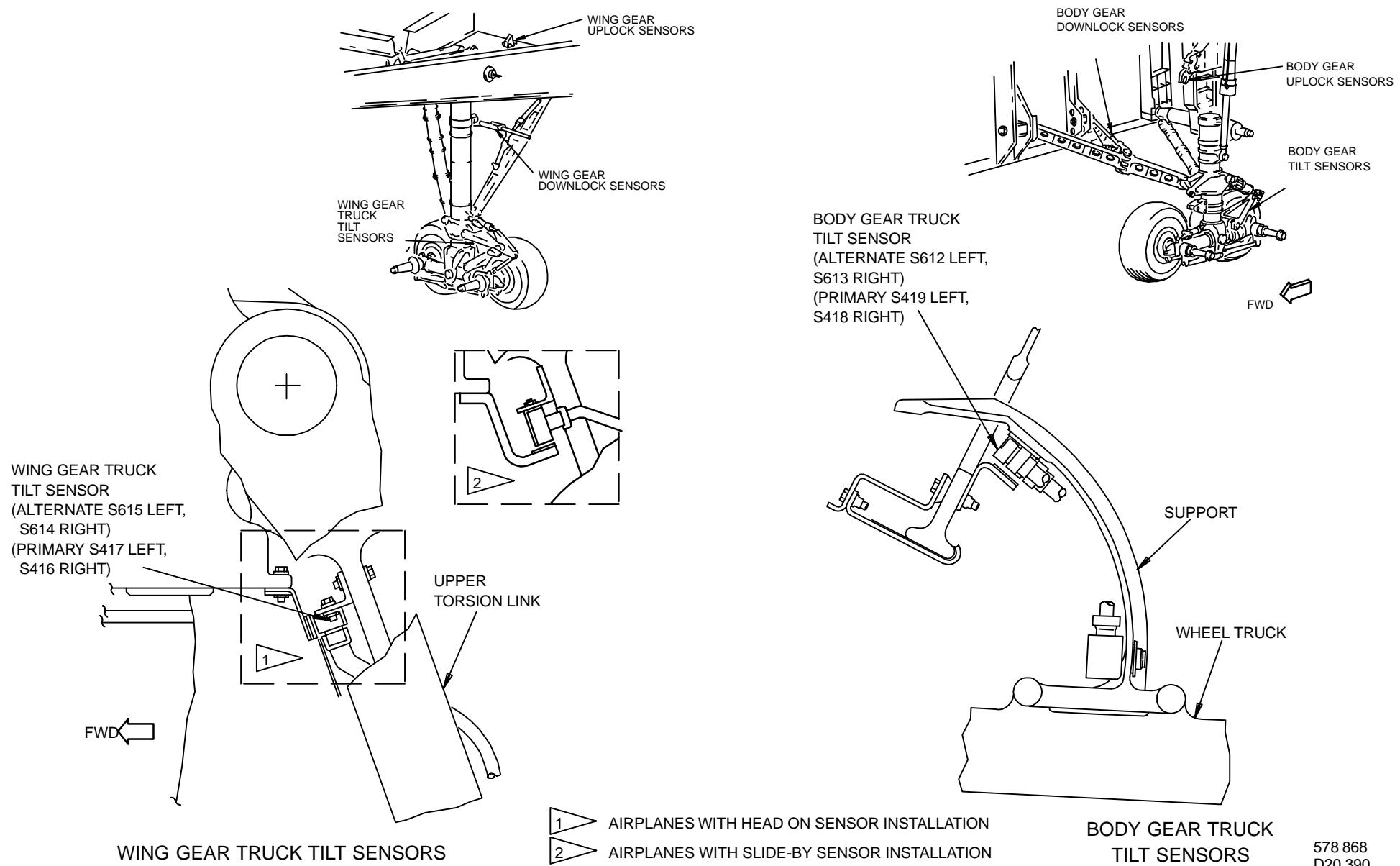


Figure 73 MAIN GEAR TILT POSITION COMPONENTS



MAIN GEAR TILT POSITION INDICATION

PSEU P/N S283U001 - 10

SB 747-32-24267 / EO 118036 NOT IMPLEMENTED

NORMAL MAIN GEAR TILT SYSTEM

Im Normalfall erfolgt **KEINE** Indication bzw. Warning von dem Main Gear Tilt System aus der PSEU.

Die einzelnen Main Gear Tilt Position Sensoren können über das Central Maintenance Computer System (CMCS) mittels Input Monitoring auf ihre Position abgefragt werden :

Input Monitoring (siehe MM 32-61-00) :

PRIM : E / 070 / LBL / SDI

ALT : E / 099 / LBL / SDI

Die NORMAL MAIN GEAR TILT POSITION - Funktionen erfolgen von dem PSEU Primary- **ODER** Alternate Subsystem , d.h. eines der beiden Subsystem führt die Schaltfunktionen, z.B. AIR/GROUND RELAY - System aus :

- **Airplane GROUND :**
 - All Main Gears NOT TILT (PRIM)
oder
 - All Main Gears NOT TILT (ALT)

- **Airplane AIR :**
 - All Main Gears TILT (PRIM)
oder
 - All Main Gears TILT (ALT)

NOTE: Befindet sich das Flugzeug im AIR-Zustand, ist ein IN-FLIGHT-BITE-TEST armiert, der automatisch von der Proximity Switch Electronic Unit (PSEU) durchgeführt wird, wenn ein Fehler in dem System auftritt.

AB-NORMAL MAIN GEAR TILT SYSTEM

Im Ab - Normalfall erfolgt **nur EICAS Warning** von dem Main Gear Tilt System aus der PSEU.

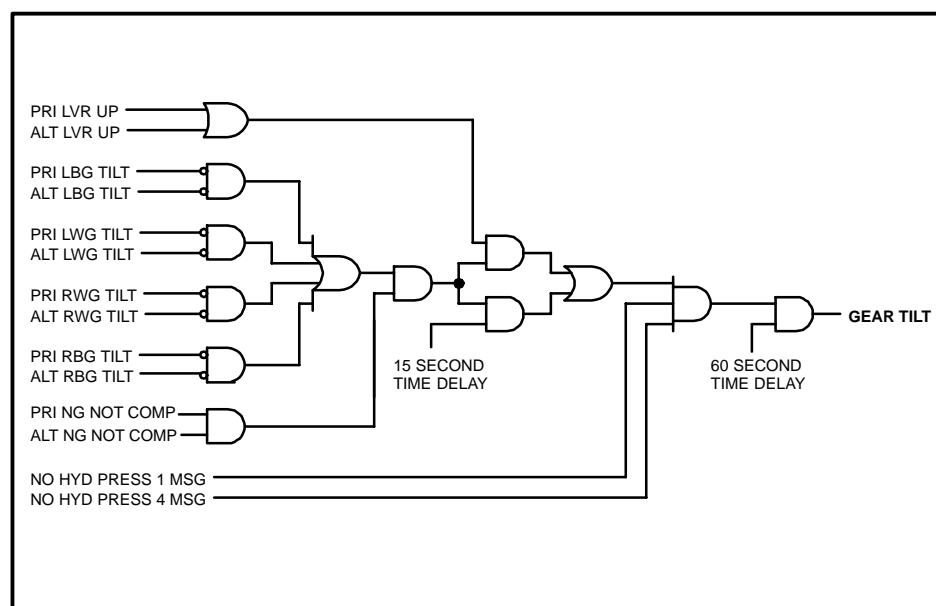
Die AB-NORMAL MAIN GEAR TILT POSITION - Funktionen erfolgen von dem PSEU Primary- **UND** Alternate Subsystem, wenn an einem Main Gear der selbe Fehler vorhanden ist, es wird nur die Message :

Caution- / Status Message :

GEAR TILT

angezeigt.

EIU MESSAGE LOGIC FOR THE GEAR TILT MESSAGE :



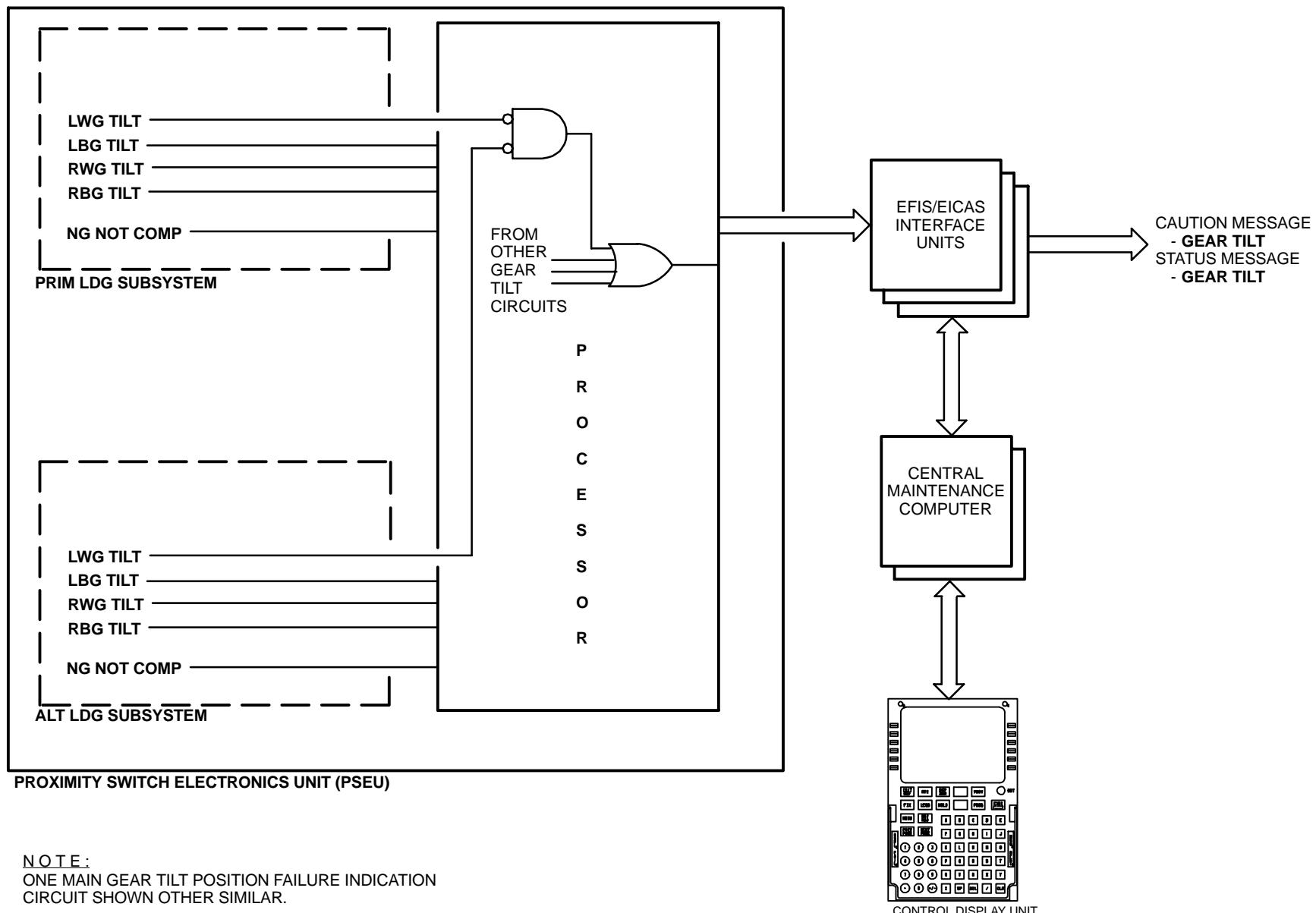


Figure 74 MAIN GEAR TILT POSITION INDICATION SCHEMATIC

**NEW INDICATION
MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE : GEAR****TILT SYSTEM - Indication**

Synoptic Page - GEAR

- **TILT** (white)

Maintenance Page - GEAR

- **TILT** (white)

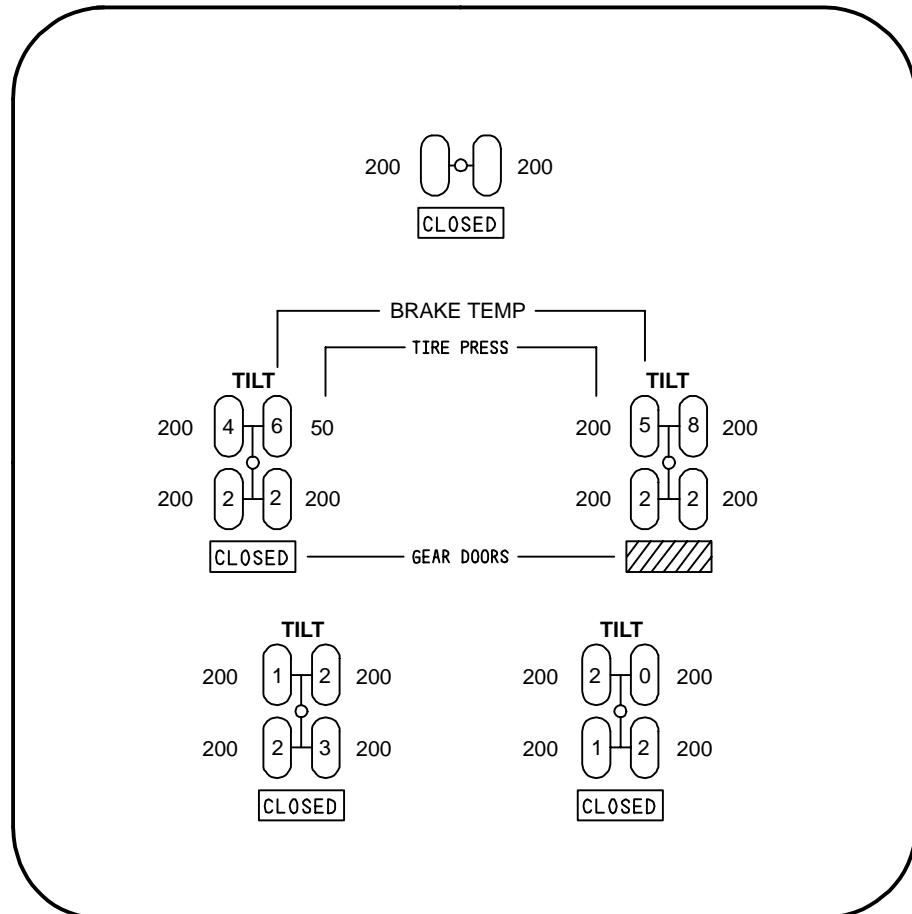
Die Indication für das TILT - System wird in Verbindung mit der entsprechenden EICAS Message :

- Caution Message :
GEAR TILT
- Status Message :
GEAR TILT

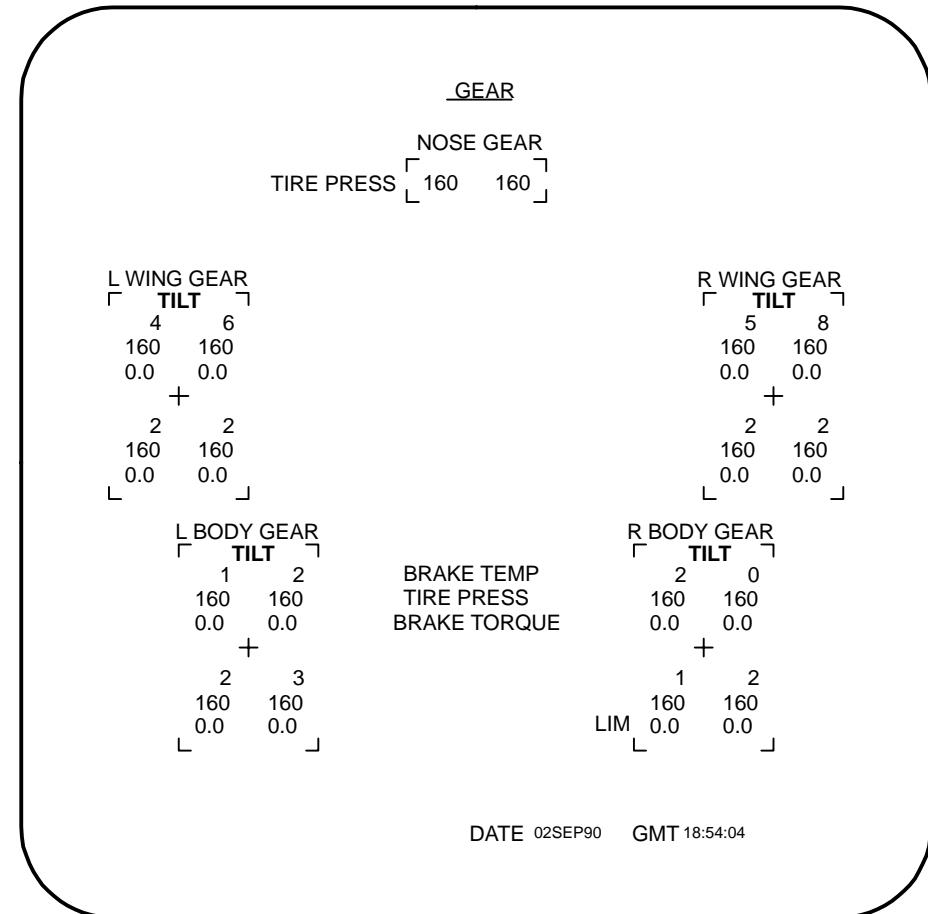
angezeigt, wenn für ein Fahrwerk die Primary- **und** Alternate Landing Gear Logic bei Flugzeug in AIR, NOT TILT meldet.

NOTE: Die Folge davon ist :
der Landing Gear Lever lässt sich nicht in die UP - Position bewegen.

NOTE: Die TILT - Indication auf der Maintenance- und Synoptic Page kann **nicht** gelöscht werden, außer der Fehler der zur Indication führte, wird behoben.



SYNOPTIC PAGE : GEAR



MAINTENANCE PAGE : GEAR

Figure 75 NEW INDICATION OF MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE



32 - 09 LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM

AIR / GROUND RELAY SYSTEM, PSEU P/N S283U001-10; SB 747-32-24267 / EO 118036 NOT IMPLEMENTED

BESCHREIBUNG

Das AIR / GROUND-Relay System ist in zwei voneinander unabhängige Subsysteme

- Primary Subsystem
- Alternate Subsystem

unterteilt.

Beide Subsysteme werden von der PSEU durch die Body Gears DOWN & LOCKED - Sensoren sowie den TILT-Sensoren gesteuert.

In der AIR- bzw. GROUND-Mode steuert die PSEU im Primary- und Alternate Subsystem entsprechende Master Relays und diese anschließend die einzelnen System-Relay an, die in der AIR- bzw. GROUND-Mode erregt sind.

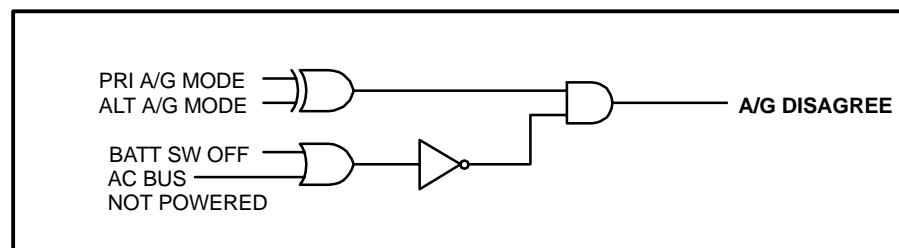
FEHLERANZEIGE : AIR / GROUND - SYSTEM

Die Status Message :

A/G DISAGREE (32 09 01 00)

erfolgt, wenn der PSEU Primary- und Alternate Logic nicht übereinstimmt.

EIU MESSAGE LOGIC :



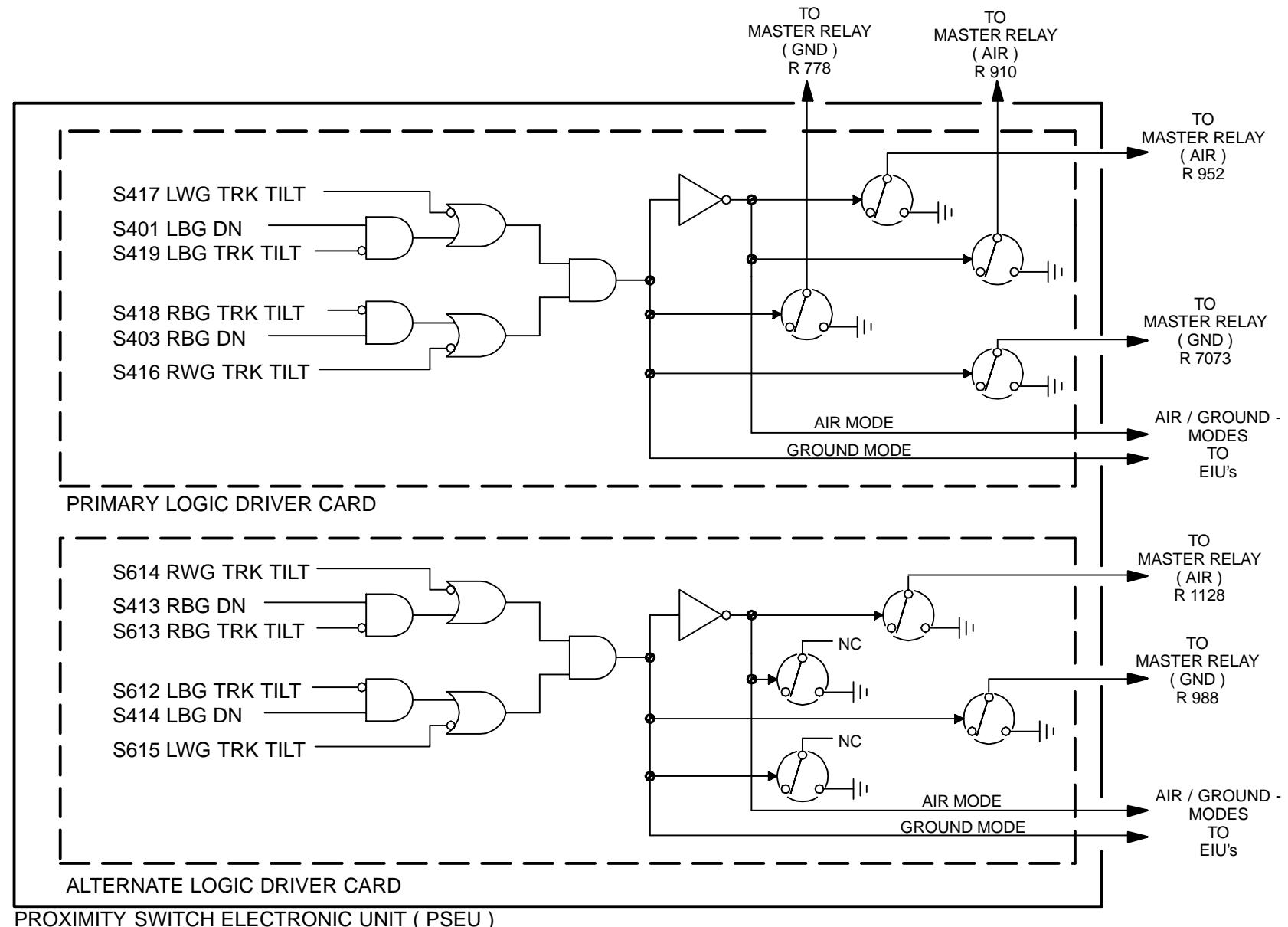
GROUND MODE SCHALTUNG DES PRIMARY- ODER ALTERNATE SUBSYSTEMES :

- Left Body Gear : DOWN / LOCKED
und
- Left Body Gear : NOT TILT
oder
- Left Wing Gear : NOT TILT
und
- Right Body Gear : DOWN / LOCKED
und
- Right Body Gear : NOT TILT
oder
- Right Wing Gear : NOT TILT

AIR MODE SCHALTUNG DES PRIMARY- ODER ALTERNATE SUBSYSTEMES :

- Left Body Gear : NOT DOWN
oder
- Left Body Gear : TILT
und
- Left Wing Gear : TILT
oder
- Right Body Gear : NOT DOWN
oder
- Right Body Gear : TILT
und
- Right Wing Gear : TILT

N O T E :
 TILT = 1
 DOWN = 1

**Figure 76 AIR / GROUND MODE SCHEMATIC**



**AIR / GROUND RELAY SYSTEM
PSEU P/N S283U001-14;
SB 747-32-24267 / EO 118036 IMPLEMENTED**

Durch hinzufügen des :

- Hydraulic System Pressures No.1 (HYDIM 1)
und
- Hydraulic System Pressures No.4 (HYDIM 4)
und
- Nose Gear Squat (Compressed) Switches

ist die AIR/GROUND - Schaltung verdoppelt worden und damit auch die Sicherheit des Schaltungszustandes AIR oder Ground.

Damit werden TILT - System Fehler (Leitungsbruch, Hydraulic Pressure Verlust) in AIR ausgeschaltet, d.h. wenn an den Body- oder Wing Gears die Tilt Actuator das Gear nicht in die TILT - Position bringen können, bleibt das Flugzeug über den Hydraulic System Pressure No.1 oder No.4 und den Nose Gear Squat Switches im AIR - Zustand.

Das AIR/GND - Relay System kann somit auch zweimal in GROUND - Zustand geschaltet werden.

Diese geschieht über :

1. NOT TILT und DOWN & LOCKED
oder
2. Hydraulic System Pressure No.1 oder No.4 in Verbindung mit den Nose Gear Squat Switches.

GROUND MODE SCHALTUNG DES PRIMARY-ODER ALTERNATE SUBSYSTEMES :

- | | |
|--------------------------|--------------------------|
| • Left Wing Gear : | <i>NOT TILT</i> |
| und | |
| • Hydraulic System No.4 | <i>LOW PRESS</i> |
| oder | |
| • Left Body Gear : | <i>DOWN & LOCKED</i> |
| und | |
| • Left Body Gear : | <i>NOT TILT</i> |
| und | |
| • Hydraulic System No.1 | <i>LOW PRESS</i> |
| und | |
| • Right Wing Gear : | <i>NOT TILT</i> |
| und | |
| • Hydraulic System No.4 | <i>LOW PRESS</i> |
| oder | |
| • Right Body Gear : | <i>DOWN & LOCKED</i> |
| und | |
| • Right Body Gear : | <i>NOT TILT</i> |
| und | |
| • Hydraulic System No.1 | <i>LOW PRESS</i> |
| oder | |
| • Hydraulic System No.1 | <i>PRESSURE</i> |
| oder | |
| • Hydraulic System No.4 | <i>PRESSURE</i> |
| und | |
| • Nose Gear Squat Switch | <i>COMPRESSED</i> |

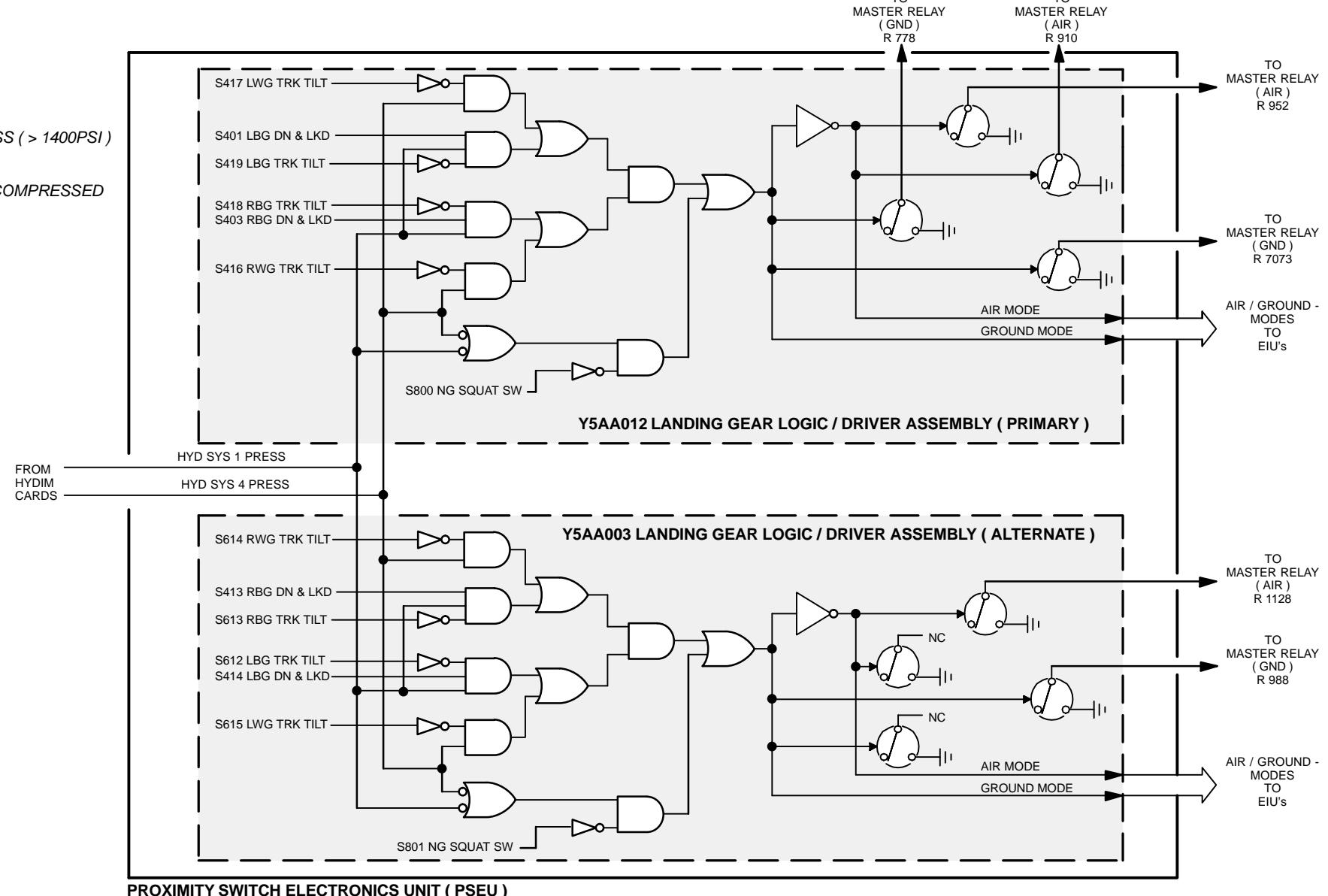


Figure 77 AIR / GROUND MODE SCHEMATIC



AIR / GROUND RELAY - SYSTEM

BESCHREIBUNG

Die AIR / GROUND - Relays steuern die Flugzeugsysteme, wenn das Flugzeug sich in AIR (AIR - Mode) oder am Boden (GROUND - Mode) befindet.

GROUND - Mode :

- Primary- oder Alternate Subsystem meldet GROUND

AIR - Mode :

- Primary- oder Alternate Subsystem meldet AIR

Proximity Tilt Sensoren an dem Main Landing Gear und die Downlock Sensoren an den Body Gear schalten die Position in die PSEU.

Wenn die PSEU geneuert ist, erfolgt eine zusätzliche Beschaltung durch die Nose Gear Squat Switches und den Hydraulic Pressure (HYDIM) No.1 und No.4.

Die PSEU steuert eine Masse Signal zu den Primary- und Alternate MASTER - Relays durch. Diese Relays sind nach Master Relays AIR und GROUND unterteilt, die in dem jeweiligen Zustand erregt sind und unabhängig voneinander arbeiten.

Die Primary- und Alternate Master Relays steuern die einzelnen Control Relays in die Systemen an. Die Control Relays können im AIR- oder GROUND - Zustand erregt sein.

Verschiedene Flugzeugsysteme benutzen die Funktion des Primary- oder Alternate MASTER - Relay Systemes, kritische Flugzeugsysteme benutzen die Funktion des Primary- und Alternate MASTER - Relay Systemes.

In dem AIR / GROUND Relay System befinden sich sechs MASTER - Relays, davon vier in dem Primary- und zwei in dem Alternate System.

Die zwei Primary Master Relays (R 778 and R 7073) und das Alternate Master Relay (R1128) sich erregt in AIR (AIR - Mode), d.h. diese Relays sind in der Ground - Mode nicht erregt.

Die zwei Primary Master Relays (R 910 and R 952) und das Alternate Master Relay (R 988) sich erregt in GROUND (GROUND - Mode), d.h. diese Relays sind in der Air - Mode nicht erregt.

Jedes Master Relay steuert ein oder mehrere Control Relays und damit die Flugzeugsysteme.

LANDING GEAR INDICATION SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
E 1 / M 2
32 - 09

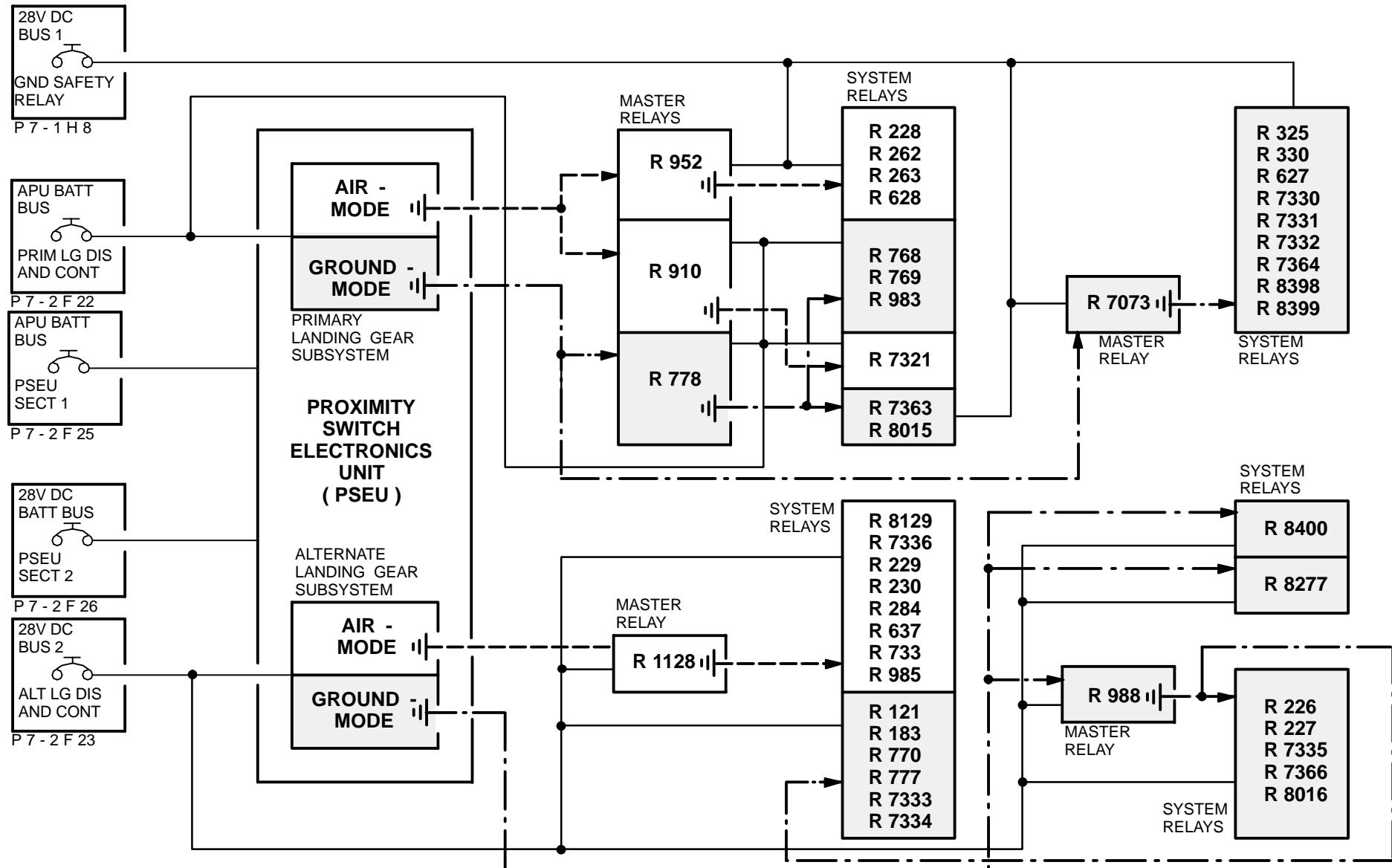


Figure 78 AIR / GROUND RELAY SYSTEM SCHEMATIC



32 - 09 LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM

PROXIMITY SWITCH ELECTRONIC UNIT SYSTEM GROUND TEST

A. General

(1) This test looks for sensor input failures to the PSEU. The ground test also does a check of the electronics in the PSEU.

(a) *The PSEU ground test does a check of the sensor and associated wiring (for open/short), regardless of the sensor near/far state. The PSEU will also do a target test for reasonable conditions.*

(2) The subsystems and the sensors that are examined by this test are as follows:

(a) For the primary landing gear system:

1) When the gear are down and all the gear doors are closed, these sensors are examined: S397, S399, S401, S403, S405-S410, and S753.

2) When the gear are down and all the gear doors are open, these sensors are examined: S397, S399, S401, S403, S405, and S753B.

(b) *For the alternate landing gear system:*

1) When the gear are down and all the gear doors are closed, these sensors are examined: S395, S412-S415, S424-S428, and S753A.

2) When the gear are down and all the gear doors are open, these sensors are examined: S412-S415, S424, and S753A.

(c) *For the leading edge (LE) flap system: (NOT ON D-ABVU AND ON)*

1) When the LE flaps are in the takeoff configuration, these sensors are examined: S1716-S1727.

2) When the LE flaps are in the landing configuration, these sensors are examined: S1714-S1729.

3) When the LE flaps are in the cruise configuration (fully retracted), none of the sensors are examined.

B. References

- (1) 24-22-00/201, Manual Control ALL
- (2) 27-81-00/201, Leading Edge Flap System
- (3) 32-09-02/201, Air/Ground Relay Systems

C. Access

(1) Location Zones

221 Control Cabin, LH

222 Control Cabin, RH

D. Preconditions

(1) These conditions are necessary for this task:

(a) Electrical power on (AMM 24-22-00/201).

(b) Integrated Display System (IDS) is operational (AMM 31-61-00/501).

E. Prepare for the Test

(1) Supply electrical power (Ref 24-22-00/201).

(2) Make sure the control lever for the landing gear is in the DN position.

(3) Make sure that all doors for the landing gear are in the same configuration.

NOTE: All the gear doors must be open, or all the gear doors must be closed. You can look at the EICAS "GEAR" synoptic page to get the condition of the doors.

(4) Do this task if the airplane is not in the ground mode configuration:

Put the pAir/Ground Relay System Back in the Ground Mode (AMM 32-09-02/201).

LANDING GEAR

LANDING GEAR MULTIPLE USE SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 09

WARNING: **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. WITH HYDRAULIC POWER REMOVED, THE FLAPS WILL MOVE AUTOMATICALLY BY ELECTRICAL POWER WHEN YOU MOVE THE FLAP CONTROL LEVER. THIS CAN CAUSE INJURIES TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.**

(5) DLH 001-199;

Make sure that you fully retract the leading edge flaps (AMM 27-81-00/201).

(6) Set the GND TESTS switch on the overhead maintenance panel, P461, to the ENABLE position.

(7) Prepare the CDU for the test:

(a) Push the MENU key on the CDU to show the MENU.

(b) Push the line select key (LSK) that is adjacent to <CMC to show the CMC MENU.

(c) If <RETURN shows after you push the LSK, push the LSK that is adjacent to <RETURN until you see the CMC MENU.

(d) Push the LSK that is adjacent to <GROUND TESTS to show the GROUND TESTS menu.

(e) Push the NEXT PAGE key until you find <32 PSEU SYSTEM.

(f) Push the LSK that is adjacent to <32 PSEU SYSTEM to show the GROUND TESTS menu for the PSEU system.

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

(g) Push the NEXT PAGE key until you find <PSEU SYSTEM.

NOTE: If INHIBITED shows above <PSEU SYSTEM, the test will not operate. (h) If INHIBITED shows above <PSEU SYSTEM:

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.

F. PSEU System Ground Test

(1) Push the LSK that is adjacent to <PSEU SYSTEM.

(a) When the TEST PRECONDITIONS page shows, make sure each instruction on the page is completed. (Push the NEXT PAGE key to see subsequent pages.)

(b) Push the LSK that is adjacent to START TEST>.

NOTE: IN PROGRESS shows during the test.

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

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

(a) If FAIL> shows:

1) Push the LSK that is adjacent to FAIL> to see the GROUND TEST MSG pages for the failure.

2) Push the NEXT PAGE key until you find all the GROUND TEST MSG pages.

3) Make a list of all CMCS messages, CMCS message numbers, and ATA numbers that show on the GROUND TEST MSG pages.

4) Go to the CMCS Message Index of the Fault Isolation Manual (FIM) to find the corrective action for each CMCS message.

G. Put the Airplane in Its Usual Condition

(1) Set the GND TESTS switch to the NORM position.

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

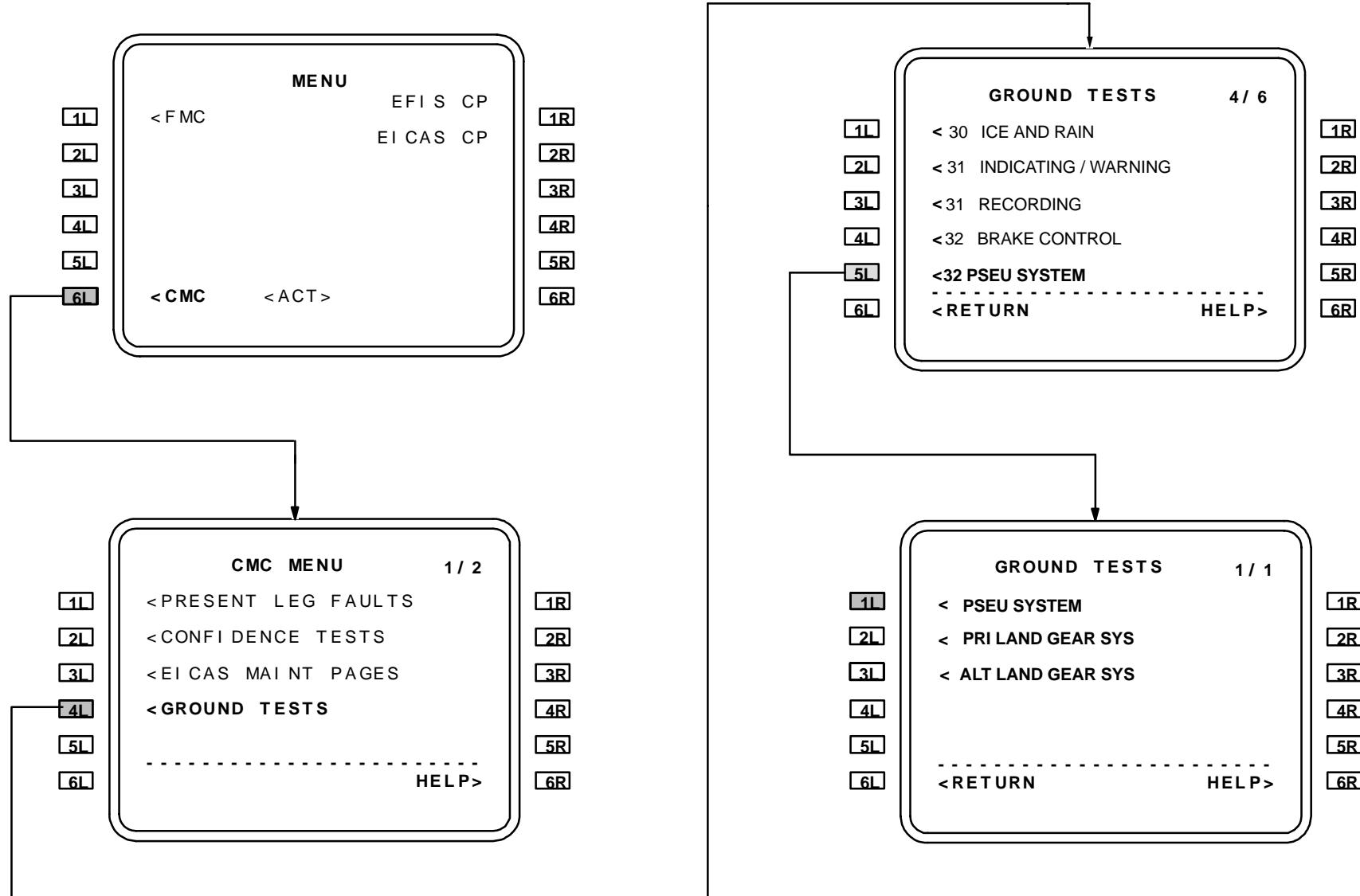


Figure 79 PSEU SYSTEM GROUND TEST



GROUND TEST - PSEU PRIMARY AND ALTERNATE LANDING GEAR SYSTEMS

A. General

- (1) This test looks for sensor input failures for the primary and alternate indication systems for the landing gear of the PSEU. The ground test also does a check of the electronics in the PSEU for these subsystems of the PSEU.
- (2) To do a ground test for the PSEU, refer to AMM 32-09-03/501.
- (3) There is a simple gear swing and EICAS message test in AMM 32-32-00/501. This test will do a simple function check of the landing gear system. If you do not need to test the sensor status to the bit level then you may want to do this quick test: AMM 32-32-00/501, Gear Swing.

B. References

- (1) 24-22-00/201, Manual Control
- (2) 32-09-02/201, Air/Ground Relay Systems

C. Access

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

D. Preconditions

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

E. Prepare for the Test

- (1) Supply electrical power (Ref 24-22-00/201).
- (2) Make sure the control lever for the landing gear is in the DN position.

- (3) Make sure that all doors for the landing gear are in the same configuration.

NOTE: All the gear doors must be open, or all the gear doors must be closed. You can look at the EICAS "GEAR" synoptic page to do get the condition of the doors.

- (4) Do this task if the airplane is not in the ground mode configuration: "Put the Air/Ground Relay System Back in the Ground Mode" (Ref 32-09-02/201).

WARNING: **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. WITH HYDRAULIC POWER REMOVED, THE FLAPS WILL MOVE AUTOMATICALLY BY ELECTRICAL POWER WHEN YOU MOVE THE FLAP CONTROL LEVER. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.**

- (5) DLH 001-199;

Make sure that you fully retract the leading edge flaps.

- (6) Set the GND TESTS switch on the overhead maintenance panel, P461, to the ENABLE position.

- (7) Prepare the CDU for the test:

- (a) Push the MENU key on the CDU to show the MENU.
- (b) Push the line select key (LSK) that is adjacent to <CMC to show the CMC MENU.
- (c) If <RETURN shows after you push the LSK, push the LSK that is adjacent to <RETURN until you see the CMC MENU.
- (d) Push the LSK that is adjacent to <GROUND TESTS to show the GROUND TESTS menu.
- (e) Push the NEXT PAGE key until you find <32 PSEU SYSTEM.
- (f) Push the LSK that is adjacent to <32 PSEU SYSTEM to show the GROUND TESTS menu for the PSEU system.



NOTE: If INHIBITED shows above <PRI LAND GEAR SYS or <ALT LAND GEAR SYS, the test will not operate.

(g) If INHIBITED shows above <PRI LAND GEAR SYS or <ALT LAND GEAR SYS:

- 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.

F. Landing Gear Systems Ground Test

(1) Push the LSK that is adjacent to <PRI LAND GEAR SYS or <ALT LAND GEAR SYS.

(a) When the TEST PRECONDITIONS page shows, make sure each instruction on the page is completed. (Push the NEXT PAGE key to see subsequent pages.)

(b) Push the LSK that is adjacent to START TEST>.

NOTE: IN PROGRESS shows during the test.

(2) When IN PROGRESS goes out of view, look for PASS or FAIL> adjacent to <PRI LAND GEAR SYS or <ALT LAND GEAR SYS.

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

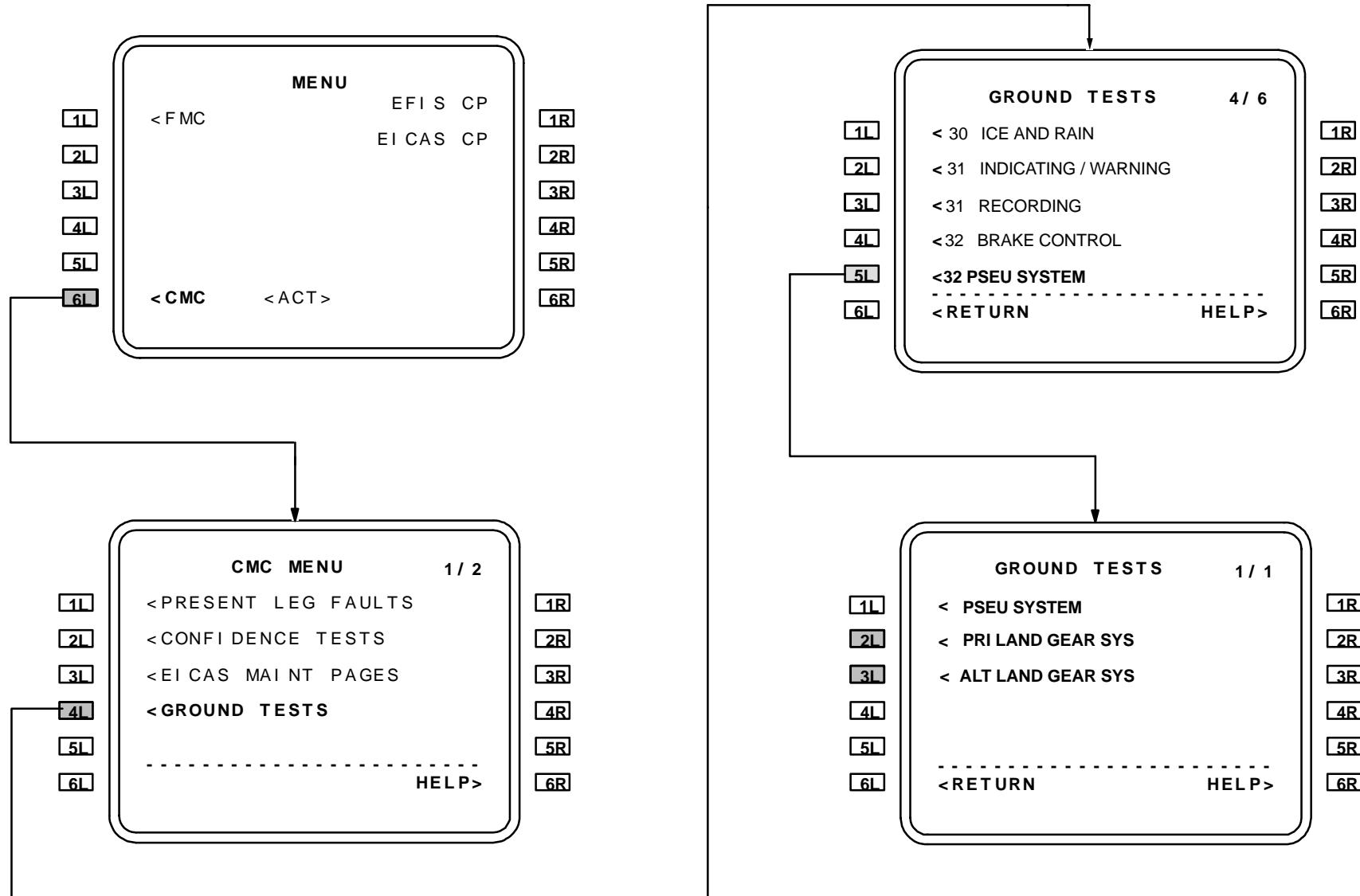
(a) If FAIL> shows:

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

G. Put the Airplane in Its Usual Condition

(1) Set the GND TESTS switch to the NORM position.

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

**Figure 80 PSEU SYSTEM GROUND TEST**



32 - 41 BRAKE SYSTEM

BRAKE PRESSURE- AND BRAKE SOURCE LIGHT INDICATION

BESCHREIBUNG

BRAKE SOURCE - LIGHT

Wenn in dem Brake System LOW PRESSURE vorhanden ist, d.h. :

- Hydraulic System No.4 Low Pressure (< 1400psi)
und
- Hydraulic System No.1 Low Pressure (< 1400psi)
und
- Hydraulic System No.2 Low Pressure (< 1400psi)

leuchtet das

" BRAKE SOURCE " -Light auf dem Captains Panel (P 1-4)

und es wird zusätzlich die

Caution Message

BRAKE SOURCE

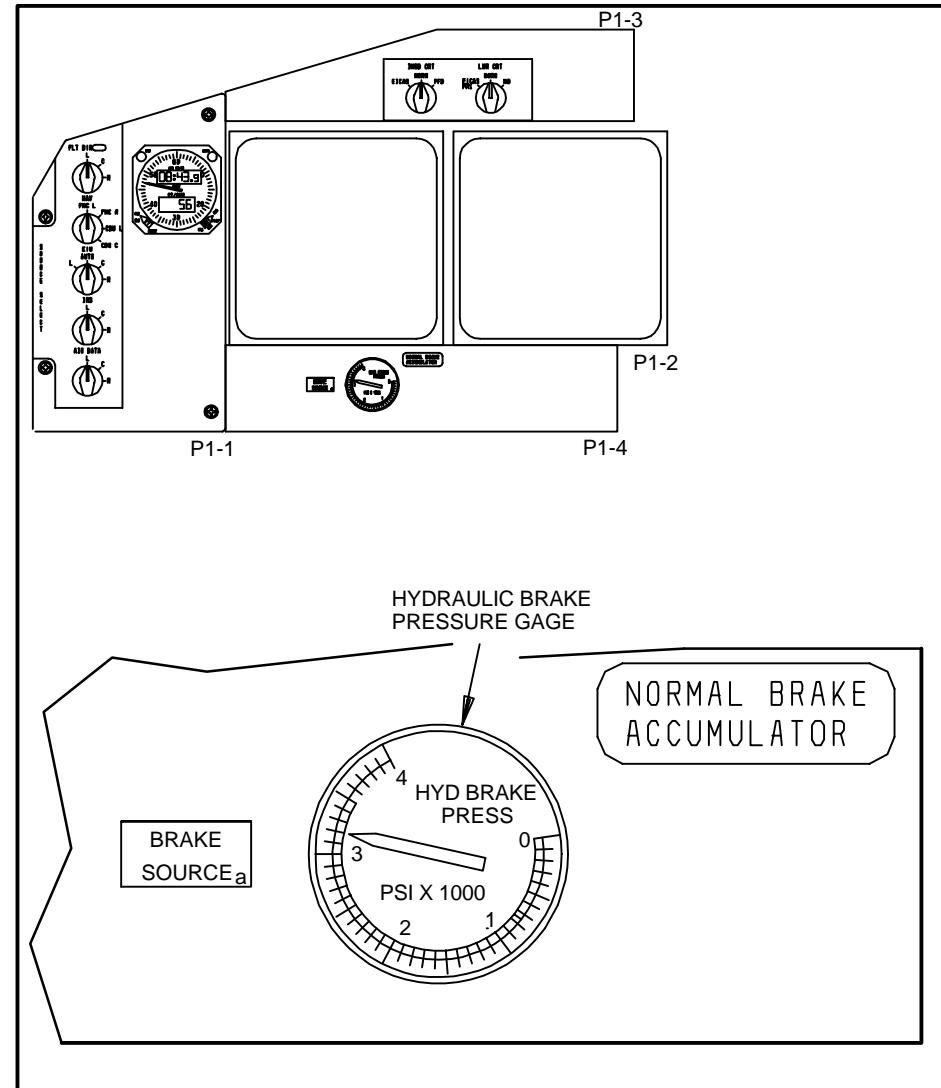
angezeigt.

Der Input erfolgt gleichzeitig in die Brake System Control Unit (BSCU) und bewirkt,

- das ein auftretender ANTI-SKID Fehler nicht angezeigt wird
und
- Brake Accumulator Signal, d.h. die Brake Accumulators sind die einzige Druckquelle im Normal Brake System, dadurch werden die Normal Anti Skid Servo Valves in geschlossene Position gesteuert werden (Verbesserung der Park Brake Funktion).

HYDRAULIC BRAKE PRESSURE INDICATOR

Der Hydraulic Brake Pressure Indicator zeigt den Brake Accumulators Pressure auf dem Captains Panel (P 1-4) an.



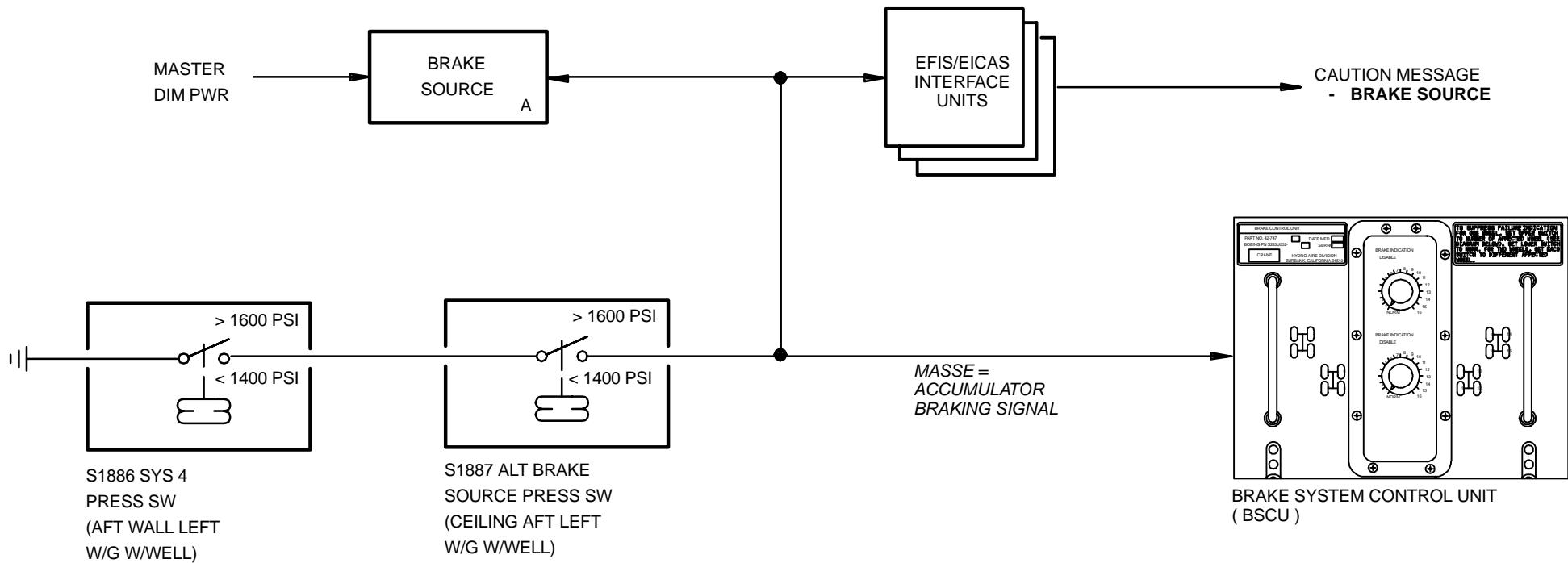


Figure 81 BRAKE PRESSURE - AND BRAKE SOURCE LIGHT INDICATION



BRAKE SOURCE PRESSURE INDICATION

BESCHREIBUNG

HYDRAULIC BRAKE PRESSURE INDICATOR

Der Hydraulic Brake Pressure Indicator zeigt den Hydraulic Pressure der Brake Accumulatoren (2), die in dem rechten Body Gear Wheel Well eingebaut sind, an.

Normale Stromversorgung des Hydraulic Brake Pressure Transmitters erfolgt von dem Ground Service Bus mit 28V AC.

Während des Schleppvorganges mit abgestellter APU kann der Hydraulic Brake Pressure Transmitter von dem Towing Bus (115V AC) über einen Static Inverter mit Strom versorgt werden, indem der Towing Power Switch (P 461) nach BATTERY geschaltet wird.

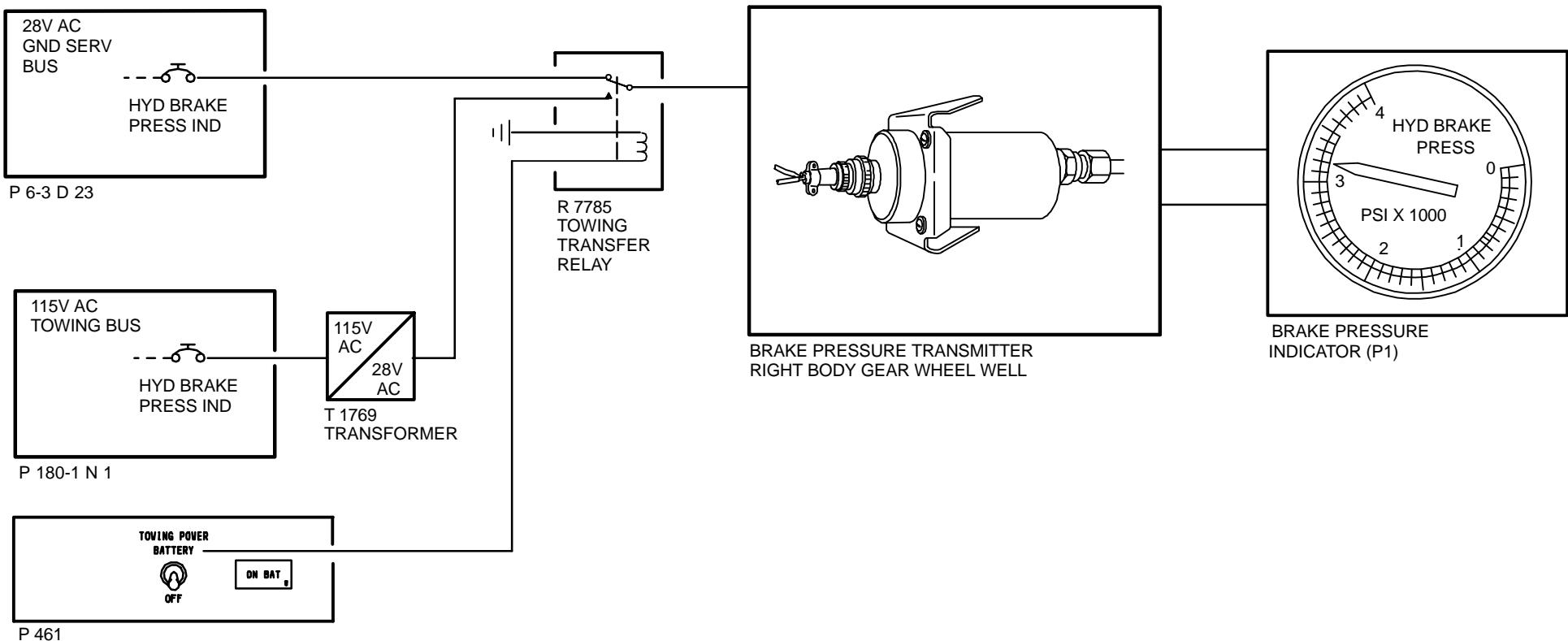


Figure 82 BRAKE PRESSURE INDICATION

797 179



BASIC SCHEMATIC

NORMAL BRAKE SYSTEM

- das Normal Brake System wird von dem Hydraulic System No.4 versorgt, die Hydraulic Systeme No.1 und No.2 sind durch die Source Selector Valves weggeschaltet
- der Normal Brake Pressure Switch meldet Pressure für das Brake Source Light, EICAS und Brake System Control Unit (BSCU)
- die Brake Accumulators speichern die Brake Energie für ca. 2-3 Brake Pedal Betätigungen und sind durch das Accumulator Isolation Valve mit der Brake Pressure Line verbunden
- die Normal Brake Metered Valves geben den Metered Pressure über die Auto Brake Shuttle Valves zu den Normal Anti Skid Modules, sind mit den Alternate Brake Metered Valves in einem Gehäuse installiert und werden durch die Brake Pedals betätigt
- das Auto Brake Module gibt bei Auto Brake Operation den Brake Pressure über die Auto Brake Shuttle Valves zu den Anti Skid Modules
- die Anti Skid Modules regeln den Brake Pressure für jede einzeln Brake individuell
- das Shuttle Valve Module verbindet die Normal- und Alternate Anti Skid Pressure Lines
- die Surge Accumulators dienen zur Dämpfung vom Normal Anti Skid Return Flow
- der Parking Brake Lever kann bei betätigten Pedals verrastet werden und betätigt den Park Brake Switch
- das Park Brake Valve schließt bei Park Brake SET den Normal Anti Skid Return.

ALTERNATE BRAKE SYSTEM

- das Alternate Brake System wird bei einem Ausfall des Normal Brake Systems (Hydraulic System No.4) automatisch über die Source Selector Valves von dem Hydraulic System No.1 versorgt, und bei Ausfall von dem Hydraulic System No.1 übernimmt automatisch das Hydraulic System No.2 die hydraulische Versorgung des Brake Systems
- der Alternate Pressure Switch meldet Pressure für das Brake Source Light, EICAS und Brake System Control Unit (BSCU)
- die Alternate Brake Metering Valves steuern den Metered Brake Pressure zu den Alternate Anti Skid Modules durch
- die Anti Skid Modules regeln den Brake Pressure jetzt für jeweils 2 auf einer Achse befindlichen Brakes.

GEAR UP BRAKING (NACHLAUFBREMSE)

- nachdem der Landing Gear Lever nach UP gelegt wurde, schaltet der Hydraulic System No.1 Gear Up Pressure das Source Selector des Hydraulic Systemes No.1 um, und der Hydraulic Pressure des Systemes No.1 gelangt zu den Alternate Metering Valves. Gleichzeitig gelangt Hydraulic System No.4 Gear Up Pressure zu den De-Spin Actuators. Dadurch werden die Alternate Metering Valves soweit ausgelenkt, daß ca. 600psi Hydraulic System No.1 Pressure zu den Brake gelangt und damit werden die Räder während der Gear Up Sequence abgebremst.



REFERRAL TO DIN A 3 PAGE

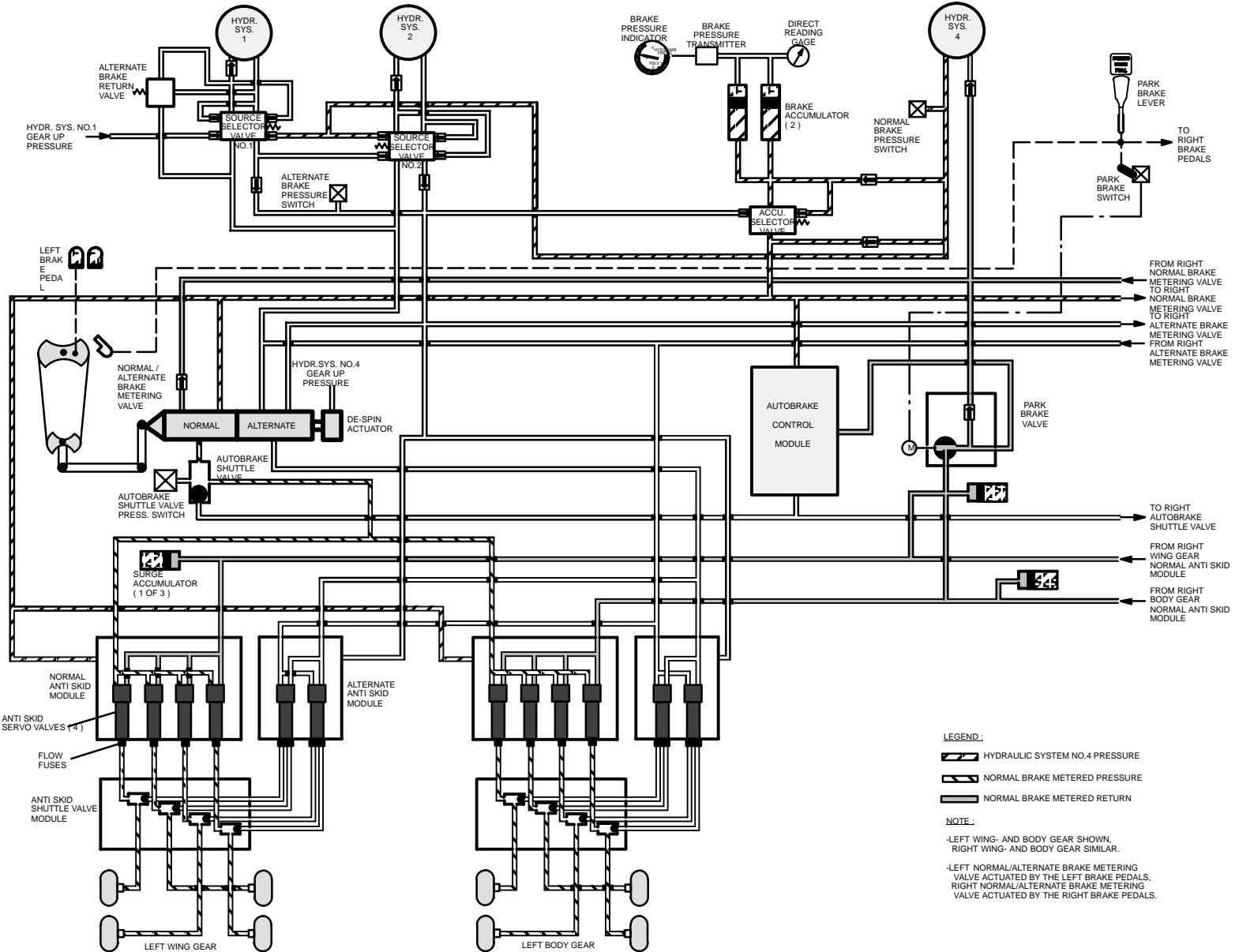


Figure 83 BRAKE SYSTEM BASIC SCHEMATIC



LANDING GEAR BRAKE UNIT

BESCHREIBUNG

Eine hydraulisch betätigte, mehrstufige Bremse wird an jedem der 16 Main Landing Gear Wheels benutzt, damit sind alle Brakes identisch und untereinander austauschbar. Der Brake Pressure wird zwischen 160 - 3000psi geregelt.

Die Brake besteht aus drei Primary Components :

- Piston Housing and Parts
- Carbon Heat Sink Stack (Rotors and Stators)
- Torque Plate.

Das Aluminium Piston Housing besteht aus 7 Adjuster/Piston Assemblies, einem Pressure- und zwei Bleeder Ports. Das Piston Housing verbindet das Hydraulic System mit dem Pressure Port. Das Piston Housing Assembly, mit den Komponenten, betätigt die Brake durch die Piston. Der Betätigungs weg der Pressure Plate wird durch die Automatic Adjuster bei jedem Abnutzungsgrad konstant gehalten.

Die Piston Assemblies fahren mit Brake Pressure aus dem Brake Piston Housing, wenn gebremst wird aus. Dadurch wird das gesamte Brems paket mit Pressure Plate, Statoren und Rotoren zusammengedrückt und es wird gebremst.

Der Torque Arm an dem Gehäuse ist mit der Brake Equilizer Rod verbunden und diese auf der anderen Seite mit dem Shock Strut, dadurch werden alle Stator Komponenten festgehalten und gleichzeitig wird die Kraft durch den Torque Sensor gemessen.

Ein Automatic Clearance Adjustments wird durch Automatic Adjuster Assemblies innerhalb des Piston Assemblies durchgeführt. Jeder Automatic Adjuster besteht aus einer Spring, die nach einer Bremsbetätigung diesen wieder in die Ausgangsposition zurückzieht, wenn der Bremsdruck nicht mehr ansteht. Es besteht des weiteren aus einer Tube und ein Ball Assembly, die die Pressure

Plate und die Piston auf einen konstanten Abstand hält. Es wird die Ball in die in die Tube gezogen, wobei der Durchmesser der Ball ein wenig größer ist als die Tube.

Die Bleeder Valves an dem Brake Piston Housing werden dazubenutzt, um nach Maintenance Arbeiten ein Entlüften der Brake sicherzustellen.

Zwei Wear Indicator Pins, die mit der Pressure Plate verbunden sind, zeigen bei getretener Bremse die Gesamtstärke des Brems paketes an.

Das Carbon Composite Heat Stack beinhaltet alle Komponenten, die zu einer Bremsung notwendig sind und dabei zusammengedrückt werden. Diese Komponenten sind : Pressure Plate, 4 Rotor Disk und 5 Stator Disks.

Die Rotor Disks sind über Drive Keys mit dem Wheel verbunden und haben die gleiche Drehzahl wie das Wheel. Die Stator Disk, eine auf jeder Seite der Rotor Disk, ist mittels der Torque Tube über das Housing mit dem Shock Strut verbunden. Die Bremswirkung wird durch das Zusammendrücken des gesamten Brems paketes erreicht.

Heat Shields innerhalb schützen die Bremse gegen zu hohe Wärmestrahlung.

LANDING GEAR BRAKE SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430
M 1
32 - 41

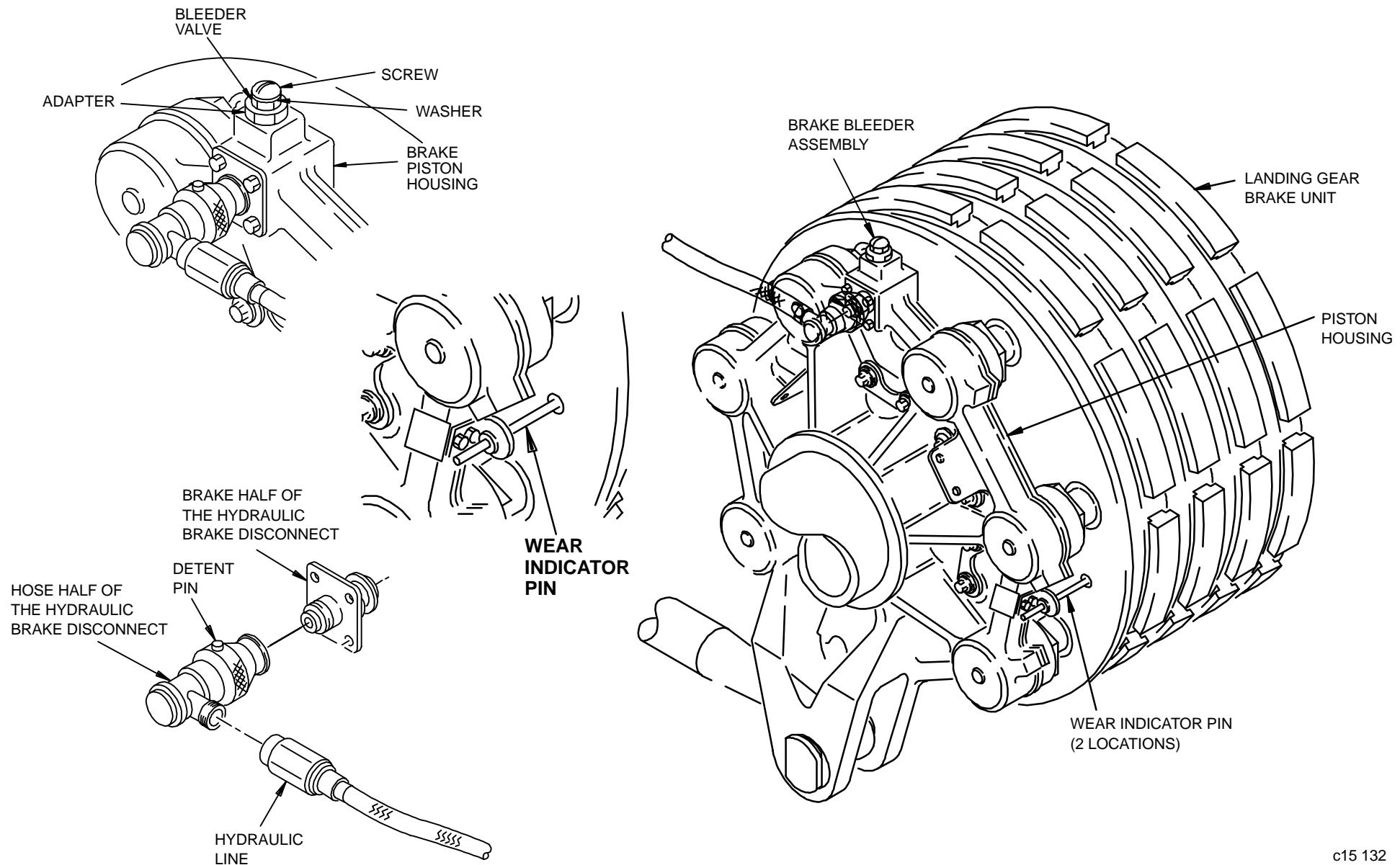


Figure 84 LANDING GEAR BRAKE UNIT



ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE NO.1 AND ACCUMULATOR ISOLATION VALVE

BESCHREIBUNG

ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVES

Zwei Alternate Source Selectors Valves werden automatisch durch den Hydraulic Pressure auf die Pressure Source für die Alternate Brake Metering Valves geschaltet, wenn das Hydraulic System No.4 Low Pressure meldet.

Das Alternate Source Selectors Valve No.1 schaltet den Hydraulic System No.1 Pressure auf das Alternate Brake System auf, wenn der Hydraulic Pressure in den Hydraulic Systemen No.4 Low Pressure meldet.

Das Alternate Source Selectors Valve No.1 ist am Keel Beam des Right Body Gear Wheel Well eingebaut.

Jedes Alternate Source Selector Valve hat 5 Ports :

- "P" : Pressure Port, verbunden mit dem Hydraulic System
- "BP" : Brake Port, Pressure zu dem Brake System
- "BR" : Brake Return, Return von dem Brake System
- "R" : Return Port, Return von dem Hydraulic System
- "C1, C2 and C3" : Control Ports, Steuerung des Valves

ACCUMULATOR ISOLATION VALVE FUSE

Schützt das Alternate Brake System vor Hydraulic Fluid Verlust bei einem Fehler zwischen dem Fuse Outlet und dem Accumulator Isolation Valve.

Die Fuse ist zwischen dem Alternate Source Selector Valve No.1 bzw. dem Alternate Source Selector Valve No.2 und der Accumulator Isolation Valve eingebaut.

Die Fuse ist an der Ceiling in dem Right Wing Gear Wheel Well eingebaut.

BESCHREIBUNG

ACCUMULATOR ISOLATION VALVE

Das Accumulator Isolation Valve verhindert, dass der Accumulator Pressure (Fluid) in das Normal Brake System gelangen kann, wenn das Alternate Brake System auf die Brakes geschaltet ist

Das Accumulator Isolation Valve unter neben dem Alternate Source Selector Valve No.1 am Keel Beam des Right Body Gear Wheel Well eingebaut.

Das Accumulator Isolation Valve ist folgendermaßen mit den Hydraulic Systemen verbunden :

- Port "A" : Hydraulic System No.4 Pressure
- Port "B" : Brake Pressure Lines der Alternate Source Selector Valves
- Port "R" : Schaltport
- "BRAKE" : Pressure Port der Normal Brake Metering Valves

Das Accumulator Isolation Valve ist geöffnet, wenn das Hydraulic System No.4 unter Druck stehen.

Wenn das Hydraulic System No.4 Low Pressure meldet, wird das Valve von einem der Alternate Source Selector Valve Brake Pressure Ports geschlossen.

Wenn kein Hydraulic Pressure von den Hydraulic Systemen No.4, No.1 und No.2 zur Verfügung steht, wird das Valve von dem Accumulator Pressure geöffnet, damit wird das Normal Brake System für Parking Brake unter Druck gesetzt.

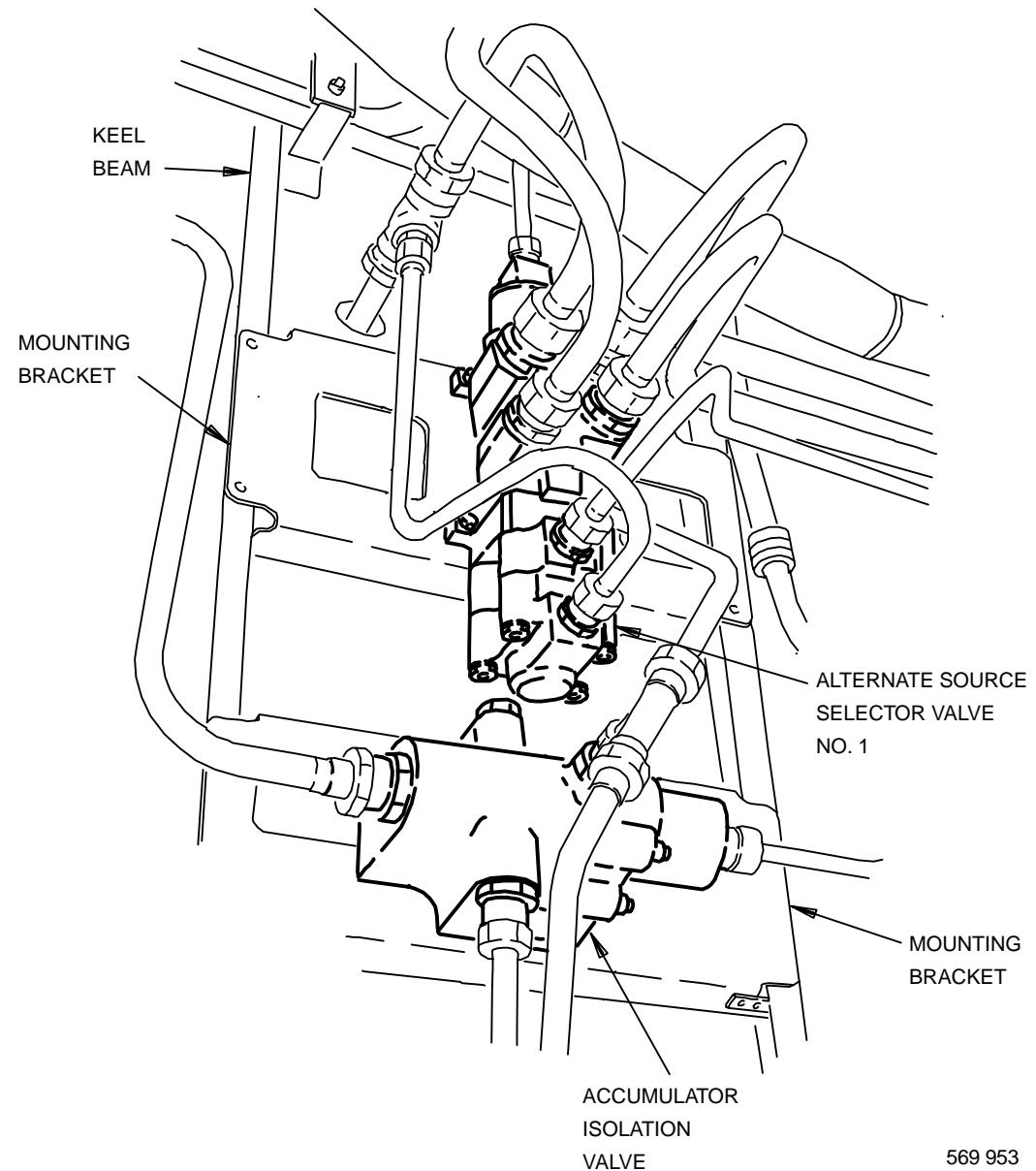
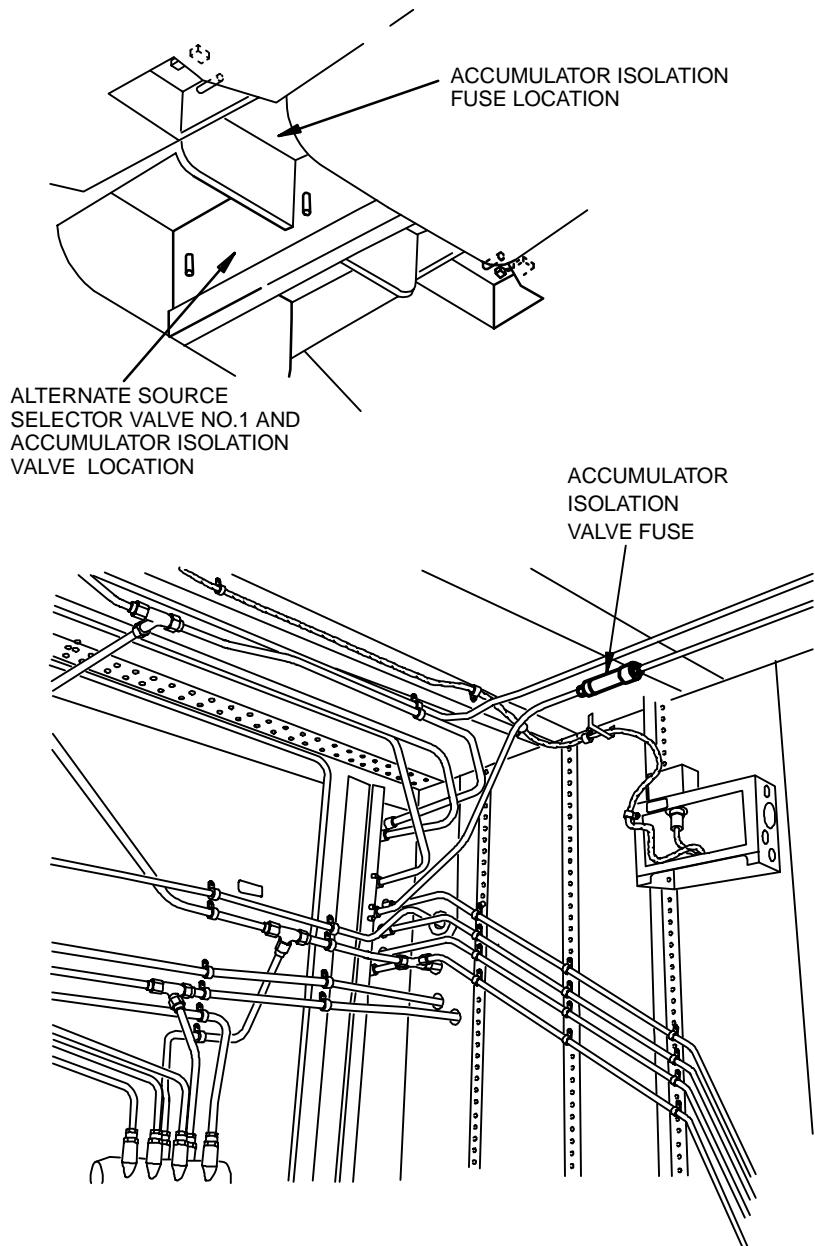


Figure 85 ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE NO.1 AND ACCUMULATOR ISOLATION VALVE



ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE NO.2

BESCHREIBUNG

ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE No.2

Zwei Alternate Source Selectors Valves werden automatisch durch den Hydraulic Pressure auf die Pressure Source für die Alternate Brake Metering Valves geschaltet, wenn das Hydraulic System No.4 Low Pressure meldet.

Das Alternate Source Selectors Valve No.2 schaltet den Hydraulic System No.2 Pressure auf das Alternate Brake System auf, wenn der Hydraulic Pressure in den Hydraulic Systemen No.4 und No.1 Low Pressure meldet.

Das Alternate Source Selectors Valve No.2 ist am Rear Spar des Left Wing Gear Wheel Well eingebaut.

Jedes Alternate Source Selector Valve hat 5 Ports :

- "P" : Pressure Port, verbunden mit dem Hydraulic System
- "BP" : Brake Port, Pressure zu dem Brake System
- "BR" : Brake Return, Return von dem Brake System
- "R" : Return Port, Return von dem Hydraulic System
- "C1, C2 and C3" : Control Ports, Steuerung des Valves

BESCHREIBUNG

BRAKE SOURCE SELECTOR VALVE FUSE

Schützt das Hydraulic System No.4 vor Hydraulic Fluid Verlust wenn ein Fehler in dem Alternate Source Selector Valve No.2 auftritt.

Die Fuse ist in der Control Pressure Line zwischen dem Hydraulic System No.4 Pressure und dem Alternate Source Selector Valve No.2 eingebaut.

Die Fuse ist an der Ceiling in dem Left Wing Gear Wheel Well eingebaut.

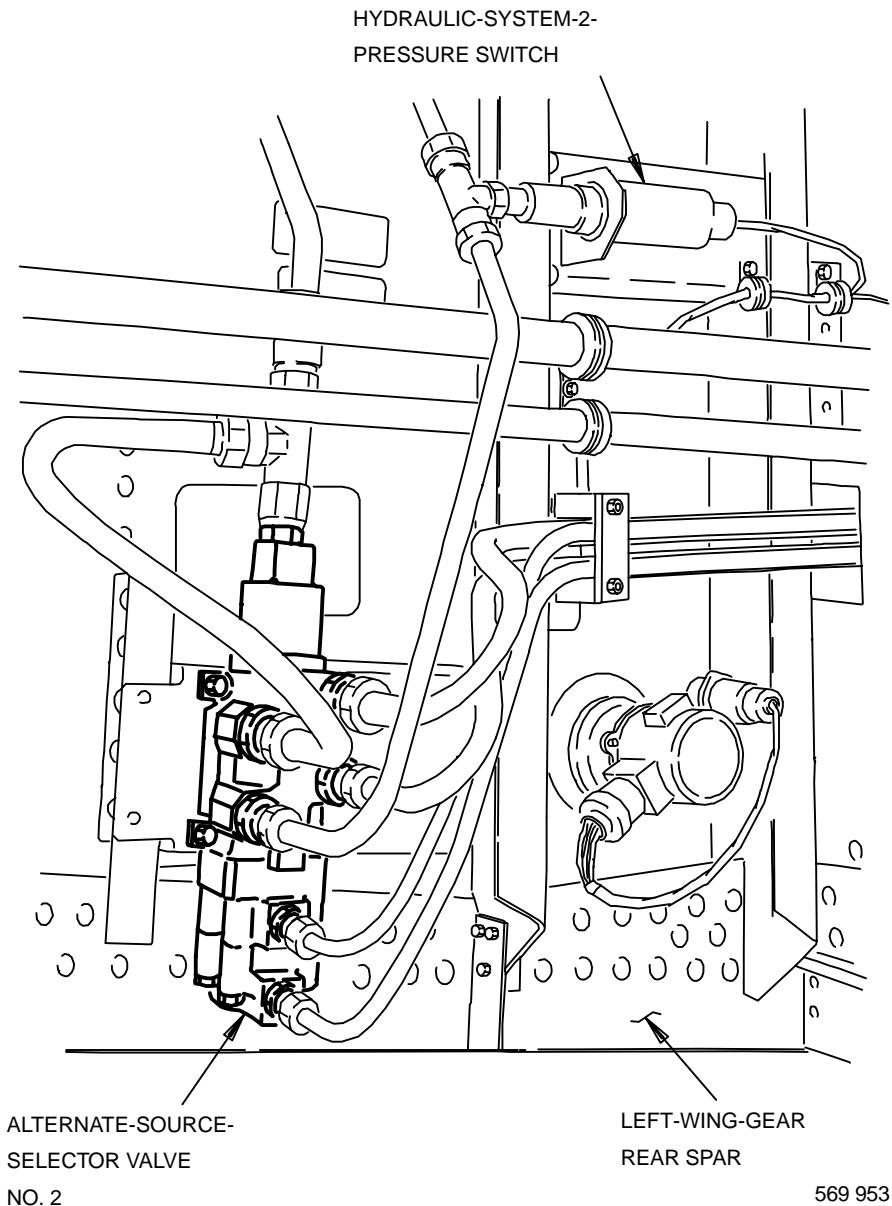
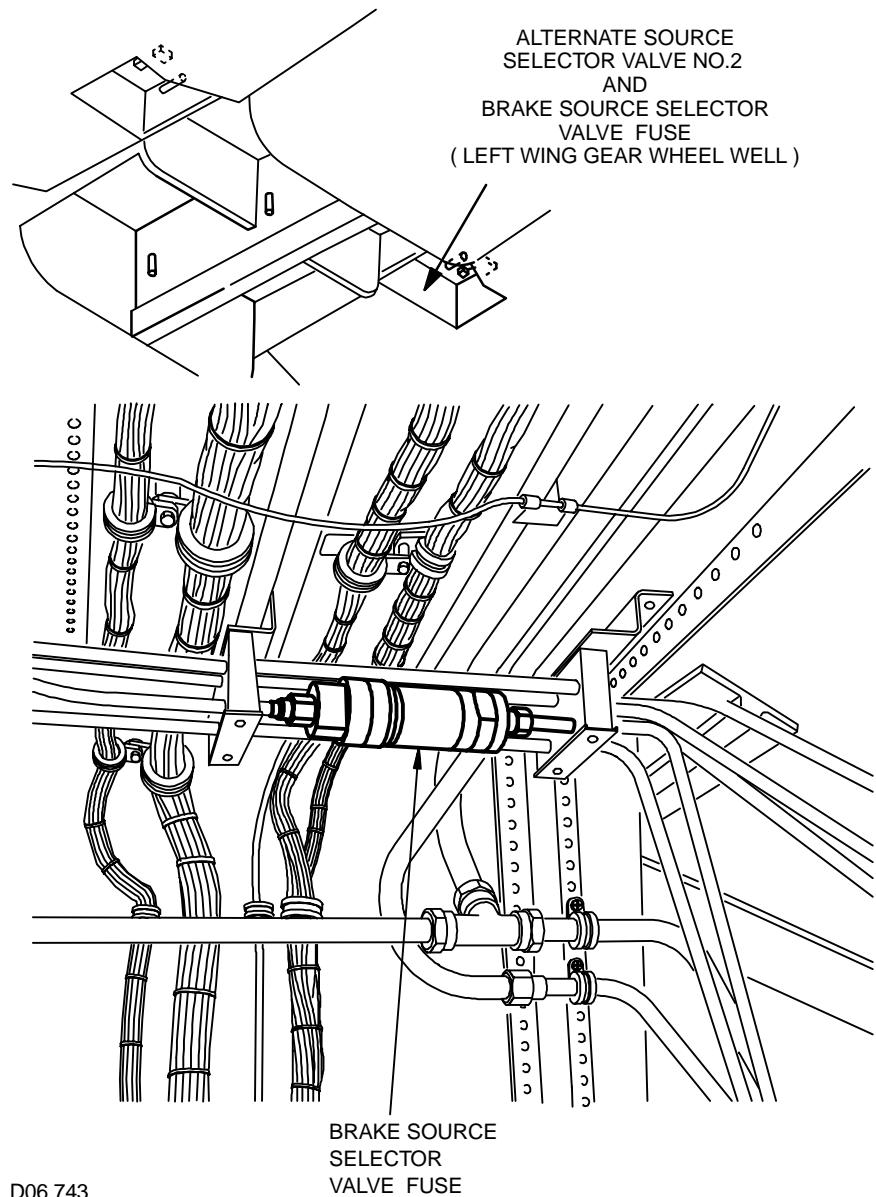


Figure 86 ALTERNATE SOURCE SELECTOR VALVE NO.2



ALTERNATE BRAKE RETURN VALVE

BESCHREIBUNG

ALTERNATE BRAKE RETURN VALVE

Das Alternate Brake Return Valve stellt automatisch eine Verbindung zu dem Hydraulic No.1 Return System dar, wenn das Hydraulic System No.1 unter Druck steht.

Das Valve wird von dem Hydraulic System No.1 Pressure geöffnet und mittels Federkraft geschlossen.

Es verhindert einen Hydraulic Fluß von dem Hydraulic System No.1 in das Hydraulic No.2 Return System, wenn die Gear Up Braking aktiviert ist.

Das Alternate Brake Return Valve ist auf einem Braket vor den Brake Accumulators an dem Inboard Bulkhead des Right Body Gear Wheel Wells in der Nähe des Alternate Brake Source Selector Valves No.1 eingebaut.

Das Alternate Brake Return Valve besitzt 3 Hydraulic Ports :

- "P" : Control Port, Control Pressure von dem Hydraulic System No.1
- "BR" : Brake Return Port, von der Brake Return Line
- "R" : Return Port, von den Brakes zu dem Hydraulic System No.1

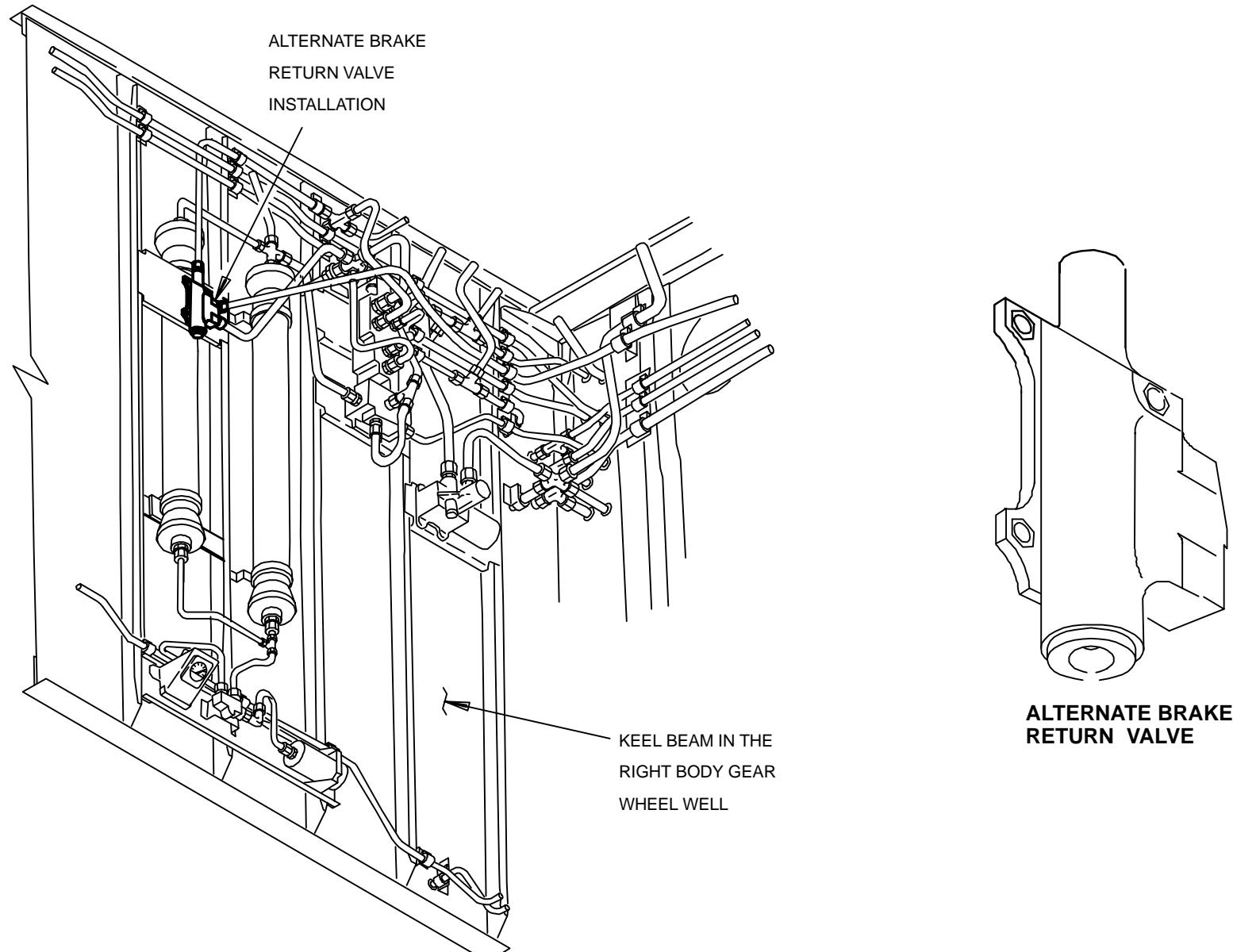


Figure 87 ALTERNATE BRAKE RETURN VALVE



BRAKE SOURCE SELECTION

Wenn alle Hydraulic Systeme unter Druck stehen, arbeiten die Source Selector Valves folgendermaßen :

- Hydraulic Pressure von dem Hydraulic System No.4 an dem Alternate Source Selector Valves No.1 am Port C2 hält das Valve geschlossen.
- Hydraulic Pressure von dem Hydraulic System No.4 an dem Alternate Source Selector Valves No.2 am Port C1 hält das Valve geschlossen.
- Hydraulic Pressure von dem Hydraulic System No.4 öffnet das Accumulator Isolation Valve und stellt eine zweite Verbindung zum Normal Brake System her
- Hydraulic System No.4 stellt den Pressure zu den Normal Brake Metering Valves zur Betätigung der Brake bereit.

Wenn das Hydraulic System No.4 LOW PRESSURE meldet und die Hydraulic Systeme No.1 und No.2 PRESSURE melden, arbeiten die Selector Valves folgendermaßen :

- Wenn der Hydraulic System Pressure von dem Hydraulic System No.4 nicht mehr an dem Alternate Source Selector No.1 am Port C2 ansteht, öffnet das Alternate Source Selector No.1 und stellt Hydraulic System No.1 Pressure für die Alternate Brake Metering Valves bereit.
- Hydraulic System Pressure von dem Hydraulic System No.4 steht auch nicht mehr am Port C1 des Alternate Source Selector Valves No.2 an, aber dieses Valve öffnet nicht, weil Pressure von dem Alternate Source Selector Valve No.1 vom Port BP an dem Source Selector Valve No.2 am Port C2 ansteht und das Valve in der geschlossenen Position hält.

Wenn die Hydraulic Systeme No.4 und No.1 LOW PRESSURE melden und das Hydraulic Systeme No.2 PRESSURE meldet, arbeiten die Selector Valves folgendermaßen :

- Kein Pressure steht an keinem Control- und Pressure Port an dem Source Selector Valve No.1 an, dadurch stellt die Return Spring das Valve in die Closed - Position.
- Es steht auch kein Pressure mehr an dem Alternate Source Selector Valve 2 Port C2 an. Dadurch steuert der Hydraulic Pressure vom System No.2

vom Port P das Valve in die Open - Position und stellt somit Hydraulic Pressure für die Alternate Brake Metering Valves zur Verfügung.

Während Landing Gear Retraction arbeiten die Selector Valves folgendermaßen :

- Hydraulic Pressure von dem Landing Gear Retraction System (Gear Up Pressure) steht zusätzlich an dem Source Selector Valve No.1 am Port C3 an und stellt das Valve in die Open - Position um und steuert damit den Hydraulic Pressure des Systemes No.1 zu den Alternate Brake Metering Valves für Gear Up Braking solange durch, wie Gear Up Pressure ansteht.
- Das Alternate Source Selector Valve No.2 bleibt in Normal System Operation geschlossen.

Alternate Brake Return Valve

Das Alternate Brake Return Valve stellt automatisch einen Verbindung zwischen dem Brake Return und dem Return des Hydraulic Systemes No.1 her, wenn dieses das Brake System mit Pressure versorgt.

Wenn das Hydraulic System No.1 unter Druck steht, ist das Valve geöffnet und wird federbelastet bei drucklosen Hydraulic System No.1 geschlossen.

Das Valve verhindert einen Return Flow vom System No.1 in das System No.2.

Es stellt eine Verbindung her oder schließt diese zwischen den Ports BR und R an dem Source Selector Valve No.1.



REFERRAL TO DIN A 3 PAGE

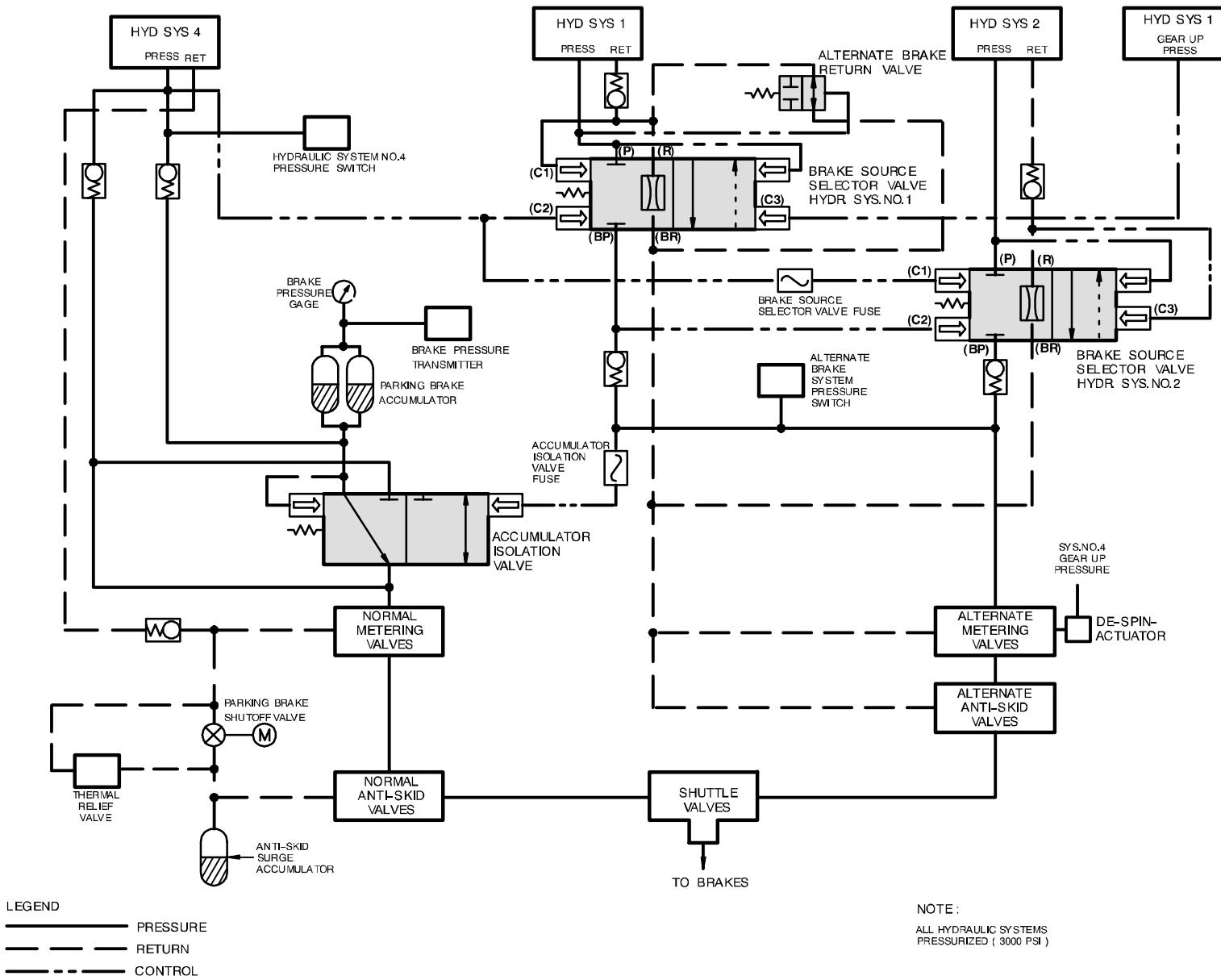


Figure 88 BRAKE SOURCE SELECTION



BRAKE PEDAL ASSEMBLY

BESCHREIBUNG

Die manuelle Bremsvorgang wird durch die Betätigung der Brake Pedals ausgelöst. Das Kippen der Brake Pedals wird über Push Rods und Cranks zu den Brake Pedal Bus Crank Assemblies übertragen. Ein Brake Pedal Bus Crank Assembly ist auf der Vorderseite der Captain's- und eines auf der Vorderseite des First Officer's Pedals installiert.

Die Brake Pedal Bus Crank Assemblies sind mit einer Brake Pedal Bus Rod verbunden, so dass die Bewegung des linken Pedals des Captain's oder des First Officer's nur das Left Crank Assembly und die rechten Pedals des Captain's oder des First Officer's nur das Right Crank Assembly betätigt.

Eine Push Rod verbindet das Brake Pedal Bus Crank Assembly auf der Vorderseite des Captain's mit dem Left Brake Cable Control Quadranten.

Eine Push Rod verbindet das Brake Pedal Bus Crank Assembly auf der Vorderseite des First Officer's mit dem Right Brake Cable Control Quadranten.

NOTE: Die Seile des Left Brake Cable Control Quadranten sind mit dem Left Brake Metering Valve Control Quadranten in dem Left Wing Gear Wheel Well verbunden.

NOTE: Die Seile des Right Brake Cable Control Quadranten sind mit dem Right Brake Metering Valve Control Quadranten in dem Right Wing Gear Wheel Well verbunden.

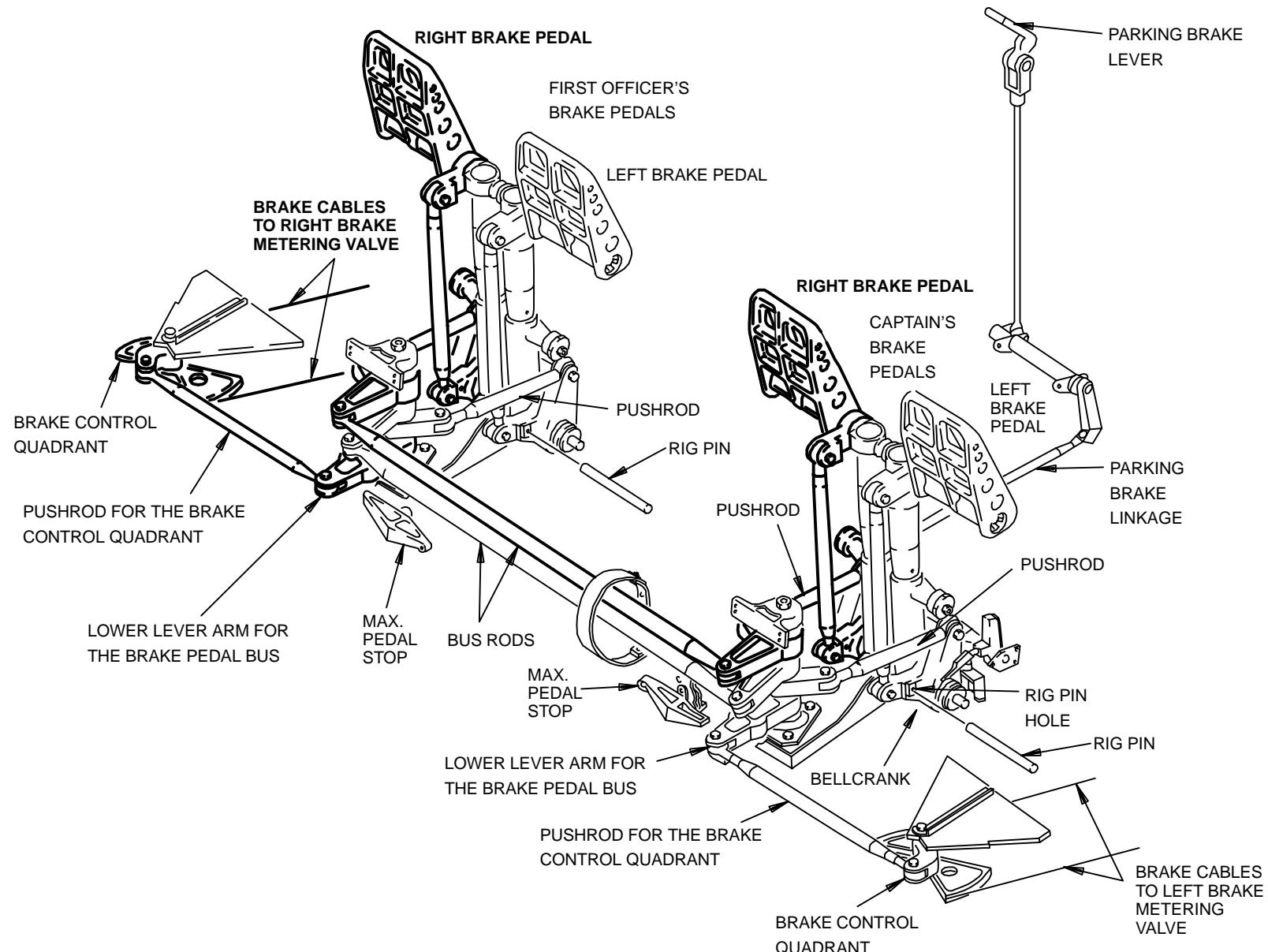


Figure 89 BRAKE PEDALS ASSEMBLIES



BRAKE METERING VALVE ASSEMBLY

BESCHREIBUNG

Ein linkes- und ein rechtes Brake Metering Valve Module Assembly setzen die Auslenkung der Brake Pedals in einen Brake Pressure um, die die Brakes betätigen. Das linke Module stellt den Brake Pressure für die Brakes auf der linken Seite des Flugzeuges und rechte Module für die Brakes auf der rechten Seite des Flugzeuge bereit.

Das linke Brake Metering Valve Module Assembly ist outboardseitig des Left Wing Gear Wheel Well in der Nähe des Aft Wall eingebaut und das rechte Brake Metering Valve Module Assembly befindet sich spiegelbildlich auf der rechten Seite.

Jedes Brake Metering Valve Module Assembly besteht aus einem Control Quadranten und einem Brake Metering Valve Assembly. Das Seilsystem verbindet den Control Quadranten mit den Brake Pedals im Flight Deck. Ein Lever Arm stellt die Verbindung zwischen dem Control Quadranten und den Shaft des Brake Metering Valve Assembly dar.

Jedes Brake Metering Valve Assembly besteht aus :

- einem Normal Brake Metering Valve
- einem Alternate Brake Metering Valve
- einem Wheel De-Spin Actuator

Ein Shaft in dem Assembly, der mit dem Lever Arm und Control Quadranten verbunden ist, betätigt die drei Komponenten,

Jedes Brake Metering Valve besitzt 3 Hydraulic Ports :

- Pressure Port (von dem Airplane Hydraulic Pressure System)
- Brake Port (Brake Pressure zu den Brakes)
- Return Port (Verbindung von den Brakes zu dem Airplane Hydraulic Return System)

Ein Kolben öffnet und schließt die Hydraulic Ports. Der Kolben ist mit dem Shaft des Lever Arms und dem Control Quadranten verbunden. Eine Spring hält den Kolben in der OFF - Position. Wenn das Valve sich in der OFF - Posi-

tion befindet, ist der Pressure Port verschlossen, der Brake- und der Return Port geöffnet. Dadurch ist eine Hydraulic Flow von den Brakes in das Hydraulic Return System gegeben. Wenn der Lever Arm durch die Brake Pedals ausgelemt wird, kann der Hydraulic Pressure durch den Pressure Port über das Metering Valve zum Brake Port und damit zu den Brakes gelangen, die Verbindung zwischen dem Brake- und Return Port ist verschlossen.

Bei jedem Bremsvorgang strömt der Hydraulic Pressure über das Brake Metering Valve zu dem Brake Port in Abhängigkeit, wie weit die Brake Pedals ausgelemt wurden.

Wenn die Brake Pedals gelöst werden, wird der Lever, der Kolben des Brake Metering Valves und damit das gesamte Brake System durch die Return Spring in die OFF - Position zurückgestellt. Es wird wieder die Verbindung zwischen dem Brake- und Return Port hergestellt und der Pressure aus den Brake Lines wird in dem Return abgelassen, während der Pressure Port verschlossen wird.

Der Wheel De-Spin Actuator lenkt das Alternate Brake Metering Valve bei dem Beginn der Gear Retraction aus und betätigts die Brakes, so das die Wheels im stehenden Zustand in die Wheel Wells eingefahren werden.

Der Wheel De-Spin Actuator hat nur einen Port, der mit dem Gear Retraction System (Wing Gear Up Pressure Line, Hydraulic System No.4) verbunden ist. Der Actuator beinhaltet einen Kolben, der durch eine Feder in der OFF - Position gehalten wird.

Wenn der Wing Gear Up Pressure, Hydraulic System No.4 ansteht, betätigts der Pressure den Kolben des Wheel De-Spin Actuator gegenüber der Federkraft und lenkt diesen so aus, das ca.600psi von dem Alternate Brake Metering Valve durchgesteuert werden. Der Hydraulic Pressure liegt solange an, wie die Wing Gear Up Pressure Line druckversorgt ist.

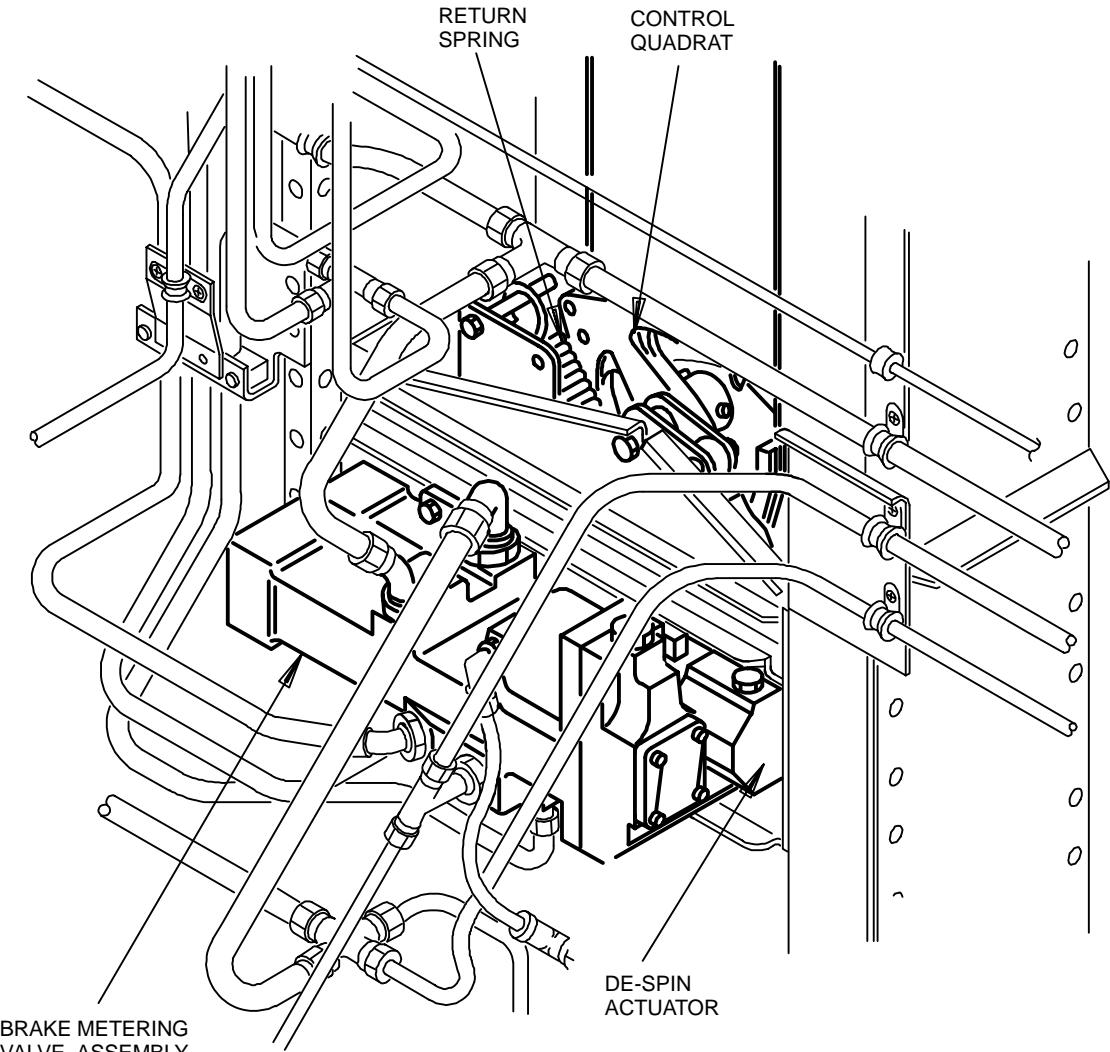
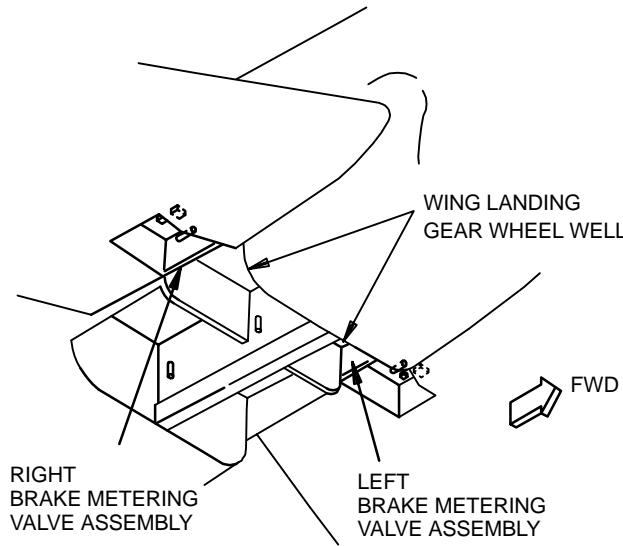
Wenn der Wing Gear Up Pressure abgeschaltet wurde, betätigts die Feder in dem Wheel De-Spin Actuator den Kolben in die OFF - Position und das ausgelemtke Alternate Brake Metering Valve fährt gleichzeitig in die OFF - Position. Der Pressure von den Brakes ist abgeschaltet.

LANDING GEAR BRAKE SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
M 2
32 - 41



NOTE:

LEFT BRAKE METERING VALVE ASSEMBLY SHOWN,
RIGHT ASSEMBLY SIMILAR.

312 062
312 052

Figure 90 BRAKE METERING VALVE ASSEMBLY



HYDRAULIC BRAKE ACCUMULATORS

BESCHREIBUNG

Zwei Hydraulic Brake Accumulators sind in dem Flugzeug installiert.

Die Hydraulic Brake Accumulators speichern und stellen den Hydraulic Pressure für das Parking Brake System bereit.

Die Hydraulic Brake Accumulators absorbieren auch Pressure Schwankungen in dem Brake System und stellen sicher, daß schnell Hydraulic Pressure zu den Brakes bei Betätigung der Brake Pedals zur Verfügung steht.

Die Hydraulic Brake Accumulators sind an dem Keel Beam in dem Right Body Gear Wheel Well eingebaut.

Die Accumulators sind Stahlzylinder mit einer Kappe an jedem Ende. Ein Piston teilt jeden Accumulator in zwei Kammer. Eine Kammer beinhaltet den Vorspanndruck, den andere die Hydraulic Fluid.

Die Endkappen haben besitzen Ports. Der Port an der Seite mit dem Vorspanndruck ist mit einem Accumulator Air Charging Valve, Direct Reading Pressure Gage und einem Transmitter verbunden, der Port auf der Hydraulic Seite verbindet beide Accumulatoren und sind gleichzeitig mit dem Hydraulic System No.4 verbunden.

Servicing Procedure siehe Maintenance Manual 12-15-09/301.

PRESSURE TRANSMITTER AND HYD BRAKE PRESS GAGE

BESCHREIBUNG

Die Leitungen an der Unterseite der Hydraulic Brake Accumulators sind zu einem Manifold miteinander verbunden.

Ein Accumulator Air Charging Valve ist an den Manifold angeschlossen und ermöglicht, die Accumulatoren mit einen der Umgebungstemperatur angepaßten Vorspanndruck zu füllen.

Eine Leitung an der linken Seite des Manifolds ist mit dem Direct Reading Pressure Gage verbunden.

Eine Leitung an der rechten Seite des Manifolds ist mit dem Brake Pressure Transmitter verbunden und setzt das Pressure Signal in ein elektrisches Signal um, die wird auf dem HYD BRAKE PRESS Gage am Captains Instrument Panels angezeigt.

LANDING GEAR BRAKE SYSTEM

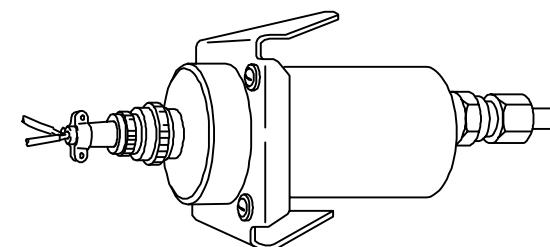
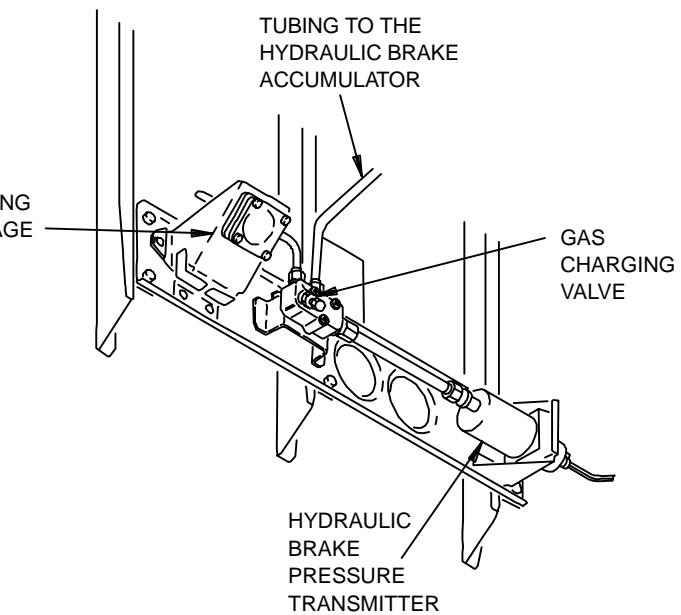
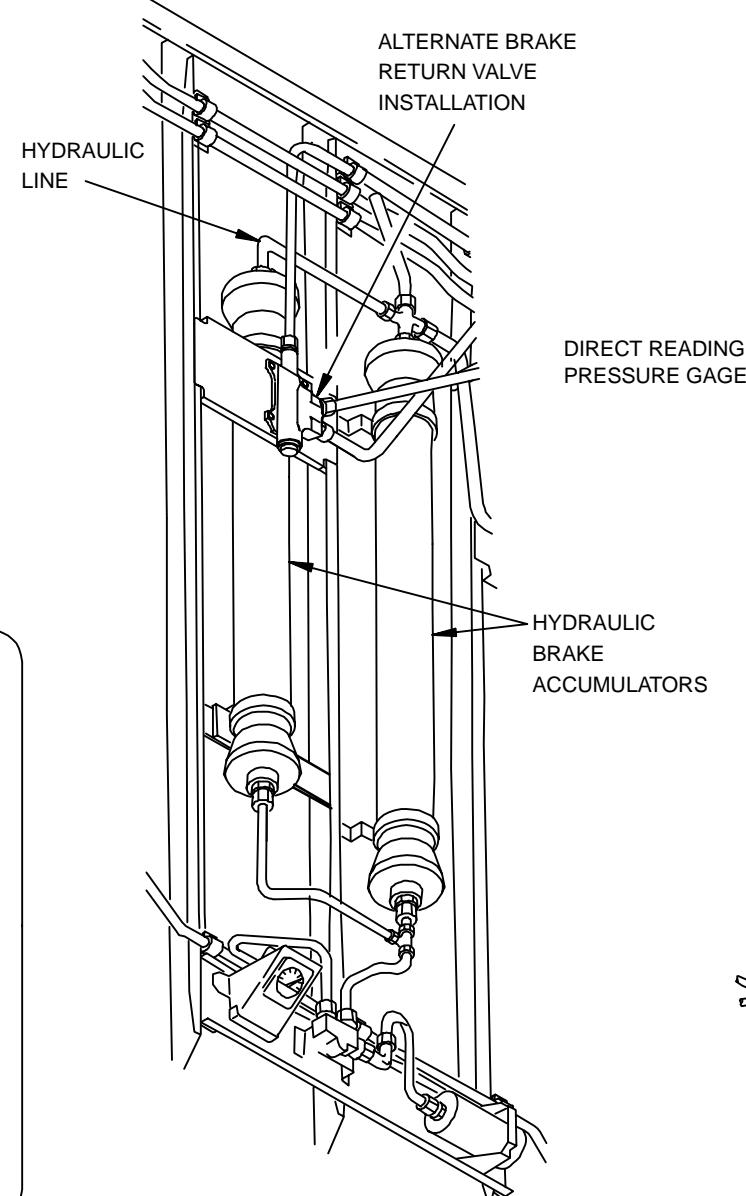
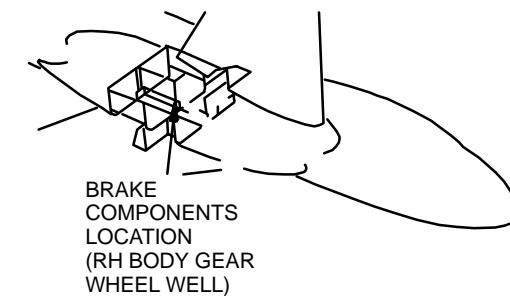


Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 41



CHARGING INSTRUCTIONS-
HYDRAULIC ACCUMULATOR.

WITH SYSTEM DEPRESSURIZED,
CHARGE WITH DRY NITROGEN
TO APPLICABLE PRESSURE PER
CHART BELOW ± 50 PSI

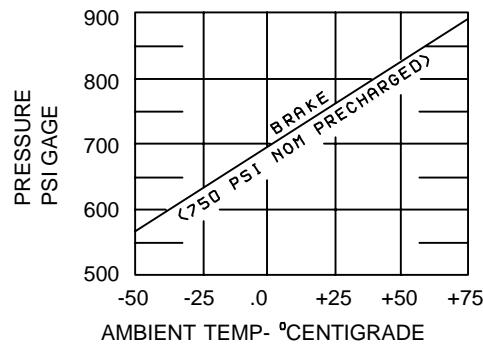


Figure 91 HYDRAULIC BRAKE ACCUMULATORS



HYDRAULIC BRAKE SYSTEM PRESSURE SWITCHES

BESCHREIBUNG

Ein Hydraulic System No.4- und ein Alternate Brake Pressure Switch sind elektrisch in Reihe geschaltet und steuert das BRAKE SOURCE - Light auf dem Captain Instrument Panel und über die EICAS Interface Units die Caution Message : BRAKE SOURCE.

Gleichzeitig wird dieses Signal zur Brake System Control Unit (BSCU) zur Verarbeitung in der Anti Skid Control Logic gesendet.

Der Alternate Brake Pressure Switch befindet sich an der Ceiling in dem Left Wing Gear Wheel Well, der Hydraulic System No.4 Pressure Switch ist an der Aft Wall des Left Wing Gear Wheel Well angebaut.

Der Alternate Brake Pressure Switch ist mit den Brake Pressure Lines der Source Selector Valves und dem Pressure Port des Alternate Brake Metering Valves verbunden.

Der Switch öffnet (> 1600psi), wenn der Pressure von einem der beiden Alternate Source Selector Valves das Alternate Brake System unter Druck setzt. Der Switch schließt (< 1400psi), wenn der Pressure von dem Alternate Brake System abgeschaltet ist.

Der Hydraulic System No.4 Pressure Switch ist mit der Hydraulic System No.4 Pressure Line verbunden.

- Der Switch öffnet (> 1600psi), wenn der Pressure des Hydraulic Systems No.4 vorhanden ist.
- Der Switch schließt (< 1400psi), wenn der Pressure des Hydraulic Systems abgeschaltet ist.

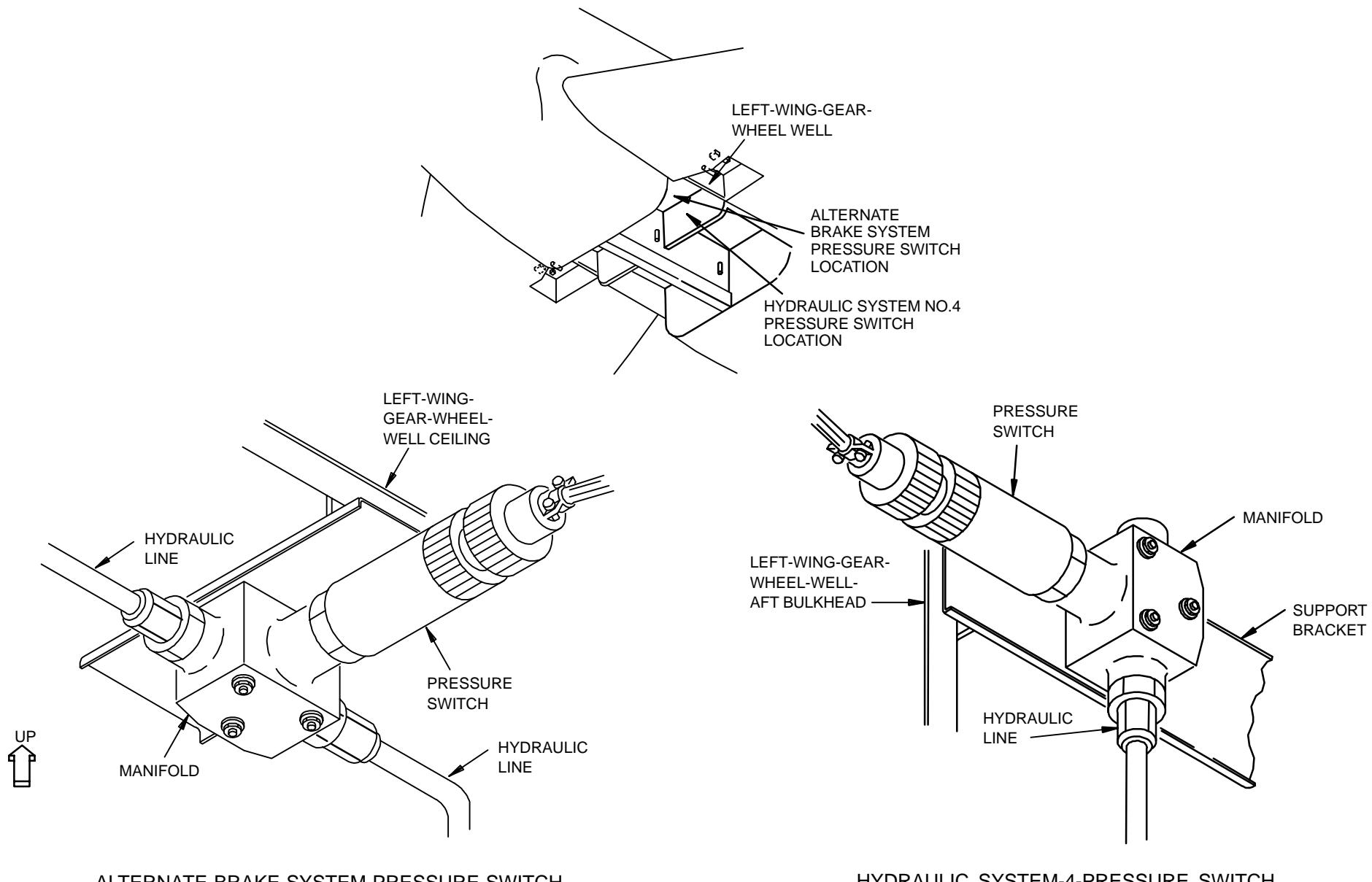


Figure 92 HYDRAULIC BRAKE SYSTEM PRESSURE SWITCHES



32 - 44 PARK BRAKE SYSTEM

PARKING BRAKE COMPONENTS

GENERAL

Das Parking Brake System ist dafür vorgesehen, die Brake zu setzen und zu verriegeln, wenn das Flugzeug abgestellt wird.

Das System besteht aus einem Parking Brake Lever auf dem Control Stand hinten links, der über Rods und Linkages einen elektrischen Schalter betätigt und dieser dann den 28V DC Motor des Parking Brake Valves.

Die Parking Brake arbeitet ausschließlich in den Normal Brake System und kann gesetzt werden, wenn Hydraulic Pressure von dem System No.4 oder aus den Brake Accumulatorn zur Verfügung steht.

Die Parking Brake kann von dem Captain oder dem First Officer gesetzt werden.

Die Memo Message PARKING BRAKE SET wird auf dem Upper EICAS angezeigt, wenn die Parking Brake gesetzt ist.

Gleichzeitig wird von der gesetzten Parking Brake ein Erase Circuit in dem Voice Recorder System angesteuert, siehe ATA 23-71-00.

Ein BRAKE ON - Light (Red) auf dem P 37 Nose Wheel Well Control Panel (an der Nose Gear Vorderseite oberhalb des Steering Collars) angesteuert und leuchtet, wenn das Parking Brake Valve die geschlossene Position erreicht hat und das CLOSED - Relay erregt ist.

Die Parking Brake- und die Parking Brake Pressure Indication kann von dem Battery Bus auf den Hot Battery Bus durch den Towing Switch (P 461) umgeschaltet werden.

Die Memo Message :

PARK BRAKE SET

wird angezeigt, wenn :

das Parking Brake Handle betätigt wurde,

1. ***das Parking Brake Valve geschlossen ist und***
2. ***das CLOSED - Relay erregt ist,***

NOTE: Durch das Setzen der Park Brake ist es normal, dass der Brake Pressure auf dem HYD BRAKE PRESS - Gage schnell auf 1700psi sinkt, da die 3 Anti Skid Surge Accumulatorn mit Hydraulic aufgefüllt werden.

Sinkt der Pressure jedoch auf < 1700psi ab, so ist das System als fehlerhaft zu betrachten.

LANDING GEAR PARK BRAKE SYSTEM

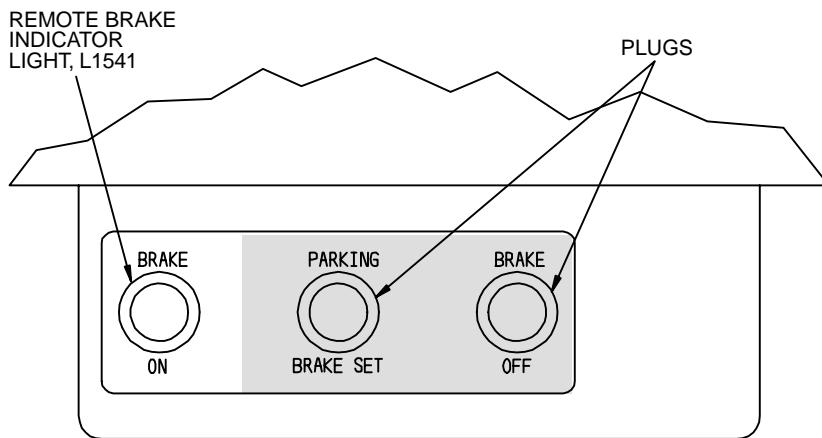
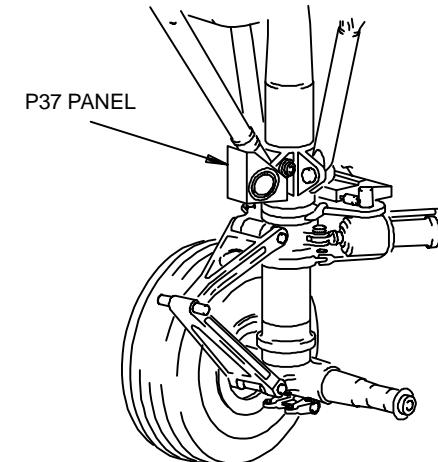
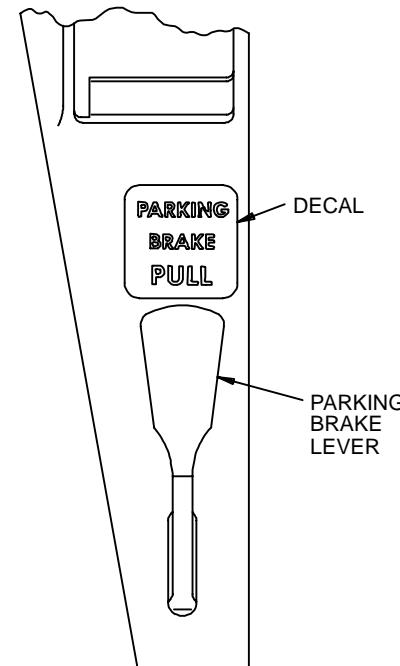
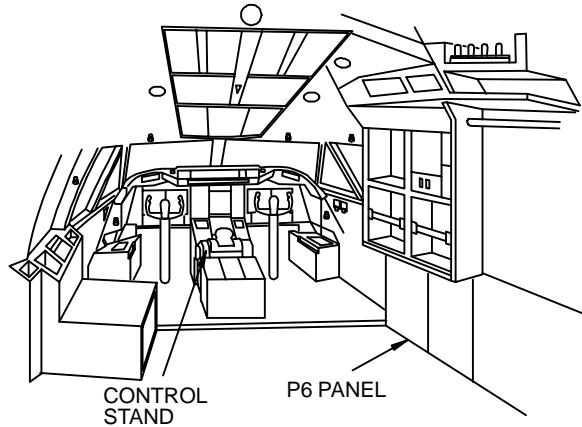


Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 44



P37 PANEL

855 180

Figure 93 PARKING BRAKE COMPONENTS



PARKING BRAKE SYSTEM COMPONENTS

FUNKTIONS BESCHREIBUNG

Das Parking Brake System arbeitet nur in dem Normal Brake System.
Die Pressure Source für das System ist :

- Hydraulic Brake Accumulators
- Hydraulic System No 4.

Werden die Brake Control Pedals im Cockpit bis an die Stops betätigt und der Parking Brake Lever auf dem Control Stand gezogen, wurde durch die Linkage die zwei Pawl in Richtung der Brake Pedal Bellcrank bewegt. Die Pawl verriegeln die Lockpins an dem Brake Pedal Bellcrank und hält die Brake Linkage in der verriegelten Position. Die Parking Brake Linkage kann nur verriegelt werden, d.h. Parking Brake SET, wenn beide Brake Pedals betätigt wurden.

Wenn der Parking Brake Lever betätigt wurde und die Brake Pedals verrastet sind, schaltet der Parking Brake Switch (S 313) 28V DC zu dem Electric Motor an dem Parking Brake Module durch.

Der Electric Motor steuert das Parking Brake Valve nach CLOSED. Dadurch sind die Normal Anti Skid Valve Return Lines geschlossen und es wird verhindert, daß der Brake Accumulator Pressure sich über die Normal Anti Skid Valves in den Return des Hydraulic Systemes entladen kann.

In der CLOSED - Position des Parking Brake Valves wird über den CLOSED - Limit Switch das CLOSED - Relay erregt und es erscheint die

Memo Message :

PARK BRAKE SET,

gleichzeitig leuchtet das

BRAKE ON - Light (RED)

auf dem P 37 (Nose Gear).

Die Parking Brake Indication und die Brake Pressure Indication kann während des Schleppens durch den TOWING BAT PWR - Switch auf dem P461 Aft Overhead Panel in der Position BAT auf den Hot Battery Bus umgeschaltet werden.

Erfolgt eine Fehlfunktion, d.h. Park Brake Switch : SET, Parking Brake Valve : NOT CLOSED und CLOSED - Relay nicht erregt (CLOSED DISAGREE), dann erfolgt folgende Indication :

- Status Message :
PARK BRAKE VALVE 32 44 05 0
und
- CMCS Message
PARKING BRAKE VALVE / HANDLE DISAGREE OR NO PARKING BRAKE POWER 32893

Wenn die Park Brake nicht mehr gebraucht wird, werden die Brake Pedals betätigt, die Verriegelung der Pawls wird gelöst, die Spring zieht den gesamten Parking Brake Lever Mechanism zurück, der Parking Brake Switch (S 313) schaltet nach OFF um und das Parking Valve wird in die Open - Position umgesteuert, wenn das Valve die Open - Position erreicht, wird das Open - Relay erregt, damit ist das gesamte Parking Brake System in der korrekten Position.

Erfolgt eine Fehlfunktion, d.h. Park Brake Switch : OFF, Parking Brake Valve : NOT OPEN und OPEN - Relay nicht erregt (OPEN DISAGREE), dann erfolgt folgende Indication, die von der Brake System Control Unit (BSCU) ausgelöst wird :

- Status Message :
PARK BRAKE VALVE 32 44 05 00
und / oder
- Advisory- und/oder Status Message :
ANTISKID OFF
und / oder
- Advisory- und/oder Status Message :
BRAKE LIMITER
und
- CMCS Message
PARK BRK VLV NOT OPEN WHEN RELEASED OR NO PARK BRK PWR (BSCU) 32289

Dadurch wird die Besatzung daraufhin gewiesen, daß der Normal Anti Skid Return Flow behindert ist.

Das Anti Skid- und Torque Limiting System wird nicht abgeschaltet.

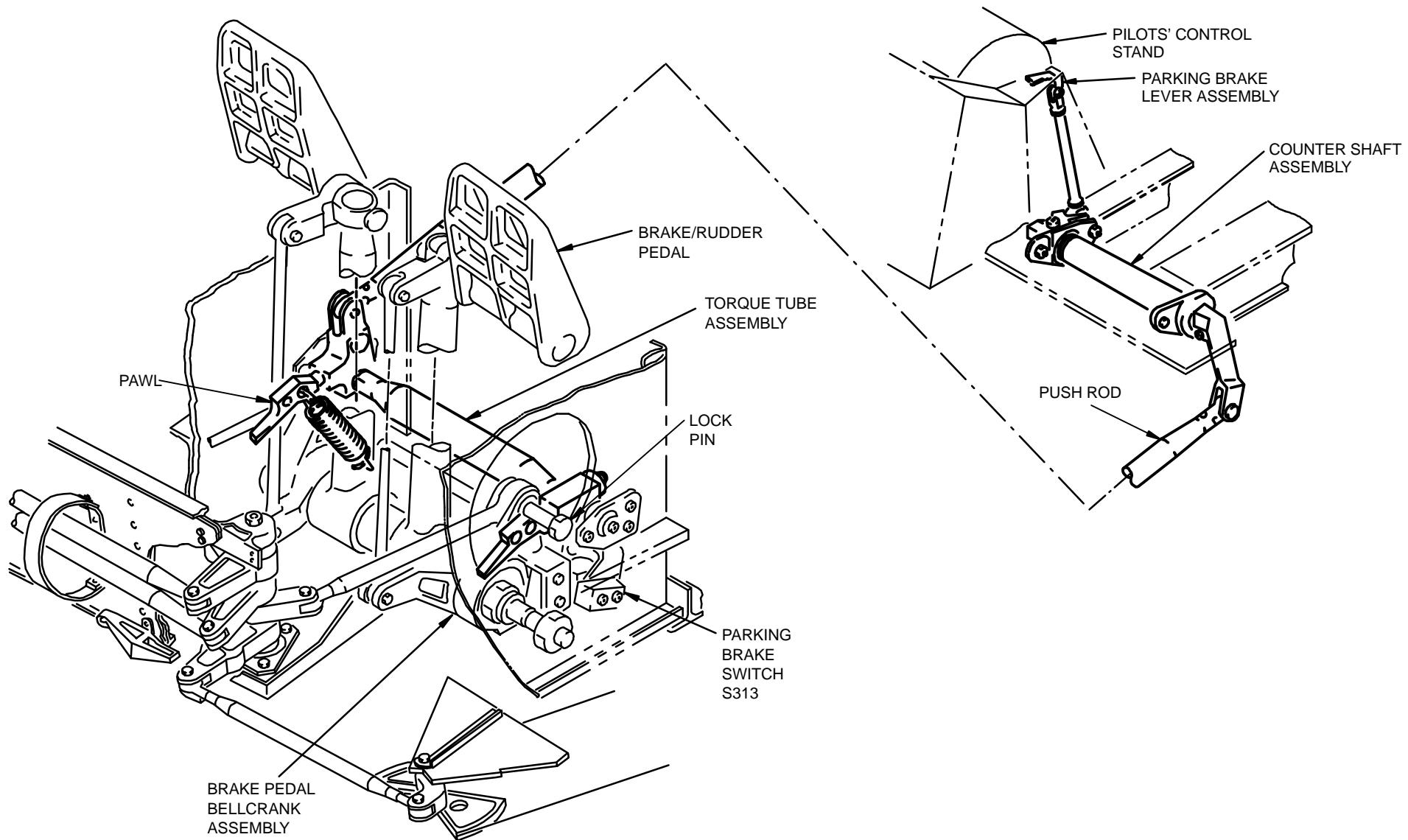


Figure 94 PARKING BRAKE SYSTEM COMPONENTS

721 053



PARKING BRAKE VALVE AND THERMAL PRESSURE RELIEF VALVE

BESCHREIBUNG

Das Parking Brake Valve verhindert, daß der gespeicherte Pressure der Brake Accumulatoren über die Normal Anti Skid Servo Valves (16) in den Return des Hydraulic Systemes No.4 bei geschlossenem Park Brake Valve gelangen kann. Es ist in dem Right Body Gear Wheel Well am Keel Beam installiert und stellt eine Verbindung, zwischen dem Hydraulic System No.4 Return und den Normal Anti Skid Servo Valves dar.

Das Parking Brake Valve Module besteht aus einem Electric Motor, dem Parking Brake Valve, Check Valve und Thermal-/ Pressure Relief Valve.
An einem Manual Position Indicator können die Positionen des Valve abgelesen werden :

- POS 1 (SHUT OFF)
 - Der Pressure- und der Return Port sind geschlossen
- POS 2 (OPEN)
 - Der Pressure- und der Return Port sind miteinander verbunden

NOTE: You can use input monitoring to look at the parking brake valve position (parking brake lever switch via the MAWEA) to the EIU :

E / 57 / 271 / 00 bit 12 :

- 0 = parking brake = SET / valve closed
- 1 = parking brake = OFF / valve open.

Wenn das Valve sich im Transit befindet, sind alle Ports geschlossen.

Ein Thermal-/ Pressure Relief Valve, in oder an dem Module schützt das Leitungssystem bei geschlossenem Valve (zwischen dem Parking Brake Valve und den Normal Anti Skid Servo Valves) vor Überdruck.

Es öffnet bei > 3400psi und lässt den Überdruck in den Return ab, es schließt wieder bei < 3100psi.

Wenn keine elektrische Stromversorgung zur Verfügung steht kann das Parking Brake Valve manuell betätigt werden. Wird die elektrische Stromversorgung angelegt, fährt das Valve in die von Parking Brake Lever Switch vorgegebene Position.

FEHLERANZEIGE : PARKING BRAKE VALVES

Wenn ein Fehler in dem Parking Brake Valve System auftritt, erfolgt die :
Status Message :

PARK BRK VALVE 32 42 05 00

und / oder

Advisory Message :

ANTISKID OFF 32 42 03 00

und / oder

Advisory Message :

BRAKE LIMITER 32 42 07 00

und / oder

Status Message :

ANTISKID OFF 32 42 04 00

und / oder

Status Message :

BRAKE LIMITER 32 42 08 00

und auf der MCDU ist der Grund der EICAS Message als ablesbar

CMCS Message :

PARK BRK VLV NOT OPEN WHEN RELEASED OR NO PARK BRK PWR (BSCU) 32 289

N O T E :

Make sure this circuit breaker is closed on the P 6 - 2 panel :

- 6L18, PARK BRAKE

IF THE CIRCUIT BREAKER WAS CLOSED, DO THE FAULT ISOLATION PROCEDURE IN THE FIM.

LANDING GEAR PARK BRAKE SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 44

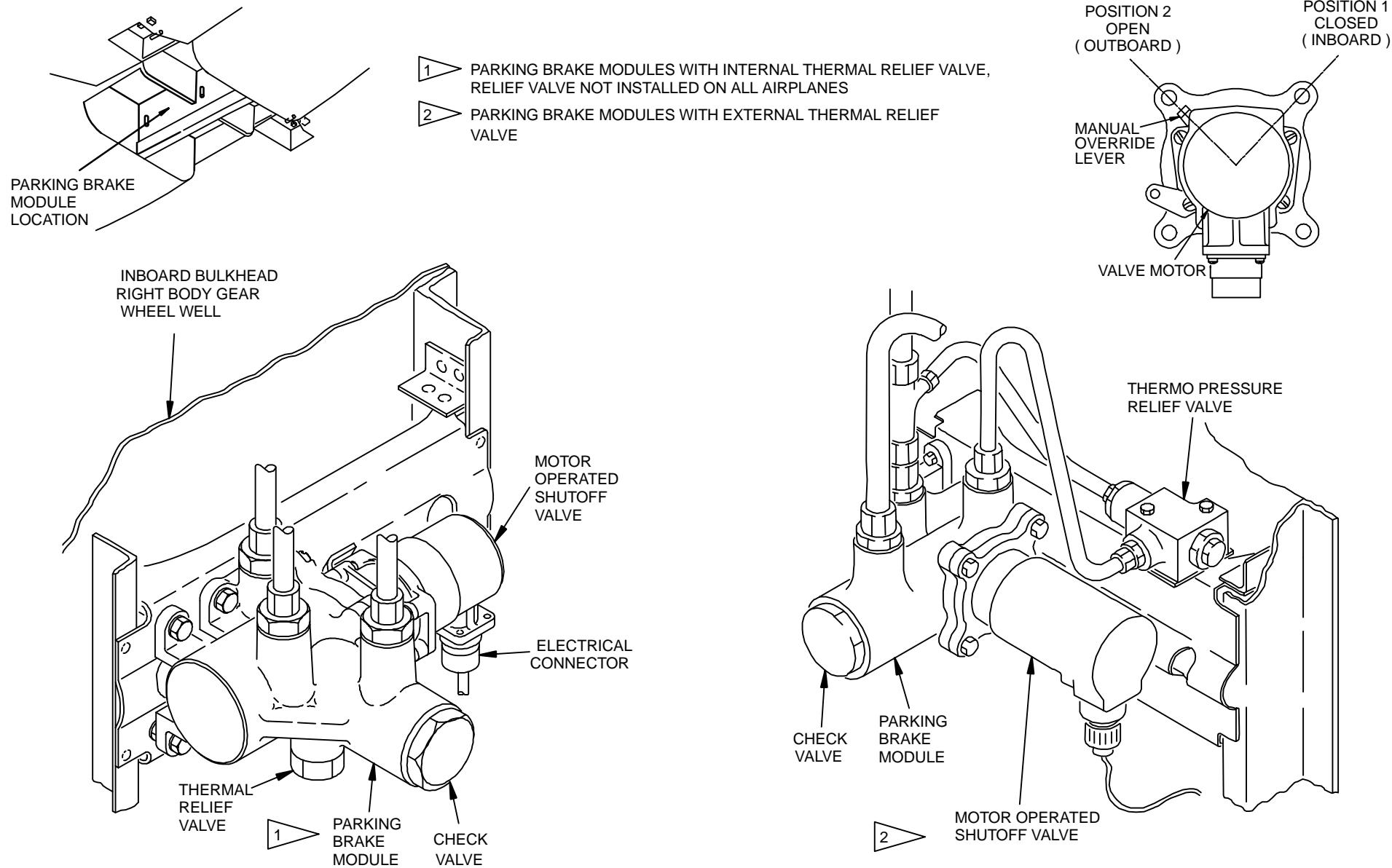


Figure 95 PARKING BRAKE VALVE



32 - 44 PARK BRAKE SYSTEM

PARKING BRAKE SYSTEM ELECTRICAL SCHEMATIC

BESCHREIBUNG : PARK BRAKE VALVE : CLOSE

Wird der Park Brake Lever gezogen und die Brake Pedals verrastet, wird der Parking Brake Lever Switch (S 313) betätigt und schaltet in die Position SET um.

Es wird die Masse zur MAWEA (Take Off-Warning) weggeschaltet, dafür die Masse zur BSCU (Funktionen für Anti Skid und Torque Limiting) aufgeschaltet.

Es wird von dem CB : PARK BRAKE (P 6-2 L 18) die elektrische Stromversorgung (28V DC) zu der CLOSED - Wicklung des Parking Brake Valves durchgeschaltet und das Valve fährt CLOSED.

NOTE: Wenn das Flugzeug z.B. geschleppt wird, kann die Stromversorgung auch auf den HOT BAT BUS umgeschaltet werden, d.h. STBY Power Switch nach OFF und den TOWING BAT PWR - Switch nach BATTERY (Relay : R 7785, TOWING TRANSFER - Relay erregt). Stromversorgung erfolgt über den CB: TOWING - PARK BRAKE (P 180-1 N3). DC Battery Bus Power steht für den Park Brake Valve Motor bereit und wird über einen Static Towing Inverter geleitet und stellt das AC - Signal für die Indication des Brake Accumulator Pressure auf dem HYD BRAKE PRESS - Gage bereit.

Wenn das Parking Brake Valve die CLOSED - Position erreicht hat, schaltet des CLOSED LIMIT - Switch um, es steht über den CLOSED LIMIT - Switch 28V DC und über den umgeschalteten OPEN LIMIT - Switch die Masse (vom Parke Brake Valve Motor) für das CLOSED - Relay zur Verfügung, das CLOSED - Relay zieht an und schaltet über den oberen Kontakt das BRAKE ON - Light (P 37) ein und über den unteren das SET - Signal zu den EIUs (Masse vom Parking Brake Lever Switch, S 313) und es erfolgt die Memo Message : PARK BRAKE SET.

Bei einer Fehlfunktion, d.h.

- Park Brake Switch : **SET**,
 - Parking Brake Valve : **NOT CLOSED**,
 - **CLOSED - Relay nicht erregt (CLOSED DISAGREE)**,
- dann erfolgt die Indication :

- Status Message :
PARK BRAKE VALVE 32 44 05 00
und
- CMCS Message :
PARKING BRAKE VALVE / HANDLE DISAGREE OR NO PARKING
BRAKE POWER 32 893

Wird der Take Off mit einer gesetzten Park Brake ausgeführt, so wird unter den Bedingungen für die Take-Off Configuration Warning von der MAWEA über die EIUs die

- Warning Message
 > **CONFIG PARK BRAKE**
(Siehe MM 31 - 52 Aural Warning System)
- ausgelöst.

LANDING GEAR PARK BRAKE SYSTEM

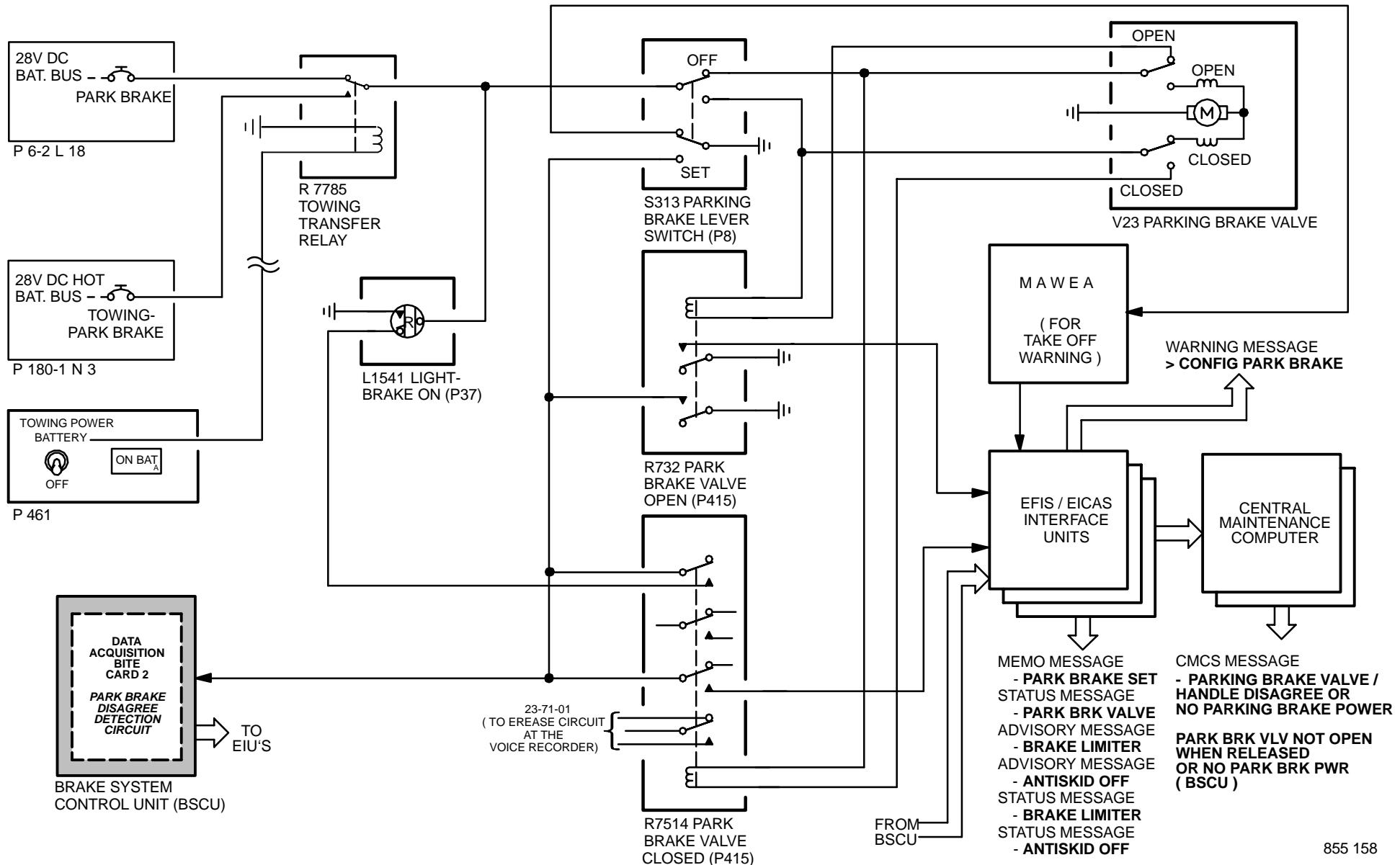


Figure 96 PARKING BRAKE SYSTEM ELECTRICAL SCHEMATIC


BESCHREIBUNG : PARK BRAKE VALVE : OPEN

Wenn die Parking Brake gelöst wird, schaltet der Parking Brake Lever Switch (S 313) nach OFF um.

Es wird von dem CB : PARK BRAKE (P 6-2 L 18) oder CB: TOWING - PARK BRAKE (P 180-1 N3) die elektrische Stromversorgung (28V DC) zu der OPEN - Wicklung des Parking Brake Valves durchgeschaltet und das Valve fährt nach OPEN.

Wenn das Parking Brake Valve die OPEN - Position erreicht hat, schaltet des OPEN LIMIT - Switch um, es steht über den OPEN LIMIT - Switch 28V DC und über den umgeschalteten CLOSED LIMIT - Switch die Masse (vom Park Brake Valve Motor) für das OPEN - Relay zur Verfügung (es fällt das CLO-SED - Relay ab, die Memo Message PARK BRAKE SET und das BRAKE ON - Light erlischt), das OPEN - Relay zieht an und schaltet über den oberen Kontakt das Parking Brake OFF - Signal zu den EIU's und über den unteren das Parking Brake OFF - Signal zur Brake System Control Unit (BSCU) .

Bei einer Fehlfunktion, d.h.

- **Park Brake Switch : OFF,**
- **Parking Brake Valve : NOT OPEN,**
- **OPEN - Relay nicht erregt (OPEN DISAGREE),**

dann erfolgt die Indication, die von der Brake System Control Unit (BSCU) ausgelöst wird :

- **Status Message :**
PARK BRAKE VALVE 32 44 05 00
und / oder
- **Advisory- und/oder Status Message :**
ANTISKID OFF
und / oder
- **Advisory- und/oder Status Message :**
BRAKE LIMITER
und
- **CMCS Message :**
PARK BRK VLV NOT OPEN WHEN RELEASED OR NO PARK BRK PWR (BSCU) 32 289

Dadurch wird die Besatzung daraufhin gewiesen, das der Normal Anti Skid Return Flow behindert ist. Das Anti Skid- und Torque Limiting System wird nicht abgeschaltet.

LANDING GEAR PARK BRAKE SYSTEM

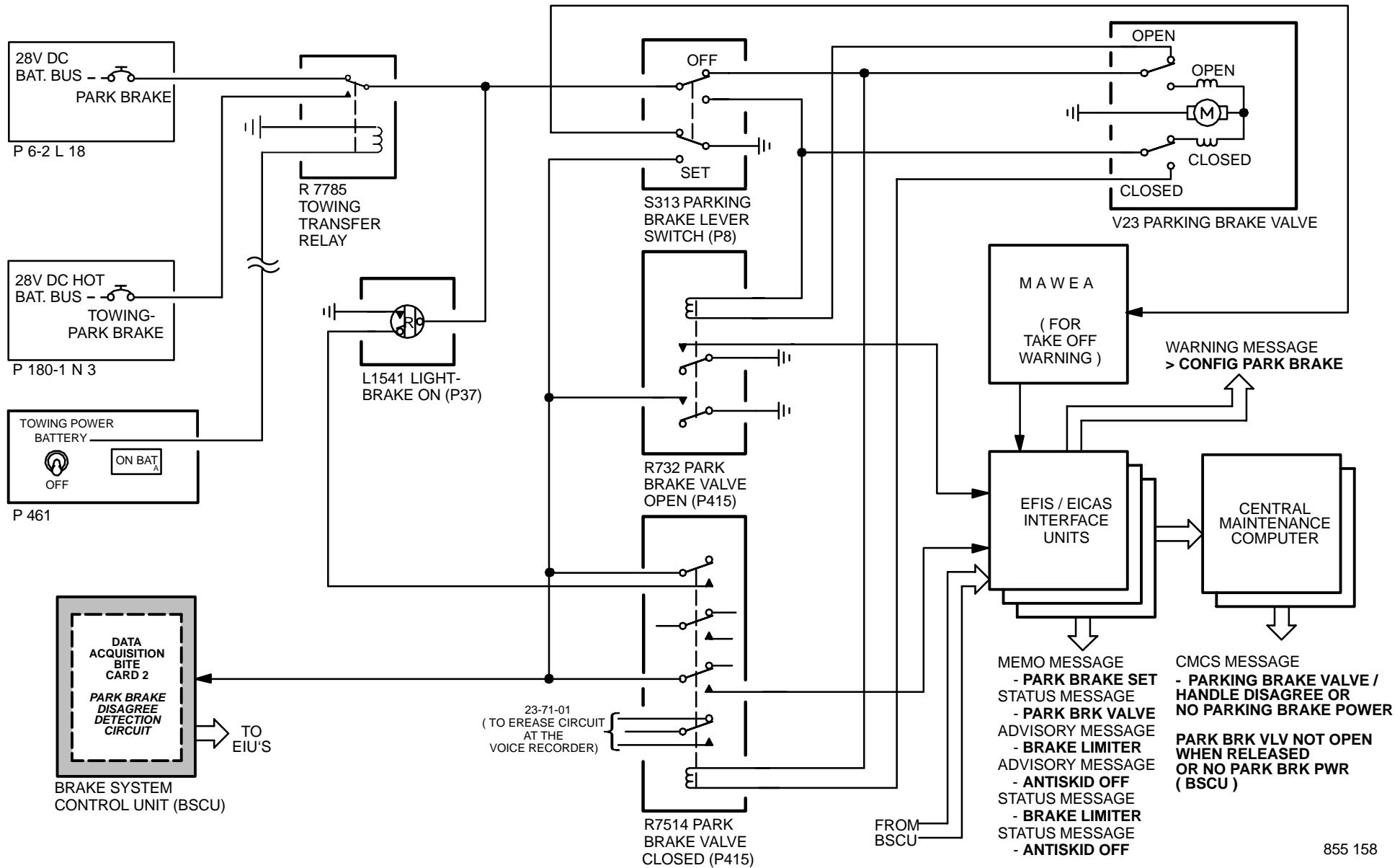


Figure 97 PARKING BRAKE SYSTEM ELECTRICAL SCHEMATIC



32 - 42 BRAKE SYSTEM

BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU)

Die Brake System Control Unit beinhaltet 15 Printed Circuit Cards, die mit der gleichen Anzahl von Circuit Breakern abgesichert sind.

Alle Circuit Breaker müssen bei einem Wechsel der Brake System Control Unit gezogen werden.

ANTI - SKID SYSTEM

Das Anti-Skid System wird von 8 Wheel Speed Circuit Cards gesteuert, überwacht und für die Fault Indication benutzt.

Jede Card hat zwei von einander unabhängige Wheel Speed Circuits, die auf der Circuit Breaker Beschriftung ersichtlich sind.

INPUTS :

- Internal Reference System (IRS)
- Landing Gear Lever Switches (2)
- Brake Source Low Pressure Switches (2)
- Wheel Speed Transducer (16)

OUTPUTS :

- Normal Anti-Skid Modules (4)
- Alternate Anti-Skid Modules (4)

TORQUE LIMITING SYSTEM

Das Torque Limiting System wird von 4 Printed Circuit Cards gesteuert, überwacht und für die Fault Indication benutzt.

Auf jeder Card sind 4 Torque Limiter aufgeschaltet, die auf der Circuit Breaker Beschriftung ersichtlich sind.

INPUTS :

- Torque Limiter Sensoren (16)

OUTPUTS :

- Normal Anti-Skid Modules (4)
- Alternate Anti-Skid Modules (4)

AUTOBRAKE SYSTEM

Das Autobrake System wird von einer Card gesteuert, überwacht und für die Fault Indication benutzt.

Die Card ist über einen Circuit Breaker abgesichert.

INPUTS :

- Autobrake Select Switch (1)
- Ground Safety Relay System (PRIM / ALT)
- Thrust Lever Switches (4)
- Internal Reference System (IRS)
- Speed Brake Lever Switch (1)
- Brake Pedal Switches (2)
- Autobrake Shuttle Valve Pressure Switches (2)
- Wheel Speed Transducer (16)

OUTPUTS :

- Autobrake Module (1)

BITE CARDS

Die BITE-Cards verbinden die einzelnen Systeme miteinander, überwachen kontinuierlich die Systeme auf Faults und sind zuständig für die einzelnen Ground Tests durch den Central Maintenance Computer (CMC) in den Systemen.

CIRCUIT BREAKERS :

• ANTI-SKID	8	(P180)
• TORQUE LIMITER	4	(P180)
• AUTO BRAKE	1	(P180)
• BRK/CNTL IND/TEST	2	(P180)

Alle Circuit Breakers (15) sind bei einem Brake System Control Unit (BSCU) Wechsel zu ziehen.

BRAKE INDICATION DISABLE - Switches

Unterdrücken die Advisory- und Status Messages ANTISKID und BRAKE LIMITER, damit das Autobrake System, bei einem Fehler in diesen Systemen, wieder arbeiten kann.

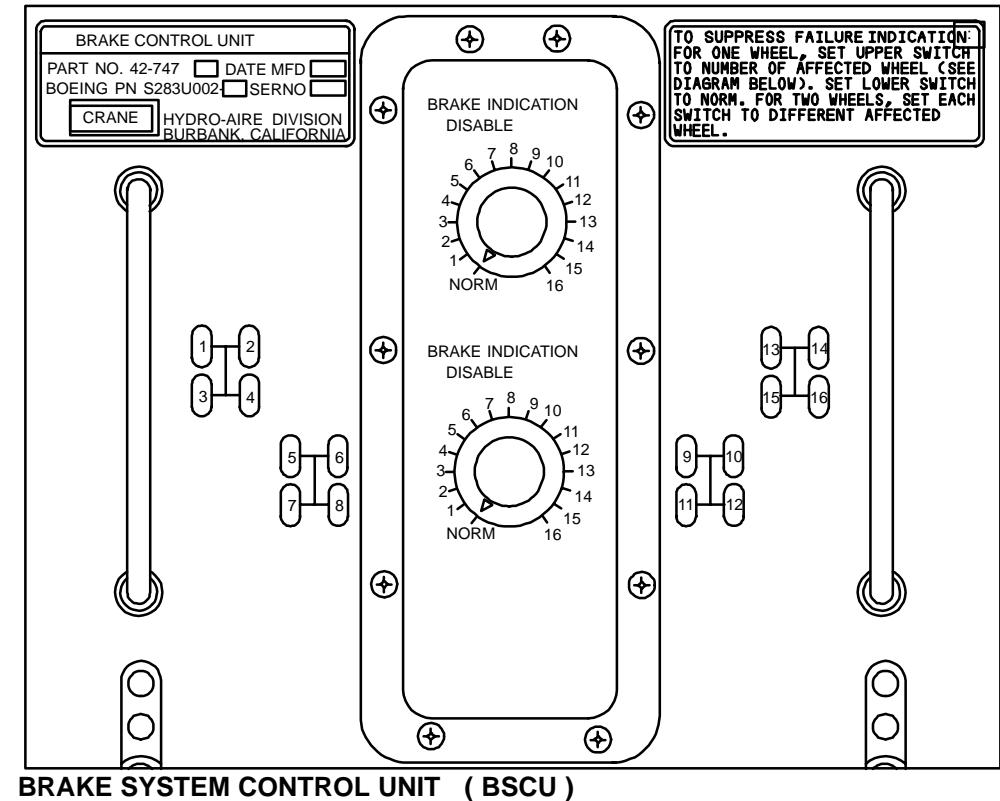
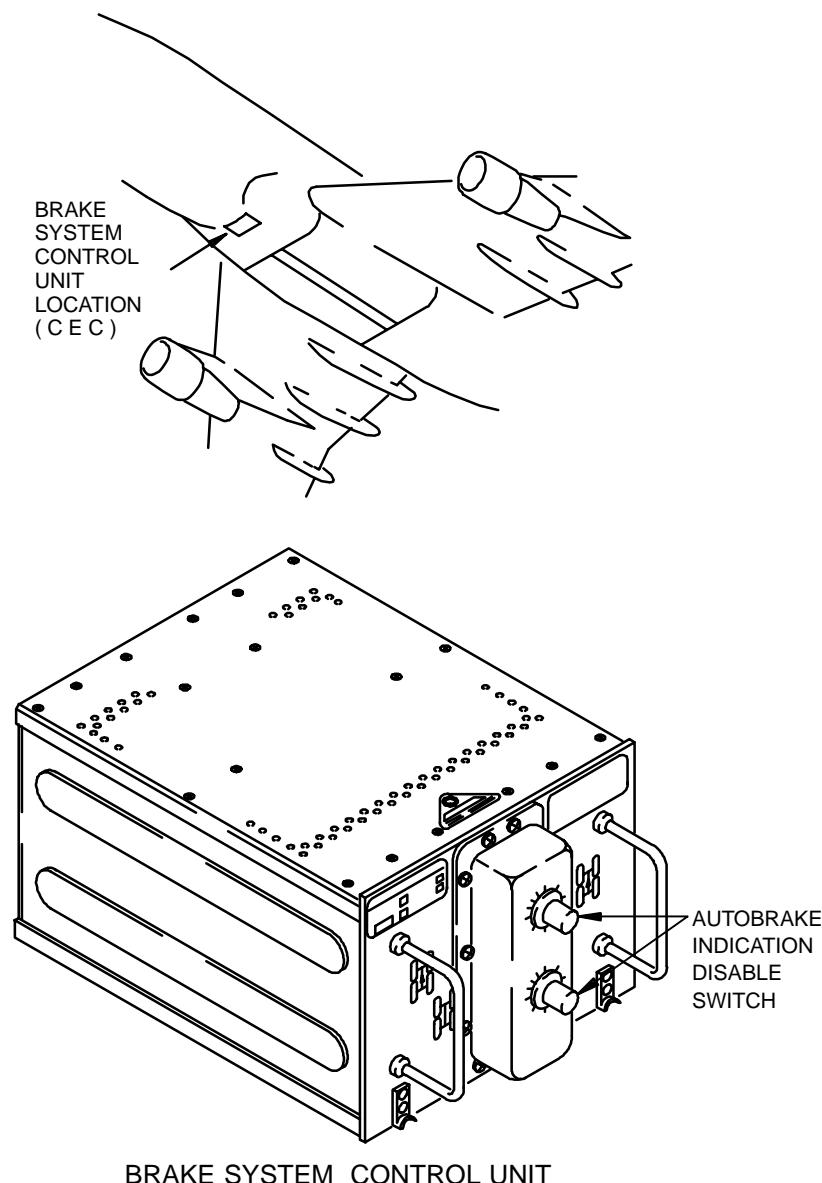


Figure 98 BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU)



32 - 42 BRAKE SYSTEM

BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU)

BESCHREIBUNG

Die Brake System Control Unit (BSCU) ist verantwortlich für : Central Processing, Logics und Test Funktionen für Anti-Skid, Autobrake und Brake Torque Control System.

Die Brake System Control Unit (BSCU) befindet sich im (Central Equipment Center), im E9 - Rack.

Die Brake System Control Unit (BSCU) besteht aus beinhaltet folgende Komponenten :

- 8 interchangeable dual main wheel cards
- 4 brake torque controller cards
- 1 autobrake card
- 1 system BITE card
- 1 data aquisition BITE card
- 1 electronic component assembly
- 2 rotary brake indication disable switches

MAIN WHEEL CARD

Die Stromversorgung für die Main Wheel Circuit Cards erfolgt durch den DC Bus 1, 2, 3, oder 4. Die Stromversorgung für jede Main Wheel Card erfolgt separat über einen Circuit Breaker auf dem P180 DC Power Distribution Panel. Jede Main Wheel Card beinhaltet einen Circuit des Anti-Skid Systems für zwei Brakes, die unabhängig arbeiten.

Die Main Wheel Circuit Card erhalten die Wheel Rotational Speed und die Airplane Velocity und modulieren den Brake Pressure, um ein Überbremsen oder Blockieren während Runway und Taxi Operations zu verhindern.

Die Wheel Speed eines jeden Rades wird von dem Wheel Speed Transducer übertragen, der in der Gear Axle eingebaut ist. Das Wheel Speed Signal ist ein Wechselspannung Signal, welches proportional zur Wheel Speed ist. Das Si-

gnal von jedem Wheel wird benutzt, um das Reference Velocity Signal zu errechnen. Das Reference Velocity Signal wird anschließend mit dem aktuellen Velocity Signal verglichen, das daraus resultierende Error Signal eines jedes Wheel wird für die Wheel Speed Control benutzt.

Die Geschwindigkeit eines jeden Rades wird auch mit der Geschwindigkeit des Tandem Wheels verglichen und in dem Locked Wheel Protection Circuit verarbeitet. Wenn die Geschwindigkeit eines Rades unter 30% der Geschwindigkeit des Tandem Rades sinkt, wird die Brake des Rades mit der geringeren Geschwindigkeit solange gelöst, bis die Radgeschwindigkeits-Differenz < 70% gesunken ist.

Die Touchdown / Hydroplane Protection wirkt direkt auf jedes der Aft Wheel Pairs. Wenn die Aft Wheel Reference Velocity < 50 Knots unter der der IRS Ground Speed ist , wird der Brake Pressure zu der Aft Wheel Brake gelöst. Dadurch kann die Wheel Speed des Aft Wheels wieder die der Grund Speed erreichen.

Die vorderen Räder werden bei Touchdown / Hydroplane Protection durch die Locked Wheel Protection überwacht..

THE AUTOBRAKE CARD

Die Stromversorgung der Autobrake Control Card erfolgt 28 V DC Bus 4 über einen Circuit Breaker auf dem P180 DC Power Distribution Panel.

Die Autobrake Control Card steuert die Logic für Automatic Braking.

Die Autobrake Control Card beinhaltet Microprocessor Circuits, welche Input Signale erhält, die Daten verarbeitet.

Autobrake und RTO Arming Logic, Application Logic, Deceleration Control, und Disarm Logic sind Funktionen der Autobrake Control Card. Airplane Longitudinal Deceleration Signals werden von dem IRS verarbeitet.

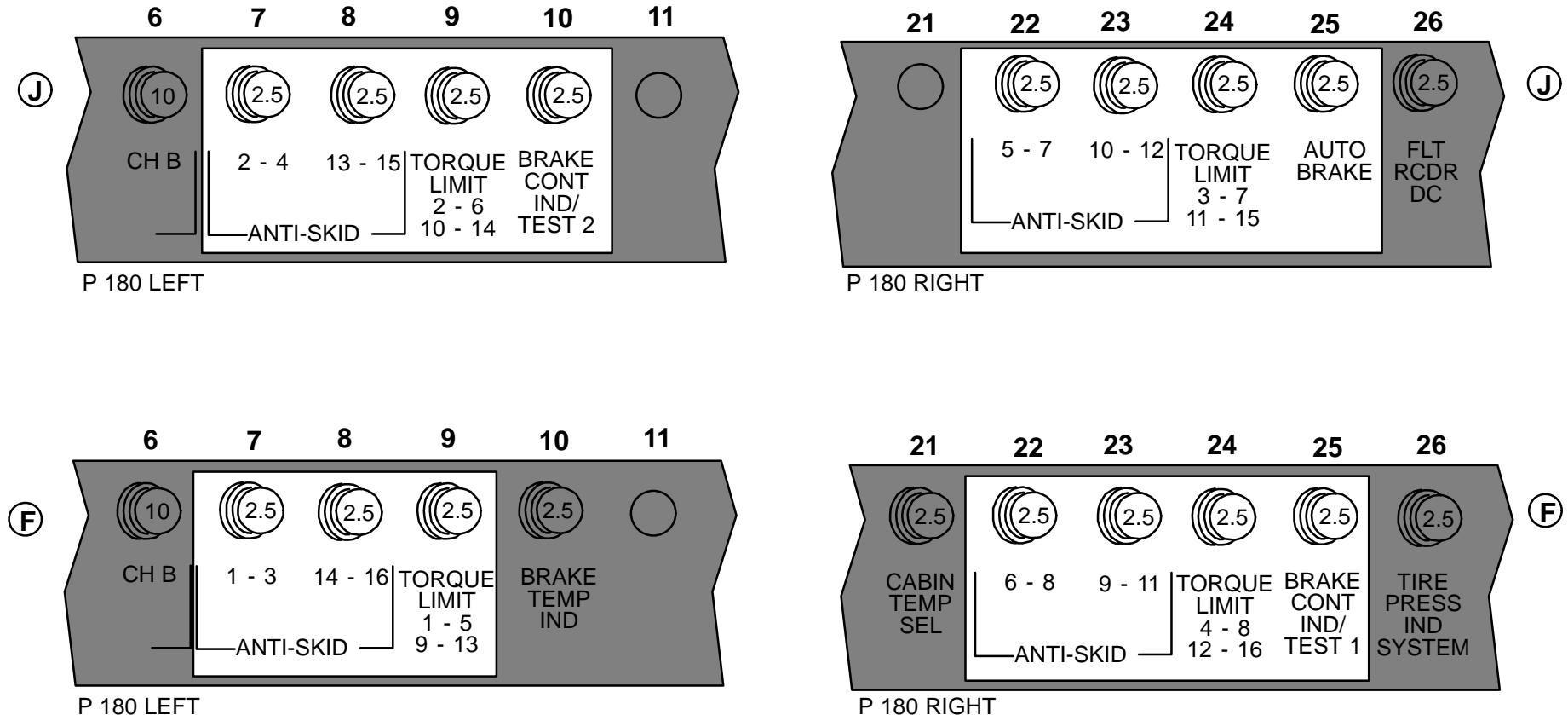


Figure 99 BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU) CIRCUIT BREAKER



BRAKE TORQUE LIMITING CARD

Die Stromversorgung für die 4 Brake Torque Limiter Cards erfolgt von den DC Bus 1, 2, 3, oder 4. Die Stromversorgung für jede Card erfolgt durch je einen Circuit Breaker auf dem P180 DC Power Distribution Panel.

Jede Brake-Torque-Limiter-Control Card verarbeitet Brake Torque Limiting Protection für ein Rad an jedem Main Landing Gear Truck. Die Torque Signale kommen von einem Brake Torque Sensor, der auf jeder Brake Equalizer installiert ist. Das Brake Torque Signal ist ein DC Voltage Signal.

Ein Microprocessor errechnet den Torque, basierend auf dem Input Signal von dem Brake Torque Sensor und sendet ein Brake Release Signal zu dem dazugehörigen Anti Skid Valve Driver, wenn der Brake Torque größer als einprogrammierte Limit (30 000 ft/lbs).

SYSTEM BITE CARD

Die Stromversorgung für die System BITE Card erfolgt durch 28V DC Bus 4 über einen Circuit Breaker auf dem P180 DC Power Distribution Panel.

Die System BITE Card überwacht die Funktionen von :

- den Anti Skid Cards (8)
- den Brake Torque Limiting Cards (4)
- der Autobrake Card (1).

Der BITE - Testfunktion beinhaltet zwei Modes :

- Continuous Monitor Teste, der arbeitet immer, wenn die BITE Card stromversorgt ist
- Teste, die von dem Central Maintenance Computer gestartet werden (Ground Test).

Die BITE Card erhält die Fehlersignale von den Individuellen Circuit Card, überwacht diese und sendet die Fehler zur Data Aquisition BITE Card zur Speicherung und über die EIU's zu den EICAS Displays.

DATA AQUISITION CARD

Die Stromversorgung für die Data Aquisition BITE Card erfolgt durch den 28V DC Bus 2 über einen Circuit Breaker auf dem P180 DC Power Distribution Panel.

Die Data Acquisition BITE Card überwacht die System BITE Card, die Main Wheel Cards, die Torque Limiting Cards und die Autobrake Card für folgende Fehler :

- Signal interrupt
- Port failure
- Read Only Memory failure
- Random Access Memory failure
- Valve Bias failure
- Indicator failure
- LRU failures
- Card failures.

NOTE: Sollte von einer anderen Airline eine BSCU ausgeliehen werden und diese hat die P/N S283U002-4 , so sind die Brake Indication Disable Switches **nicht in Funktion** und keine Advisory- und/oder Status Message kann unterdrückt werden.

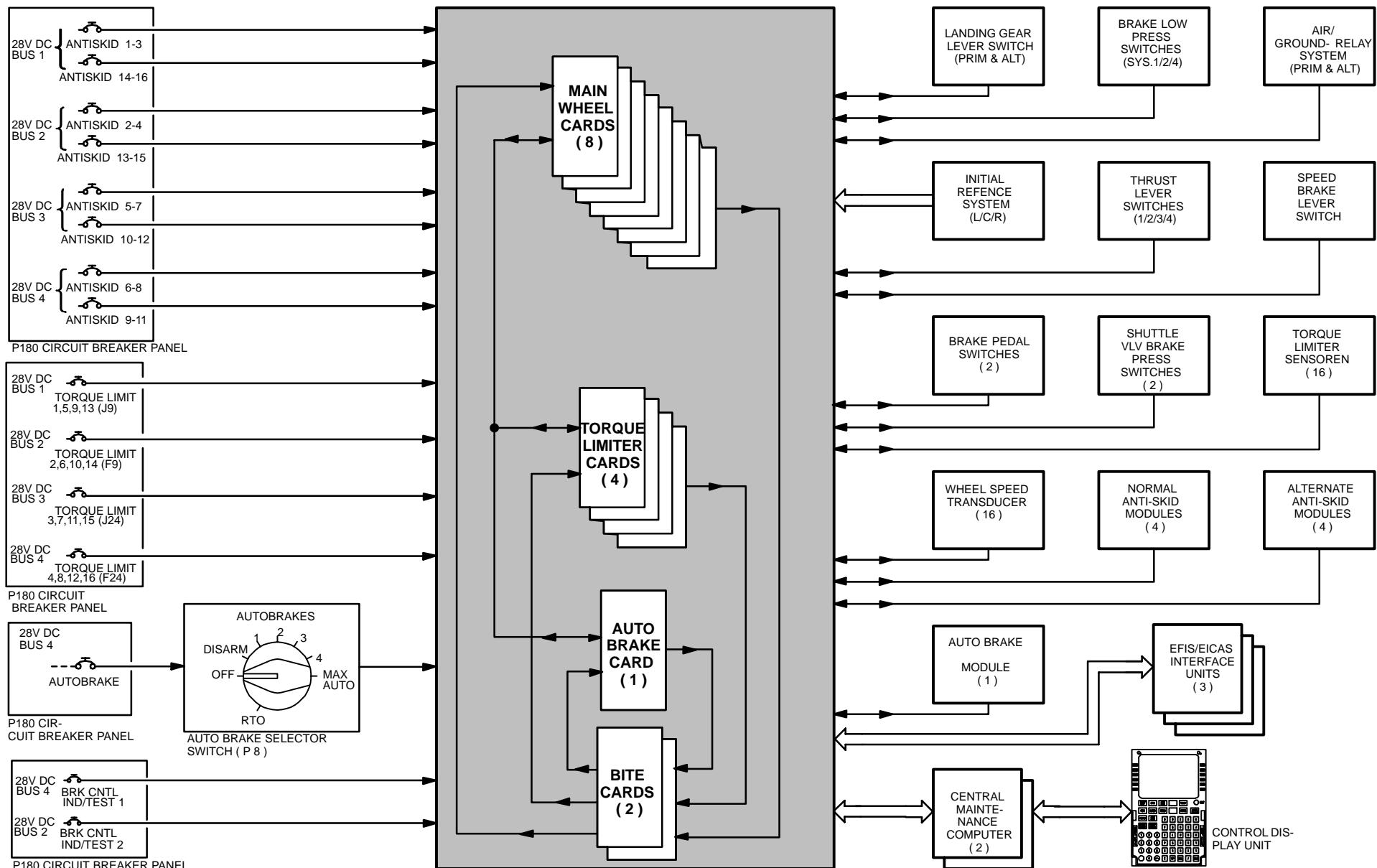


Figure 100 BRAKE SYSTEM CONTROL UNIT (BSCU) SCHEMATIC



32 - 42 ANTI - SKID SYSTEM

BASIC SCHEMATIC

GENERAL

Das Brake Control System beinhaltet Anti Skid Protection, Automatic Braking und Brake Torque Control während Landing, Takeoff und Taxiing.

Es beinhaltet auch die Arming Logic für das Body Gear Steering System.

Das Anti Skid System verhindert das Blockieren der Brake, indem der Brake Pressure zu jeder Brake individuell an den Bedingungen angepaßt wird.

Das Automatic Braking System bremst das Flugzeug mit einer konstanten Verzögerungsrate ab, ohne einen manuellen Input von der Besatzung.

Das Brake Torque Control System überwacht den Torque einer Brake an der Equilizer Rod während des Bremsvorganges und löst die Brake bei erhöhtem Torque, bevor das Maximum Safe Limit erreicht wird.

ANTI-SKID SYSTEM

Das Anti Skid System vergleicht elektronisch in der BSCU die Airplane Ground Speed (vom dem IRS) mit der Wheel Speed (von dem Wheel Speed Transducers) für die Funktion der Touchdown Protection und der Hydroplane Protection. Das Differenzsignal, zwischen der Ground Speed und der Wheel Speed ist das Regelsignal für das Anti Skid Servo Valve zum Lösen der Brake, um ein blockieren der Brakes bei Touchdown- und während Hydroplane Conditions zu verhindern.

Unter den meisten Bedingungen wird die Anti Skid Protection wird jede Brake individuell geregelt. Erfolgen plötzliche Änderungen der Wheel Speed, welches ein blockieren der Brake signalisiert, wird der Brake Pressure soweit wie nötig reduziert. Das Anti Skid System Brake Release Signal erfolgt nicht bei einer Wheel Speed von < 8 Knoten.

Das Anti Skid System wird in ein NORMAL- und ein ALTERNATE SYSTEM unterteilt.

Das Normal Anti Skid System arbeitet, wenn es von dem Hydraulic System No.4 druckversorgt ist.

Das Alternate Anti Skid System arbeitet, wenn es von dem Hydraulic System No.1 oder No.2 druckversorgt ist.

Das Normal Anti Skid System kontrolliert jede Brake unabhängig von jeder anderen (Single Braking).

Das Alternate Anti Skid System kontrolliert die Brakes, die sich auf einer Achse befinden (*Axle Wheel Pair*). In dem Alternate System ist auch die Locked Wheel und Hydroplane Protection aktiv.

Die Stromversorgung erfolgt durch 8 Circuit Breaker auf dem P180 DC Power Distribution Panel für das Anti Skid System. Ein Circuit Breaker versorgt eine Anti Skid Card (Wheel Card) in der Brake System Control Unit (BSCU).

Jede Anti Skid Card (Wheel Card) kontrolliert zwei Brakes, hintereinanderliegende Brakes an einem Main Landing Gear (*Wheel Pair*).

Anti Skid System Indication und Fault Messages erfolgen durch das Engine Indication and Crew Alerting System (EICAS).

Anti Skid System- oder Line Replaceable Unit (LRU) Fehler können durch die Brake System Control Unit (BSCU) festgestellt und durch den Central Maintenance Computer (CMC) angezeigt werden.

Das Anti Skid System besteht aus folgenden Komponenten :

- 8 Wheel Speed Circuit Cards (in the Brake System Control Unit)
- 16 Wheel Wspeed Transducers (einer in jeder Main Gear Axle)
- 4 Normal Antiskid Module Assemblies (eines für jedes Main Gear)
- 4 Alternate Antiskid Module Assemblies (eines für jedes Main Gear)

Das Anti Skid System hat folgende Flugzeugverbindungen :

- Parking Brake Valve Position Signal
- Landing Gear Lever Position (Down or Not Down) - Signal
- Inertial Reference System (IRS) Speed Data
- Central Maintenance Computer (CMC)

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1 / B 12

32 - 42

**R
E
F
E
R
T
O
D
I
N
A
A
3
P
A
G
E**

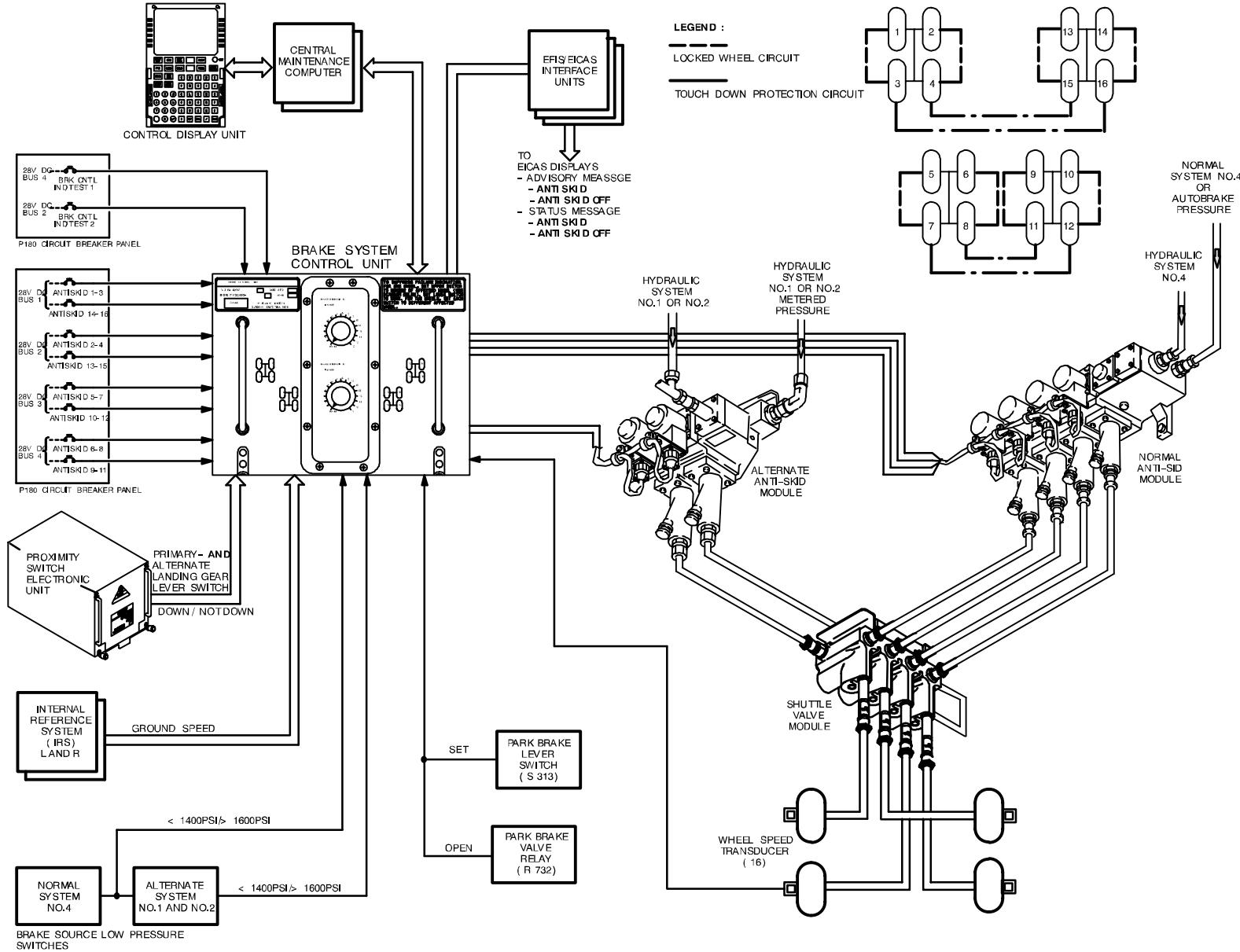


Figure 101 ANTI SKID SYSTEM BASIC SCHEMATIC



32 - 60 LANDING GEAR INDICATION

NEW INDICATION MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE : GEAR

ANTI SKID SYSTEM - Indication

Synoptic Page - GEAR

- **ANTISKID** (amber or white)

Maintenance Page - GEAR

- **A/S** (white)

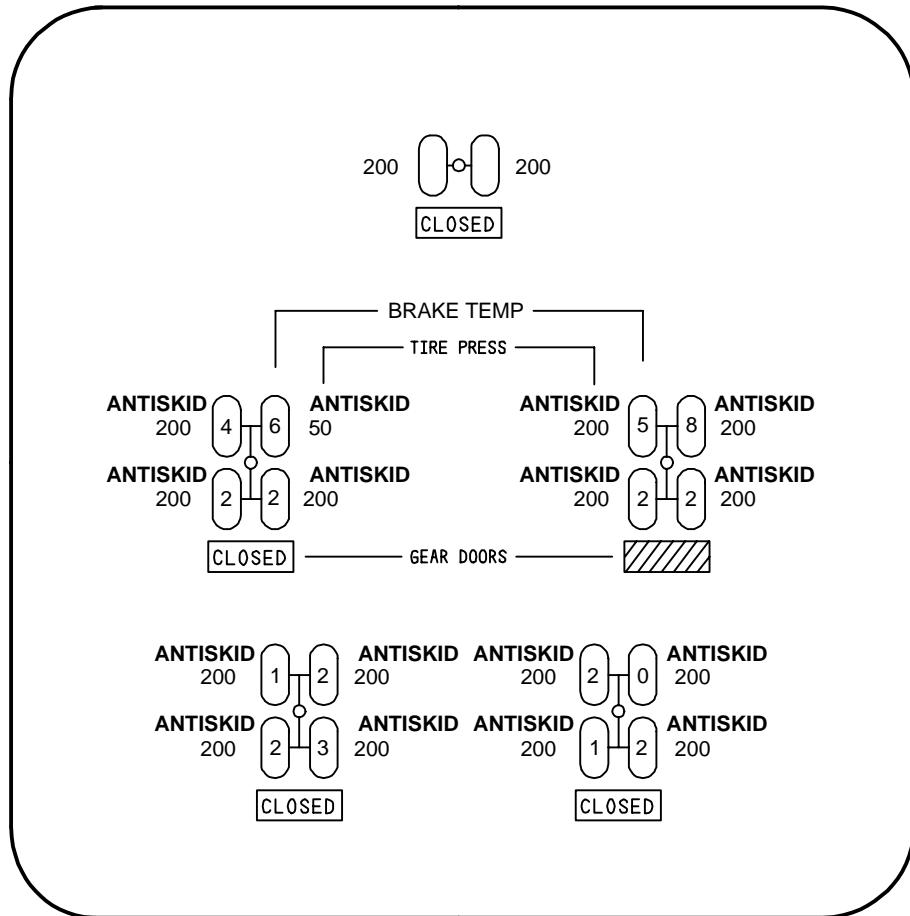
Die Indication für das ANTISKID - System wird in Verbindung mit der entsprechenden EICAS Message angezeigt

- Advisory Message :
ANTISKID
- Status Message :
ANTISKID

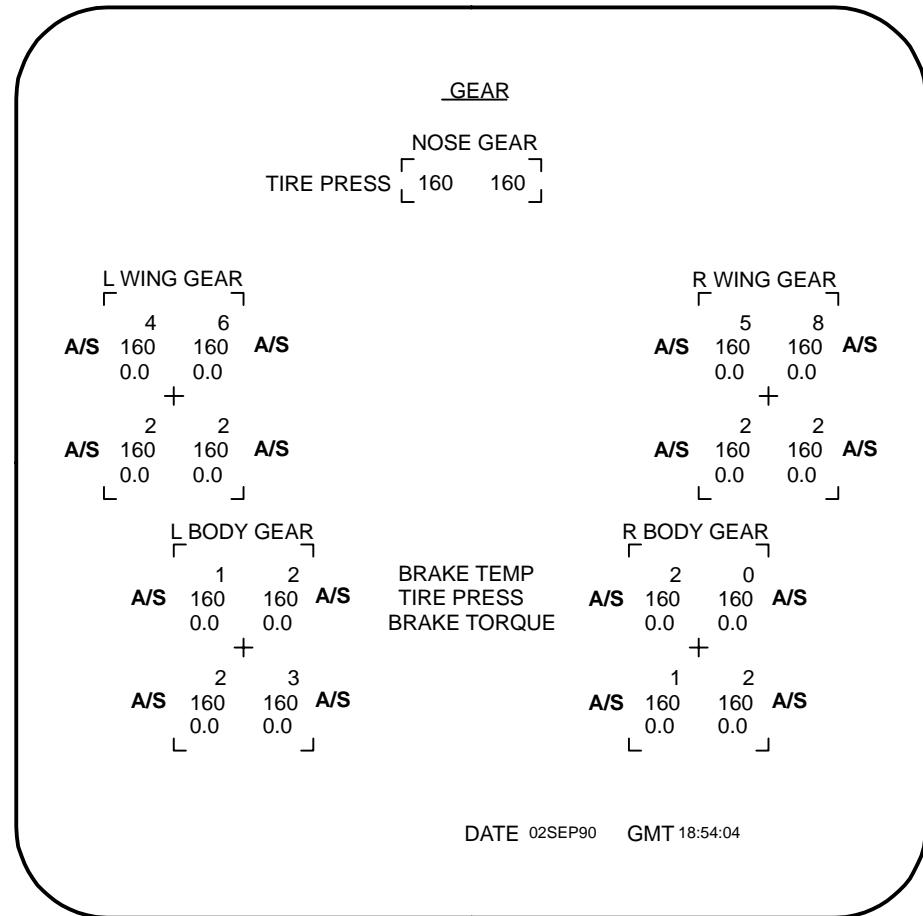
wenn ein ANTISKID Componenten Fehler, z.B. Wheel Speed Transducer vorliegt.

NOTE: Die EICAS Messages können mit den Indication Disable Switches auf der Vorderseite der Brake System Control Unit (BSCU) gelöscht werden.

NOTE: Die ANTISKID - Indication auf der Maintenance- und Synoptic Page kann **nicht** gelöscht werden, außer der Fehler der zur Indication führte, wird behoben.



SYNOPTIC PAGE : GEAR



MAINTENANCE PAGE : GEAR

Figure 102 NEW INDICATION OF MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE



32 - 42 ANTI SKID SYSTEM

WHEEL SPEED TRANSDUCER

BESCHREIBUNG

Der Wheel Speed Transducer misst die Wheel Speed des Rades. Er besteht aus einem drehenden Teil, dem Rotor, der sich in dem Stator dreht. Der Stator ist mit der Axle verbunden und bewegt sich nicht. Der Rotor ist mit der Hubcap des Wheel verbunden und dreht damit mit gleichen Geschwindigkeit wie das Wheel.

Der Shaft des Transducer Rotors hat einen Antrieb. Ein Mitnehmer ist auf dem Shaft installiert. Der Mitnehmer ist mit einer flexiblen Kupplung verbunden, die an dem Tire Pressure Indicating System (TPIS) Driver befestigt ist. Der TPIS Driver ist mit der Hubcup verbunden. Der Transducer Stator ist mit dem Transducer Housing verbunden. Das Housing ist hinter der TPIS Wheel- Interface Unit in einem Support installiert, welcher innenseitig mittels Bolzen mit der Achse verbunden ist. Ein Electrical Connector verbindet den Transducer mit der Brake System Control Unit (BSCU).

Ein Permanent Magnet baut ein elektrischen Feld in der Induction Coil auf. Wenn Rotor mit den Polen dreht, scheiden sich die Pole des Rotors und Stators. Dieses verändert das Magnetfeld und es werden dadurch elektrische Impulse erzeugt. Die Frequenz der Pulse ist direkt proportionel zu der Wheel Speed.

Jede Fehlfunktion des Wheel Speed Transducers kann durch den CMC festgestellt und ausgelesen werden.

Ein Test des Wheel Speed Transducers kann durch einen Ground Test über die BSCU durchgeführt werden.

FEHLERANZEIGE : WHEEL SPEED TRANSDUCER

Wenn ein Fehler an einem Wheel Speed Transducer auftritt, erfolgt die:
Advisory message :

ANTISKID 32 42 01 00
und/oder

Status Message :

ANTISKID 32 42 02 00
und/oder
Advisory Message :

AUTOBRAKES 32 42 05 00
und/oder
Status Message :

AUTOBRAKES 32 42 18 00
und auf der MCDU erscheint die dazugehörige
CMCS Message :

ANTISKID TRANSDUCER - (#) FAIL (BSCU)

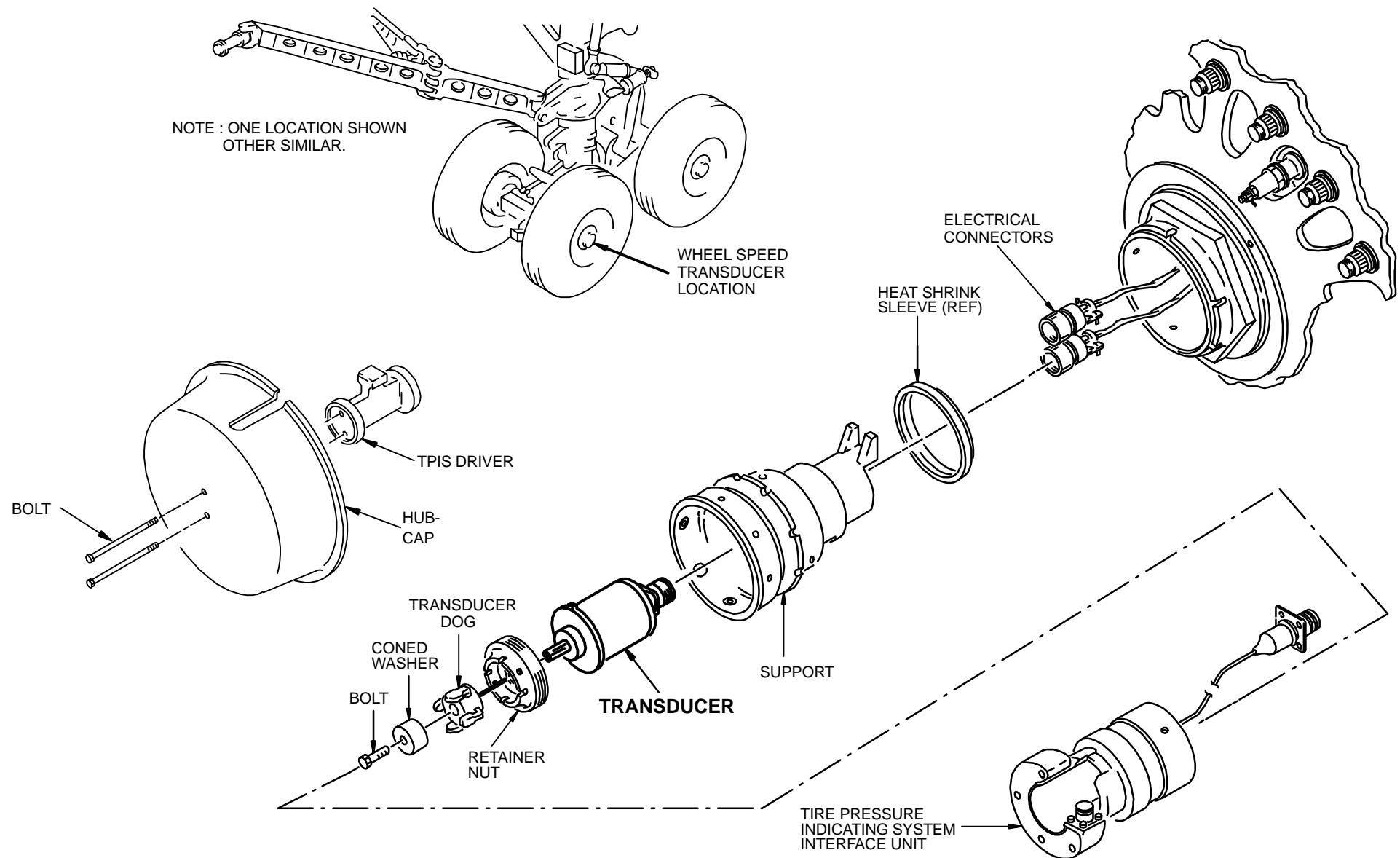


Figure 103 WHEEL SPEED TRANSDUCER



NORMAL ANTI-SKID MODULE

BESCHREIBUNG

Das Normal Brake System benutzt vier Normal Anti Skid Modules, eines für jedes Fahrwerk. Jedes Normal Anti Skid Module beinhaltet vier Anti Skid Servo Valves, eines für jede Brake.

Die Normal Anti Skid Module des Body Gears sind an dem Aft Bulkhead des Body Gear Wheel Wells oberhalb des Body Gear Trunnions eingebaut. Die Module des Wing Gears unter der linken und rechten Wing Trailing Edge oberhalb des Wing gear Trunnions eingebaut.

Jedes Normal Anti Skid Module besteht aus folgenden Komponenten :

- 4 Anti Skid Valves (4)
- 4 Hydraulic Fuses (4)
- Shutoff Valve (1)
- Inlet Filter (2)
- Check Valve (1)
- Restrictor (1).

Das Normal Anti Skid Module kann komplett für Wartungsarbeiten ausgebaut werden. Die einzelnen Komponenten können im installierten Zustand gewechselt werden. Die Anti Skid Valves und die Filter können gewechselt werden, wenn die Hydraulic Lines getrennt sind.,

ANTI SKID SERVO VALVE

Das Anti Skid Valve besteht aus 2 Stufen. Die erste Stufe wird von einem Torque Motor gesteuert, die zwei Hydraulic Nozzles öffnet und schließt. Eine Nozzle ist mit dem Hydraulic System Pressure No.4 verbunden und die andere mit der Return Line. Wenn die Nozzle des Hydraulic Systems No.4 geöffnet ist, wird der Pressure gegen die Slide der zweiten Stufe des Anti Skid Servo Valves geleitet. Die Slide bewegt sich und erlaubt, das der Metered Pressure zu der Brake strömen kann.

Wenn der Strom zu dem Torque Motor steigt, die Hydraulic System No.4 Pressure Nozzle schließt und die Return Nozzle zu der Return Line öffnet. Dadurch sinkt der Pressure gegen die Slide der zweiten Stufe und erlaubt durch den restlichen Pressure in der Brake Line den Slide zurückzustellen. Dadurch wird

der Metered Pressure zu der Brake geschlossen und erlaubt das Lösen der Brake zur Return Line.

HYDRAULIC FUSES

Die Fuse verhindert Hydraulic Verlust durch eine gebrochene Hydraulic Line nach der Fuse. Die Fuse stoppt automatisch der Hydraulic Flow, wenn das Flow Volumen durch die Fuse zu groß ist. Die Fuse löst sich automatisch innerhalb von 5 sec., wenn die Pressure Differenz über Fuse 18 - 30 psi beträgt. Die Fuse kann manuell gelöst werden, indem der Reset Knob gedreht wird. Dieses erlaubt einen Druckausgleich über die Fuse. Wird der Reset Konob losgelassen, so springt er federbelastet in geschlossene Position zurück. Ein Slot in dem Knob gibt die visuelle Position des Knobs.

HYDRAULIC FILTERS

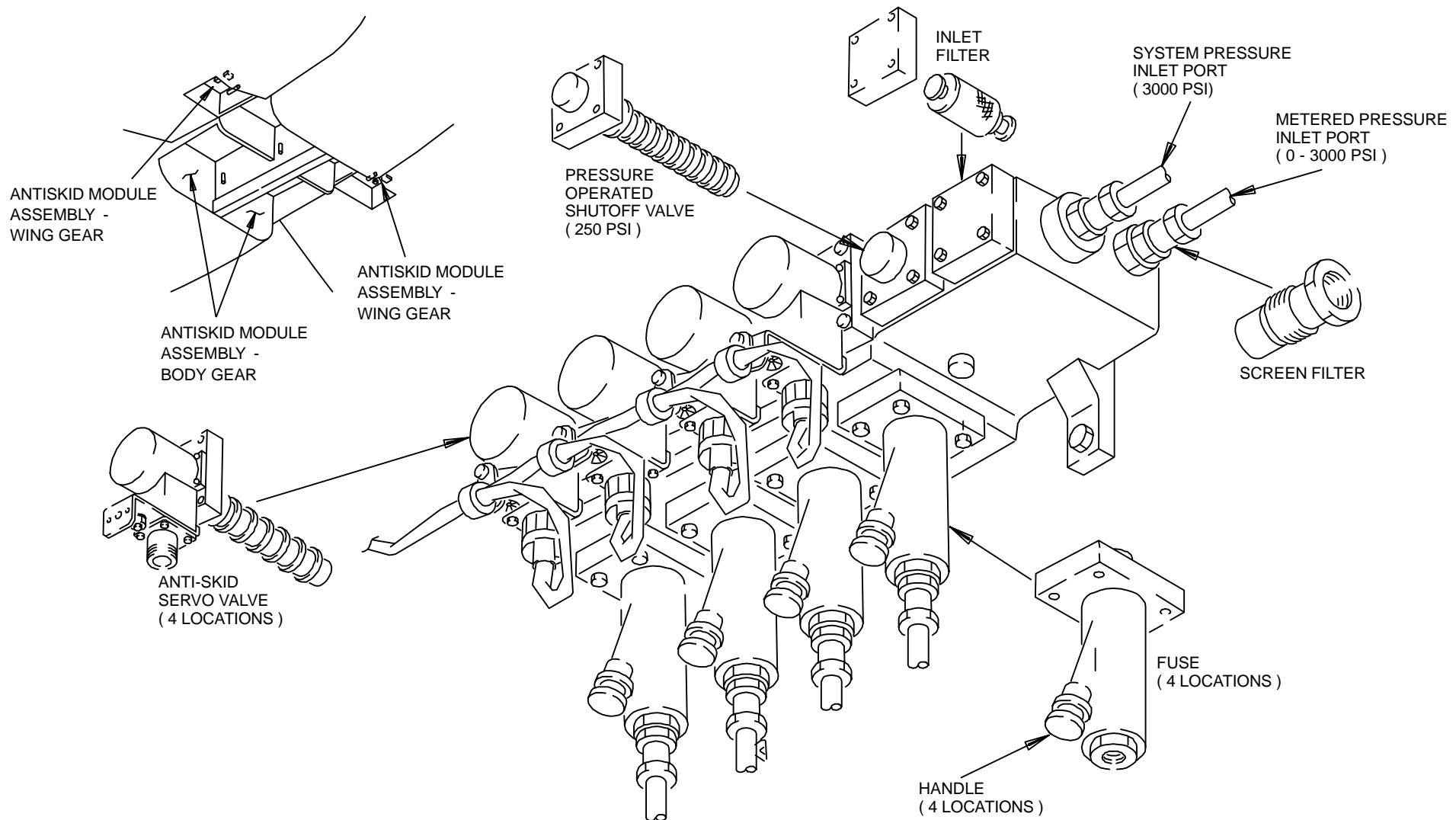
In dem Normal Anti Skid Module sind zwei Filter installiert :

- Metered Pressure Inlet
- Hydraulic System Pressure No.4 Inlet

Damit kann nur gefilterte Hydraulic Fluid in das Normal Anti Skid Module gelangen.

SHUTOFF VALVE

Ein Shutoff Valve verhindert, das Hydraulic System No.4 Pressure zu der 1.Stufe gelangen kann, ohne das Brake Metered Pressure anliegt. Wenn der Brake Metered Pressure > 260 psi beträgt, wird der System Pressure zur 1.Stufe des Anti Skid Servo Valves durchgesteuert. Wenn der Brake Metered Pressure < 240 psi beträgt, schließt das Shutoff Valve und sperrt den System Pressure zu der 1.Stufe des Anti Skid Servo Valves ab.



NOTE :
ONE NORMAL ANTI-SKID MODULE SHOWN,
OTHER MODULES SIMILAR.

685 875

Figure 104 NORMAL ANTI-SKID MODULE



ALTERNATE ANTI-SKID MODULE

BESCHREIBUNG

Das Alternate Anti Skid System benutzt vier Alternate Anti Skid Module, eines für jedes Main Landing Gear.

Jedes Alternate Anti Skid Module beinhaltet 2 Anti Skid Servo Valves, eines für jedes Axle Wheel Pair an dem Landing Gear Truck.

Das Alternate Anti Skid Module der Body Gears befindet sich am Aft Bulkhead des Body Gear Wheel Wells oberhalb des Body Gear Trunnions. Das der Wing Gears findet sich an dem Forward Bulkhead des Body Gear Wheel Wells.

Jedes Alternate Anti Skid Module beinhaltet folgende Komponenten :

- 2 Anti Skid Valves
- 2 Hydraulic Fuses
- 1 Inlet Filter
- 1 Check Valve.

Das Alternate Anti Skid Module kann komplett für Wartungsarbeiten ausgebaut werden. Die einzelnen Komponenten können im installierten Zustand gewechselt werden. Die Anti Skid Valves und die Filter können gewechselt werden, wenn die Hydraulic Lines getrennt sind.

ANTI SKID SERVO VALVE

Die Anti Skid Servo Valves in dem Alternate Anti Skid Module sind die gleichen wie in dem Normal Anti Skid Module.

Die Alternate Anti Skid Servo Valves arbeiten gleich wie die Anti Skid Servo Valves in dem Normal Anti Skid Module.

Ausnahme: Es ist kein Shutoff Valve installiert.

Der Hydraulic System Pressure No.1 oder No.2 steuert die 1. Stufe des Anti Skid Servo Valves zu jeder Zeit.

HYDRAULIC FUSES

Die Hydraulic Fuses an dem Alternate Anti Skid Servo Module sind die gleichen wie in dem Normal Anti Skid Module und arbeiten in gleichen Weise.

Wenn ein Fuse sich gesetzt hat, werden zwei Brakes nicht mehr betätigt, weil ein Anti Skid Servo Valve zwei Brake betätigt.

FEHLERANZEIGE : NORMAL ANTISKID VALVES

Wenn ein Fehler an einem Normal Anti Skid Valve festgestellt wurde, erfolgt die :

Advisory Message :

ANTISKID 32 42 02 00

und / oder

Status Message :

ANTISKID 32 42 01 00

und / oder

Advisory Message :

AUTOBRAKES 32 42 05 00

und / oder

Status Message :

AUTOBRAKES 32 42 18 00

und auf der MCDU erfolgt die

CMCS Message :

**NORMAL ANTISKID VALVE - (#) FAIL
(BSCU) 32 229**

Für ein **Alternate Anti Skid Valve Fehler** erfolgen die gleichen EICAS Messages und auf der MCDU erfolgt die CMCS Messages :

**ALTERNATE ANTISKID VALVE (#) - (#) FAIL
(BSCU) (32 232)**

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 42

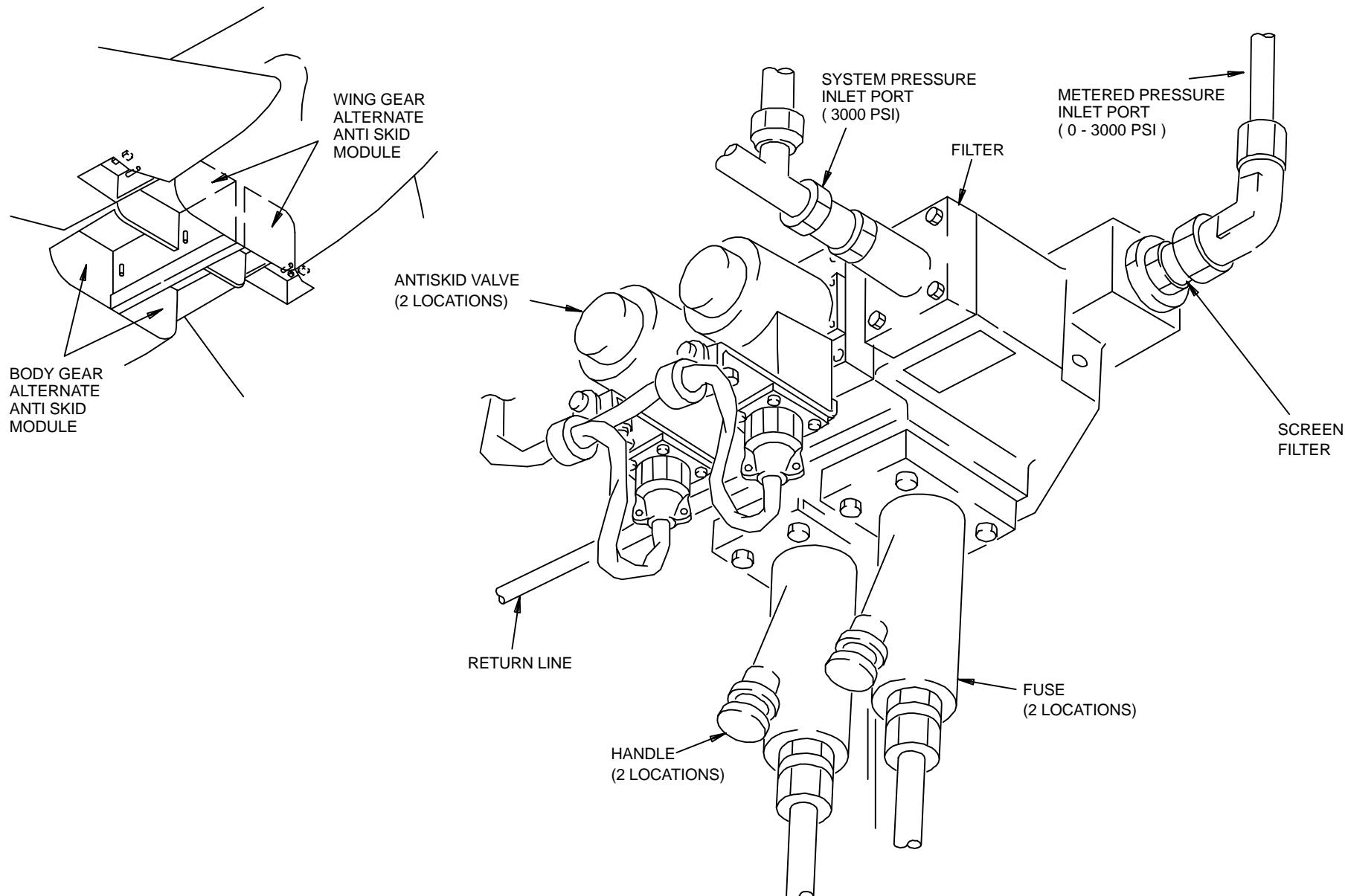


Figure 105 ALTERNATE ANTI-SKID MODULE

685 878



ANTI - SKID SHUTTLE VALVES

BESCHREIBUNG

Vier Anti Skid Shuttle Valve Assemblies, eines für jedes Main Landing Gear.
Die Anti Skid Shuttle Valve Assemblies für das Wing Gear sind an der Unterseite der Wing Trailing Edge oberhalb des Wing Gear Trunnions eingebaut.
Die Anti Skid Shuttle Valve Assemblies für das Body Gear sind auf einem Bracket an dem Aft Bulkhead des Body Gear Wheel Well oberhalb des Body Gear Trunnions eingebaut.

Das Anti Skid Shuttle Valve Assembly schaltet die Pressure Source für die Brakes von dem Normal Brake- zu dem Alternate Brake System um und umgekehrt, als eine Funktion des Brake System Pressure Inputs.

Jedes Anti Skid Shuttle Valve Assembly beinhaltet :

- 4 Anti Skid Shuttle Valves
- 4 Filter

ein Valve und ein Filter für jede Brake an dem Landing Gear Truck.

Jedes Shuttle Valve oder Filter kann an dem Flugzeug gewechselt werden, ohne das Module auszubauen.

Jedes Shuttle Valve beinhaltet einen Alternate-, Normal- und Brake Port und einen Slide. Während Normal Operation, Pressure an dem Normal Port verschiebt die Slide so, das der Normal Port zu dem Brake verbunden ist.
Wenn kein Normal Brake System Pressure zur Verfügung steht, Pressure von dem Alternate Brake System verschiebt den Slide so, das der Alternate Port mit dem Brake Port verbunden ist.

Somit kann das Normal- oder Alternate Brake System über die Anti Skid Shuttle Valve auf die Brakes aufgeschaltet werden.

Die Filter sind in dem Brake Port eingebaut und verhindern, daß verschmutzte Hydraulic Fluid von den Brakes in das Anti Skid Shuttle Valve gelangen kann.

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 42

NOTE :

ONE ANTI-SKID SHUTTLE VALVE MODULE SHOWN,
OTHER ANTI-SKID SHUTTLE VALVE MODULES SIMILAR.

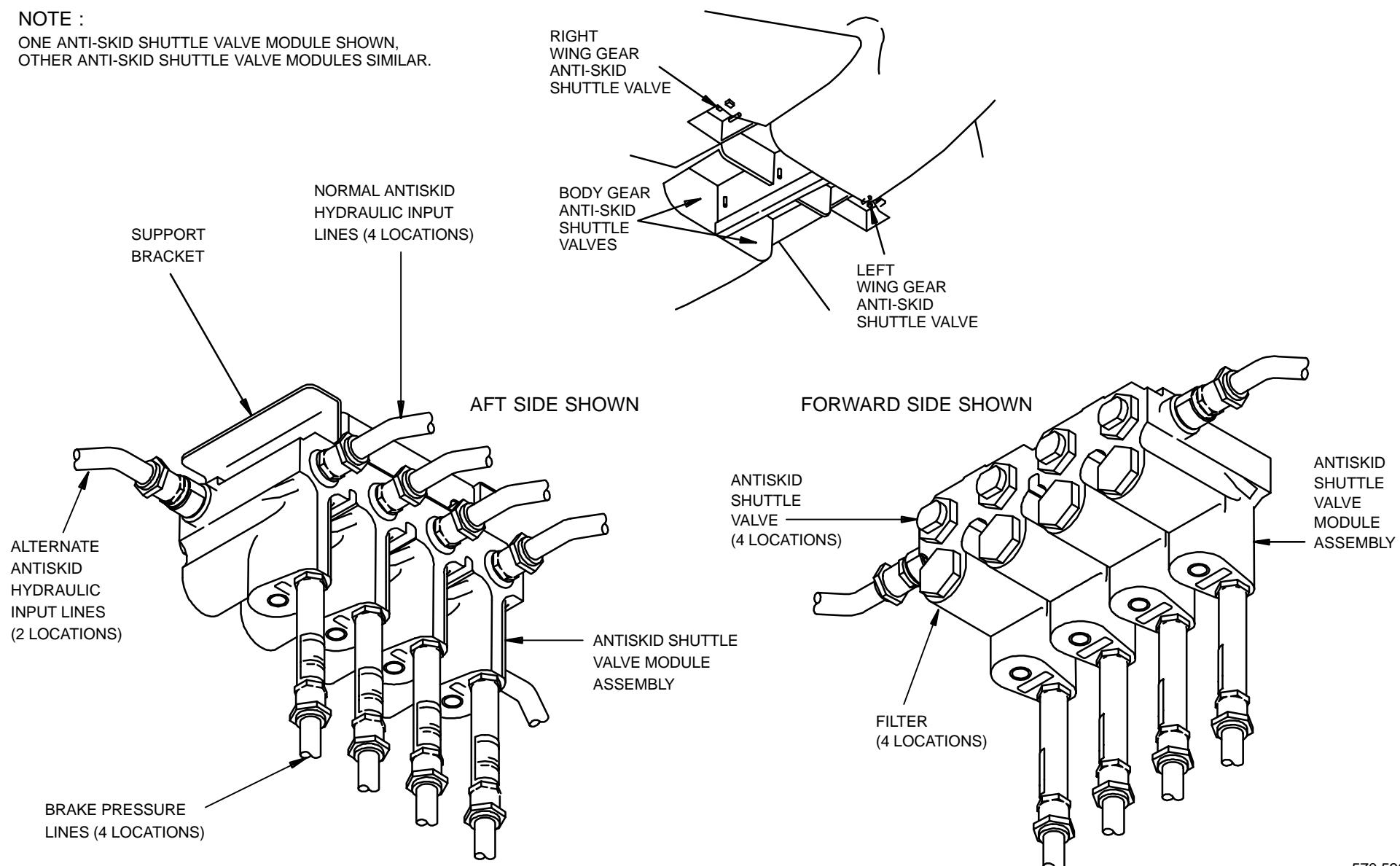


Figure 106 ANTI-SKID SHUTTLE VALVES



PRESSURE COMPENSATED FLOW REGULATOR

BESCHREIBUNG

Ein Pressure Compensated Flow Regulator ist eingebaut zwischen dem Brake Port des Anti Skid Shuttle Valves und der Brake eines jeden Wheels. Eines ist in jedem Brake Port des Body Anti Skid Shuttle Valves und eines in jeder Brake Hydraulic Line oberhalb des Trucks an dem Wing Gear.

Der Pressure Compensated Flow Regulator verhindert den Anstieg des Hydraulic Flow zu der Brake von > 1.0 gpm wenn der Upstream Pressure zwischen 100 und 3000psi beträgt.

Der Hydraulic Flow in der entgegengesetzten Richtung (Brake zu Anti Skid Shuttle Valve) fließt mit einer minimalen Rate von 4.0 gpm, wenn der Brake gelöst wird.

Der Pressure Compensated Flow Regulator verhindert einen zu schnellen Anstieg von Pressure zu der Brake bei dem Beginn der Brake Operation.

Ein Fehler an dem Pressure Compensated Flow Regulator kann nur im ausgebauten Zustand in der Werkstatt einwandfrei festgestellt werden, Fehler im eingebauten Zustand sind nicht leicht festzustellen.

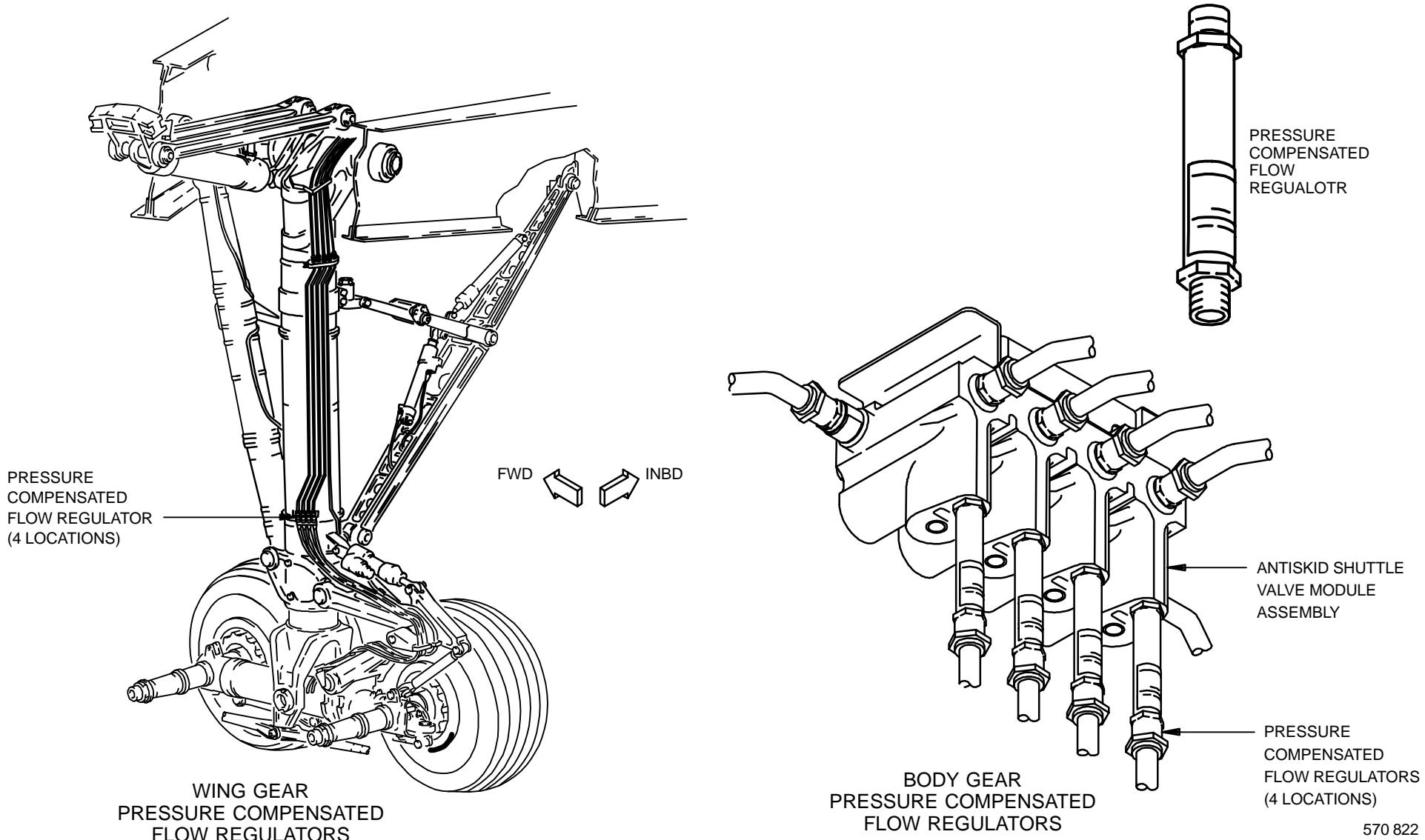


Figure 107 PRESSURE COMPENSATED FLOW REGULATORS



MEL 32-41-1 DEACTIVATION PROCEDURE - WHEEL BRAKES, ONE OR TWO DO NOT OPERATE (DISCONNECT TOOL PROCEDURE)

A. General

- (1) Use this task to prepare the airplane for operation with one or two brakes that do not operate.
- (2) In this task you will install disconnect tools to disconnect brakes that do not operate. This procedure contains two other tasks to disconnect brakes that do not operate.

B. Special Tools and Equipment

- (1) A32080-1 Brake Disconnect (Plug) - Flight Dispatch (You must use one tool for each brake you disconnect)

C. References

- (1) AMM 09-11-00/201, Towing
- (2) AMM 29-11-00/201, Main Hydraulic Supply System
- (3) AMM 32-00-30/201, Landing Gear Door Locks

D. Access

- (1) Location Zone
 - 571 Rear Spar to Landing Gear Support Beam, LH (Above the wing gear trunion) Antiskid Shuttle Valve Assembly - Left Wing Gear
 - 671 Rear Spar to Landing Gear Support Beam, RH (Above the wing gear trunion) Antiskid Shuttle Valve Assembly - Right Wing Gear
 - 750 Body Landing Gear - Left and Doors (Aft bulkhead, body gear wheel well) Antiskid Shuttle Valve Assembly - Left Body Gear
 - 760 Body Landing Gear - Right and Doors (Aft bulkhead, body gear wheel well) Antiskid Shuttle Valve Assembly - Right Body Gear

E. Procedure

- (1) Make sure that landing gear ground lockpins are installed (AMM 09-11-00/201).

WARNING: REFER TO AMM 32-00-30/201 FOR LOCK INSTALLATION PROCEDURE. RAPID ACTION OF DOORS MAY INJURE PERSONNEL OR DAMAGE EQUIPMENT IF LOCKS ARE NOT PROPERLY INSTALLED.

- (2) Install wing and body gear door locks (AMM 32-00-30/201).
- (3) Remove pressure from hydraulic systems 1, 2 and 4 (AMM 29-11-00/201).
- (4) Make sure that chocks are installed at all wheels.
- (5) Move the BRAKE INDICATION DISABLE switches on the BSCU to the positions of the wheel brakes you will disconnect.
- (6) Release the parking brake.
- (7) Release hydraulic fluid from the brake accumulator as follows:
 - (a) Look at the HYD BRAKE PRESS gage on the P1 captain's instrument panel.
 - (b) Push in on the brake pedals fully 10 times.
 - (c) Make sure that the gage does not show a decrease the last time you push in on the brake pedals.

NOTE: The HYD BRAKE PRESS gage will show precharge pressure (approximately 750 PSI).

CAUTION: ONLY REMOVE THE CAP OF THE SHUTTLE VALVE. IF YOU REMOVE OTHER PARTS YOU CAN EJECT AND DAMAGE THE SHUTTLE VALVE.

- (8) Remove the cap from the applicable shuttle valve.

LANDING GEAR ANTI-SKID SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 1

32 - 42

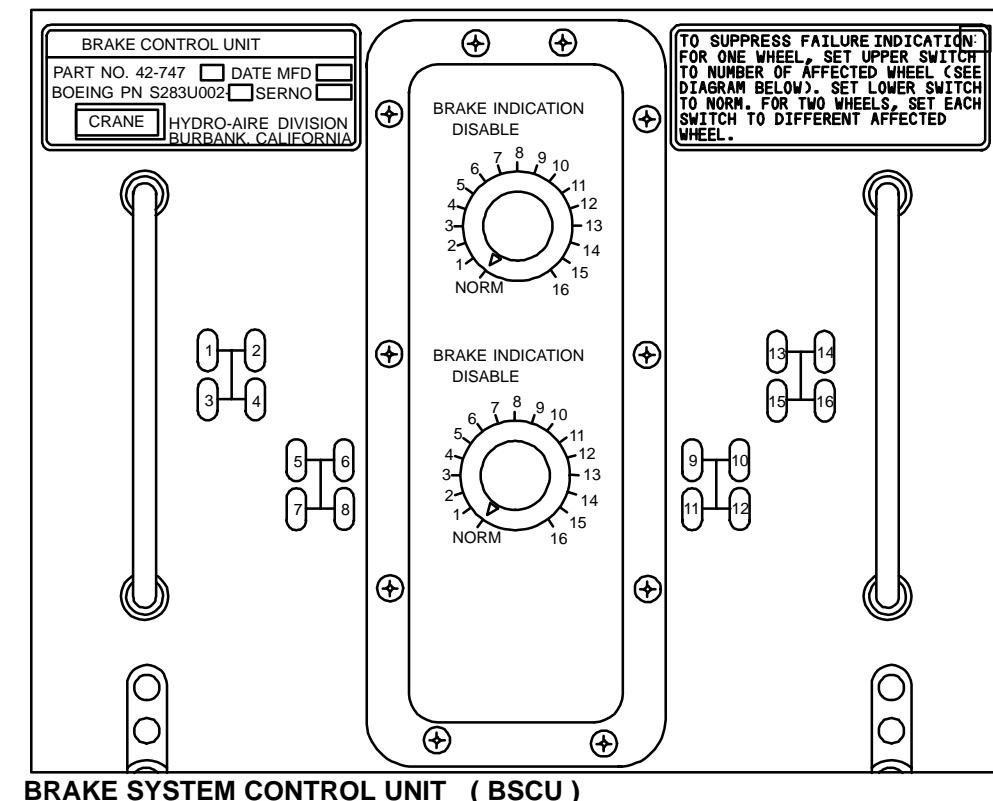
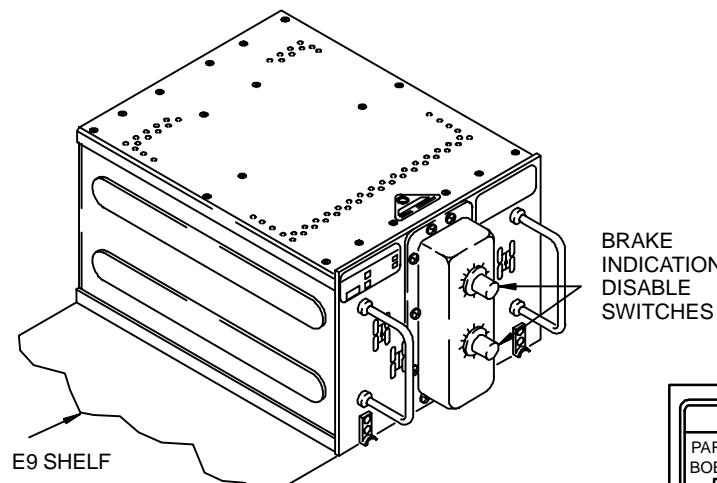


Figure 108 DE-ACTIVATION OF A ANTI-SKID FAILURE

LANDING GEAR ANTI-SKID SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
M 1
32 - 42

- (9) Install the brake disconnect (plug) tool.
 - (a) Put the tool in the hole for the cap.
 - (b) Tighten the tool to 50 pound-inches.
 - (c) Install lockwire.
- (10) Pressurize hydraulic system 4 (AMM 29-11-00/201).
- (11) Do a check of the disconnected brake.
 - (a) Operate the brakes.
 - (b) While you operate the brakes, look at the brake pistons of the disconnected brake.
 - (c) Make sure that the disconnected brake does not operate.
- (12) Remove pressure from hydraulic system 4 if it is not necessary (AMM 29-11-00/201).

WARNING: REFER TO AMM 32-00-30/201 FOR LOCK REMOVAL PROCEDURE. RAPID ACTION OF DOORS MAY INJURE PERSONNEL OR DAMAGE EQUIPMENT.

- (13) Remove wing and body gear door locks (AMM 32-00-30/201). ALL

NOTE: A maximum of two brakes can be disabled.
This procedure should be used only for normal antiskid system faults.

NOTE: BRAKE DISABLE SWITCH - (number 1 thru 16 specified) FAIL
This shows that one or two of the antiskid BRAKE INDICATION DISABLE switches is in other than the NORM position.
If the switch position does not agree with the message there is a circuit malfunction in the BSCU.

DEACTIVATION INDICATION OF A WHEEL

Wenn die Indication einer Bremse im Normal Anti-Skid System durch Drehen des Brake Indication Disable Selectors deaktiviert wurde (und das Brake Deactivation Tool eingesetzt wurde), erscheint die CMCS message :

FAULT INDICATION DEACTIVATED - WHEEL (#) (BSCU).

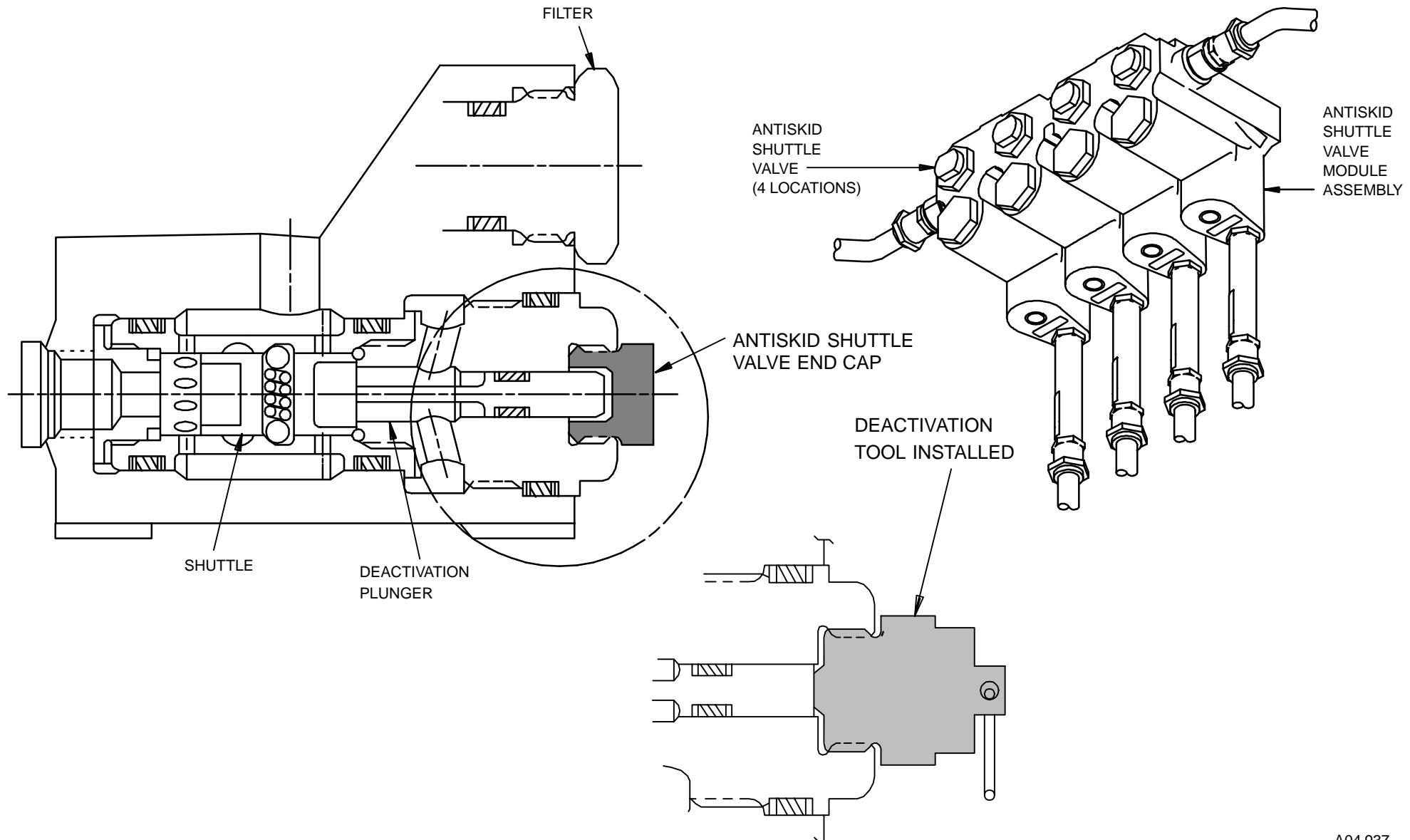


Figure 109 DE-ACTIVATION OF A ANTI-SKID FAILURE



HYDRAULIC PRESSURE SURGE ACCUMULATOR

BESCHREIBUNG

Die Hydraulic Pressure Brake Accumulatoren absorbieren plötzlich auftretende Druckstöße in dem Normal Brake Return Flow, damit ein schnelleres Lösen der Brake erfolgen kann.

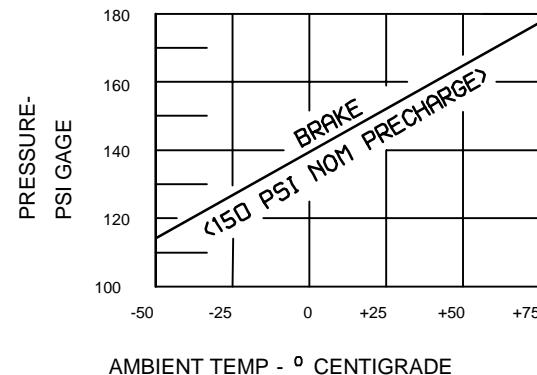
Der Wing Gear Hydraulic Pressure Surge Accumulator ist an dem Rear Spar des Wing Gears oberhalb des Wing Gear Trunnions eingebaut. Ein Accumulator pro Wing Gear. Ein The Hydraulic Pressure Surge Accumulator wird benutzt für alle Body Gear Brakes. Er ist an dem Inboard Bulkhead des Right Body Gear Wheel Wells eingebaut.

Die Hydraulic Pressure Brake Accumulatoren arbeiten in der gleichen Art und Weise wie die Hydraulic Brake Accumulatoren.

Ein Gas Charging Valve und ein Direct Reading Gage sind in dem Bereich des Accumulator eingebaut. Diese werden für Servicing benutzt.

CHARGING INSTRUCTIONS.

HYDRAULIC ACCUMULATOR
WITH SYSTEM DEPRESSURIZED,
CHARGE WITH DRY NITROGEN
TO APPLICABLE PRESSURE PER
CHART BELOW \pm 25 PSI



CHARGING INSTRUCTIONS MARKER

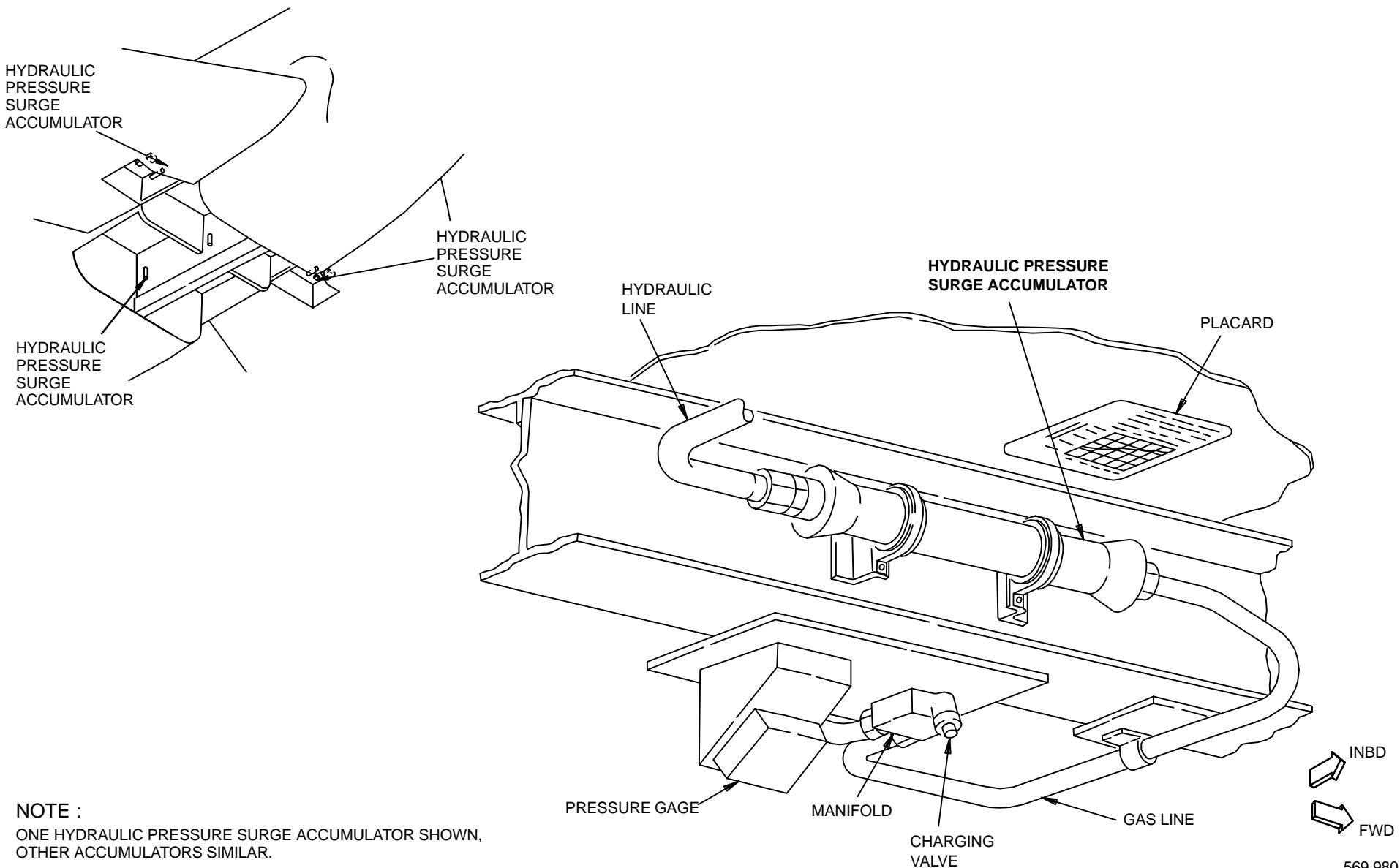


Figure 110 HYDRAULIC PRESSURE SURGE ACCUMULATOR



ANTI SKID CONTROL FUNCTION

BESCHREIBUNG

Bei Touch Down beginnen die Räder zu drehen und nehmen die Geschwindigkeit des Flugzeuges (V_a) an. Der Wheel Speed Transducer erzeugt ein AC-Signal. Dieses AC-Signal wird von der Main Wheel Card in ein DC-Signal umgewandelt, welches (DC-Spannung) proportional zur Wheel Speed ist.

Das Wheel Speed (V_w) Signal wird einem Velocity Comparator, sowie einem Reference Velocity Circuit zugeführt.

Der Reference Velocity Circuit errechnet aus der Wheel Speed und der durchschnittlichen Radverzögerung (wenn gebremst wird) eine theoretische Aircraft Ground Speed (V_a).

Der Velocity Comparator vergleicht die aktuelle Wheel Speed mit der theoretischen A/C Ground Speed. Das entstehende Error Signal wird an ein Pressure Bias Modulating (PBM) Control Circuit sowie einem Transient Control Circuit weitergeleitet.

Sinkt die Wheel Speed im Vergleich zur A/C Ground Speed so stark ab, daß ein im PBM Circuit programmierte Slip Threshold überschritten wird, sendet der PBM Circuit ein Brake Release Signal aus.

Obwohl das Rad wieder Speed aufnimmt, hält der PBM Circuit das Brake Release Signal für eine bestimmte Zeit aufrecht, um eventuell auftretende Folgeblockierungen verhindern zu können.

Der Transient Control Circuit dient dazu, bei schlagartig auftretenden Blockierungen, ein Full Brake Release Signal zu erzeugen.

Die Ausgangssignale beider Control Circuits werden in einem Summing Amplifier verknüpft und dem Normal- sowie dem Alternate Anti Skid Valve Driver zugeführt.

Da der Alternate Valve Drive von beiden Wheel Circuits die Release Signale erhält, gilt das jeweils größere Release Signal, mit welchem beide Räder auf einer Achse geregelt werden können.



p

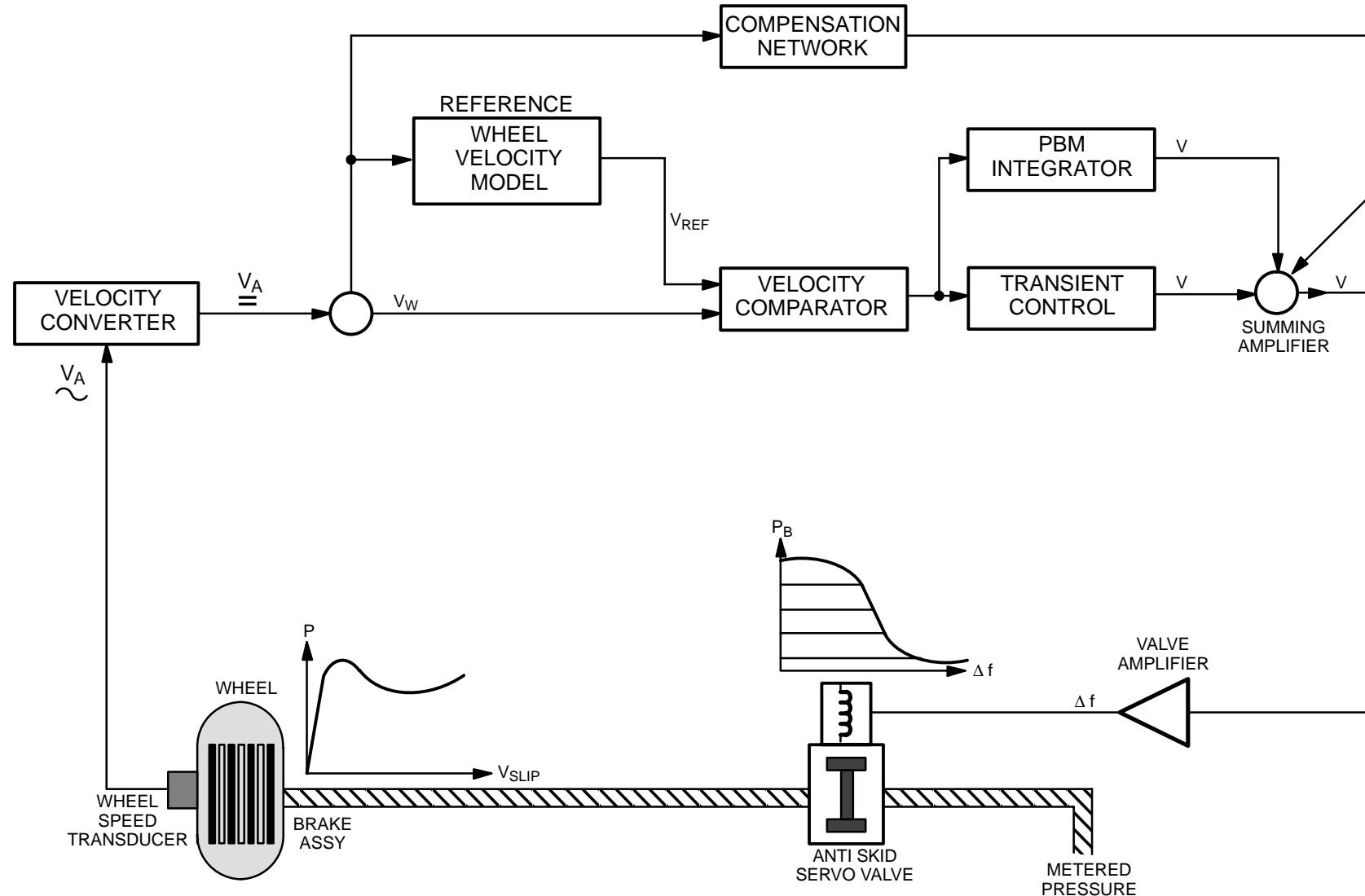


Figure 111 ANTI SKID CONTROL FUNCTION

**ANTI - SKID OPERATION : NORMAL SYSTEM****GENERAL**

NOTE: Es wird grundsätzlich das Normal- und Alternate Anti-Skid Module angesteuert. Bei Normal Anti-Skid ist das Hydraulic System No.4 durch die Brake Source Selector Valves über das Normal Anti-Skid Module auf die Brakes aufgeschaltet.

Die Normal Anti-Skid Funktion wird über die Landing Gear Lever Indicator Switches in dem Landing Gear Lever Module geschaltet, d. h.

- **NOT DOWN** : Normal Anti-Skid Funktion in der BSCU ist abgeschaltet.
Es bleibt nur die TOUCH DOWN - Protection in der BSCU armiert.
- **DOWN** : Normal Anti-Skid Funktion in der BSCU ist eingeschaltet

LOW SPEED DROPOUT - Logic :

es wird kein Brake Release - Signal zu den Anti Skid Servo Valves bei einer Wheel Speed von < 8 Kts. gesandt, d.h. die gesamte Normal Anti-Skid Regelung beginnt erst bei einer Wheel Speed von > 8 Kts und wird wieder abgeschaltet, wenn die Wheel Speed 8 Kts unterschreitet.

Das Anti Skid System verhindert ein Überbremsen der Räder, wobei jedes Rad für sich allein überwacht und geregelt wird.

In der Brake System Control Unit gibt es acht Main Wheel Cards.
Von jeder Card werden die zwei Räder geregelt, die hintereinander sitzen, z.B.
1 + 3, 2 + 4, usw.

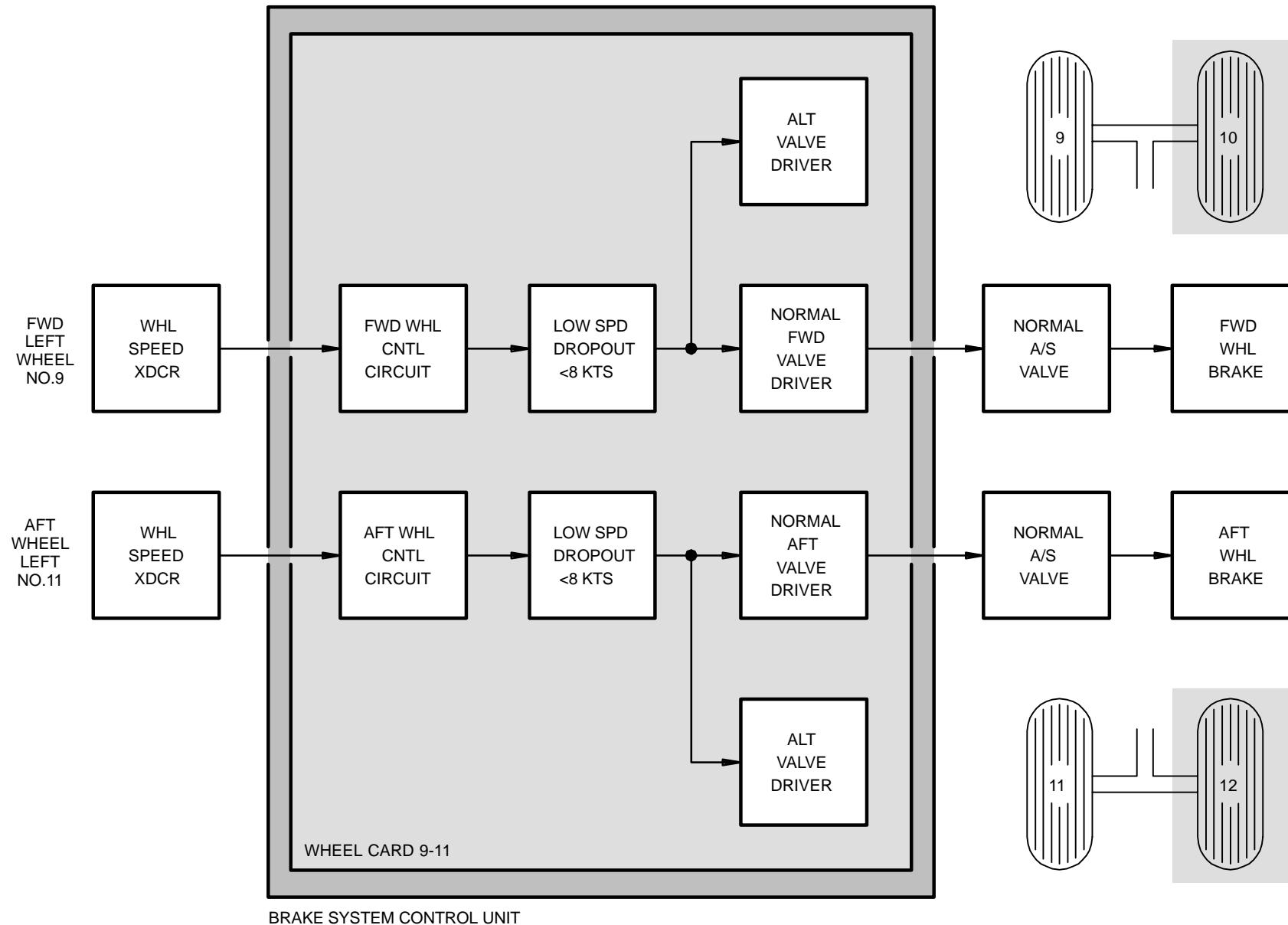


Figure 112 ANTI-SKID OPERATION - NORMAL SYSTEM

**ANTI - SKID OPERATION : ALTERNATE SYSTEM****GENERAL**

NOTE: Wenn in dem Normal Hydraulic Brake System No.4 Low Pressure ($<1400\text{psi}$) Condition herrscht, wird das Selector Valve No.1 hydraulisch umgeschaltet und das Alternate Brake System No.1 wird automatisch aufgeschaltet und bei einem Ausfall des Systemes No.1 ($<1400\text{psi}$) wird durch das Selector Valve No.2 das Alternate Brake System No.2 automatisch aufgeschaltet.

Das Alternate Anti-Skid System arbeitet mit den selben Wheel Speed Circuits, steuert auch über die Main Wheel Card das Alternate Anti-Skid Valve an, wobei das Valve die Brakes, die sich auf einer Achse befinden, betätigt werden.

Es werden die beiden Signale, der Räder auf einer Achse miteinander verglichen, das größere Signal dient zur Regelung des Alternate Anti Skid Servo Valves.

Für die **Normal Anti-Skid Valves** erfolgt ein sofortiges Brake Release - Signal von der BSCU nach Schalten des Landing Gear Levers nach NOT DOWN (UP), d.h. die Normal Anti-Skid Valves werden stromlos.

Nach Schalten des Landing Gear Levers nach NOT DOWN (UP), wird für 12.5 sec. von der BSCU für die **Alternate Anti-Skid Valves** ein Brake Release - Signal geschaltet, d.h. die Alternate Anti-Skid Valves werden stromlos und erlauben damit GEAR UP BRAKING durch das Hydraulic System No.1 **ohne ANTI SKID - Funktion**, anschließend werden die Alternate Anti-Skid Valves wieder in die Normal Funktion zurückgeschaltet, d.h. die Alternate Anti-Skid Valves werden wieder aktiv.

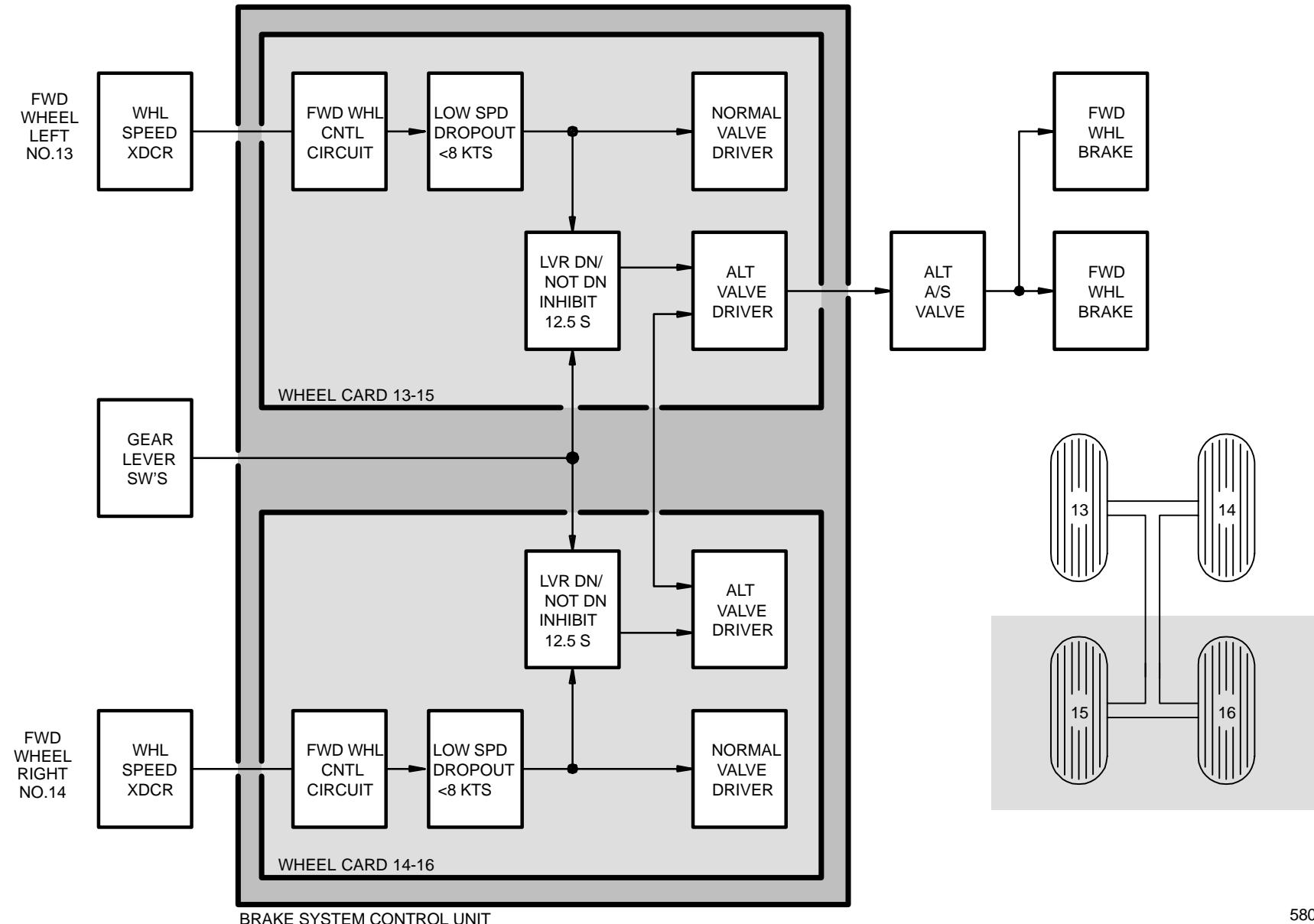


Figure 113 ANTI-SKID OPERATION - ALTERNATE SYSTEM

580 045



ANTI - SKID OPERATION : LOCKED WHEEL / HYDROPLANE / TOUCHDOWN

GENERAL

Der Locked Wheel- und Hydroplane Circuits befinden sich zusätzlich zu den individuellen Wheel Control Circuit auf jeder Wheel Card.

LOCKED WHEEL CIRCUIT

Der Locked Wheel Circuit ist in einem **Wheel Pair oder Tandem Pair** (hintereinander liegende Räder) aktiviert, wenn die Wheel Speed eines der beiden Räder > 25 Kts beträgt.

Wird ein Rad, trotz Anti-Skid Regelung weiter verzögert, d.h. die Wheel Speed Differenz zwischen einem vorderen und einem hinteren Rad an einen Gear beträgt > 70%, dann schaltet der Locked Wheel Circuit ein bis zu 100% Brake Release Signal zu dem zu stark verzögerten Rad solange bis die Geschwindigkeit-Differenz wieder unterschritten wurde.

NOTE: Die Tandem Pairs sind über eine gemeinsame Stromversorgung (DC Bus) bzw. Circuit Breaker abgesichert. Dadurch sind bei einem einzelnen Fehler nicht mehr als zwei Räder betroffen.

HYDROPLANE CIRCUIT

Der Touchdown-/ Hydroplane Protection Circuit ist aktiviert, wenn die Wheel Speed des Aft Wheels 50 Kts kleiner ist als die von dem Internal Reference System (IRS) ermittelte Ground Speed.

Der Ground Speed Input von der Left Inertial Reference Unit (IRU) in das IRS wird mit der Wheel Speed der Inboard Aft Wheels verglichen, die der Right Inertial Reference Unit (IRU) in das IRS wird mit der Wheel Speed der Outboard Aft Wheels.

NOTE: Die IRS Inputs von den linken IRU gelangen zu den Wheel Cards : 2-4, 6-8, 9-11, 13-15, die der rechten IRU zu den Wheel Cards : 1-3, 5-7, 10-12, 14-16.

Fällt das IRS - Signal aus, bleibt das Anti Skid System witer aktiv, mit der Ausnahme von Hydroplane- und Touchdown - Protection.

Es erfolgt dann ein Full Brake Release für das Normal Anti-Skid Valve der Aft Wheel Brake und über den Locked Wheel Circuit (> 70% Wheel Speed Differenz) ist die Forward Wheel Brake released / überwacht.

Der Hydroplane Circuit ist INHIBITED, wenn beide Landing Gear Lever Switches NOT DOWN melden, damit wird erreicht, daß die Anti-Skid Valves während des Fluges nicht stromversorgt sind.

NOTE: Landing Gear Lever Indicator Switch :
DOWN = Masse
NOT DOWN = Open Circuit

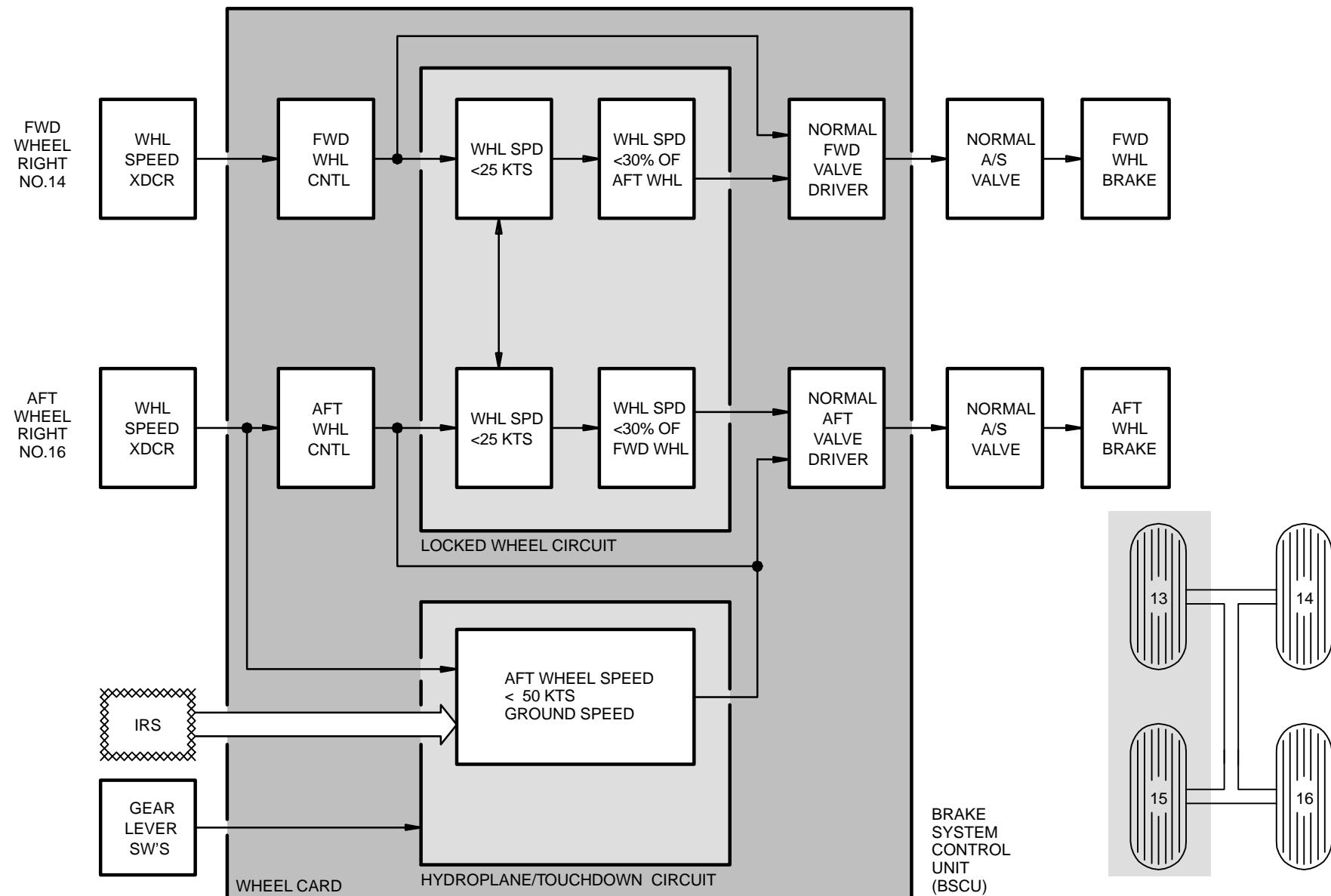


Figure 114 ANTI-SKID OPERATION - LOCKED WHEEL / HYDROPLANE / TOUCHDOWN CIRCUIT



GROUND TEST - BRAKE SYSTEM BITE

NOTE: Der Ground Test : BRAKE SYSTEM BITE überprüft :

- Brake System Control Unit (BSCU)
- ANTI SKID - System
- AUTOBRAKE - System
- BRAKE TORQUE LIMITING - System
- BITE - Cards
- alle LRU's

A. General

- (1) The Brake System BITE Test has two parts, a configuration check and a subsystem test.
- (2) The configuration check does a check of inputs to the BSCU when the airplane is put into a given configuration. This configuration check makes sure that the inputs to the brake control system are correct. These inputs are necessary for correct operation of the brake control system.
- (3) The subsystem test does a test for correct operation of each subsystem of the brake control system.
- (4) If the results of the ground test are not satisfactory, refer to the Fault Isolation Manual (FIM 32-42-00/101 Fig. 104) for fault isolation procedures.
- (5) During the ground test, a time of 45 seconds without an input by the user will stop the test. The Control Display Unit (CDU) will then return to the GROUND TESTS menu. If this occurs, the ground test must be started again.
- (6) To successfully pass this test, the Autobrakes Select switch must remain in the "ARMED" until the test is completed. After the test is completed, the switch will go to "DISARM" itself. If you set the Autobrake switch in any of the five landing autobrake position (1,2,3,4 or MAX), the "AUTOBRAKES" advisory EICAS message will display and the Autobrake selector switch will move to the "DISARM". If you perform the BRAKE SYSTEM BITE test with the Autobrakes select switch in the "RTO" position, the Autobrake selector switch will move to the "OFF" position with no EICAS message.

B. References

- (1) AMM 09-11-00/201, Towing
- (2) AMM 24-22-00/201, Manual Control

- (3) AMM 29-11-00/201, Main Hydraulic Supply System
- (4) AMM 34-21-00/201, Inertial Reference System
- (5) FIM 32-42-00/101, Fig. 104.

C. Access

- (1) Location Zones
- 221 Control Cabin, LH
- 222 Control Cabin, RH
- 730 Wing Landing Gear - Left and Doors
- 740 Wing Landing Gear - Right and Doors
- 750 Body Landing Gear - Left and Doors
- 760 Body Landing Gear - Right and Doors

D. Preconditions

- (1) These conditions are necessary for this task:
- (a) Electrical power is available (AMM 24-22-00/201).
- (b) The Integrated Display System (IDS) is serviceable (AMM 31-61-00/501).
- (c) The Intertial Reference System is serviceable (AMM 34-21-00/201).

E. Prepare for the Test

- (1) Make sure that the landing gear ground locks are installed (AMM 09-11-00/201).
- (2) Make sure that the wheel chocks are installed.
- (3) Supply electrical power (AMM 24-22-00/201).
- (4) Set the L, C, and R IRS mode selector switches on the Pilot's Overhead Panel, P5, to NAV to align the Inertial Reference Systems (AMM 34-21-00/201).
- (5) Release the parking brake.
- (6) Make sure that all the thrust levers are set to the aft stop.

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



- (7) Make sure that the landing gear control handle is in the DOWN/EXTEND-position.
- (8) Make sure that the SPEED BRAKE lever is in the DOWN position.

WARNING: MAKE SURE THAT PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF ALL CONTROL SURFACES BEFORE YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. AILERONS, RUDDERS, ELEVATORS, FLAPS, SPOILERS, LANDING GEAR, AND THRUST REVERSERS CAN MOVE QUICKLY WHEN YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (9) Pressurize hydraulic system No. 4 (AMM 29-11-00/201).
- (10) Set the AUTOBRAKES selector switch to the MAX AUTO position
- (11) Set the GND TESTS switch on the overhead maintenance panel, P461, to the ENABLE position.
- (12) 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 <32 BRAKE CONTROL.
 - (f) Push the LSK that is adjacent to <32 BRAKE CONTROL to show the GROUND TESTS menu for the brake control system.

NOTE: If INHIBITED shows above <BRAKE SYSTEM BITE, the test will not operate.

- (g) If INHIBITED shows above <BRAKE SYSTEM BITE:
 - 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 until the ground test menu shows.

- 4) If the INHIBITED indication continues, do the fault isolation procedure in FIM 32-42-00 FIG. 104.

F. Brake System Bite Test

- (1) *AIRPLANES WITH S283U002-4 BSCU;* Ground test limitations of the S283U002-4 BSCU applicable to the Brake System BITE Test are as follows:
 - (a) Ground test limitations related to the PASS indication.
 - 1) If the Brake System BITE Test is not entirely completed, or if the airplane is out of configuration during the test, a test PASS will be misleadingly indicated instead of FAIL. The Brake System BITE Test is considered failed if either a FAIL condition is displayed at the end of the test or one of the following events occurs:
 - a) An airplane configuration fault was displayed during the test. The display of any screens after the selection of the START TEST on the TESTS PRE-CONDITIONS screen and before the display of the SYSTEM TEST COMPLETE screen is considered a test fail.
 - b) The SYSTEM TEST COMPLETE screen was not displayed or the test timed-out due to the lack of input from the user. If the user waits too long before responding to an active screen, the BSCU times out and the test PASS condition is displayed.
 - 2) If the PASS condition was displayed but one of the above events occurred, the Brake System BITE Test must be performed again completely through the SYSTEM TEST COMPLETE screen with the airplane in the proper configuration.
 - (b) Ground test limitations related to the <REPEAT LSK.
 - 1) The screens that show configuration error indications include a <REPEAT LSK. With full operation of the BSCU, this <REPEAT LSK is used to start the configuration test of the airplane again. This function is used as a check to make sure that configuration errors are corrected after some action is complete. The <REPEAT LSK on the screens that show configuration error indications does not function.
 - 2) Do not use the <REPEAT LSK. Push the <RETURN LSK two times to return to the GROUND TESTS menu. From the GROUND TESTS menu, push the <BRAKE SYSTEM BITE LSK to start the Brake System BITE Test again. This will start the configuration test of the airplane again, which is what the <REPEAT LSK would do with normal operation of the BSCU.

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



- (2) Push the LSK that is adjacent to <BRAKE SYSTEM BITE>.
 - (a) When the TEST PRECONDITION page shows, make sure each instruction on the page is completed, (Push the NEXT PAGE key to see the subsequent pages).

AIRPLANES WITH THE AUTOBRAKE SELECTOR SWITCH ON THE P1 PANEL

- (b) Push the LSK that is adjacent to <START TEST>.

NOTE: IN PROGRESS shows during the test.

(c) *AIRPLANES WITH S283U002-4 BSCU;*

Do these steps to correct configuration errors if they show on the CDU:

NOTE: These indications show if there are errors in the configuration of the airplane which affect the ground test.

- 1) Make the change indicated by the CDU screen or do fault isolation for the configuration error with FIM 32-42-00/101, Fig. 104.
- 2) After you make a change, push the LSK that is adjacent to <RETURN two times to return to the GROUND TESTS menu.
- 3) Push the LSK that is adjacent to <BRAKE SYSTEM BITE to start the Brake System BITE Test again.
- 4) Repeat the above steps until there are no configuration errors indicated by the CDU during the start of the Brake System BITE Test.

(d) *AIRPLANES WITH S283U002-5 BSCU;*

Do these steps to correct configuration errors if they show on the CDU:

NOTE: These indications show if there are errors in the configuration of the airplane which affect the ground test.

- 1) Make the change indicated by the CDU screen or do fault isolation for the configuration error with FIM 32-42-00/101, Fig. 104 (Table 101).
- 2) Push the LSK adjacent to <REPEAT to make sure the configuration error is corrected.
- 3) Repeat the above steps until there are no configuration errors indicated by the CDU during the start of the Brake System BITE Test.
- (e) Make sure the AUTOBRAKES selector switch moves to the DISARM position when the test is complete.
- (f) Push the LSK that is adjacent to <RETURN until the GROUND TESTS menu shows ALL

- (3) When IN PROGRESS goes out of view, look for PASS or FAIL adjacent to <BRAKE SYSTEM BITE.

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

- (a) If FAIL shows, do the steps that follow to find the corrective action for the failure:

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

G. Put the Airplane Back to Its Usual Condition

- (1) Set the parking brake.
- (2) Remove power from hydraulic system No. 4 (AMM 29-11-00/201).
- (3) Set the GND TESTS switch to the NORM position.
- (4) From the GROUND TESTS menu, push the LSK that is adjacent to <RETURN to return to the CMC MENU.
- (5) Remove the electrical power, if it is not necessary (AMM 24-22-00/201).

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 42

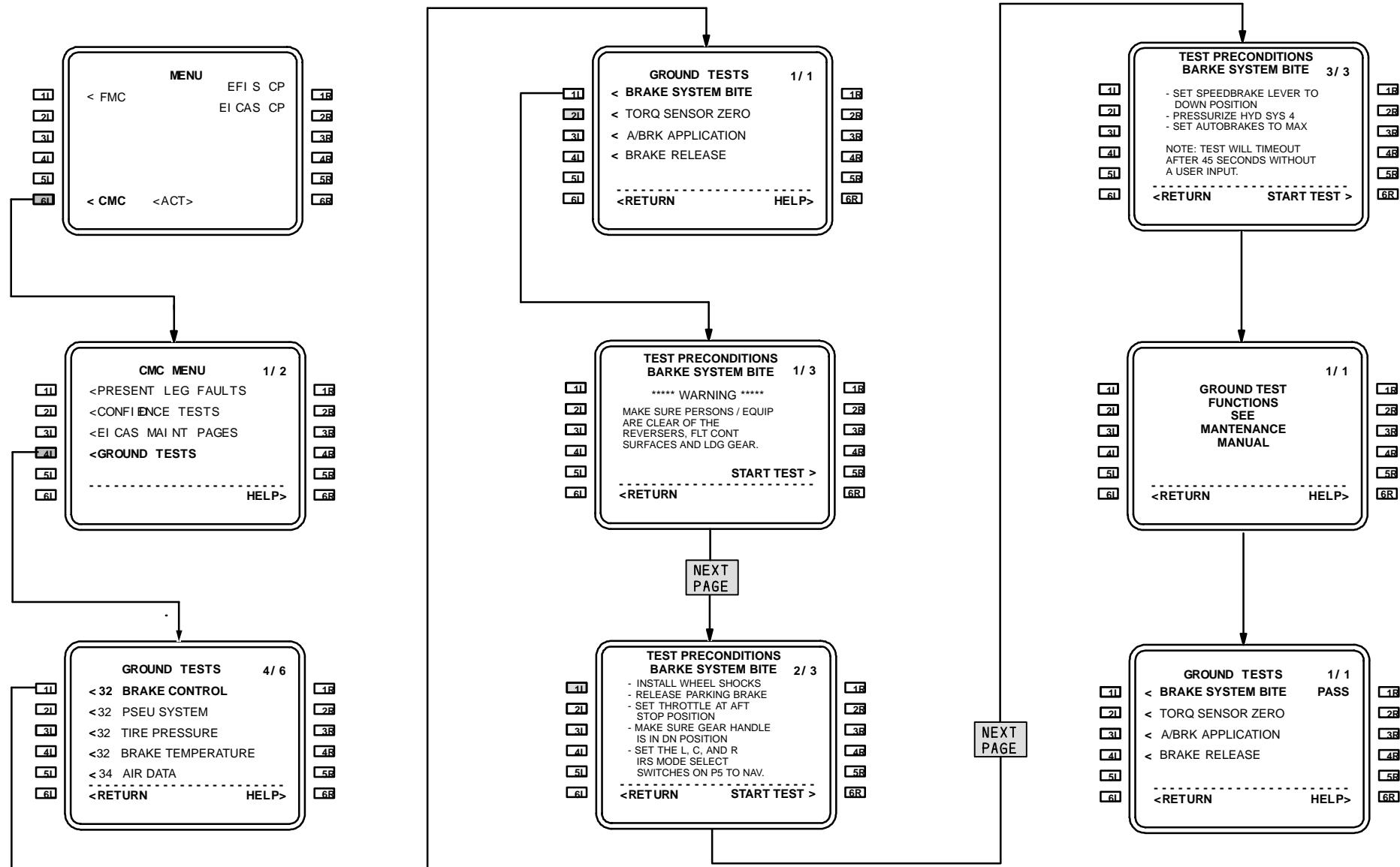


Figure 115 BRAKE SYSTEM BITE - GROUND TEST



GROUND TEST - BRAKE RELEASE

A. General

- (1) The Brake Release Test is used to verify the proper operation of each anti-skid channel. During this test, the channel selected "<BRAKE 1" will release hydraulic brake pressure for that brake.
- (2) When the Alternate Hydraulic system is selected, this test will release hydraulic pressure in tandem pairs. For example, if you select "<BRAKE 1", you will release brake pressure on brakes 1 and 2.
- (3) To do the Brake Release Test correctly, you must:
 - (a) Do the test on the brakes at all wheel locations.
 - (b) Do the test with the normal and alternate brake hydraulic systems.
- (4) The instructions in the procedure indicate that the test must be done on the brakes at all wheel locations. This is the usual procedure, but for fault isolation, you can do the test on only the brakes related to a failure.
- (5) If the results of the ground test are not satisfactory, refer to Fault Isolation Manual (FIM) for fault isolation procedures (FIM 32-42-00/101).
- (6) During the ground test, a time of 45 seconds without an input by the user will stop the test. The Control Display Unit (CDU) will then return to the GROUND TESTS menu. If this occurs, the ground test must be started again.

B. Standard Tools and Equipment

- (1) Gage, Hydraulic Pressure, 0-4000 psi with a 0.5625 (inch)-18 UNF male thread adapter (Aeroquip P/N 2266-6-8S) (Quantity 16) - Commercially Available

NOTE: The adapter permits installation of the pressure gage directly in the bleeder assembly port of the brake unit housing.

C. References

- (1) AMM 09-11-00/201, Towing
- (2) AMM 24-22-00/201, Manual Control
- (3) AMM 29-11-00/201, Main Hydraulic Supply System

D. Access

- (1) Location Zones
- 221 Control Cabin, LH
- 222 Control Cabin, RH
- 730 Wing Landing Gear - Left and Doors
- 740 Wing Landing Gear - Right and Doors
- 750 Body Landing Gear - Left and Doors
- 760 Body Landing Gear - Right and Doors

E. Preconditions

- (1) These preconditions are necessary for this task:
 - (a) Electrical power is available (AMM 24-22-00/201). ALL
 - (b) The hydraulic systems are serviceable (AMM 29-11-00/201).
 - (c) The Control Display Unit (CDU) is serviceable (AMM 34-61-00/501).

F. Prepare for the Test

- (1) Make sure that the landing gear ground locks are installed (AMM 09-11-00/201).
- (2) Supply electrical power (AMM 24-22-00/201).
- (3) Make sure that wheel chocks are installed.
- (4) Release the parking brake.
- (5) Install a pressure gage at each of the brake units of the main landing gear (16 locations):
 - (a) Make sure that the brakes are not operated manually.

WARNING: THE BRAKES MUST NOT BE IN OPERATION WHEN YOU CONNECT OR DISCONNECT THE TWO PARTS OF A HYDRAULIC BRAKE DISCONNECT. IF YOU TRY TO CONNECT OR DISCONNECT A HYDRAULIC BRAKE DISCONNECT WITH THE BRAKE IN OPERATION, HYDRAULIC FLUID UNDER HIGH PRESSURE CAN RE-

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 42

**LEASE. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONNEL
AND DAMAGE TO EQUIPMENT.**

- (b) To remove all pressure from the brake unit, disconnect the hose half of the hydraulic brake disconnect from the brake half.
- (c) Remove the brake bleeder assembly from the brake unit housing.

NOTE: Each brake bleeder assembly has a bleeder valve installed in an adapter. The adapter is installed in the brake unit housing.

CAUTION: BE CAREFUL DURING INSTALLATION OF THE PRESSURE GAGE IN THE PORT ON THE BRAKE UNIT HOUSING. DO NOT INSTALL THE PRESSURE GAGE WITH MORE THAN 110 POUND-INCHES OF TORQUE. IF YOU USE TOO MUCH TORQUE DURING INSTALLATION OF A PRESSURE GAGE, YOU CAN DAMAGE THE BRAKE UNIT HOUSING.

- (d) Install a pressure gage in the port on the brake unit housing.
- (e) Connect the hose half of the hydraulic brake disconnect to the brake half.

WARNING: MAKE SURE THAT PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF ALL CONTROL SURFACES BEFORE YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. AILERONS, RUDDERS, ELEVATORS, FLAPS, SPOILERS, LANDING GEAR, AND THRUST REVERSERS CAN MOVE QUICKLY WHEN YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (6) Pressurize the applicable hydraulic system (AMM 29-11-00/201).
 - (a) Pressurize hydraulic system No. 4, to do the test with the normal brake hydraulic system.
 - (b) Pressurize hydraulic system No. 1 or 2 to do the test with the alternate brake hydraulic system.

- (7) Do the steps that follow to supply pressure to the brakes:

NOTE: Completion of these steps permits pressurization of the brakes without the shutoff valve of the parking brake module closed. This will let hydraulic fluid move freely through the brake return lines when the brakes are released during the test. You can also supply pressure to the brakes manually. To do this, the parking brake must be released and you must push one set of brake pedals fully down. This will supply pressure to the brakes. The brake pedals must be held in this position all through the test to supply pressure to the brakes manually.

- (a) Make sure this circuit breaker on the Main Power Distribution Panel, P6, is closed:
 - 1) 6L18, PARK BRAKE
 - (b) If necessary, release the parking brake.
 - (c) Open this circuit breaker on the P6 panel:
 - 1) 6L18, PARK BRAKE
 - (d) Set the parking brake.
 - (8) Set the GND TESTS switch on the overhead maintenance panel, P461, to the ENABLE position.
 - (9) 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 <32 BRAKE CONTROL.
 - (f) Push the LSK that is adjacent to <32 BRAKE CONTROL to show the GROUND TESTS menu for the brake control system.

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 42

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

(g) If INHIBITED shows above <BRAKE RELEASE:

- 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

4. GROUND TEST - BRAKE RELEASE

A. General

- (1) The Brake Release Test is used to verify the proper operation of each anti-skid channel. During this test, the channel selected "<BRAKE 1" will release hydraulic brake pressure for that brake.
- (2) When the Alternate Hydraulic system is selected, this test will release hydraulic pressure in tandem pairs. For example, if you select "<BRAKE 1", you will release brake pressure on brakes 1 and 2.
- (3) To do the Brake Release Test correctly, you must:
 - (a) Do the test on the brakes at all wheel locations.
 - (b) Do the test with the normal and alternate brake hydraulic systems.
- (4) The instructions in the procedure indicate that the test must be done on the brakes at all wheel locations. This is the usual procedure, but for fault isolation, you can do the test on only the brakes related to a failure.
- (5) If the results of the ground test are not satisfactory, refer to Fault Isolation Manual (FIM) for fault isolation procedures (FIM 32-42-00/101).
- (6) During the ground test, a time of 45 seconds without an input by the user will stop the test. The Control Display Unit (CDU) will then return to the GROUND TESTS menu. If this occurs, the ground test must be started again.

B. Standard Tools and Equipment

- (1) Gage, Hydraulic Pressure, 0-4000 psi with a 0.5625 (inch)-18 UNF male thread adapter (Aeroquip P/N 2266-6-8S) (Quantity 16) - Commercially Available

NOTE: The adapter permits installation of the pressure gage directly in the bleeder assembly port of the brake unit housing.

C. References

- (1) AMM 09-11-00/201, Towing
- (2) AMM 24-22-00/201, Manual Control
- (3) AMM 29-11-00/201, Main Hydraulic Supply System

D. Access

- (1) Location Zones
- 221 Control Cabin, LH
- 222 Control Cabin, RH
- 730 Wing Landing Gear - Left and Doors
- 740 Wing Landing Gear - Right and Doors
- 750 Body Landing Gear - Left and Doors
- 760 Body Landing Gear - Right and Doors

E. Preconditions

- (1) These preconditions are necessary for this task:
 - (a) Electrical power is available (AMM 24-22-00/201).
 - (b) The hydraulic systems are serviceable (AMM 29-11-00/201).
 - (c) The Control Display Unit (CDU) is serviceable (AMM 34-61-00/501).

F. Prepare for the Test

- (1) Make sure that the landing gear ground locks are installed (AMM 09-11-00/201).
- (2) Supply electrical power (AMM 24-22-00/201).
- (3) Make sure that wheel chocks are installed.
- (4) Release the parking brake.
- (5) Install a pressure gage at each of the brake units of the main landing gear (16 locations):

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 42

- (a) Make sure that the brakes are not operated manually.

WARNING: THE BRAKES MUST NOT BE IN OPERATION WHEN YOU CONNECT OR DISCONNECT THE TWO PARTS OF A HYDRAULIC BRAKE DISCONNECT. IF YOU TRY TO CONNECT OR DISCONNECT A HYDRAULIC BRAKE DISCONNECT WITH THE BRAKE IN OPERATION, HYDRAULIC FLUID UNDER HIGH PRESSURE CAN RELEASE. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONNEL AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (b) To remove all pressure from the brake unit, disconnect the hose half of the hydraulic brake disconnect from the brake half.
 (c) Remove the brake bleeder assembly from the brake unit housing.

NOTE: Each brake bleeder assembly has a bleeder valve installed in an adapter. The adapter is installed in the brake unit housing.

CAUTION: BE CAREFUL DURING INSTALLATION OF THE PRESSURE GAGE IN THE PORT ON THE BRAKE UNIT HOUSING. DO NOT INSTALL THE PRESSURE GAGE WITH MORE THAN 110 POUND-INCHES OF TORQUE. IF YOU USE TOO MUCH TORQUE DURING INSTALLATION OF A PRESSURE GAGE, YOU CAN DAMAGE THE BRAKE UNIT HOUSING.

- (d) Install a pressure gage in the port on the brake unit housing.
 (e) Connect the hose half of the hydraulic brake disconnect to the brake half.

WARNING: MAKE SURE THAT PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF ALL CONTROL SURFACES BEFORE YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. AILERONS, RUDDERS, ELEVATORS, FLAPS, SPOILERS, LANDING GEAR, AND

THRUST REVERSERS CAN MOVE QUICKLY WHEN YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (6) Pressurize the applicable hydraulic system (AMM 29-11-00/201).
 (a) Pressurize hydraulic system No. 4, to do the test with the normal brake hydraulic system.
 (b) Pressurize hydraulic system No. 1 or 2 to do the test with the alternate brake hydraulic system.
 (7) Do the steps that follow to supply pressure to the brakes:

NOTE: Completion of these steps permits pressurization of the brakes without the shutoff valve of the parking brake module closed. This will let hydraulic fluid move freely through the brake return lines when the brakes are released during the test. You can also supply pressure to the brakes manually. To do this, the parking brake must be released and you must push one set of brake pedals fully down. This will supply pressure to the brakes. The brake pedals must be held in this position all through the test to supply pressure to the brakes manually.

- (a) Make sure this circuit breaker on the Main Power Distribution Panel, P6, is closed:
 1) 6L18, PARK BRAKE
 (b) If necessary, release the parking brake.
 (c) Open this circuit breaker on the P6 panel:
 1) 6L18, PARK BRAKE
 (d) Set the parking brake.
 (8) Set the GND TESTS switch on the overhead maintenance panel, P461, to the ENABLE position.
 (9) 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.

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 42

- (c) If <RETURN shows after you push the LSK, push the LSK that is adjacent to <RETURN until you see the CMC MENU. ALL
- (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 <32 BRAKE CONTROL.
- (f) Push GROUND TESTS menu for the brake control system.

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

- (g) If INHIBITED shows above <BRAKE RELEASE:
 - 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 tests menu again.

NOTE: BSCU NO TEST RESPONSE The brake system control unit does not respond to a test request. Make sure that the brake system control unit has electric power.

NOTE: Wenn der Ground Test nicht komplett oder fehlerhaft von der BSCU ausgeführt wurde oder Eingabefehler während des Ground Testes erfolgten, erscheint als
Ground Test Message Report :
CMCS Message
32 - 42 BRAKE CONTROL
TEST INCOMPLETE OR TST SETUP ERROR OR INPUT FAIL - RERUN TEST (BSCU) (32 301)
only.

LANDING GEAR ANTI - SKID SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 42

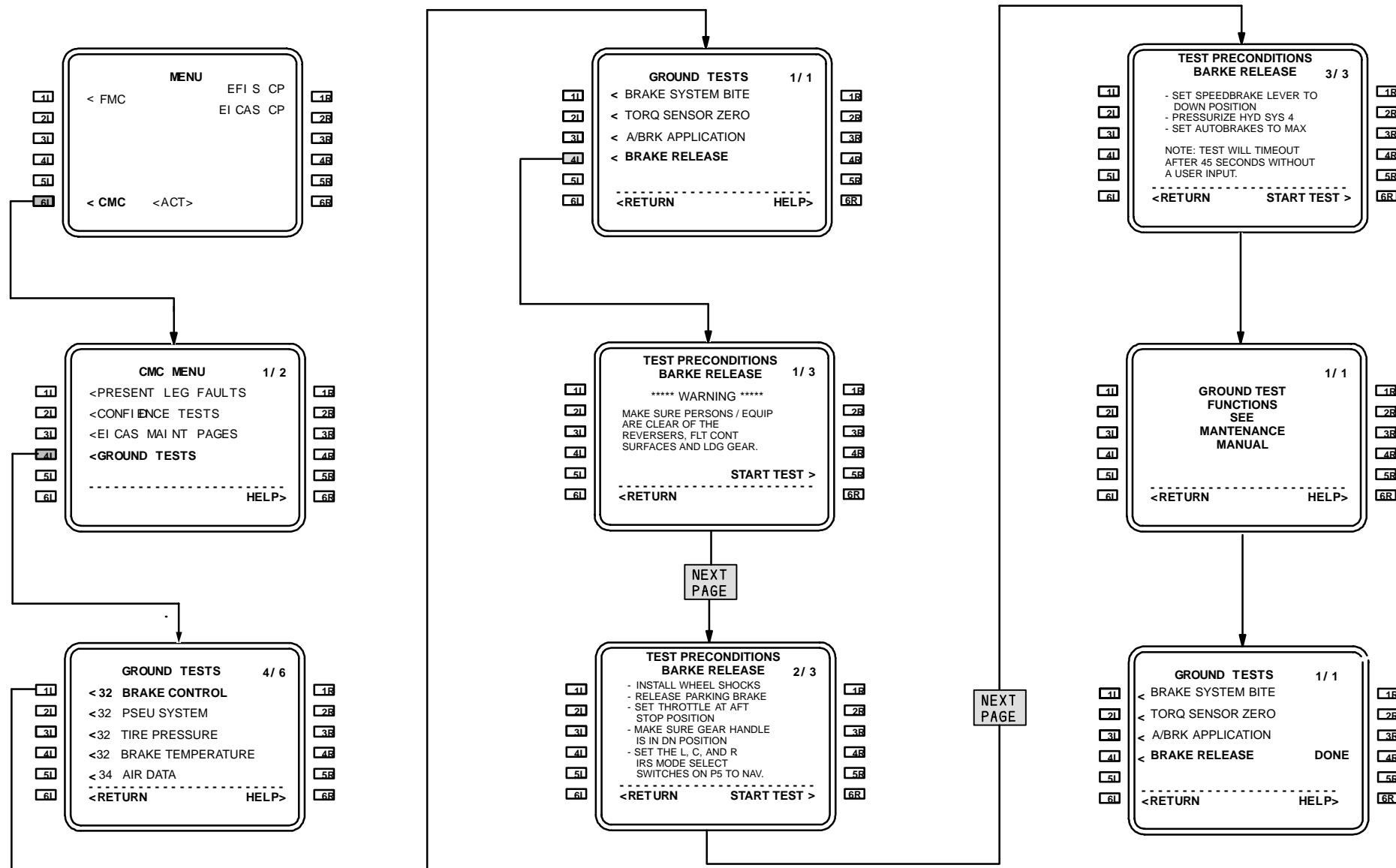


Figure 116 BRAKE RELEASE - GROUND TEST



32 - 42 BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM

BRAKE TORQUE CONTROL SYSTEM

GENERAL

Das Brake Torque Limiter Control System ist eine Funktion der Brake System Control Unit (BSCU), und ist aktiv, wenn die BSCU stromversorgt ist.

Brake Torque Limiter Control erfolgt für jede einzelne Brake unabhängig von den anderen. Es erhält ein Torque Signal von jedem Torque Sensor auf jeder Brake Equalizer Rod. Es vergleicht das Torque Signal mit einem eingespeicherten Threshold Value (30 000ft/lbs) in der Brake System Control Unit. Wenn der gemessene Brake Torque Wert den des eingespeicherten Threshold Value überschreitet, erfolgt ein Brake Release Signal zu dem Anti Skid Valve Driver. Der Anti Skid Valve Driver vergleicht das das Brake Torque Release Signal mit dem Anti Skid Release Signal. Das größere der beiden Signale wird an das Anti Skid Servo Valve (Normal und Alternate) gesendet und die Brake wird gelöst.

Die Stromversorgung (28V DC) für das Brake Torque Limiter Control System erfolgt durch 4 Circuit Breaker auf dem P180 Main Power Distribution Panel. Jeder Circuit Breaker versorgt ein Brake Torque Limiter Control Circuit für eine Brake an jedem Landing Gear Truck.

P 180 J 9	TORQUE LIMIT 1 - 5 / 9 - 13
P 180 F 9	TORQUE LIMIT 2 - 6 / 10 - 14
P 180 J 24	TORQUE LIMIT 3 - 7 / 11 - 15
P 180 F 24	TORQUE LIMIT 4 - 8 / 12 - 16

NOTE: *Brake Torque Limiter Control Power wird auch zu den Anti Skid Servo Valve Driver geschaltet, wenn die Stromversorgung von den Anti Skid Circuit Breaker nicht zur Verfügung steht, d.h. Brake Torque Limiter funktioniert auch bei Anti Skid OFF.*

Die Brake System Control Unit (BSCU) überwacht das Brake Torque Limiter System auf Fehler.

Eine BRAKE LIMITER Message wird auf dem EICAS angezeigt, wenn ein Fehler auftritt.

Das CMCS wird benutzt für Test und Trouble Shooting in dem Brake Torque Limiter System.

Ein Fehler kann elektrisch an dem Brake Torque Sensor oder an der Brake System Control Unit (BSCU) isoliert werden.

Das Brake Torque Limiter System besteht aus folgenden Komponenten :

- 4 Brake Torque Limiter Circuit Cards (Brake System Control Unit)
- 16 Brake Torque Sensors (1 an jeder Brake Equalizer Rod)

BRAKE TORQUE LIMITING CONTROL CARD

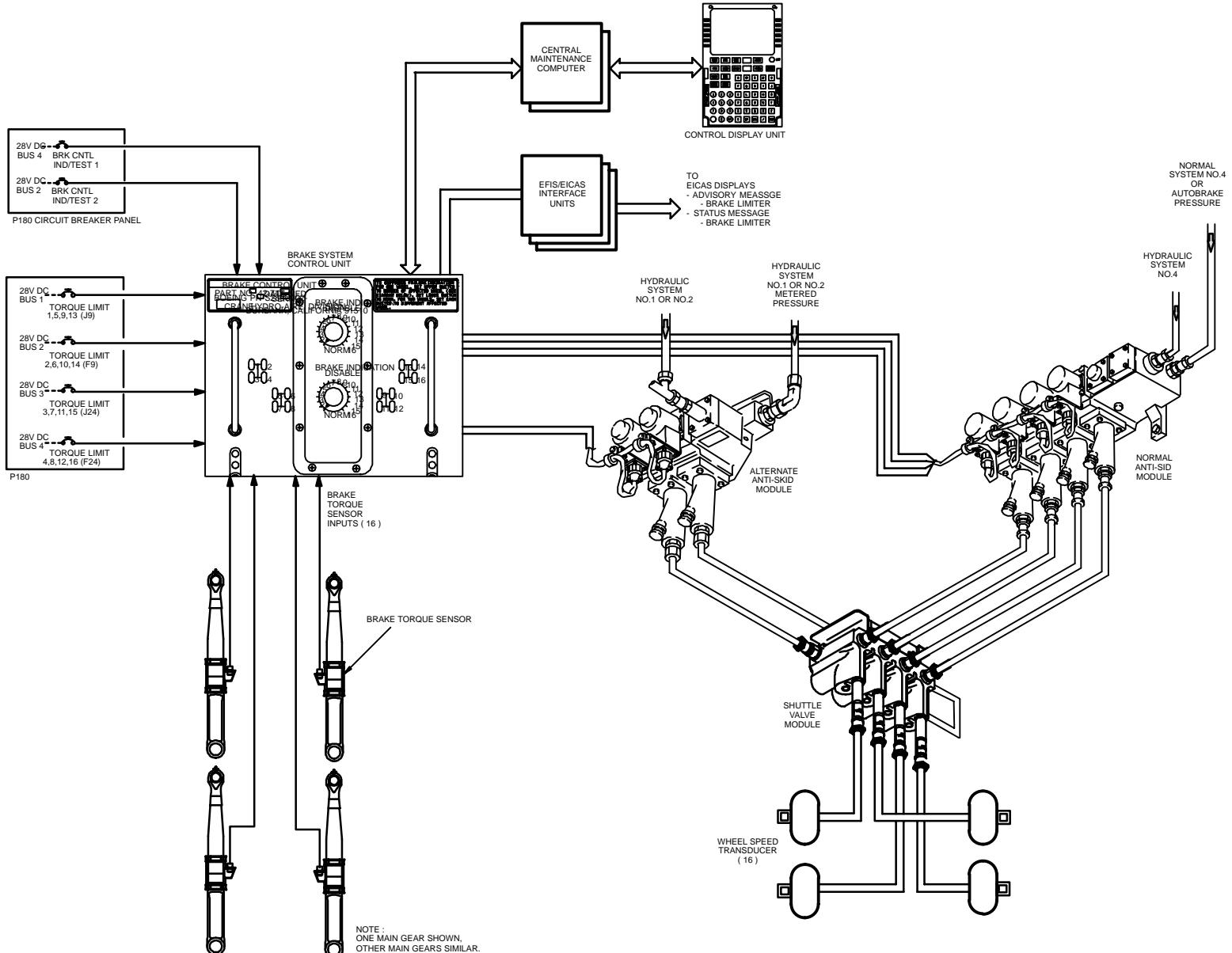
Die Stromversorgung für die 4 Brake Torque Limiter Cards erfolgt durch den DC Bus 1, 2, 3, oder 4.

Für jede Card erfolgt die Stromversorgung separat über einen Circuit Breaker auf dem P180 DC Power Distribution Panel.

Jede Brake Torque Limiter Control Card versorgt Brake Torque Limiting Protection für eine Brake an einem Main Landing Gear Truck. Das Torque Signal wird von dem Brake Torque Sensor, auf der Equalizer Rod installiert, übertragen. Das Brake Torque Signal ist ein DC V-Signal. Ein Microprocessor auf jeder Card errechnet das Brake Release Signal, wenn das Brake Torque Limit überschritten wird.



**R
E
F
E
R
T
O
D
I
N
A
3
P
A
G
E**

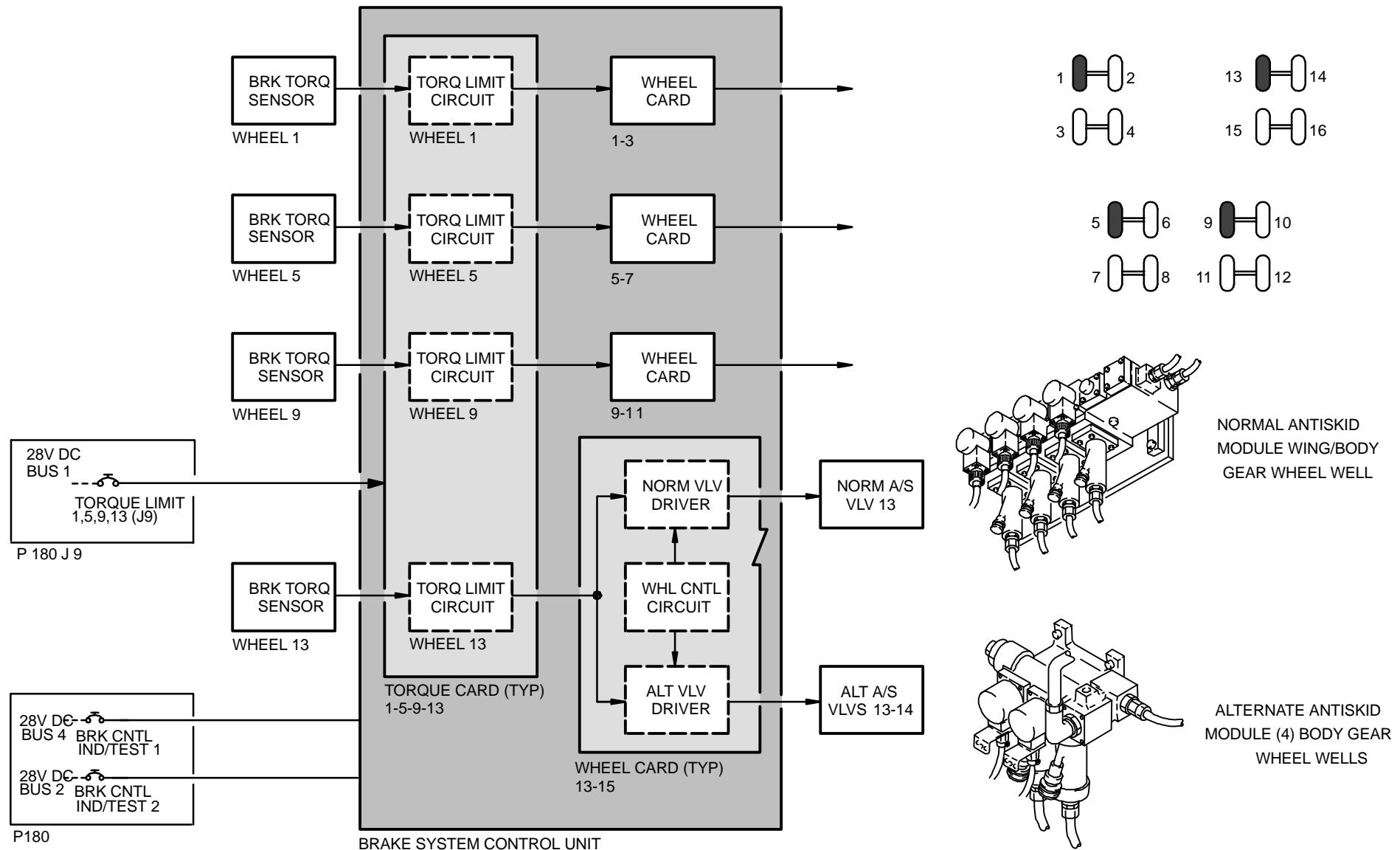

Figure 117 BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM SCHEMATIC



BRAKE TORQUE CONTROL SYSTEM FUNCTION

BESCHREIBUNG, z.B. Torque Limiter Sensor No.13

- Brake Torque Sensor No.13 mißt einen Torque von 21500ft/lbs
 - DC-Signal zur Torque Card (1-5-9-13)
 - keine Auswirkungen
- Brake Torque Sensor No.13 mißt einen Torque von 33200ft/lbs
 - DC-Signal zur Torque Card (1-5-9-13)
 - Vergleich mit dem eingespeicherten Threshold Value von 30000ft/lbs
 - Torque Limiting Circuit Card sendet das Signal zur Wheel Card (13-15)
 - Wheel Card vergleicht das Torque Limiting- mit dem Anti Skid Release-Signal
 - das größere Release-Signal wird vom Normal- und Alternate Valve Driver Circuit zu dem Normal Anti Skid Servo Valve No.13 und dem Alternate Anti Skid Servo Valve No.13 und No.14 gesandt
 - Anti Skid Servo Valves werden auf FULL BRAKE - RELEASE geschaltet
 - sinkt der Torque am Sensor No.13 unter dem Threshold Value von 30000ft/lbs ab, sendet die Torque Limiting Circuit Card kein Signal mehr an die Wheel Card
 - das Torque Limiting System ist nicht mehr auf das Brake System geschaltet
 - sollte eine bleibende Torque Sensor Verformung (Dehnungsmeßstreifen im Sensor), OFF - SET, von > 5000ft/lbs vorhanden sein, erfolgt die Status Message : TORQUE LIMITER.





BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM INDICATION

POWER SUPPLY

Die Stromversorgung für das Brake Torque Limiter System erfolgt durch 4 Circuit Breaker (28V DC) auf dem P180 DC Power Distribution Panel.

INDICATION BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM EICAS MAINTENANCE PAGE

Die Torque Werte auf der EICAS Maintenance Page werden in :

ft / lbs x 1000
angezeigt.

BEISPIELE :

DISPLAY	TORQUE
0.0	0
0.6	600
5.0	5000
30.0	30000

BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM INDICATION

Wenn ein Fehler in einem Torque Limiter Channel an einem Landing Gear Truck auftritt, erfolgt die Status Message :

BRAKE LIMITER (32 42 08 00).

Advisory Message :

BRAKE LIMITER

erfolgt, wenn :

- *ein Fehler in zwei oder mehr Torque Limiter Channel an einem Landing Gear Truck auftritt*
- die Stromversorgung zu beiden Monitor BITE Cards in BSCU nicht vorhanden ist
- das Parking Brake Valve NOT FULLY OPEN ist und der Parking Brake Switch sich in der NOT SET Position befindet

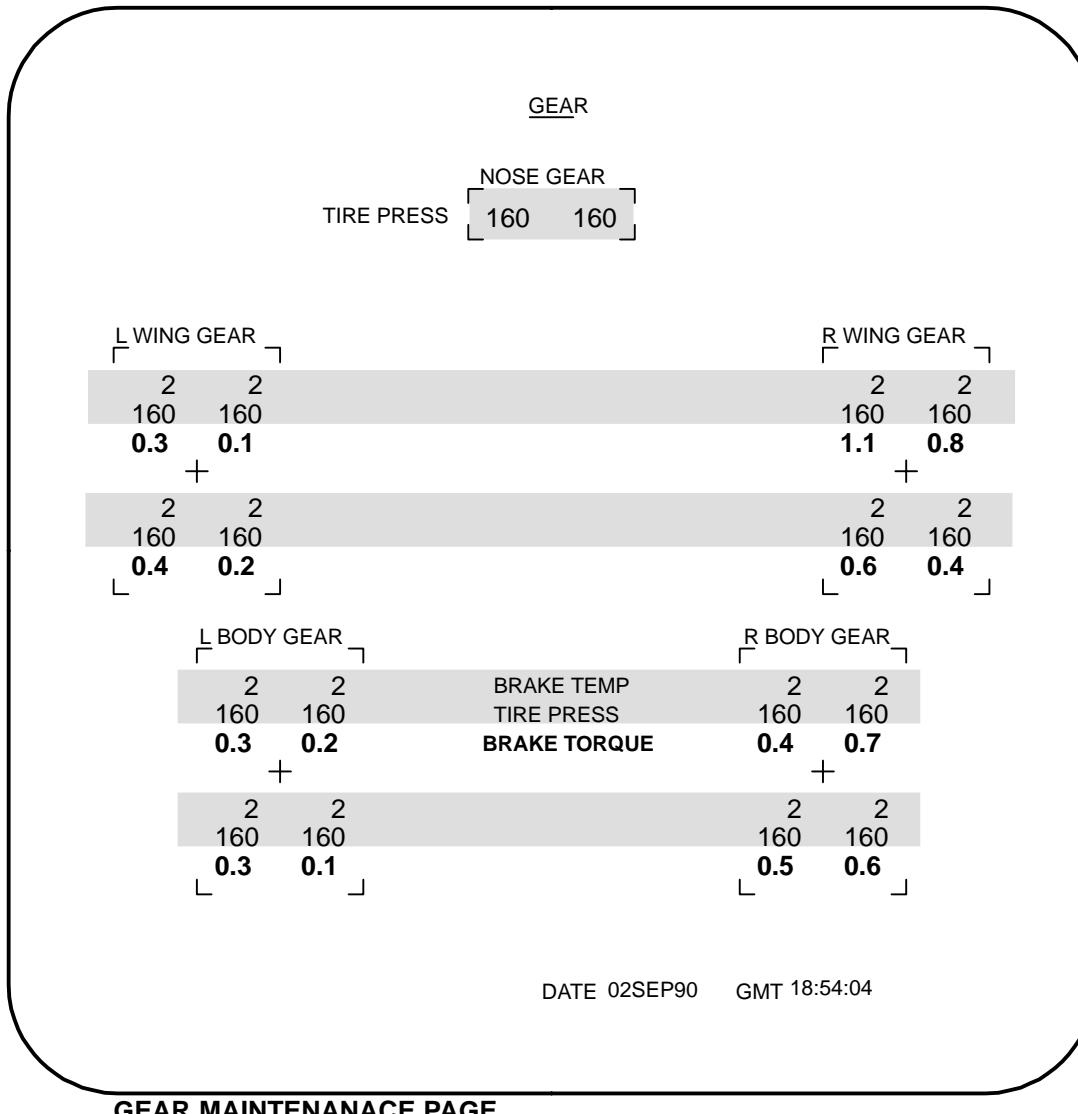


Figure 119 BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM INDICATION



INDICATION OF GEAR MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE

TORQUE LIMITING SYSTEM - Indication

Synoptic Page - GEAR

- BRAKE LIMITER (amber or white)

Maintenance Page - GEAR

- LIM (white)

Die Indication für das BRAKE TORQUE LIMITING - System wird angezeigt in Verbindung mit der entsprechenden EICAS Message :

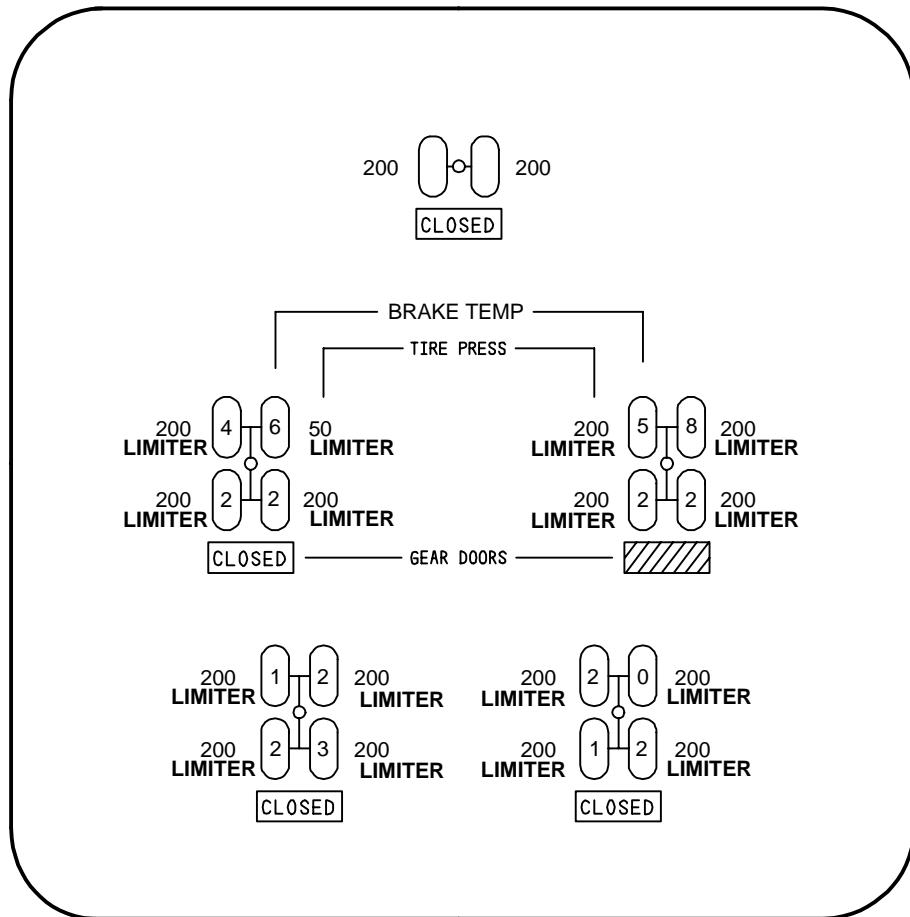
- Advisory Message :
BRAKE LIMITER
- Status Message :
BRAKE LIMITER

wenn :

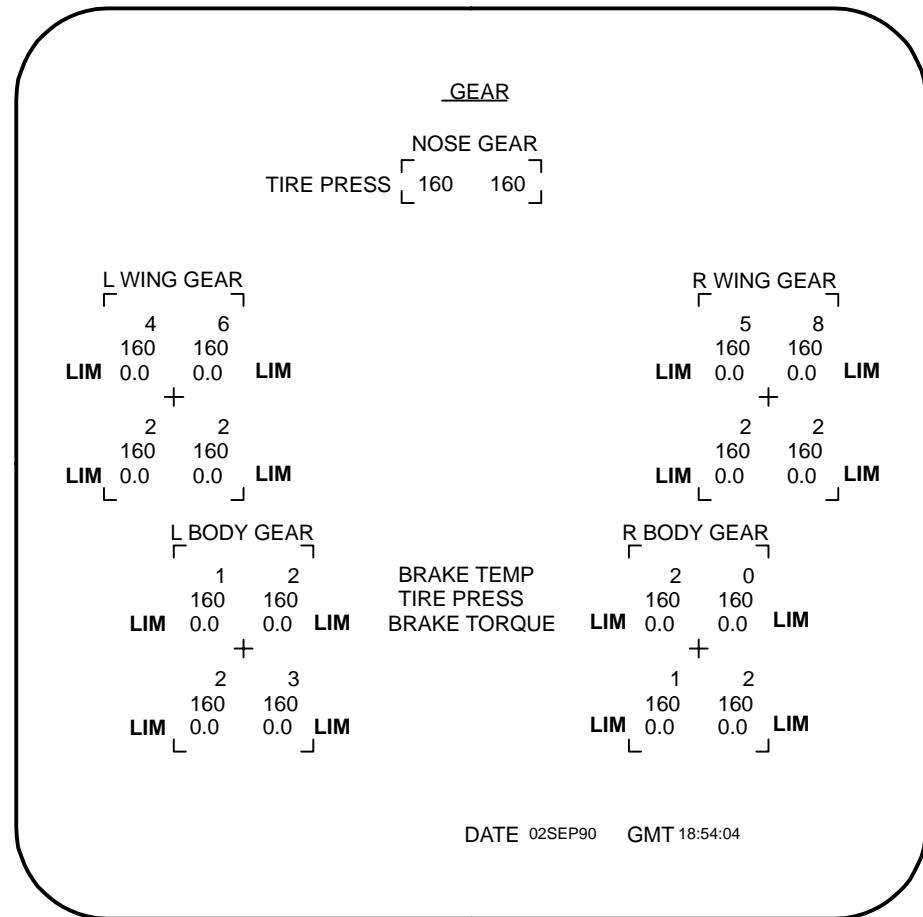
- ein ANTISKID Valve Fehler oder
- ein Brake Torque Sensor Fehler oder
- ein Torque Limiter BSCU Card Fehler

vorliegt.

NOTE: Die BRAKE TORQUE LIMITING - Indication auf der Maintenance- und Synoptic Page kann **nicht** gelöscht werden, außer der Fehler der zur Indication führte, wird behoben.



SYNOPTIC PAGE : GEAR



MAINTENANCE PAGE : GEAR

NOTE : THE INDICATION IS SHOWN; TORQUE LIMITING SYSTEM BY TOTAL LOSS OF POWER.

Figure 120 INDICATION OF MAINTENANCE- AND SYNOPTIC PAGE



BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM

BESCHREIBUNG

Ein Brake Torque Sensor befindet sich auf jeder der 16 Equalizer Rods der Main Landing Gears.

Der Brake Torque Sensor mißt den Torque (Zug- oder Druckkraft) der Brake bei dem Bremsvorgang. Der Torque wird durch eine Strain Gage (Dehnungsmeßstreifen) gemessen, der im Torque Sensor auf der Brake Equalizer Rod eingebaut ist.

Die Brake System Control Unit (BSCU) sendet eine 10V DC Excitation Voltage zu der Strain Gage Resistor Bridge. Wenn keine Zug- oder Druckkraft auf der Equalizer Rod vorhanden ist, beträgt die Ausgangsspannung 0V DC. Jede Veränderung der Zug- oder Druckkraft auf der Equalizer Rod verändert den Widerstand des Strain Gages, welches eine Veränderung der Ausgangsspannung zur Folge hat. Eine Kraft in der einen Richtung hat ein positive Ausgangsspannung zur Folge, in der anderen Richtung eine negative Ausgangsspannung. Die Ausgangsspannung wird in die Brake System Control Unit (BSCU) übertragen, in der Brake Torque Limiter Control Card verarbeitet und verhindert bei überschreiten eines festgelegten Limits (30 000ft/lbs) Schäden an der Main Landing Gear Structure durch lösen der Brake über die Anti Skid Servo Valves.

NOTE: Das Brake Torque Limiter System führt ein AUTOZERO nach Takeoff oder bei dem Ground Test für das Brake Torque Limiter System durch.

NOTE: Das AUTOZERO wird 2 Minuten nach Takeoff durchgeführt, wenn der Torque nicht > 5000ft/lbs beträgt.

NOTE: Wenn das OFFSET (Torque) für einen Brake Torque Sensor > 5000 ft/lbs beträgt, wird die EICAS Message BRAKE LIMITER auf dem EICAS angezeigt.

Wenn eine Fehlfunktion des Brake Torque Sensors festgestellt wurde, muß die Brake Equalizer Rod mit dem Brake Torque Sensor gewechselt. Eine Kalibrierung oder Reparatur im eingebauten Zustand am Flugzeug ist nicht möglich. Spezielles Werkzeug und Verfahren sind für die Arbeit notwendig (Werkstatt).

FEHLERANZEIGE : BRAKE TORQUE SENSOR

Wenn ein Fehler an einem Brake Torque Sensor festgestellt wurde, erfolgt : Status Message :

BRAKE LIMITER 32 42 08 00)

und auf der MCDU erscheint der Grund der EICAS Message CMCS Message :

**BRAKE TORQUE SENSOR - (#) FAIL
(BSCU) .**

NOTE: BRAKE TORQUE SENSOR -(#) FAIL Circuits in der Brake Torque Limiter Control Cards überwacht die Excitation Voltages in dem Brake Torque Sensor Circuits und dem Sensor Output. Die Fault Message erscheint, wenn einer dieser Fehler festgestellt wurde :

- Open Circuit in dem Sensor oder in der Verkabelung
- Short circuit in dem Sensor oder in der Verkabelung
- Brake Torque Sensor kann nicht zurückgesetzt werden, weil das Offset-Signal > 5000 lb/ft beträgt.

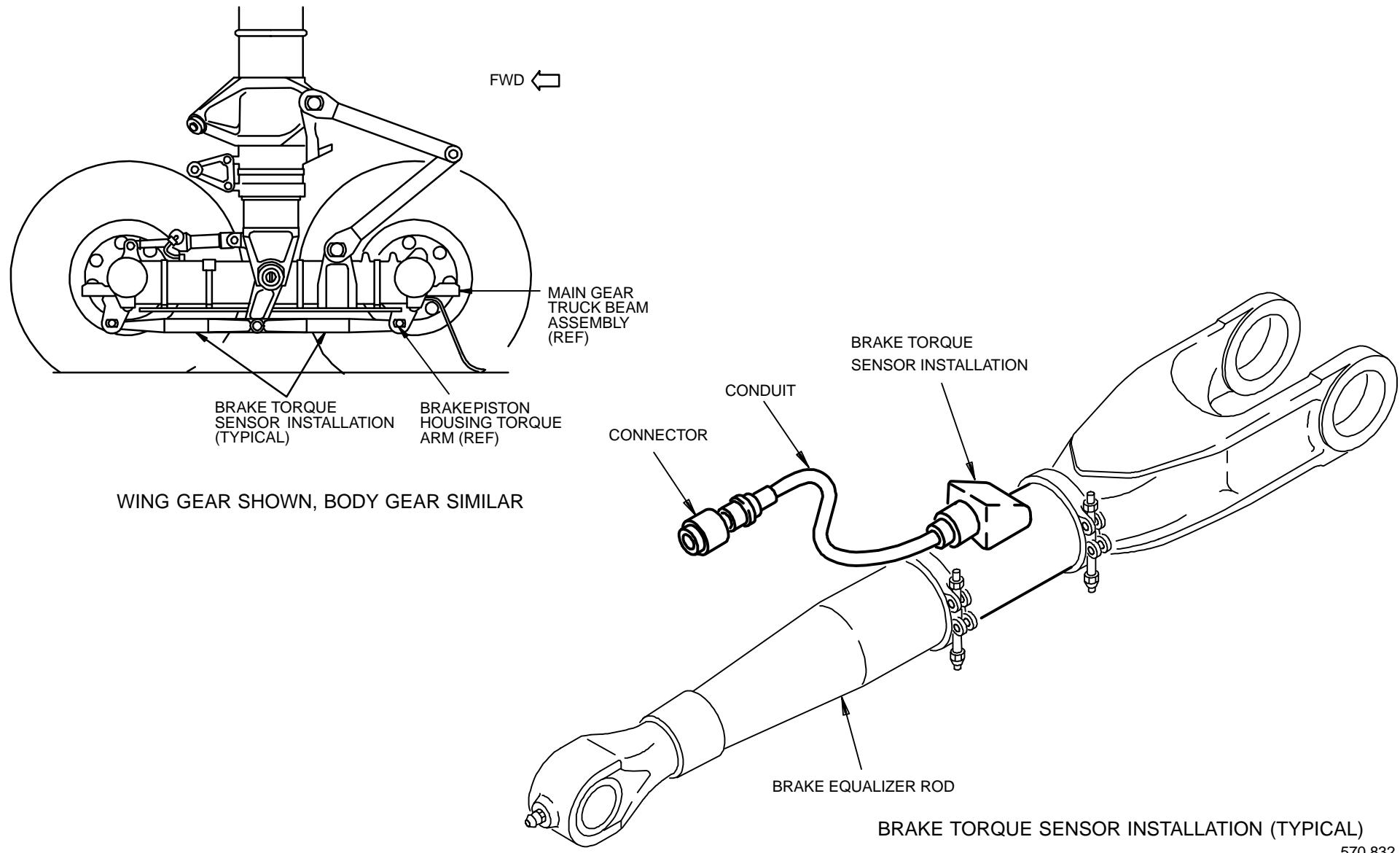


Figure 121 BRAKE TORQUE SENSOR



GROUND TEST - TORQUE ZERO FUNCTION

A. General

- (1) The EICAS maintenance page for the landing gear shows a value for brake torque at each wheel location. With the airplane stopped, the parking brake off, and the brakes not operated, this EICAS maintenance page shows offset torque values.

NOTE: The EICAS maintenance page for the landing gear shows brake torque values in thousands of pound-feet.

For example, a brake torque value of 1.5 is equal to 1500 pound-feet.

- (2) Refer to AMM 45-10-00/201 for operation of the CMC to look at the EICAS maintenance page for the landing gear.
- (3) If the results of the ground test are not satisfactory, refer to Fault Isolation Manual (FIM) for fault isolation procedures (FIM 32-42-00/101).
- (4) During the ground test, a time of 45 seconds without an input by the user will stop the test. The Control Display Unit (CDU) will then return to the GROUND TESTS menu. If this occurs, the ground test must be started again.
- (5) ***This test will reset the selected Brake Torque Limiting (BTL) sensor's zero offset to "0" if the sensor's zero offset is less than 5,000 ft-lbs. If all 16 brake torque limiting sensor's zero offset are not below 5,000 ft-lbs, "BRAKE LIMITER" EICAS message will display.***

B. References

- (1) AMM 09-11-00/201, Towing
- (2) AMM 24-22-00/201, Manual Control
- (3) AMM 29-11-00/201, Main Hydraulic Supply System
- (4) AMM 45-10-00/201, Central Maintenance Computer System

C. Access

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

- 222 Control Cabin, RH
- 730 Wing Landing Gear - Left and Doors
- 740 Wing Landing Gear - Right and Doors
- 750 Body Landing Gear - Left and Doors
- 760 Body Landing Gear - Right and Doors

D. Preconditions

- (1) These conditions are necessary for this task:
 - (a) Electrical power is available (AMM 24-22-00/201).
 - (b) The hydraulic systems are serviceable (AMM 29-11-00/201).
 - (c) The Control Display Unit (CDU) is serviceable (AMM 34-61-00/501).

E. Prepare for the Test

- (1) Make sure that the landing gear ground locks are installed (AMM 09-11-00/201).
- (2) Make sure that the wheel chocks are installed.
- (3) Supply electrical power (AMM 24-22-00/201).
- (4) Make sure that hydraulic systems No. 1, 2 and 4 are NOT pressurized (AMM 29-11-00/201).
- (5) Release the parking brake.
- (6) Set the GND TESTS switch on the overhead maintenance panel, P461, to the ENABLE position.
- (7) Prepare the CDU for the test:
 - (a) Push the MENU key on the CDU to show the MENU.
 - (b) Push the line select key (LSK) that is adjacent to <CMC to show the CMC MENU.
- 1) If <RETURN shows after you push the LSK, push the LSK that is adjacent to <RETURN until you see the CMC MENU.

LANDING GEAR BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 42

- (c) Push the LSK that is adjacent to <GROUND TESTS to show the GROUND TESTS menu.
- (d) Push the NEXT PAGE key until you find <32 BRAKE CONTROL.
- (e) Push the LSK that is adjacent to <32 BRAKE CONTROL to show the GROUND TESTS menu for the brake control system.

NOTE: If INHIBITED shows above <TORQ SENSOR ZERO, the test will not operate.

- (g) If INHIBITED shows above <TORQ SENSOR ZERO:
 - 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.

F. Torque Sensor Zero Function Ground Test

- (1) Push the LSK that is adjacent to <TORQ SENSOR ZERO.
- (2) Push the LSK that is adjacent to START TEST> after the instructions of the TEST PRECONDITIONS screen are complete. The CDU will then show the first of three menus for the Torque Sensor Zero Function.
- (3) As necessary, do the Torque Sensor Zero Function at each of the 16 wheel locations as follows:
 - (a) Push the LSK related to a brake, to start the Torque Sensor Zero Function at that brake.
 - (b) Let the Torque Sensor Zero Function complete.

NOTE: A CDU screen shows that the Torque Sensor Zero Function is complete for a wheel location.

- (4) Push the LSK that is adjacent to <RETURN until the GROUND TESTS menu shows.
- (5) Look for PASS or FAIL> adjacent to <TORQ SENSOR ZERO.

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

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

WARNING: MAKE SURE THAT PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF ALL CONTROL SURFACES BEFORE YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. AILERONS, RUDDERS, ELEVATORS, FLAPS, SPOILERS, LANDING GEAR, AND THRUST REVERSERS CAN MOVE QUICKLY WHEN YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (1) Pressurize hydraulic system No. 4 (AMM 29-11-00/201).
- (2) Set the parking brake.
- (3) Remove the power from hydraulic system No. 4 (AMM 29-11-00/201).
- (4) Set the GND TESTS switch, on the P461 panel or in the main equipment center, to the NORM position.
- (5) From the GROUND TESTS menu, push the LSK that is adjacent to <RETURN to return to the CMC MENU.
- (6) Remove the electrical power, if it is not necessary (AMM 24-22-00/201).



NOTE: Wenn der Ground Test nicht komplett oder fehlerhaft von der BSCU ausgeführt wurde oder Eingabefehler während des Ground Testes erfolgten, erscheint als Ground Test Message Report : CMCS Message 32 - 42 BRAKE CONTROL **TEST INCOMPLETE OR TST SETUP ERROR OR INPUT FAIL - RERUN TEST (BSCU) (32 301).**

NOTE: Bei dem Ground Test wird der Torque Wert des Torque Sensors mit einem in der BSCU eingespeicherten Wert verglichen. Wenn die beiden Werte > 5000ft/lbs differieren, erfolgt die Status Message : BRAKE LIMITER und ein Zurücksetzen (OFF - SET) ist nicht möglich. Bei < 5000ft/lbs Differenz erfolgt ein Zurücksetzen (OFF - SET), die BSCU kompensiert dieses als Torque Shift und die Anzeige auf den EICAS Pages ist 0.

NOTE: Wenn ein Torque Sensor nach der Landung und Parking Brake OFF, > 5 und < 10 anzeigt, wird die Status Message : BRAKE LIMITER angezeigt, der Ground Test durchgeführt, so wird der Torque Sensor Wert nur *um 5000ft/lbs reduziert* und dieser angezeigt, z.B. 6700ft/lbs – 5000ft/lbs = 1700ft/lbs. Ein zweiter Ground Test oder die Autozero - Funktion reduziert den Wert nicht, auch die Status Message bleibt angezeigt.

TORQUE LIMITER RELEASE TEST

- Stecker am Torque Sensor abnehmen
- verbinden des Stecker mit einem Test Tool
- einschrauben eines Pressure Gages an der Entlüftungsschraube der Bremse
- das Test Tool sendet ein High Torque Signal zur BSCU
- das entsprechende Hydraulic System unter Druck setzen
- die BSCU sendet ein FULL BRAKE RELEASE - Signal zur Bremse

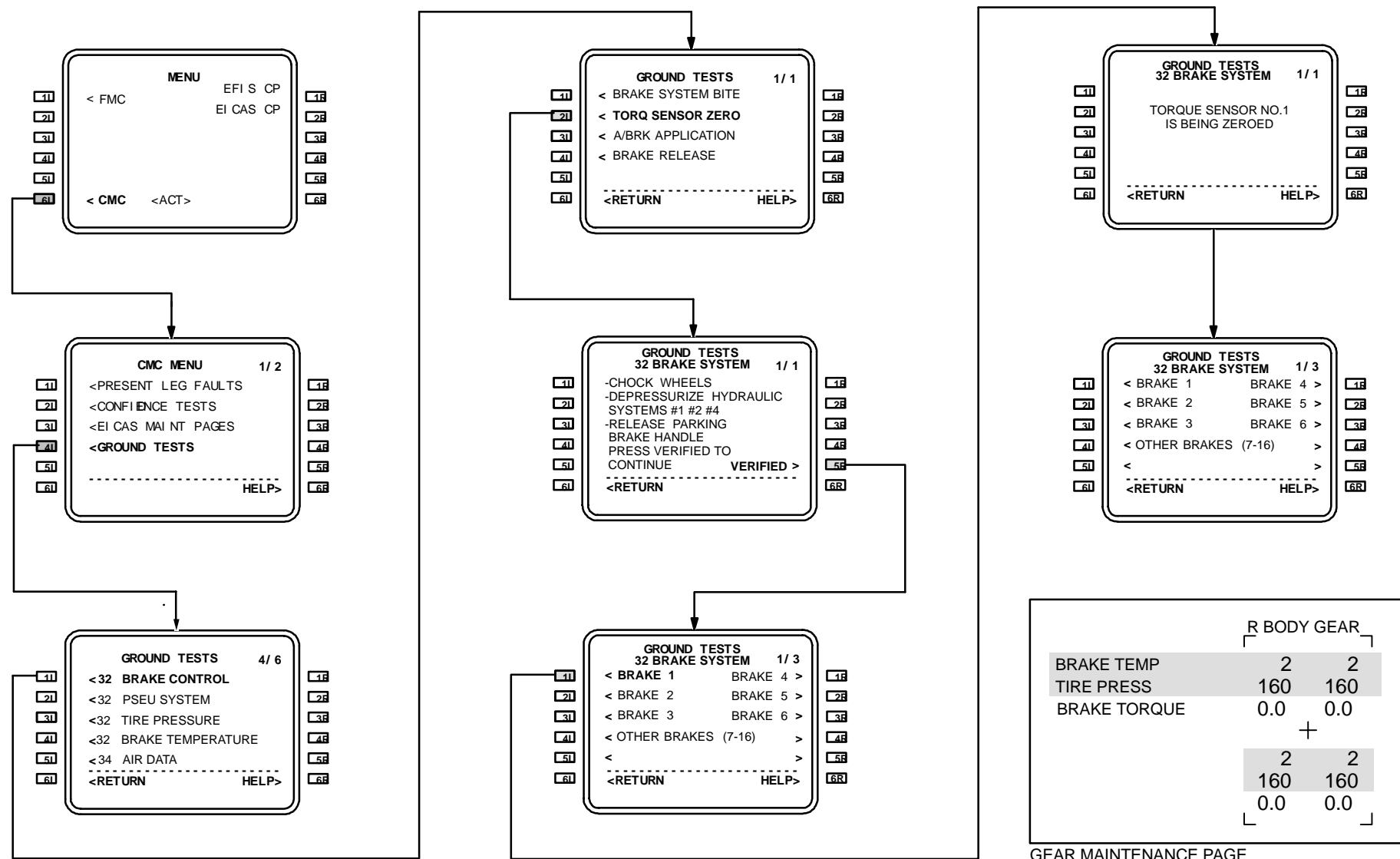


Figure 122 BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM GROUND TEST



32 - 42 AUTO-BRAKE SYSTEM

AUTO BRAKE BASIC SCHEMATIC

GENERAL

Das Brake Control System steuert Anti Skid Protection, Automatic Braking, und Brake Torque Control während das Flugzeug in der Phase : Taxi, Take Off und Landung ist. Es stellt auch die Arming Logic für das Body Gear Steering. Das Anti Skid System verhindert ein Blockieren der Brake durch die Steuerung des Brake Pressures. Das Automatic Braking System steuert das automatische Abbremsen mit einer konstanten Deceleration Rate ohne einen manuellen Input der Flight Crew. Das Brake Control System überwacht den Bremsvorgang, das ein maximum Safe Limit nicht überschritten wird.

AUTOBRAKE SYSTEM

Das Autobrake System betätigts die Brake automatisch während des Touchdown, wenn die Average Wheel Speed > 60Kts. beträgt. Eine Deceleration Rate wird durch die Flight Crew in Air vorgewählt, dadurch bremst das Flugzeug während des Landing Roll mit einer konstanten Verzögerungsrate ab. Das Anti Skid System darf keinen Fehler haben, wenn Autobrake Operation eingeschaltet wird. Die Flight Crew kann das Autobrake System abschalten, indem die Brake manuell betätigts werden.

Eine Deceleration Rate Selection erfolgt durch den Selector auf dem Autobrake Module. Es stehen 5 Verzögerungsraten zur Verfügung : (1, 2, 3, 4, oder MAX AUTO).

Vor dem Start kann der Selector in die Position RTO, für Rejected Take Off geschaltet werden.

Das System wird von der Average Wheel Speed der Forward Wheels an jedem Truck (8) für die Autobrake Operation eingeschaltet, wenn diese > 60 Kts. beträgt. Die Airplane IRS Longitudinal Deceleration Data werden für die Deceleration Control des Autobrake Systems verwandt. Das System vergleicht die IRS Deceleration Data mit der Deceleration Selection um das Brake Pressure Command Signal zu steuern. Das Signal steuert das Servo Valve, welches den Control Pressure steuert.

Wenn in dem Autobrake System die Funktion RTO gewählt wurde, wird automatisch in dem System ein Self Test durchgeführt, anschließend die Funktion RTO armiert, wenn keine Fehler in dem Anti Skid- und Autobrake System festgestellt wurden. Wenn alle Thrust Lever sich in IDLE während des Take Off Rolls befinden und eine Average Wheel Speed von > 85 Kts. vorhanden ist, werden 3000psi Pressure zu den Brakes durchgesteuert. Eine Umschaltung auf Manual Braking kann durch das Betätigen der Brake Pedals erfolgen.

Die Stromversorgung erfolgt durch den Circuit Breaker AUTO BRAKE auf dem P180 DC Power Distribution Panel durch 28V DC. Die AUTOBRAKE Advisory Message wird auf dem EICAS Display angezeigt, wenn ein Fehler in dem System auftritt, einschließlich Loss of Power zur Autobrake Card in der BSCU. Der CMC kann für einen Ground Test oder für Trouble Shooting in dem Autobrake System benutzt werden.

Das Autobrake System besteht aus folgenden Komponenten :

- Autobrake Circuit Card (Brake System Control Unit)
- Autobrake Selector Switch (Flight Deck)
- Autobrake Pressure Control Module (Right Wing Gear Wheel Well)
- 2 Autobrake Shuttle Valves (Right & Left Wing Gear Wheel Well)
- 2 Brake Pedal Bus Switches (unter dem Flight Deck Floor)
- 2 Brake Metered Pressure Switches (Left&Right Body Gear Wheel Wells).

Das Autobrake System erfordert folgende Airplane Interface Inputs :

- Anti Skid System, ohne Fehler
- IRS Airplane Ground Speed, Pitch Angle, Longitudinal Acceleration Data
- Landing Gear Air / Ground Signal
- Thrust Levers (Advanced oder Not Advanced) Discrete Signal
- Spoiler Handle Position (Fully Extended oder Not Fully Extended) Signal
- Central Maintenance Computer System (Test und Trouble Shooting)

LANDING GEAR AUTO-BRAKE SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1 / B 2

32 - 42

**R
E
F
E
R
E
T
O
D
I
N
A
3
P
A
G
E**

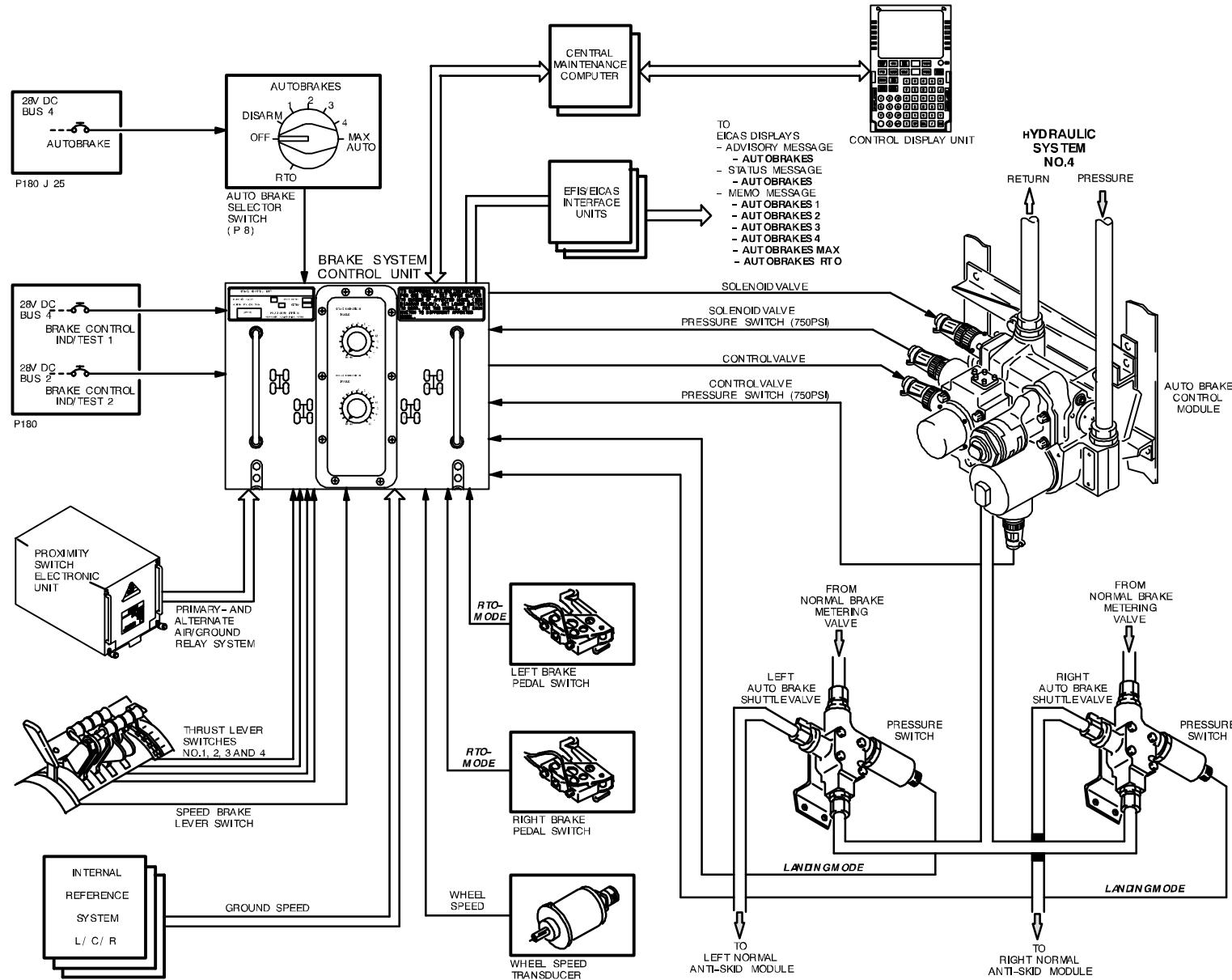


Figure 123 AUTO BRAKE BASIC SCHEMATIC



AUTO BRAKE SELECTOR

BESCHREIBUNG

Das Autobrake Control Module ist auf dem P8 Panel im Flight Deck installiert. Der Autobrake Selector ist ein Rotary Selector Switch, um das Autobrake System zu beschalten.

Der Switch hat folgende Positionen :

- OFF
- DISARM
- Position 1
- Position 2
- Position 3
- Position 4
- MAX AUTO
- RTO

Wenn der Auto Brake Selector in eine der Betriebs-Positionen geschaltet wurde, erscheint auf dem Main EICAS Display die

Memo Message :

- AUTOBRAKES 1
- AUTOBRAKES 2
- AUTOBRAKES 3
- AUTOBRAKES 4
- AUTOBRAKES MAX
- AUTOBRAKES RTO

Wenn sich der Selector in der OFF-Position befindet, ist die Stromversorgung für das Autobrake System abgeschaltet.

Die Flight Crew schaltet den Selector in die DISARM- oder OFF-Position, um auf manuelles Bremsen umzuschalten, dieses geschieht normalerweise durch die Betätigung des Brake Pedals.

Der Selector springt in der LANDING MODE (1, 2, 3, 4 oder MAX AUTO) automatisch in die DISARM- Position, wenn ein Fehler in dem Anti Skid- oder AutoBrake System auftritt.

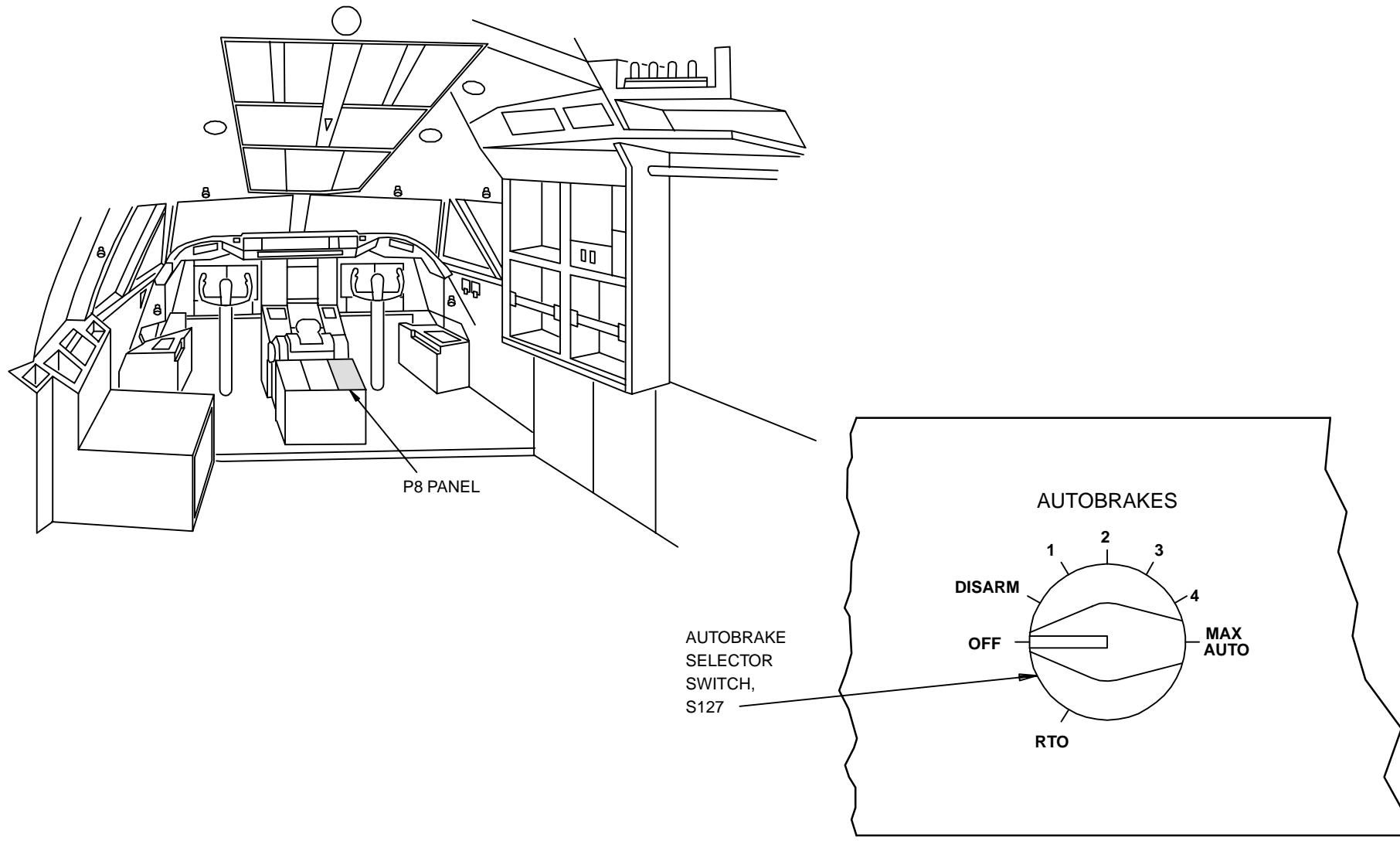
Der Selector wird in die RTO-Position (Refuse Take Off) vor dem Takeoff Roll geschaltet, um das Autobrake System für einen Startabbruch vorzubereiten. Die Position kann nur in dem Flugzeugzustand GROUND geschaltet werden.

Der Auto Brake Selector kann nur von DISARM nach OFF oder von OFF nach DISARM betätigt werden, wenn der Selector gedrückt wird.

Alle Selector Position, ausser OFF und DISARM werden benutzt, um eine Deceleration Rate vorzuwählen.

Deceleration Rates siehe in der Tabelle.

Autobrake Selection	Application Delay in Seconds	Deceleration Ft/Sec ²	Maximum Brake Pressure, PSI
1	0.2	4.0	1500
2	0.2	5.0	1750
3	0.2	6.0	2000
4	0.2	7.5	2400
MAX	0.2	11.0	3000
RTO	0.0	MAX	3000



AUTOBRAKE CONTROL MODULE (M247), P8 PANEL

599 904

Figure 124 AUTO BRAKE SELECTOR



AUTO BRAKE CONTROL MODULE

BESCHREIBUNG

Das Autobrake Pressure Control Module ist an dem Aft Bulkhead des Right Wing Gear Wheel Wells eingebaut. Es ist mit der Hydraulic System No.4 Pressure Line und dem Normal Brake System verbunden.

Das Autobrake Pressure Control Module beinhaltet folgende Components :

- Pressure Control Valve
- Solenoid Shutoff Valve
- zwei 750 psi Pressure Switches
- ein Inlet Pressure Filter.

Hydraulic System No.4 Pressure (3000psi) versorgt das Autobrake Pressure Control Module. Das Module stellt Hydraulic Pressure für die Funktion aller 16 Wheel Brakes bereit, wenn Automatic Braking durch die Flight Crew vorge-wählt wurde.

Das **Solenoid Shutoff Valve** ist ein Two-Stage, Three-Way Solenoid Operated Valve, installiert in dem Autobrake Pressure Control Module. Wenn das Solenoid Valve geöffnet ist (angesteuert über das erregte Solenoid von der BSCU), stellt es dem Control Valve den Hydraulic Pressure bereit. Das Valve schließt, (angesteuert über das nicht-erregte Solenoid von der BSCU), sperrt den Hydraulic Pressure in das Module ab und lässt den Pressure in dem Auto-brake Module über die Return Line in das Hydraulic System No.4 ab.

NOTE: AUTOBRAKE Selector : OFF, Advisory Message : AUTOBRAKES angezeigt und Hydraulic System No.4 : 3000psi
 ⇒ Solenoid Shutoff Valve : FAIL OPEN
 ⇒ CMCS Message : AUTOBRAKE VALVE MODULE SOLENOID VALVE FAIL (BSCU) (32 299)

Das **Pressure Control Valve** ist ein Two-Stage-Pressure-Control-Servo Valve, installiert in dem Autobrake Pressure Control Module, flussmäßig nach dem Solenoid Shutoff Valve. Das Pressure Control Valve wird mit den Signalen von der Brake System Control Unit (BSCU) gesteuert und regelt den Hydraulic Pressure zu den Brakes (16).

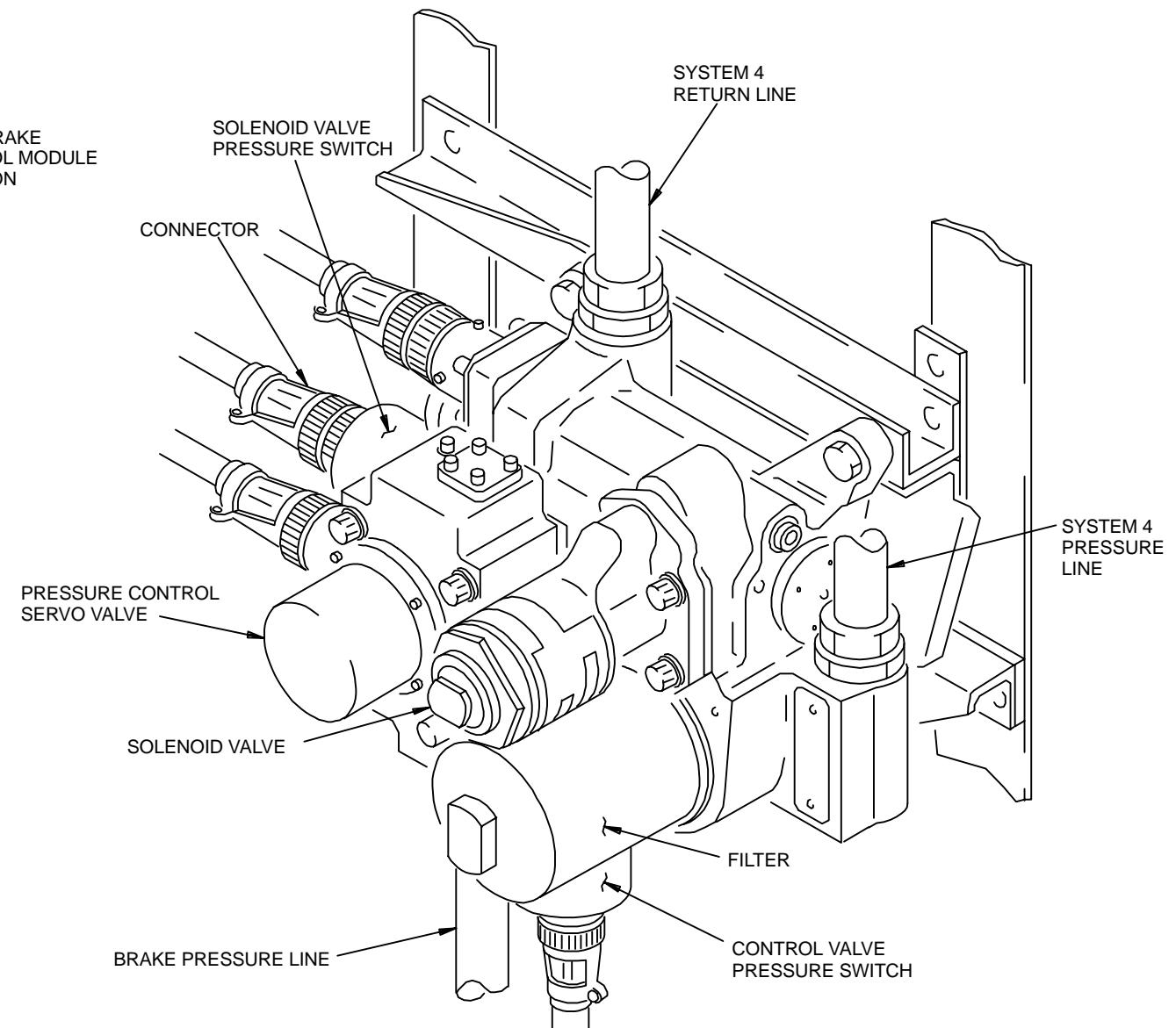
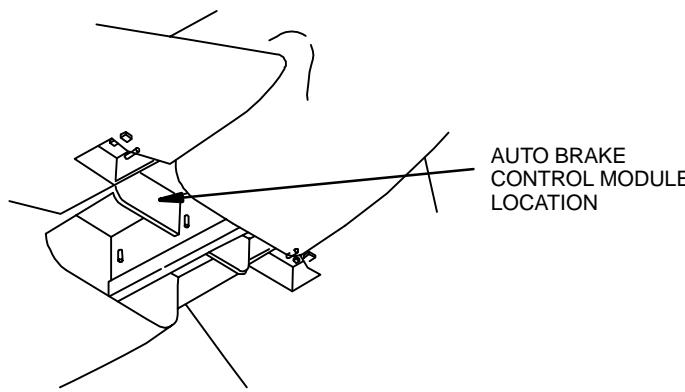
Der **Solenoid Valve Pressure Switch** ist zwischen dem Solenoid Shutoff Valve und dem Pressure Control Valve eingebaut und überwacht die Funktion des Solenoid Shutoff Valve. Der Switch geschlossen, der Pressure zwischen dem Solenoid Shutoff Valve und dem Pressure Control Valve > 750 psi, der Switch öffnet bei einem Pressure von < 750psi. Der Switch dient zur Überwachung einer Fehlfunktion des Solenoid Shutoff Valves und ist mit der BSCU verbunden.

NOTE: AUTOBRAKE Selector : OFF, Advisory Message : AUTOBRAKES angezeigt und Hydraulic System No.4 : OFF
 ⇒ Solenoid Shutoff Valve Pressure Switch : FAIL CLOSED
 ⇒ CMCS Message : AUTOBRAKE VALVE MODULE SOLENOID VALVE PRESS SWITCH FAIL (BSCU) (32 303)

Der **Control Valve Pressure Switch** ist nach dem Pressure Control Valve eingebaut und überwacht den Output Pressure des Autobrake Pressure Control Modules. Der Switch dient zur Überwachung einer Fehlfunktion des Pressure Control Valves und ist mit der BSCU verbunden. Wenn der Output Pressure des Pressure Control Valves < 750psi beträgt, ist der Switch geöffnet; der Switch schließt, wenn Output Pressure des Pressure Control Valves > 750psi beträgt.

Das gesamte Module kann als eine Komponente gewechselt werden oder fol-gende Bauteile als LRU's :

- Solenoid Shutoff Valve
- Solenoid Shutoff Valve Pressure Switch
- Pressure Control Valve
- Pressure Control Valve Pressure Switch
- Filter.


Figure 125 AUTO BRAKE CONTROL MODULE

573 364



BRAKE PEDAL SWITCHES

BESCHREIBUNG

Die Brake Pedal Bus Switches (links,Captain und rechts, F/O) sind nur in der Autobrake RTO - Mode aktiv.

Die Brake Pedal Bus Switches schalten in dem Autobrake System die RTO-Mode ab, wenn der Captain oder der F/O die Brake Pedals in einem Winkel von > 12° kippt.

Die Brake Pedal Bus Switches werden benutzt, um die Brakes manuell voll zu bremsen, bevor das Autobrake System abgeschaltet wird. Dadurch erfolgt ein sanfter Übergang in der Control Funktion.

Die Brake Pedal Bus Switches sind unterhalb des Flight Deck Floors (Zugang über ein Deckenpanel in der Zone A) auf einem Bracket auf der Vorderseite der Brake Pedal Busses installiert. Ein Switch ist auf der Vorderseite der Left Brake Pedal Bus und der andere auf der Vorderseite der Right Brake Pedal Bus eingebaut.

Wenn die Brakes durch die Brake Pedal betätigt werden, drehen sich der Brake Pedal Bus und der Control Quadrant Lever Arm an der Brake Pedal Bus betätigt den Brake Pedal Switch. Dieses schließt der Switch. Bei geschlossenen Switch wird die Autobrake Disarm Logic in der Brake System Control Unit aktiviert und die Autobrake RTO-Mode wird abgeschaltet (DISARM).

Eine Fehlfunktion der Brake Pedal Bus Switches kann durch den System BITE Test über den CMC festgestellt werden. Siehe Ground Test.

ZUSAMMENFASSUNG :

- für Pedal Override (RTO - Mode)
- schalten bei >12° Pedal Betätigung das Auto Brake System während der RTO - Mode ab
- für Left Pedal auf Captain's Seite, für Right Pedals auf F/O Seite

FEHRLANZEIGE : AUTOBRAKE MODULE

Wenn zum Beispiel ein Fehler an dem Autobrake Valve Module Solenoid Valves festgestellt wurde, erfolgt

Advisory Message

AUTOBRAKES 32 42 05 00

und / oder

Status Message :

AUTOBRAKES 32 42 18 00

und auf der MCDU ist der Grund der EICAS Message angezeigt

CMCS Message :

AUTOBRAKE VALVE MODULE SOLENOID VALVE FAIL (BSCU) 32 299

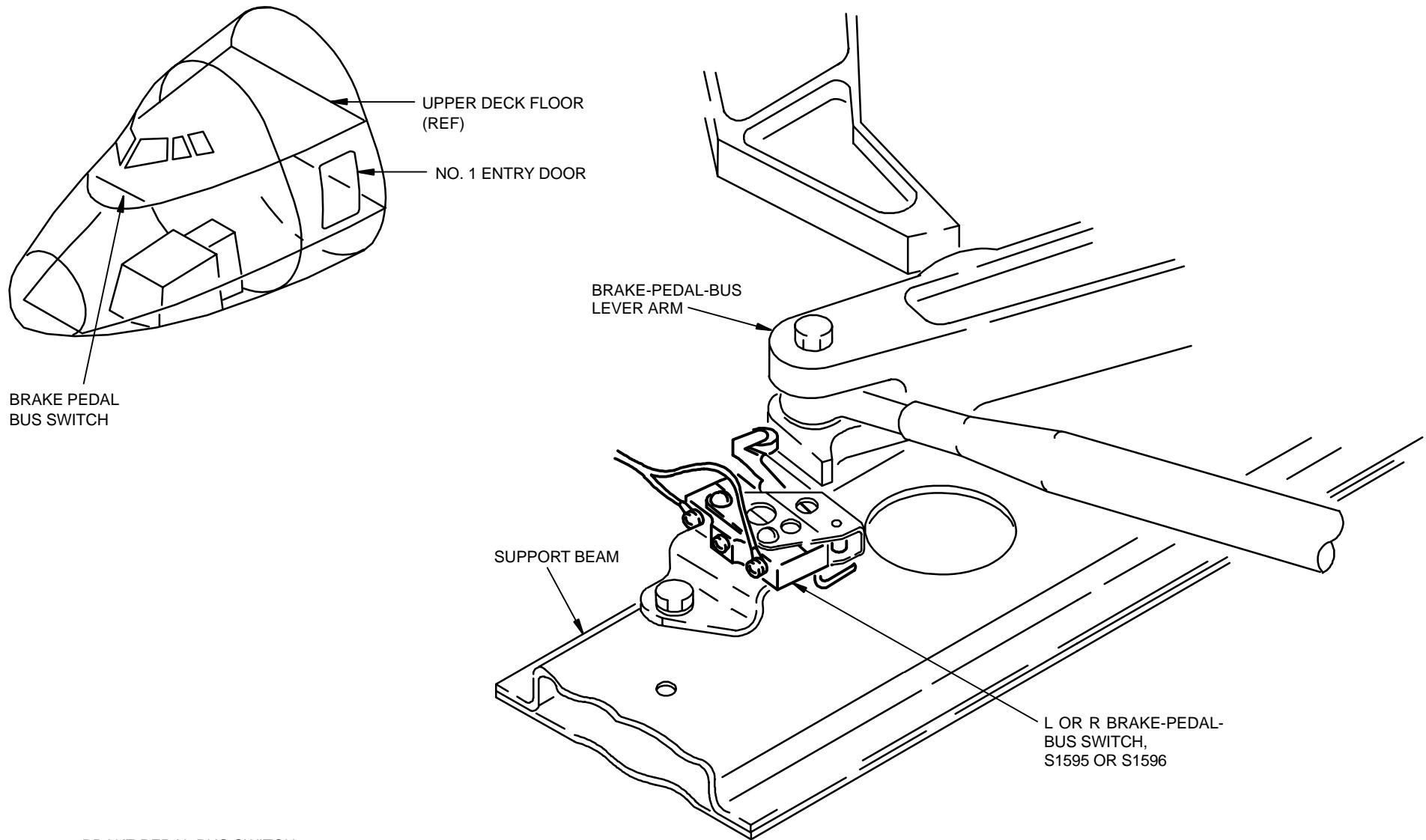


Figure 126 BRAKE PEDAL SWITCHES



AUTO BRAKE SHUTTLE VALVE AND -PRESSURE SWITCHES

BESCHREIBUNG

AUTO BRAKE SHUTTLE VALVE

Zwei Autobrake Shuttle Valves sind in dem Flugzeug installiert. Eines auf dem Aft Bulkhead in dem Wheel Well des Right Wing Gears, das andere auf dem Aft Bulkhead in dem Wheel Well des Left Wing Gears. Beide Autobrake Shuttle Valves sind ein Bauteil des Normal Brake Hydraulic Systems.

Die Hauptbauteile des Autobrake Shuttle Valves sind eine Shuttle Valve und eine Autobrake Shuttle Valve Pressure Switch. Das Shuttle Valve hat 3 Hydraulic Ports und einen für den Pressure Switch.

Der Hydraulic Port A IN ist mit dem Brake Metering Valve verbunden.

Der Hydraulic Port B IN ist mit dem Autobrake Pressure Control Module verbunden.

Der Hydraulic Port OUT ist mit dem Normal Anti Skid Valve Assembly verbunden.

Der Pressure Switch ist in dem Pressure Switch Port eingebaut und mißt den Pressure von dem Normal Brake Metering Valve.

Die beiden Shuttle Valves werden dazu benutzt, um die Antiskid Valve Module Assemblies mit der Druckquelle des Brake Metered Pressure zu verbinden, die auf die Brake aufgeschaltet ist. Zur gleichen Zeit wird die Druckquelle, die nicht aufgeschaltet ist, abgesperrt. Das Autobrake Shuttle Valve ermöglicht den größeren Inlet Pressure, Pilot Metered Pressure oder Autobrake Pressure auf das Brake System aufzuschalten.

Im Normal Brake Hydraulic System kann die Druckquelle des Brake Metered Pressure sein :

- Autobrake Pressure Control Module
- Normal Brake Metering Valves.

BESCHREIBUNG

AUTO BRAKE SHUTTLE VALVE PRESSURE SWITCH

Der linke und rechte Autobrake Shuttle Valve Pressure Switch ist nur in der Autobrake LANDING - Mode aktiv.

AIRPLANES WITH 750 PSI PRESSURE SWITCHES OR BEFORE SB 32-2353;

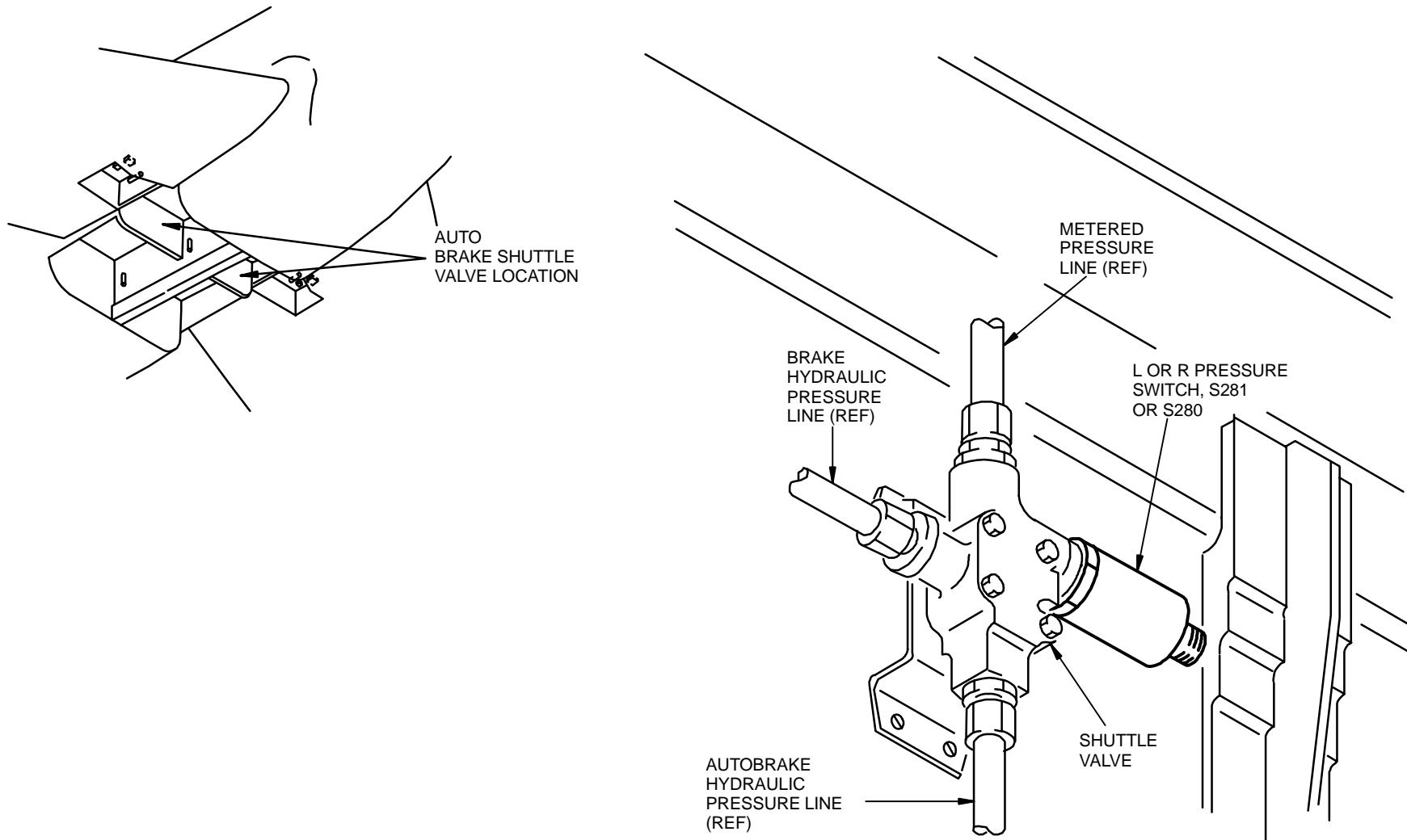
- Brake Metred Pressure > 750psi oder größer (High Pressure Configuration), der Switch schaltet
- Brake Metred Pressure < 450psi oder weniger (Low Pressure Configuration), der Switch schaltet

AIRPLANES WITH 500 PSI PRESSURE SWITCHES OR AFTER SB 32-2353;

- Brake Metred Pressure > 500psi oder größer (High Pressure Configuration), der Switch schaltet
- Brake Metred Pressure < 350psi oder weniger (Low Pressure Configuration), der Switch schaltet

Eine Fehlfunktion der Autobrake Shuttle Valve Pressure Switches kann durch den System BITE Test über den CMC festgestellt werden. Siehe Ground Test.

Die Autobrake Shuttle Valve Pressure Switches können einzeln gewechselt werden.



NOTE: LH AUTOBRAKE SHUTTLE VALVE SHOWN
RH SIMILAR.

580 681

Figure 127 AUTO BRAKE SHUTTLE VALVE AND -PRESSURE SWITCHES



AUTO BRAKE OPERATION - REJECTED TAKE OFF ARMING LOGIC

BESCHREIBUNG

Das Auto Brake System wird in der **RTO-Mode** armiert

und

die elektrische Stromversorgung in der **RTO Control Logic** ist vorhanden,

wenn :

- der CB: AUTO BRAKE (P 180 J 25) gedrückt ist
und
- der AUTO BRAKE Selector in der Position RTO geschaltet ist.

Der AUTO BRAKE Selector wird in der Position RTO durch eine Latching Coil magnetisch gehalten, wenn :

- die Power Supply vorhanden ist
und
- der AUTO BRAKE Selector in der Position RTO geschaltet ist
und
- Kein AUTO BRAKE System Fault vorhanden ist
und
- Kein Normal ANTI-SKID System Fault vorhanden ist
und
- Beide AIR/GND-Relay Systeme sich in der GROUND Mode befinden.

Wenn eine, der oben aufgeführten Bedingungen nicht vorhanden ist, lässt sich das Autobrake System für RTO nicht einschalten und der AUTO BRAKE Selector springt automatisch in die Position OFF zurück

.

NOTE: Memo Message :

AUTOBRAKES RTO,

zeigt an, daß das Autobrake System für RTO vorbereitet ist.

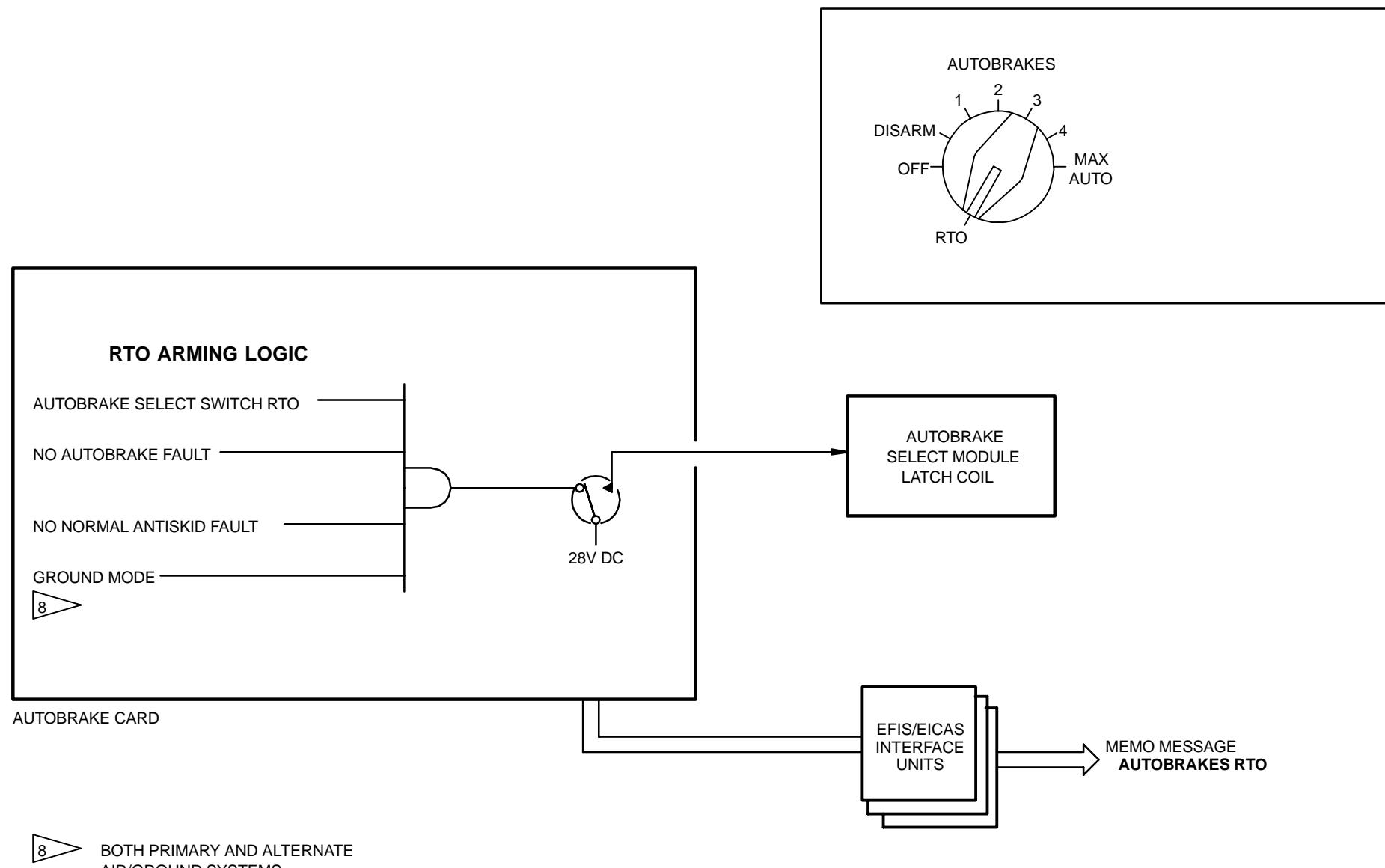


Figure 128 AUTO-BRAKE OPERATION - RTO ARMING



AUTO BRAKE OPERATION - REJECTED TAKE OFF APPLICATION LOGIC

BESCHREIBUNG

Das Solenoid Valve und das Control Valve in dem AUTO BRAKE Control Module wird nach FULL OPEN angesteuert, wenn folgende Bedingungen vorhanden sind :

- RTO Mode selected
und
- Alle Thrust Lever retarded (IDLE)
und
- die Durchschnittsgeschwindigkeit der 8 vorderen Räder > 85 Kts beträgt, mit Thrust Levers ADVANCED > 80 Kts
und
- die Left IRS Ground Speed Signal vorhanden ist
und
- Kein AUTO BRAKE System Fault vorhanden ist
und
- Kein Normal ANTI-SKID Fault vorhanden ist
und
- Keiner der Brake Pedal Switche betätigt ist.

NOTE: Thrust Levers #1 and #3 : NOT ADVANCED = Open Circuit
 Thrust Levers #2 and #4 : NOT ADVANCED = 28V DC
 Thrust Levers #1 and #3 : ADVANCED = Ground
 Thrust Levers #2 and #4 : NOT ADVANCED = Open Circuit

NOTE: Wenn alle oben aufgeführten Bedingungen einmal vorhanden waren, wird der Wheel Speed- und der Left IRS Input gelatched und erst wieder aufgehoben, wenn eine der Bedingungen nicht mehr vorhanden ist.

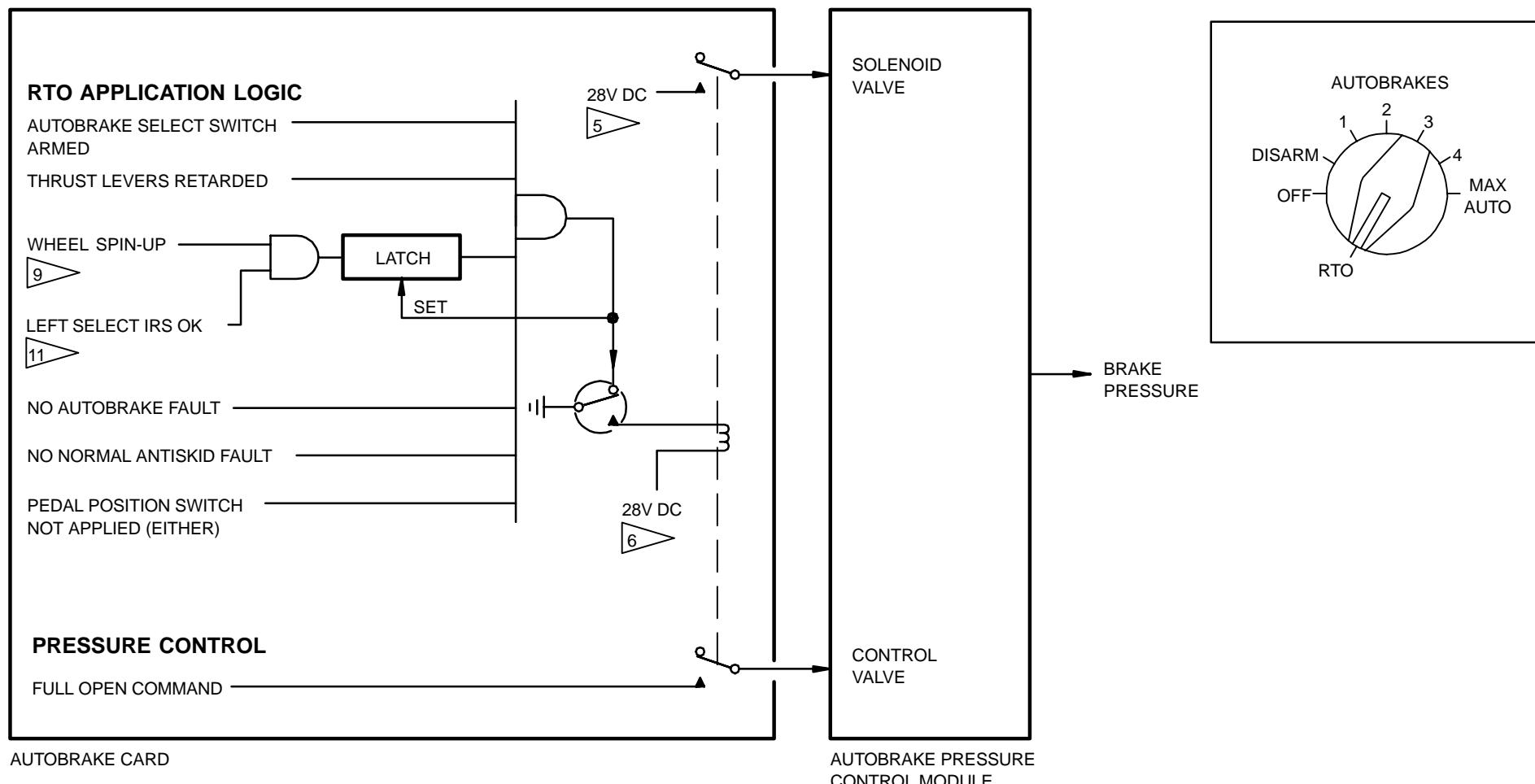


Figure 129 AUTO-BRAKE OPERATION - RTO APPLICATION



AUTO BRAKE OPERATION - REJECTED TAKE OFF MODE DISARM- / DISABLE LOGIC

BESCHREIBUNG

In der **RTO - Mode** des **AUTO BRAKE** Systemes wird es **DISARMED und**

der **AUTO BRAKE Selector** springt nach **OFF**,
wenn :

- eines der beiden AIR/GND-Relay Systeme nach AIR umschaltet
oder
- die Power Supply für AUTO BRAKE wird abgeschaltet (z.B. CB pulled oder der Selector Switch wird nach OFF geschaltet).

NOTE: Bei folgenden Fehlern wird die AUTOBRAKE RTO-Funktion nicht abgeschaltet, wenn es in der Application Logic arbeitet :

- Loss of IRS Signal Input
- Left or Right Autobrake Shuttle Valve Pressure > 750psi

BESCHREIBUNG

In der **RTO - Mode** des **AUTO BRAKE** Systemes wird es **DISABLED und**

der **AUTO BRAKE Selector** bleibt in der **Position RTO stehen** und es erscheint die

Advisory Messages :

AUTOBRAKES

wenn :

- einer oder mehr Thrust Lever ADVANCED (NOT IDLE)
oder
- einer der Brake Pedal Switche (mehr als $\frac{1}{3}$ Pedalweg) betätigt wurde
oder
- ein AUTO BRAKE System Fault auftritt
oder
- ein ANTI-SKID System Fault auftritt
oder
- der Speed Brake Lever in die DOWN Position betätigt wird.

NOTE: Wird der Autobrake Selector nach OFF geschaltet, erlischt die Advisory Message AUTOBRAKES erst mit einer Zeitverzögerung von 45sec..

NOTE: Spoiler Handle : ARMED = Open Circuit
Spoiler Handle : NOT ARMED = Ground

NOTE: Brakes applied = Open Circuit
Brakes released = Ground

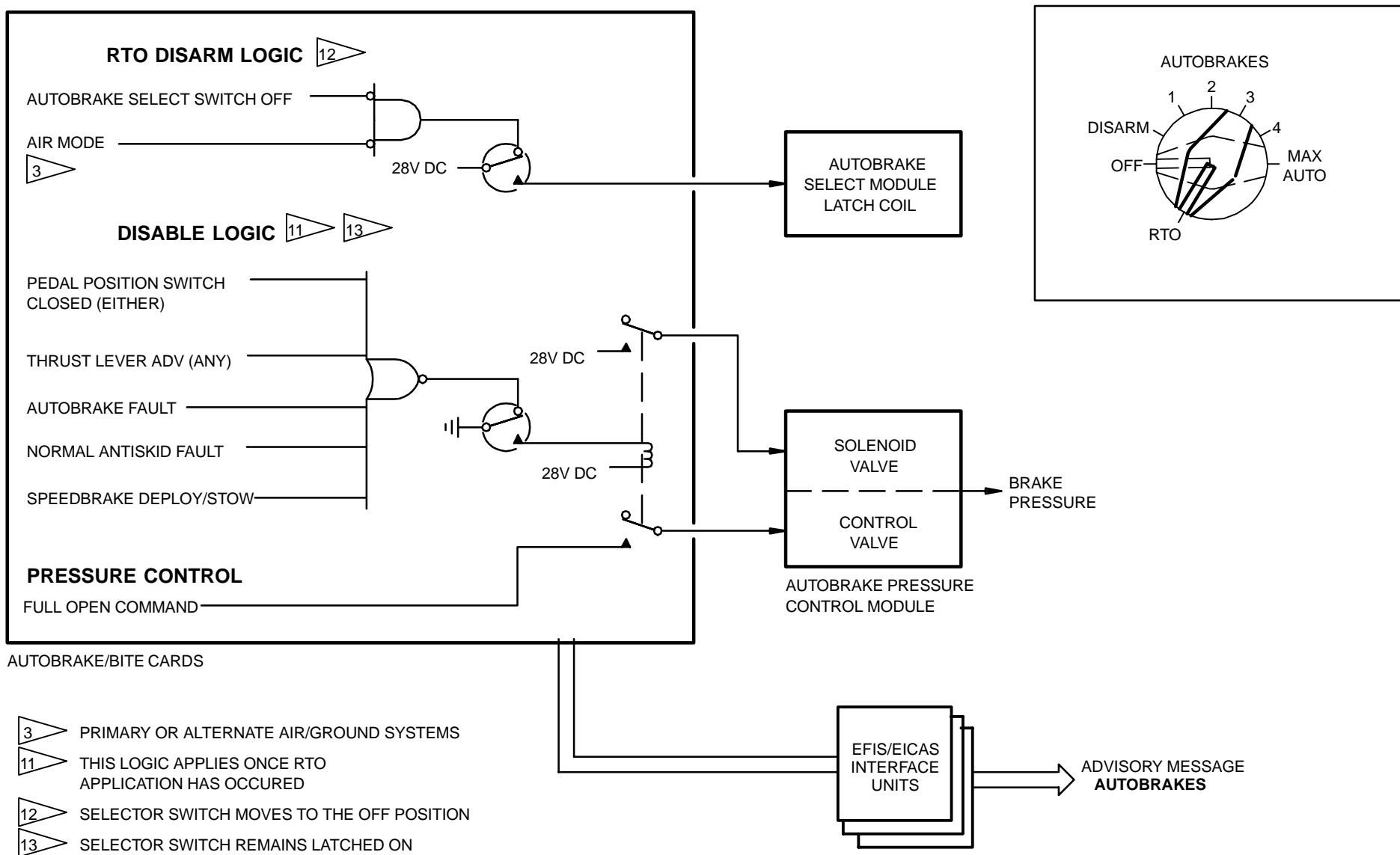


Figure 130 AUTO-BRAKE OPERATION - RTO DISARM / DISABLE



AUTO BRAKE OPERATION - LANDING MODE ARMING LOGIC

BESCHREIBUNG

Das **AUTO BRAKE** System wird in der **LANDING MODE** armiert und die Stromversorgung in die **Landing Control Logic** durchgeschaltet, wenn :

- der **CB: AUTO BRAKE (P7-1)** gedrückt ist und
- der **AUTO BRAKE Selector** in der **Position: 1, 2, 3, 4 oder MAX AUTO** vorgewählt ist.

Der AUTO BRAKE Selector wird in der entsprechenden Position magnetisch durch eine Latching Coil gehalten, wenn :

- das Primary- und Alternate AIR/GND-Relay System in AIR-Mode befindet oder
- alle Thrust Lever in IDLE und
- die korrekten IRS-Signale (Ground Speed, Pitch Angle, Acceleration) von Captains Side vorhanden sind und
- der linke und rechte Auto Brake Shuttle Valve Pressure Switch Low Pressure melden und
- Kein AUTO BRAKE System Fault vorhanden ist und
- Kein ANTI-Skid System Fault vorhanden ist und
- das Normal Brake System No.4 pressurized ist (BSCU S283U002-5).

NOTE: Anzeige der Memo Message :

- AUTOBRAKES 1
- AUTOBRAKES 2
- AUTOBRAKES 3
- AUTOBRAKES 4
- AUTOBRAKES MAX

NOTE: Thrust Levers #1 and #3 : NOT ADVANCED = Open Circuit
 Thrust Levers #2 and #4 : NOT ADVANCED = 28V DC
 Thrust Levers #1 and #3 : ADVANCED = Ground
 Thrust Levers #2 and #4 : NOT ADVANCED = Open Circuit

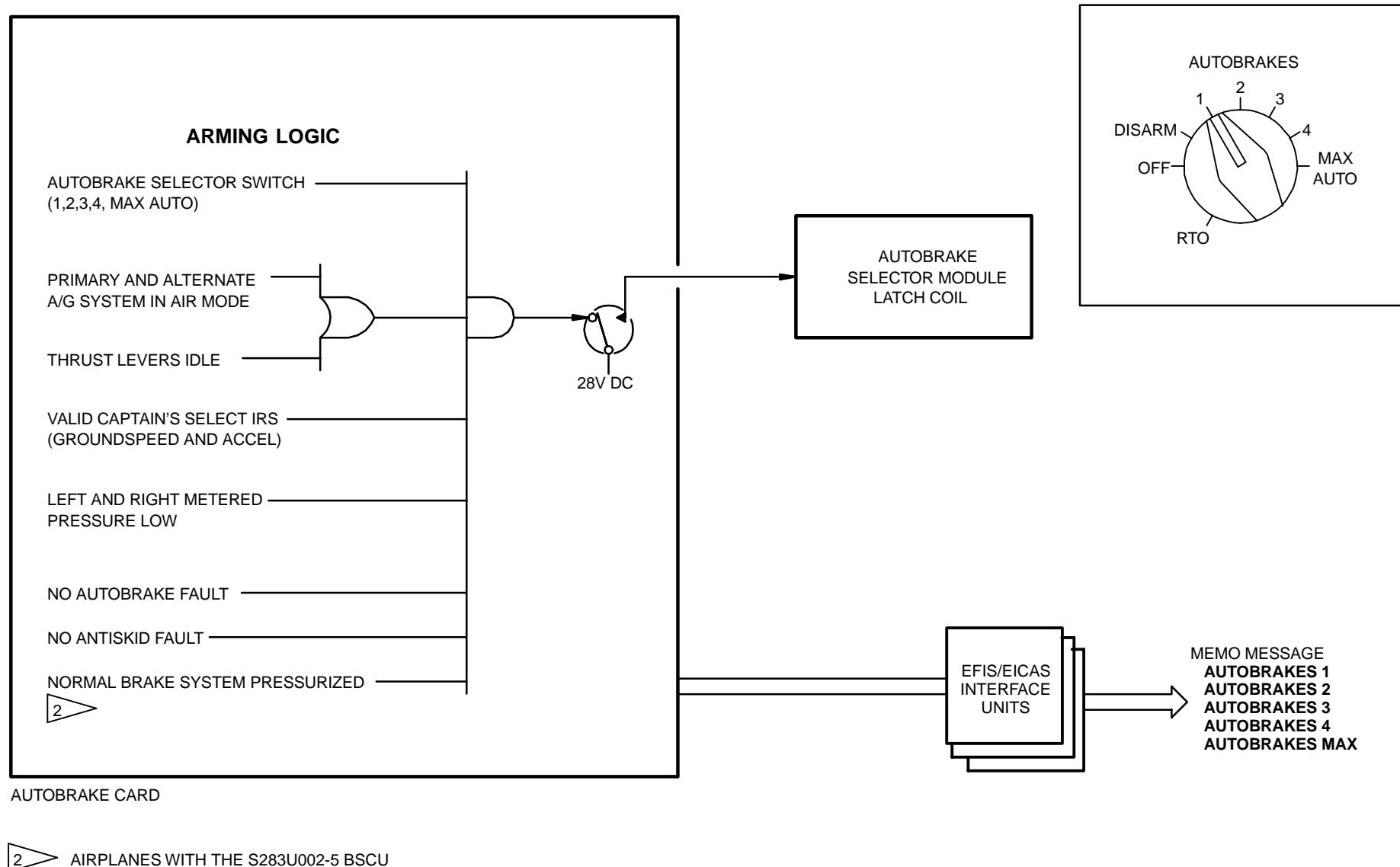


Figure 131 AUTO-BRAKE OPERATION - LDG MODE ARMING LOGIC



AUTO BRAKE OPERATION - LANDING MODE APPLICATION LOGIC

BESCHREIBUNG

Das Solenoid Valve und das Control Valve in dem Auto Brake Control Module wird angesteuert, wenn :

- das AUTO BRAKE System in der LANDING MODE - Mode mit der Position 1, 2, 3, 4 oder MAX AUTO geschaltet ist
 - und
- alle Thrust Levers NOT ADVANCED (IDLE) sind
 - und
- das Primary- oder Alternate AIR/GROUND Relay System sich in der GROUND Mode befindet
 - und
- die Durchschnittsgeschwindigkeit der vorderen Räder > 60 Kts beträgt
 - 1.) das Signal wird, nachdem es 3sec. anliegt, elektrisch verriegelt
 - 2.) die Verriegelung wird erst wieder aufgehoben, wenn das AIR/GND-Relay System in die AIR-Mode umschaltet oder das AUTO BRAKE System DISARMED oder TURNED OFF.

Das AUTO BRAKE System beginnt mit einem BRAKE FILL COMMAND.

Die Rate des Druckanstieges ist abhängig von der Verzögerungsrate des Flugzeugs.

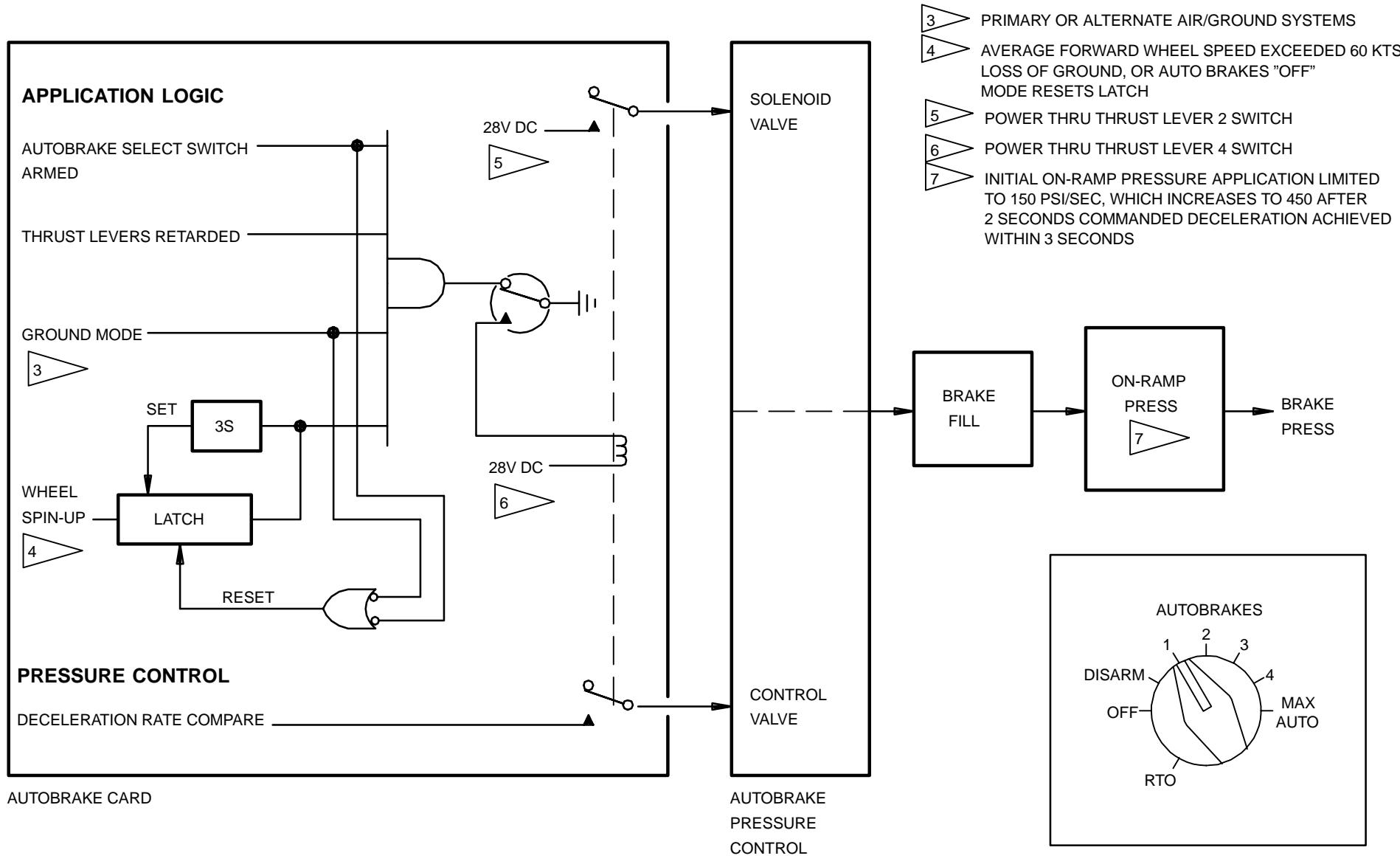


Figure 132 AUTO-BRAKE OPERATION - LDG MODE APPLICATION LOGIC



AUTO BRAKE OPERATION - LANDING MODE DISARM LOGIC

BESCHREIBUNG

In der **LANDING MODE** des **AUTO BRAKE** Systemes wird es **DISARMED** :
 und
 der **AUTO BRAKE Selector** springt nach **DISARM**
 und
die Advisory Message
AUTOBRAKES erscheint,
 wenn :

- die Stromversorgung abgeschaltet wird (CB gezogen)
 - oder**
- einer der beiden AUTO BRAKE Shuttle Valve Pressure Switches meldet High Pressure (Brake Metered Pressure)
 - oder**
- einer der Thrust Lever ist ADVANCED für > 3sec. am Boden
 - oder**
- ein AUTO BRAKE System Fault tritt auf
 - oder**
- ein Normal ANTI-SKID System Fault tritt auf
 - oder**
- der Speed Lever wird in die DOWN-Position betätigt
 - und**
- das Primary- oder Alternate AIR/GND-Relay System befindet sich in der GND-Mode.
 - oder**
- Left IRS-System Fail
 - oder**
- der Control Valve Pressure Switch an dem AUTO BRAKE Control Module meldet einen AUTO BRAKE Pressure von < 750psi
 - und**
- die Decelleration Low
 - (die vorgewählte Verzögerungsrate wird nicht erreicht).

NOTE: Brakes applied = Open Circuit
 Brakes released = Ground

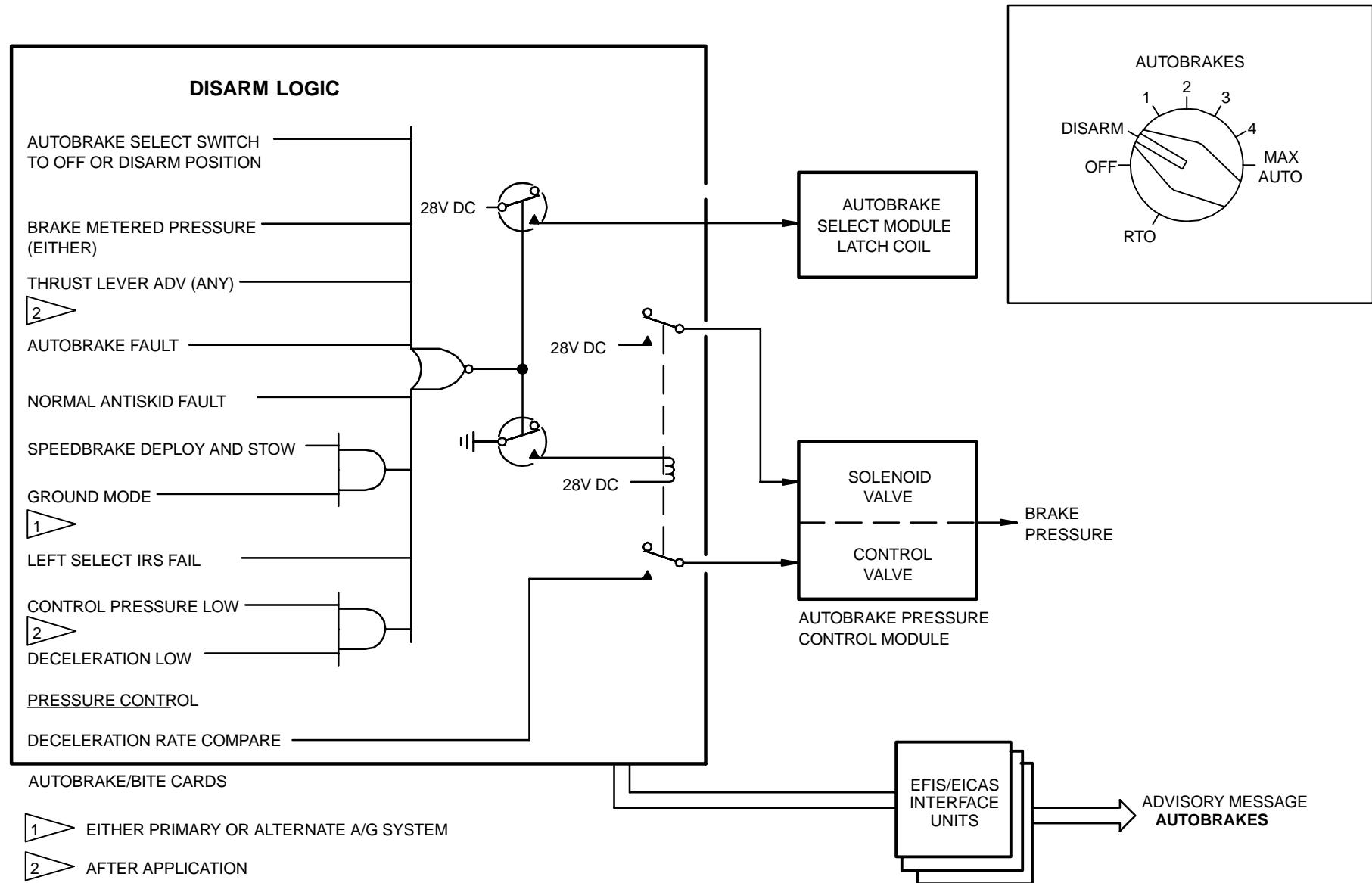


Figure 133 AUTO-BRAKE OPERATION - LDG MODE DISARM LOGIC



GROUND TEST - AUTOBRAKE APPLICATION

A. General

- (1) The Autobrake Application Test is used to verify the autobrake module components (solenoid/control valves/pressure switches) operate correctly. This test will apply an autobrake hydraulic pressure on all brakes based on the selected setting of the autobrake selector switch. For example, the hydraulic pressure applied with autobrake selector switch in the "1" position will be much less than the pressure if the selector switch is in the "MAX" position. If a fault is detected, "AUTOBRAKES" EICAS message will display.
- (2) During the test, the pressure at the brakes is monitored and compared to given values.
- (3) The test is normally completed with the autobrake system set to all possible levels.
- (4) If the results of the ground test are not satisfactory, refer to Fault Isolation Manual (FIM) 32-42-00/101 for fault isolation procedures.
- (5) During the ground test, a time of 45 seconds without an input by the user will stop the test. The Control Display Unit (CDU) will then return to the GROUND TESTS menu. If this occurs, the ground test must be started again.

B. Standard Tools and Equipment

- (1) Gage, Hydraulic Pressure, 0-4000 psi with a 0.5625 (inch)-18 UNF male thread adapter (Aeroquip P/N 2266-6-8S) (Quantity two) - Commercially Available

NOTE: The adapter permits installation of the pressure gage directly in the bleeder assembly port of the brake unit housing.

C. Consumable Materials

- (1) D00153 Hydraulic Fluid - BMS 3-11

D. References

- (1) AMM 09-11-00/201, Towing
- (2) AMM 24-22-00/201, Manual Control
- (3) AMM 29-11-00/201, Main Hydraulic Supply System
- (4) AMM 34-21-00/201, Inertial Reference System

E. Access

- (1) Location Zones
- 221 Control Cabin, LH
- 222 Control Cabin, RH
- 730 Wing Landing Gear - Left and Doors
- 740 Wing Landing Gear - Right and Doors
- 750 Body Landing Gear - Left and Doors
- 760 Body Landing Gear - Right and Doors

F. Preconditions

- (1) These conditions are necessary for this task:
 - (a) Electrical power is available (AMM 24-22-00/201).
 - (b) The hydraulic systems are servicable (AMM 29-11-00/201).
 - (c) The Inertial Reference System is serviceable (AMM 32-21-00/201).

G. Prepare for the Test

- (1) Make sure that the landing gear ground locks are installed (AMM 09-11-00/201).
- (2) Make sure that the wheel chocks are installed.
- (3) Supply electrical power (AMM 24-22-00/201).
- (4) Release the parking brake.
- (5) Install a pressure gage at a brake unit on each side of the airplane (2 locations):
 - (a) Make sure that the parking brake is released.
 - (b) Make sure that the brakes are not operated manually.

WARNING: THE BRAKES MUST NOT BE IN OPERATION WHEN YOU CONNECT OR DISCONNECT THE TWO PARTS OF A HYDRAULIC BRAKE DISCONNECT. IF YOU TRY TO CONNECT OR DISCONNECT A HYDRAULIC BRAKE DISCONNECT WITH THE BRAKE IN OPERATION, HYDRAULIC FLUID UNDER HIGH PRESSURE CAN RELEASE. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONNEL AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (c) To remove all pressure from the brake unit, disconnect the hose half of the hydraulic brake disconnect from the brake half.

LANDING GEAR AUTO BRAKE SYSTEM



- (d) Remove the brake bleeder assembly from the brake unit housing.

NOTE: Each brake bleeder assembly has a bleeder valve installed in an adapter. The adapter is installed in the brake unit housing.

CAUTION: BE CAREFUL DURING INSTALLATION OF THE PRESSURE GAGE IN THE PORT ON THE BRAKE UNIT HOUSING. DO NOT INSTALL THE PRESSURE GAGE WITH MORE THAN 110 POUND-INCHES OF TORQUE. IF YOU USE TOO MUCH TORQUE DURING INSTALLATION OF A PRESSURE GAGE, YOU CAN DAMAGE THE BRAKE UNIT HOUSING.

- (e) Install a pressure gage in the port on the brake unit housing.
 (f) Connect the hose half of the hydraulic brake disconnect to the brake half.
 (6) Make sure that all the thrust levers are set to the aft stop.
 (7) Make sure that all three inertial reference systems are aligned (AMM 34-21-00/201).

WARNING: MAKE SURE THAT PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF ALL CONTROL SURFACES BEFORE YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. AILERONS, RUDDERS, ELEVATORS, FLAPS, SPOILERS, LANDING GEAR, AND THRUST REVERSERS CAN MOVE QUICKLY WHEN YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (8) Pressurize hydraulic system No. 4 (AMM 29-11-00/201).
 (9) Set the AUTOBRAKES selector switch to one of the six possible positions that arm the system (1, 2, 3, 4, MAX AUTO, RTO).
 (10) Set the GND TESTS switch on the overhead maintenance panel, P461, to the ENABLE position.
 (11) 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.

- 1) If <RETURN shows after you push the LSK, push the LSK that is adjacent to <RETURN until you see the CMC MENU.

- (c) Push the LSK that is adjacent to <GROUND TESTS to show the GROUND TESTS menu.

- (d) Push the NEXT PAGE key until you find <32 BRAKE CONTROL.

- (e) Push the LSK that is adjacent to <32 BRAKE CONTROL to show the GROUND TESTS menu for the brake control system.

NOTE: NOTE: If INHIBITED shows above <A/BRK APPLICATION, the test will not operate.

- (g) If INHIBITED shows above <A/BRK APPLICATION:

- 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.

H. Autobrake Application Ground Test

- (1) Push the LSK that is adjacent to <A/BRK APPLICATION.

- (2) After the instructions of the TEST PRECONDITIONS screens are complete, push the START TEST> LSK to start the test.

- (3) Monitor the pressure at the brakes during the test and make sure that the results of the test are as follows:

- (a) The pressure at the brakes at the start of the test is between 0 and 50 psig.

- (b) The pressure at the brakes then increases to a range related to the auto-brake level for approximately 10 seconds.

NOTE: NOTE: During the test, a CDU screen shows this pressure range.

- (c) The pressure at the brakes then decreases to between 100 and 500 psig, and stays in this range for approximately 15 seconds.

- (d) The pressure then decreases to between 0 and 50 psig, and stays at this level.

- (e) The AUTOBRAKES selector switch moves to the DISARM position.

- (4) Repeat the test with the AUTOBRAKES selector switch set in each of the other positions that arm the system.

LANDING GEAR

AUTO BRAKE SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 42

I. Put the Airplane Back to Its Usual Condition

- (1) Remove power from hydraulic system No. 4 (AMM 29-11-00/201).
- (2) Do these steps at each brake unit to remove the pressure gage and to install a brake bleeder assembly (2 locations):
 - (a) Make sure that the parking brake is released.

- (b) Make sure that the brakes are not operated manually.

WARNING: THE BRAKES MUST NOT BE IN OPERATION WHEN YOU CONNECT OR DISCONNECT THE TWO PARTS OF A HYDRAULIC BRAKE DISCONNECT. IF YOU TRY TO CONNECT OR DISCONNECT A HYDRAULIC BRAKE DISCONNECT WITH THE BRAKE IN OPERATION, HYDRAULIC FLUID UNDER HIGH PRESSURE CAN RELEASE. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONNEL AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (c) To remove all pressure from the brake, disconnect the hose half of the hydraulic brake disconnect from the brake half.
- (d) Remove the pressure gage from the brake unit housing.
- (e) Do these steps to install a brake bleeder assembly on the brake unit housing:

NOTE: Each brake bleeder assembly has a bleeder valve installed in an adapter. The adapter is installed in the brake unit housing.

- 1) Apply a thin layer of hydraulic fluid to the O-rings. ALL
- 2) Install the O-rings.

CAUTION: TIGHTEN THE ADAPTER TO 90-110 POUND-INCHES. IF YOU TIGHTEN THE ADAPTER TO MORE THAN 110 POUND-INCHES, YOU CAN DAMAGE THE ADAPTER OR THE BRAKE UNIT HOUSING.

- 3) Tighten the adapter to 90-110 pound-inches.

NOTE: The specified torque values are for installation of the adapter in the brake unit housing. The maximum torque value for the bleeder valve, which you do not operate in this procedure, is 45 pound-inches.

- 4) Lockwire the adapter of the brake bleeder assembly to the brake unit housing.

- (f) Connect the hose half of the hydraulic brake disconnect to the brake half.

WARNING: MAKE SURE THAT PERSONS AND EQUIPMENT ARE CLEAR OF ALL CONTROL SURFACES BEFORE YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. AILERONS, RUDDERS, ELEVATORS, FLAPS, SPOILERS, LANDING GEAR, AND THRUST REVERSERS CAN MOVE QUICKLY WHEN YOU SUPPLY HYDRAULIC POWER. THIS CAN CAUSE INJURY TO PERSONS AND DAMAGE TO EQUIPMENT.

- (3) Pressurize hydraulic system No. 4 (AMM 29-11-00/201).
- (4) Do these steps six times to bleed any small quantities of air from the brakes:
 - (a) Slowly push one of the two sets of brake pedals to the limit of travel to fully operate the brakes.
 - (b) Hold these brake pedals in this position momentarily.
 - (c) Slowly release the brake pedals. Stop for ten seconds before you operate the brakes again.
- 5) Set the parking brake.
- (6) Do a check of the brake bleeder assembly installed on each brake unit housing as follows (16 locations):
 - (a) After two minutes with the parking brake set, make sure that there is no leakage at the brake bleeder assembly.
 - (b) Make sure that a machine screw is installed in the bleeder valve of the brake bleeder assembly.
- (7) Remove the power from hydraulic system No. 4 (AMM 29-11-00/201).
- (8) Set the GND TESTS switch, on the P461 panel or in the main equipment center, to the NORM position.
- (9) Push the LSK that is adjacent to <RETURN until the GROUND TESTS menu shows.
- (10) Make sure that DONE shows adjacent to <A/BRK APPLICATION.
- (11) From the GROUND TESTS menu, push the LSK that is adjacent to <RETURN to return to the CMC MENU.
- (12) Remove the electrical power, if it is not necessary (AMM 24-22-00/201).

LANDING GEAR AUTO BRAKE SYSTEM



Lufthansa Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 42

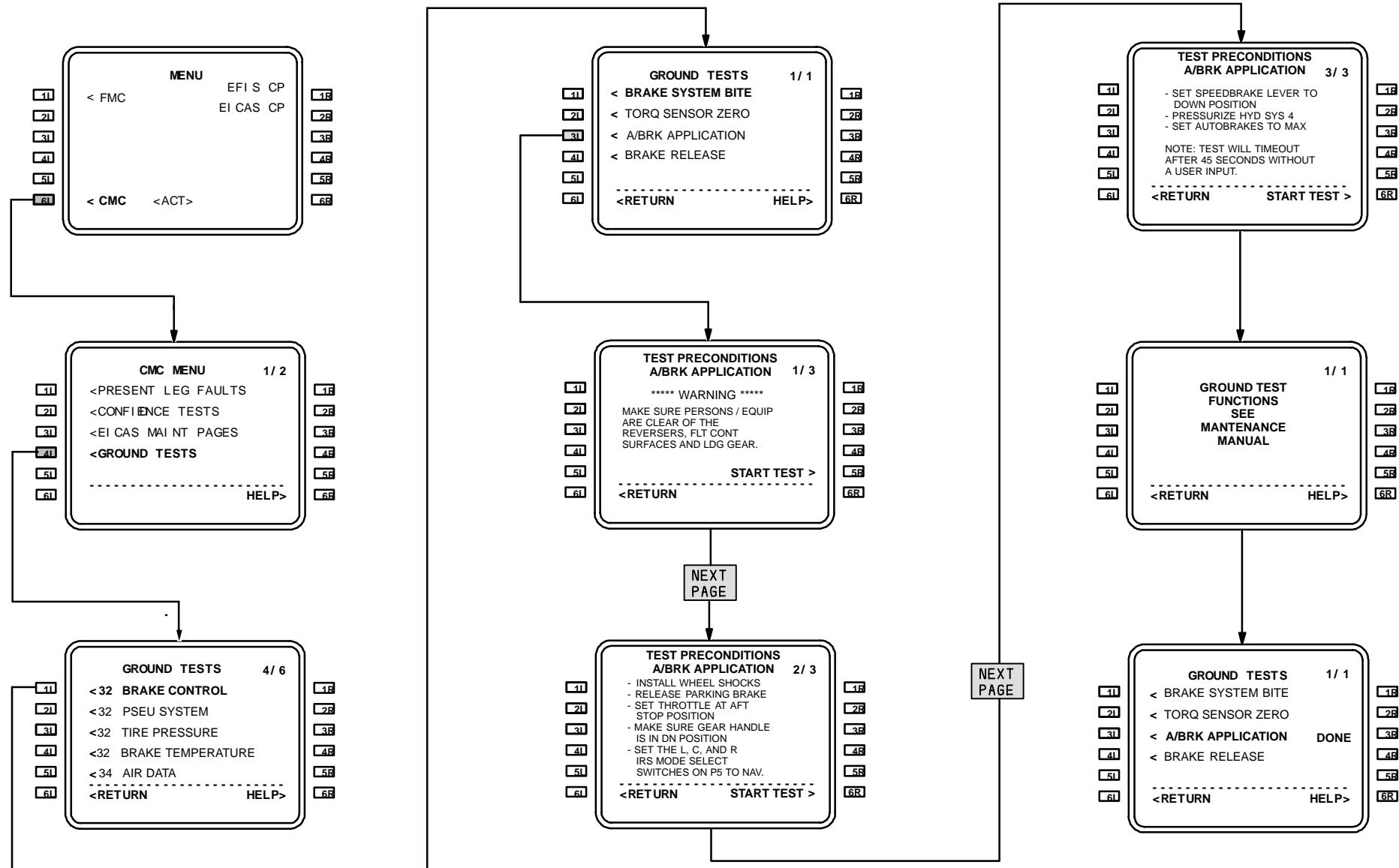


Figure 134 AUTO BRAKE GROUND TEST



32 - 46 BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM

BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM - DESCRIPTION AND OPERATION

GENERAL

Das Brake Temperature Monitoring System zeigt die Brake Temperature auf den EICAS Display an. Die Brake Temperature wird auf der GEAR SYNOPTIC- und GEAR MAINTENACE Page angezeigt.

Die Anzeige zeigt die Brake Temperature in einer One Digit Number zwischen 0 und 9 an. Die Digits werden innerhalb des symbolisierten Rades auf den EICAS Pages angezeigt. Normal Temperature wird in WHITE angezeigt und High Temperature (5 und größer) in AMBER.

Wenn die Brake Temperature oberhalb des Indication Levels von von 5 steigt, erfolgt die
 Advisory Message :
BRAKE TEMP.

Die Stromversorgung des Brake Temperature Monitor Systemes erfolgt mit 28V DC, BUS 2, über einen Circuit Breaker auf dem P180 DC Power Distribution Panel.

Das Brake Temperature Monitoring System besteht aus :

- Brake Temperature Control Unit (BTMU)
- 16 Brake Temperature Sensoren (einen pro Brake)
- 4 Brake Temperature Compensators (einen pro Main Landing Gear)

OPERATION

Die Signale von den Brake Temperature Sensoren gelangen auf Input Sensing Circuit Cards innerhalb der BTMU, das Signal wird mit dem Signal des Brake Temperature Compensators abgeglichen.

Das abgeglichene analoge Signal, wird in ein digitales Signal umgewandelt, zu einer Central Processing Unit übertragen, in ein One Digit Signal umgewandelt und zu den EIUs, zur Anzeige auf EICAS übermittelt.

N O T E :

Erscheint die
 Advisory Message :

BRAKE TEMP

so handelt es sich um eine überhitzte Brake (> 5 Units) und durch die Gear Synoptic- oder Gear Maintenance Page kann die überhitzte Brake identifiziert werden.

Erscheint die
 Status Message :

BRAKE TEMP SYS

so handelt es sich um einen Fehler an einer Komponente des Brake Temperature Monitoring Systemes.

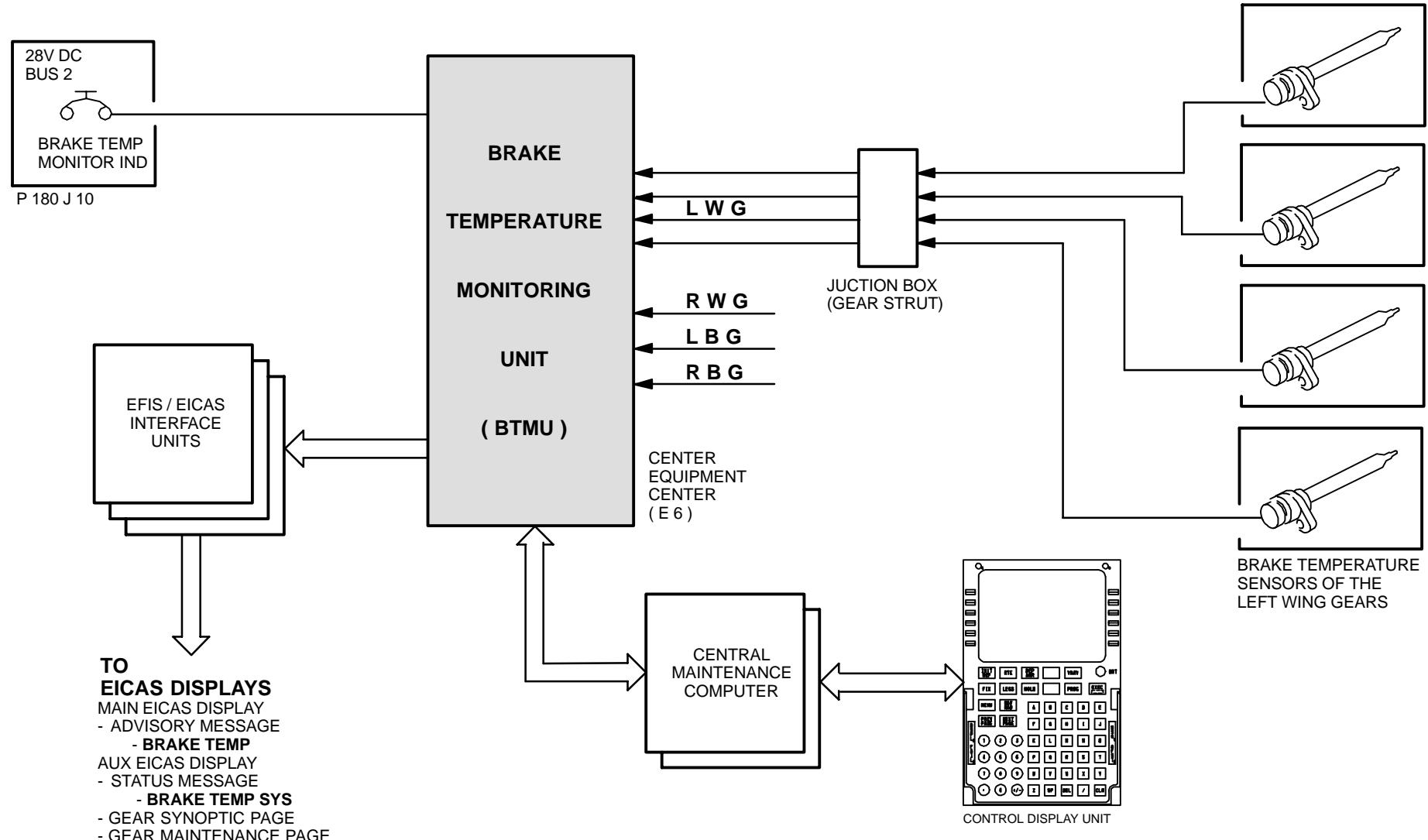


Figure 135 BRAKE TEMPERATURE MONITORING SCHEMATIC



BRAKE TEMPERATURE MONITORING INDICATION

BESCHREIBUNG

Die Brake Temperature wird angezeigt in

- **UNITS**

die Anzeigescala reicht von 0 bis 9 Units.

Die Anzeigewerte von 0 bis 9 Units entsprechen :

- 0 = **bis 100° C**
- 5 = **482° C**
- 9 = **864° C.**

Die Brake Temperatur wird in WHITE angezeigt, wenn der Temperaturbereich zwischen 0 und 4 Units liegt,

übersteigt die Brake Temperatur den Wert von 5 Units ($> 482^{\circ} \text{ C}$), erfolgt die Anzeige in AMBER

und

gleichzeitig wird die

Advisory Message

BRAKE TEMP 32 46 01 00

auf dem Main EICAS Display

und die CMCS Message

BRAKE OVERHEAT CONDITION 32 127

angezeigt.

Über den Line Select Key 5L READ SNAPSHOT wird die GEAR MAINTENANCE PAGE aufgerufen werden und es kann die Brake ersehen werden, welche die Overheat Conditions aufweist.

Wird der Ground Test BRAKE TEMPERATURE durchgeführt (Testsignal von der BTMU von $> 550^{\circ} \text{ C}$), erscheinen die Anzeigen (Units) mit einem Wert von 5 oder größer in AMBER und gleichzeitig erscheint die Advisory Message BRAKE TEMP auf dem Main EICAS Display.

Wird die Temperatur unterschritten oder der Ground Test beendet, wird die Message automatisch gelöscht und die Indication erfolgt wieder in WHITE.

**LANDING GEAR
BRAKE TEMPERATURE MONITORING
SYSTEM**

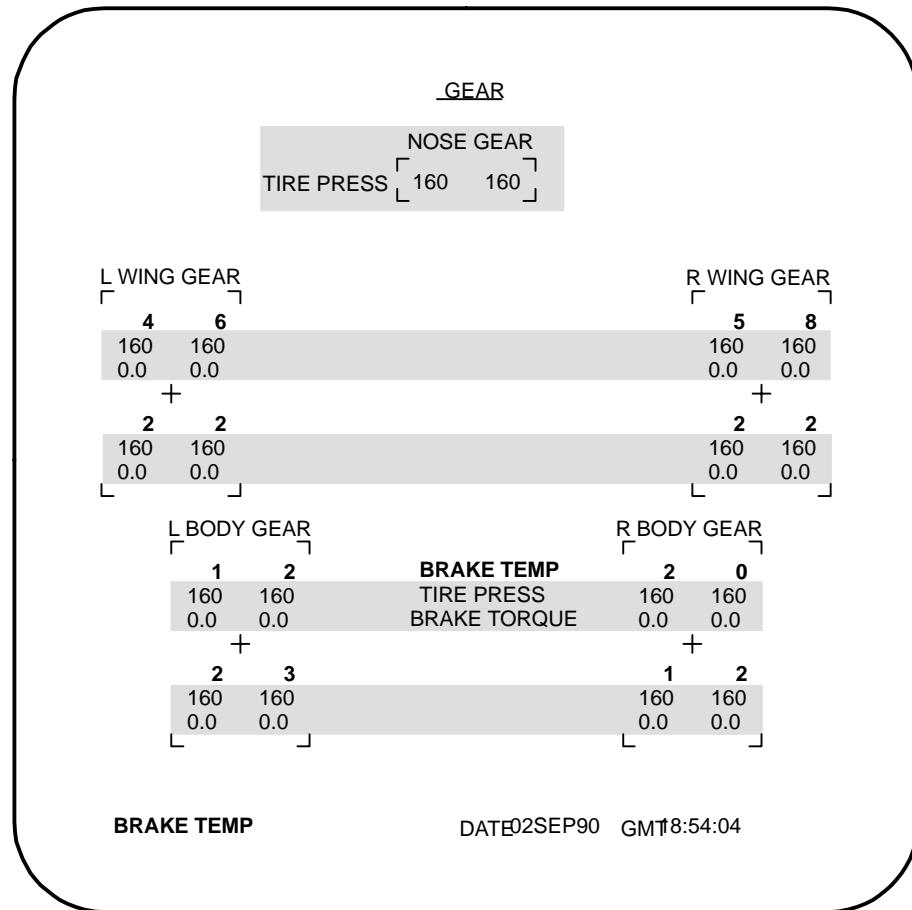


**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 46



**GEAR MAINTENANCE PAGE
AUXILIARY EICAS DISPLAY**

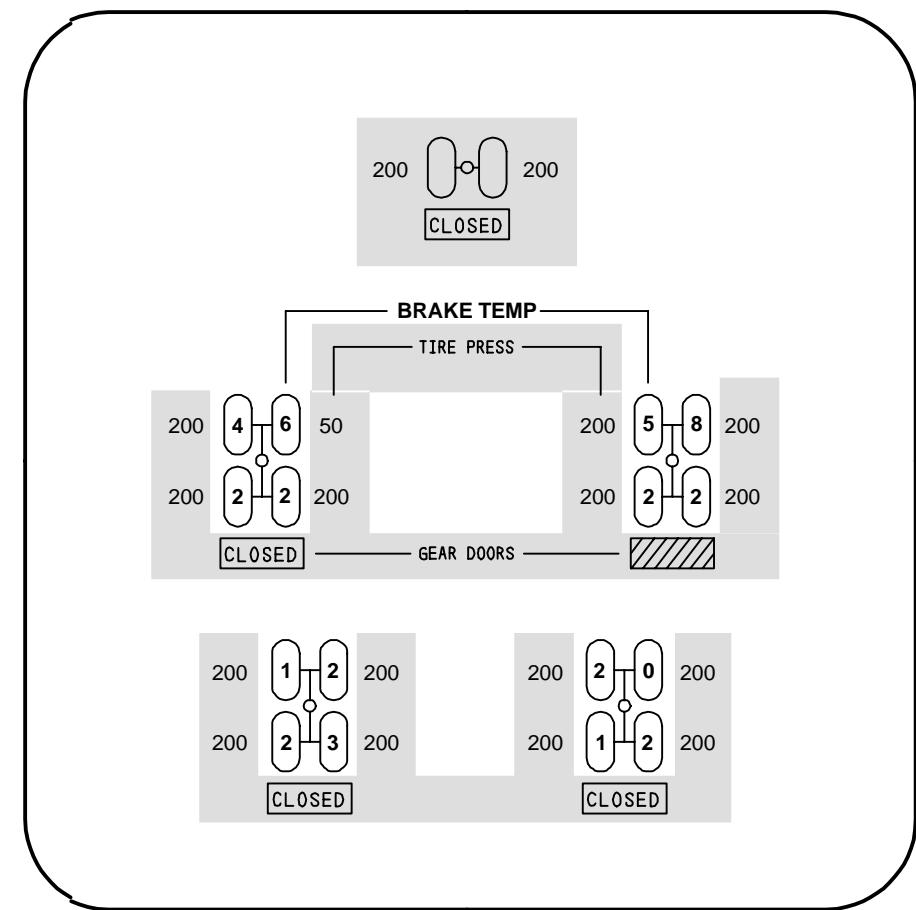


Figure 136 BRAKE TEMPERATURE MONITORING INDICATION

**BRAKE TEMPERATURE MONITORING INDICATION - EICAS MINI SYNOPTIC DISPLAY****BESCHREIBUNG**

Wenn Fehler in dem EICAS System aufgetreten sind, die eine Benutzung des Auxiliary EICAS Displays oder Ausfall des gleichen zur Folge haben, ist es möglich über die EICAS Synoptic Select Bottoms (P 10) die Gear Mini Synoptic Page auf das Main EICAS aufzuschalten.

Die Brake Temperature wird angezeigt in

- **UNITS**

die Anzeigescala reicht von 0 bis 9 Units.

Die Anzeigewerte von 0 bis 9 Units entsprechen :

- **0 = bis 100° C**
- **5 = 482° C**
- **9 = 864° C.**

Die Brake Temperatur wird in WHITE angezeigt, wenn der Temperaturbereich zwischen 0 bis 4 Units liegt,

übersteigt die Brake Temperatur den entsprechenden Wert von 5 Units ($> 482^{\circ} \text{ C}$), erfolgt die Anzeige in AMBER und gleichzeitig wird die

Advisory Message

BRAKE TEMP

auf dem Main EICAS Display angezeigt.

Wird der Ground Test BRAKE TEMPERATURE durchgeführt (Testsignal von der BTMU von $> 550^{\circ}$), erscheinen die Anzeigen (Units) mit einem Wert von 5 oder größer in AMBER und gleichzeitig erscheint die Advisory Message BRAKE TEMP auf dem Main EICAS Display.

Wird die Temperatur unterschritten oder der Ground Test beendet, wird die Message automatisch gelöscht und die Indication erfolgt wieder in WHITE.

LANDING GEAR

BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

B 1

32 - 46

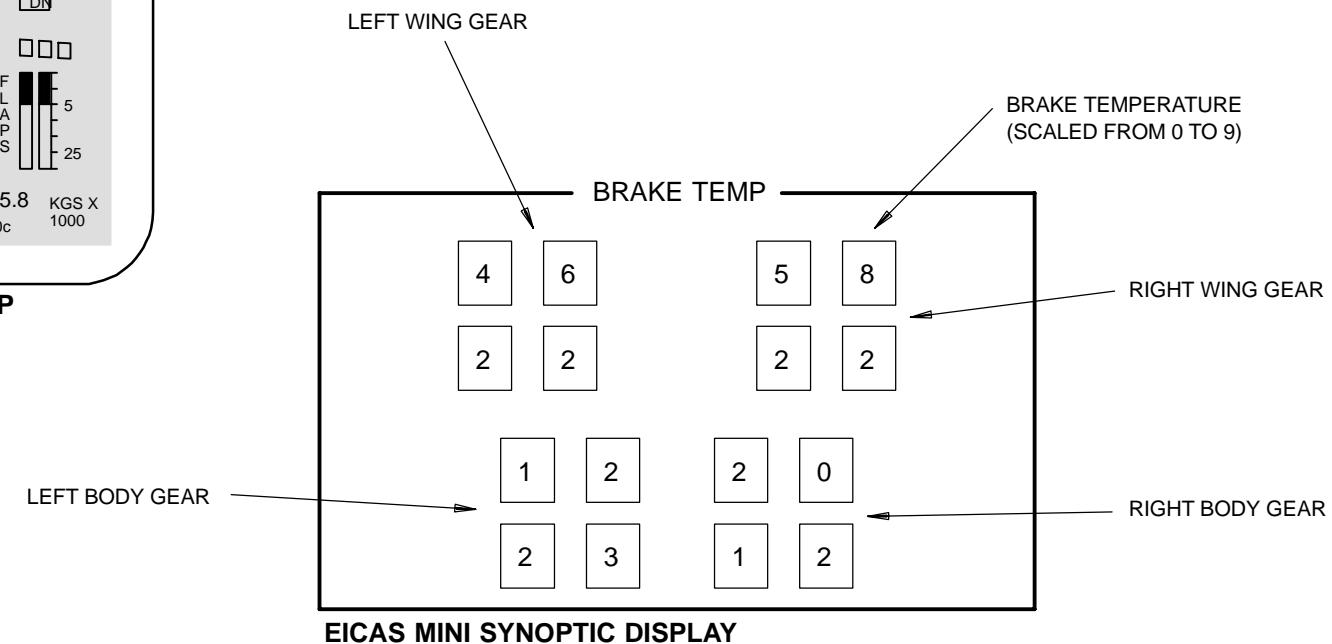
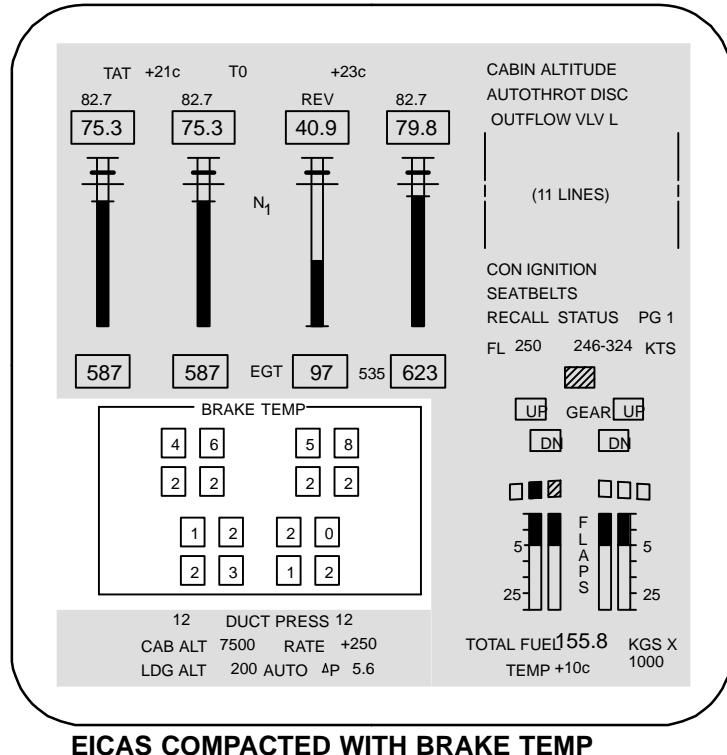


Figure 137 BRAKE TEMPERATURE MONITORING INDICATION - MINI SYNOPTIC DISPLAY



BRAKE TEMPERATURE MONITOR UNIT (BTMU)

BESCHREIBUNG

Die Brake Temperature Monitor Unit (BTMU) erhält analoge Signale von dem jedem Brake Temperature Sensor und von den dazugehörigen Brake Temperature Compensator. Die BTMU wandelt das analoge in ein digitales Signal proportional entsprechend der Brake Temperature um. Das digitale Signal wird zu den Electrical Interface Units (EIU) übertragen, um auf den EICAS Displays die Brake Temperature anzuzeigen.

Die BTMU beinhaltet ein BITE (Built In Test Equipment), um Fehler in dem Brake Temperature Indicating System (BTMU, Brake Temperature Sensor, Brake Temperature Compensator) feststellen zu können. Durch den Central Maintenance Computer (CMC) ist ein Ground Test möglich.

Der BITE überprüft den Sensor und den Compensator für folgende Fehlfunktionen :

- Der elektrische Widerstand des Sensors und Compensators nicht in Range
- Den Sensor und Compensator Circuit auf Short Circuit
- Den Sensor und Compensator Circuit auf Open Circuit

Wenn durch den Central Maintenance Computer (CMC) ein Ground Test durchgeführt wird, sendet die BTMU ein Test Signal von 1022°F (550°C) zu dem Brake Temperature System.

Es erfolgt die Advisory Message **BRAKE TEMP** und auf der GEAR SYNOPTIC PAGE wird die Brake Temperature mit 5 oder größer in AMBER für 2 +/- 0.2 sec. angezeigt.

Wenn die Stromversorgung zu der BTMU und damit zu dem System vorhanden ist und die BTMU nicht in der BITE Mode arbeitet, ein Built In Test (BIT) ist aktiv und überwacht kontinuierlich die Komponenten und die Systemfunktion.

FEHLERANZEIGE : BRAKE TEMPERATURE MONITORING UNIT

Wenn ein Fehler für die Brake Temperature Monitoring Unit festgestellt wurde, erscheint die

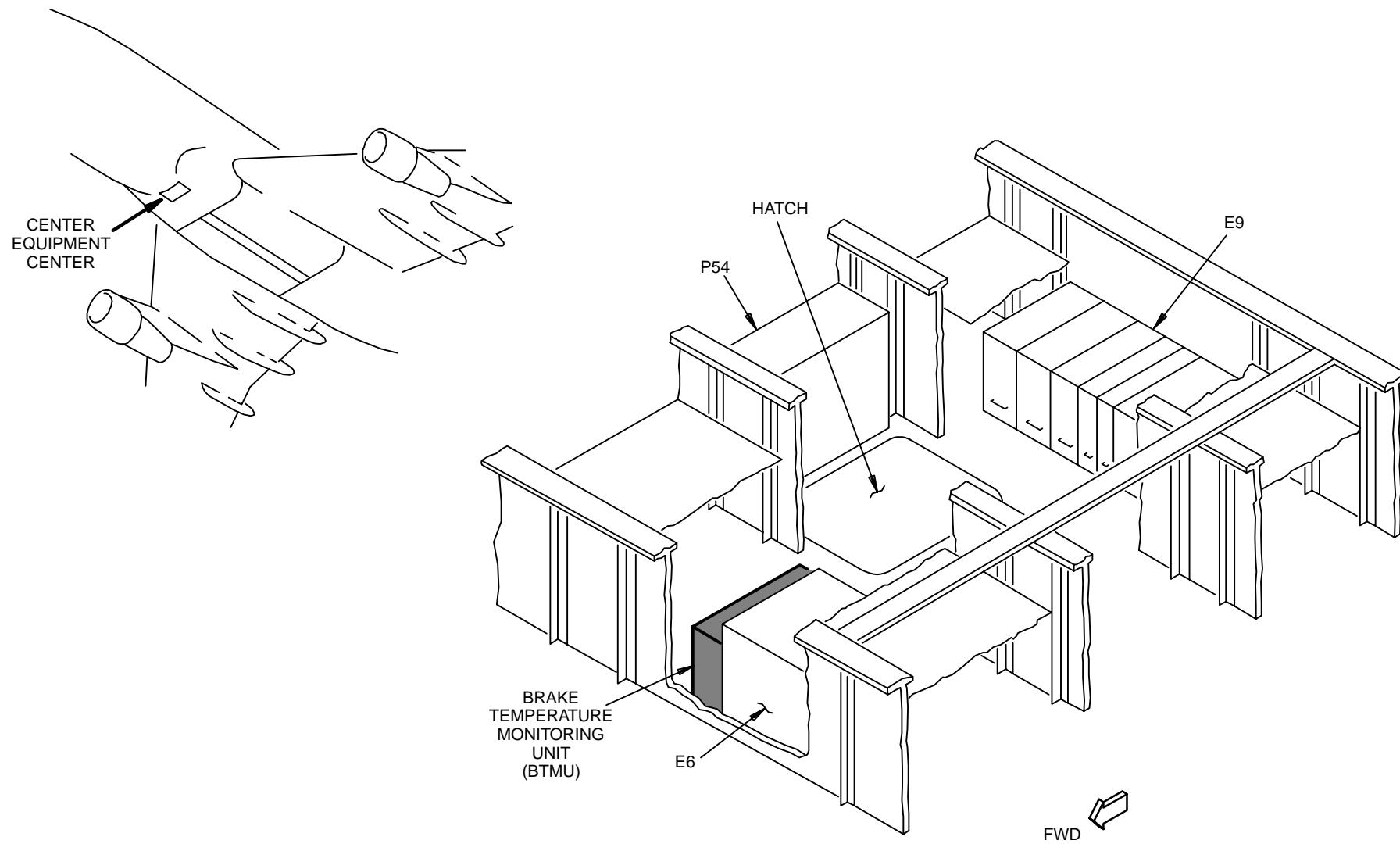
Status Message :

BRAKE TEMP SYS (32 46 03 00)

und auf der MCDU ist der Grund der EICAS Message ersichtlich

CMCS Message :

BTMU FAIL (32 100)

**Figure 138 BRAKE TEMPERATURE MONITORING UNIT (BTMU)**



BRAKE TEMPERATURE SENSOR

BESCHREIBUNG

Ein Brake Temperature Sensor ist in jeder Main Landing Gear Brake installiert. Der Sensor besteht aus einer Chromel-Alumel Thermocouple in einem Stahlrohr. Die Thermocouple produziert eine Spannung, die direkt proportional zu der gemessenen Temperatur ist. Der Electrical Connector hat einen Chromel Pin der mit dem Chromel Teil der Thermocouple verbunden ist und einen Alumel Pin der mit dem Alumel Teil der Thermocouple verbunden ist. Jedes elektrische Leitung (4 je Main Landing Gear) wird in die Junction Box (1 pro Main Landin Gaer) geführt.

FEHLERANZEIGE : BRAKE TEMPERATURE SENSOR

Wenn ein Fehler für den Brake Temperature Sensor festgestell wurde, erscheint die

Status Message :

BRAKE TEMP SYS (32 46 03 00)

und auf der MCDU ist der Grund der EICAS Message ersichtlich

CMCs message :

**BRAKE TEMPERATURE SENSOR - (#) FAIL
(BTMU)**

BRAKE TEMPERATURE COMPENSATOR

BESCHREIBUNG

Ein Brake Temperature Compensator in der Junction Box eines jeden Body- und Wing Gears stellt eine Ambient Temperature Reference für das Brake Temperature System bereit. Der Compensator ist mit der negativen Leitung einen jeden Brake Temperature Sensors und der BTMU verbunden. Der Brake Temperature Compensator ist ein Platinum Resistive Element. Der elektrische Widerstand ändert sich proportional mit der gemessenen Ambient Temperature.

FEHLERANZEIGE : BRAKE TEMPERATURE COMPENSATOR

Wenn ein Fehler für den Brake Temperature Compensator festgestellt wurde, erscheint die

Status Message :

BRAKE TEMP SYS (32 46 03 00)

und auf der MCDU ist der Grund der EICAS Message ersichtlich

CMCS Message :

**LEFT BODY COMPENSATOR FAIL
(BTMU) (32 118)**

LANDING GEAR

BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 46

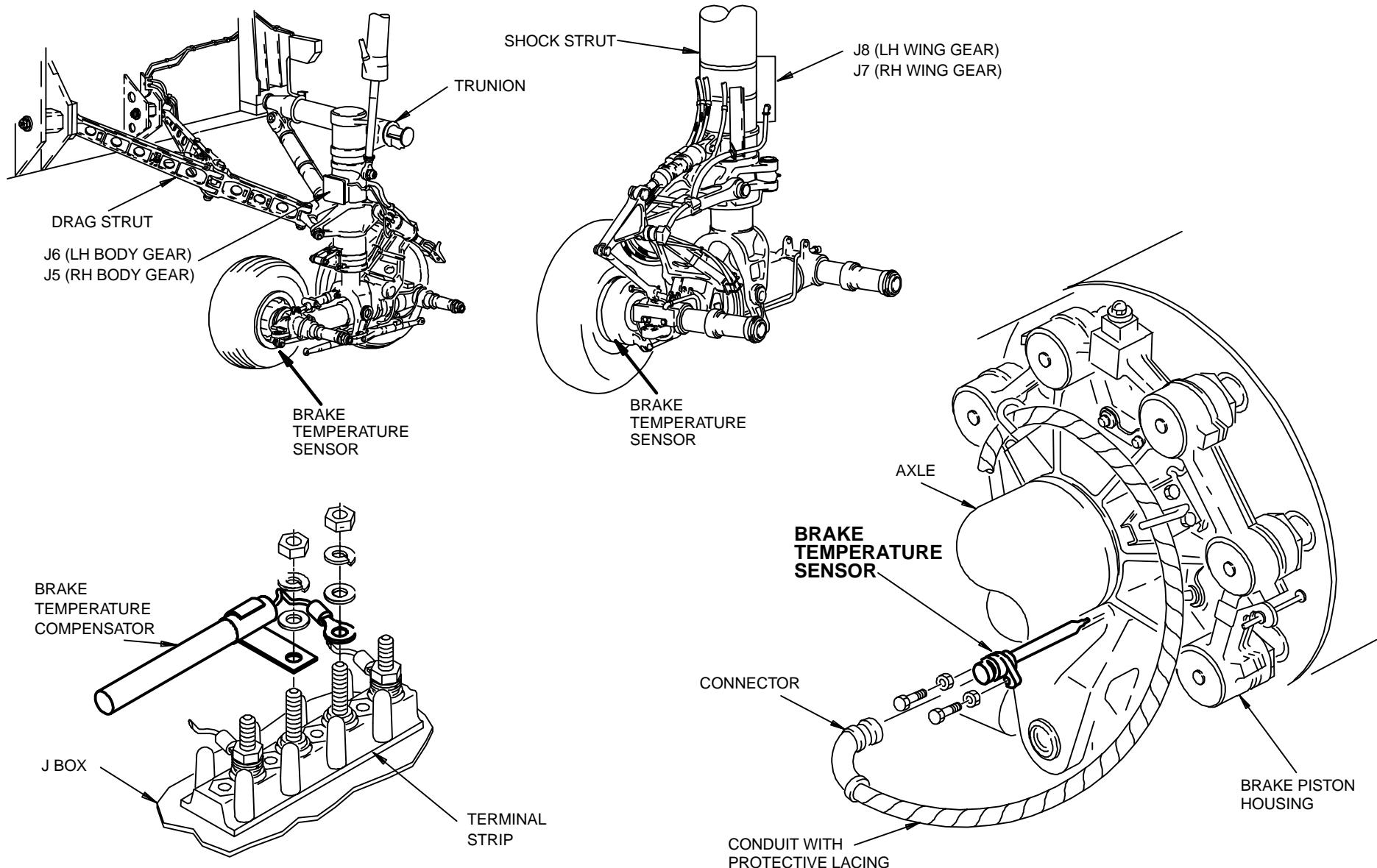


Figure 139 BRAKE TEMPERATURE MONITORING COMPONENTS



BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM - GROUND TEST

A. General

- (1) This task uses the Central Maintenance Computer (CMC) and the EICAS display to verify the proper operation of the the Brake Temperature Monitoring System (BTMS). It also verifies the interfaces with all 16 brake temperature sensors and all 4 temperature compensators.
- (2) With a *S283U004-4 BTMU*, a brake temperature sensor and/or compensator wire shorted to the structure will blank EICAS brake temperature indications on the gear synoptic and maintenance pages, and display the status "BRAKE TEMP SYS" EICAS message.
- (3) With a *S283U004-5 BTMU*, a brake temperature sensor and/or compensator wire shorted to the structure will blank the EICAS temperature indications for the brakes on that gear. Failure messages for that gear's four brake temperature sensors and associated temperature compensator will be recorded in the CMC. The EICAS indication of the remaining twelve brake temperatures will not be affected if no other failure exists.
- (4) When you are performing this test, the brake temperature of all 16 brakes displayed on the EICAS gear maintenance and synoptic pages will change to a "5 or greater". The "BRAKE TEMP" message will also display for 10 seconds.

B. References

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

C. Access

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

D. Preconditions

- (1) These conditions are necessary for this task:
 - (a) Electrical power is available (AMM 24-22-00/201).
 - (b) The Intrgrated Display System (IDS) is serviceable (AMM 31-61-00/501).
 - (c) The temperature of each brake must be less than 5 units to do this test.

E. Prepare for the Test

- (1) Supply electrical power (AMM 24-22-00/201).
- (2) 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 the <32 BRAKE TEMPERATURE.
 - (f) Push the LSK that is adjacent to <32 BRAKE TEMPERATURE to show the GROUND TESTS menu for the BTMS.
- (3) Push the GEAR button on the EICAS Display Select Panel, (P10).
 - (a) Make sure the synoptic page for the landing gear shows on the auxiliary EICAS display.
 - (b) Make sure the number "4" or less shows in all 16 brake temperature boxes on the gear synoptic page.

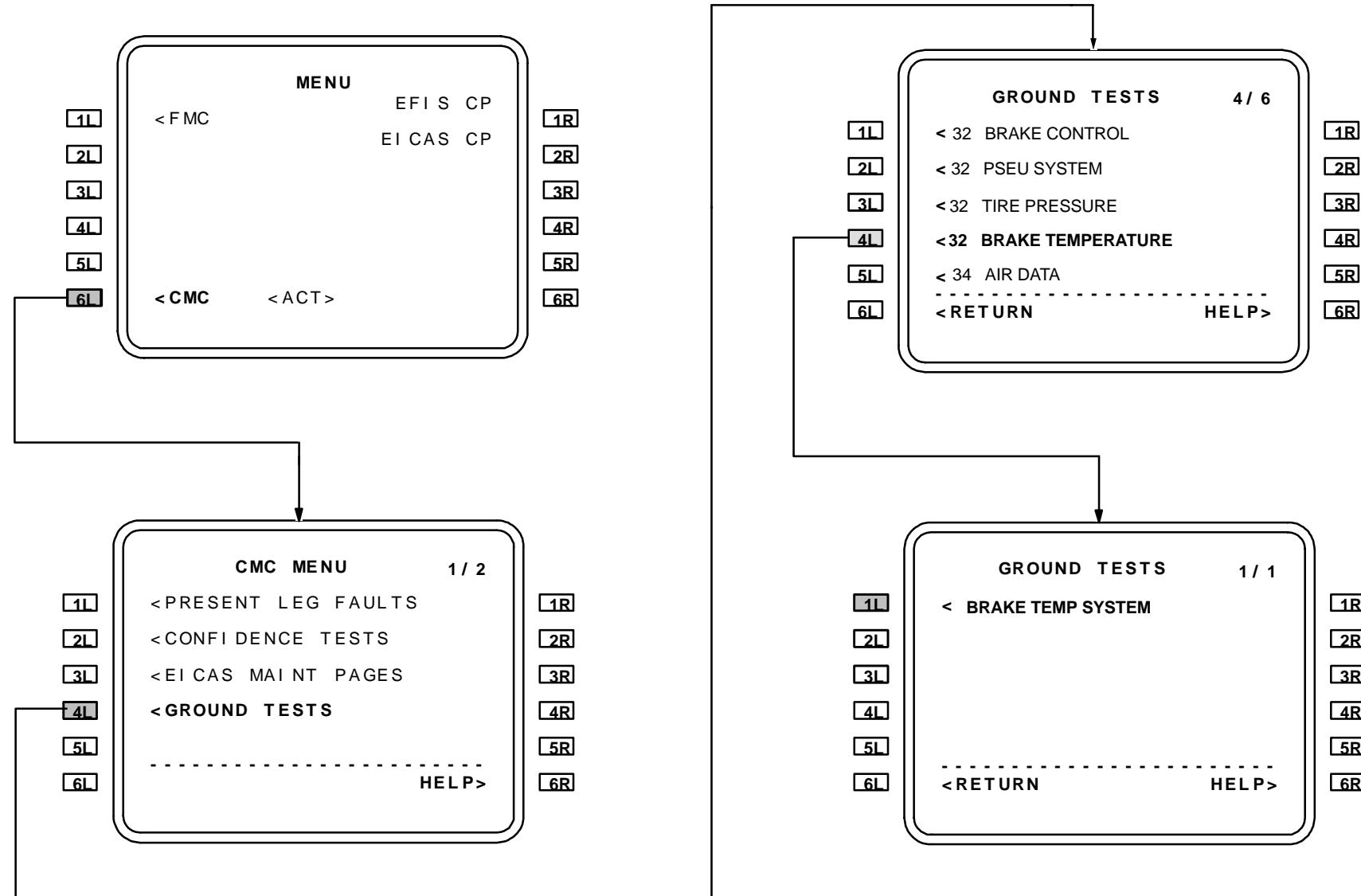


Figure 140 BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM GROUND TEST


F. Brake Temperature Monitoring System Ground Test

- (1) Push the LSK adjacent to <BRAKE TEMP SYSTEM>.
- (a) When the CMC shows the TEST PRECONDITIONS page shows, make sure each instruction on the page is complete.
- (b) Push the LSK that is adjacent to START TEST>.

NOTE: IN PROGRESS shows during the test.

- (c) Make sure these conditions occur during the test:
 - 1) The primary EICAS display shows the amber BRAKE TEMP message.
 - 2) The number "5" or a larger number shows in all 16 brake temperature boxes on the gear synoptic page.
 - 3) The BRAKE TEMP message on primary the EICAS display does not show after 10 seconds. ALL
- (2) When IN PROGRESS goes out of view, look for PASS or FAIL> adjacent to <BRAKE TEMP SYSTEM>.

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

- (a) Make sure the number "4" or less shows in all 16 brake temperature boxes on the gear synoptic page.
- (b) If FAIL> shows:
 - 1) Push the LSK that is adjacent to FAIL> to see the GROUND TEST MSG pages for the failure.
 - 2) Push the NEXT PAGE key until you find all the GROUND TEST MSG pages.
 - 3) Make a note of all CMCS messages, CMCS message numbers, and ATA numbers that show on the GROUND TEST MSG pages.
 - 4) Go to the CMCS Message Index of the Fault Isolation Manual (FIM) to find the corrective action for each CMCS message.

GROUND TEST FEHLER

Der Ground Test ist z.B. fehlerhaft (FAIL), wenn die Brake Temperature Monitoring (BTMU) nicht stromversorgt ist,dann erscheint die CMC message :

- **BTMU - NO TEST RESPONSE (32 123).**

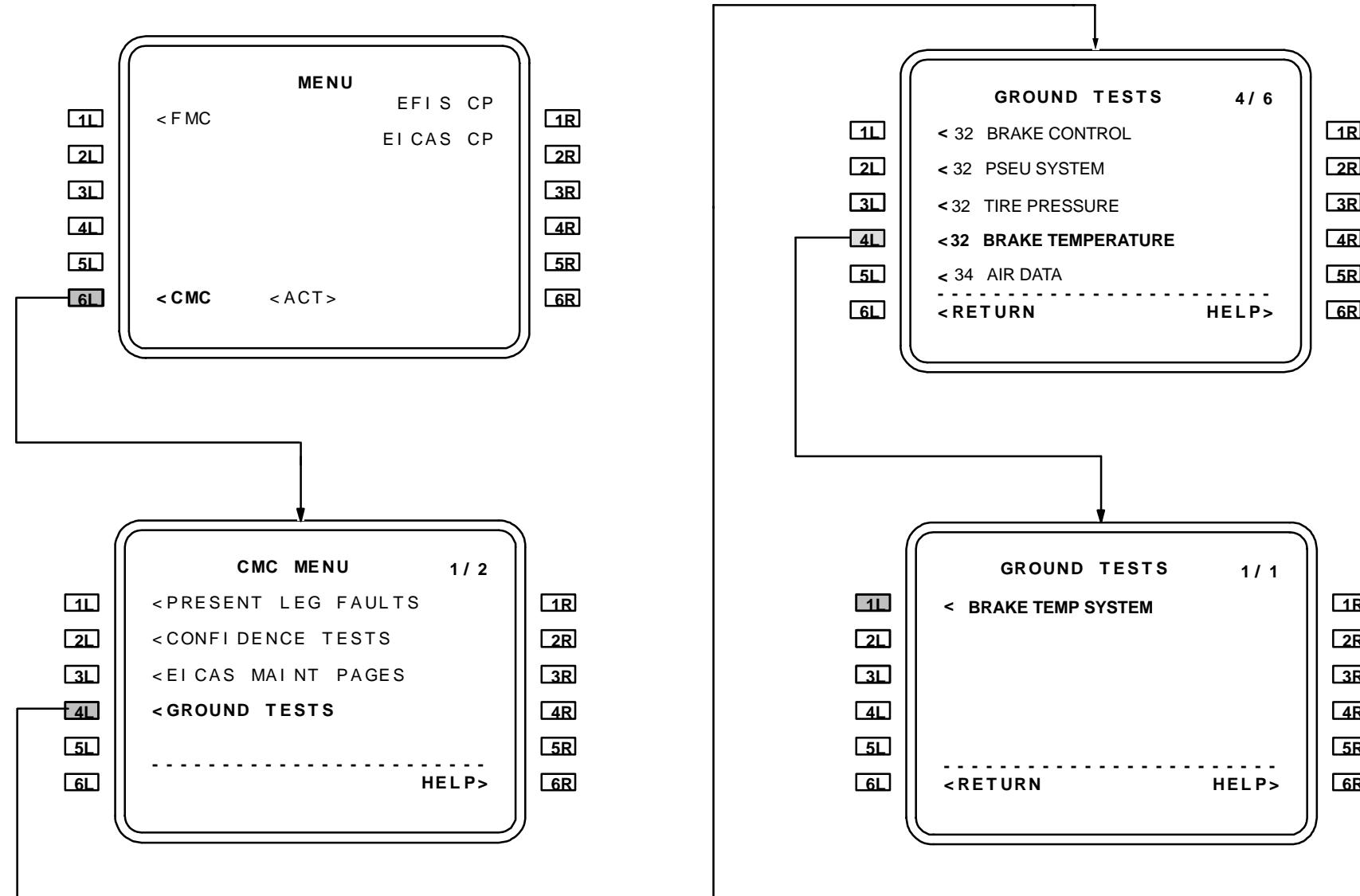


Figure 141 BRAKE TEMPERATURE MONITORING SYSTEM GROUND TEST



32 - 45 TIRE PRESSURE INDICATION SYSTEM

TIRE PRESSURE INDICATION SYSTEM

GENERAL

Vier Tire/Wheel Assemblies sind an jedem Wing- und Body Gear Truck installiert (Total 16 Main Gear Tire/Wheel Assemblies).

Zwei Tire/Wheel Assemblies sind an dem Nose Landing Gear installiert.

Das Tire Pressure Indicating System (TPIS) stellt die Tire Pressure Indication auf den EICAS Display im Flight Deck bereit.

Das Tire Pressure Indicating System (TPIS) beinhaltet folgende Komponenten :

- eine Tire Pressure Monitoring Unit (TPMU)
 - ist in dem Electrical / Electronics Compartment, Rack : E1-2 eingebaut
- 18 TPIS Wheel Interface Units (TPIS WIU's)
 - je eine TPIS Wheel Interface Unit ist in jedem Ende einer Achse eingebaut
- 18 TPIS Sensoren
 - je ein TPIS Sensor ist in jedem Wheel eingebaut
- 18 TPIS Sensor Holder
 - je ein TPIS Holder ist in jedem Wheel eingebaut
- Stromversorgung des Tire Pressure Indicating Systems (TPIS) :
 - 28V DC, Bus 4 (CB : P 180 F 26)
 - oder
 - 28V DC Ground Handling Bus (CB : P 414 E 23)

TIRE PRESSURE INDICATION SYSTEM

Das Tire Pressure Indicating System (TPIS) stellt der Flight Crew und dem Maintenance Personel die Informationen des Tire Pressures aller Wheels auf der GEAR Synoptic- und Maintenance Page bereit.

Auf der GEAR Synoptic Page erscheinen die Tire Pressure Angaben in WHITE bei Normal Indication,
Abnormal Tire Pressure werden in AMBER angezeigt.

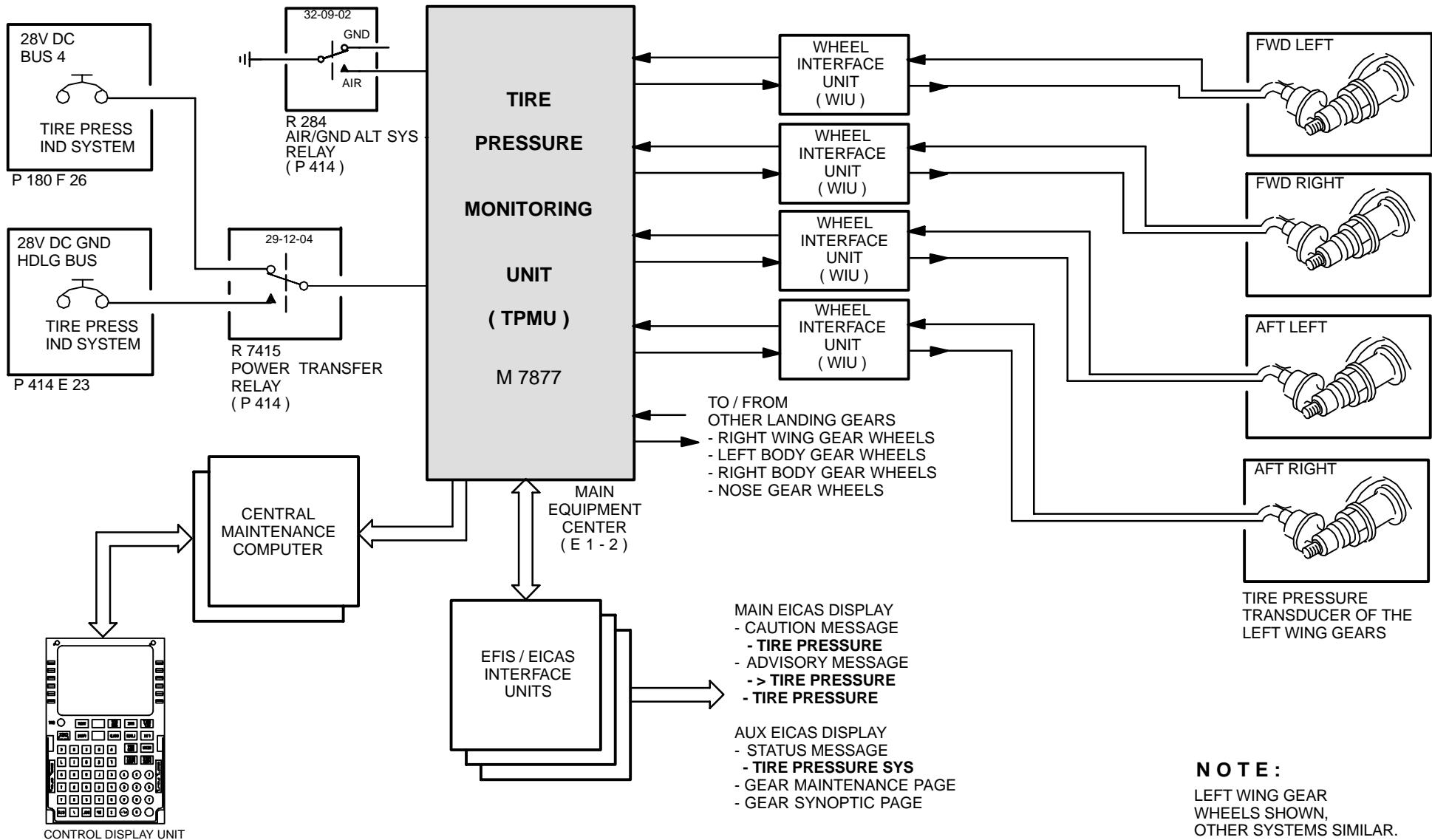
Der Tire Pressure hat den genauesten zwischen 100psi und 200psi mit einer Toleranz von +/- 4psi.

**LANDING GEAR
TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM**

**Lufthansa
Technical Training**
B 747 - 430

B 1

32 - 45


Figure 142 TIRE PRESSURE INDICATION SYSTEM SCHEMATIC



TIRE PRESSURE INDICATION SYSTEM

BESCHREIBUNG

Der angezeigte Wert wird von dem Tire Pressure Sensor über die Wheel Interface Unit zu der Tire Pressure Monitoring Unit (TPMU) übertragen, die bringt den Tire Pressure über die EFIS/EICAS Interface Units (EIU) auf der

- GEAR MAINTENANCE PAGE
- GEAR SYNOPTIC PAGE

zur Anzeige.

EICAS GEAR MAINTENANCE PAGE

Der Tire Pressure auf der GEAR MAINTENANCE PAGE wird grundsätzlich in WHITE angezeigt.

Die Indication erfolgt in PSI.

EICAS GEAR SYNOPTIC PAGE

Der Tire Pressure auf der GEAR SYNOPTIC PAGE wird normalerweise in WHITE angezeigt.

Der Tire Pressure wird in AMBER angezeigt, wenn :

- Low Tire Pressure Conditions (<100PSI)
- Main Gear Average Deviation von > 18%
- Main Gear Axle Differenz von > 25%
- Nose Gear Axle Differenz von > 12%

vorhanden ist.

Wird der Ground Test durchgeführt, erfolgt die Anzeige des Tire Pressure grundsätzlich in AMBER mit einem Anzeigewert von 50 psi und auf dem Main EICAS Display erscheint die

Advisory Message :

TIRE PRESSURE

Nach Beendigung des Ground Testes erscheint wieder der tatsächliche Tire Pressure und die Message erlischt.

Die *Caution Message* :

TIRE PRESSURE (32 48 04 00)

erscheint, wenn :
 eine Abnormal Tire Pressure Condition vorhanden ist
 und
 Flugzeug : ON GROUND
 und
 NOT TAKE-OFF - Power.

Die *Advisory Message* :

TIRE PRESSURE (32 48 05 00)

erscheint, bei :
 Abnormal Tire Pressure Condition,
 unterdrückt durch die Caution Message : *TIRE PRESSURE*

Die *Advisory Message* :

> **TIRE PRESSURE** (32 48 02 00)

erscheint, bei :
 Abnormal Tire Pressure Condition.

Die *Status Message* :

TIRE PRESSURE (32 48 03 00)

erscheint, bei :
 Abnormal Tire Pressure Condition.

Die *Status Message* :

TIRE PRESS SYS (32 48 01 00)

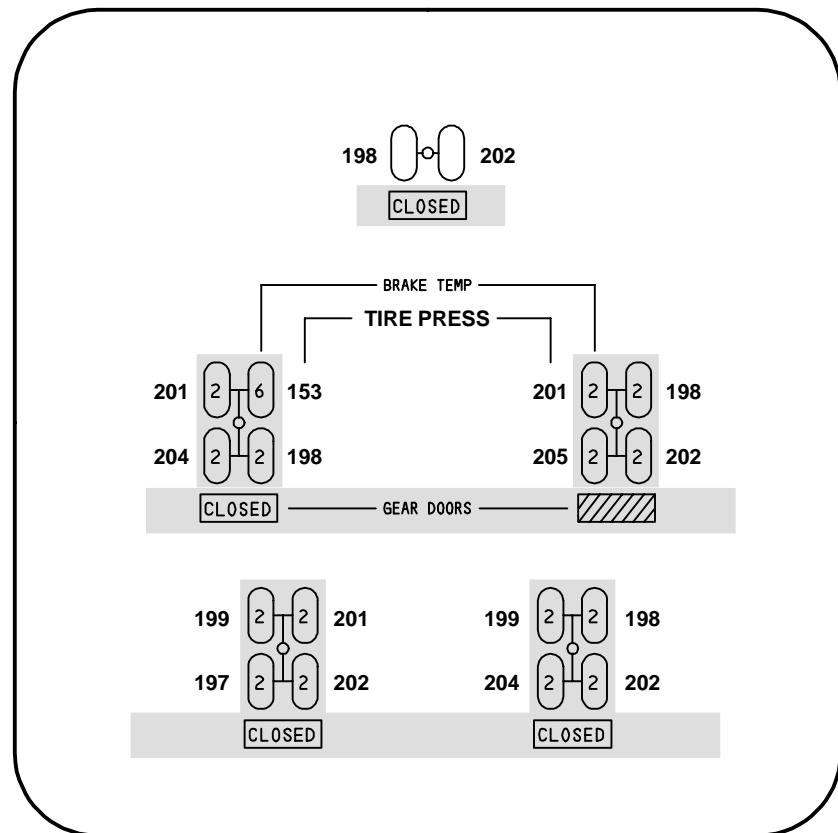
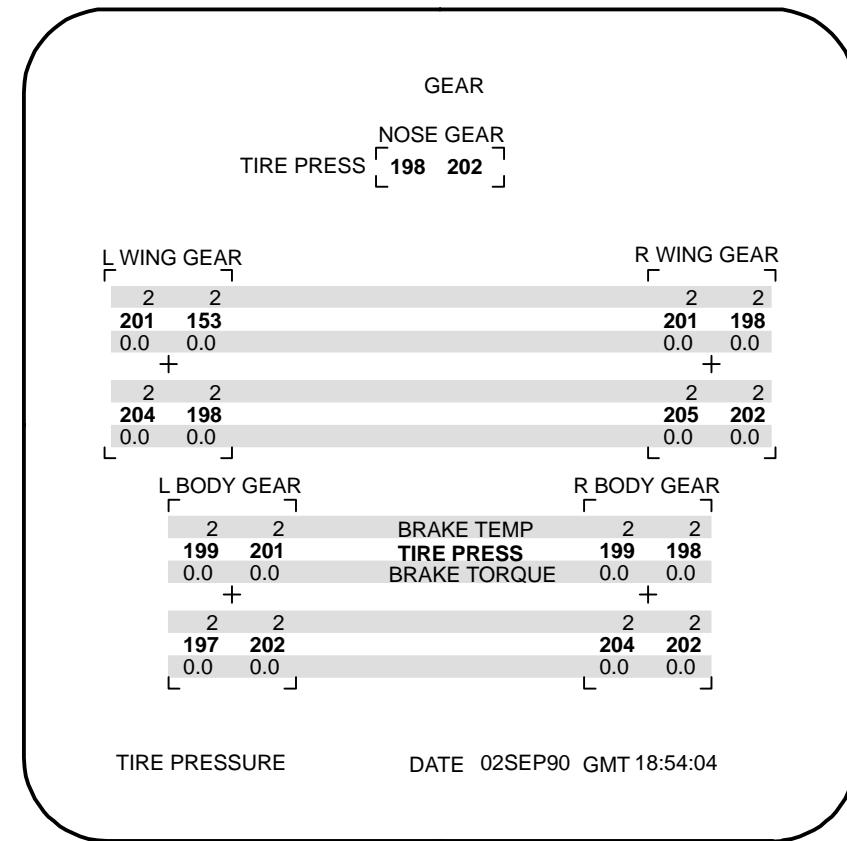
erscheint, wenn :
 ein System Fehler (Sensor) oder ARINC Bus - Fehler festgestellt wurde.

**LANDING GEAR
TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM**

**Lufthansa
Technical Training**
B 747 - 430

B 1

32 - 45


**GEAR SYNOPTIC PAGE
AUXILIARY EICAS DISPLAY**

**GEAR MAINTENANCE PAGE
AUXILIARY EICAS DISPLAY**
Figure 143 TIRE PRESSURE INDICATION EICAS PAGES

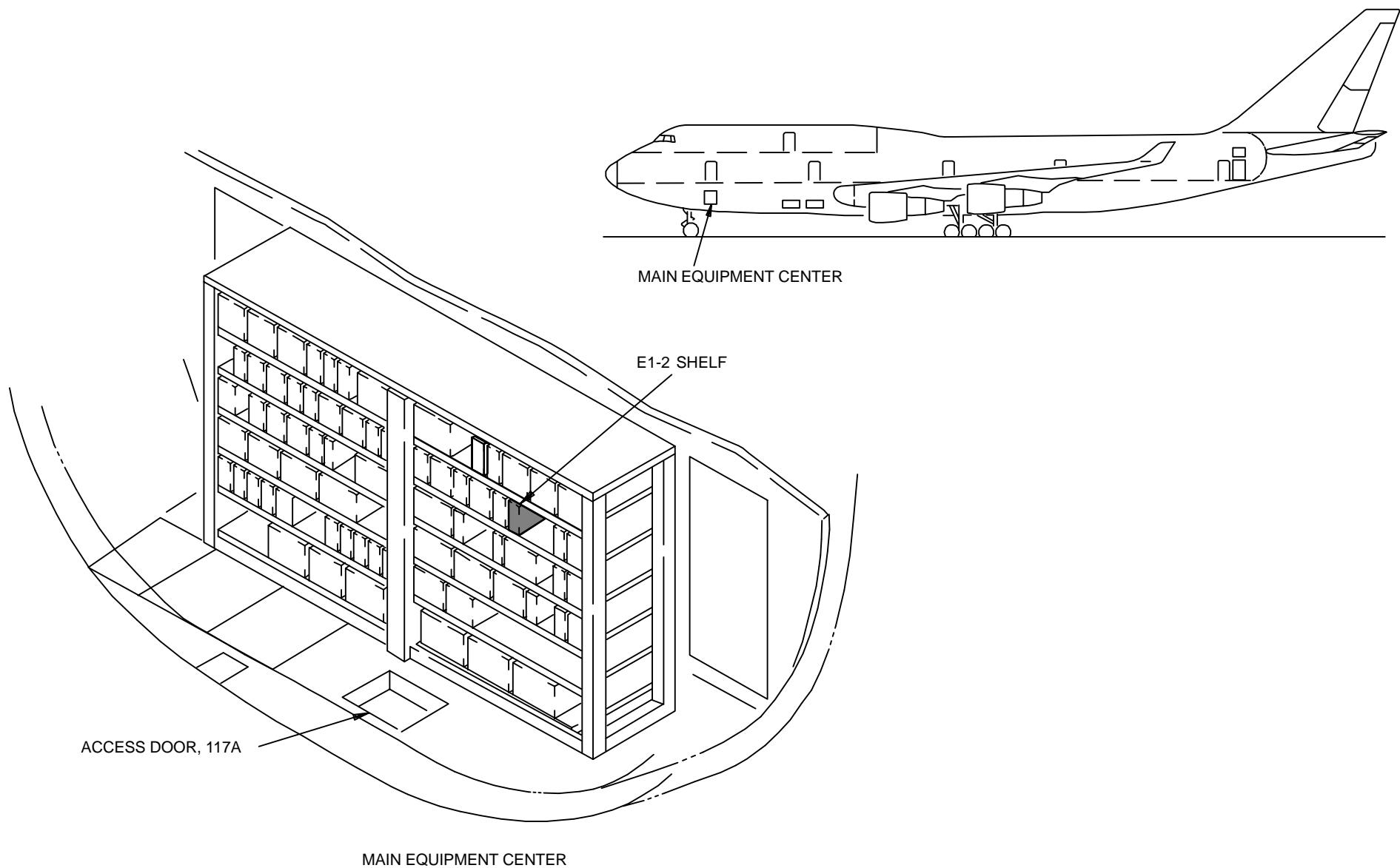


TIRE PRESSURE MONITORING UNIT (TPMU)

BESCHREIBUNG

Die Tire Pressure Minitorung Unit (TPMU) :

- ist im Main Equipment Center E 1-2 Rack eingebaut
- erhält die Pressure Signale von jedem Tire Pressure Sensor (18)
- vergleicht die Pressure Signale mit den einprogrammierten Limits
 - Low Tire Pressure
 - Differenz-Pressure
 - Achse
 - all Main Gears
- sendet die Pressure Signale über einen ARINC Bus 429 zu den EIU's für die Indication auf den EICAS Displays
 - Gear Synoptic Page
 - Gear Maintenance Page
- überwacht alle Sensoren und Interfaces auf Fehlfunktion
- überwacht die individuellen Circuits innerhalb TPMU auf Fehlfunktion
- führt den CMCS Ground Test :
TIRE PRESSURE
an allen Komponenten des Systemes durch.

**Figure 144 TIRE PRESSURE MONITORING UNIT (TPMU)**



TPIS WHEEL INTERFACE UNIT

Eine TPIS Wheel Interface Unit in jeder Achse eingebaut und überträgt das AC - Signal von der TPMU über das drehende Interface (Rotor) zu dem stehenden Interface (Stator) und wandelt das AC - Signal in DC - Signal zur Erregung des Pressure Sensors um.

Die TPIS Wheel Interface Unit besteht aus zwei Basis-Komponenten :

- Rotor
- Stator

Der Rotor ist in dem Stator installiert und in zwei Bearing Assemblies gelagert. Der Rotor und Stator beinhaltet Windungen, die als Transformer arbeiten, um das AC - Signal von der TPMU zum Rotor der Wheel Interface Unit zu übertragen. Das AC - Signal wird elektronisch in ein 10V DC - Signal zur Erregung des TPIS Pressure Sensors umgewandelt.

Der TPIS Pressure Sensor sendet ein DC - Signal proportional zum Tire Pressure an die TPIS Wheel Interface Unit zurück. Die Unit wandelt das Signal wieder zu einem AC- Signal zurück, wobei die Frequenz proportional zur Spannung des DC - Signales ist (Proportional zum gemessenen Tire Pressure). Dieses Signal wird wieder über den Transformer zur TPMU zurückgesandt.

Der Rotor beinhaltet auch einen Verstärker, der den Tire Pressure Sensor für ein Open Circuit überwacht und sendet das Signal durch den Transformer, wenn der Sensor fehlerhaft ist, an die TPMU.

Die TPIS Wheel Interface Unit ist in einem Support installiert, der durch Bolzen am Ende mit der Achse verschraubt ist.

Die TPIS Wheel Interface Unit an dem Main Gear muß auch ausgebaut werden, um den Zugang zu dem Wheel Speed Transducer zubekommen.

Die TPIS Wheel Interface Unit kann nicht im eingebauten Zustand justiert und repariert werden.

TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM (TPIS) PRESSURE SENSOR

Der Tire Pressure Sensor ist in jedem Wheel (18 total) installiert. Das Pressure Sensor Assembly beinhaltet ein Sensing Element und ein Spurkabel, welches über ein Conduit mit dem Electrical Connector verbunden ist. Der Connector verbindet den Rotor des Sensors mit der TPIS Wheel Interface Unit.

Der Sensor besteht aus einem Strain Gage (Dehnungsmeßstreifen) in einer Meßbrücke, welche, wenn durch die Spannung (10V DC Signal) aus der TPMU erregt, das DC - Signal proportional zum Tire Pressure zur TPIS Wheel Interface Unit sendet.

Der TPIS Sensor ist durch einen Tire Pressure Sensor Holder mit dem Wheel verbunden. Der Holder beinhaltet ein Orifice, durch den der Tire Pressure zu dem Sensor geleitet wird. Wenn der TPIS Sensor nicht an den Holder angeschlossen ist, kann der Tire Pressure darüber entweichen, deshalb ist in diesem Fall eine Kappe aufzusetzen.

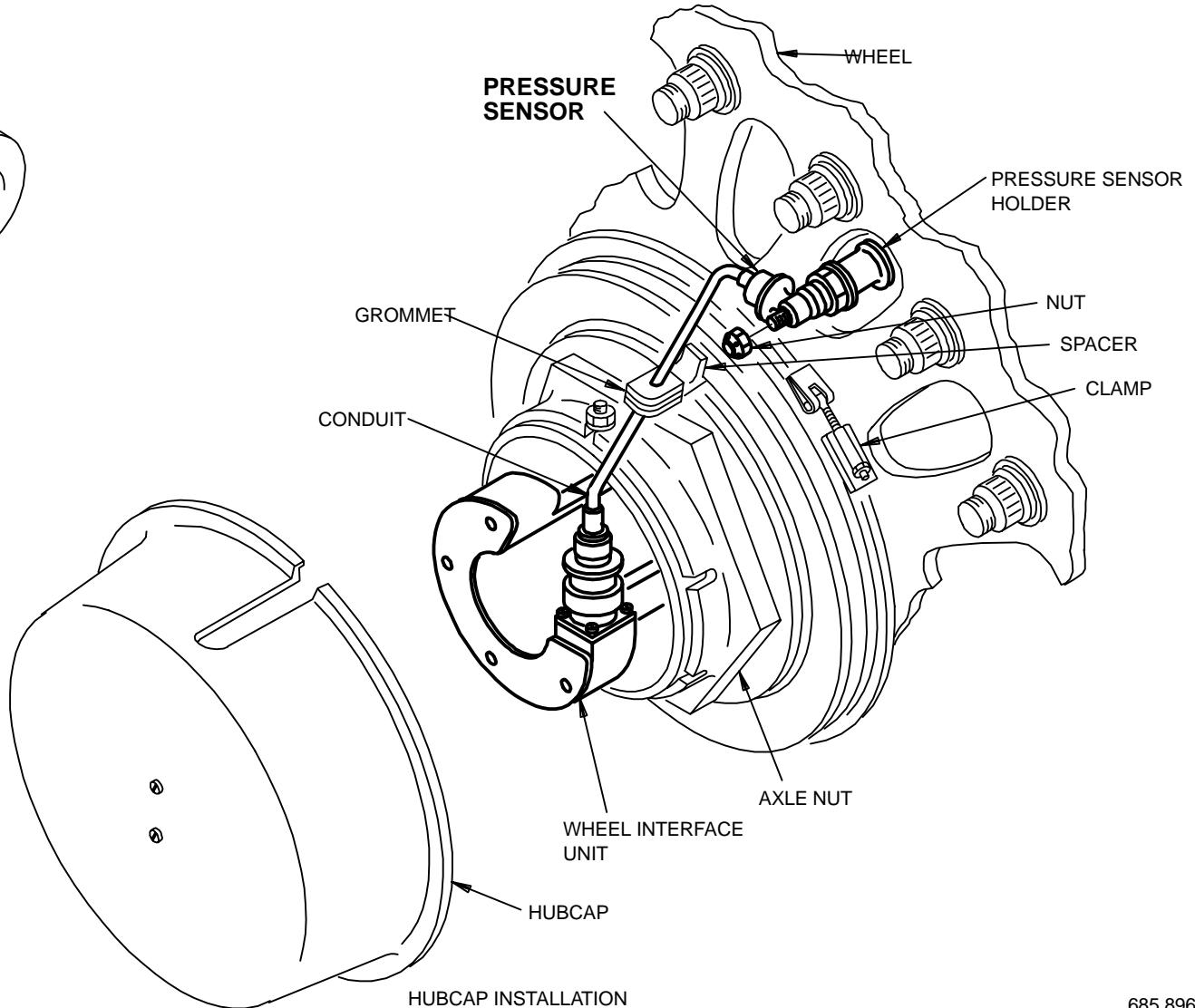
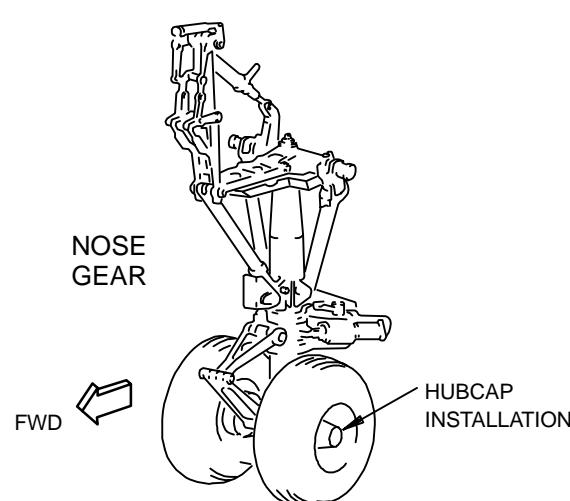
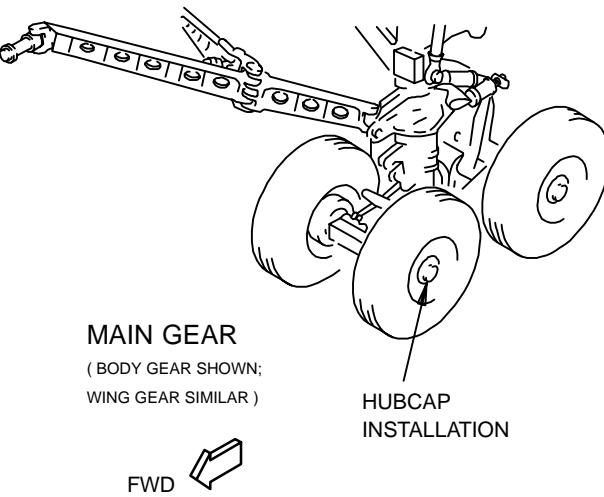
FEHRLANZEIGE : TIRE PRESSURE SENSOR

Wenn ein Fehler an einem Tire Pressure Sensor auftritt, erfolgt die :
Advisory Message :

TIRE PRESSURE SYS (32 48 01 00)

und auf der MCDU ist der Grund der EICAS Message ersichtlich, als :
CMCS message :

**TIRE PRESSURE SENSOR - (#) FAIL
(TPMU) .**


Figure 145 TIRE PRESSURE SENSOR WITH WHEEL INTERFACE UNIT



SYSTEM TEST FOR THE TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM (TPIS)

A. General

(1) This procedure uses the Central Maintenance Computer System (CMCS) in the test. For general information on the CMCS and how to use it, refer to AMM 45-10-00/201.

B. References

- (1) AMM 09-11-00/201, Towing
- (2) AMM 12-15-06/301, Tires
- (3) AMM 24-22-00/201, Manual Control
- (4) AMM 32-00-30/201, Landing Gear Door Locks
- (5) AMM 32-45-11/401, Main Gear Pressure Sensor
- (6) AMM 32-45-12/401, Nose Gear Pressure Sensor
- (7) AMM 45-10-00/201, Central Maintenance Computer System
- (8) IPC 32-48-00

C. Access

- (1) Location Zone
 - 117 Electrical & Electronics Compartment, LH (P414 Power Distribution Center - Left)
 - 118 Electrical & Electronics Compartment, RH (P180 DC Power Distribution Panel) (P415 Power Distribution Center - Right)
 - 221 Control Cabin, LH
 - 222 Control Cabin, RH
 - 715 Nose Landing Gear
 - 735 Wing landing gear - left
 - 745 Wing landing gear - right
 - 755 Body landing gear - left
 - 765 Body landing gear - right
- AIRPLANES WITH TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM

D. Preconditions

- (1) These conditions are necessary for this task:
 - (a) Electrical power is available (AMM 24-22-00/201).

- (b) The Integrated Display System (IDS) is serviceable (AMM 31-61-00/501).
- (c) The tires are inflated to the correct pressure (AMM 12-15-06/301).

E. Prepare for the Test

- (1) Make sure the ground lockpins for the landing gear are installed (AMM 09-11-00/201). (2) Use a calibrated pressure gage to make sure the tires are inflated to the correct pressure (AMM 12-15-06/301).
- (3) Supply electrical power (AMM 24-22-00/201).
- (4) Do the Tire Pressure Indicating System Operational Test (AMM 32-45-00/501).

F. TPIS Test

- (1) Do the steps that follow to do the tire pressure display and advisory test:
 - (a) Push the GEAR button on the EICAS Display Select Panel, P10.
 - (b) Make sure the synoptic page for the landing gear comes in view on the lower EICAS display.
 - (c) Make sure the EICAS display shows that each of the 16 main gear tire pressures is between 185 and 250 psig.

NOTE: Make sure that each of the main gear tires are inflated to the recommended pressure.

- (d) Make sure the EICAS display shows that each of the 2 nose gear tire pressures is between 165 and 225 psig.

NOTE: Make sure that each of the nose gear tires are inflated to the recommended pressure.

- (2) Do the steps that follow to continue the tire pressure advisory and display test:

(a) Push the MENU key on the CDU to show the MENU.

AIRPLANES WITH TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM

- (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.

LANDING GEAR TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 45

- (e) Push the LSK that is adjacent to <32 TIRE PRESSURE.
- (f) Push the LSK that is adjacent to <LOW TIRE TEST.
- (g) Make sure TIRE PRESSURE comes into view on the top EICAS display for a minimum of 15 seconds.
- (h) Make sure the lower EICAS display shows 50 psi for each tire.
- (i) Make sure TIRE PRESSURE stays on EICAS for a minimum of 15 seconds, then goes out of view.
- (j) Make sure the CDU shows PASS.
- (k) Make sure the EICAS display shows that each of the 16 main gear tire pressures is between 185 and 250 psig.
- (l) Make sure the EICAS display shows that each of the 2 nose gear tire pressures is between 165 and 225 psig.
- (m) Push the LSK that is adjacent to <RETURN until you can see the CMC MENU.
- (n) *DLH 002 WITH SB 32-2331 AND ALL EXCEPT DLH 002;*
Do the steps that follow to do a check of the set-point indications for the tire pressure indication:
 - 1) On the CDU, push the line-select key (LSK) that is adjacent to **<OTHER FUNCTIONS.**
 - 2) Push the LSK that is adjacent to **<CONFIGURATION.**
 - 3) Push the LSK that is adjacent to **<32 TIRE PRESSURE.**
 - 4) Push the LSK that is adjacent to **<TPMU.**
 - 5) Make sure these set-point readings come into view:

Low Tire Press Setting

Main Gear: 100 psi

Nose Gear: 100 psi

Average Deviation Setting:

Main Gear: 18%

Nose Gear: N/A

Axle Differential Setting

Main Gear: 25%

Nose Gear: 12%

NOTE: If it is necessary, do the procedure to set TPMU on the CDU until you can see the advisory set-point indications.

AIRPLANES WITH TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM

- 6) Push the LSK that is adjacent to <RETURN until you can see the CMC MENU.
 - (3) Do the steps that follow to do a test for wheel/channel identification:
 - (a) Push the GEAR button on the EICAS Display Select Panel.
 - (b) Make sure the gear synoptic page comes into view on the EICAS display.
 - (c) Make sure the EICAS display shows that each of the 16 main gear tire pressures is between 185 and 250 psig.
 - (d) Make sure the EICAS display shows that each of the 2 nose gear tire pressures is between 165 and 225 psig.
 - (4) Remove the hubcaps from the main gear wheels.

CAUTION: PUSH THE SPACER AND GROMMET ON THE SPACER CONDUIT OUT OF THE SLOT IN THE HUBCAP WHILE YOU REMOVE THE HUBCAP. KEEP THE SPACER WITH THE HUBCAP. DO NOT PULL THE CONDUIT BECAUSE IT CAN CAUSE DAMAGE TO THE SENSOR ASSEMBLY.

- (a) Remove the clamp and pull the hubcap off the wheel to remove the hubcap assembly.
- (b) *AIRPLANES WITH B.F. GOODRICH WHEELS ON THE NOSE GEAR;*
Remove the hubcaps from the main gear with the same procedure you used for the hubcaps on the nose gear.

(5) AIRPLANES WITH BENDIX WHEELS ON THE NOSE GEAR;
Remove the hubcap from each of the nose gear wheels .

CAUTION: PUSH THE SPACER AND GROMMET ON THE SPACER CONDUIT OUT OF THE SLOT IN THE HUBCAP WHILE YOU REMOVE THE HUBCAP. KEEP THE SPACER WITH THE HUBCAP. DO NOT PULL THE CONDUIT BECAUSE IT CAN CAUSE DAMAGE TO THE SENSOR ASSEMBLY.

- (a) Remove the three bolts from the hubcap assembly and pull the hubcap off the wheel.

LANDING GEAR TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 45

AIRPLANES WITH B.F. GOODRICH WHEELS ON THE NOSE LANDING GEAR

(6) Do the steps that follow to continue the test for wheel/channel identification:

(a) Disconnect the connector for pressure sensor No. 1 from the wheel interface unit (T1527) (wheel No. 1, left wing landing gear, left front wheel).

1) Make sure the EICAS display for wheel No. 1 goes out of view.

2) Connect the connector for pressure sensor No. 1 to the wheel interface unit (T1527) for the TPIS.

(b) Do the above three steps for each of the tire pressure sensors on the main and nose gear wheels.

NOTE: Do the test for each pressure sensor at each of the wheel interface unit. Start the test at T1527 (wheel No. 1). Continue to do the test in sequence until you complete the test for T1544 (wheel No. 18).

(c) Make sure that all 18 pressure sensor connectors are connected.

(d) Make sure the EICAS display shows that each of the 16 main gear tire pressures is between 185 and 250 psig.

(e) Make sure the EICAS display shows that each of the 2 nose gear tire pressures is between 165 and 225 psig.

(7) Install the hubcap on each wheel.

NOTE: On the nose wheel, the holder for the tire pressure sensor is part of the tire inflation valve.

(a) Move the hubcap until you can put the grommet on the sensor conduit in the slot on the hubcap.

(b) Put the spacer below the grommet and push it into the slot in the hubcap when you install the hubcap.

AIRPLANES WITH TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM

(c) On the main gear wheels, turn the hubcap lightly back and forth until the conditions that follow are correct:

1) The antiskid transducer drive coupling in the hubcap engages with the dog on the antiskid transducer.

2) The driver for the wheel interface unit, in the hubcap, engages with the rotor in the wheel interface unit.

(d) On the nose gear wheels, turn the hubcap lightly back and forth until the condition that follows is correct:

1) The driver for the wheel interface unit engages with the rotor in the wheel interface unit.

(e) Do the steps that follow for B.F. Goodrich wheels;

1) Turn the hubcap until the pin in the hubcap falls in the mating hole in the wheel.

2) Put the clamp on the edge of the hubcap and tighten to 35-40 pound-inches.

(f) Do the steps that follow for Bendix wheels:

1) Turn the hubcap until the fastener holes in the wheel align with the mating holes in the hubcap.

2) Install the three bolts and washers and install a lockwire.

(g) Install the inflation valve cap on the nose wheel.

G. Put the Airplane Back to Its Usual Condition

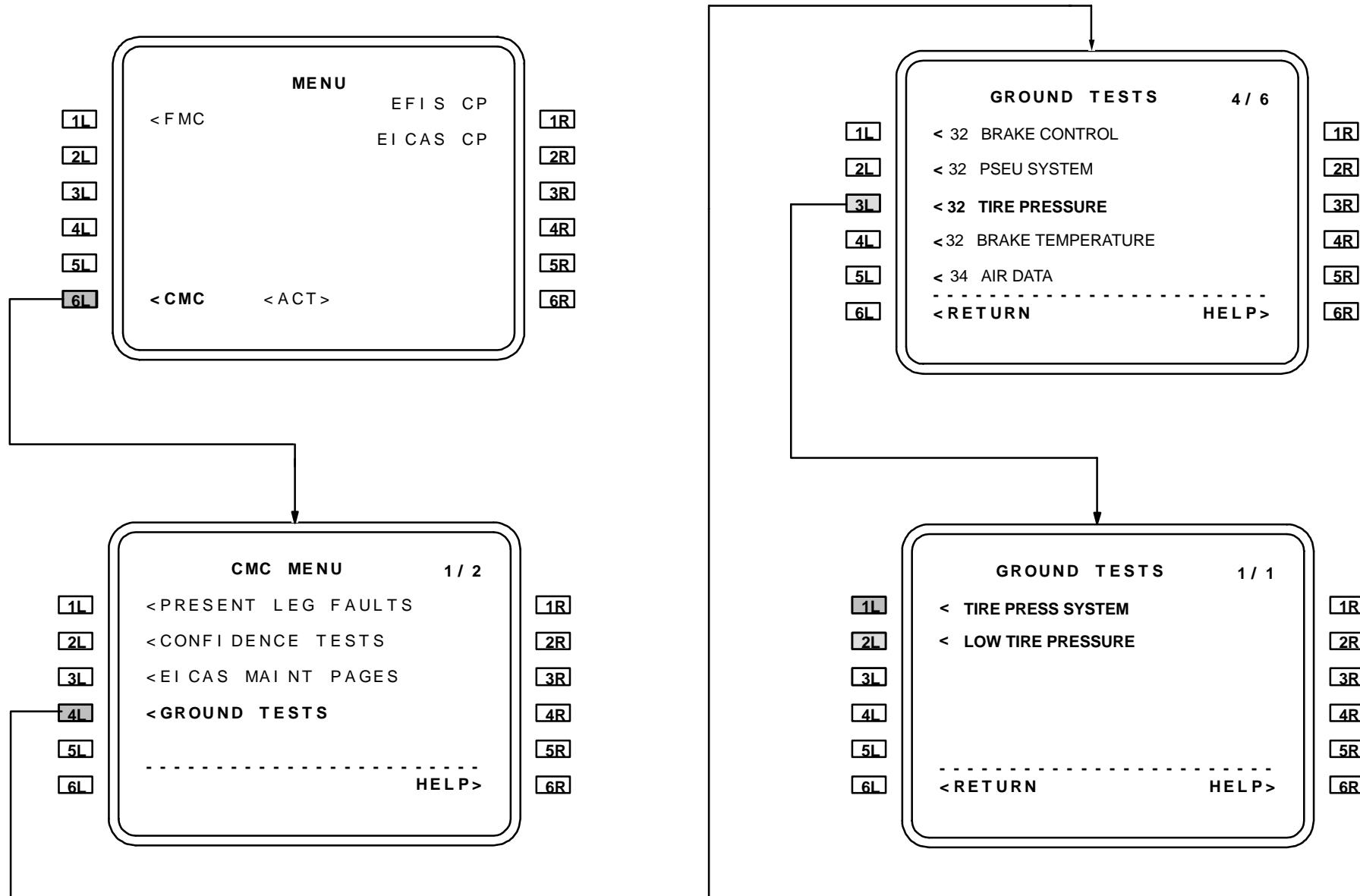
(1) Remove electrical power if it is not necessary (AMM 24-22-00/201).

(2) Remove the ground lock pins for the landing gear (AMM 32-00-30/201).

Wenn der Ground Test mit FAIL abschließt, besteht z.B. der Fehler darin, daß die Tire Pressure Monitoring U (TPMU) nicht stromversorgt ist, dann derfolgt die

CMC message :

- **TPMU - NO TEST RESPONSE (32 021).**


Figure 146 TIRE PRESSURE INDICATING SYSTEM GROUND TEST



SET POINT INDICATION FOR THE TIRE PRESSURE INDICATION

- 1) On the CDU, push the line-select key (LSK) that is adjacent to **<OTHER FUNCTIONS.**
- 2) Push the LSK that is adjacent to **<CONFIGURATION.**
- 3) Push the LSK that is adjacent to **<32 TIRE PRESSURE.**
- 4) Push the LSK that is adjacent to **<TPMU.**
- 5) Make sure these set-point readings come into view:

Low Tire Press Setting :

Main Gear: 100 psi
Nose Gear: 100 psi

Average Deviation Setting:

Main Gear: 18%

- ein Tire Pressure 18% über oder unter den Durchschnittswert der übrigen Räder liegt.

Nose Gear: N/A

Axle Differential Setting :

Main Gear: 25%

- die Pressure Differenz der beiden auf einer Achse sitzenden Räder über 25%, bezogen auf das Rad mit dem niedrigsten Pressure ist

Nose Gear: 12%

- die Pressure Differenz von den beiden Rädern über 12%, bezogen auf das Rad mit dem niedrigsten Wert.

NOTE: If it is necessary, do the procedure to set TPMU on the CDU until you can see the advisory set-point indications.

- 6) Push the LSK that is adjacent to **<RETURN**
until you can see the CMC MENU.

FEHLERANZEIGE : THE TIRE PRESSURE SYSTEM

Sollten die Tatsächlichen Werte (Wheels) von den einprogrammierten Werten in der TPMU voneinander abweichen, so erscheint :

Advisory Message :

> TIRE PRESSURE (32 48 02 00)

und / oder

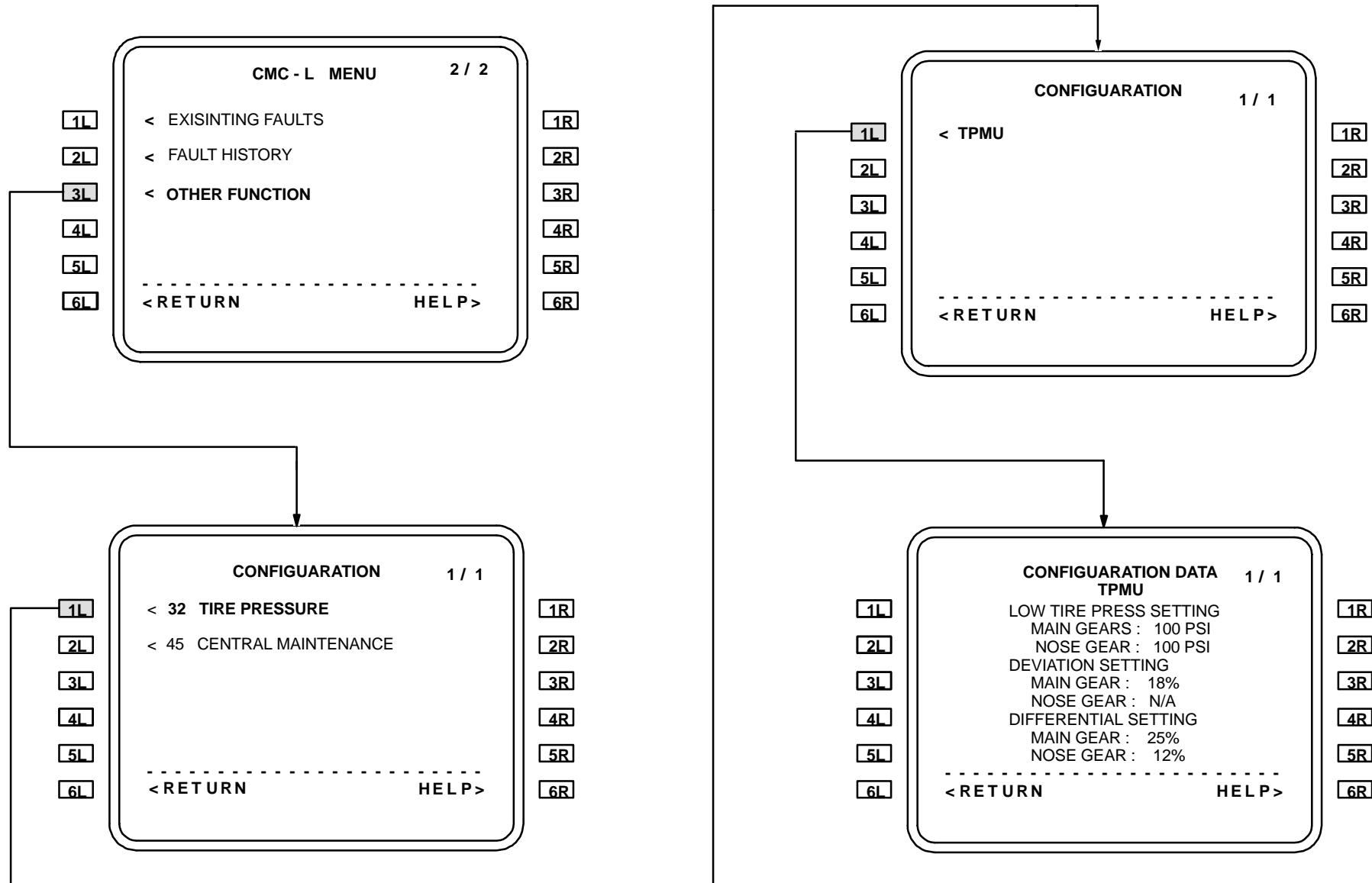
Status Message :

TIRE PRESSURE (32 48 03 00)

und an der CMCS Message kann der Grund für die EICAS Messages abgelesen werden :

ABNORMAL TIRE PRESSURE CONDITION (32 052).

Über den Line Select Key 5L kann die Gear Maintenance Page aufgerufen werden und die Tire Pressure Indication ersehen, wodurch die Abnormal Tire Pressure Conditions erfolgt ist.


Figure 147 SET POINT INDICATION FOR THE TIRE PRESSURE SYSTEM



32 - 51 NOSE GEAR STEERING

NOSE WHEEL STEERING SYSTEM

GENERAL

Durch das Nose Wheel Steering System kann das Flugzeug am Boden direkt mittels des Hydraulic System No.1 Pressures und Steuerungssignalen aus dem Cockpit gesteuert werden.

Das Nose Wheel kann zu jeder Seite 70° ($+2^{\circ}/-3^{\circ}$) von Neutral ausgelenkt werden.

Wenn das Nose Wheel $+/- 20^{\circ}$ von der Neutral Position ausgelenkt wurde, wird das Body Gear Steering System armiert.

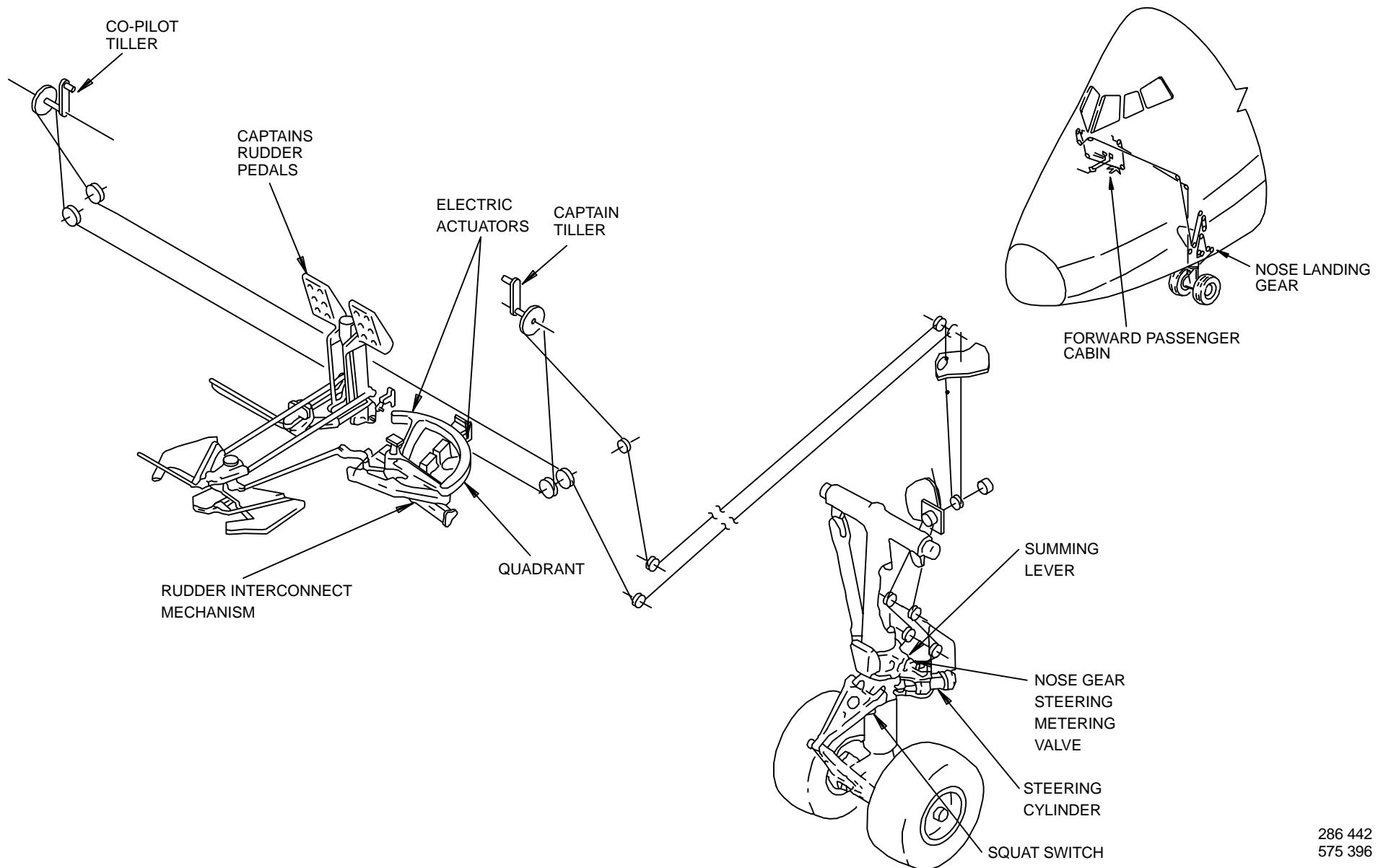
Nose Wheel Steering kann bis zu einem Winkel von $+/- 7^{\circ}$ von den Rudder Pedals und bei einer größeren Auslenkung, bis zu $+/- 70^{\circ}$ von den Steering Tillers, eingebaut auf beiden Seiten des Flight Compartments, durch den Interconnect Mechanism gesteuert werden. Das Steering System befindet sich feuerbelastet in der Center - Position.

Das Flugzeug kann bis zu einem Ausschlag von 65° nach links und rechts geschleppt werden ohne dass die Torsion Links mittels des Apex Pins getrennt werden müssen.

Interne Cams (Konturenscheiben) zentrieren das Nose Gear, wenn der Shock Strut voll ausgefedert ist. Das Nose Gear darf nicht gedreht werden, wenn der Innere Zylinder $> 18^{\circ}$ ausgefedert ist.

Normal Steering erfolgt durch die Steering Tiller. Die Bewegung wird direkt über ein Seilsystem zu dem Metering Valve übertragen, welches direkt 3000psi Hydraulic System No.1 Pressure auf die Steering Actuator durchsteuert.

Rudder Pedal Steering wird benutzt, wenn das Flugzeug einen Start, Landung oder sich auf der Taxiway befindet und nur kleine Steuerungsausschläge erforderlich sind. Die Rudder Pedal Linkage ist mit den Steering Cables verbunden. Der Rudder Pedal Steering Mechanism ist auf die Nose Wheel Steering durch zwei Electrical Actuators am Boden aufgeschaltet. Die Electrical Actuators werden durch die beiden Nose Gear Squat Switches (Compressed Switches) beschaltet.


Figure 148 NOSE GEAR STEERING OVERVIEW

 286 442
575 396



32 - 51 NOSE GEAR STEERING

SYSTEM OVERVIEW

BESCHREIBUNG

NOSE GEAR STEERING HYDRAULIC

- erfolgt von dem Hydraulic System No.1
- ist zum Nose- und Body Gear Steering System geschaltet, wenn das Nose/ Body Gear Selector Valve in der DOWN - Position steht.

NOSE GEAR STEERING TILLERS

- sind über Cables mit dem Steering Quadrant verbunden
- maximale Auslenkung entspricht 70° am Nose Gear

STEERING QUADRAT

- betätigt über Cables
 - den Body Gear Steering Control Transducer
 - das Control Valve
- betätigt Body Gear Steering Arming Switch bei >20° Auslenkung
- Clutch Assy
 - schaltet Rudder Pedal Bewegung auf Steering Quadrant
 - wird durch Clutch Actuators betätigt
 - Air Mode:
 - Pedal Bewegungen gelangen nicht zum Steering Quadrant
 - Ground Mode:
 - Pedal Bewegungen sind auf Steering Quadrant geschaltet; 7° Nose Gear Auslenkung
 - Actuators werden von Nose Gear Squat Switches über PSEU und Relays gesteuert
 - Pedal Steering Switch schaltet, wenn nur ein Clutch Actuator in die GROUND - Mode umgeschaltet hat und es erfolgt EICAS Status Message : "PEDAL STEERING"

CONTROL VALVE

- steuert Hydraulic zu den Steering Cylinders
- Follow Up erfolgt durch Cable vom Steering Collar
- Bypass Valve verhindert Überdruck in den Actuators und Leitungen
- Compensator hält bei Hydraulic Off die Flüssigkeit in Control Valve und Actuators auf 205 - 325 psi für Flatterdämpfung.

LANDING GEAR NOSE GEAR STEERING



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

B 1 / B 2

32 - 51

R
E
F
E
R
T
O
D
I
N
A
3
P
A
G
E

Nur zur Schulung

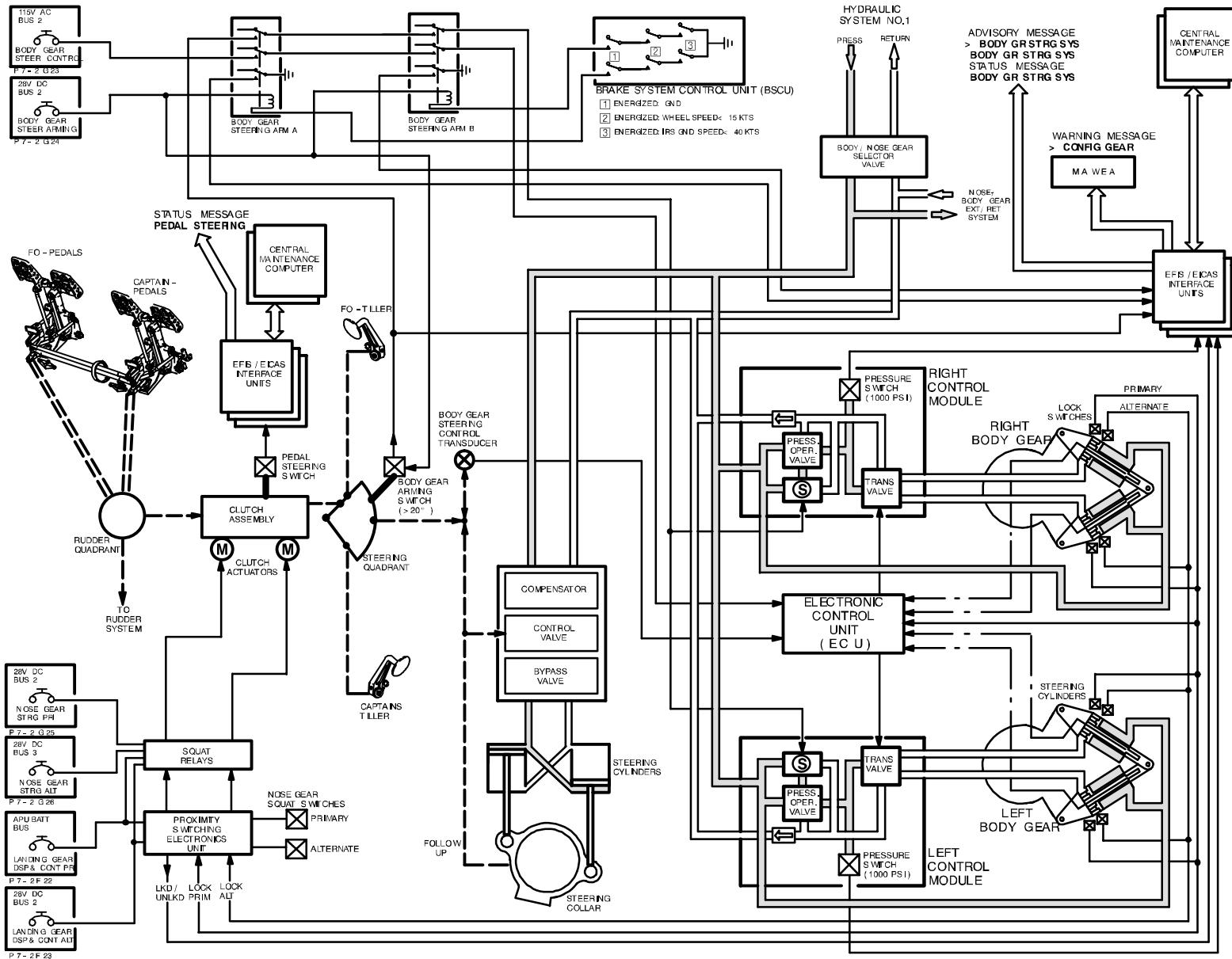


Figure 149 NOSE- AND BODY GEAR STEERING SCHEMATIC



NOSE GEAR STEERING CIRCUIT DIAGRAM

BESCHREIBUNG

Das Nose Gear Steering System besteht aus zwei getrennten Systemen :

- Primary System
- Alternate System

Wenn der Nose Gear Squat Switch das Signal : **COMPRESSED** durchschaltet, wird es an die Proximity Switching Electronic Unit (PSEU) übertragen, diese steuert das Nose Gear Squat Relay an und erregt es.

Es wird die Stromversorgung von den Circuit Breaker über das Relay zu dem Nose Gear Steering Actuator durchgeschaltet und fährt in die entgegengesetzte Position.

Die beiden Actuator stehen grundsätzlich in einer entgegengesetzten Position, einer RETRACT und der andere EXTEND.

Die Nose Gear Steering Actuator werden durch den Pedal Steering Actuator Monitor - Switch überwacht.

Wenn nur einer der beiden Actuator in die GROUND - Mode fährt, ist die Bewegung des Actuator Levers begrenzt aber die Bewegung reicht aus, um eine ausreichende Bewegung des Rudder Pedal Steering Mechanism zu ermöglichen und die Steering aufzuschalten. Es erfolgen die entsprechenden Messages, siehe Fehleranzeige.

Wenn der Nose Gear Squat Switch das Signal : **NOT COMPRESSED** durchschaltet, wird es an die Proximity Switching Electronic Unit (PSEU) übertragen, diese steuert das Nose Gear Squat Relay an und es fällt ab.

Das Nose Gear Steering System ist abgeschaltet.

NOTE: Sollte, nachdem das Flugzeug sich in der AIR - Mode befindet, beide Nose Gear Squat Switches nicht nach NOT COMPRESSED umgeschaltet haben, erfolgt **KEINE MESSAGE**.

FEHLERANZEIGE : RUDDER PEDAL INTERCONNECT ACTUATOR

Wenn ein Fehler an *einem der beiden Rudder Pedal Steering Actuator* auftritt, erfolgt die :

Status Message :

PEDAL STEERING

und auf der MCDU erfolgt die :

CMCS Message :

NOSE WHEEL STEERING RUDDER PEDAL INTERCONNECT FAIL 32 045

LANDING GEAR NOSE GEAR STEERING



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430
E 1 / M 2
32 - 51

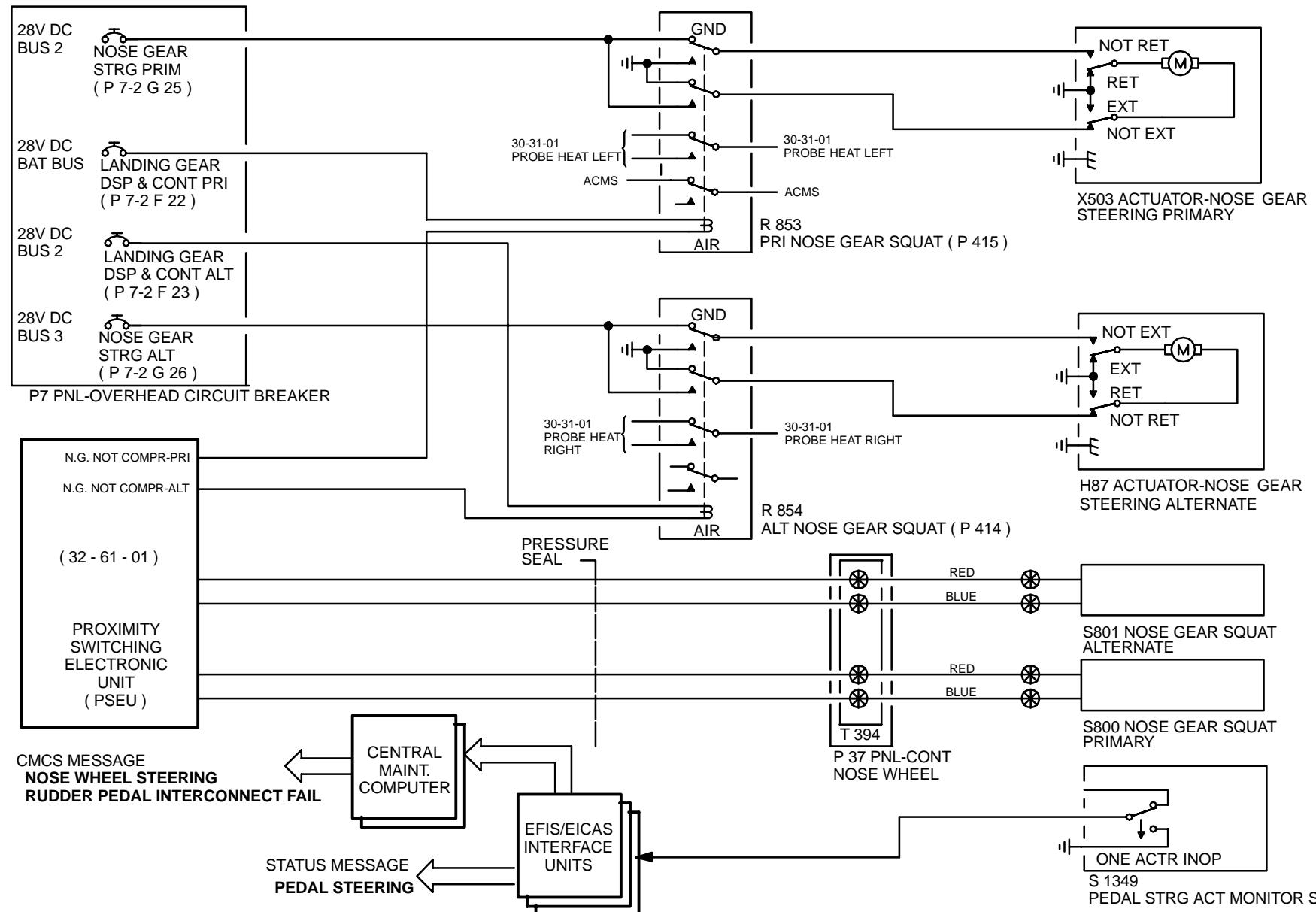


Figure 150 NOSE GEAR STEERING CIRCUIT DIAGRAM



NOSE GEAR STEERING OPERATION

BESCHREIBUNG

Wenn der Landing Gear Lever sich in der DOWN - Position befindet und damit das Nose-Body Gear Selector Valve den DOWN - Pressure des Hydraulic Systems No.1 durchgesteuert hat, gelangt dieser auch zu dem Nose Gear Steering System.

NOSE GEAR CENTERED

Der Hydraulic Pressure gelangt über das Control Valve Orifice auf beide Kolbenseiten der Steering Cylinders. Dadurch wird die Zentrierung und Flatterdämpfung erreicht.

Das Bypass Valve wird durch den Pressure in der CLOSED - Position gehalten. Bei einer Stoßbelastung auf die Räder kann sich die Hydraulik-Flüssigkeit über das Control Valve von der einen Cylinderseite zur anderen ausgleichen.

Sollte die Belastung so groß sein, daß ein Druckstoß von 4000psi entsteht, dann öffnet zum Ausgleich das Bypass Valve.

Bei Hydraulic System No.1 OFF verschließt der Compensator den Return und hält die eingeschlossene Flüssigkeit auf ca. 205-325psi für Zentrierung und Flatterdämpfung.

NOSE GEAR LEFT TURN

Durch die Auslenkung des Control Valves sind die Kolbenseiten über die Swivel Valves mit Pressure und Return verbunden (Right Turn umgekehrte Aufschaltung).

Bis zur Shock Strut / Steering Cylinder Center Line fährt der Left Cylinder Retract. Danach schaltet das Left Swivel Valve den Return weg und Pressure auf die Kolbenseite. Dadurch ändert der Cylinder seine Wirkrichtung (der Steering Cylinder fährt nur noch mit der Differenzkraft von Kolben und Kolbenstange - seite). Der Right Cylinder fährt den gesamten Weg nur Extend.

Bei einem Right Turn gilt diese Beschreibung für die jeweils anderen Bauteile.

LANDING GEAR NOSE GEAR STEERING



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

M 2

32 - 51

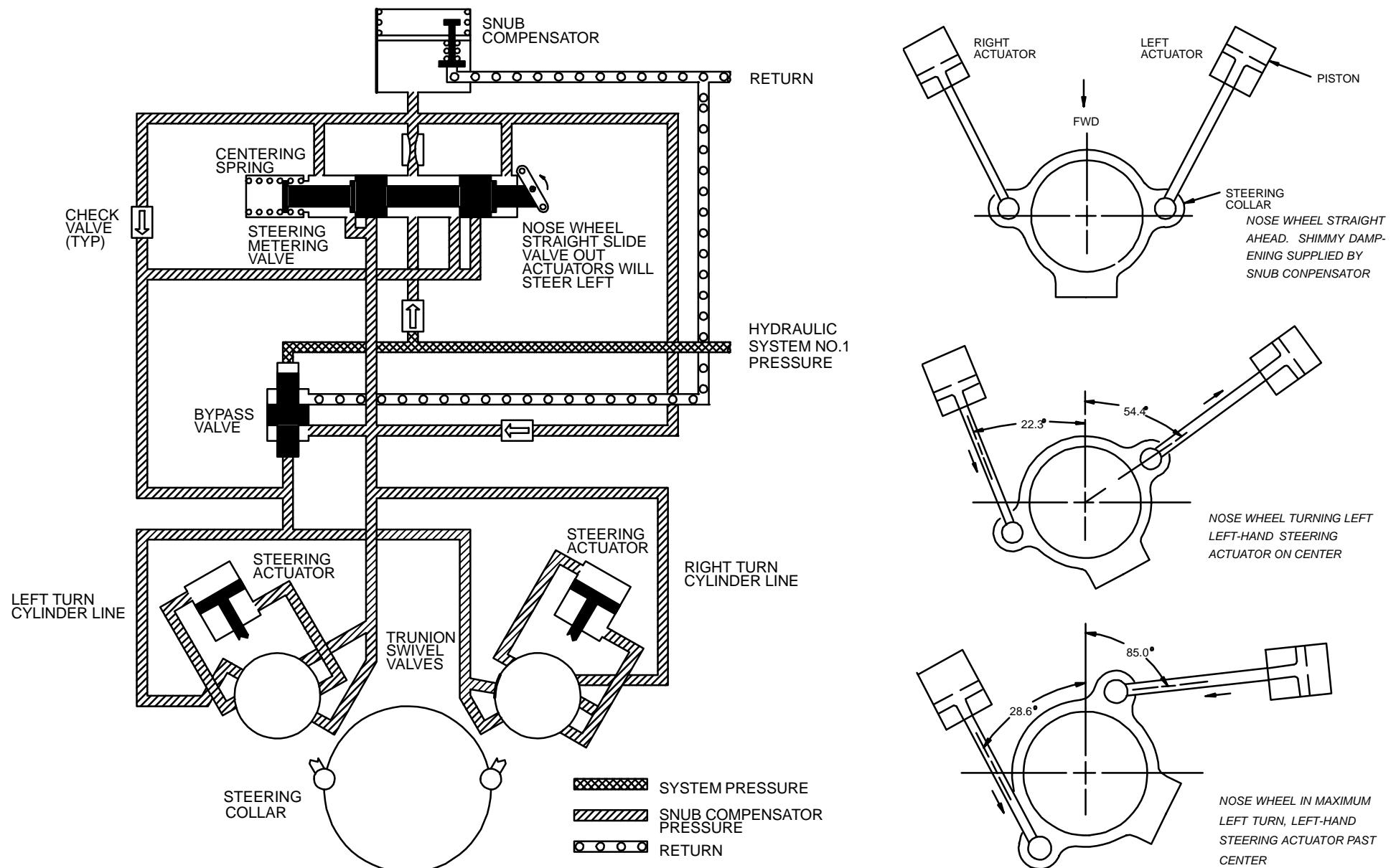


Figure 151 NOSE GEAR STEERING SCHEMATIC



STEERING TILLER AND CABLE DRUM

Die Steering Tiller befinden sich auf der linken Seite an der Sidewall für den Captain und für den First Officer auf der rechten Seite an der Sidewall.

Die Tiller werden dazu benutzt, um das Nose Gear bis zu einem Maximum von 70° auszulenken.

Die Cable Drum setzt das Tiller Signal in eine Bewegung auf die Steering Cables um.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Handle
 - betätigt über Drum das Steering Cable
 - Pointer für Handle Position
 - bewegt sich beim Schleppen mit und darf dabei nicht betätigt oder festgehalten werden
- Rig Pin für Handle Neutral (Nose Gear Center - Position)

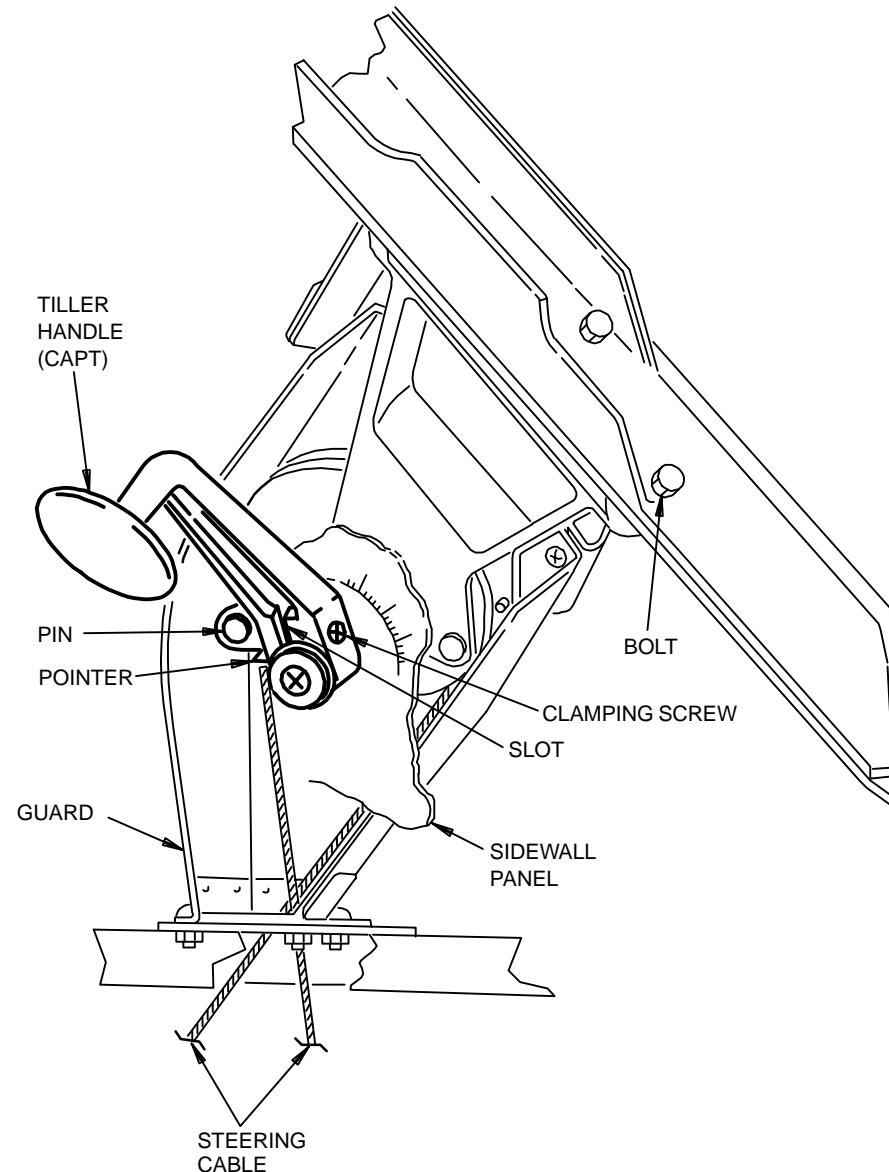
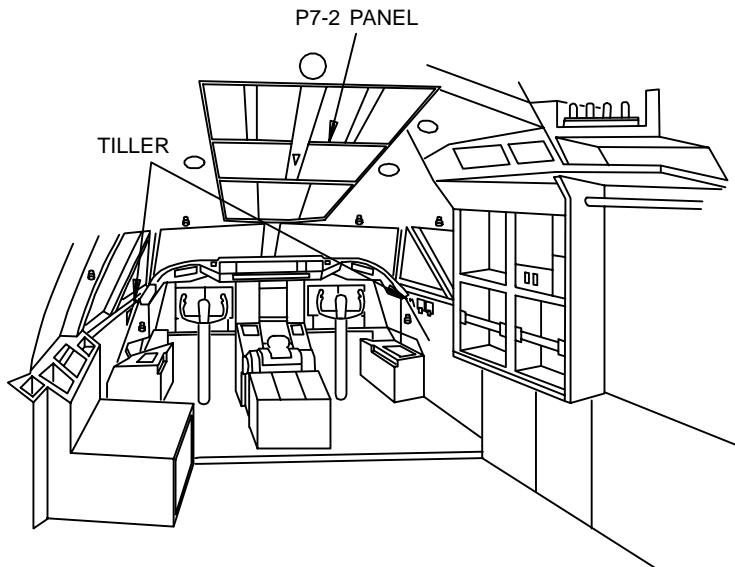


Figure 152 NOSE GEAR STEERING TILLER

281 227



RUDDER PEDAL STEERING MECHANISM

- der *Rudder Pedal Steering Mechanism* wird betätigt bei
 - Steering Cable Input
 - Rod Input von den Rudder Pedals wenn Clutch Assy in Ground Mode
- *Cam*
 - betätigt Body Gear Steering Arming Switch ($>20^\circ$)
- *Spring*
 - dient für Centering
 - ermöglicht, daß der Quadrant durch die Tillers weiter ausgelenkt werden können als durch die Pedals (mit Tillers 70° , mit Pedals 7°)
 - ist am Quadrant und am Quadrant Arm befestigt
- Rig Pin für Quadrant Neutral
- ist unterhalb von Cockpit eingebaut

- *Clutch*
 - **Ground Mode**
 - Durch die Clutch Actuators wird der Actuator Lever zurückgeschwenkt. Dadurch kann die Spring den Quadrant Arm an die Stops vom Crank und vom Quadrant heranziehen, d.h. der Crank ist durch den Quadrant Arm mit dem Quadrant verbunden.
Bei Betätigung der Rudder Pedals gelangt die Bewegung über Rod und Crank auf den Quadrant, und dadurch erfolgt Steering.
 - **Air Mode**
 - Durch die Clutch Actuators wird der Actuator Lever gegen den Quadrant Arm betätigt. Dadurch wird dieser weggeschwenkt, und der Crank ist vom Quadrant getrennt. Damit ist die Rudder Pedal Bewegung vom Quadrant abgekuppelt.
 - Pedal Steering Switch meldet Clutch Actuator Differenz (z. B. ein Actuator inopeativ) über die EIU's zum EICAS.

FEHLERANZEIGE : RUDDER PEDAL INTERCONNECT ACTUATOR

Wenn ein Fehler an *einem der beiden Rudder Pedal Interconnect Actuator* auftritt, erfolgt die :

Status Message :

PEDAL STEERING

und auf der MCDU erscheint die :

CMCS Message :

NOSE WHEEL STEERING RUDDER PEDAL INTERCONNECT FAIL 32 045

NOTE: Sollte gleichzeitig die Status Message :

NOSE A/G DISAGREE

angezeigt werden, so ist zuerst diese Fehleranzeige gemäß Fault Isolation Manual (FIM) abzuarbeiten, da dieser Fehler auch die Status Message :

PEDAL STEERING

zur Folge hat.

LANDING GEAR NOSE GEAR STEERING



**Lufthansa
Technical Training**

B 747 - 430

B 1

32 - 51

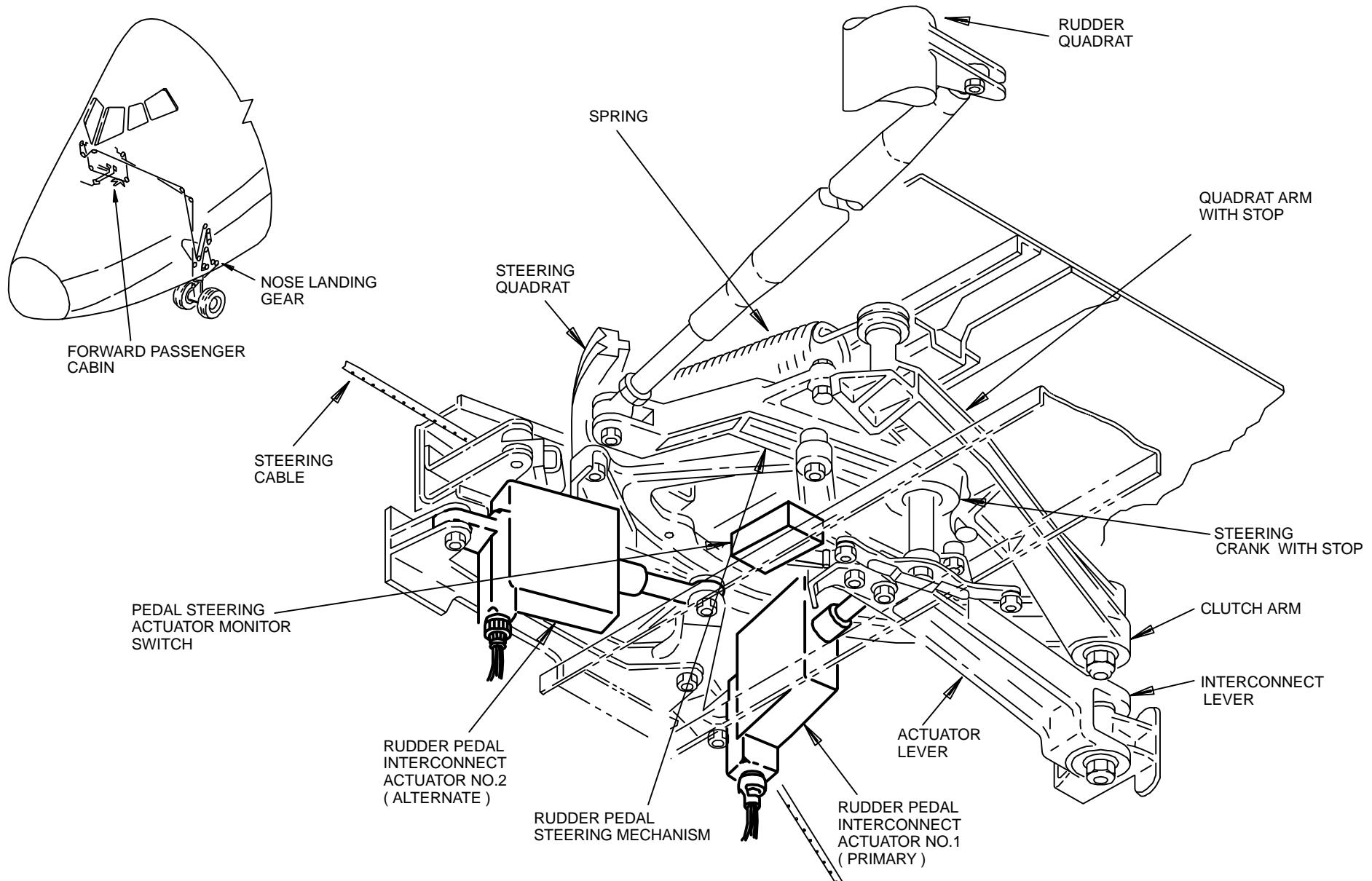


Figure 153 NOSE GEAR STEERING CLUTCH ACTUATORS



NOSE GEAR STEERING COMPONENTS

CABLE COMPENSATOR

Das Cable Compensator Assembly hat zwei Cable Drums die mit einem Butterfly Cam und Roller Mechanism verbunden sind.

Bei normaler Betätigung wirken die beiden Drums als eine.

Bei einem Cable Failure verhindert der Cable Compensator, das der falsche Input an das Metering Valve weitergeleitet wird.

Auf der Rückseite des Cable Compensators wird mit dem Body Gear Steering Control Transducer, der Auslenkungswinkel des Nose Gear Steering Systemes (IST) für die Auslenkung des Body Gear Steering Systemes (SOLL) abgenommen.

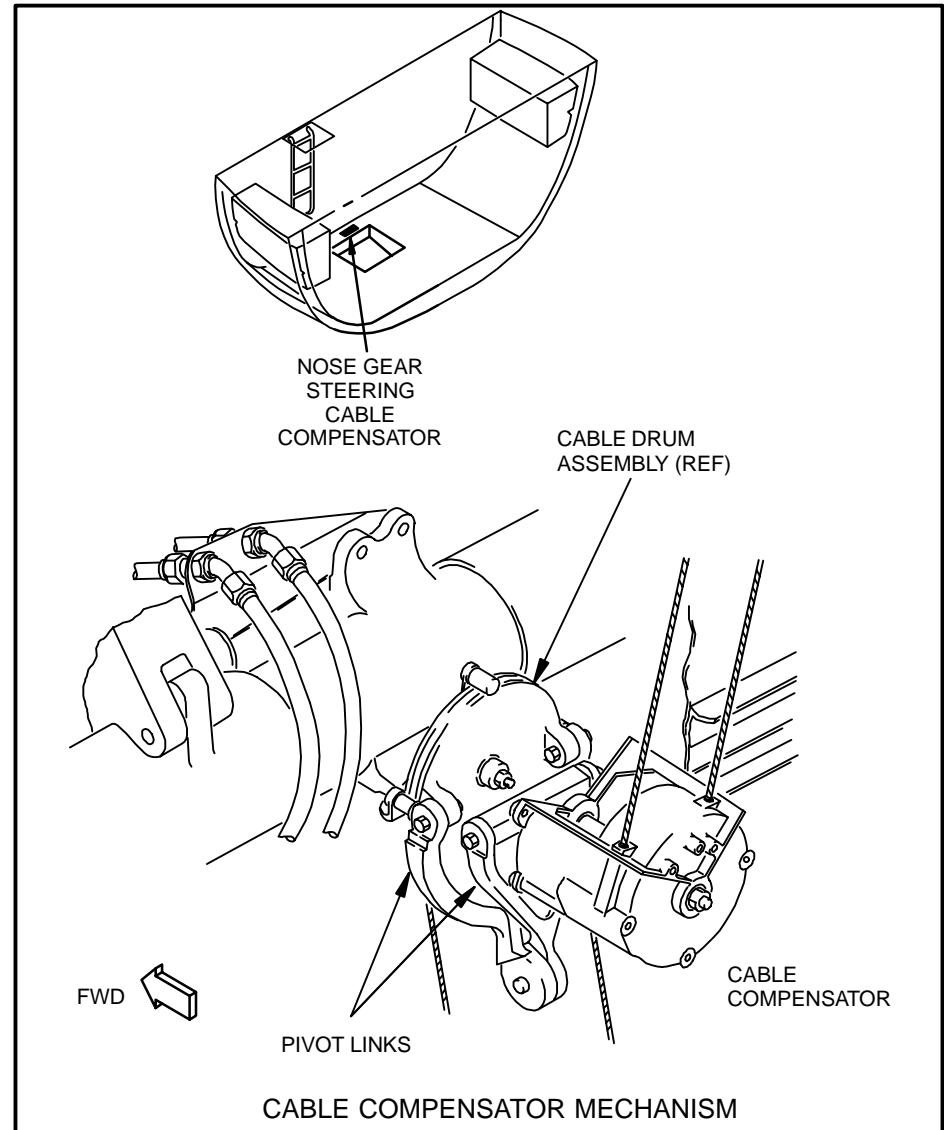
PIVOT LINK

Zwei Pivot Links verbinden den Shaft des Cable Compensators mit dem Cable System zu dem Nose Gear Steering Metering Valve.

Diese Linkage erlaubt Nose Gear Extension und Retraction ohne Beeinflussung des Cable Systems.

ZUSAMMENFASSUNG :

- überträgt Steering Cable Bewegungen
 - über Links und Control Cable Drum auf das Control Cable
 - auf den Body Gear Steering Control Transducer
- ermöglicht Control Valve Centering bei Riß vom Steering Cable
- ist im Bereich vom Main Equipment Center Access Door eingebaut
- Rig Pin für Steering Neutral



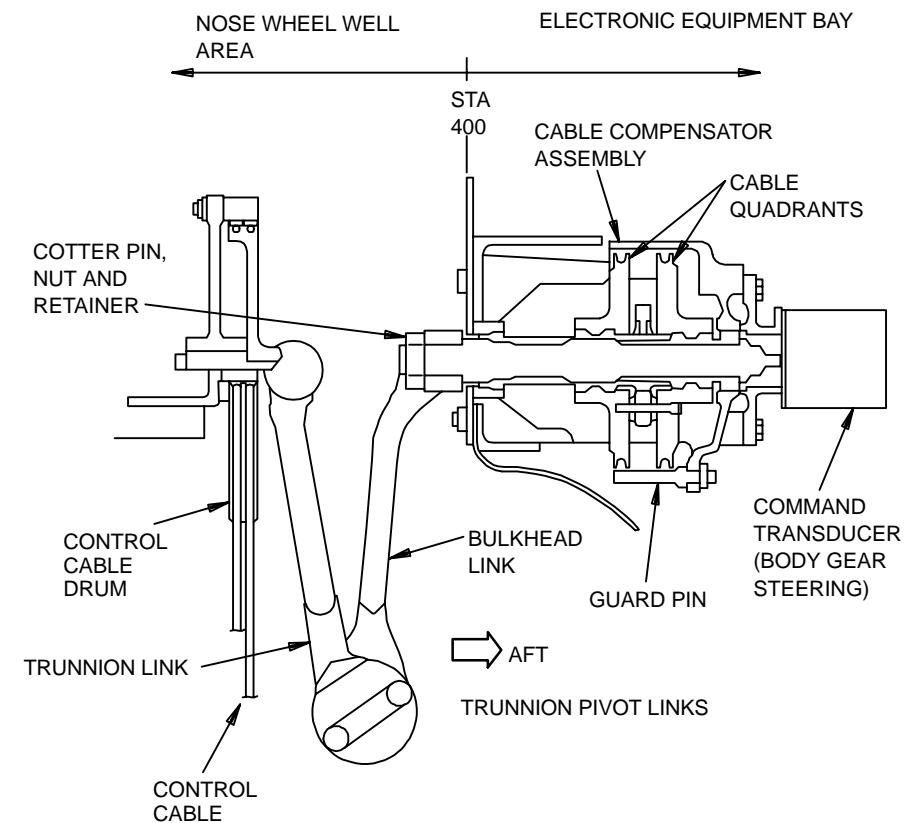
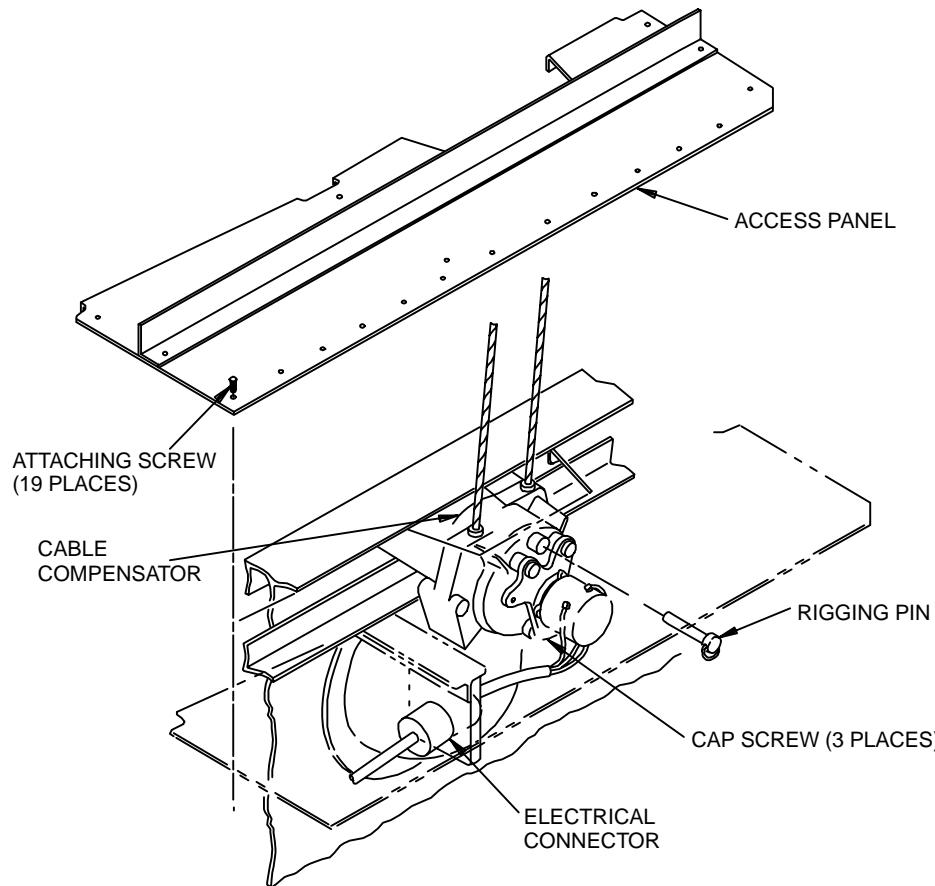


Figure 154 NOSE GEAR STEERING CABLE COMPENSATOR



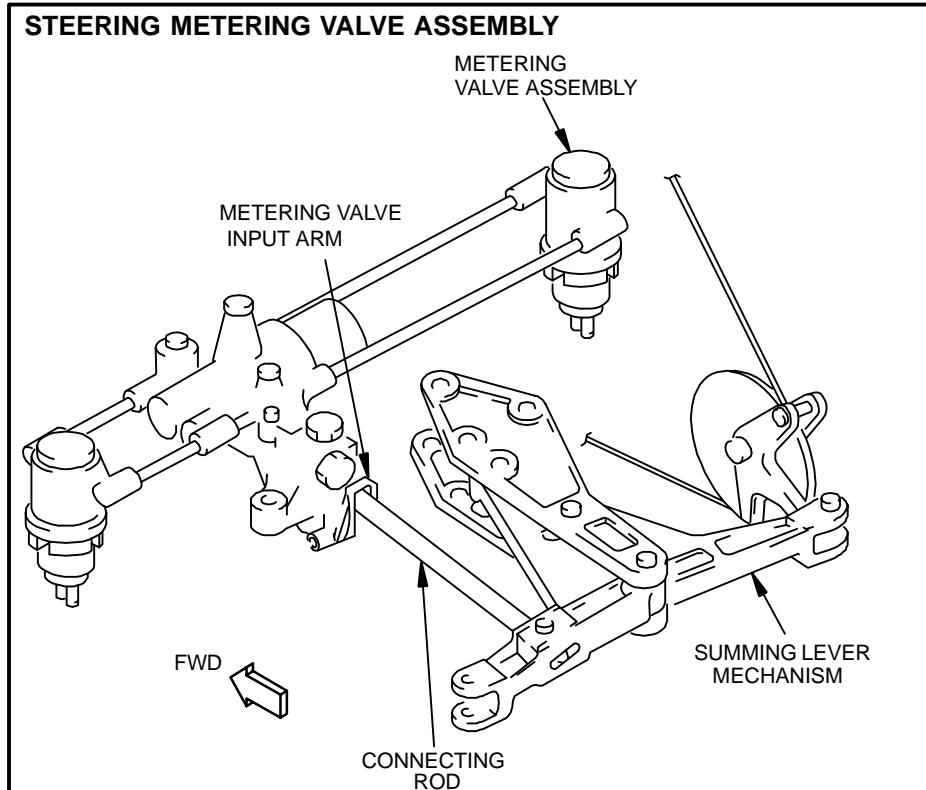
NOSE GEAR STEERING COMPONENTS

STEERING METERING VALVE ASSEMBLY

- CONTROL CABLE
 - ist mit dem Steering Collar verbunden, die Bewegung lenkt den Summing Lever aus
- SUMMING LEVER
 - lenkt über die Connecting Rod das Metering Valve aus, und Hydraulic Pressure wird über die Swivel Valves zu den Steering Cylinders geschaltet
- METERING VALVE
 - steuert den Hydraulic Pressure über die Swivel Valves zu den Steering Actuators
 - wird beim Schleppen, durch Einsetzen des TOWING PINS in der NEUTRAL - Position fixiert
 - bei Bruch der Ansteuerung wird das Valve durch die Centering Spring in die NEUTRAL - Position gestellt
- METERING BYPASS CHECK VALVE
 - erlaubt ein Umströmen von Hydraulic zwischen den Metering Valve Ports, z.B. beim Schleppen.
- METERING VALVE COMPENSATOR
 - der Metering Valve Compensator hält einen Druck von 205 - 325psi in dem Nose Gear Steering System gegen die Actuator als Dämpfer aufrecht.
 - Zentrierung und Flatterdämpfung
- BYPASS VALVE
 - das Bypass Valve verhindert einem Überdruck (> 4000psi) in dem Nose Gear Steering System, wenn auf einer Seite der Steering Actuator dieser austritt, wird er über das Bypass Valve in den Return abgelassen.

NOSE GEAR STEERING ACTUATORS

- werden über die Swivel Valves angesteuert
- sind Double Acting Hydraulic Piston and Cylinder Assemblies
- beiden Steering Actuator arbeiten während der Steering zusammen
- lenken über die Steering Collars das Nose Gear, wobei die Steering Collar Bewegung als Follow Up zum Summing Lever zurückgeführt wird. Dadurch wird das Control Valve in die Neutral - Position betätigt



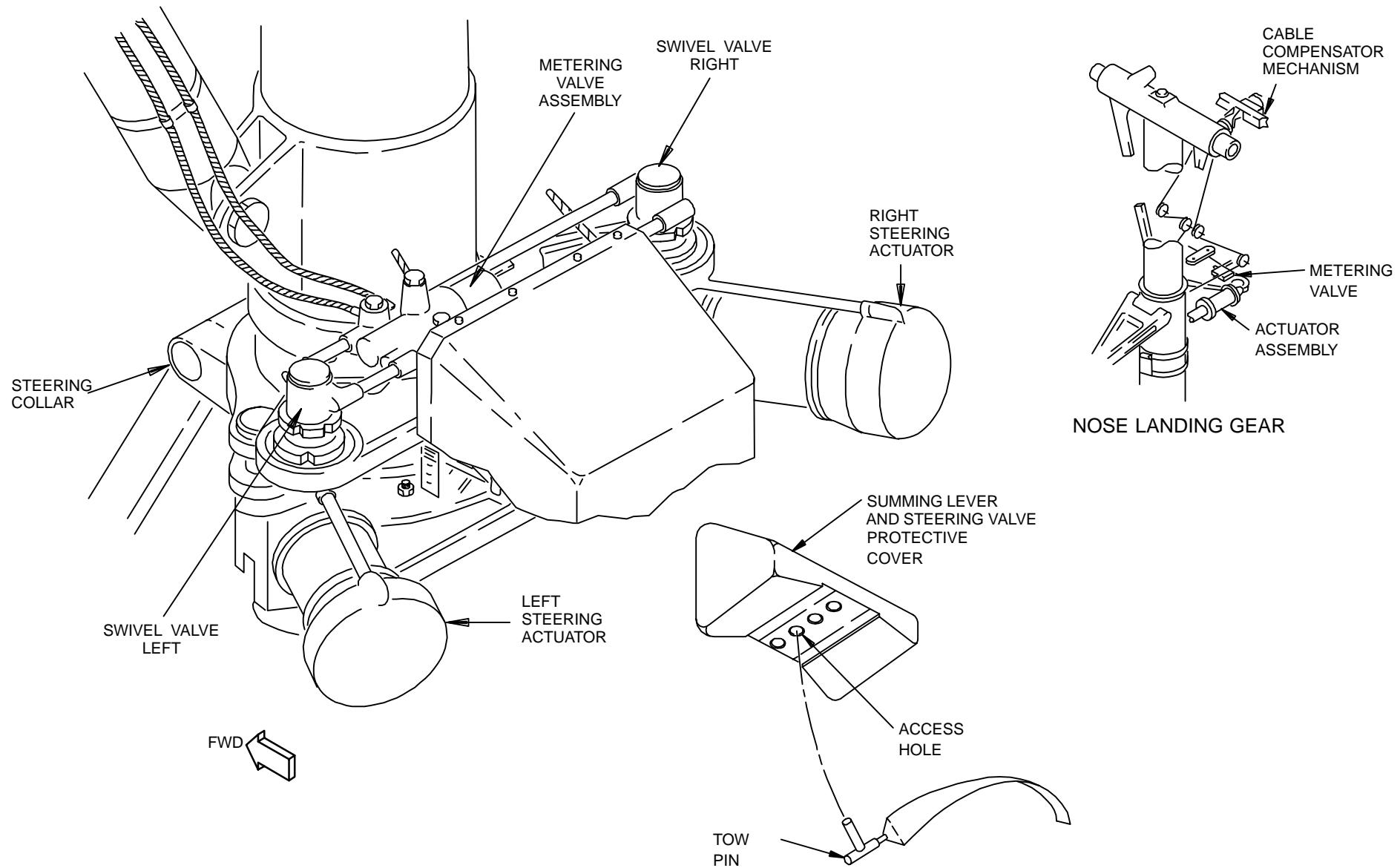


Figure 155 NOSE GEAR STEERING ACTUATOR ASSEMBLY



32 - 53 BODY GEAR STEERING

BODY GEAR STEERING SYSTEM

BESCHREIBUNG

Die Body Gear Steering ergänzt die Nose Gear Steering für die direkte Kontrolle für Flugzeug Towing und Taxiing. Die Body Gear Steering vermindert den Reifenverschleiß bei Bewegungen am Boden.

Das Body Gear Steering System wird von dem Hydraulic System No.1 druckversorgt. Die Body Gear Steering Actuators sind Hydrauluc Pressure versorgt, wenn sich das Nose / Body Gear Selector sich in der DOWN-Positon befindet.

Der Body Gear Arming Switch (20°), wird durch eine Cam betätigt, die mechanisch durch den Nose Gear Steering Tiller gesteuert wird und bereitet das Body Gear Steering System zur Auslenkung vor.

Das Arming Signal wird nur durchgeschaltet, wenn von der BSCU die beiden Arming Relays erregt wurden,

- Ground
 - PRIMARY und ALTERNATE AIR / GROUND - Mode für > 10sec.
- Wheel Speed < 15Kts.
 - die 4, der 8 Wing Gear Wheels mit der größten Wheel Speed
- IRS Ground Speed < 40Kts.
 - linke und rechte IRS Ground Speed Signal

Wenn das Arming Signal durchgeschaltet ist, wird das Solenoid erregt, das Pressure Operated Shutoff Valve öffnet und der Pressure Switch (> 1000psi) schaltet das Pressure Signal zu den EIU's.

Die EIU's vergleichen das Arming- und das Pressure Signal miteinander, d.h.:

- Kein Arming Signal und < 1000psi = System : ok
- Arming Signal und > 1000psi = System : ok
- kein Arming Signal und > 1000psi = System : Fail
- Arming Signal und < 1000psi = System : Fail

Das Body Gear Steering System erhält seine Steuersignale von dem Body Gear Steering Control Transducer.

Die Electronic Control Unit (ECU) vergleicht das Body Gear Steering Control Transducer Signal (SOLL) mit dem Body Gear Steering Actuator Transducer Signal (IST), mittels der errechnete Differenz steuert die ECU das Transfer Valve die Hydraulic auf die Steering Actuator,

- 1.) Entriegeln des Actuators
- 2.) Auslenken des Actuators.

Das System ist ein Closed Loop Servo System, welches den Hydraulic Pressure zu einem Paar von Body Gear Steering Actuators steuert (ein Actuator am linken und ein Actuator am rechten Body Gear). Wenn das Nose Gear in eine Richtung ausgelenkt wird, erfolgt eine geringere umgekehrt proportionale Auslenkung des Body Gears.

Jeder Body Gear Steering Actuator hat eine interne mechanische Verrieglung, die durch zwei Lock Switches (PRIM und ALTN) überwacht wird.

Die Switches generieren die EICAS Message BODY GEAR STRG, wenn beide Lock Switches melden, das ein Body Gear Steering Actuator UNLOCKED ist.

Der Feedback Transducer ist ein interne Bestandteil des Steering Actuators. Ein Amplifier und Servo Valve, die Signale von der Nose Gear Steering erhalten, sind ein Bestandteil der Body Gear Steering Module. Die Hauptbauteile des Systemes sind vier identische Steering Actuators und zwei Hydraulic Control Module. Ein elektrischer Interlock verhindert, das beide Actuator an einem Body Gear gleichzeitig entriegelt werden.

LANDING GEAR BODY GEAR STEERING



Lufthansa
Technical Training

B 747 - 430

B 1 / B 12

32 - 53

R
E
F
E
R
T
O
D
I
N
A
3
P
A
G
E

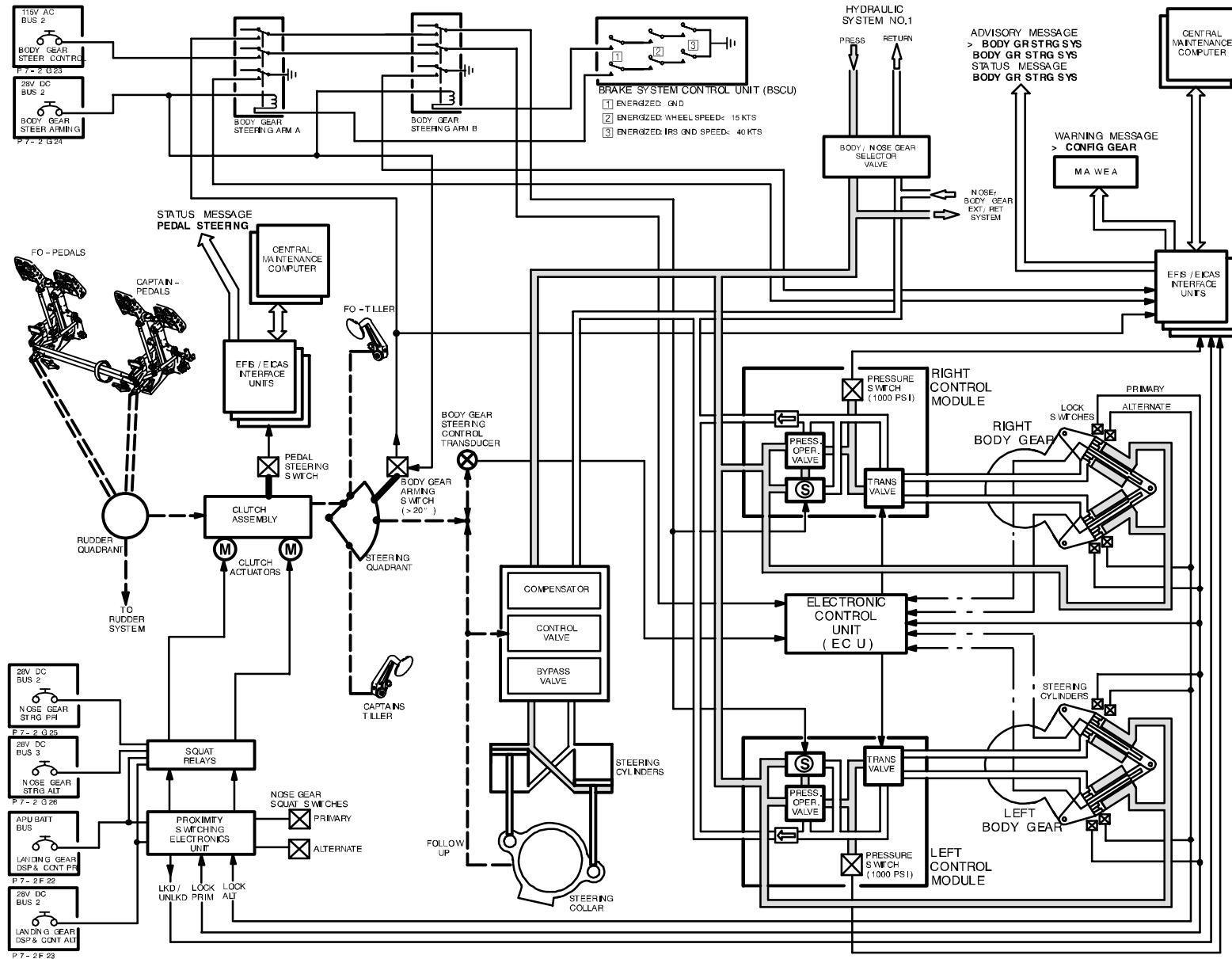


Figure 156 NOSE- AND BODY GEAR STEERING SCHEMATIC



BODY GEAR STEERING ARMING SWITCH

BESCHREIBUNG

Der Body Gear Steering Arming Switch wird von einem Cam an dem Rudder Interconnect Quadrat, welcher von einem Seil des Nose Gear Steering Tillers betätigt wird, geschaltet.

Das Body Gear Steering System wird armiert (Control Module Solenoid Valves erregt), wenn folgende Bedingungen erfüllt sind :

- Das Nose Gear muß $> 20^\circ$ nach links oder rechts ausgelenkt sein
- Das Left Body Gear oder Wing Gear und das Right Body Gear oder Wing Gear muß sich in der NOT TILT - Position befindet.
- Die Wheel Speed muß < 15 Kts. betragen
- Die BSCU muß den Input bekommen, daß die IRS Ground Speed < 40 Kts. beträgt.
- Die BSCU muß den Input bekommen, daß die Airplane GROUND - Mode (Primary und Alternate) für > 10 sec. besteht.

NOTE: Der Body Gear Steering Arming Switch schaltet die Stromversorgung vom CB: BODY GEAR STEERING ARMING (P 7-2 G 24) zu den Solenoid Shutoff Valves bei einer Nose Gear Auslenkung von $=/ > 20^\circ$ durch.

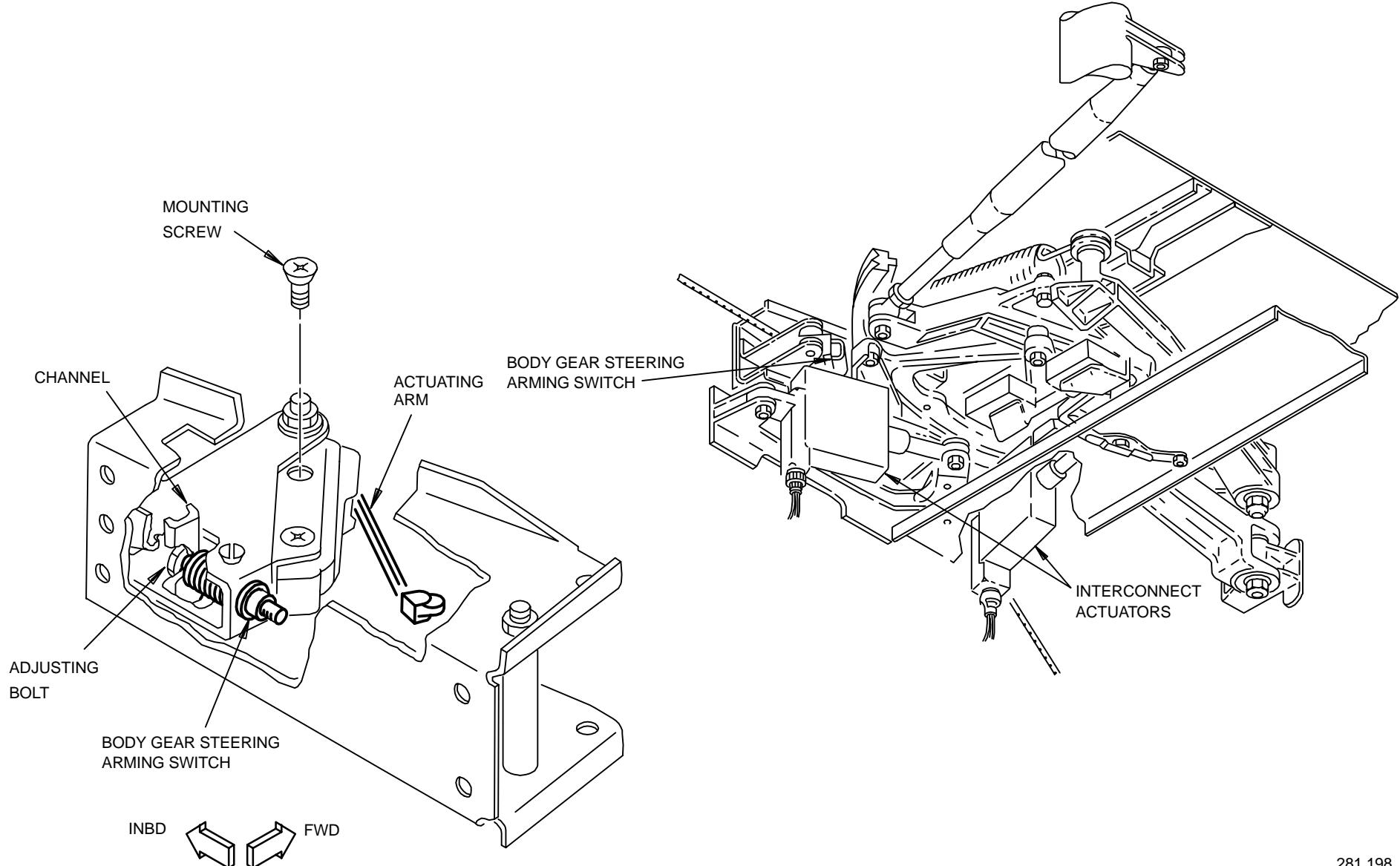
FEHLERANZEIGE : BODY GEAR STEERING ARMING SWITCH

Wenn ein Fehler für den Body Gear Steering Arming Switch auftritt, erfolgt nur die :

CMCS Message :

BODY GEAR STEERING TILLER ARMING SWITCH FAILED CLOSED “ >20 “ (32 044).

NOTE: Der Body Gear Steering Arming Switch ist bei einer Auslenkung des Nose Gears von $< 20^\circ$ nicht betätigt, d.h. der Switch ist NORMAL OPEN.


Figure 157 BODY GEAR STEERING ARMING SWITCH

281 198

**BODY GEAR STEERING CONTROL TRANSDUCER****BESCHREIBUNG**

Der Body Gear Steering Control Transducer mißt die Auslenkung des Nose Gears, das Signal wird in die Electronic Control Unit (ECU) übertragen.

Es wird in einem Programm verarbeitet, sodaß die Body Gears entsprechend dem Programm umgekehrt proportional ausgelenkt werden.

Es wird von der Electronic Control Unit (ECU) die Servo Valves an dem Control Module angesteuert.

ZUSAMMENFASSUNG :

- gibt Nose Gear Steering Signals zur Electronic Control Unit
- wird vom Cable Compensator betätigt

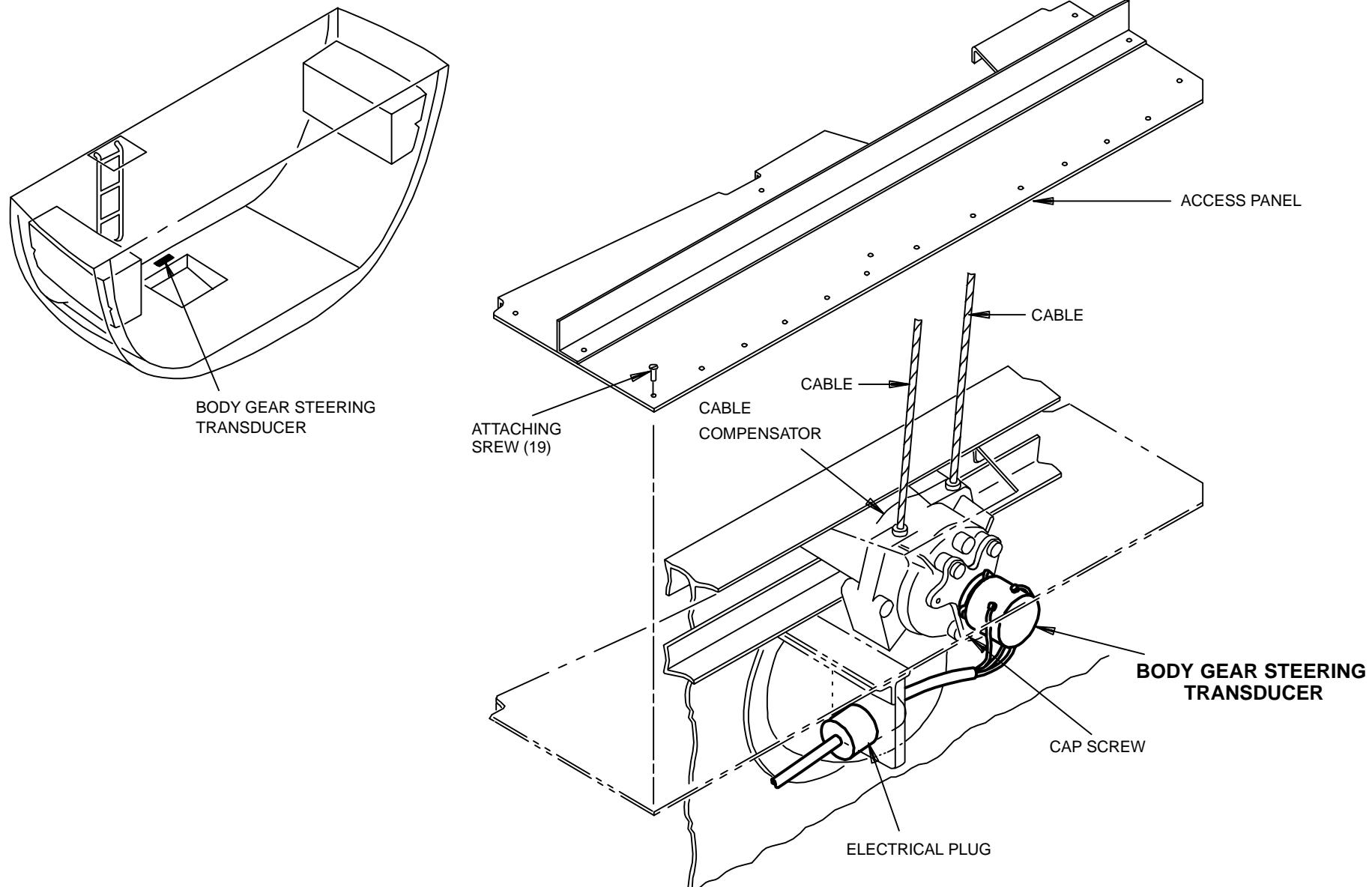


Figure 158 BODY GEAR STEERING TRANSDUCER



ELECTRONIC CONTROL UNIT (ECU)

BESCHREIBUNG

Das SOLL - Signal von dem Body Gear Steering Control Transducer wird mit dem IST - Signal von dem Body Gear Steering Actuator Transducer in der Electronic Control Unit (ECU) verglichen.

Jede Abweichung zwischen dem SOLL- und IST - Signal produziert ein elektrisches Fehler - Signal.

Das Fehler - Signal wird in der Electronic Control Unit (ECU) verstärkt und zu den rechten und linken Electrohydraulic Servo Valves übertragen und in proportionales Hydraulic Fluid Flow - Signal umgesetzt.

Die ECU befindet sich in einer Metallbox mit Built-In Test - Switches und einem Indicator Light auf der Vorderseite.

Ein Interlock Circuit in der Control Unit verhindert, dass die Polarität umgepolt werden kann während die Electrohydraulic Servo Valves für einen Ausschlag angesteuert ist.

ZUSAMMENFASSUNG :

- stromversorgt von dem CB: BODY GEAR STEERING CONTROL
(P 7-2 G 23)
- gibt Control Signals zu den Electrohydraulic Servo Valves
- erhält Feedback Signale von den Steering Cylinders Transducers
- erhält Steering Cylinders Locked/Unlocked Position von den Primary Locked Switches
- hat Test Buttons mit Light für Test

LANDING GEAR BODY GEAR STEERING

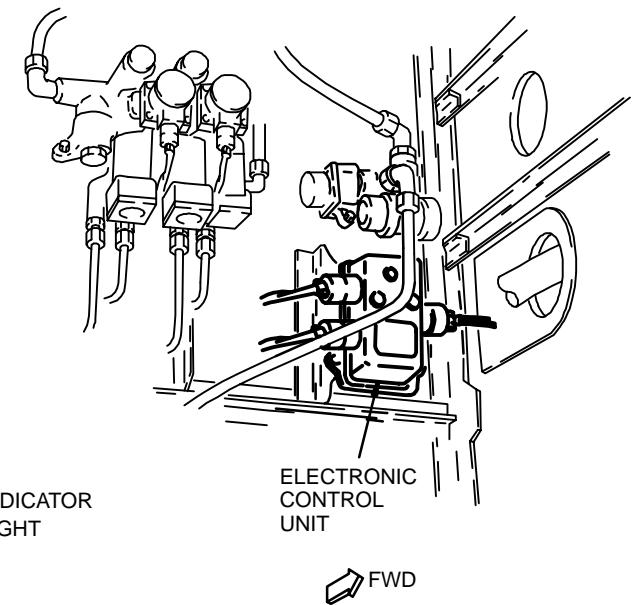
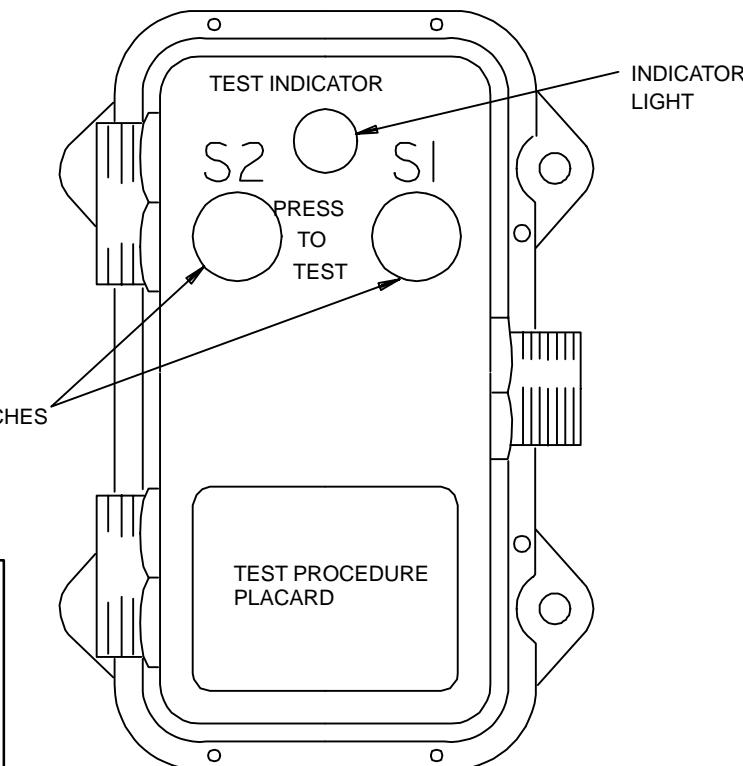
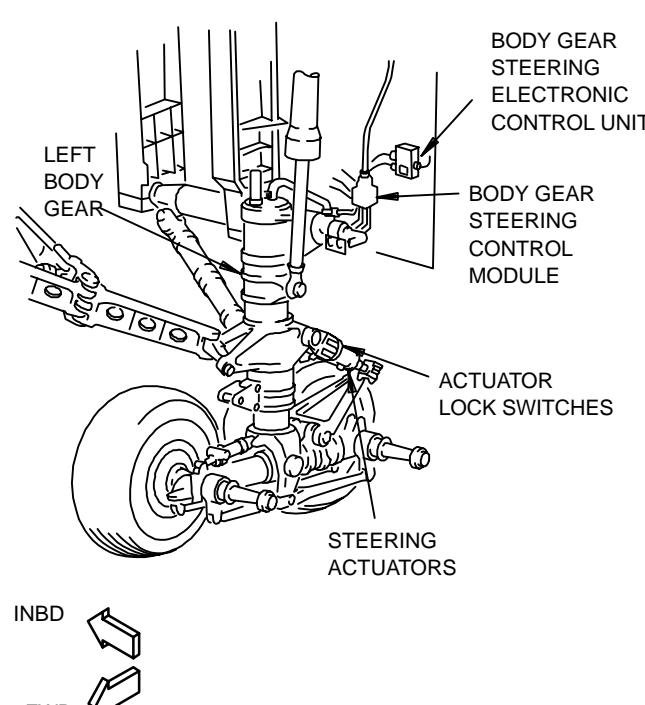


Figure 159 ELECTRONIC CONTROL UNIT (ECU)



CONTROL MODULE

BESCHREIBUNG

Das Body Gear Steering Hydraulic Control Module besteht aus den folgenden Bauteilen :

- Solenoid Valve
- Electrohydraulic Servo Valve
- Pressure Switch
- Filter Element

Das Body Gear Steering Hydraulic Control Module hat ein Amplifier- und Follow-Up System, welches das Electrohydraulic Servo Valve und dadurch auch den Actuator Position überwachen.

Die zweite Stufe des Servo Valves hat eine Center Open Position, so dass die Return Fluid von den Steering Cylindern jederzeit abströmen kann, wenn die Spannung vom Servo Valve abgeschaltet wurde. Dieses geschieht grundsätzlich, wenn das Nose Gear < 20° ausgelenkt ist, als eine Funktion des Body Gear Steering Arming Switches.

In der Return Line in dem Module ist ein Check Valve eingebaut, das kein Return Pressure in das Module gelangen kann.

ZUSAMMENFASSUNG :

- Solenoid Shutoff Valve schaltet Hydraulic Pressure zum Transfer Valve
- Pressure Switch
 - meldet Pressure zu den EIU's
- Transfer Valve
 - erhält Control Signals von der ECU
 - steuert Steering Pressure zur Auslenkung jeweils immer nur zum rechten oder zum linken Cylinder
- Components können separat gewechselt werden

FEHLERANZEIGE : BODY GEAR STEERING HYDRAULIC CONTROL MODULE

Wenn ein Fehler an dem Body Gear Steering Hydraulic Control Module auftritt, erfolgt :

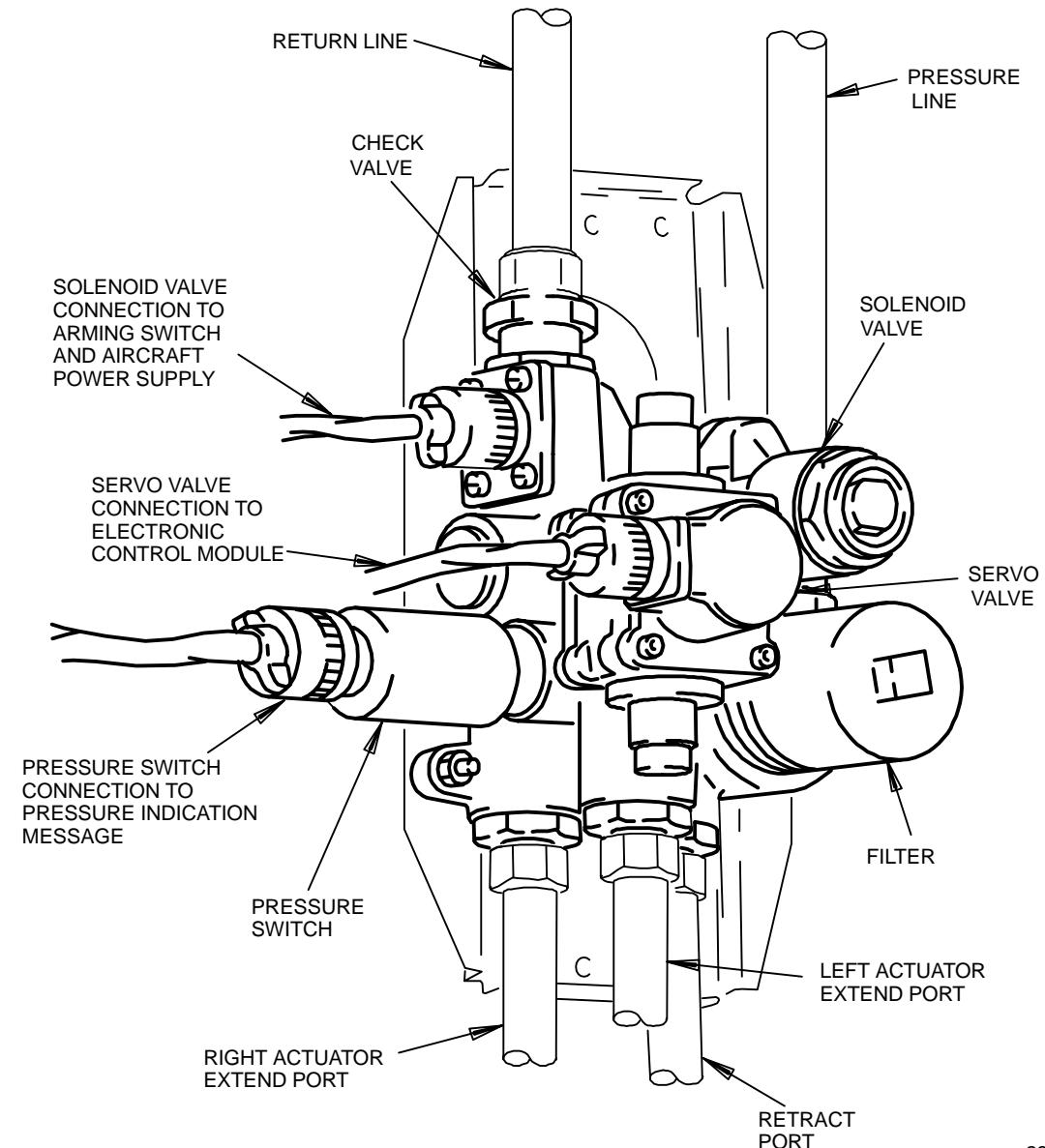
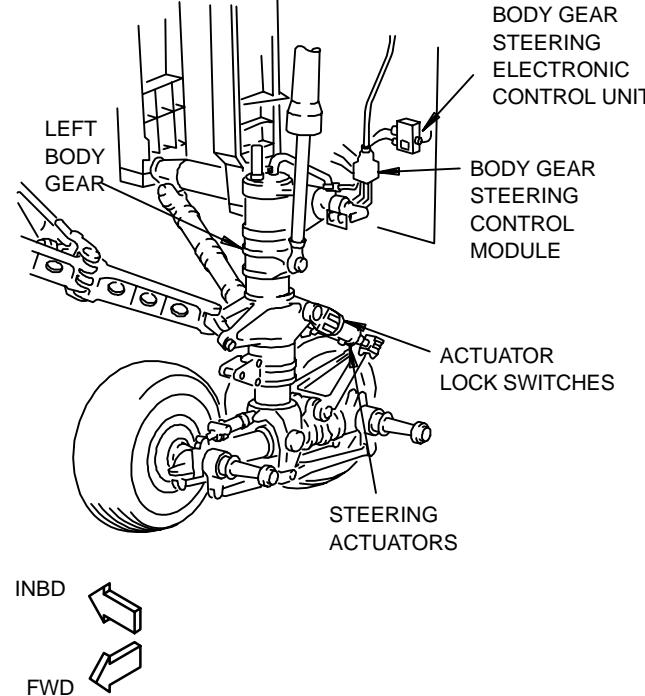
Status Message :

BODY GR STRG SYS (32 53 02 00)

und auf der MCDU ist der Grund für die EICAS Message ersichtlich

CMCS Message :

BODY GEAR STEERING RIGHT HYD CONTR MODULE FAIL (32 040)

**LANDING GEAR
BODY GEAR STEERING**


NOTE :
LEFT SIDE OF BODY GEAR STEERING SHOWN,
RIGHT SIDE SIMILAR.

286 152

Figure 160 BODY GEAR STEERING CONTROL MODULE



STEERING ACTUATOR

BESCHREIBUNG

Die Steering Actuator können das Body Gear entsprechend dem Programm in dem Electronic Control Module bis zu 13° auslenken. Jedes Paar der Steering Actuator ist an dem Machined Yoke und der Lower Torsion Link eines jeden Body Gears installiert. Der Machined Yoke ist an dem Body Gear Outer Cylinder während die Lower Torsion Link zu dem Truck Beam befestigt ist.

Jeder Body Gear Steering Actuator beinhaltet einen Axial Feedback Transducer (LVDT) und einen hydraulisch betätigten mechanischen Verriegelungsmechanismus. Die verriegelte Position des Steering Actuators wird durch eingebaute Lock Switches (PRIM und ALTN) abgefragt. Befindet sich der Lock Switch in der geschlossenen Position, wird die Lock Disengaged Position gemeldet.

ZUSAMMENFASSUNG :

- ist in der Locked Position intern mechanisch verriegelt
- der Nose / Body Gear Down Pressure ist Lock Pressure
- der Steering Pressure löst den Internal Lock Mechanism und betätigt den Cylinder nach EXTEND
- der Internal Position Transducer gibt die Cylinder Positions zur ECU
- die Lock Switches (PRIM und ALTN) melden die Locked / Unlocked Position zur PSEU
- die Primary Lock Switches melden die Locked / Unlocked Position zur ECU

Jeder Body Gear Steering Actuator hat zwei hydraulische Anschlüsse :

1. Eine Hydraulic Line, die über einen T-Fitting zu beiden Actuators führt, ist die Body Gear Steering Actuator LOCK PRESSURE LINE
(Hydraulic Pressure versorgt, wenn der Landing Gear Lever sich in der DOWN-Position befindet und das Hydraulic System No.1 druckversorgt ist).

2. Eine Hydraulic Line zu jedem der Body Gear Steering Actuator, ist die UNLOCK PRESSURE LINE
(die Entsprechende UNLOCKED Pressure Line ist druckversorgt, wenn das Nose Gear >20° ausgelenkt ist).

FEHLERANZEIGE : BODY GEAR STEERING ACTUATOR

Wenn ein Fehler an einem Body Gear Steering Actuator festgestellt wurde, erscheint :

Warning Message :

> CONFIG GEAR CTR

(Siehe Take Off Warning)

und / oder

Advisory Message :

> BODY GR STRG SYS (32 53 01 00)

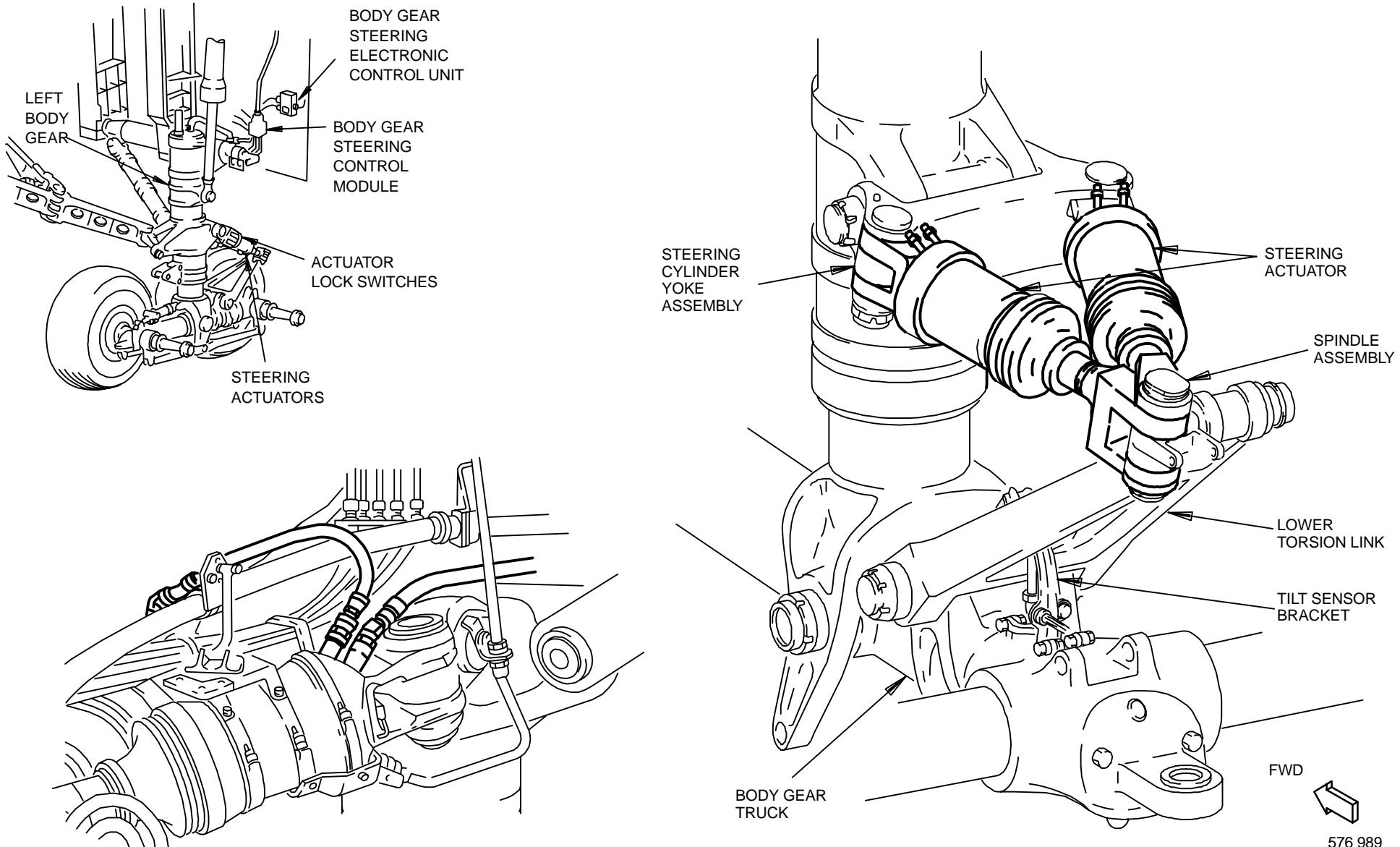
und / oder

Status Message :

BODY GR STRG SYS (32 53 02 00)

und auf der MCDU ist der Grund für die EICAS Message ersichtlich
CMCS Message :

LEFT BG STEERING LEFT ACTUATOR UNCOMMENDED EXTENSION (32 055).


Figure 161 BODY GEAR STEERING ACTUATORS

**BODY GEAR STEERING ACTUATOR LOCK SWITCHES AND TRANSDUCER****BESCHREIBUNG**

Der PRIMARY- und ALTERNATE LOCK SWITCH eines jeden Body Gear Steering Cylinders melden die Position LOCKED an die Proximity Switch Electronic Unit (PSEU).

Das Signal wird dort verarbeitet und an andere Systeme weitergeleitet, z.B. Landing Gear Lever Lock Plate.

Der Body Gear Steering Actuator Transducer misst den Fahrweg des Actuators und meldet das Signal an die Electronic Control Unit (ECU) als IST-Signal.

FEHLERANZEIGE : BODY GEAR STEERING ACTUATOR LOCK SWITCHES

Wenn ein Fehler von **einem Body Gear Steering Actuator Lock Switch** festgestellt wurde, erfolgt die CMCS Message :

ALTERNATE R BODY GEAR L STEERING ACTUATOR LOCK FAIL (PSEU) (32 576).

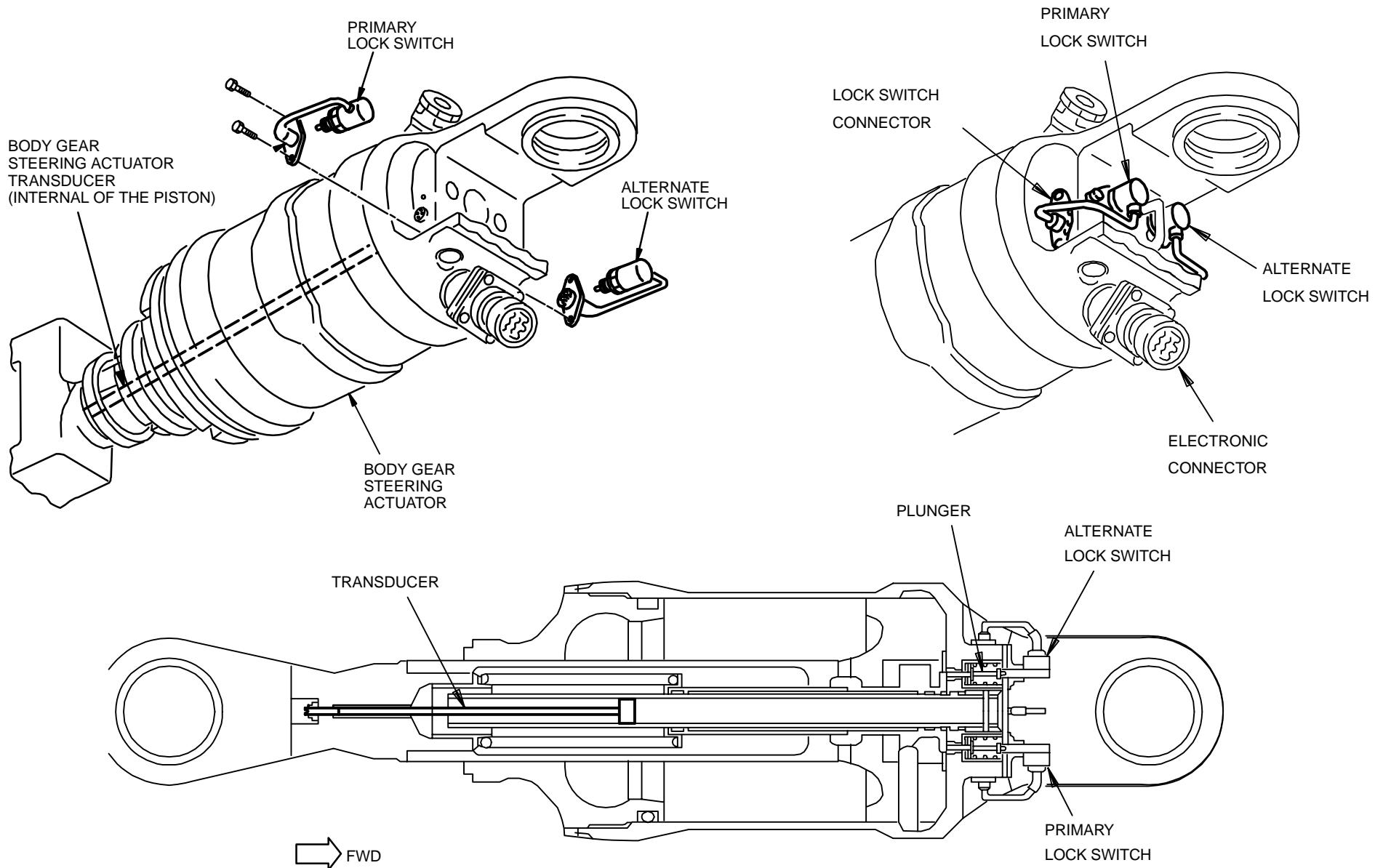
oder

Wenn ein Fehler für ein **DISAGREE zwischen den beiden Lock Switches** an einem Actuator festgestellt wurde, erfolgt die CMCS Message :

RIGHT BODY GEAR LEFT ACTUATOR LOCK SWITCHES DISAGREE (32 061).

NOTE: CORRECTIVE ACTION :
If the PSEU FAIL message shows, do the corrective action for the CMCS message 32 877 PSEU FAIL.

NOTE: This message is latched by the PSEU.
Do the ground test procedure for the PSEU to clear the message.


Figure 162 ACTUATOR LOCK SWITCHES



BODY GEAR STEERING INDICATION

BODY GEAR STEERING FAULT INDICATION

Das Take Off Warning Horn ertönt, wenn der Take Off durchgeführt wird und ein Body Gear Steering Actuator ist NOT CENTERED AND LOCKED.

Bei normaler Body Gear Steering erfolgt keine Indication.

Wenn ein Fehler in dem System auftritt, erfolgt eine Advisory- bzw. Status Message.

Die Hydraulic Control Module Pressure Switches, Arming Switch and Arming Relays werden von den EIU's überwacht.

Das Actuator Unlock Signals kommt von der Proximity Switch Electronic Unit (PSEU).

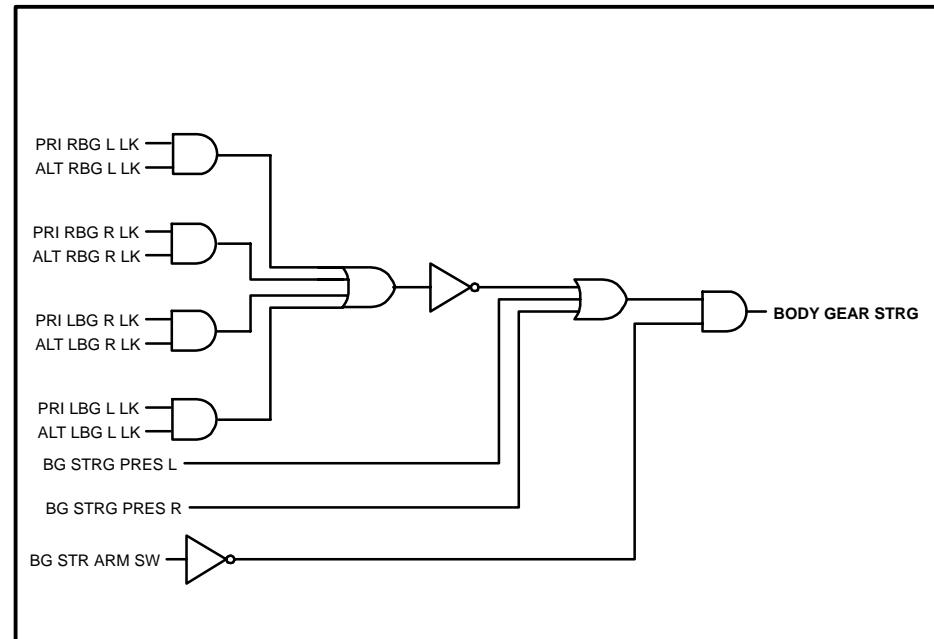
Die Advisory- und Status Message :

BODY GEAR STRG

erfolgt, wenn eine der folgenden Bedingungen besteht :

- Das Primary- **und** Alternate Landing Gear Subsystem von der PSEU zeigt an, dass ein Body Gear Steering Actuator UNLOCKED meldet ohne ein Steering Command.
- Ein Hydraulic Control Module Pressure Switch meldet > 1000psi bei einer Nose Gear Steering Auslenkung von < 20°

FAULT INDICATION LOGIC FOR THE BODY GEAR STEERING MESSAGE :



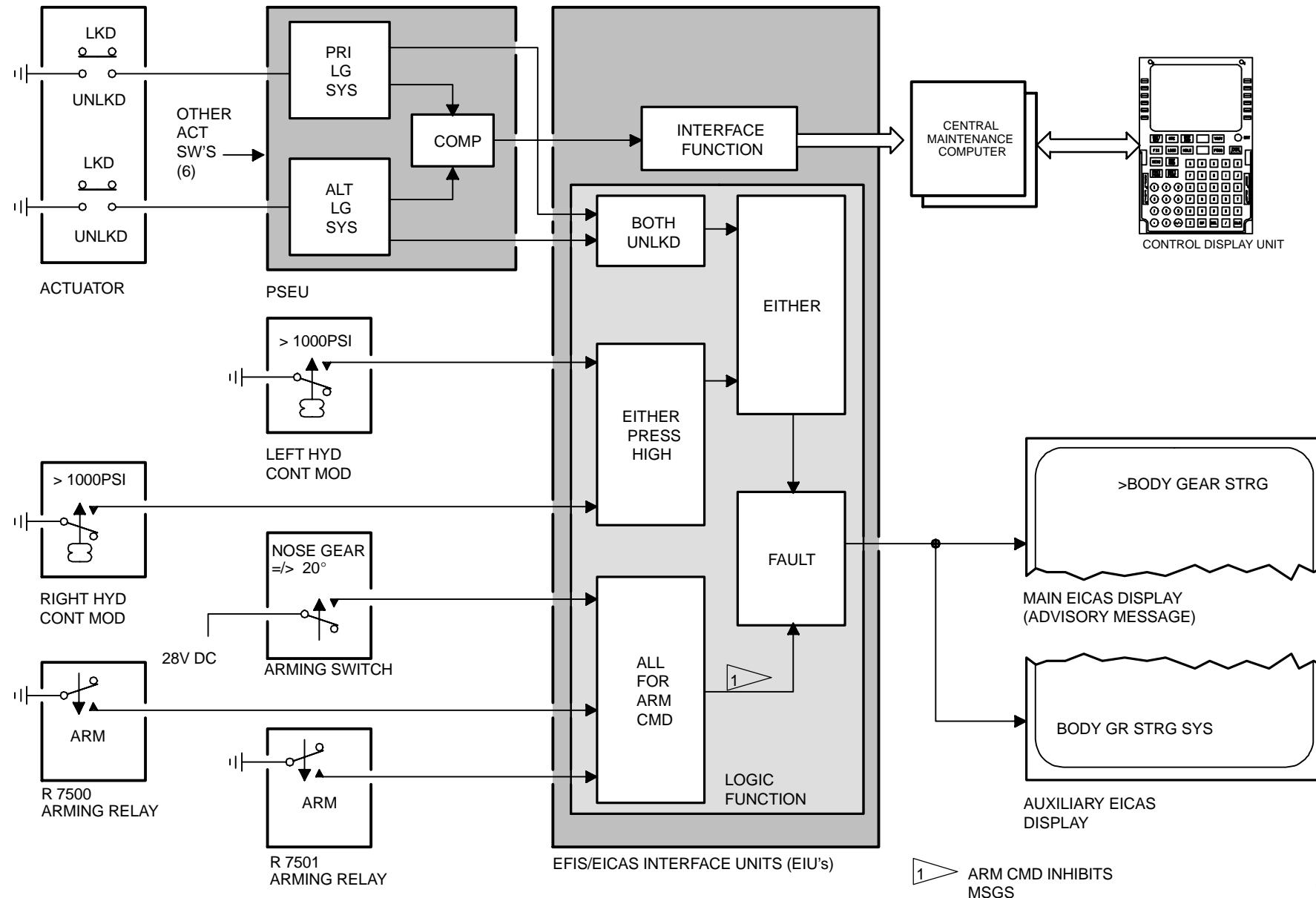


Figure 163 BODY GEAR STEERING INDICATION SCHEMATIC



ATA 31 INSTRUMENTS

31 - 52 AURAL WARNING SYSTEM

LANDING CONFIGURATION WARNING

BESCHREIBUNG

Die LANDING CONFIGURATION WARNING wird ausgelöst, als :

NON RESETABLE WARNING

- Gear : NOT DOWN & LOCKED
und
- Flaps in : LANDING CONFIGURATION (25 or 30)

RESETABLE WARNING

- Gear NOT DOWN & LOCKED
und
- ein Thrust Lever befindet sich in der Landing Configuration
und
- die Altitude : < 800 feet

INDICATION : LANDING CONFIGURATION WARNING

Wenn die Bedingungen für die Landing Configuration Warning erfüllt ist, erscheint die :

Warning Message :

CONFIG GEAR

und die

MASTER WARNING LIGHTS

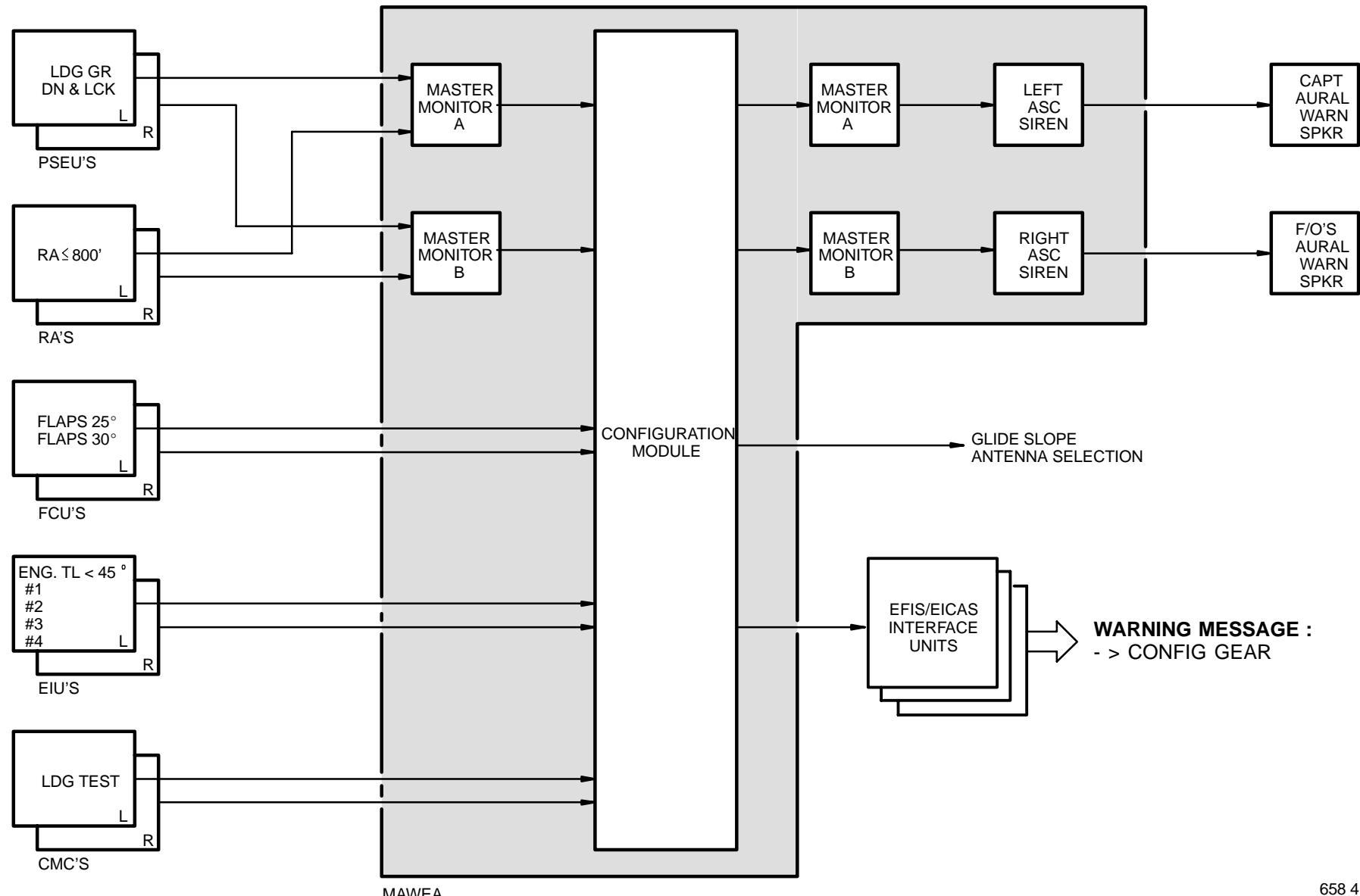
und die

AURAL WARNING (SIRENS).

Die Aural Warning kann bei einer RESETABLE WARNING durch den Master Warning / Caution Reset - Switch abgeschaltet werden.

Alle Indication und Warnings werden gelöscht, wenn die Bedingungen dafür nicht mehr bestehen.

Wenn bei GEAR UP eine RESETABLE WARNING ankommt, kann durch Betätigung des GROUND PROXIMITY / CONFIGURATION GEAR OVERRIDE - Switches die Aural Warning abgeschaltet werden.

**Figure 164 LANDING CONFIGURATION WARNING**

PSEU (E1-3)

P/N S 283 U 001 - 10

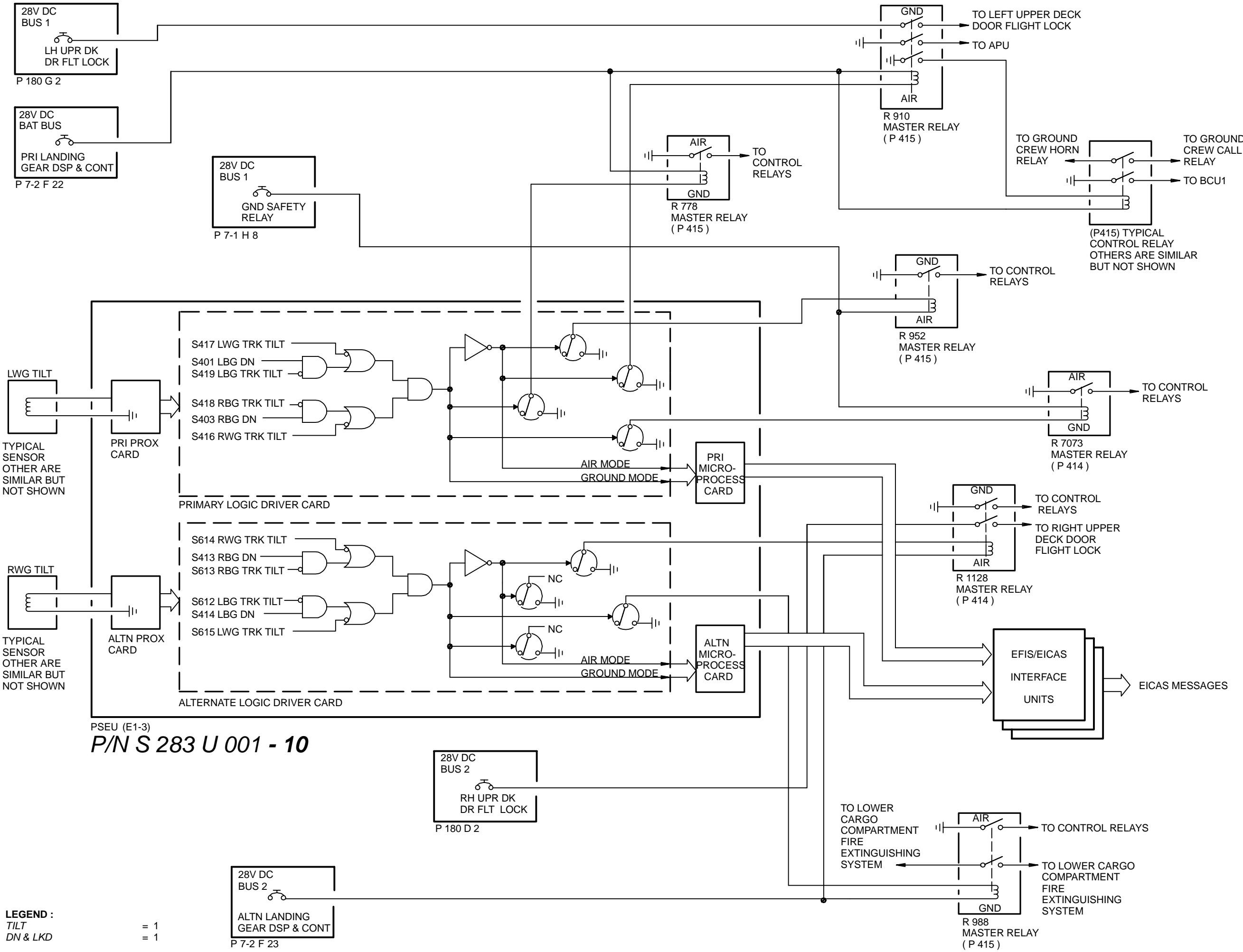


Figure A PROXIMITY SWITCH ELECTRONICS UNIT (PSEU) SCHEMATIC

LEGEND :
 TILT = 1
 DN & LKD = 1
 SYS PRESS (> 1400PSI) = 1
 NG NOT COMPRESSED = 1

28V DC
BUS 2
ALTN LANDING
GEAR DSP & CONT
P 7-2 F 23

28V DC
BUS 2
RH UPR DK
DR FLT LOCK
P 180 D 2

PROXIMITY SWITCHING ELECTRONICS UNIT (E1-3)
P/N S 283 U 001 - 14

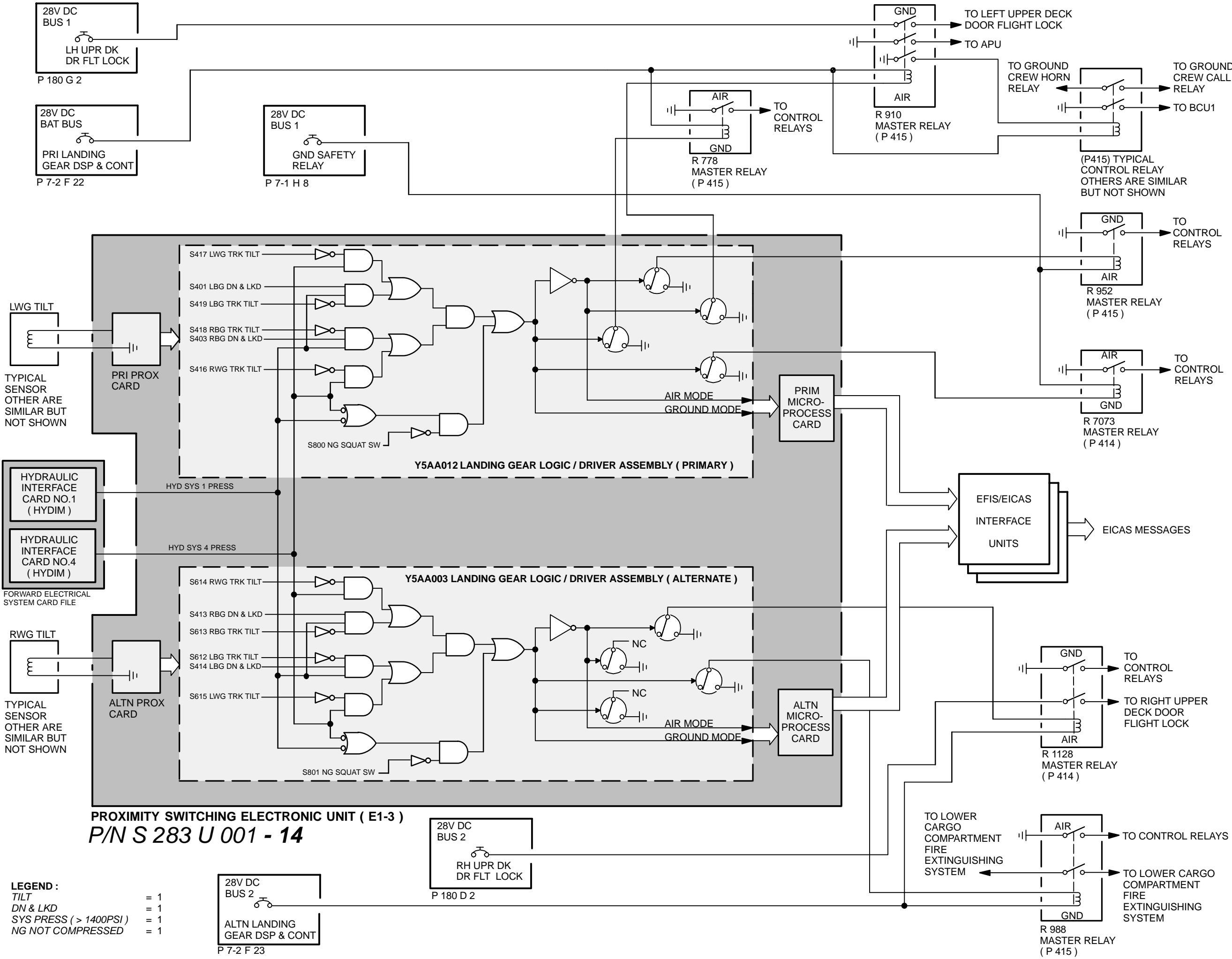
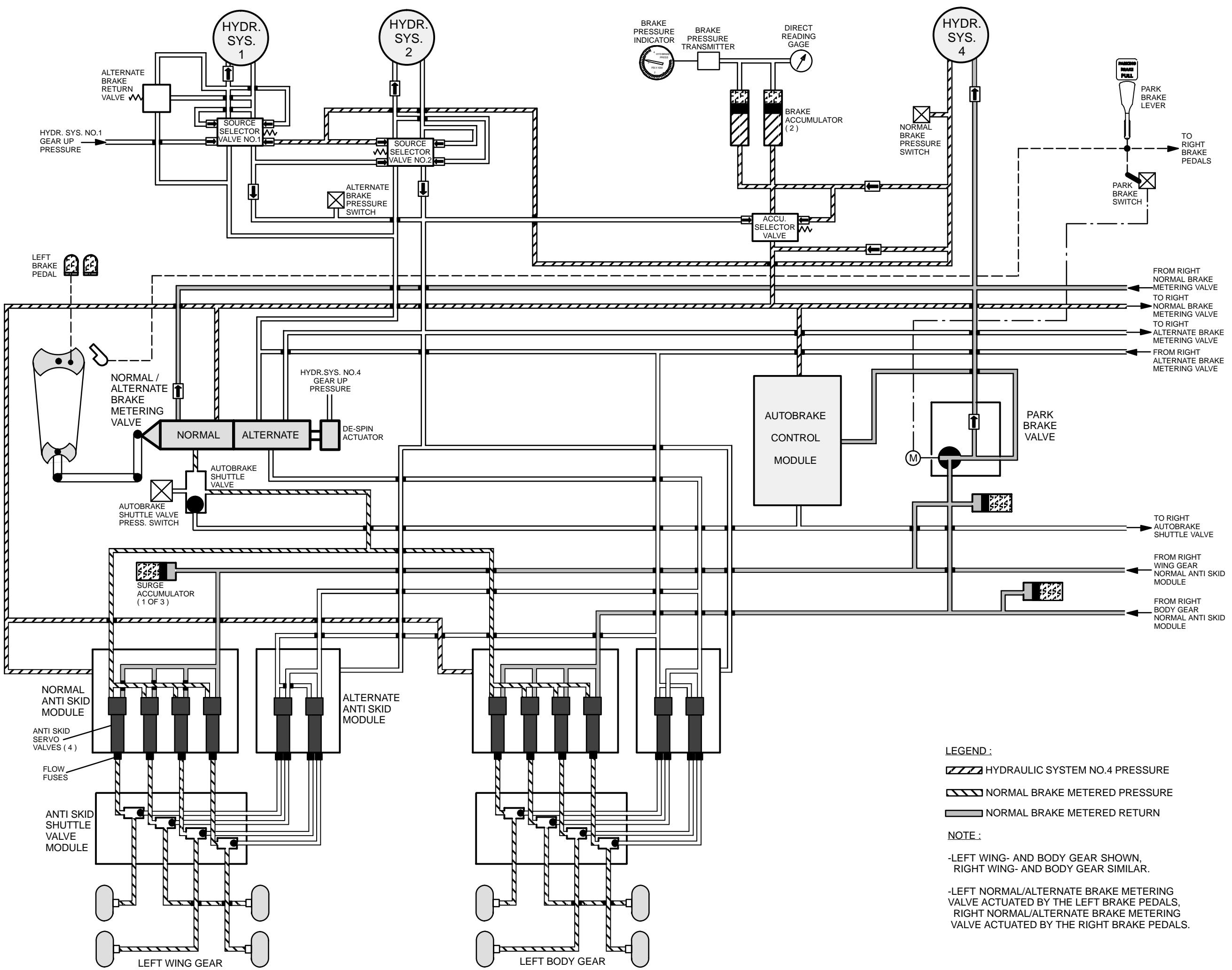
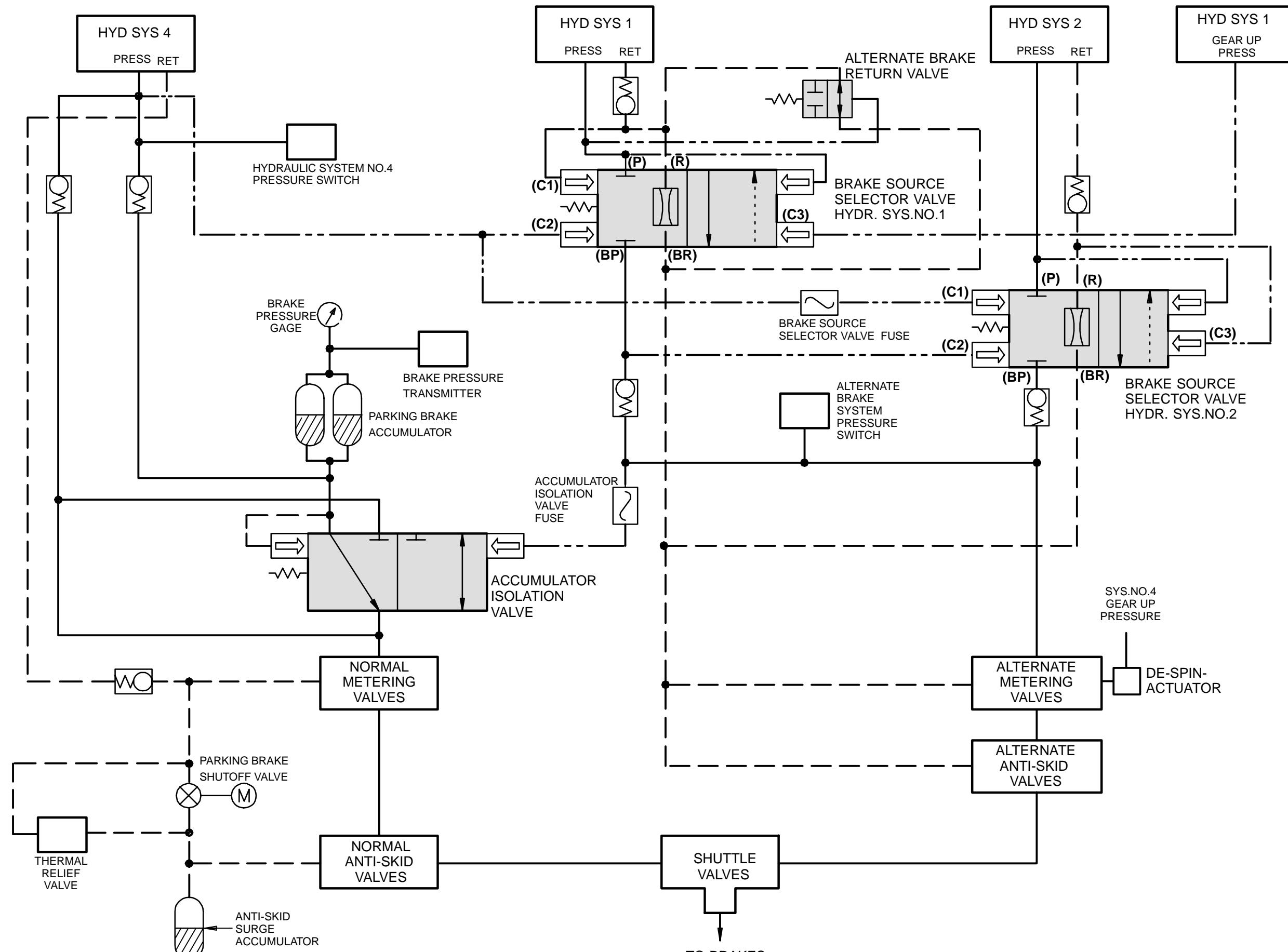


Figure B PROXIMITY SWITCH ELECTRONICS UNIT (PSEU) SCHEMATIC

Figure C BRAKE HYDRAULIC SYSTEM SCHEMATIC

FOR TRAINING PURPOSES ONLY





LEGEND

- PRESSURE
- - - RETURN
- - - CONTROL

Figure D BRAKE SOURCE SELECTION

Nur zur Schulung

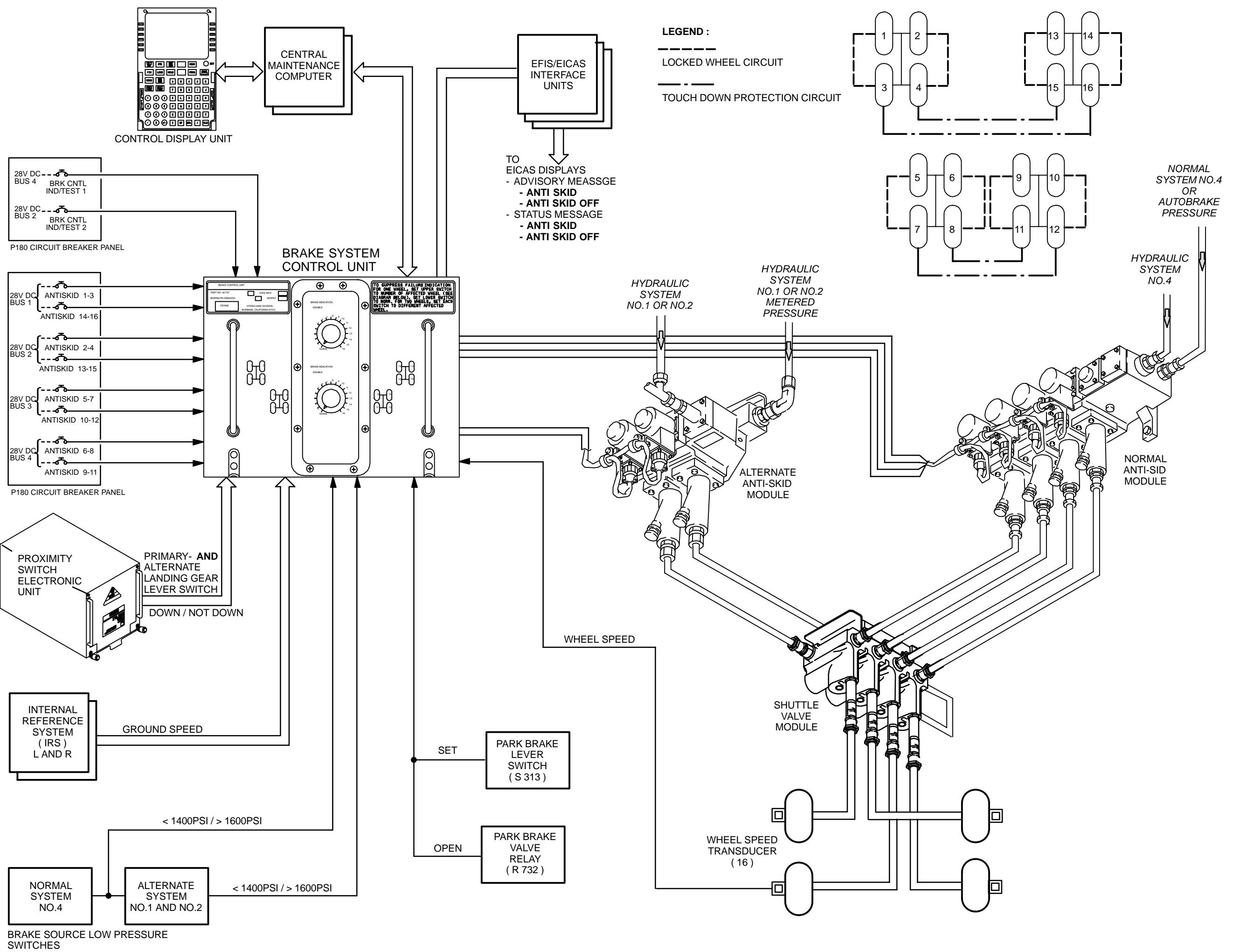


Figure E ANTI-SKID BRAKE SYSTEM BASIC SCHEMATIC

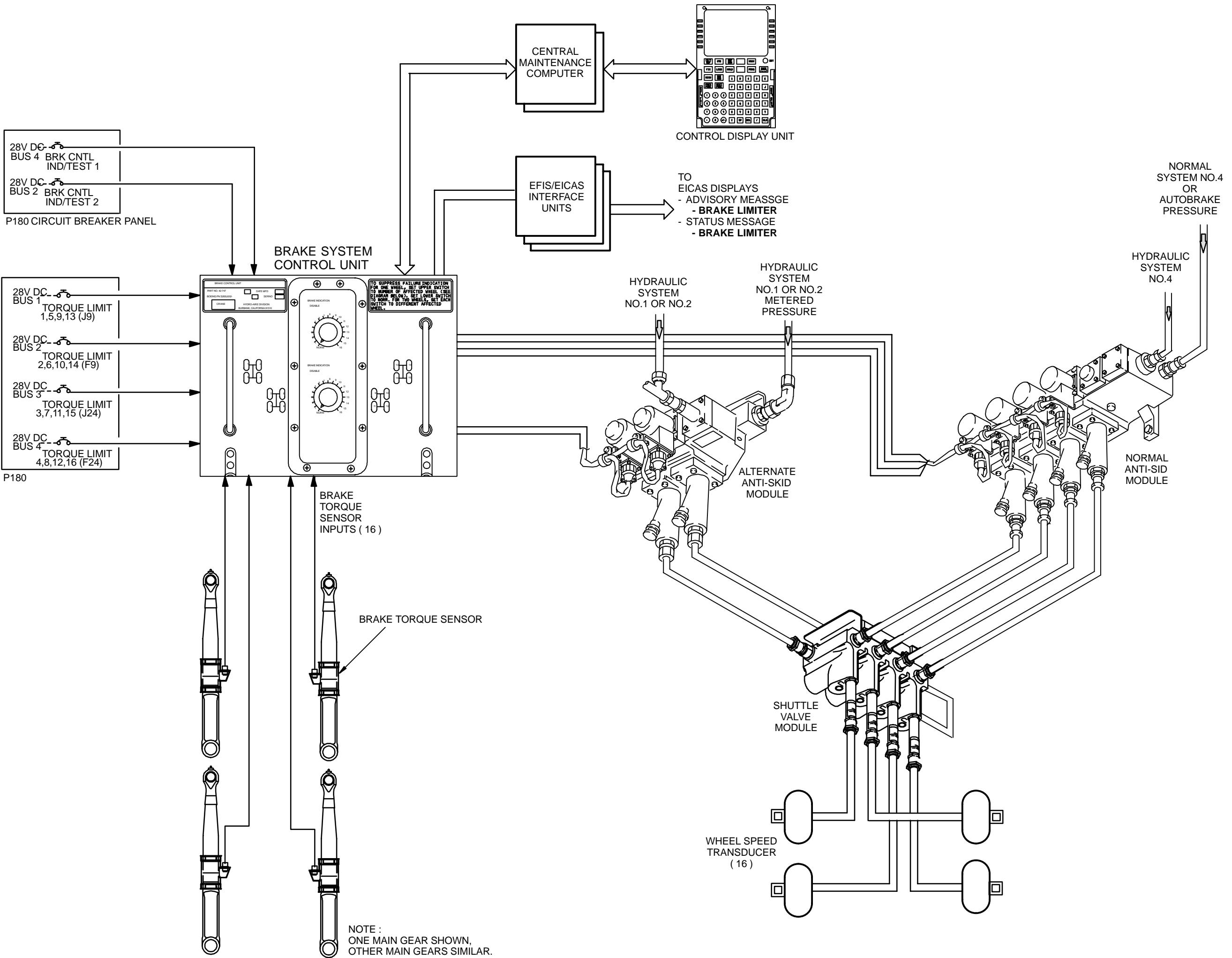


Figure F BRAKE TORQUE LIMITER SYSTEM BASIC SCHEMATIC

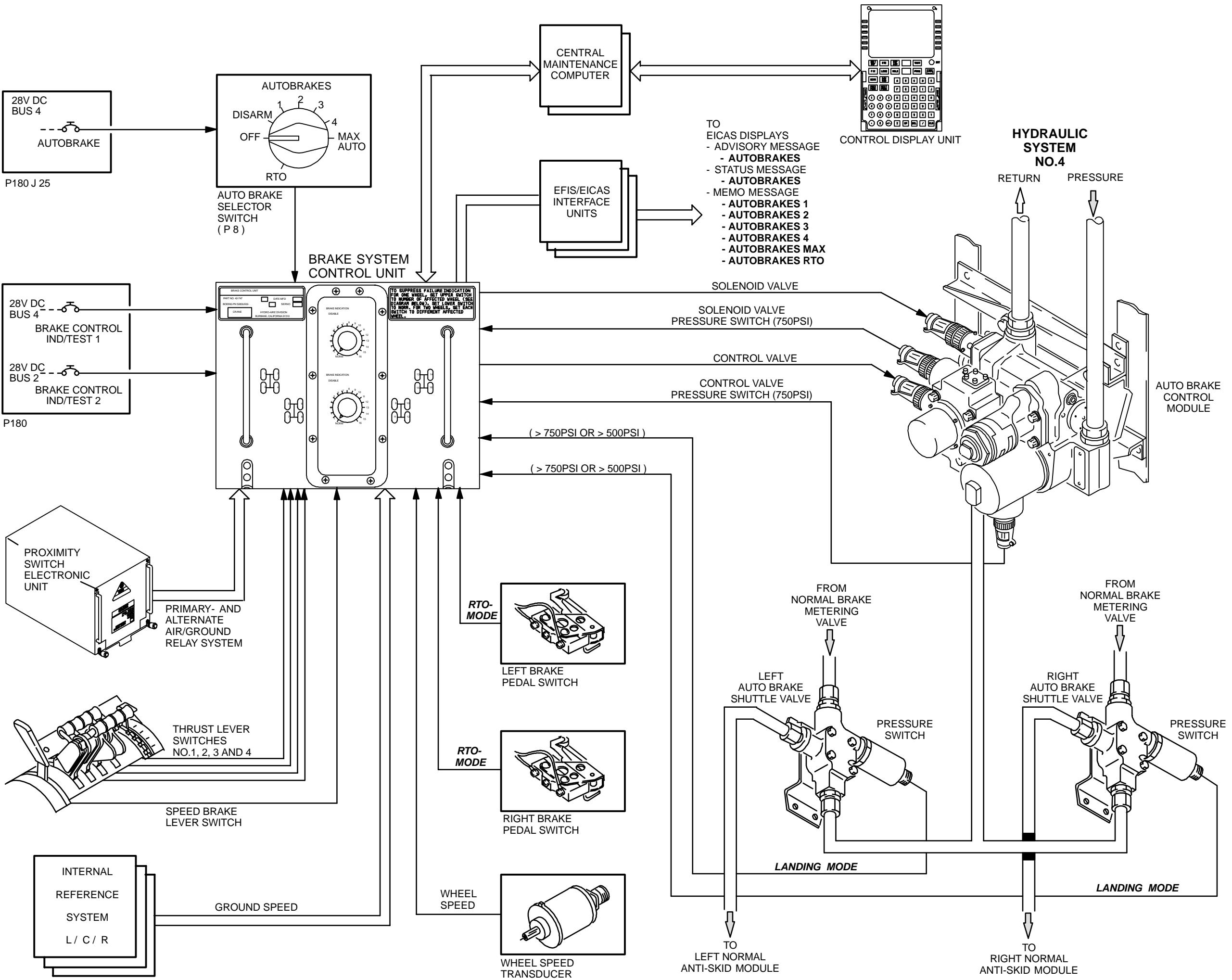


Figure G AUTO BRAKE SYSTEM BASIC SCHEMATIC

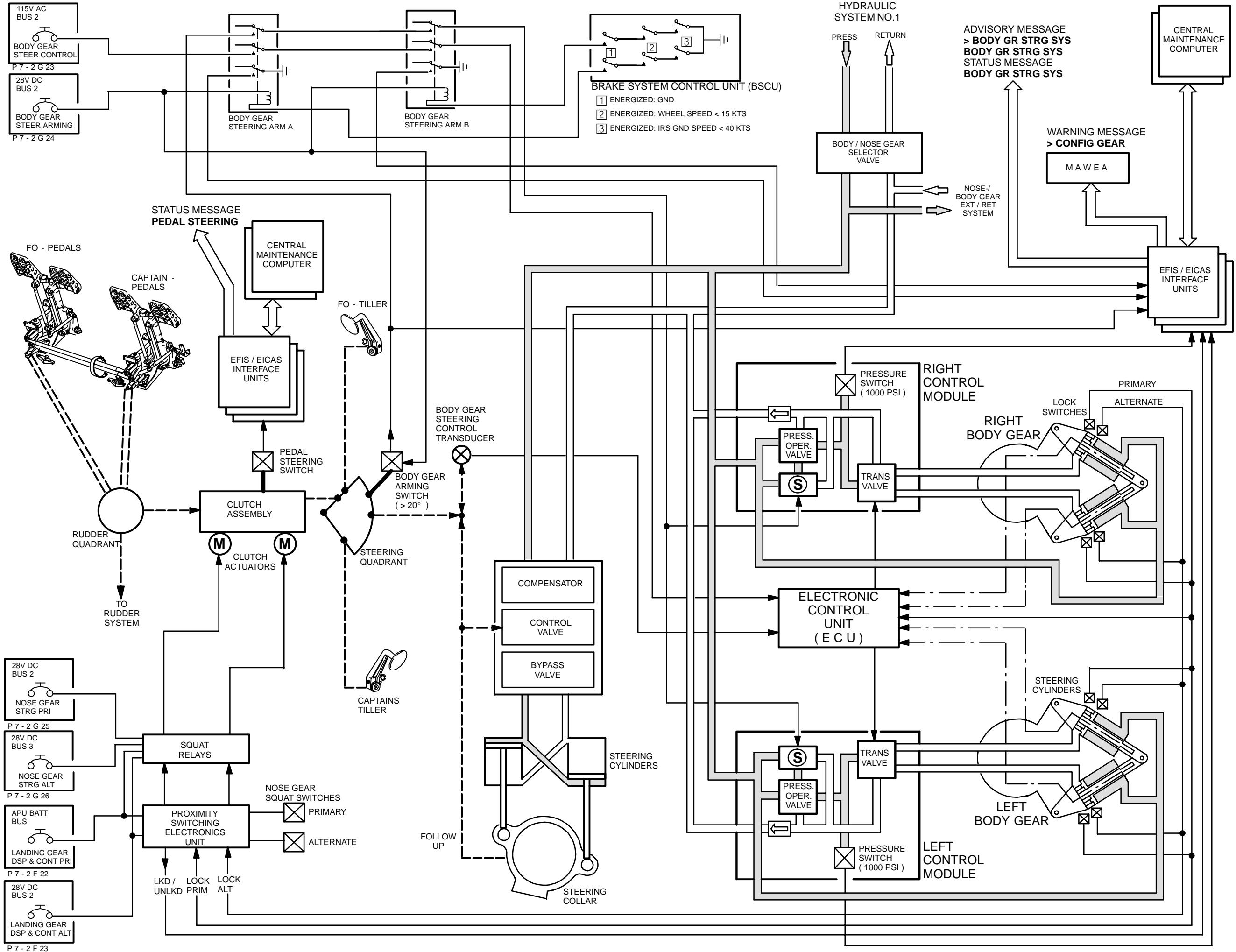


Figure H NOSE- AND BODY GEAR STEERING SCHEMATE

