



**Statens haverikommission**  
Swedish Accident Investigation Board

ISSN 1400-5719

## **Rapport RL 2004:26**

***Tillbud med flygplanet SE-LGZ  
i luftrummet över Mariehamn,  
den 31 januari 2003***

Dnr L-03/03

SHK undersöker olyckor och tillbud från säkerhetssynpunkt. Syftet med undersökningarna är att liknande händelser skall undvikas i framtiden. SHK:s undersökningar syftar däremot inte till att fördela skuld eller ansvar.

Det står 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](http://www.havkom.se)

---

Statens haverikommission (SHK) Swedish Accident Investigation Board

*Postadress/Postal address*  
P.O. Box 12538  
SE-102 29 Stockholm Sweden

*Besöksadress/Visitors*  
Wennerbergsgatan 10  
Stockholm

*Telefon/Phone*  
Nat 08-441 38 20  
Int +46 8 441 38 20

*Fax/Facsimile*  
Nat 08 441 38 21  
Int +46 8 441 38 21

*E-mail Internet*  
info@havkom.se  
www.havkom.se

2004-09-03

L-03/03

Luftfartsverket

601 79 NORRKÖPING

**Rapport RL 2004: 26**

---

Statens haverikommission har undersökt ett tillbud som inträffade den 31 januari 2003 i luftrummet vid Mariehamn med ett flygplan med registreringsbeteckningen SE-LGZ.

Statens haverikommission överlämnar härmed enligt 14 § förordningen (1990:717) om undersökning av olyckor en rapport över undersökningen.

En översättning av rapporten till engelska bifogas.

Carin Hellner

Mats Öfverstedt

Henrik Elinder

# Innehåll

	<b>SAMMANFATTNING</b>	4
<b>1</b>	<b>FAKTAREDOVISNING</b>	6
	<b>1.1 Redogörelse för händelseförloppet</b>	6
	<b>1.2 Personskador</b>	6
	<b>1.3 Skador på luftfartyget</b>	6
	<b>1.4 Andra skador</b>	6
	<b>1.5 Besättningen</b>	7
	1.5.1 <i>Befälhavaren</i>	7
	1.5.2 <i>Biträdande föraren</i>	7
	<b>1.6 Luftfartyget</b>	7
	1.6.1 <i>Allmänt</i>	7
	1.6.2 <i>Flygplanets elsystem</i>	8
	1.6.3 <i>28V DC-systemet</i>	10
	1.6.4 <i>Kontrollpanel</i>	10
	1.6.5 <i>Varningspanel</i>	11
	1.6.6 <i>Instrumentering</i>	11
	<b>1.7 Meteorologisk information</b>	11
	<b>1.8 Navigationshjälpmedel</b>	12
	<b>1.9 Radiokommunikationer</b>	12
	<b>1.10 Flygfältsdata</b>	12
	<b>1.11 Färd- och ljudregistratorer</b>	12
	1.11.1 <i>Färdregistratorer (FDR, QAR, GPS)</i>	12
	1.11.2 <i>Ljudregistrator (CVR)</i>	12
	<b>1.12 Plats för händelsen</b>	12
	<b>1.13 Medicinsk information</b>	12
	<b>1.14 Brand</b>	12
	<b>1.15 Överlevnadsaspekter</b>	12
	<b>1.16 Särskilda prov och undersökningar</b>	12
	1.16.1 <i>Teknisk undersökning</i>	12
	<b>1.17 Företagets organisation och ledning</b>	13
	<b>1.18 Övrigt</b>	13
	1.18.1 <i>Liknande tillbud</i>	13
	1.18.2 <i>BAe SIL Ref. 24-010</i>	13
	1.18.3 <i>Information från BAe</i>	13
	1.18.4 <i>Nödchecklista</i>	14
	1.18.5 <i>Utformning av nödchecklistor, generellt</i>	15
<b>2</b>	<b>ANALYS</b>	16
	<b>2.1 Tillbudet</b>	16
	<b>2.2 Elfelet</b>	17
<b>3</b>	<b>UTLÅTANDE</b>	17
	<b>3.1 Undersökningsresultat</b>	17
	<b>3.2 Orsaker till tillbudet</b>	17
<b>4</b>	<b>REKOMMENDATIONER</b>	18
	<b>BILAGA/BILAGOR</b>	
<b>1</b>	Utdrag ur cert.reg. beträffande föraren (endast till Luftfartsverket)	

## Rapport RL 2004:26

L-03/03

Rapporten färdigställd 2004-09-03

---

<i>Luftfartyg; registrering, typ</i>	SE-LGZ, British Aerospace ATP
<i>Klass, luftvärdighet</i>	Normal, gällande luftvärdighetsbevis
<i>Ägare/innehavare</i>	European Turboprop Management AB/ West Air Sweden
<i>Tidpunkt för händelsen</i>	2003-01-31, kl. 07.15 i gryningsljus <i>Anm.:</i> All tidsangivelse avser svensk normaltid (UTC + 1 timme)
<i>Plats</i>	I luftrummet vid Mariehamn, (ca pos. 6008N 01954E; 5 800 m över havet)
<i>Typ av flygning</i>	Fraktflygning
<i>Väder</i>	Enligt SMHI:s analys: vind 310°/10 knop, sikt >10 km, 0-2/8 stratus med bas 500 fot och 2-4/8 stratocumulus med bas 3 000-5 000 fot, temp./daggpunkt -15/-17°C, QNH 1010 hPa.
<i>Antal ombord; besättning</i>	2
<i>passagerare</i>	-
<i>Personskador</i>	Inga
<i>Skador på luftfartyget</i>	Inga
<i>Andra skador</i>	Inga
<i>Befälhavaren:</i>	
<i>Kön, ålder, certifikat</i>	Man, 48 år, D-certifikat
<i>Total flygtid</i>	6 696 timmar, varav 88 timmar på typen
<i>Flygtid senaste 90 dagarna</i>	87 timmar, samtliga på typen
<i>Antal landningar senaste 90 dagarna</i>	43
<i>Bitr. föraren</i>	
<i>Kön, ålder, certifikat</i>	Man, 32 år, B-certifikat
<i>Total flygtid</i>	1 300 timmar, varav 725 timmar på typen
<i>Flygtid senaste 90 dagarna</i>	80 timmar, samtliga på typen
<i>Antal landningar senaste 90 dagarna</i>	61

---

Statens haverikommission (SHK) underrättades den 31 januari 2003 om att ett tillbud med ett flygplan med registreringsbeteckningen SE-LGZ inträffat i luftrummet över Mariehamn samma dag kl. 07.15.

Tillbudet har undersökts av SHK som företrätts av Carin Hellner, ordförande, Monica J Wismar, operativ utredningschef t.o.m. den 30 september 2003, Mats Öfverstedt därefter, och Henrik Elinder, teknisk utredningschef.

Undersökningen har följts av Luftfartsverket genom Max Danielsson.

Den engelska haverikommissionen, AAIB, har följt utredningen genom en ackrediterad representant.

### Sammanfattning

Ungefär 15 minuter efter starten från Stockholm/Arlanda flygplats uppstod ett totalt elbortfall på flygplanets högra elsystem varvid samtliga flyg- och navigeringsinstrument (EFIS<sup>1</sup>) på höger sida "slocknade". I samband med

<sup>1</sup> EFIS - Electronic Flight Instrument Systems

elbortfallet började bl.a. huvudvarningslampan att blinka, den blå linjen på R/H GEN strömbrytaren slocknade och varning för R/H INVERTER och EXIT tändes på varningspanelen. Genom att återstarta (koppla från och till) vissa av systemen som fallit ur lyckades man återfå normal funktion på elsystemet men efter någon minut föll det åter ifrån på samma sätt som tidigare.

Förarna kontaktade flygledningen och begärde att få återvända till Stockholm/Arlanda och blev radarvektorerade för en inflygning och landning på bana 01L. Förarna kände inte igen problemet och tyckte inte att det fanns någon punkt i nödchecklistan som stämde överens med felet. De valde därför att inte vidta några ytterligare felsökningsåtgärder, med risk för att förvärpa situationen. Landningen utfördes utan problem och utan användning av klaff.

Elavbrottet orsakades av två av varandra oberoende fel, varav ett uppstått i en komponent av ett tidigt utförande och med kända svagheter. Problemet med flygplanstypens elsystem är känt av flygplanstillverkaren och åtgärder har vidtagits, både från flygplanstillverkarens och från flygföretagets sida, för att komma tillrätta med det. Det hade sannolikt varit möjligt för förarna att åter få full elektrisk funktion genom överkoppling från det vänstra elsystemet, vilket i viss mån framgår av nödchecklistan.

Enligt SHK: s uppfattning är den aktuella nödchecklistan inte brukarvänlig och utgör inte det naturliga hjälpmedlet för förare att identifiera ett eventuellt fel och vidta mest lämpliga åtgärder ur flygsäkerhetssynpunkt. Den är komplicerad, logiken är inte självklar, typsnittet är litet, text på varningspanelen återfinns inte som rubrik för åtgärder som skall vidtas, etc. SHK har konstaterat att internationell standard för utformning av nödchecklistor saknas.

Tillbudet orsakades av att två av varandra oberoende fel i flygplanets elsystem inträffade samtidigt.

## Rekommendationer

Referens till SHK: s rekommendation RL 2004:13 R1 och R2 med texten;

*”Luftfartsverket rekommenderas att:*

- *i samband med utfärdande av AOC<sup>2</sup> speciellt beakta utformningen av nödchecklistor med avseende på förståelse och brukarvänlighet (RL 2004:13 R1), samt att*
- *i det internationella flygsäkerhetsarbetet, verka för att en internationell standard utarbetas för uppställning, logik och layout på nödchecklistor som används inom yrkesmässig luftfart. (RL 2004:13 R2)”.*

---

<sup>2</sup> AOC – Air Operator Certificate

# 1 FAKTAREDOVISNING

## 1.1 Redogörelse för händelseförloppet

Flygplanet SE-LGZ, med linjenummer SWN-808, utförde en fraktflygning från Stockholm/Arlanda flygplats till Helsingfors. Ungefär 15 minuter efter starten, när flygplanet kommit upp på FL 190 (ca 5 800 meter) uppstod ett totalt elbortfall på det högra elsystemet varvid samtliga flyg- och navigeringsinstrument (EFIS<sup>3</sup>) på höger sida ”slocknade”.

I samband med elbortfallet började huvudvarningslampan att blinka, den blå linjen på R/H GEN strömbrytaren slocknade och varning för R/H INVERTER och EXIT tändes på varningspanelen. På instrumenten såg förarna att det högra 28 V DC<sup>4</sup>-systemet var spänningslöst och att höger batteri inte längre var inkopplat. Instrumenten för höger motor fungerade inte.

Genom att återstarta (koppla från och till) vissa av systemen som fallit ur lyckades man återfå normal funktion på elsystemet men efter någon minut föll det åter ifrån på samma sätt som tidigare.

Förarna kontaktade då flygledningen och begärde att få återvända till Stockholm/Arlanda och blev radarvektorerade för en inflygning och landning på bana 01L. Under inflygningen kopplade de ur alla strömförbrukare från höger 28 V DC-system. Genom att transferera den högra sidans AC<sup>5</sup>-belastning till det vänstra systemet lyckades man återfå funktionen på höger EFIS.

Förarna kände inte igen problemet. De sökte i nödchecklistan (Card 34 och Card 36) men tyckte inte att det fanns någon punkt i checklistan som stämde överens med felet. De valde därför att inte vidta några ytterligare felsökningsåtgärder, med risk för att förvärra situationen.

Landningen skedde utan problem och utan användning av klaff.

Tillbudet inträffade i ca position 6008N 01954E; 5 800 m över havet.

## 1.2 Personskador

	<i>Besättning</i>	<i>Passagerare</i>	<i>Övriga</i>	<i>Totalt</i>
Omkomna	–	–	–	–
Allvarligt skadade	–	–	–	–
Lindrigt skadade	–	–	–	–
Inga skador	2	–	–	2
Totalt	2	–	–	2

## 1.3 Skador på luftfartyget

Inga.

## 1.4 Andra skador

Inga.

<sup>3</sup> EFIS - Electronic Flight Instrument Systems

<sup>4</sup> DC - Likspänning

<sup>5</sup> AC - Växelspänning

## 1.5 Besättningen

### 1.5.1 Befälhavaren

Befälhavaren, man, var vid tillfället 48 år och hade gällande D-certifikat.

<i>Flygtid (timmar)</i>			
<i>senaste</i>	<i>24 timmar</i>	<i>90 dagar</i>	<i>Totalt</i>
Alla typer	0	87	6 696
Denna typ	0	87	88

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 43.

Senaste PC (proficiency check) genomfördes 2002-11-07.

### 1.5.2 Biträdande föraren

Biträdande föraren, man, var vid tillfället 32 år och hade gällande B-certifikat.

<i>Flygtid (timmar)</i>			
<i>senaste</i>	<i>24 timmar</i>	<i>90 dagar</i>	<i>Totalt</i>
Alla typer	0	80	1 300
Denna typ	0	80	725

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 61.

Senaste PC genomfördes 2002- 10-07.

## 1.6 Luftfartyget

### 1.6.1 Allmänt



#### *LUFTFARTYGET*

<i>Tillverkare</i>	British Aerospace
<i>Typ</i>	ATP
<i>Serienummer</i>	2021
<i>Tillverkningsår</i>	1990
<i>Flygvikt</i>	Max tillåten 23 680 kg, aktuell 16 130 kg
<i>Tyngdpunktsläge</i>	Inom tillåtna gränser
<i>Total gångtid</i>	16 977,7 timmar
<i>Antal cykler</i>	24 169
<i>Gångtid efter senaste periodiska tillsyn</i>	81 timmar (A-Check)
<i>Bränsle som tankats före händelsen</i>	JET A1

---

*MOTOR*

Motorfabrikat	Pratt & Whitney	
Motormodell	PW 126A	
Antal motorer	2	
Motor	Nr 1	Nr 2
Total gångtid, timmar	10 752	13 977
Gångtid efter översyn	267	4 717
Cykler efter översyn	296	6 178

---

*PROPELLER*

Propellerfabrikat	Hamilton Standard	
Propeller	Nr 1	Nr 2
Gångtid efter översyn	3 093	5 985
Cykler efter översyn	-	-

Luftfartyget hade gällande luftvärdighetsbevis.

### 1.6.2 Flygplanets elsystem

Flygplanstypen har två separata elsystem, vänster och höger system. Varje elsystem har en likspänningsdel, 28V DC, och en växelspänningsdel, 200/115V AC 400Hz.

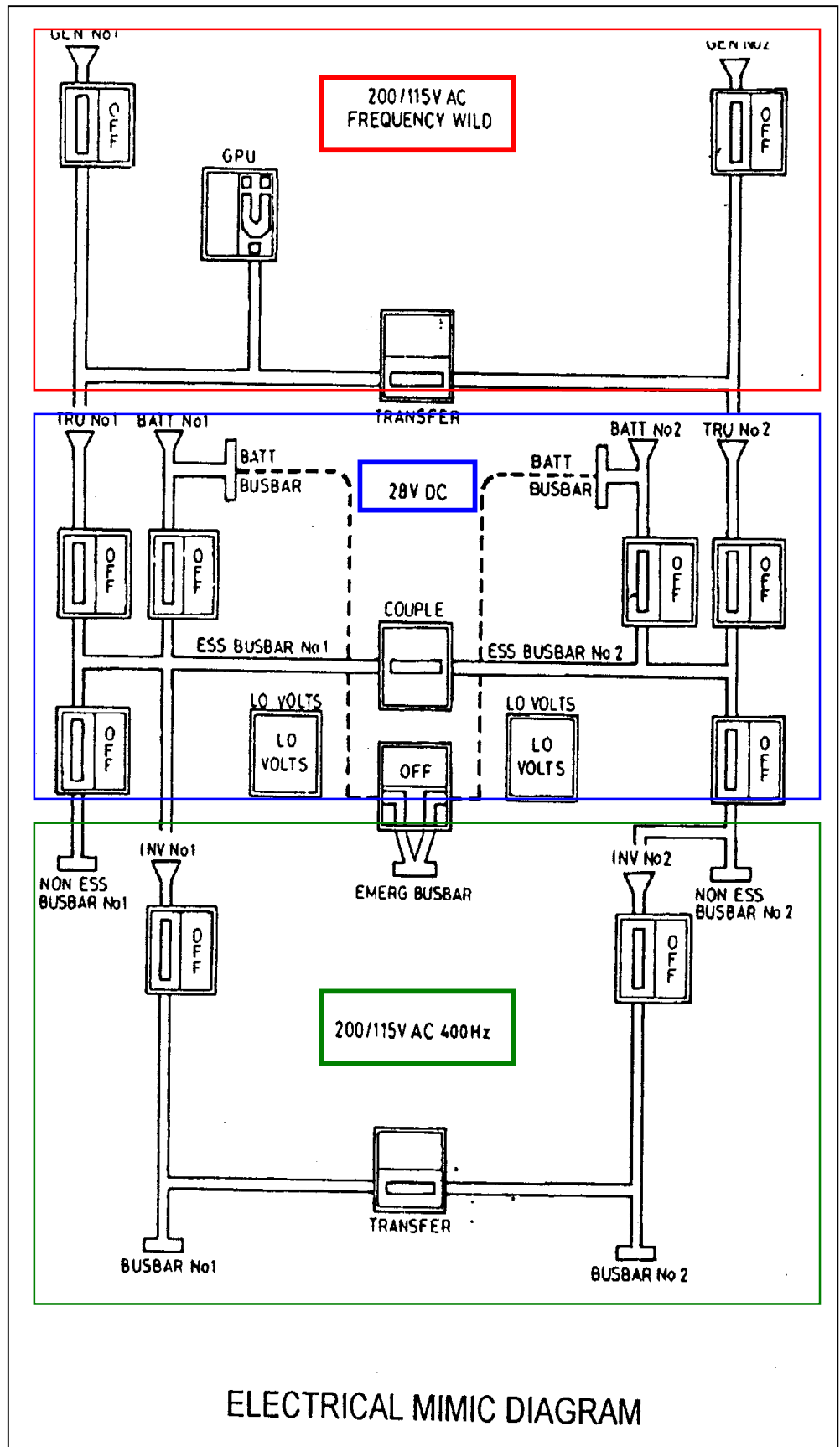
Elsystemen strömförsörjs normalt från var sin generator monterad på respektive vänster och höger motor. Varje generator har kapacitet att strömförsörja båda elsystemen. Elbelastningen kan transfereras från en generator till den andra genom att först koppla bort den första och sedan ansluta den andra via en s.k. TRANSFER-strömbrytare. (Se nedanstående elschema.)

Generatorerna levererar en variabel växelspanning på 115/200V som via två s.k. TRU (Transformer Rectifier Unit) transformeras om till 28V DC. Likspänningssystemen strömförsörjs också från två 37 AH NiCa batterier. DC- systemet kan parallellkopplas via en s.k. COUPLE-strömbrytare.

Från 28V DC -systemet transformeras spänningen om till 200/115V AC via två s.k. Invertar. Belastningen i det ena invertersystemet kan transfereras till det andra genom att först koppla bort den första och sedan ansluta den andra via en s.k. TRANSFER-strömbrytare.

Systemen är elektriskt sammankopplade och påverkar varandra genom olika typer av kontroll, regler- och varningssystem.

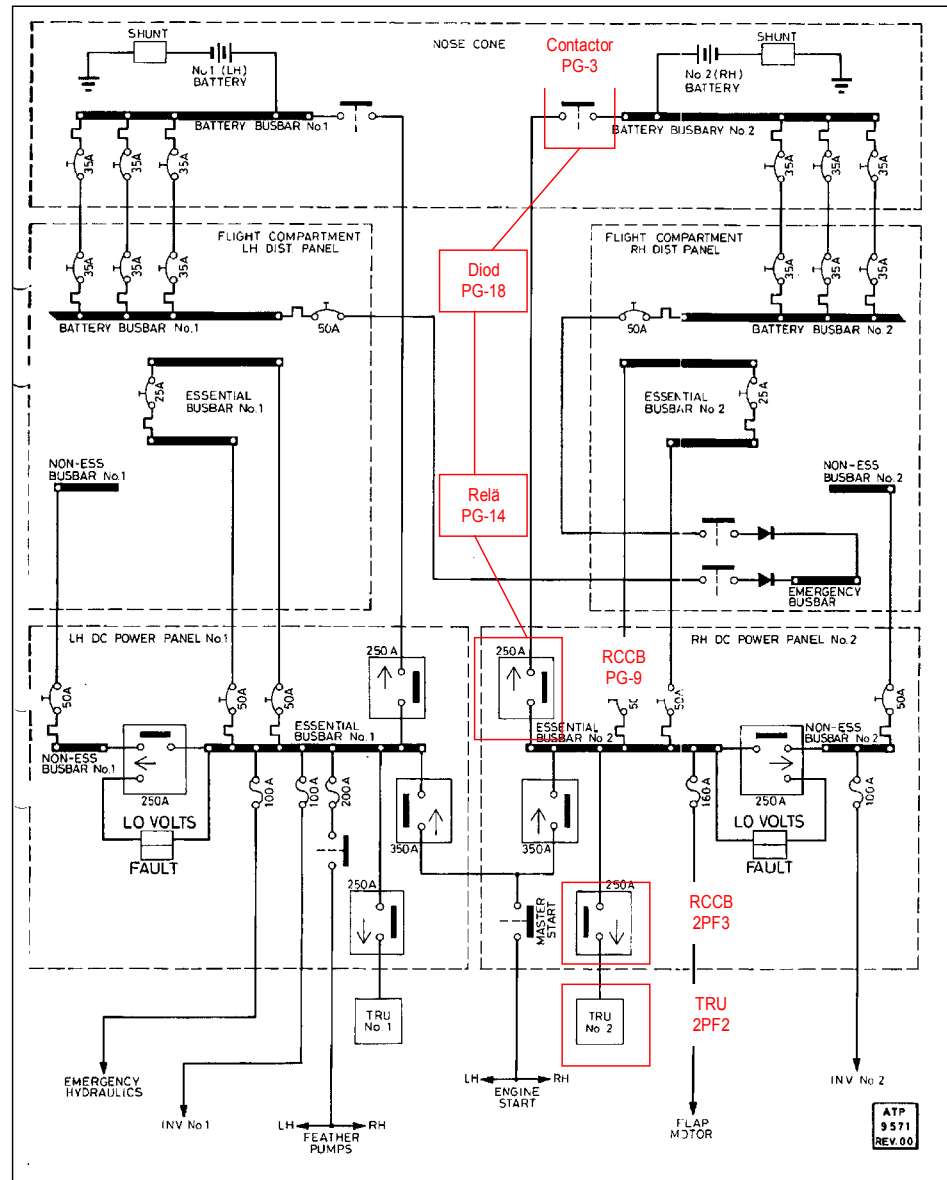




ELECTRICAL MIMIC DIAGRAM

### 1.6.3 28V DC-systemet

Strömmatningen till 28 V DC-systemet sker, såväl från TRU som från batteri, via en speciell typ av relä benämnd, RCCB (Revers Current Circuit Breaker) som, förutom att bryta och sluta anslutningen, även fungerar som diod. RCCB styrs i sin tur av strömbrytare, kontaktorer, reläer och dioder ingående i flygplanets elsystem. En av dessa kontaktorer utgörs av batteriets huvudbrytare.



Del av elschema

### 1.6.4 Kontrollpanel

I taket ovanför vänster förarplats finns en kontrollpanel med vilken förarna kan manövrera och kontrollera status på flygplanets elsystem. Till- och frånslag sker på panelen med hjälp av tryckströmbrytare som lyser med en blå linje om de är tillslagna respektive visar en lysande OFF-symbol om de är frånslagna. Se foto på nästa sida.



Kontrollpanel

### 1.6.5 Varningspanel

Överst på instrumentpanelen finns en varningspanel med varningstexter som tänds vid eventuella fel eller onormala situationer. I samband med sådana varningar aktiveras en blinkande huvudvarningslampa och en akustisk varningssignal (Master Caution). Avbrott i strömförsörjningen från batteri utlöser ingen varning.



Varningspanel

### 1.6.6 Instrumentering

Merparten av flygplanets instrumentering strömförsörjs från 28 V DC- och 115 V AC-systemen. Primära flyg- och navigationsinformation strömförsörjs från AC-systemet och presenteras på två EFIS-skärmar på varje förarplats.

## 1.7 Meteorologisk information

Enligt SMHI analys: vind 310°/10 knop, sikt >10 km, moln 0-2/8 stratus med bas 500 fot och 2-4/8 stratocumulus med bas 3 000-5 000 fot, temp./daggpunkt -15/-17 °C, QNH 1010 hPa.

## 1.8 Navigationshjälpmedel

Flygplanet var utrustat för instrumentflygning.

## 1.9 Radiokommunikationer

Fram till dess förarna deklarerade nödläge förekom normal radiokommunikation mellan flygplanet och flygtrafikledningen.

Det elektriska felet påverkade inte funktionen av VHF radion nr 1, vilken användes.

## 1.10 Flygfältsdata

Stockholm/Arlanda flygplats hade status enligt AIP<sup>6</sup>-Sverige/Sweden.

## 1.11 Färd- och ljudregistratorer

### 1.11.1 Färdregistratorer (FDR, QAR, GPS)

Analys av FDR data har inte gjorts.

### 1.11.2 Ljudregistrator (CVR)

Analys av CVR data har inte gjorts.

## 1.12 Plats för händelsen

Tillbudet inträffade när flygplanet kommit upp på FL 190 och befanns sig i närheten av Mariehamn.

## 1.13 Medicinsk information

Någon medicinsk undersökning på förarna har inte gjorts.

## 1.14 Brand

Brand uppstod inte.

## 1.15 Överlevnadsaspekter

Inte aktuellt.

## 1.16 Särskilda prov och undersökningar

### 1.16.1 Teknisk undersökning

SHK informerades av flygföretaget om tillbudet samma dag som det inträffade eftersom SHK redan var engagerad i en utredning av ett liknande tillbud med samma flygplanstyp som drabbat företaget knappt tre månader tidigare. Den fortsatta undersökningen av flygplanet gjordes av tekniker från flygföretaget i samråd med SHK. I samband med felsökningen och åt-

---

<sup>6</sup> AIP –Aeronautical information publication

gården av flygplanet byttes vissa komponenter ut och kontrollerades separat. Vid denna kontroll konstaterades att RCCB (2PF3) inte fungerade.

## 1.17 Företagets organisation och ledning

Flygföretaget har sitt säte i Göteborg och har operativt tillstånd för tung luftfart. Vid tidpunkten för tillbudet opererade man med 9 flygplan av typ Hawker Siddley 748 och 9 flygplan av typ ATP. Flygverksamheten består i huvudsak av fraktflygning inom Europa.

## 1.18 Övrigt

### 1.18.1 Liknande tillbud

Den 13 november 2002, knappt tre månader före denna händelse, drabbades flygföretaget av ett liknande tillbud med samma flygplanstyp, med den skillnaden att elbortfallet inträffade i det vänstra systemet. Såväl händelseförlopp som konstaterade störningar och fel i flygplanets elektriska system uppvisar stora likheter. Detsamma gäller förarnas uppfattning om att de hade svårigheter att finna något stöd i flygplanets nödchecklista för den uppkomna situationen.

### 1.18.2 BAe SIL Ref. 24-010

Flygplanstillverkaren BAe har i ett informationsbrev, Service Information Leaflet, daterat den 11 oktober 1999 (SIL Ref. 24-010), informerat om risken för störning i elsystemet på grund av felfunktion i RCCB. Operatörer av flygplanstypen rekommenderas att byta ut RCCB av ett tidigt utförande ("Mod A") mot RCCB av ett senare utförande ("Mod B"), vilken uppges vara mer tillförlitlig. På det aktuella flygplanet var RCCB "Mod A" inte utbytt till RCCB "Mod B". Orsaken till detta uppges vara att flygplanet var långtidsavställt under den period som SIL Ref. 24.010 gavs ut. Varken den operatör som då ansvarade för flygplanet eller den nuvarande operatören kände till informationsbrevet.

### 1.18.3 Information från BAe

Med anledning av dessa två tillbud gjorde flygplanstillverkaren BAe i samråd med flygföretaget en ingående analys av tillbudet. Analysen visade att felfunktionen i DC-systemet orsakades av två av varandra oberoende fel, av vilket det ena var felfunktionen i RCCB (2PF3). Orsaken till att strömförsörjningen från batteri nr 2 uteblev har inte kunnat fastställas med säkerhet. Olika möjliga scenarier har diskuterats varav ett är ett temporärt fel i en annan RCCB.

Enligt BAe: s uppfattning är huvudorsaken till felfunktionen låg tillförlitlighet på RCCB "Mod A", en komponent som förekommer på flera platser i elsystemet och fortfarande är installerad i många av flygföretagets flygplan. Man rekommenderar bl.a. utbyte till RCCB "Mod B" samt kortare gångtidsintervaller på batterier.

BAe har vidare uppgivit att SIL. Ref. 24.010 kommer att ges ut på nytt och att ett s.k. All Operators Message kommer att distribueras till operatörer av flygplanstypen där information lämnas om dessa händelser. En s.k. Engineering Process Follow Up (EPFU) har publicerats på BAe: s hemsida med samma information.

Flygföretaget har med anledning av tillbudet, i samråd med flygplanstillverkaren, initierat ett program för att komma tillrätta med problemet. I programmet ingår bl.a. att:

- byta ut samtliga RCCB typ "Mod A" mot RCCB "Mod B",

- införa gångtidsbegränsning på RCCB samt
- förkorta gångtidsintervallet för batterier.

1.18.4 Nödchecklista

I flygplanets nödchecklista är nedanstående instruktioner relevanta för det aktuella felet:

**CARD 34**
**CARD 34**

**DOUBLE GEN/TRU FAILURE OR DC BUSBAR LOW VOLTAGE**

Ensure DC busbars are not coupled.

**ARE BOTH LO VOLTS WARNINGS ON THE DC POWER PANEL LIT?**

YES →

**ARE BOTH GENERATORS INDICATING OFF?**

YES → Both generators ..... OFF  
Check voltage, if correct select on line.

NO →

**ARE BOTH LO VOLTS WARNINGS STILL LIT?**

YES →

**IS ONE LO VOLTS WARNING STILL LIT?**

YES → Go to Card 36, TRU Failure or Single DC Busbar Low Voltage - END

NO →

NO → Select both TRU OFF and back on line.

NO →

NO → If GEN warning indicated, Go to Card 35, Generator Failure or Overload - END

Land as soon as possible.

EMERGENCY BUSBAR ..... On (switch depressed)

Intercom ..... EMERGENCY

Power levers ..... Retard by 1 inch

Engine control ..... MANUAL

Restore power as required

Both batteries ..... OFF (See NOTES 1 and 2)

PITOT HEATERS, STANDBY ..... EMERG ON, if required.

No 1 NAV controller ..... select RAD

Cabin emergency lights ..... OFF

Only DC emergency busbar loads are being supplied (See NOTE 3).

Cabin crew ..... Advise - reduced cabin services

Flaps ..... Will not operate normally (See Flap Motor - Failure to Run - Card 32)

Before landing ..... Cabin emergency light - ARM

Before landing (at night) ..... Dim flight deck lighting

During landing roll ..... Nosewheel steering will not be available

After landing ..... Use dump valve to depressurise the aircraft

**END**

NOTE 1: If the batteries are not below 70% charge and are switched off within 5 minutes of the DC LO VOLTS WARNING, the emergency busbar loads will be supported for a minimum of 60 minutes from the DC LO VOLTS warning. This period may be extended if emergency busbar loads, which are not essential, are switched off. Significant loads greater than 1 amp are listed below:-

Cabin emergency light system ..... 1.0A	Cabin roof lights ..... 6.4A
VHF No 1 Com/Nav ..... transmit 5.0A	PA (normal) ..... transmit 2.0A
ECS pack control ..... 3.0A	ECS temp control ..... 1.3A
Left pilots rōf panel lights ..... 3.3A	Standby pitot heater ..... 4.3A

NOTE 2: The hydraulic and fuel gauges will not operate when the batteries are OFF.

NOTE 3: With no electrical power available the flight idle baulk will remain engaged. A steady pull of 50lbs on each power lever will be required to select ground idle. Use extreme caution when manoeuvring using the wheelbrakes, do not manoeuvre in confined areas. It is recommended that taxiing be confined to that necessary to safely clear an active runway. There will be no indication of brake pressure and the propellers will be operating in the non-permitted band.

ATP 00/01/00

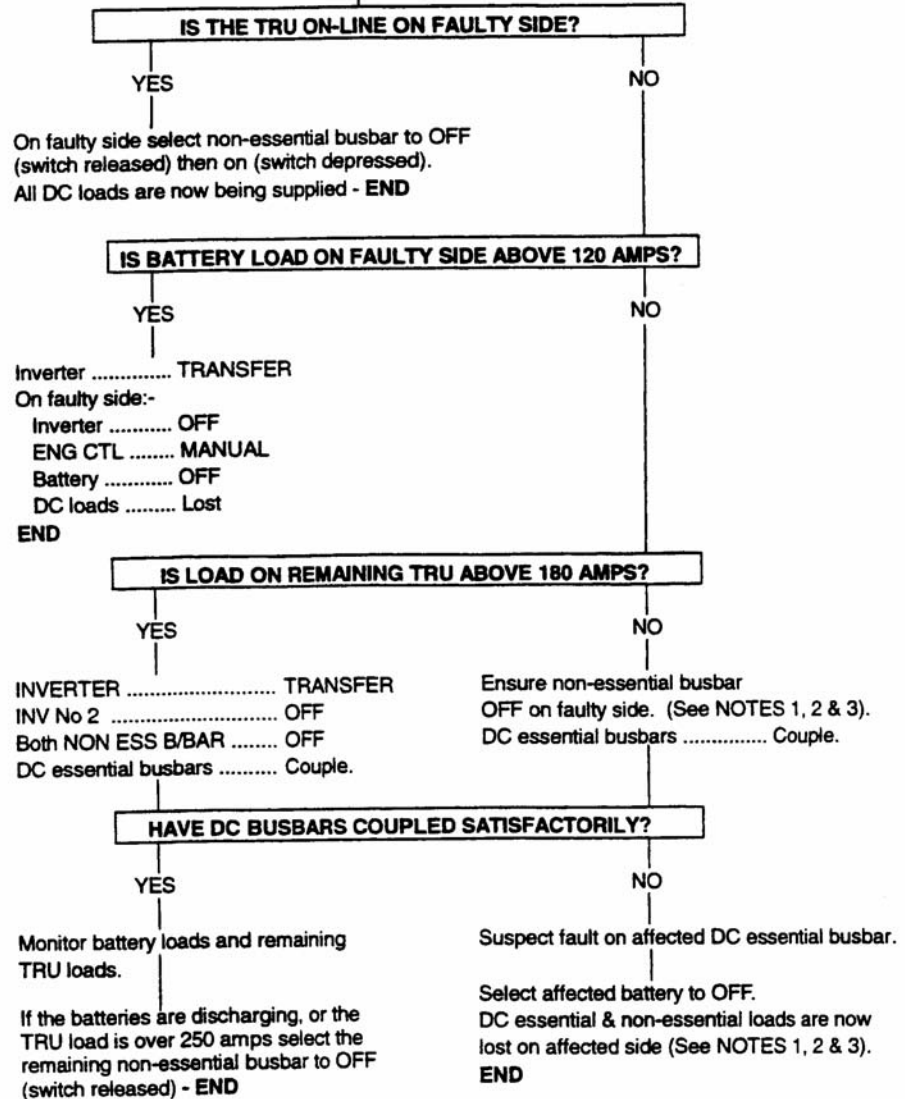
CARD 36

CARD 36

## TRU FAILURE OR SINGLE DC BUSBAR LOW VOLTAGE

(For double LO VOLTS warnings, see Card 34)

Select TRU to OFF (switch released) on faulty side and back on-line (switch depressed).



NOTE 1: For busbar load distribution and services affected see the aircraft Circuit Breaker and Fuse Index. Advise cabin crew of services lost.

NOTE 2: Do not switch off No 2 non-essential busbar if No 1 inverter is inoperative. Be prepared to shed No 1 non-essential busbar if the load is too high. If the No 1 inverter is in operation and subsequently fails it will be necessary to change non-essential busbars to re-activate No 2 inverter.

NOTE 3: If No. 2 essential busbar is lost use the dump valve to de-pressurise after landing.

### 1.18.5 Utformning av nödchecklistor, generellt

Nödchecklistan är en av de grundchecklistor (Master Checklists) som ingår varje flygplanstyps operativa manualer och som normalt tas fram av flygplanstillverkaren. Nödchecklistan kan inom vissa ramar ändras och kompletteras av operatörer och flygplansägare. Någon internationell standard

för hur nödchecklistor skall utformas finns inte. Uppställning, logik och layout kan skilja väsentligt mellan olika flygplanstyper och mellan olika operatörer.

För nödchecklistor gäller speciella krav. En nödchecklista skall vara det naturliga hjälpmedlet för förare att, i en onormal eller kritisk situation, kunna identifiera ett eventuellt fel och vidta mest lämpliga åtgärder ur flygsäkerhetssynpunkt. Den skall vara lättbegriplig och brukarvänlig.

Det är väl känt att flygplanstillverkare har lyckats mer eller mindre bra i detta avseende. Problemet med mindre lämpligt utformade nödchecklistor samt behovet att ta fram standardmallar för utformning av nödchecklistor har bl.a. behandlats av FAA<sup>7</sup> i skriften *"Human performance considerations in the use and design of aircraft checklists"* daterad januari 1995 och av FSF<sup>8</sup> i skriften *"Studies Suggested Methods for optimizing Checklist Design And Crew Performance"* daterad maj 1995.

## 2 ANALYS

### 2.1 Tillbudet

Elfelet uppstod utan förvarning kort efter starten från Stockholm/Arlanda flygplats. Samtliga flyg- och navigationsinstrument vid vänster förarplats fungerade normalt och flygsituationen borde ha givit förarna möjlighet att med hjälp av nödchecklistan identifiera felet och finna relevanta åtgärder för att komma tillrätta med problemet. Trots detta lyckades man inte finna någon punkt som överrensstämde med det felutfall man hade. I stället valde förarna att försöka lösa problemet genom att återstarta de system som inte fungerade normalt. När felet först försvann men kort därefter återkom är det förståeligt att förarna blev ännu mer osäkra på allvarlighetsgraden.

Eftersom flygplanet befann sig förhållandevis nära en flygplats är det förståeligt att förarna, i stället för att ge sig in på en osäker felsökningsoperation av ett kanske allvarligt fel, valde att försöka landa så snart som möjligt. De befarade också att de fungerande systemen strömförsörjdes från endast batterierna och att tillgänglighetstiden av dessa system därigenom var begränsad.

Som nämnts ovan ska nödchecklistan vara det naturliga hjälpmedlet för förare att identifiera ett eventuellt fel och vidta mest lämpliga åtgärder ur flygsäkerhetssynpunkt. Den ska vara lättbegriplig och brukarvänlig. Enligt SHK: s uppfattning uppfyller den aktuella nödchecklistan inte dessa krav. Den är komplicerad, logiken är inte självklar, typsnittet är litet, text på varningspanelen återfinns inte som rubrik för åtgärder som skall vidtas, etc.

Förutom detta tillbud och tillbudet som nämnts i 1.18.1 har SHK i tidigare undersökningar konstaterat att förare avstått från att utnyttja nödchecklistor av samma skäl som i dessa fall. Man upplever att checklistan är för komplicerad och att man inte tycker sig ha tid att försöka följa den. Det är förståeligt men olyckligt eftersom nödchecklistan många gånger innehåller åtgärder som är väsentliga för flygsäkerheten men som kanske inte är självklara för förare när de skall försöka lösa ett allvarligt problem i en måhända stressad situation.

I SHK: s rapport C 1999:8 behandlas en olycka med en Douglas DC-9-81 där förarna misstänkte elbrand ombord och där nödchecklistan inte användes. Landningen kom vid det tillfället att ske med det automatiska bromssystemet (ABS) och systemet som ska förhindra hjullåsning (Anti Skid System) urkopplade, varvid de fyra huvudhjulen låste sig och däcken på tre av dem punkterades.

<sup>7</sup> FAA – Federal Aviation Administration

<sup>8</sup> FSF – Flight Safety Foundation



Som framgår av 1.18.4 och 5 är problemet med olämpligt utformade nödchecklistor väl känt sedan tidigare och flera initiativ har tagits för att komma tillrätta med problemet. SHK finner det olyckligt att man ännu inte har lyckats enas om en internationellt accepterad standard för uppställning, logik och layout på nödchecklistor inom yrkesmässig luftfart. Det finns därför skäl för Luftfartsverket att i det internationella flygsäkerhetsarbetet initiera aktiviteter med avsikten att nå detta mål.

## 2.2 Elfelet

För att 28 V DC -systemet skall bli spänningslöst fordras att strömförsörjningen från både generator/TRU och batteri upphör. Det tekniska fel som konstaterats på RCCB: n förklarar strömvavbrottet från TRU-sidan. Beträffande avbrottet i batterikretsen finns det flera möjliga förklaringar. Någon säker orsak till strömvavbrottet har emellertid inte gått att få fram.

Ett avbrott i strömförsörjningen från batteriet utlöser normalt inte någon varning utan ger sig till känna endast i form av att den blåa linjen på strömbrytaren för batteriets kontakter slocknar. Detta innebär att avbrott i strömförsörjningen från batteriet kan ha förekommit en tid före tillbudet utan att förarna märkt det.

Eftersom det vänstra elsystemet fungerade utan anmärkning talar allt för att det hade varit möjligt att strömförsörja det högra DC-systemet från det vänstra via "COUPLE" och därigenom återfått full funktion på alla system som är kopplade till den högra sidans DC- och AC-system. Detta är också någonting som i viss mån framgår av nödchecklistan (Card 36) under rubriken, "TRU FAILURE OR SINGLE DC BUSBAR LOW VOLTAGE". Genom att via "TRANSFER" transferera den högra sidans AC-belastning till den sidans AC-system återfick förarna dock funktionen på höger sidas EFIS och motorinstrument.

Störningar i elsystemet till följd av felaktiga RCCB är uppenbarligen ett känt problem hos flygplanstillverkaren och olika åtgärder har vidtagits, både från flygplanstillverkarens och från flygföretagets sida, för att komma tillrätta med problemet. SHK ser därför ingen anledning att lämna någon rekommendation i detta avseende.

## 3 UTLÅTANDE

### 3.1 Undersökningsresultat

- a) Förarna hade behörighet att utföra flygningen.
- b) Flygplanet hade gällande luftvärdighetsbevis.
- c) Elavbrottet orsakades av två av varandra oberoende fel.
- d) Ett av dessa fel uppstod i en komponent av ett tidigt utförande och med kända svagheter.
- e) Tillverkaren har redan före tillbudet vidtagit åtgärder för att komma tillrätta med svagheten i systemet.
- f) Möjlighet fanns att återfå full elektrisk funktion genom att transferera den högra sidans AC-belastning till den vänstra sidans AC-system.
- g) Nödchecklistan är inte brukarvänlig.
- h) Internationell standard för utformning av nödchecklistor saknas.

### 3.2 Orsaker till tillbudet

Tillbudet orsakades av att två av varandra oberoende fel i flygplanets elsystem inträffade samtidigt.

## 4 REKOMMENDATIONER

Referens till SHK: s rekommendation RL 2004:13R1 och R2 med texten;

*”Luftfartsverket rekommenderas att:*

- *i samband med utfärdande av AOC<sup>9</sup> speciellt beakta utformningen av nödchecklistor med avseende på förståelse och brukarvänlighet (RL 2004:13 R1), samt att*
- *i det internationella flygsäkerhetsarbetet, verka för att en internationell standard utarbetas för uppställning, logik och layout på nödchecklistor som används inom yrkesmässig luftfart. (RL 2004:13 R2)”.*

---

<sup>9</sup> AOC – Air Operator Certificate