

ISSN 1400-5719

Slutrapport RL 2012:20

**Allvarligt tillbud med luftfartyget EI-DAD
på Skavsta flygplats, Södermanlands län,
den 25 april 2011**

Dnr L-30/11

2012-11-14

För SHK:s del står det var och en fritt att, med angivande av källan, för publicering eller annat ändamål använda allt material i denna rapport.

Rapporten finns även på vår webbplats: www.havkom.se

1. Transportstyrelsen
Luftfartsavdelningen
601 73 NORRKÖPING
2. FAA
3. EASA

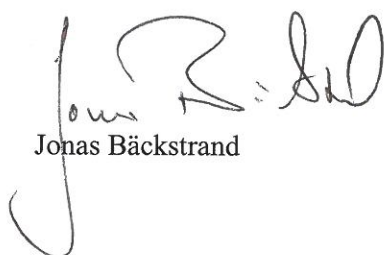
Slutrapport RL 2012:20


Statens haverikommission har undersökt ett allvarligt tillbud som inträffade den 25 april 2011 på Skavsta flygplats, Södermanlands län, med ett luftfartyg med registreringsbeteckningen EI-DAD.

Statens haverikommission överlämnar härmed enligt förordningen (EU) nr: 996/2010 om utredning och förebyggande av olyckor och tillbud inom civil luftfart en rapport över undersökningen.

En översättning av rapporten till engelska bifogas

På haverikommissionens vägnar


Jonas Bäckstrand


Stefan Christensen

Allmänna utgångspunkter och avgränsningar

Statens haverikommission (haverikommissionen) är en statlig myndighet som har till uppgift att undersöka olyckor och tillbud till olyckor i syfte att förbättra säkerheten. Haverikommissionens olycksundersökningar syftar till att så långt som möjligt klarlägga såväl händelseförlopp och orsak till händelsen som skador och effekter i övrigt. En undersökning ska ge underlag för beslut som har som mål att förebygga att en liknande händelse inträffar igen eller att begränsa effekten av en sådan händelse. Samtidigt ska undersökningen ge underlag för en bedömning av de insatser som samhällets räddningstjänst har gjort i samband med händelsen och, om det finns skäl för det, för förbättringar av räddningstjänsten.

Haverikommissionens olycksundersökningar ska utmynna i svaret på tre frågor: *Vad hände? Varför hände det? Hur undviks att en liknande händelse inträffar?*

Haverikommissionen har inga tillsynsuppgifter och har heller inte någon uppgift när det gäller att fördela skuld eller ansvar eller rörande frågor om skadestånd. Det medför att ansvars- och skuldfrågorna varken undersöks eller beskrivs i samband med en undersökning. Frågor om skuld, ansvar och skadestånd handläggs inom rättsväsendet eller av t.ex. försäkringsbolag.

I haverikommissionens uppdrag ingår inte heller att vid sidan av den del av undersökningen som behandlar räddningsinsatsen undersöka hur personer förda till sjukhus blivit behandlade där. Inte heller utreds samhällets aktiviteter i form av socialt omhändertagande eller krishantering efter händelsen.

Utredning av luftfartshändelser regleras i huvudsak av förordningen (EU) nr 996/2010 om utredning och förebyggande av olyckor och tillbud inom civil luftfart. Utredningen genomförs i enlighet med Chicagokonventionens Annex 13.

Utredningen

Haverikommissionen underrättades den 29 april 2011 om att ett tillbud med en Boeing 737 med registrerings beteckningen EI-DAD inträffat på Skavsta flygplats, Södermanlands län, den 25 april 2011 kl. 07:50.

Tillbudet har undersökts av haverikommissionen som företrätts av Göran Rosvall, ordförande intill den 26 januari 2012, Jonas Bäckstrand, ordförande från den 6 februari 2012, Stefan Christensen, utredningsledare, Ulrika Svensson, operativ utredare och Kristoffer Danèl, teknisk utredare.

Undersökningen har följts av Transportstyrelsen genom Bo Eriksson.

Slutrapport RL 2012:20.....	5
1. FAKTAREDOVISNING.....	7
1.1 Redogörelse för händelseförloppet.....	7
1.2 Personskador.....	11
1.3 Skador på luftfartyget	11
1.4 Andra skador	11
1.5 Besättningen	11
1.5.1 Befälhavaren	11
1.5.2 Biträdande föraren	11
1.5.3 Kabinbesättning	11
1.5.4 Förarnas tjänstgöring	11
1.6 Luftfartyget.....	12
1.6.1 Luftvärdighet och underhåll	12
1.6.2 Boeing 737-800 Elsystem generellt.	12
1.6.3 AC-systemets övervakning och kontroll	13
1.6.4 Beskrivning av brytarna GCB, BTB, APB och EPC	17
1.6.5 Beskrivning av styrenheterna GCU och BPCU	18
1.6.7 Tillgänglighet och användbarhet av ACAS/TCAS/GPWS/TAWS	23
1.7 Meteorologisk information.....	23
1.8 Navigationshjälpmedel	23
1.9 Radiokommunikationer	23
1.10 Flygfältsdata	23
1.11 Färd- och ljudregistratorer.....	23
1.11.1 Färdregistratorer (FDR, Flight Data Recorder) QAR,	24
1.11.2 Ljudregistrator (CVR)- Cockpit Voice Recorder	24
1.12 Plats för händelsen	24
1.13 Medicinsk information.....	24
1.14 Brand	24
1.15 Överlevnadsaspekter.....	24
1.15.1 Räddningsinsatsen	24
1.15.2 Besättningen och passagerarnas placering samt skador	24
1.15.3 Evakuering	24
1.16 Särskilda prov och undersökningar	25
1.16.1 Felsökning av underhållspersonal i samband med händelsen och liknande	25
händelser på EI-DAD.	25
1.16.2 SHK utredning	25
1.17 Företagets organisation och ledning.....	27
1.18 Övrigt.....	27
1.18.1 Jämställdhetsfrågor	27
1.18.2 Miljöaspekter	27
1.18.3 Förfarande vid återkoppling av IDG.	27
2. ANALYS.....	28
2.1 Flygningen.....	28
2.2 Händelsen.....	28
2.3 Analys av elsystemet	29
3 UTLÅTANDE	36
3.1 Undersökningsresultat	36
3.2 Orsaker till tillbudet.....	36
4. REKOMMENDATIONER.....	36

BILAGA

- FOI MEMO E28246:
Simulering och analys av flygplans generatorbrytare

Slutrapport RL 2012:20

Luftfartyg; registrering, modell	EI-DAD; B737-800
Klass, luftvärdighet	Normal, luftvärdighetsbevis och gällande granskningsbevis (ARC)
Ägare/Innehavare/Operatör	Ryanair Ltd
Tidpunkt för händelsen	2011-04-25, kl. 07.50 i dagsljus Anm.: All tidsangivelse avser svensk sommartid (UTC+ 2 timmar)
Plats	Skavsta flygplats, Södermanlands län, (pos. 5847N 01654E; 45 m över havet)
Typ av flygning	Kommersiell flygtransport
Väder	Enligt SMHI:s analys: väst-nordvästlig vind, 5 knop, sikt över 10 km, inga moln under 5000 fot, temp./daggpunkt 8/5 °C, QNH 1024 hPa
Antal ombord; Besättning	6
Passagerare	173
Personskador	Inga
Skador på luftfartyget	Inga
Andra skador	Inga
Befälhavaren	
Ålder, certifikat	35 år, ATPL
Total flygtid	7011 timmar, varav 6200 timmar på aktuell typ
Flygtid senaste 90 dagarna	168 timmar, samtliga på aktuell typ
Antal landningar senaste 90 dagarna	86
Bitr. föraren	
Ålder, certifikat	38 år, CPL
Total flygtid	7400 timmar, varav 6100 timmar på aktuell typ
Flygtid senaste 90 dagarna	137 timmar, samtliga på aktuell typ
Antal landningar senaste 90 dagarna	60
Kabinbesättning	4 personer

Sammanfattning

Den 25 april 2011, strax efter start, fick en Ryanair Boeing 737-800 indikation på att ett av luftfartygets två elsystem var strömlöst. Detta hade föregåtts av att en av de två generatorer som förser flygplanet med ström hade kopplats bort, varpå en omfördelning av distributionen skedde så att den andra generatoren levererade ström till båda elsystemen. En elektronisk övervaknings- och styrenhet såg automatiskt till att detta skedde.

Förarna följde checklisten och försökte återinkoppla generatoren. De försökte även koppla in generatoren från reservkraftaggregatet (APU). Vid antingen försöket med att återinkoppla den bortkopplade generatoren eller inkopplingen av reservkraftsaggregatets generator, bröts förbindelsen mellan de två systemen vilket medförde att ett av systemen blev strömlöst.

Förarna försökte att återinkoppla en strömkälla ytterligare en gång utan resultat, och beslutade då att återvända och landa på Skavsta flygplats. Flygningen med det ena elsystemet strömlöst innebar bland annat avsaknad av presentationen av flyginstrument på den påverkade sidan. Även klaffindikering och pitotuppvärmning var bland de system vid tillbudet som blev av med sin strömförsörjning och upphörde att fungera.

De elektroniska övervaknings- och styrenheterna är tänkta att se till att båda elsystemen alltid är strömsatta så länge det finns minst en strömkälla tillgänglig. De är även tänkta att tillse att hopkoppling av elsystemen förhindras då dessa strömförsörjs av varsin strömkälla. Styrenheterna baserar sina kommandon på bland annat statussignaler från reläer.

Tillbudet orsakades av att systemlogiken hos kontrollenheten för generatoren (GCU) och strömstyrenheten (BPCU) möjliggör att felaktiga statussignaler från brytaren (GCB) kan medföra att en transferbus blir strömlös.

Rekommendationer

FAA/EASA rekommenderas att:

- Tillse att Boeing inför åtgärder så att logiken i elsystemet förhindrar att en X-buss kan bli strömlös på grund av en felaktig statussignal från GCB.
(RL 2012:20 R1)
- Tillse att Boeing utreder om en revision av förfarandet i QRH vid återinkoppling av IDG, kan åtgärda felaktiga statussignaler från GCB.
(RL 2012:20 R2)

1. FAKTAREDOVISNING

1.1 Redogörelse för händelseförloppet

Händelsebeskrivningen bygger till stor del på intervjuer med förarna. Vissa skillnader finns mellan förarnas beskrivningar.

Ett luftfartyg av typen Boeing 737-800 med registreringsbeteckning EI-DAD (Fig 1.), skulle den 25 april 2011 genomföra en reguljärflygning mellan Stockholm Skavsta och Paris Beauvais. Ombord fanns 173 passagerare och 6 besättningsmedlemmar. Flygningen hade anropssignal RYR 9503.



Fig. 1. EI-DAD

Under startförloppet, vid ungefär 110 knops fart, tändes en varningslampa. PM¹ släckte lampan och befälhavaren – som var PF² - fullföljde starten. På 400 fots höjd påbörjade förarna en undersökning av vad som hade larmat och upptäckte att lampan för höger sidas Source Off samt Master Caution hade tänts. Source Off innebär att en strömkälla som normalt ska vara inkopplad på en av huvudströmskenorna har blivit fränkopplad i systemet. Förarna konstaterade att det inte fanns några memory items³ för det aktuella felet och fortsatte stiga till 1000 fot där de enligt operatörens procedurer gick vidare med den normala checklisten vilken används i samband med start.

Efter att den normala checklisten var avklarad bad PF om nödchecklisten för Source Off. PM tog fram QRH⁴ och påbörjade hanteringen av problemet. När enbart en strömkälla saknades, vilket stämde i detta fall, skulle den aktuella generatoren enligt QRH väljas till ON, se figur 2.

¹PM: Pilot Monitoring (Förare som assisterar PF)

²PF: Pilot Flying (Förare som manövrerar luftfartyget)

³Memory Items: Punkter som förarna kontrollerar utan hjälp av checklistor.

⁴QRH: Quick Reference Handbook (Nödchecklista)

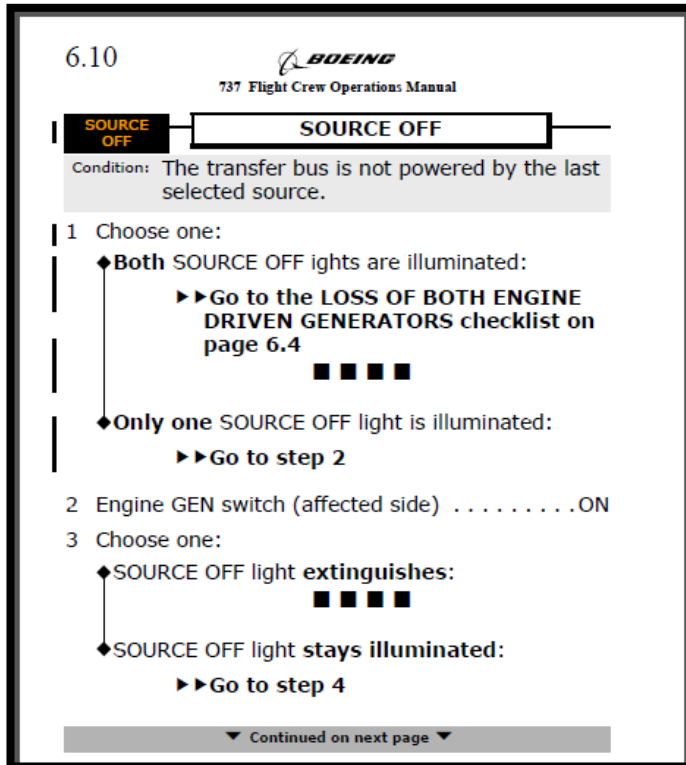


Fig. 2. QRH för Source Off (sida 1 av 2)

När förarna valde Engine GEN på den påverkade sidan till ON, uppstod ett följdfel vilket medförde att en ny varningssignal tändes. Denna signalerade Transfer Bus Off, vilket innebar att strömskena 2 (Transfer Bus 2), hädanefter kallad X-Bus 2, inte fick ström från någon av generatorerna.

Skillnaden i piloternas redogörelse för händelseförloppet ligger i när nedanstående inträffade:

”Ett flertal varningslampor tändes, samtliga displayer på styrmans sida slocknade och autopiloten gick ur. Höjdrapporteringen på transpondern försvann vilket innebar att flygtrafikledningen inte längre kunde se luftfartygets höjd.”

Den beskrivna händelsen ovan kan alltså antingen inträffat när förarna valde Engine GEN på den påverkade sidan till ON, eller efter det att förarna gick vidare i check-listan och till sida 2 för Source Off och startade upp luftfartygets APU⁵.

När APU hade startat och dess generator blev tillgänglig, valdes APU Gen till ON. APU kopplades dock inte automatiskt in på X-buss2.

⁵ APU: Auxillary Power Unit

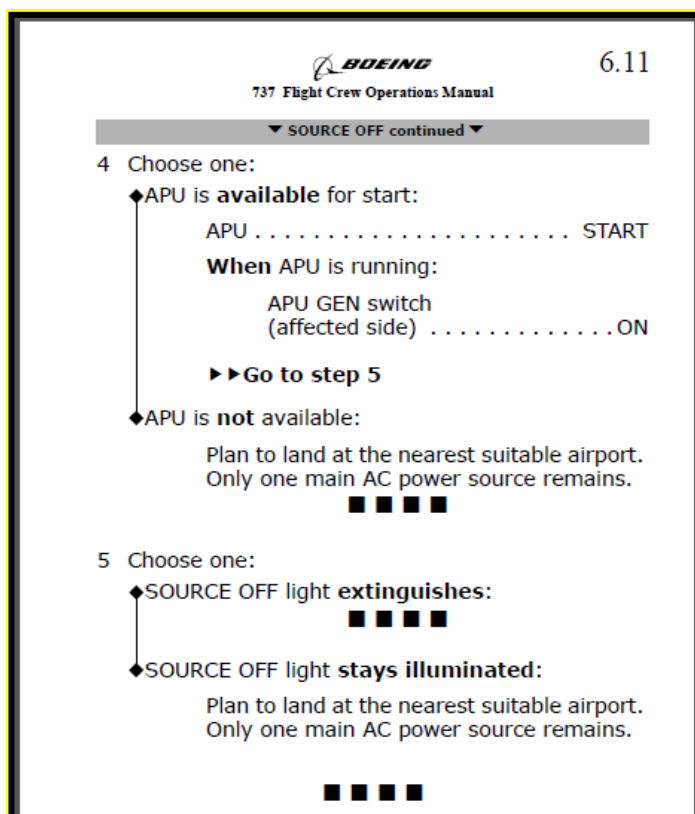


Fig. 3. QRH för Source off (sida 2 av 2)

En av varningslamporna som tändes var Battery Discharge Light vilket vanligen tolkas som att batteriet levererar ström till systemet istället för att laddas. Om batteri-ström används till strömförsörjningen under flygning är man vanligtvis i en nödsituation. Battery Discharge Light förblev tänd enligt förarnas beskrivning mellan ”ett fåtal” och 25 minuter.

Enligt förarnas händelserapport föll följande system bort:

- Autopilot A+B till följd av att automatiska trimningen inte längre fungerade
- El-trim
- PFD⁶+ND⁷ på styrmans sida
- Transpondrarnas höjdrapportering (både transponder 1 och 2)
- Noshjulets pedalstyrning
- Indikator till bakkantsklaff

Enligt samma rapport tändes följande varningslampor:

- Battery discharge
- Master caution
- (RH) Source off
- (RH) Transfer Buss Off
- Mach Trim Fail
- Auto Slat Fail
- Fuel Pump 2 Fwd
- Fuel Pump 1 Aft
- A Elec Pump 2 Hydr
- Probe Heat B (4 lights)
- Eng EEC Altn (Both)
- Zone Temp (3 lights)

⁶ PFD – Primary Flight Display (Bildskärm för flyglägesinformation)

⁷ ND – Navigation display (Bildskärm för navigeringssystem)

Battery discharge beskrivs enligt följande:

Illuminated (amber) – with BAT switch ON, excessive battery discharge detected.

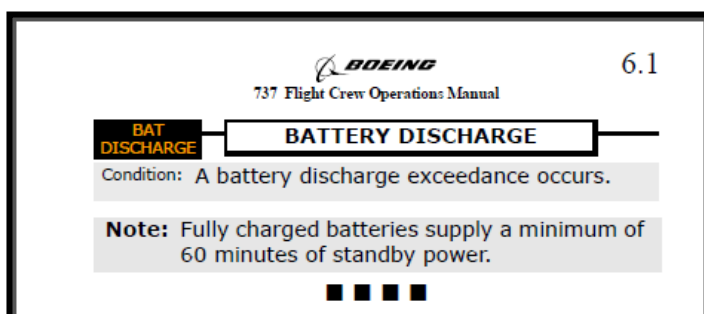


Fig. 4. QRH för Battery discharge

Flygledningen kontaktade luftfartyget då höjdrapporteringen försvann och förarna provade med att växla till en annan transponder, men felet på höjdrapporteringen kvarstod.

Förarna läste även nödchecklista för Transfer Buss Off, men då åtgärderna var samma som för Source Off, vilket hade orsakat det större felet, valde de att inte vidta några fler åtgärder utan att istället återvända till Skavsta.

Från det att autopiloten slogs av automatiskt och inte gick att återinkoppla på grund av att autotrimmen inte längre fungerade, flög befälhavaren manuellt.

Då viss osäkerhet rådde angående instrumentens status, samt att mycket av befälhavarens koncentration gick åt till att flyga och trimma luftfartyget manuellt, begärde befälhavaren radarvektorer av flygledningen tillbaka till Skavsta. Initialt gavs klaring till NDB-fyren⁸ PEO, varför förarna fick återkomma med sin begäran om vektorering till flygledaren och förtydliga att de hade problem med instrumenteringen ombord.

Vid ett senare tillfälle under inflygningen lade förarna till PAN-PAN x 3 till sin anropssignal för att indikera att de ville ha prioritet, men att ingen direkt nödsituation rådde.

Luftfartyget vektorerades till en ILS⁹-inflygning på bana 26 på Skavsta. Under den första inflygningen valde befälhavaren att avbryta inflygningen då förarna fortfarande förde diskussioner via radion med Priority Air Maintenance, den av Ryanair kontrakterade underhållsorganisationen på Skavsta. Befälhavaren ville även att styrman skulle genomföra en visuell inspektion från kabinen för att verifiera att bakkantsklaffarna verkligen hade fällts ut.

Därefter vektorerades luftfartyget på nytt för en ILS till bana 26 och landningen genomfördes utan problem. Efter landningen drog förarna säkringen till CVR i enlighet med operatörens procedurer. Hela besättningen togs ur fortsatt tjänstgöring resten av dagen.

⁸ NDB – Non Directional Beacon – Rundstrålande radiofyr.

⁹ ILS – Instrument Landing System – Inflygningshjälpmedel som ger både horisontell och vertikal positionering.

1.2 Personskador

	Besättning	Passagerare	Totalt	Övriga
Omkomna	–	–	–	–
Allvarligt skadade	–	–	–	–
Lindrigt skadade	–	–	–	–
Inga skador	6	173	179	–
Totalt	6	173	179	–

1.3 Skador på luftfartyget

Inga.

1.4 Andra skador

Inga.

1.5 Besättningen

1.5.1 Befälhavaren

Befälhavaren var vid tillfället 35 år och innehade ett gällande ATPL¹⁰. Vid tillbudet var befälhavaren PF.

Flygtid (timmar)				
Senaste	24 timmar	7 dagar	90 dagar	Totalt
Alla typer	4.4	18	168	7011
Aktuell typ	4.4	18	168	6200

Antal landningar aktuell klass/typ senaste 90 dagarna: 86.

Inflygning på typ gjordes den 2 juni 2003

Senaste PC (proficiency check) genomfördes 10 december 2010 på B737.

1.5.2 Biträdande föraren

Biträdande föraren var vid tillfället 38 år och hade gällande CPL¹¹. Vid tillbudet var den biträdande föraren PM.

Flygtid (timmar)				
Senaste	24 timmar	7 dagar	90 dagar	Totalt
Alla typer	1.1	6	137	7400
Aktuell typ	1.1	6	137	6100

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 60.

Inflygning på typ gjordes 24 juni 2002.

Senaste PC genomfördes 7 april 2011 på B737.

1.5.3 Kabinbesättning

Fyra personer.

1.5.4 Förarnas tjänstgöring

Inte aktuellt.

¹⁰ ATPL - Trafikflygcertifikat med befälhavarebehörighet

¹¹ CPL - Trafikflygcertifikat

1.6 Luftfartyget

1.6.1 Luftvärdighet och underhåll

Luftfartyget	
Typcertifikatinnehavare	The Boeing Company
Modell	737-800
Serienummer	33544
Tillverkningsår	2002
Flygmassa	Max tillåten start/landningsmassa 74990 kg, aktuell 64835 kg
Total gångtid	28847 timmar
Gångtid efter senaste periodiska tillsyn	0 timmar (50 cykler tillsyn utfördes samma morgon/natt som händelsen)
Antal cykler	18833
Bränsle som tankats före händelsen	Jet A1
Kvarstående anmärkningar	
MEL	Inga
HIL	Inga

Luftfartyget hade luftvärdighetsbevis med gällande granskningsbevis (ARC¹²).

1.6.2 Boeing 737-800 Elsystem generellt.

Elsystemets uppgift är att producera och distribuera elektricitet. Systemet kontrollerar även att den distribuerade strömmen är inom specificerade gränsvärden. Elsystemet består av en växelströmsdel och en likströmsdel. Växelströmmen har tre faser, en spänning på 115 V och en frekvens på 400 Hz. Växelströmsdelen består i sin tur av två undersystem, nr 1 vänster och nr 2 höger.

Likströmsdelen håller 28 V och är även den fördelad på ett antal undersystem. Växelströmssystemet, här efter kallat AC-systemet, har fyra huvudströmkällor med en kapacitet på 90 KVA vardera: vänster IDG¹³, höger IDG2, APU¹⁴ och extern ström. Från varje kraftkälla går det matarkablar, en för varje fas, till någon av två PDP:er¹⁵, där brytare kopplar in vald strömkälla och distribuerar strömmen vidare till resten av AC-systemet, se Figur 5.

¹² ARC - Airworthiness Review Certificate

¹³ IDG - Integrated Drive Generator, en enhet vilken kan hålla konstant varvtal, monterad på luftfartygets motor, bestående av en hydromekanisk växellåda och generator.

¹⁴ APU – Auxillary Power Unit, hjälpkraftaggregat.

¹⁵ PDP – Power Distribution Panel, Panel innehållande brytare och förgreningar.

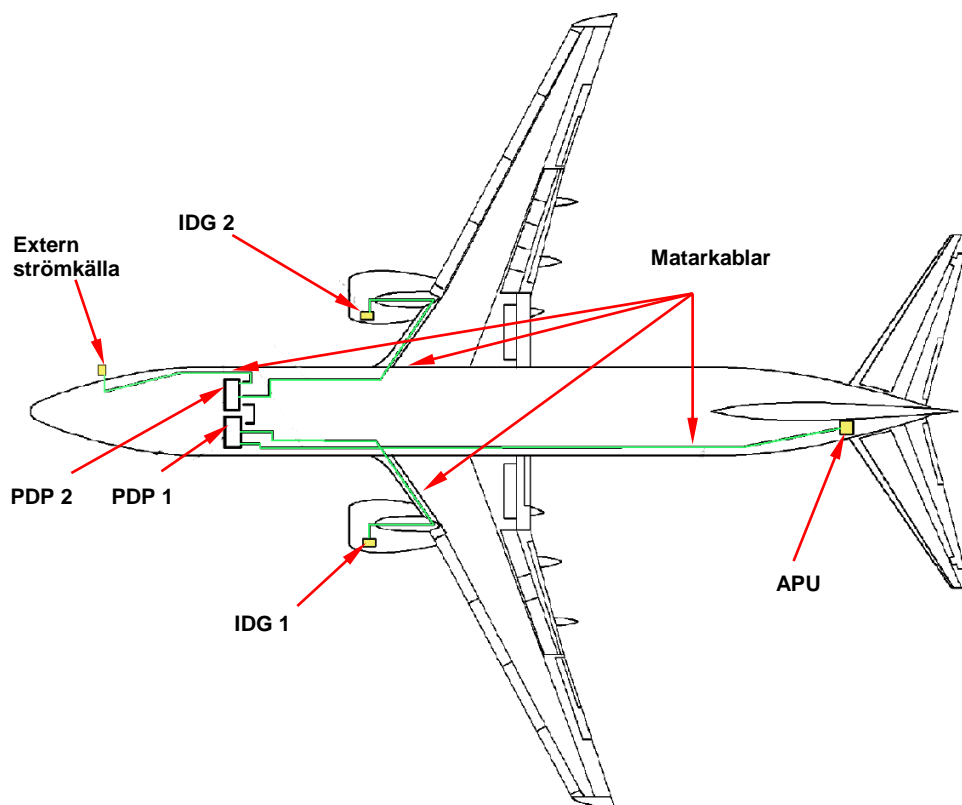


Fig. 5. Strömkällor och matarkablar.

AC-systemet är konstruerat så att två strömkällor förhindras att kunna leverera ström till samma undersystem. Däremot kan en strömkälla förse två undersystem med ström. Då ingen AC strömkälla levererar ström kan ett begränsat antal förbrukare få växelström från ”AC standby”- bus via omformare från likströmssystemet.

Likströmssystemet, härefter kallat DC-systemet, får sin ström från AC-systemet via transformator-likriktare, TRU¹⁶ och batteri.

1.6.3. AC-systemets övervakning och kontroll

Fördelningen och kvaliteten på strömmen kontrolleras och styrs av ett antal styrenheter. Styrenheterna GCU¹⁷1 och GCU2 övervakar och kontrollerar ström levererad från sin respektive IDG, de utgör på så sätt ett skydd för systemet och dess IDG. Ström levererad från APU övervakas och kontrolleras av liknande styrenheter, AGCU¹⁸ och SCU¹⁹. Ström som kommer från en externt inkopplad strömkälla övervakas och kontrolleras av styrenheten BPCU²⁰.

De olika strömkällorna kan kopplas in manuellt från en panel i cockpit. Styrenheterna innehåller en diagnosfunktion kallad BITE²¹. Denna funktion kan utföra självtest, diagnostisera och presentera fel i styrenheten och systemet.

Strömmen distribueras till förbrukare via strömskenor s.k. bussar. Distributionen styrs av styrenheterna vilka kontrollerar olika brytare. Brytarna GCB²²1 och GCB2

¹⁶ TRU – Transformer Rectifier Unit, likriktare.

¹⁷ GCU - Generator Control Unit, styrenhet för ström kommande från IDG.

¹⁸ AGCU - APU Generator Control Unit, styrenhet för ström kommande från APU.

¹⁹ SCU – Starter Control Unit, styrenhet för spänning kommande från APU, och styrning uppstarten av APU

²⁰ BPCU – Bus Power Control Unit, styrenhet för ström kommande från extern strömkälla och hopkoppling av det två AC-undersystemen.

²¹ BITE – Built In Test Equipment.

²² GCB – Generator Control Breaker.

förbinder respektive IDG med resten av systemet, APB²³ förbinder APU med resten av AC-systemet. EPC²⁴ förbinder den externa strömkällan med AC-systemet. En schematisk bild över elsystemet visas i Figur 6.

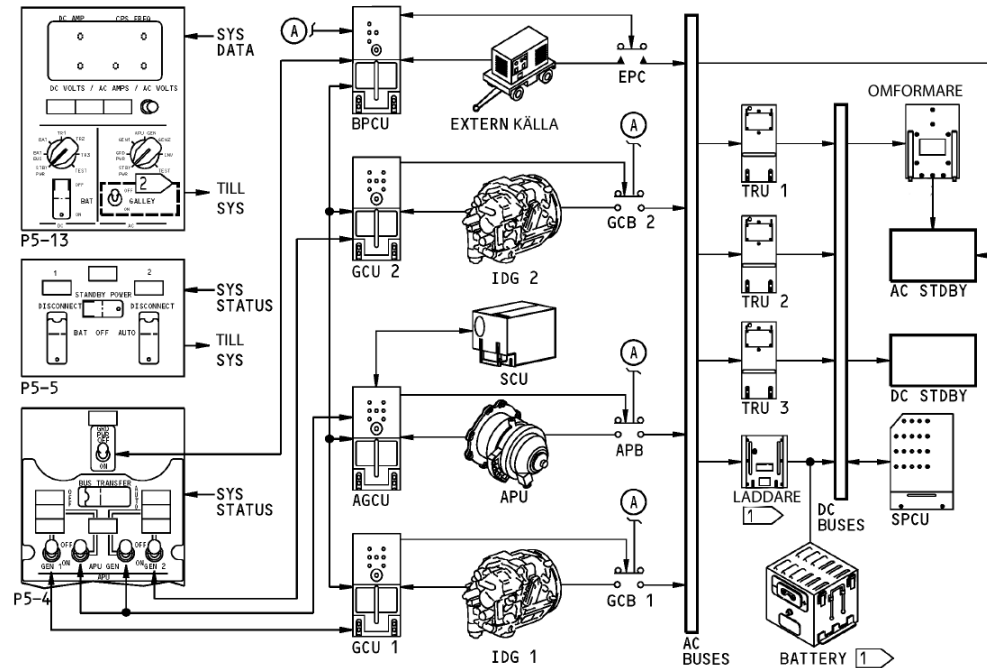


Fig. 6. Schematisk representation av elsystemet.

Under flygning levereras ström normalt från IDG enheterna. IDG1 försör förbrukare på system 1 via bussen "Transfer Bus 1" härfter kallad X-bus1, och IDG2 försör förbrukare på system 2 via X-bus2, se Figur 7

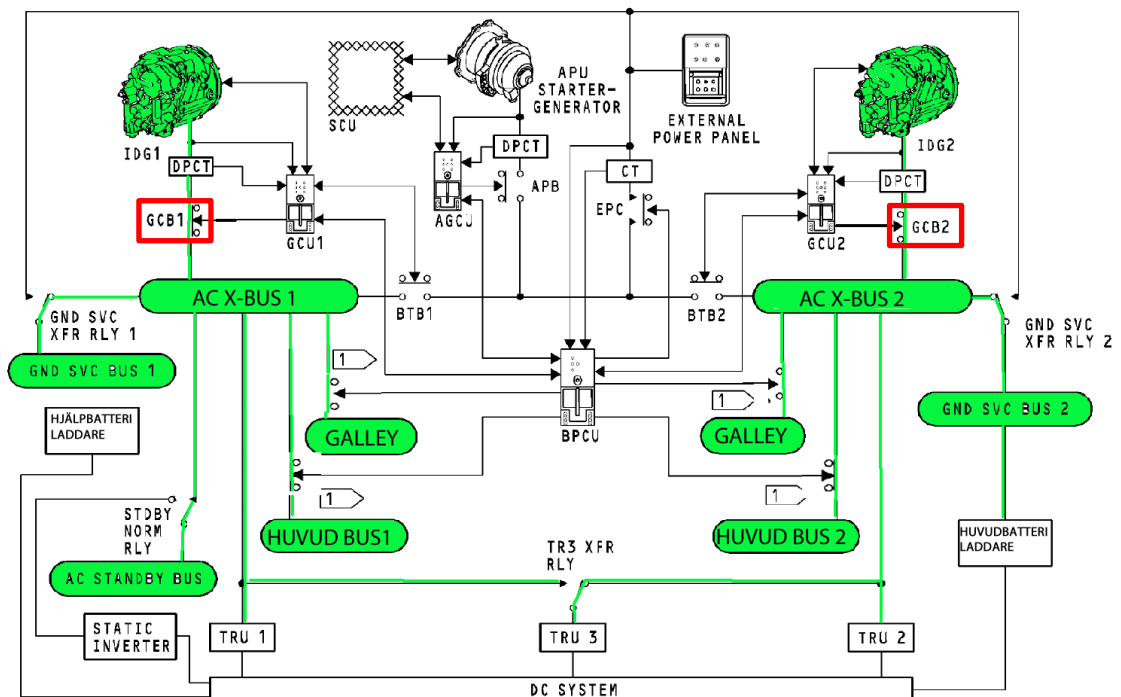


Fig. 7. Grönt markerar AC-ström som uppfyller kvalitetskraven. Ström leds via GCB1 och GCB2 ut till X-bussarna och vidare till förbrukarna.

²³ APB – Auxiliary Power Breaker

²⁴ EPC – External Power Contactor

Då endast en strömkälla finns tillgänglig kopplas X-buss1 och X-buss2 ihop av brytarna BTB²⁵1 och BTB2.

Varje GCU (GCU1, GCU2 och AGCU) övervakar och kontrollerar, bland annat frekvens, spänning, fasläge, skillnad på utgående ström från IDG och mottagen ström vid GCB. Denna skillnad indikerar antingen avbrott eller kryptströmmar och ska i normalfallet vara 0 Ampere. GCU skickar styrsignaler till IDG för att hålla rätt ström kvalitet. Den övervakar även läget på GCB- och BTB brytarna och skickar styrsignaler till dessa.

Status och styrsignaler är på 28 V likström. Då ström kvaliteten av någon anledning inte är inom gränserna skickar GCU signal till GCB att den ska öppna och på så sätt koppla bort IDG från sin respektive X-buss. Detta var situationen strax efter start och visas i Figur 8.

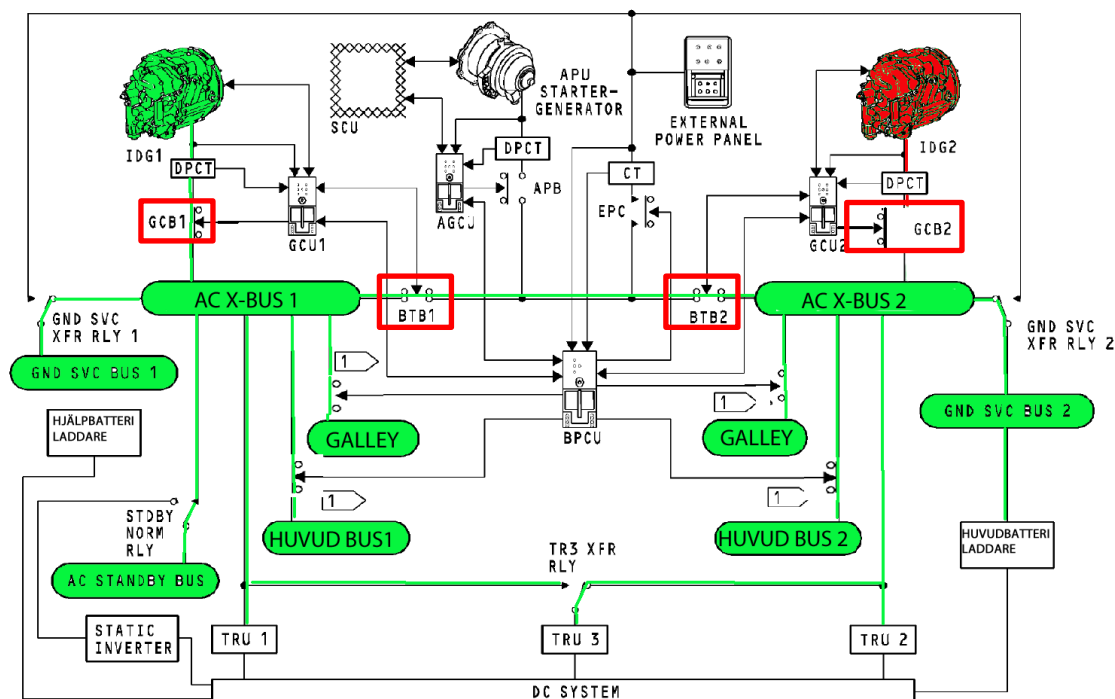


Fig. 8 AC systemet försörjs av en strömkälla, IDG2 bortkopplad. De två BTB brytarna är slutna.

BPCU monitorerar ström kvaliteten från extern strömkälla och strömförbrukning. Då förbrukningen blir för hög skickar BPCU styrsignaler till brytare vilka efter ett bestämt schema kopplar bort förbrukare såsom t.ex. ”galley”. BPCU ser även till att de två X-bussarna blir sammankopplade ifall någon X-buss förlorar sin ordinarie strömkälla. När BPCU får signal att en GCB är öppen, skickar den en signal till varje GCU att sluta sin respektive BTB. När båda BTB är slutna sammankopplas X-buss1 och X-buss2 och en gemensam strömkälla kan leverera ström till förbrukarna. Bussen som går mellan de två BTB-brytarna kallas för ”Tie Bus”.

Inkoppling och val av vilken strömkälla som skall förse respektive X-buss med ström görs på panel P5-4, belägen i taket i cockpit. Där presenteras även status och varningar hos elsystemet, se Figur 9.

²⁵ BTB – Buss Tie Breaker

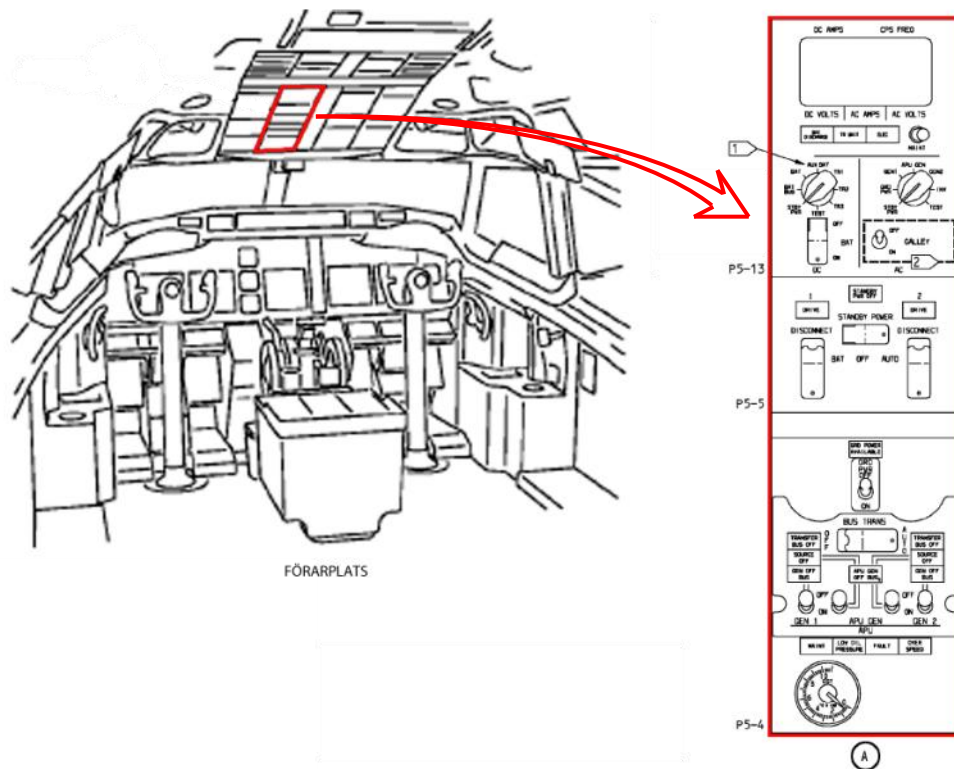
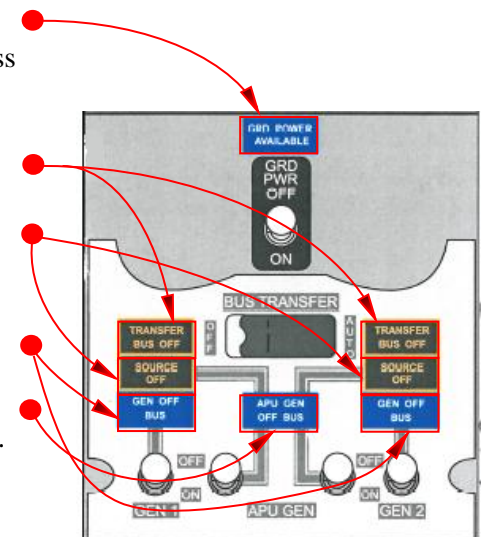


Fig 9. Förarplats (cockpit), panel P5 och dess underpaneler.

På panel P5-4 finns strömställare för in- och urkoppling av de olika strömkällorna. Strömställarna är av tre-lägestyp och återfjädrande till neutralläget i mitten. En 28 V likströmssignal går från GCU till strömställaren för IDG. Då strömställaren sätts i läge på (ON) eller av (OFF) returneras denna signal till GCU på motsvarande ingångar. Förutsatt att nödvändiga villkor är uppfyllda, skickas därefter en signal från GCU vidare till erforderliga brytare att dessa ska öppna eller stänga. På panelen finns det även statuslampor. Nedan beskrivs dessa och innebörden då de är tända alternativt släckta.

- Lampa – ”Ground Power Available” – Lyser med blått sken när extern strömkälla är ansluten och dess ström kvalitet är inom gränsvärdena.
- Lampa - ”Transfer Bus Off” – Lyser med orangefärgat sken då respektive X-buss är strömlös.
- Lampa – ”Source Off” - Lyser med orangefärgat sken då respektive X-buss inte strömsätts av vald strömkälla.
- Lampa – ”Gen Off Bus” - Lyser med blått sken när respektive GCB är öppen.
- Lampa – ”APU Gen Off Bus” - Lyser med blått sken när APU är igång men inte inkopplad att leverera ström. Lampan är släckt då APU är avstängd eller inkopplad och levererar ström.



På panelen finns dessutom en tvåläges strömställare. Det skyddade läget ”Auto” tillåter systemet att automatiskt koppla ihop X-bussarna. I läge ”Off” förhindras sammankoppling av X-bussarna.

1.6.4. Beskrivning av brytarna GCB, BTB, APB och EPC

Brytarna GCB, BTB, APB och EPC tillverkas av HONEYWELL ASCA INC och är inbördes lika och har alla samma reservdelnummer: 1151968-1. Deras uppgift är att bryta alternativt leda växelströmens tre faser vidare ut i övriga AC-systemet. I brytaren finns det tre primära kontakter, en för varje fas A, B och C. Dessa leder huvudströmmen. Därutöver finns det ett antal hjälpkontakter, vilka leder brytarens styrström och ger en indikation på brytarens läge. Hjälpkontaktsystemet arbetar med 28V likström. Brytarna är placerade i PDP1 och PDP2. Figur 10 visar placeringen av BTB2, GCB2 och EPC i PDP2.

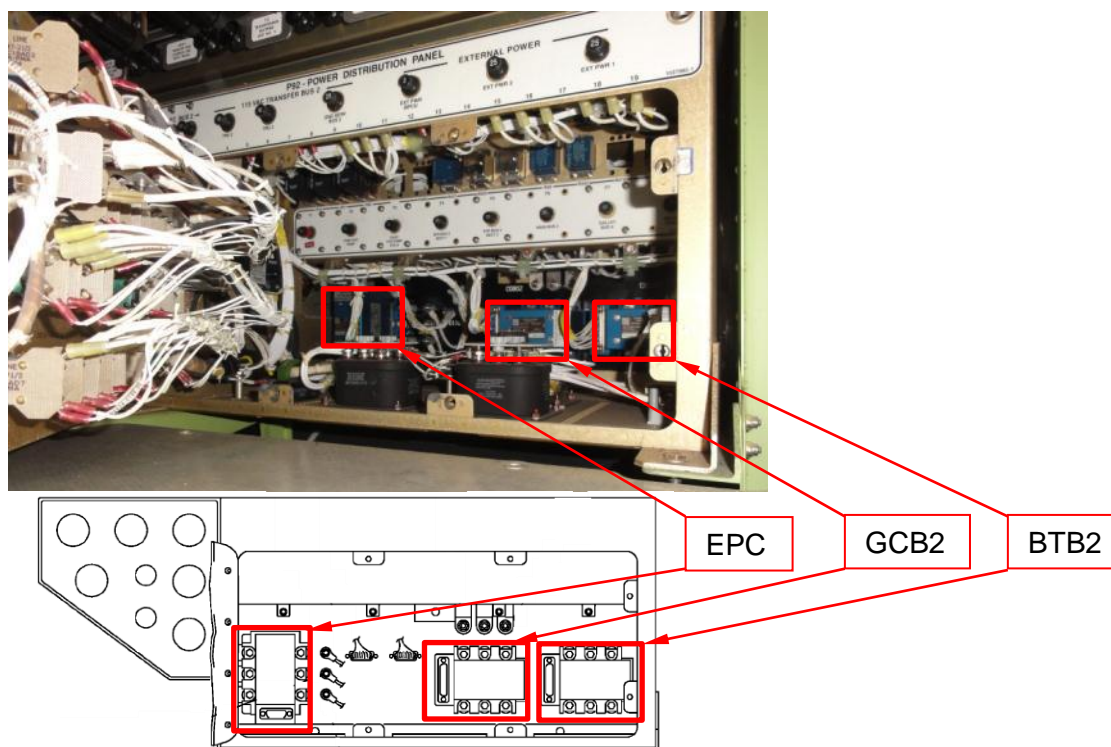


Fig. 10. Bild och skiss på PDP2 som visar brytarnas placering.

Varje brytarmekanism har två elektromagnetiska spolar, en för stängning och en för öppning av brytaren. Spolarna befinner sig i varsin ände av en pistong vilken förflyttar primär- och hjälpkontakterna mellan öppet och slutet läge. Då det flyter en ström genom spolarna bildas det ett magnetfält som flyttar pistongen i axiell led. En permanentmagnet håller kvar pistongen i sitt respektive ändläge. Hjälpkontakterna ger indikation på brytarens läge till styrenheterna och till indikatorlamporna på panel P5-4. Hjälpkontakterna leder alternativt bryter strömmen till spolarna. Beroende på vilken funktion brytaren har; GCB, BTB, APB eller EPC, kommer olika anslutning på hjälpkontakterna att användas. Figur 11 visar GCB2 och de dess terminaler.

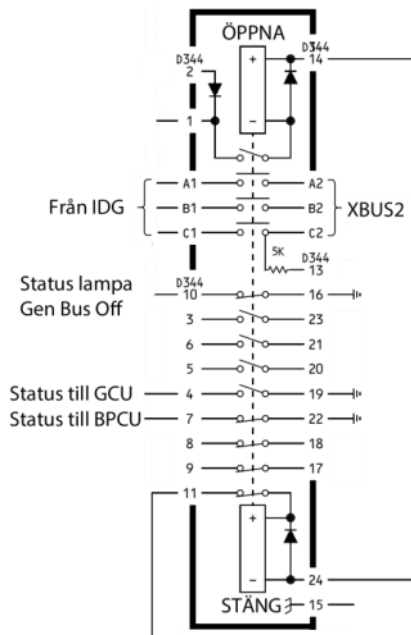


Fig. 11. Brytaren GCB2. Anslutning 1 och 11 är styrström till elektromagneterna.

Boeing 737-800 är certifierad i enlighet med FAR Part 25 och JAR-25. Dessa dokument innehåller standarder och krav vilka ska uppfyllas av de olika systemen och dess komponenter. De innehåller bland annat även en guide att uppskatta allvarlighetsgraden av ett system – eller komponentfel.

Brytarnas certifieringskrav är att de ska klara 50000 cykler där spänningsfallet över primärkontaktarna ska understiga 0,150V med 290A i märkström. Brytarna har inga tillsynsintervall utan löper på s.k. ”On Condition” vilket innebär att byte av enhet utförs vid behov. Information inkommen sent i utredningen visar att dessa enheter faller inom certifieringskraven. Under 3158000 cykler har 42 enheter blivit utbytta. I 21 av dessa fall kunde man bekräfta ett fel.

1.6.5. Beskrivning av styrenheterna GCU och BPCU

GCU-enheterna övervakar och kontrollerar ström kvaliteten från IDG och APU. De skickar styrsignaler till brytarna GCB och BTB, övervakar deras position, förmedlar positionsstatus för GCB till BPCU och har en diagnosfunktion kallad BITE.

GCU, AGCU och BPCU använder sig av 28V likström och tillsammans kontrollerar de luftfartygets AC-system. GCU strömförsörjs i första hand av sina respektive IDG:s genom separata ledare, i andra hand av DC-systemet. AGCU strömförsörjs från DC-systemets buss ”Switched hot battery bus” alternativt DC bus 2. BPCU kan strömförsörjas av extern strömkälla och av DC-systemet.

GCU övervakar bland annat spänning, frekvens, strömförbrukning, sekvens på faser, skillnad på utgående ström från IDG och mottagen ström vid GCB. Den interna logiken i GCU avgör vilka åtgärder som ska utföras för att respektive X-buss ska vara strömsatt med ström av god ström kvalitet. Insignaler till GCU-enheten är bland annat:

- Position generatorströmställare.
- Positionsstatus från GCB.
- Positionsstatus från EPC.
- Positionsstatus från APB.
- Positionsstatus från BTB.

- Positionsstatus från GCB
- BTB styrsignal från BPCU.

Utsignaler från GCU-enheten är bland annat:

- Styrsignaler till GCB.
- Styrsignaler till BTB.

De styrsignaler som GCU-enheten skickar baseras på intern logik och kan representeras med så kallade ”grindrar”. In- och utsignalernas värde representerar logiska variabler där de kan ha värdet 1 eller 0 vilket motsvarar 28V DC eller 0 V DC. För att få en uppfattning om antalet in och utgångar samt strukturen på logiken visas och in och utgångarna i Figur 12 och delar av den interna logiken i GCU-enheten i Figur 13.

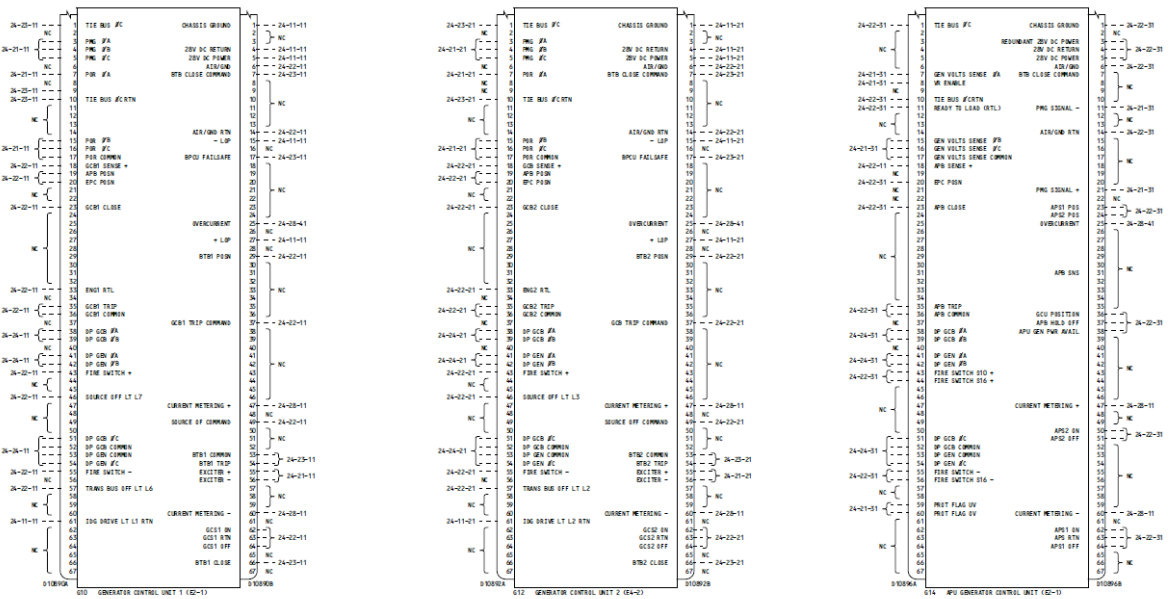


Fig. 12. Anslutningar till de olika GCU-enheterna.

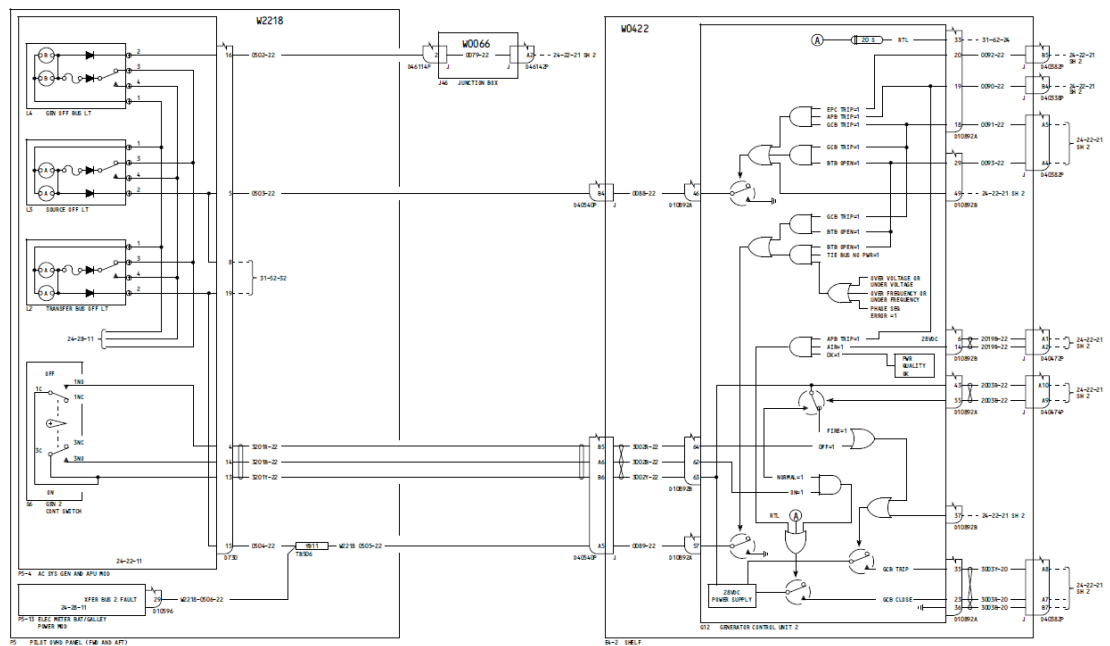


Fig. 13. Delar av logiken i GCU-enheten.

BITE-funktionen hos GCU är en diagnosfunktion som är oberoende av övriga GCU-funktioner. Den hittar och identifierar fel hos GCU med kringutrustning och sparar

dessa i ett minne och presenterar felen med lampor på framsidan av GCU:n. Det finns sju statuslampor och en återfjädrande testknapp, se Figur 14. Sex av lamporna är sådana att de tänds då olika fel har detekterats. Den sjunde lampan tänds efter självttest då inget fel detekterats. Vid uppstart genomför BITE- funktionen en självttest, vilken är densamma som om testknappen på GCU-framsidan trycks in.

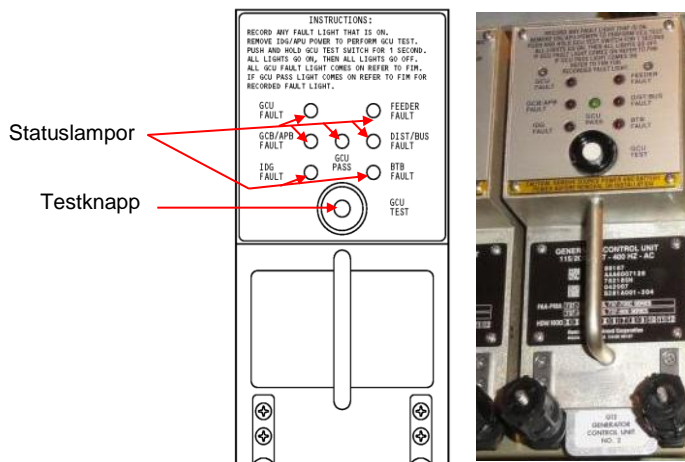


Fig. 14. Framsida på GCU. Den högra bilden visar hur status presenteras efter självttest på GCU2.

Endast en statuslampa i taget kan vara tänd; i de fall BITE-funktionen detekterat flera fel presenteras endast felet som har högst prioritet. Prioritetsordning och fel beskrivs i tabellen nedan.

PRIO	LAMPA (Färg)	BETYDELSE
1	GCU	Internt fel i GCU alt. fel i spänningsregleringsfunktionen
2	IDG	Kortslutning i dioderna hos IDG alt. frekvens utanför gränsvärdena, alt. spänning under gränsvärde (spänningsregleringsfunktionen OK).
3	GCB/APB	GCB eller APB ställde sig inte i kommenderat läge.
4	BTB	BTB ställde sig inte i kommenderat läge.
5	FEEDER	Skillnad på utgående ström från IDG och mottagen vid GCB över gränsvärde, alt. felaktig sekvens på faserna, alt spänning under gränsvärde (spänningsregleringsfunktionen OK).
6	DIST/BUS	Strömförbrukning över gränsvärde, strömobalans mellan faserna.
7	GCU PASS	Inga fel detekterade efter att testknapp blivit intryckt.

Efter det att testknappen blivit intryckt raderas gamla fel, och lampan för presentationen av dessa släcks.

Det finns endast en BPCU-enhet i systemet. Den tar emot signaler från övriga styrenheter och brytare i systemet och baserat på dessa koordinerar den vilka åtgärder som skall vidtas. BPCU tar emot statussignaler på brytarläge hos GCB, BTB EPC och APB. BPCU skickar signaler till GCU enheterna, exempelvis styrsignaler att respektive BTB skall öppna eller stänga.

BPCU-enheten övervakar ström kvaliteten från extern strömkälla. Den övervakar även strömförbrukningen. När belastningen överskrider tillåtna gränsvärden kopplar den bort icke essentiella förbrukare som t.ex. galley.

Vid strömbortfall på någon X-bus, skickar BPCU:n styrsignaler till GCU1 och GCU2 att BTB-brytarna ska sluta och på så sätt binda samman AC-system1 och AC-system2. Utsignalerna bestäms av intern logik i BPCU och, liksom för GCU, grundar de sig på insignalernas nivå. För att få en uppfattning om antalet in och utgångar samt strukturen hos logiken i BPCU visas anslutningar i Figur 15 och delar av den interna logiken i Figur 16.

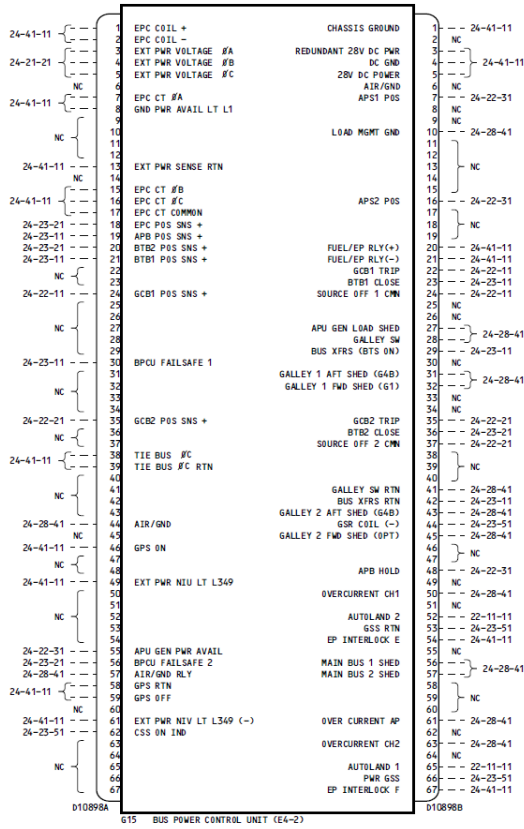


Fig. 15. In och utgångar till BPCU.

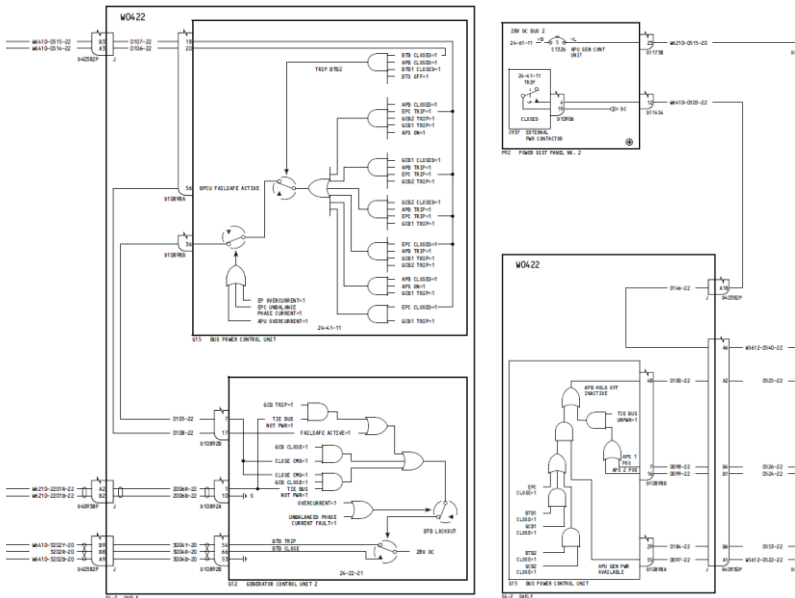


Fig. 16. Delar av logiken hos BPCU tillsammans med delar av GCU2 utgångarna till vänster går till BTB2.

Ett exempel på normal signalgång då en kraftkälla ska kopplas in kan vara följande:

Den återfjädrande strömställaren för inkoppling av strömkälla förs till läge ”on”. GCU-enheten känner av läget för respektive switch. När denna signal blir hög skickar

GCU en signal till respektive BTB att den ska öppna. GCU övervakar BTB läget och skickar en signal att GCB ska sluta när den känner av att BTB-status visar öppen, och följande villkor uppfylls:

- Ström kvaliteten är inom sina gränsvärden.
- Ström kvaliteten har varit inom gränsvärdena de senaste 20 sekunderna, alternativt RTL²⁶ signalen är ”hög”
- Brandhandtaget är i läge ”normal”.
- Statussignal ”öppen” från BTB.

GCB ska då sluta och förbinda strömkällan med sin X-buss. Statussignalen att GCB inte längre är öppen går från GCB till respektive GCU.

Då den återfjädrande strömställaren för inkoppling av strömkälla förs till läge ”off” svarar GCU med att skicka ett öppningskommando till respektive GCB.

1.6.6. DC-systemet

DC-systemet vilket visas i Figur 17, är uppdelat på två huvudbussar, två batteribussar och en ”standby”-bus.

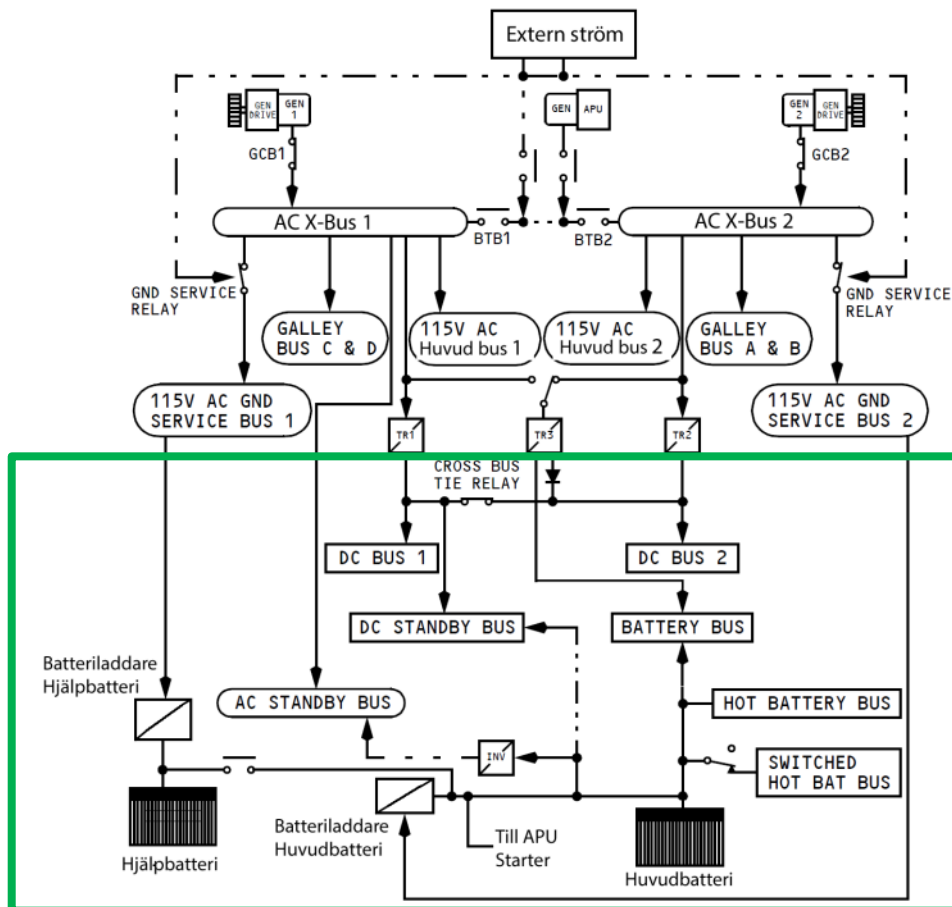


Fig. 17. DC- systemet inramat med grön ram.

DC-systemet arbetar med en spänning på 28 V likström. Systemet kan strömförsörjas av tre stycken TRU:s, batteriladdare eller batteri. Den huvudsakliga strömförsörjningen sköts av de tre omformarna, TRU, vilka omformar 115V växelström till likström. Batteriladdaren och batteriet levererar ström ifall den huvudsakliga strömförsörjningen fallerar. TRU 1 matas med växelström från X-bus1 och levererar likström till DC-buss

²⁶ RTL – Ready To Load. Signal vilken anger att strömkälla är klar att kopplas in (varvtalet ej under tomgångsvarvtal).

1. TRU 2 matas med växelström från X-bus2 och levererar likström till DC-buss2. TRU 3 matas i normalfallet med växelström från X-bus2 men kan även matas av X-bus1 då X-bus2 är strömlös. TRU3 levererar likström till batteribussen. Luftfartyget var försett med två batterier, ett huvudbatteri och ett hjälpbatteri, med kapaciteten 48 Ah och 24V vardera. Batterierna har varsin laddare. Huvudbatteriet är avsett att förse APU med startström och DC-systemet med nödström till Standby-bussarna. Det ska också ge reservström till AC-systemets skydds- och kontrollsystem.

Hjälpbatteriet stöttar huvudbatteriet med nödström till Standby-bussarna. Bussarna "Hot battery bus" och "Switched hot battery bus" strömförsörjs av batteriet. "Switched hot battery bus" kopplas ihop med huvudbatteriet via ett relä då batteriställaren är i läge "ON", medan "Hot battery bus" alltid är inkopplad mot huvudbatteriet.

Från full laddning kan batterierna leverera ström till Standby-bussarna i minst 60 minuter.

Huvudbatteriets laddare har till uppgift att se till att huvudbatteriet är fulladdat och att strömförsörja batteribussarna. Detta åstadkommes genom att batteriladdaren arbetar i två olika moder, en laddningsmod och en omformarmod (TRU-mode). I laddningsmoden matar laddaren batteriet med konstant ström och variabel spänning. Spänningen kan under laddningen uppgå till 33 V. Laddaren laddar batteriet då batterispänningen sjunker under 23 V eller då laddaren varit strömlös i mer än en sekund.

Lampan "BAT DISCHARGE" på panel P5-13, tänds då ström flyter från huvudbatteriet överstigande 5 Ampere under 95 sekunder, 15 Ampere under 25 sekunder eller 100 Ampere under 1.2 sekunder.

1.6.7 *Tillgänglighet och användbarhet av ACAS/TCAS/GPWS/TAWS*

Inte aktuellt.

1.7 **Meteorologisk information**

Enligt SMHI:s analys: väst-nordvästlig vind, 5 knop, sikt över 10 km, inga moln under 5000 fot, temp./dagpunkt 8/5 °C, QNH 1024 hPa

1.8 **Navigationshjälpmedel**

Inte aktuellt.

1.9 **Radiokommunikationer**

Inte aktuellt.

1.10 **Flygfältsdata**

Flygplatsen hade status enligt AIP²⁷-Sverige/Sweden.

1.11 **Färd- och ljudregistratorer**

Information om händelsen nådde haverikommissionen 29 april, det vill säga fyra dagar efter händelsen. På grund av att lång tid gick mellan det att händelsen ägde rum och SHK informerades, hann data gå förlorad.

²⁷ AIP – Aeronautical Information Publication

1.11.1 Färdregistratorer (FDR, Flight Data Recorder) QAR²⁸,

FDR var överspelad när SHK informerades om händelsen. På många moderna luftfartyg finns dock QAR vilka som regel lagrar fler parametrar än en FDR. I det aktuella fallet gick QAR att nå.

Genom QAR hade haverikommissionen förhoppningar om att finna information om lägen på kontakter i BTB och GCB samt statussignaler för styrenheter. Dessa parametrar registrerades emellertid inte i QAR.

1.11.2 Ljudregistrator (CVR)- Cockpit Voice Recorder

Operatören har tydliga instruktioner i sin godkända OM gällande när CVR-data ska säkerställas av förarna. Förarna följde instruktionerna och drog säkringen till CVR för att underlätta för eventuell utredning. Dock kom säkringen till CVR att återställas efter ett beslut inom operatörens organisation. Det har inte gått att säkerställa var i organisationen detta beslut togs och varför. CVR strömförsörjs av X-bus2.

1.12 Plats för händelsen

Stockholm Skavsta flygplats, ESKN.

1.13 Medicinsk information

Ingenting har framkommit som tyder på att förarnas psykiska eller fysiska kondition varit nedsatt före eller under flygningen.

1.14 Brand

Brand uppstod inte.

1.15 Överlevnadsaspekter

1.15.1 Räddningsinsatsen

Flygräddningscentralen vid JRCC²⁹ tog kl. 07.43 emot information från Stockholm ATCC³⁰ om det aktuella luftfartyget. Det framgick då att luftfartyget på grund av elfel återvände mot flygplatsen Stockholm Skavsta. Sex minuter senare meddelades att luftfartyget hade multipla elfel, varför flygledaren i tornet på Skavsta utlöste varningslarm.

Flygplatsräddningstjänsten och den kommunala räddningstjänsten samt två ambulanser fanns i beredskap på bansystemet från och med en halv timme innan luftfartyget landade kl. 08.28. Landningen genomfördes utan att några skador uppstod, varför räddningsinsatsen kunde avslutas.

1.15.2 Besättningen och passagerarnas placering samt skador

Inte aktuellt.

1.15.3 Evakuering

Inte aktuellt.

²⁸ QAR – Quick Access Recorder

²⁹ JRCC: Joint Rescue Coordination Centre

³⁰ ATCC: Air Traffic Control Centre

1.16 Särskilda prov och undersökningar

1.16.1 Felsökning av underhållspersonal i samband med händelsen och liknande händelser på EI-DAD.

Felsökning av flygtekniker påbörjades direkt efter det att luftfartyget landat, parkerat och markström (extern strömkälla), kopplats in. Det konstaterades då att felet var borta, och inte gick att återskapa. GCU2 presenterade felet ”BTB-fault” och efter en BITE-test indikerades ”GCU PASS” vilket betyder att GCU-BITE inte detekterar några fel i systemet. Som en säkerhetsåtgärd ersattes BTB2 och GCU2 emellertid med nya enheter.

Sex dagar innan den aktuella händelsen hade ”Source off” lampan för AC-system 2 tänts och GCU2 presenterat samma fel - ”BTB fault”. Även då byttes BTB2 mot en ny enhet, vilken i sin tur alltså ersattes igen efter den aktuella händelsen.

Haverikommissionen undersökte statusen för EI-DAD för tiden före och efter händelsen. Här upptäcktes att det inträffade flera liknande händelser där ”Source off” lampan för AC-system 2 tändes och någon kraftkälla inte kunde kopplas in på Xbus2. Vid flera av dessa tillfällen försvann felet efter det att styrenheter (BPCU, GCU2) och andra komponenter (kablage, brytare, paneler) undersökts eller bytts ut och BITE-test utförts. Vid ett av tillfällena blev en nödlandning nödvändig. Det är värt att notera att efter händelsen flög EI-DAD i 20 konsekutiva dagar utan att symptomen för felet visade sig.

Efter flera omfattande felsökningar kunde Ryanairs tekniker slutligen härleda grundorsaken till felet till en kortslutning mellan faserna i matarkablaget från IDG2. Orsaken till varför X-bussarna inte kopplades ihop vid den aktuella händelsen hittades aldrig.

1.16.2 SHK utredning

Haverikommissionen har granskat och analyserat händelsen. Fokus har varit på varför de två X-bussarna inte kopplades ihop.

Till att börja med gjordes en enklare analys av händelsen, med hjälp av bland annat Boeings felsökningsmanual, FIM, men snart stod det klart att en djupare analys av systemet krävdes. En stor mängd luftfartyg av samma serie har levererats, vilka alla har samma uppbyggnad av sitt elsystem (3622 luftfartyg i april 2011). Haverikommissionen fick också kännedom om att händelser av samma slag och med samma symptom har inträffat såväl före som efter den händelse som nu undersöks.

I utredningen analyserades framför allt logiken i systemet, och hur denna svarade på vissa fel, vilket är ett sätt att testa systemets robusthet. Bland annat analyserades fel i statussignalerna. Här kom haverikommissionen fram till en möjlig förklaring till symptomen vid händelsen. För att verifiera analysresultaten och se hur systemet svarade på dessa, försökte haverikommissionen genomföra test i simulator för Boeing 737-800. Men varken operatören eller konstruktören av simulatoranläggningen kunde introducera dessa fel. Simulatorens var helt enkelt inte byggd med tanke på att dessa fel skulle kunna uppstå eller simuleras.

Misstanken att en felaktig statussignal kan orsaka symptomen under händelsen stärktes efter det att haverikommissionen fick kännedom om en händelse där orsaken till varför X-bussarna inte kopplades ihop, konstaterades vara en lös anslutning hos hjälpkontakten i GCB.

För att få en ytterligare analys av systemet och händelsen kontaktade haverikommissionen Totalförsvarets forskningsinstitut, FOI. FOI:s uppdrag blev att analysera logi-

ken hos luftfartygets AC-system och att skriva ett program vilket simulerade relevanta delar av AC-systemet. Programmet skulle vara generellt med möjlighet att introducera fel hos de logiska signalerna. Programmet skulle ha ett grafiskt användargränssnitt, så kallat GUI, där presentationen av elsystemet skulle likna det som finns på förarplats. Arbetet redovisas i en bilaga till denna rapport.

Programmet skrevs i LabView, ett grafiskt programmeringsspråk vilket lämpar sig utmärkt för ändamålet. Alla relevanta komponenter programmerades upp där värden på in- och utgångarna kunde sättas godtyckligt.

Under programmeringen hittades i WDM³¹, som till stor del var underlag till programmet, fel som bestod av grindar vända åt fel håll. Funktionen hos enheterna med grindarna felvända skilde sig mot vad som var beskrivet i AMM³².

Vid provkörning av programmet fungerade detta inte alls då det blev kodat exakt enligt WDM. Då grindarna vändes ”rätt” fungerade programmet korrekt enligt den tänkta beskrivningen i WDM och enligt AMM. För att få en överblick av delar av programkoden visas denna i Figur 18.

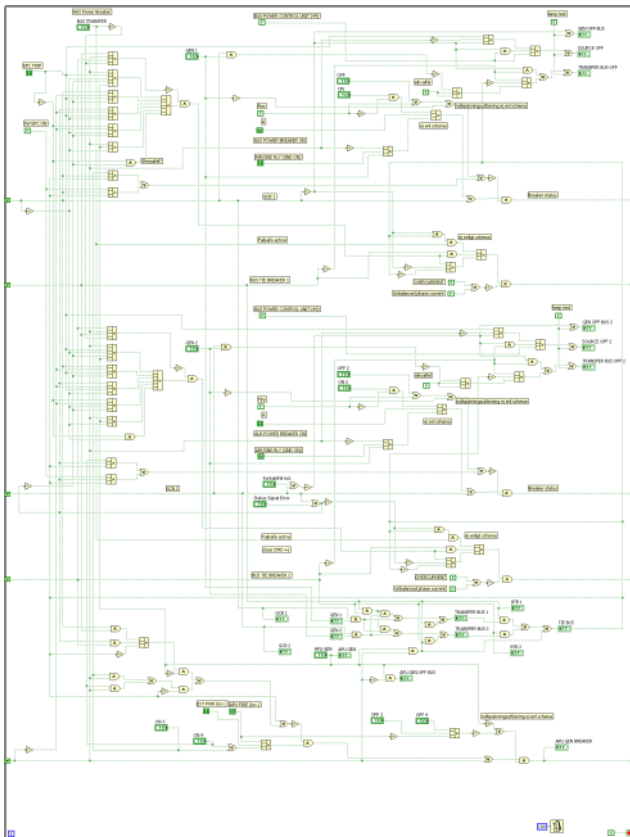


Fig. 18. Delar av kod till program för simulering av elsystemet.

GUI:et är uppbyggt med virtuella strömställare och indikatorlampor, se figur 19. Möjligheten att införa fel hos statussignal finns även på GUI:et. Gröna indikatorlampor visar delar strömsatta med 115V växelström.

³¹ WDM – Wiring Diagram Manual, manual med el- och kretsscheman.

³² AMM – Aircraft Maintenance Manual, underhållsmanual innehållande bland annat system- och funktionsbeskrivningar.

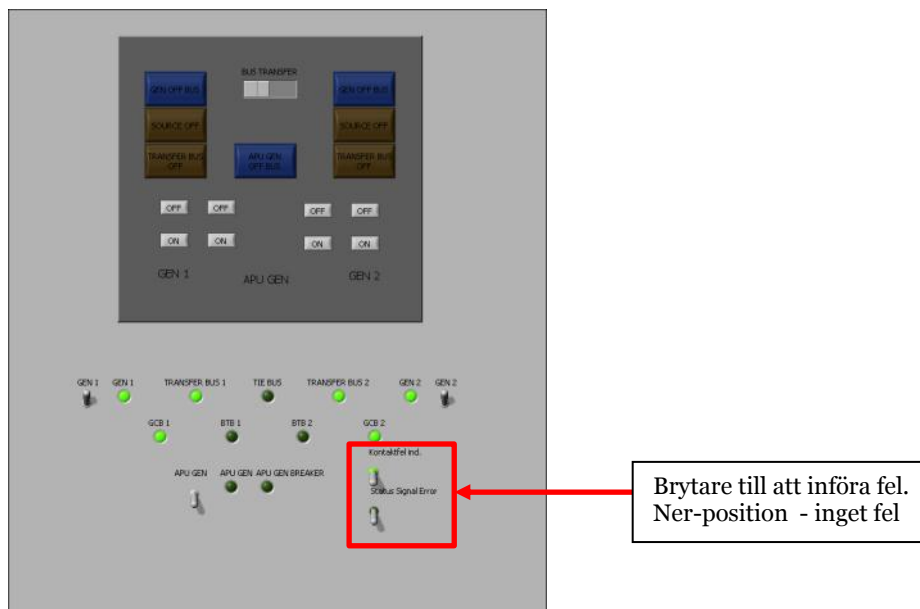


Fig. 19. GUI till programmet för simulering av elsystemet hos Boeing 737-800

1.17 Företagets organisation och ledning

Ryanair har ett irländskt AOC³³ och har sitt säte i Dublin. Det finns tre svenska baser varav en på Stockholm Skavsta flygplats. Vid tidpunkten för händelsen ansvarade Priority Air Maintenance för tillsyn och underhåll på de av Ryanairs luftfartyg som opererade från Skavsta.

1.18 Övrigt

1.18.1 Jämställdhetsfrågor

Inte aktuellt.

1.18.2 Miljöaspekter

Inte aktuellt.

1.18.3 Förfarande vid återinkoppling av IDG.

Som nämnts i avsnitt 1.1 handlade piloterna, där det var tillämpligt, i enlighet med QRH. Det kan dock vara värt att notera att vid intervju med en före detta flygkapten på bland annat den aktuella typen framkom det att hos andra operatörer, och framförallt bland äldre piloter vilka hade erfarenhet av luftfartyg med relälogik, är det brukligt att sätta den återfjädrande strömställaren på panel 5-4 för inkoppling av IDG, först i position "OFF" och sedan i position "ON". Detta utfördes för att tvinga GCB-brytaren att öppna och därefter på nytt försöka få den att sluta. På till exempel Boeing 777, vilken har ett liknande uppbyggt elsystem, föreskrivs just detta förfarande vid återinkoppling av IDG i QRH.

³³ AOC: Air Operators Certificate (driftstillstånd)

2. ANALYS

2.1 Flygningen

Båda förarna hade stor erfarenhet av typen B737 och följde checklistorna så långt det var praktiskt möjligt. Det är mycket sannolikt att de inte hade kunnat åtgärda problemen genom att följa QRH för Transfer Buss Off.

Valet att återvända till Skavsta förstärktes sannolikt genom att ”Battery discharge”-lampan lyste. När skärmarna inte längre fungerade på styrmans sida och med ett stort antal system ur funktion samt övriga varningslampor, var det lätt att misstänka att batteriet dränerades på ström.

Flygledaren som istället för att direkt ge vektorering gav luftfartyget en klarering till NDB-fyren PEO var förmodligen vid tillfället inte fullt medveten om problematiken med instrumenteringen. Det är mycket vanligt att flygledningen initialt ger en klarering till en i området känd fyr för att mot slutet ge vektorer för inflygning. Det vore emellertid lämpligt att inom det berörda ATS³⁴-organet diskutera innebörden av vad som menas med begäran om vektorering.

Det var olyckligt ur utredningssynpunkt att FDR inte tillvaratogs. Däremot att CVR driftsattes efter händelsen har haft mindre betydelse för utredningen. Detta eftersom CVR har sin strömförsörjning från X-bus2, och följaktligen hade det inte funnits någon ljudregistrering av händelsen. Det är normalt när ett allvarligt tillbud rapporteras att rapporteringen går samma väg som vid en mindre händelse i enlighet med EU:s direktiv om händelserapportering, 2003/42. Sedan 2010 gäller dock förordning 996/2010 som i tillägg till händelserapporteringsdirektivet föreskriver att olyckor och allvarliga tillbud ska rapporteras direkt till haveriutredande myndighet. Om haverikommissionen tidigare hade fått kännedom om händelsen, hade möjligen överspelning av FDR hunnit förhindras.

2.2 Händelsen

Vid ungefär 110 knop tändes ”source off” lampan för AC-system 2. Detta innebar att GCU2 känt av att någon av de monitorerade variablerna för ström kvalitet från IDG2 var utanför gränsvärdena. GCU2 skickade då signal till GCB2 att öppna. BPCU fick därefter signal att GCB2 var öppen, samtidigt som BTB1 och BTB2 var öppna, vilket ledde till att BPCU skickade signal till GCU1 och GCU2 att de båda BTB-brytarna skulle sluta. GCU1 och GCU2 utförde denna begäran efter det att alla nödvändiga villkor var uppfyllda, och en stysignal att de båda BTB brytarna skulle sluta skickades. Systemet fungerade som det var tänkt och både X-bus1 och X-bus2 strömsattes nu endast av IDG1.

De två flygförarnas beskrivning av i vilken ordning saker skedde skiljer sig på en punkt. Detta har dock visat sig sakna betydelse. Följande förlopp är en sammanvägning av förarnas beskrivningar: Enligt QRH vid ”Source off” skulle vald strömkälla, i det här fallet IDG2, återkopplas på systemet vilket gjordes genom att den återfjädrande strömställaren på panel 5-4 fördes till läge ”on”. Vid detta tillfälle tappade X-buss2 och dess undersystem strömförsörjningen vilket medförde att lampan ”Transfer Buss Off” för system 2 och varningslamporna för de strömlösa undersystemen tändes. Flygförarna fortsatte med QRH där APU:n startades och försök gjordes att koppla in den på systemet, dock utan framgång.

³⁴ ATS: Air Traffic Service (flygtrafikledning)

Vid detta moment återfinns skillnaden i förarnas berättelse då den ena uppgav att X-buss2 tappade strömförsörjningen när man försökte koppla in IDG2 medan den andra föraren uppgav att detta inträffade först då man försökte koppla in APU:n på systemet. Det senare fallet kan förklaras med att vid försöket att koppla in IDG2 var ström kvaliteten fortfarande inte inom sina gränsvärden.

Systemet var nu strömlöst på X-buss2 och dess undersystem, vilket förklaras med att både BTB2 och GCB2 var öppna, se Figur 20.

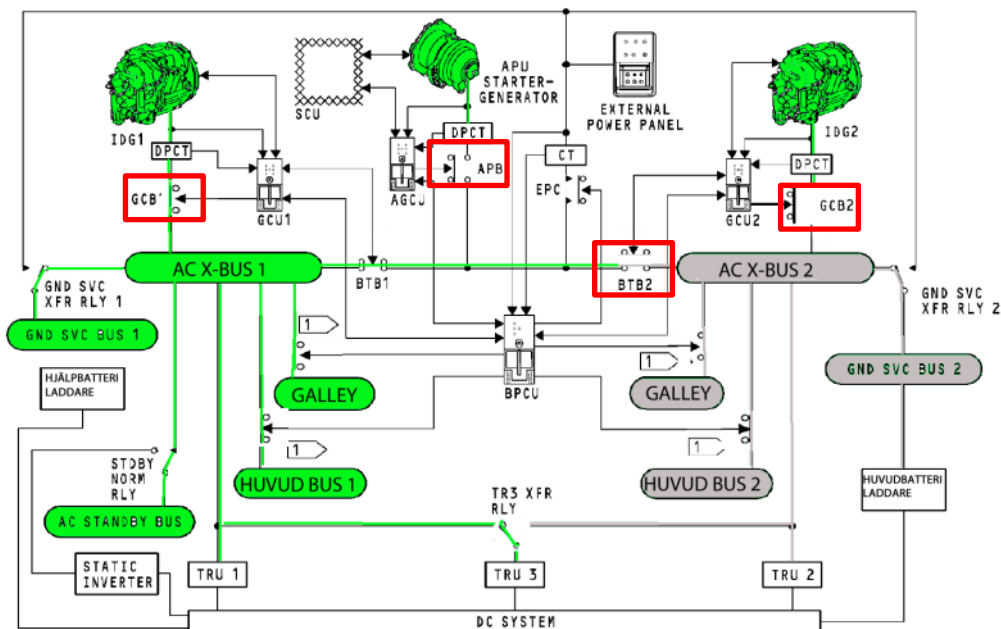


Fig. 20. Elsystemet med öppen BTB2 och GCB2 alternativt APB vilket var den aktuella situationen vid händelsen.

Det kan konstateras att GCB2 inte slöt och anslöt IDG2. När X-bus2 blev strömlös skulle BTB1 och BTB2 ha slutit.

2.3 Analys av elsystemet

BITE på GCU2 visade att BTB2 inte gått till sin beordrade position. Möjliga orsaker kan ha varit:

- 1) Fel på BTB2-brytaren. Felet åtgärdas enligt FIM med att ersätta BTB med en ny enhet.
- 2) Fel i GCU2. Felet åtgärdas enligt FIM med att ersätta GCU med en ny enhet.

BTB2 ersattes med en ny enhet sex dagar innan händelsen. BTB2 och GCU2 ersattes med nya enheter direkt efter händelsen. Ingen av åtgärderna löste problemen.

Det gick inte heller att koppla in APU som strömkälla, trots att ström kvaliteten från APU var inom gränsvärdena.

Enligt Haverikommissionen är det sannolikt att när GCU2 fått en felaktig signal att GCB2 är sluten kommer systemet och dess logik, se 1.6.3, via GCU2 förhindra att BTB2 sluts. Detta kan bero antingen på fel i GCU2 eller felaktig statusinformation från GCB2.

BTB2, GCU2, BPCU och ett flertal andra komponenter byttes ut under felsökningen medan GCB2 lämnades orörd. Det sannolika var att felet härstammade från just denna enhet. Haverikommissionen har flera gånger under utredningen, utan framgång, för-

sökt att få tillgång till den GCB2 enhet som var monterad vid händelsen och andra brytare med samma reservdelsnummer för en undersökning.

Om GCB2 är öppen men dess statussignal till GCU2 har värdet -"icke sluten", svarar systemet med samma symptom som vid händelsen. Detta bekräftas av analysen och programmet utfört av FOI, och stöds av händelsen där hjälpkontaktanslutningen på GCB satt lös.

Simulering av händelsen med felaktig statussignal från GCB2 visas med hjälp av FOI:s program i figurerna 21 – 25. De gröna "lamporna" indikerar att 115 V växelström flyter genom enheten. Här visas även att APU inte heller kommer att kunna kopplas in och symptomen är detsamma. Det är även värt att notera, att detta latent fel manifesterar sig först när det triggas av ett annat initieringsfel.

En möjlig åtgärd för att få BTB2 att visa korrekt statussignal kunde ha varit att cykla den, det vill säga, att tvinga den till öppet läge vilket skulle innebära att bussarna skulle tillåtas kopplas ihop alternativt att APU skulle tillåtas strömförsörja X-buss2. Man skulle även kunna utfärda ett stäng-kommando för att prova att koppla in IDG2. Detta skulle kunna åstadkommas genom att föra den återfjädrande strömställaren på panel 5-4 för inkoppling av IDG, först i position "OFF" och sedan i position "ON". En sådan åtgärd kan betecknas som vanligt förekommande vid reläfel.

Certifieringskriterierna för brytarenheterna anger inte krav på funktionalitet hos hjälpkontaktarna. Detta faller istället inom certifieringen av systemet. Felet i denna incident omfattades sannolikt inte av felträdsanalysen och därmed kunde inte en korrekt felanalys göras. Vägledningen i guiden i FAR-Part 25 och JAR-25 visar att denna händelse kan klassificeras som på gränsen till "major failure condition", vilket innebär ett tillstånd med ett allvarligt fel.

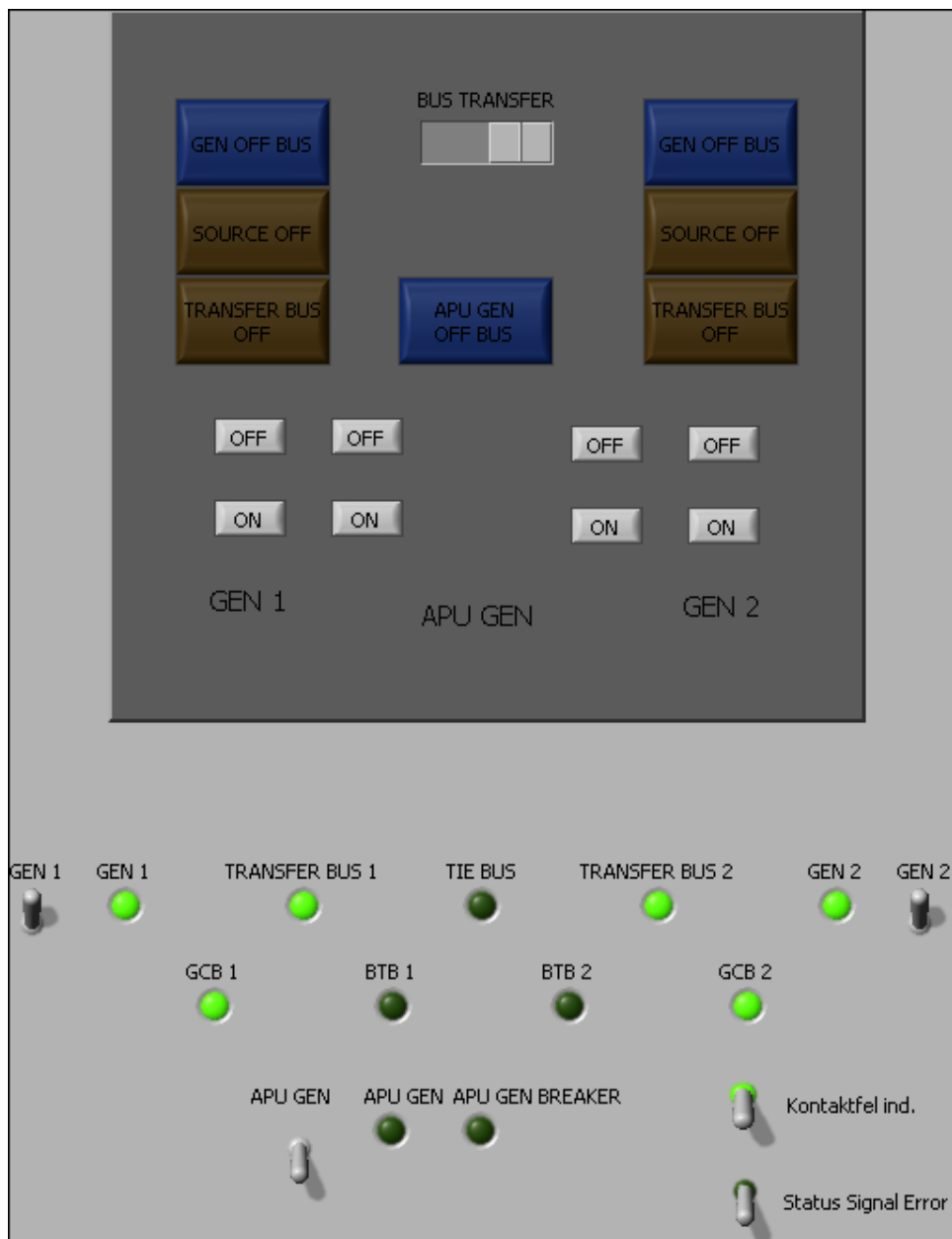


Fig. 21. GUI utvisande normala driftsförhållanden.

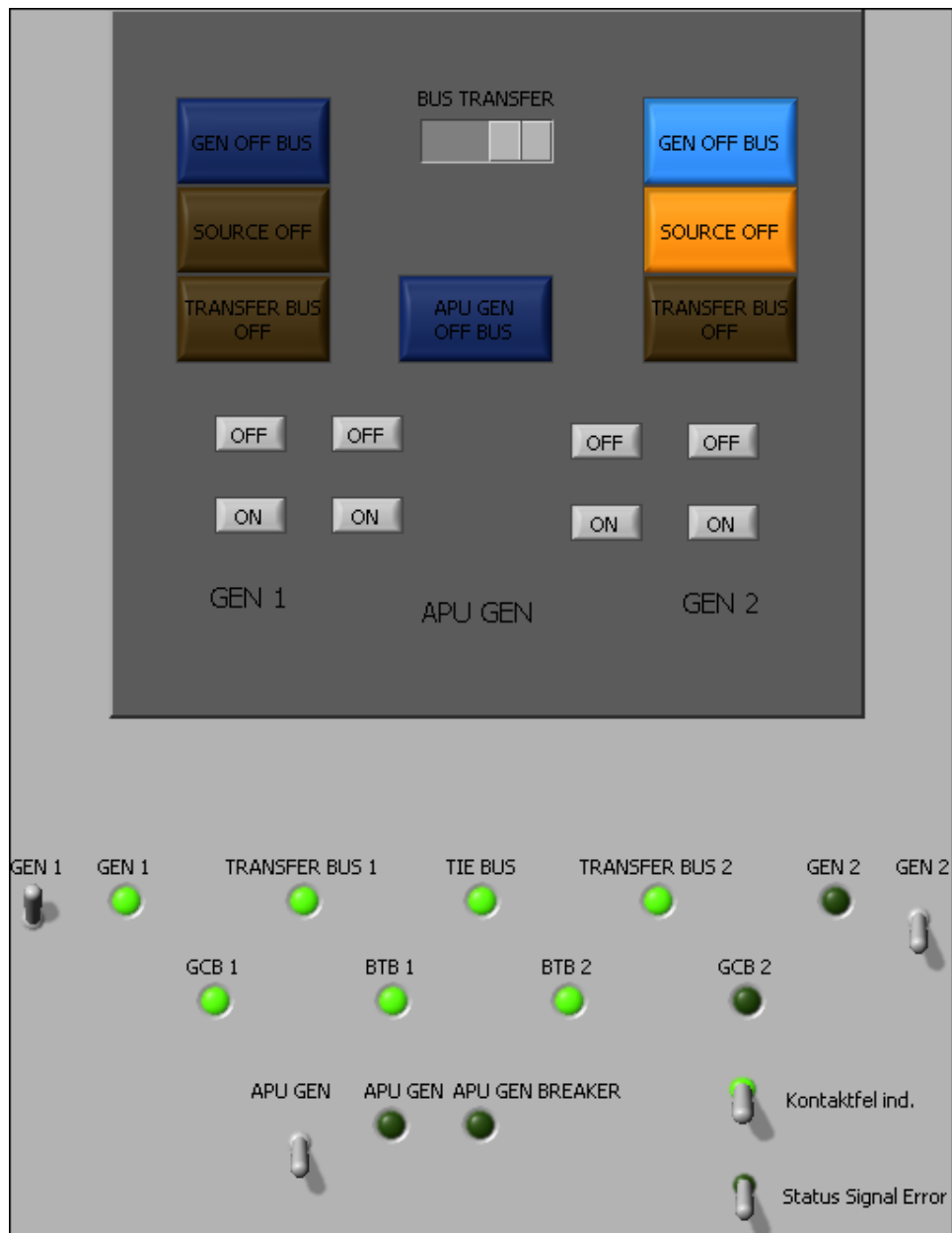


Fig. 22. GUI utvisande driftförhållanden då generator 2 kopplats bort från systemet

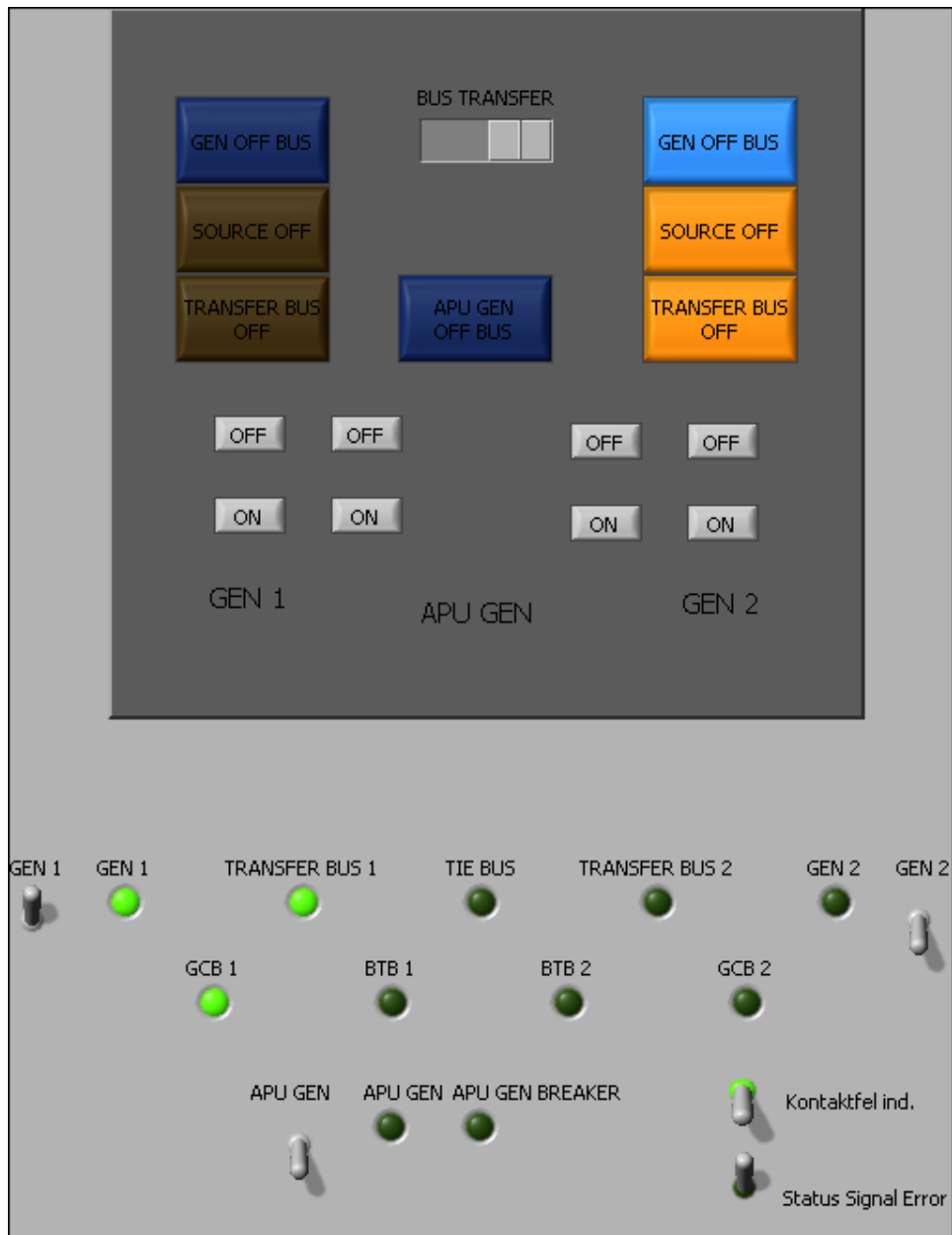


Fig. 23. GUI utvisande driftförhållanden då generator 2 kopplats bort från systemet och ett statussignalfel hos BCB2 införts.

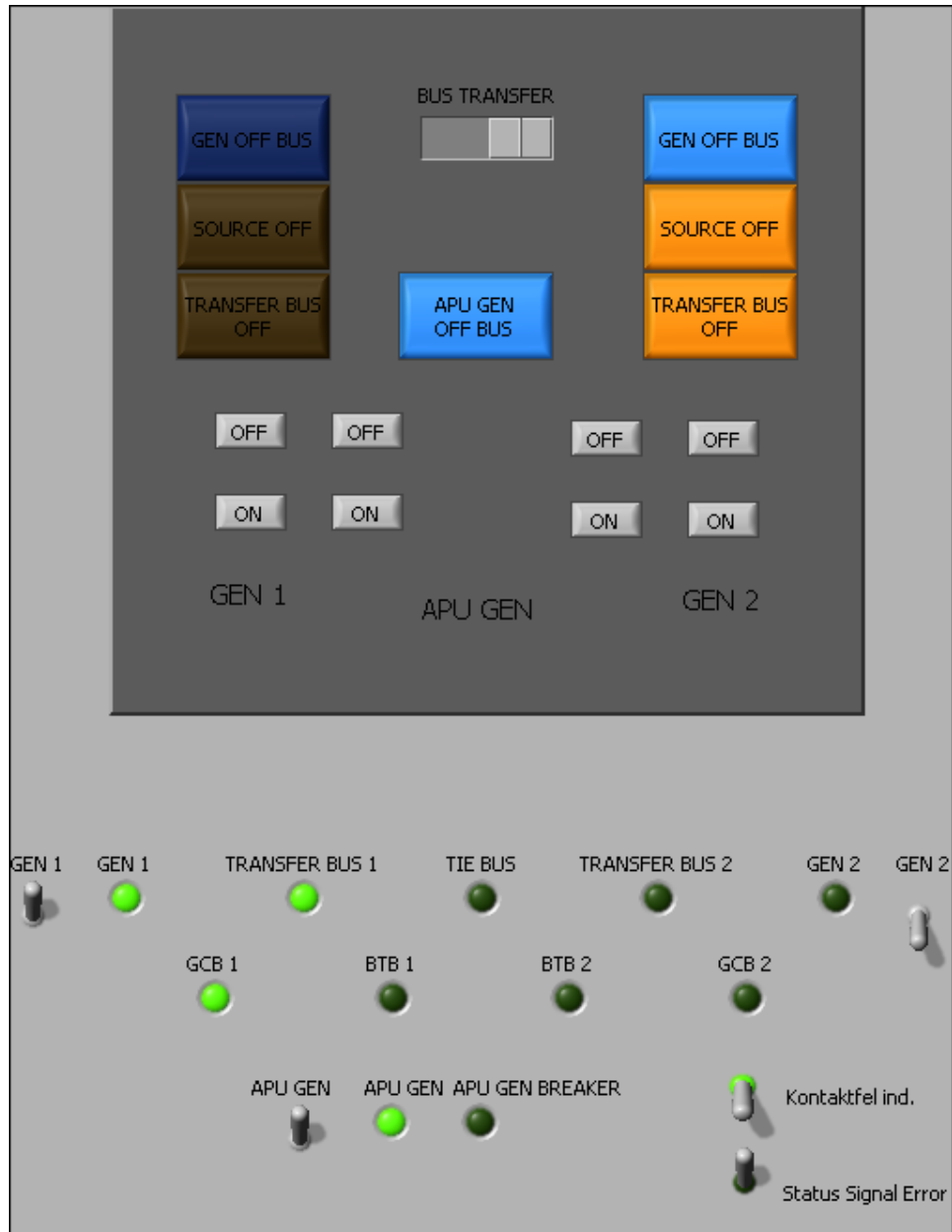


Fig. 24. GUI utvisande driftförhållanden då generator2 kopplats bort från att leverera ström till systemet, APU startats och ett statussignal fel hos GCB2 införts.

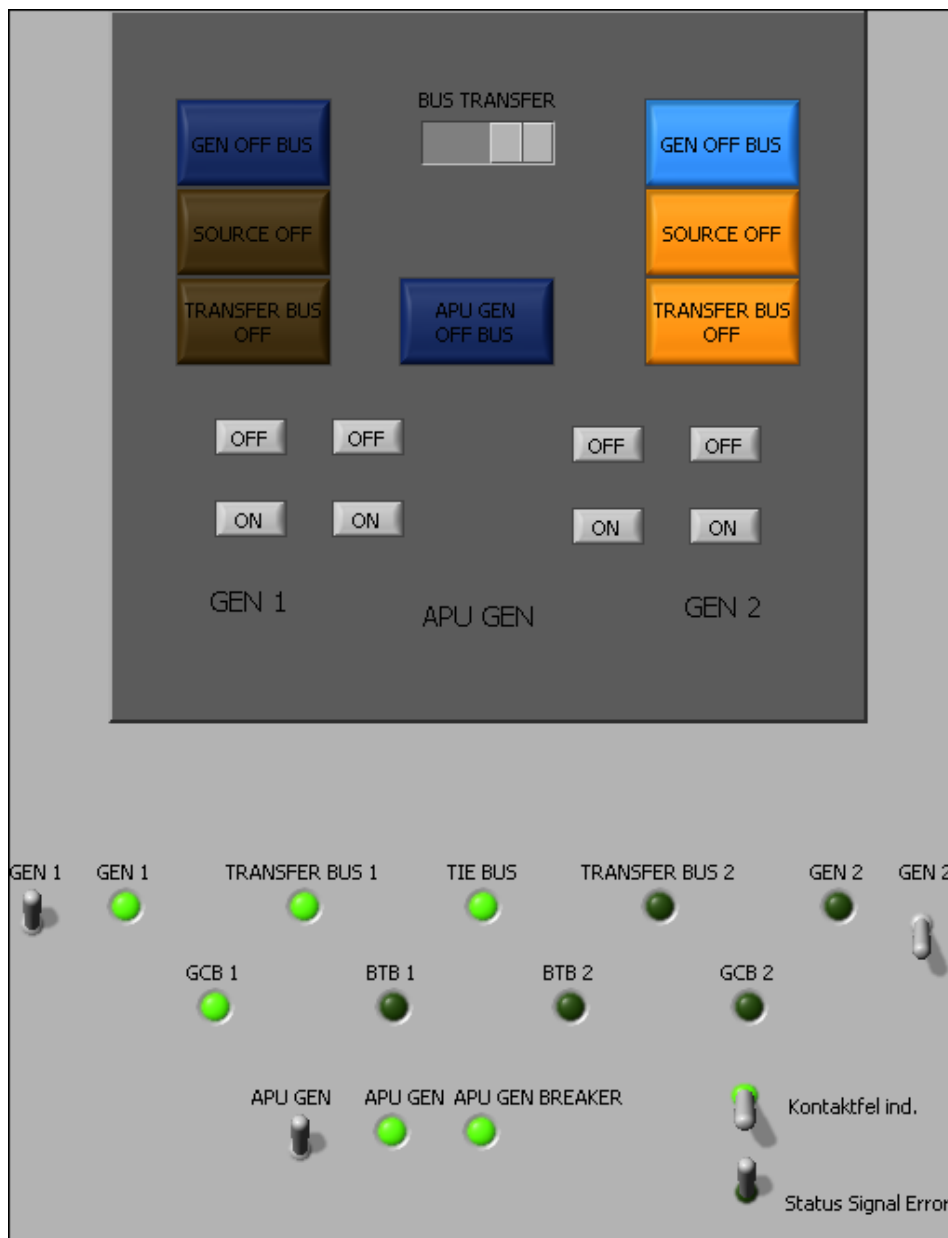


Fig. 25. GUI utvisande driftsförhållanden då generator2 kopplats bort från att leverera ström till systemet, APU startats och kopplats in samtidigt som ett statussignalfel hos GCB2 införts.

Att varningslampan ”Bat Discharge” tändes för att senare släckas utan att någon annan ändring i systemet kunde uppmärksammas, kan förklaras med att batteriladdaren sannolikt var i laddningsmode vid tillfället då den blev av med sin AC-strömförsörjning. Detta medförde i så fall att batterispänningen var högre än den nominella spänningen hos DC-systemet vilket föranledde att ström flöt från batteriet tills spänningspotentialen var utjämnad. Denna förklaring bekräftas av olika källor bland annat representanter från Boeing. Dessutom började batteriet leverera ström till förbrukare på bland annat ”Hot Battery Bus”, ”Switched Hot Battery Bus” och till styrenheten AGCU.

Sammantaget kan det konstateras att en intermittent kortslutning mellan faserna i matarkablagen från IDG2 gjorde att GCU2 kopplade bort IDG2 som strömkälla. Då försök att återinkoppla IDG2 som strömkälla gjordes bröts hopkopplingen mellan X-bussarna och X-buss2 blev strömlös. Vilket i sin tur orsakades sannolikt av GCU- och BPCU- logikens svar på en felaktig statussignal från GCB2 om sitt läge.

3 UTLÅTANDE

3.1 Undersökningsresultat

- a) Förarna hade behörighet att utföra flygningen.
- b) Luftfartyget hade gällande granskningsbevis.
- c) De två X-bussarna kopplades inte ihop.
- d) Problem med strömförsörjningen till X-buss2 fanns både före och efter händelsen.
- e) Grundorsaken till strömförsörjningsproblemen kunde efter omfattande felsökning identifieras till en kortslutning mellan faserna i matarkablaget från IDG2.
- f) Logiken hos GCU och BPCU möjliggör att en felaktig statussignal från GCB kan försätta X-buss2 i strömlöst tillstånd.
- e) Brytarna GCB, BTB, EPC och APB saknar tillsynsintervall.
- g) Föreskrivet förfarande i QRH för återinkoppling av IDG skiljer sig mot föreskrivet förfarande i QRH för luftfartyg med liknande elsystem och mot uppfattningen om förfarandet hos piloter på typen.

3.2 Orsaker till tillbudet

Tillbudet orsakades av att systemlogiken hos kontrollenheten för generatorm (GCU) och strömstyrenheten (BPCU) möjliggör att felaktiga statussignaler från brytaren (GCB) kan medföra att en transferbus blir strömlös.

4. REKOMMENDATIONER

FAA/EASA rekommenderas att:

- Tillse att Boeing inför åtgärder så att logiken i elsystemet förhindrar att en X-buss kan bli strömlös på grund av en felaktig statussignal från GCB.
(RL 2012:20 R1)
- Tillse att Boeing utreder om en revision av förfarandet i QRH vid återinkoppling av IDG, kan åtgärda felaktiga statussignaler från GCB.
(RL 2012:20 R2)



FOI MEMO

Projekt/Project

Sidnr/Page no

Simulering och analys av flygplans
generatorbrytare

1 (1)

Uppdragsnummer/Project no Kund/Customer

E28246

Statens haverikommission

FoT område

Handläggare/Our reference

Datum/Date

Memo nummer/number

Per Davidsson

FOI Memo

Simulering av styrkretsar för den centrala elfördelningen på flygplantypen Boeing 737-800

Föreliggande program har utvecklats i det grafiska programmeringsspråket "LabView" från National Instruments; versionen är "LabView 2010". Kodgenereringen är helt grafisk och påminner starkt om ett ordinärt kretsschema med helt obetydliga skillnader i form av att speciella ikoner som ersätter vedertagna schemasymboler samt det faktum att tidsutvecklingen måste kunna klargöras. Ett LabViewprogram består alltid av två fönster på datorskärmen, dels den egentliga koden i form av ett diagram dels en frontpanel där virtuella styrorgan och visande instrument kan placeras ut för att bilda en "instrumentbräda". Varje panelorgan har en korresponderande terminal i diagramfönstret till viken kan kopplas ledningar för att hämta eller lämna data.

Det kompletta diagrammet körs en gång vid programstart, upprepade köring av delar (programslingor) åstadkommes genom att omge önskad del av programkoden med någon av ett antal typer av ramar som ger en funktionalitet som svarar mot konventionella språks "FOR" eller "WHILE"-slingor. Utdata från en genomkörning kan göras tillgängliga för nästa varv genom en särskild skiftregisterkonstruktion.

Koden består av två distinkta delar, en del modellerar tillståndet i flygplanets huvudkretsar utifrån aktuellt kopplingsläge och generatorernas drifttillstånd (till eller från). På frontpanelen har man här möjlighet att direkt via styrenheter ställa in huruvida var och en av huvudgeneratorerna respektive reservgeneratoren (APU) lämnar spänning eller ej. Uppstartsprocedurer för dessa ligger utanför här aktuellt uppdrag och har därför ej simulerats i detalj. På panelen finns dessutom "signallampor" som visar de simulerade brytarnas lägen (GCB1, GCB2, BTB1, BTB2 och APB) liksom spänningssättningstillståndet på generatorledningar och de olika samlingskensegmenten (transfer bus 1, transfer bus 2 och tie bus).

I övrigt består koden av en i möjligaste mån exakt avskrift av de principalscheman för styrkretsar och styrenheter (GCU1, CGU2, AGCU, och AGCU) som ingår i översänd dokumentation. Till denna del av schemat har fogats en del av frontpanelen vilken utgör en avbild av flygplanets styrpanel för motsvarande ändamål. Denna styrpanel tar alltså upp manöverdon för generatorbrytare (GCB) Reservgeneratorbrytare (APB), omkopplare för automatisk respektive manuell växling av skenskiljebrytare (BTB) utifrån aktuellt kopplingstillstånd samt de signallampor som ingår.

FOI MEMO	Datum/Date 2012-06-21	Sida/Page 2 (2)
Titel/Title		Memo nummer/number FOI Memo

I simuleringsprogramet har följande tekniska skillnader från faktiskt utförande införts:

- De i verkligheten använda återfjädrande vippströmbrytarna för manövrering av generatorbrytarna har ersatts med ”till” och ”från” –knappar då lämplig vippbrytarsymbol saknad i LabView, detta påverkar ej funktionen.
- Reläfunktioner har genomgående ersatts med logiska funktioner med motsvarande verkan.
- Effektbrytarna (GCB, BTB och APB) har simulerats av logiska tillstånd med minnesfunktion; en tillorder gör brytartilståndet sant, en frånorder återtar brytartilståndet till falskt.
- Avläsning av brytarlägen vilka i verkligheten sker via hjälpkontakter har grupperats i enlighet med de verkliga kontakternas funktioner. På några platser har införts extra simulering av misstänkta kontaktfel för att möjliggöra undersökning av sådanas logiska följdverkan. Styrning av simulerade kontaktfel sker från frontpanelen och kan således vid önskan kopplas in eller ur.
- Ett antal styrgångar som härrör från funktioner utanför detta arbete (extern kraftinmatning, brandlarm mm.) har matats från programmässiga konstanter för att göra koden så fullständig som möjligt.

Vi har förstått att dokumentationens beskrivning av styrenheternas inre endast är principiell och inte återspeglar verkligt utförande. Som en följd av detta kan simuleringen inte ge svar på verkan av funktioner hos dessa som ej överensstämmer med principalschemorna.

Under arbetets gång har ett par egenomligheter upptäckts vilka har justerats för att funktion i enlighet med beskrivning överhuvudtaget skulle kunna uppnås:

- I huvudgeneratorbrytarnas (GCB1, GCB2) tillslagskretsar är beskrivet en orimlig logik vilken justerats (det förefaller som om ”och” respektive ”eller” – grindar blivit förväxlade).
- I styrvilkoren för skensektioneringsbrytarna (BTB1, BTB2) finns en omotiverad skillnad mellan de båda sidorna, Vi har efter analys antagit att styrningen av BTB1 är korrekt återgiven, funktionen för BTB2 har därför korrigerats till likhet.

Sändlista/Distribution: Statens haverikommission, Kristoffer Danel