



Schweizerische Eidgenossenschaft  
Confédération suisse  
Confederazione Svizzera  
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST  
Service suisse d'enquête de sécurité SESE  
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI  
Swiss Transportation Safety investigation Board STSB

Bereich Aviatik

# **Schlussbericht Nr. 2232 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den schweren Vorfall des Verkehrs-  
flugzeuges A319-112, HB-IPX,

vom 11. Dezember 2012

auf dem Linienflug LX 1250 von Zürich  
(LSZH) nach Stockholm (ESSA)

**Cause**

L'incident grave est dû à la survenance de chutes de tension répétées et de perturbations dans l'alimentation électrique de différentes barres de distribution.

La cause exacte n'a pu être élucidée.

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten schweren Vorfalls.

Gemäss Artikel 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Sicherheitsuntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts ist das Original und daher massgebend.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des schweren Vorfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls die mitteleuropäische Zeit (MEZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MEZ und UTC lautet:  
 $LT = MEZ = UTC + 1 \text{ h.}$

Ereignisse, die sich auf einen Zeitpunkt beziehen, werden auf die Sekunde genau angegeben und Ereignisse, die sich über eine Zeitspanne erstrecken, auf die Minute genau.

## Inhaltsverzeichnis

<b>Zusammenfassung</b> .....	<b>7</b>
<b>Untersuchung</b> .....	<b>7</b>
<b>Kurzdarstellung</b> .....	<b>7</b>
<b>Ursachen</b> .....	<b>8</b>
<b>Sicherheitsempfehlungen</b> .....	<b>8</b>
<b>1 Sachverhalt</b> .....	<b>9</b>
<b>1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf</b> .....	<b>9</b>
1.1.1 Allgemeines.....	9
1.1.2 Vorgeschichte.....	9
1.1.3 Flugverlauf.....	9
<b>1.2 Personenschäden</b> .....	<b>12</b>
1.2.1 Verletzte Personen.....	12
1.2.2 Staatsangehörigkeit der Insassen des Luftfahrzeuges.....	12
<b>1.3 Schaden am Luftfahrzeug</b> .....	<b>12</b>
<b>1.4 Drittschaden</b> .....	<b>12</b>
<b>1.5 Angaben zu Personen</b> .....	<b>12</b>
1.5.1 Flugbesatzung.....	12
1.5.1.1 Kommandant.....	12
1.5.1.1.1 Allgemeines.....	12
1.5.1.1.2 Flugerfahrung.....	13
1.5.1.2 Copilot.....	13
1.5.1.2.1 Allgemeines.....	13
1.5.1.2.2 Flugerfahrung.....	13
<b>1.6 Angaben zum Luftfahrzeug</b> .....	<b>13</b>
1.6.1 Allgemeine Angaben.....	13
1.6.2 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen des Luftfahrzeuges.....	14
1.6.2.1 Allgemeines.....	14
1.6.2.2 Elektrisches Stromversorgungssystem.....	14
1.6.2.3 Electronic Instrument System.....	16
1.6.2.4 Centralized Fault Display System.....	17
1.6.2.5 Cockpit- und Kabinentemperaturregulierung.....	19
1.6.2.6 Luftfahrzeugseitige Warnsysteme.....	20
<b>1.7 Meteorologische Angaben</b> .....	<b>20</b>
1.7.1 Allgemeine Wetterlage.....	20
1.7.2 Wetter vor und während des schweren Vorfalles.....	20
1.7.3 Flugplatzwettermeldungen.....	20
1.7.4 Astronomische Angaben – Stockholm Arlanda 14:40 UTC.....	21
1.7.5 Vorhersagen.....	21
<b>1.8 Navigationshilfen</b> .....	<b>22</b>
1.8.1 Angaben über die Navigationsausrüstung des Luftfahrzeuges.....	22
1.8.2 Boden- und satellitengestützte Navigationssysteme.....	22
<b>1.9 Kommunikation</b> .....	<b>22</b>
<b>1.10 Angaben zum Flughafen</b> .....	<b>22</b>
<b>1.11 Flugschreiber</b> .....	<b>23</b>
1.11.1 Flugdatenschreiber.....	23
1.11.1.1 Allgemeine Angaben.....	23
1.11.1.2 Ergebnisse der Auswertung.....	23
1.11.2 Cockpit Voice Recorder.....	23
<b>1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle</b> .....	<b>23</b>

<b>1.13</b>	<b>Medizinische und pathologische Feststellungen.....</b>	<b>23</b>
<b>1.14</b>	<b>Feuer.....</b>	<b>23</b>
<b>1.15</b>	<b>Überlebensaspekte.....</b>	<b>23</b>
<b>1.16</b>	<b>Versuche und Forschungsergebnisse .....</b>	<b>23</b>
1.16.1	Allgemeines .....	23
1.16.2	Transformer Rectifier und Contactor Tests .....	23
1.16.3	Circuit Breaker Tests .....	24
<b>1.17</b>	<b>Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung .....</b>	<b>25</b>
1.17.1	Das Flugbetriebsunternehmen .....	25
<b>1.18</b>	<b>Zusätzliche Angaben.....</b>	<b>26</b>
1.18.1	Allgemeines .....	26
1.18.2	Getroffene Massnahmen nach der Landung in Stockholm Arlanda.....	26
1.18.3	Getroffene Massnahmen nach der Rückkehr nach Zürich.....	26
1.18.4	Stellungnahme des Flugzeugherstellers .....	27
1.18.4.1	Allgemeines .....	27
1.18.4.2	Konfigurationsänderung der Stromversorgung .....	27
1.18.4.3	Fehlende Anzeige zum Ausfall der Schubumkehr .....	28
<b>2</b>	<b>Analyse .....</b>	<b>29</b>
<b>2.1</b>	<b>Technische Aspekte.....</b>	<b>29</b>
2.1.1	Allgemeines .....	29
2.1.2	Analyse der Störungsereignisse.....	29
2.1.2.1	Umschaltung auf den ESS TR.....	29
2.1.2.2	Umschaltung zwischen TR 1 und TR 2 .....	29
2.1.2.3	Automatische Abschaltung des TR 1 .....	30
2.1.2.4	Spannungseinbruch am DC BUS 1 und DC BAT BUS .....	30
2.1.2.5	Selbsttätige Auslösung des Circuit Breaker AB11 .....	31
2.1.2.6	Kurzzeitiger Spannungsunterbruch am AC ESS BUS und SUB BUS 131XP .....	31
2.1.3	Weitere technische Analysen .....	32
<b>2.2</b>	<b>Menschliche und betriebliche Aspekte .....</b>	<b>32</b>
2.2.1	Besatzung.....	32
2.2.2	Verhalten der Flugverkehrsleitstellen während des schweren Vorfalls.....	34
<b>3</b>	<b>Schlussfolgerungen.....</b>	<b>35</b>
<b>3.1</b>	<b>Befunde .....</b>	<b>35</b>
3.1.1	Technische Aspekte .....	35
3.1.2	Besatzung.....	35
3.1.3	Betriebliche Aspekte.....	35
3.1.4	Verlauf des schweren Vorfalls.....	35
3.1.5	Rahmenbedingungen .....	36
<b>3.2</b>	<b>Ursachen .....</b>	<b>36</b>
<b>4</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen .....</b>	<b>37</b>
<b>4.1</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen.....</b>	<b>37</b>
<b>4.2</b>	<b>Sicherheitshinweise .....</b>	<b>37</b>
<b>4.3</b>	<b>Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen .....</b>	<b>37</b>
<b>Anlagen .....</b>	<b>38</b>	
<b>Anlage 1: CFDS – Post Flight Report .....</b>	<b>38</b>	
<b>Anlage 2: Blockdiagramm des elektrischen Systems .....</b>	<b>39</b>	
<b>Anlage 3: ECAM ELEC System Page – normale Stromversorgung .....</b>	<b>40</b>	
<b>Anlage 4: ECAM ELEC System Page – Stromversorgung nach 13:56 UTC.....</b>	<b>41</b>	

---

<b>Anlage 5: Chronologie der Störungseignisse (SE).....</b>	<b>42</b>
<b>Anlage 6: Vereinfachte Darstellung der BAT BUS Umschaltlogik.....</b>	<b>43</b>
<b>Anlage 7: Vereinfachte Darstellung der AC ESS BUS Umschaltlogik.....</b>	<b>44</b>
<b>Anlage 8: DAR-Aufzeichnungen des Fluges LX 1250.....</b>	<b>45</b>
<b>Anlage 9: Glossar.....</b>	<b>46</b>

# Schlussbericht

## Zusammenfassung

Eigentümer	Clariden Aircraft Leasing Inc. 8058 Zürich, Schweiz
Halter	Swiss International Air Lines Ltd. Postfach, 4002 Basel, Schweiz
Hersteller	Airbus Industrie, Toulouse, France
Lufffahrzeugmuster	A319-112
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragszeichen	HB-IPX
Ort	Linienflug LX 1250, von Zürich (LSZH) nach Stockholm (ESSA), auf Flugfläche 390, in der Gegend von Hamburg
Datum und Zeit	11. Dezember 2012, 13:11:56 UTC

## Untersuchung

Der schwere Vorfall ereignete sich am 11. Dezember 2012 um 13:11:56 UTC. Die Meldung traf am 13. Dezember 2012 bei der damaligen Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle ein. Mit Brief vom 21. Dezember 2012 delegierte die schwedische Untersuchungsbehörde (SHK) die Untersuchung des schweren Vorfalls an die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST). Die Untersuchung wurde am 4. Januar 2013 durch die SUST eröffnet. Die SUST informierte Frankreich und das Königreich Schweden auf den Meldewegen über den schweren Vorfall. Beide Länder ernannten je einen bevollmächtigten Vertreter, der an der Untersuchung mitgewirkt hat.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die SUST veröffentlicht.

## Kurzdarstellung

Am 11. Dezember 2012 startete um 12:31 UTC das Flugzeug A319-112, eingetragen als HB-IPX, unter dem Funkrufzeichen *swiss two five zero kilo* und der Flugnummer LX 1250 auf der Piste 28 in Zürich (LSZH) zu einem Linienflug nach Stockholm (ESSA). Um 13:11:56 UTC erschien auf dem *electronic centralized aircraft monitor* (ECAM) die Warnmeldung „DC BUS 1 FAULT“ verbunden mit mehreren, intermittierenden Systemwarnanzeigen. Um 13:34:18 UTC schaltete sich der *transformer rectifier* (TR) 1 automatisch ab. Zwischen 13:34:20 UTC und 13:55:42 UTC erfuhren die Stromverteilschienen (*bus*) DC BUS 1 und DC BAT BUS mehrfach für kurze Zeit einen Spannungseinbruch (*voltage lowering*), obschon diese nun vom TR 2 versorgt wurden. Während dieser Zeitspanne wurden weitere ECAM-Meldungen angezeigt.

Nach einer Situationsanalyse entschloss sich die Besatzung den Flug nach Stockholm fortzusetzen.

Um 13:57:41 UTC, im Sinkflug nach Flugfläche 350, löste der Sicherungsautomat (*circuit breaker*) AB11 selbsttätig aus. Dies hatte den bleibenden Ausfall verschiedener Systeme zur Folge. Um 14:20 UTC wurde die Stromzufuhr zum SUB BUS 131XP einmal und zwischen 14:22 UTC und 14:25 UTC zum AC ESS BUS mehrfach kurzzeitig unterbrochen, was unter anderem den vorübergehenden Ausfall des *primary flight display* (PFD) und des *navigation display* (ND) des

Kommandanten sowie der oberen ECAM *display unit* (DU) zur Folge hatte. Die Besatzung setzte daraufhin eine Dringlichkeitsmeldung (*Pan Pan, Pan Pan, Pan Pan*) ab. Flug LX 1250 erhielt in der Folge von der Flugsicherung Landepriorität und wurde mit Kurs- und Höhenanweisungen für einen Anflug auf dem Instrumentenlandesystem der Piste 01L geführt.

Nach der Landung um 14:40 UTC funktionierte die Schubumkehr (*reverser*) des linken Triebwerks nicht.

Die Passagiere konnten das Flugzeug auf normalem Weg verlassen.

### **Ursachen**

Der schwere Vorfall ist auf wiederholte Spannungseinbrüche und Störungen in der Stromzufuhr verschiedener Verteilschienen zurückzuführen.

Die genaue Ursache konnte nicht eruiert werden.

### **Sicherheitsempfehlungen**

Im Rahmen der Untersuchung wurden keine Sicherheitsempfehlungen ausgesprochen.



## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs, des Flugdatenaufzeichnungsgeräts (*flight data recorder* – FDR) und des *direct access recording* (DAR) sowie die Aussagen der Besatzungsmitglieder verwendet. Ebenso standen die massgebenden Wartungsunterlagen zur Verfügung.

Während des Fluges sowie für Anflug und Landung waren der Copilot als fliegender Pilot (*pilot flying* – PF) und der Kommandant als assistierender Pilot (*pilot not flying* – PNF) eingesetzt.

Es handelte sich um einen Linienflug nach Instrumentenflugregeln (*instrument flight rules* – IFR).

Dieser Bericht enthält zahlreiche Fachbegriffe und Abkürzungen aus dem Bereich der Flugzeugelektrik. Die Anlage 9 beinhaltet hierzu ein Glossar mit dem vollen Wortlaut sowie Erläuterungen.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Gemäss den technischen Unterlagen gab es in Bezug auf das elektrische System der HB-IPX keine Einschränkungen.

#### 1.1.3 Flugverlauf

Das Flugzeug A319-112, eingetragen als HB-IPX, startete am 11. Dezember 2012 unter dem Funkrufzeichen *swiss two five zero kilo* und der Flugnummer LX 1250 um 12:31 UTC auf der Piste 28 in Zürich (LSZH) zum Linienflug nach Stockholm (ESSA). Der Start verlief ereignislos. Im Steigflug, auf Flugfläche (*flight level* – FL) 200, erfuhr die Stromverteilschiene (*bus*) DC BUS 1 des Gleichstromnetzes für kurze Zeit<sup>1</sup> einen Spannungseinbruch (*voltage lowering*), was dazu führte, dass der DC ESS BUS von diesem Zeitpunkt an vom *essential transformer rectifier* (ESS TR) und nicht mehr vom TR 1 mit Gleichstrom versorgt wurde (vgl. Kapitel 1.6.2.2). Diese Konfigurationsänderung der Stromversorgung erfolgte um 12:39:20 UTC und war auf der unteren Anzeige (*display unit* – DU) des *electronic centralized aircraft monitor* (ECAM) ersichtlich (vgl. Kapitel 1.6.2.3). Von der Besatzung wurde sie im *air safety report* (ASR) nicht erwähnt.

Gemäss Aussage der Besatzung erschien etwa eine Stunde nach dem Start auf dem ECAM die Meldung „DC BUS 1 FAULT“. Zusätzlich wurden die folgenden Warnungen (*caution*) angezeigt: „BRAKE SYST 1 FAULT“, „BLOWER FAULT“, „EXTRACT FAN FAULT“. Diese Anzeigen waren intermittierend. Das Flugzeug befand sich zu dieser Zeit in der Gegend von Hamburg auf FL 390. Die Aufzeichnungen zeigen, dass bereits um 13:11:56 UTC ein erstes Mal die Warnmeldung „DC BUS 1 FAULT“ generiert wurde und dass zwischen 13:13 UTC und 13:30 UTC der DC BAT BUS mehrfach vom TR 2 und wieder vom TR 1 versorgt wurde. Um 13:34:18 UTC schaltete sich der TR 1 automatisch ab<sup>2</sup> und der DC BUS 1 sowie der DC BAT BUS wurden im weiteren Verlauf des Fluges vom TR 2 versorgt. Auch

<sup>1</sup> Grösser als hundert Millisekunden (>100 ms).

<sup>2</sup> Dieses Ereignis (TR 1 FAULT) wurde via *aircraft communications addressing and reporting system* (ACARS) an den Unterhaltsbetrieb am Boden übermittelt. Der „FAULT“-Status eines *transformer rectifier* (TR) kann nur am Boden durch den Unterhaltsbetrieb wieder zurückgesetzt (*reset*) werden.

diese Konfigurationsänderung war auf der unteren ECAM *display unit* ersichtlich und wurde von der Besatzung wahrgenommen.

Als Vorsichtsmassnahme besprach der Kommandant nun die Situation mit dem Copiloten und dem Chef der Kabinenbesatzung (*maître de cabine* – MC), um sie auf einen möglichen Notabstieg (*emergency descent*) vorzubereiten, falls Rauch auftreten sollte. Es wurden dabei auch die Verfahren für das Entfernen von Rauch (*smoke removal*) besprochen. Für den Fall einer weiteren Verschlechterung der Situation wurde eine vorzeitige Landung in Kopenhagen in Erwägung gezogen. Weitere Landemöglichkeiten für einen allfälligen Notfall wurden ebenfalls in Betracht gezogen.

Der Kommandant kontaktierte anschliessend via Satellitentelefon die Wartungsstelle in Zürich und orientierte diese über die Situation. Nach einem längeren Gespräch wurde der Besatzung angeraten, den Sicherungsautomaten (*circuit breaker* – CB) AB10 zu ziehen, um die Stromzufuhr zum TR 1 zu unterbrechen.

Zwischen 13:34:20 UTC und 13:55:42 UTC erfuhren der DC BUS 1 und der DC BAT BUS mehrfach für kurze Zeit einen Spannungseinbruch, obschon beide nun vom TR 2 versorgt wurden. Während dieser Zeitspanne wurden weitere ECAM-Meldungen angezeigt, unter anderem die Meldungen „APU FIRE DET FAULT“, „APU FIRE LOOP A FAULT“ und am *overhead panel* leuchteten die „CARGO DISCH“-Anzeigelampen auf. Laut Besatzung wurde auch das *side stick solenoid* auf der Seite des Copiloten mehrmals hörbar betätigt<sup>3</sup>, der *side stick* selbst blieb jedoch inaktiv. Um 13:56 UTC normalisierte sich die Spannung an den genannten Stromverteilerschienen (*buses*) und blieb für die restliche Flugzeit von weniger als einer Stunde konstant<sup>4</sup>.

Nach einer Situationsanalyse unter Einbezug der Systemverfügbarkeit und der Wettersituation entschloss sich die Besatzung, den Flug nach Stockholm (ESSA) fortzusetzen. Während dieser Zeit befand sich der MC nach Aussage der Flugbesatzung entweder im oder in unmittelbarer Nähe des Cockpits. Der Beobachtersitz (*jump seat*) befand sich in der verstaute Position.

Um 13:57:41 UTC, im Sinkflug nach FL 350, löste der *circuit breaker* AB11 ohne einhergehende Warnung selbsttätig aus, was vom MC, der sich hinter dem Sitz des Kommandanten aufhielt, akustisch wahrgenommen wurde.<sup>5</sup> Dadurch wurde der untergeordnete SUB BUS 103 XP stromlos. Dies hatte den Ausfall verschiedener Systeme zur Folge (vgl. Anlage 1). Unter anderem fiel die Temperaturregulierung für das Cockpit aus und die Temperatur im Cockpit fiel unter den Gefrierpunkt. Laut Besatzung lag die Temperatur im Bereich von -4 bis -6 °C, bei selektierten +30 °C. Ebenso fiel die Integralbeleuchtung verschiedener *control panels* aus.

Während des Absinkens schaltete die Besatzung das Eisverhinderungssystem (*anti-ice system*) der Triebwerke (*engine* – ENG) ein. Dabei leuchtete auf dem *anti-ice panel* nur die Anzeigelampe ENG 2 „ON“ auf.

Um 14:21:54 UTC nahm die Besatzung des Fluges LX 1250 Kontakt mit der Anflugleitstelle Stockholm *approach control* auf und erhielt umgehend die Bewilligung, nach FL 90 abzusinken. Kurze Zeit später, um 14:22:14 UTC, wandte sich

---

<sup>3</sup> Das Solenoid sorgt dafür, dass der *side stick* bei zugeschaltetem Autopiloten (*auto pilot* – AP) nur unter Aufbringung einer definierten Kraft (*pitch* 5 daN, *roll* 3.5 daN) betätigt werden kann, was zugleich den AP ausschaltet.

<sup>4</sup> Anlage 4 zeigt die Konfiguration der elektrischen Stromversorgung auf der ECAM ELEC *page* nach 13:56 UTC.

<sup>5</sup> Der *circuit breaker* AB11 liegt in unmittelbarer Nähe des *jump seat*; in dessen verstaute Position ist ein physischer Kontakt zum *circuit breaker* nicht möglich.

der Flugverkehrsleiter (FVL) von Stockholm *approach control* erneut an die Besatzung der HB-IPX: „*Swiss two five zero kilo, we gonna sweep the runway shortly, you will be number two in sequence after that, expect to be on ground time four three.*“

Um 14:20 UTC wurde die Stromzufuhr zum SUB BUS 131XP einmal und zwischen 14:22 UTC und 14:25 UTC zum AC ESS BUS mehrfach kurzzeitig unterbrochen. Dies hatte den vorübergehenden Ausfall verschiedener Systeme zur Folge. Unter anderem wurden während dieser Zeit der Bildschirm für die primären Flugdaten (*primary flight display* – PFD) und der Bildschirm für Navigationsdaten (*navigation display* – ND) des Kommandanten sowie die obere ECAM *display unit* dunkel.

Um 14:24:05 UTC setzte die Besatzung des Fluges LX 1250 folgende Dringlichkeitsmeldung ab: „*aaah... declaring Pan Pan, Pan Pan, Pan Pan due to electrical problem, request straight-in approach to ILS<sup>6</sup> zero one left*“. Der FVL fragte unmittelbar nach: „*aaah... you mean you want a straight-in approach right now?*“ was die Besatzung wie folgt bestätigte: „*charlie charlie, we like.... vectoring direct zero one left, swiss two five zero kilo.*“

Der FVL erkundigte sich darauf, ob die Besatzung eine Notsituation erkläre: „*eeh... do you declare emergency?*“, worauf die Besatzung um 14:24:24 UTC wiederholte: „*declaring Pan Pan, Pan Pan, Pan Pan, swiss two five zero kilo.*“ In der Folge wurde Flug LX 1250 mittels Kurs- und Höhenanweisungen zu einem ILS-Anflug der Piste 01 L geführt. Dabei teilte der FVL der Besatzung mit, dass sie eine Geschwindigkeit nach eigenem Ermessen wählen könne.

Um 14:25:47 UTC meldete die Besatzung dem FVL, dass aufgrund der Probleme mit dem elektrischen System auch zeitweise Anzeigeinstrumente ausfallen würden. Um 14:27:05 UTC erkundigte sich der FVL nach der Anzahl Personen an Bord, worauf die Besatzung mit „*one zero niner*“ antwortete. Um 14:30:46 UTC teilte der FVL der Besatzung mit, dass sie die Nummer eins seien und dass vor ihrer Landung die Bremswirkung (*braking action*) nochmals ermittelt werde. Um 14:33:29 UTC erkundigte sich die Besatzung, ob sie für den Anflug freigegeben seien: „*swiss two five zero kilo, confirm cleared for approach runway zero one left*“, worauf der FVL umgehend antwortete: „*that is correct, you are cleared approach, number one.*“ Die Besatzung präziserte darauf: „*cleared for approach zero one left, swiss two five zero kilo.*“ Um 14:35:29 UTC orientierte der FVL die Besatzung über die Messung der Bremswirkung: „*swiss two five zero kilo, braking action is point two eight, two eight, two four*“, was die Besatzung quittierte.

Um 14:35:36 erhielt Flug LX 1250 die Landeerlaubnis: „*swiss two five zero kilo, you are cleared to land runway zero one left*“, was von der Besatzung quittiert wurde. Wenige Sekunden später, um 14:35:60 UTC, gab der FVL folgende Information an die Besatzung: „*swiss two five zero kilo, wind is three six zero, one six knots, you have thirty percent high intensity lights on.*“ Die Besatzung quittierte dies: „*that is copied, cleared to land zero one left, swiss two five zero kilo.*“

Um 14:36:58 UTC hielt der FVL die Besatzung der HB-IPX an, nach der Landung selbstständig auf die Frequenz der Bodenleitstelle (*ground control*) zu wechseln, was von der Besatzung umgehend bestätigt wurde. Um 14:39:57 UTC wiederholte der FVL die Landefreigabe: „*swiss two five zero kilo, wind three six zero, one five knots, you are cleared to land zero one left*“, was die Besatzung umgehend bestätigte.

Nach der Landung um 14:40 UTC funktionierte die Schubumkehr (*reverser*) des linken Triebwerks nicht. Die Besatzung wurde nach eigenen Angaben von dieser Tatsache überrascht und führte an, dass sie bislang immer davon ausgegangen

---

<sup>6</sup> Instrumentenlandesystem (*instrument landing system* – ILS).

sei, dass die Angaben bzgl. der nicht verfügbaren Systeme (INOP SYST) auf der ECAM *status page* verlässlich seien.

Die Passagiere konnten das Flugzeug auf normalem Weg verlassen.

## 1.2 Personenschäden

### 1.2.1 Verletzte Personen

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	5	104	109	Nicht zutreffend
Gesamthaft	5	104	109	0

### 1.2.2 Staatsangehörigkeit der Insassen des Luftfahrzeuges

Die Besatzung setzte sich aus zwei Cockpitmitgliedern und drei Flugbegleitern mit französischer, schweizerischer und schwedischer Staatsangehörigkeit zusammen.

Da die Passagiere bei der Buchung des Fluges ihre Staatsangehörigkeit nicht angeben müssen, konnte das Flugbetriebsunternehmen diesbezüglich keine Angaben machen.

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde nicht beschädigt.

## 1.4 Drittschaden

Es entstand kein Drittschaden.

## 1.5 Angaben zu Personen

### 1.5.1 Flugbesatzung

#### 1.5.1.1 Kommandant

##### 1.5.1.1.1 Allgemeines

Person

Schweizer Staatsangehöriger,  
Jahrgang 1967

Lizenz

Führerausweis für Verkehrspiloten auf Flächenflugzeugen (*airline transport pilot licence aeroplane* – ATPL(A)) nach *European Aviation Safety Agency* (EASA)

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Kommandant seinen Dienst ausgeruht und gesund antrat. Es liegen keine Hinweise vor, dass zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls Ermüdung eine Rolle gespielt hat.

1.5.1.1.2	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	12 186 h
	Auf dem Vorfalldmuster	1009 h
	Während der letzten 90 Tage	181 h
	Davon auf dem Vorfalldmuster	181 h
1.5.1.2	Copilot	
1.5.1.2.1	Allgemeines	
	Person	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1986
	Lizenz	Führerausweis für Berufspiloten auf Flächenflugzeugen ( <i>commercial pilot licence aeroplane</i> – CPL(A)) nach EASA

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Copilot seinen Dienst ausgeruht und gesund antrat. Es liegen keine Hinweise vor, dass zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles Ermüdung eine Rolle gespielt hat.

1.5.1.2.2	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	917 h
	Auf dem Vorfalldmuster	693 h
	Während der letzten 90 Tage	196 h
	Davon auf dem Vorfalldmuster	192 h

## 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1	Allgemeine Angaben	
	Eintragungszeichen	HB-IPX
	Luftfahrzeugmuster	A319-112
	Charakteristik	Zweistrahliges Kurz- und Mittelstreckenverkehrsflugzeug
	Hersteller	Airbus Industrie, Toulouse, France
	Baujahr	1996
	Werknummer	0612
	Eigentümer	Clariden Aircraft Leasing Inc. 8058 Zürich, Schweiz
	Halter	Swiss International Air Lines Ltd. Postfach, 4002 Basel, Schweiz
	Triebwerke (TW)	TW1: CFM56-5B6/2P, S/N C779186 TW2: CFM56-5B6/2P, S/N C779980
	Betriebsstunden	40 978 h (Zelle)
	Anzahl Zyklen	34 779 (Start – Landung)
	Höchstzulässige Massen	Höchstzulässige Abflugmasse 68 000 kg Höchstzulässige Landemasse 62 500 kg

Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeughandbuch ( <i>aircraft flight manual</i> – AFM) zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Die letzte geplante Unterhaltsarbeit (A-Check) fand am 27. Oktober 2012 statt.
Technische Einschränkungen	Keine
Kategorie	IFR-Kategorie I, II, IIIa, IIIb, B-RNAV (RNP 5), P-RNAV, GPS APCH, NAT-MNPS, VFR bei Tag, VFR bei Nacht

## 1.6.2 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen des Luftfahrzeuges

### 1.6.2.1 Allgemeines

Im Folgenden werden nur die Systeme und Anzeigen erwähnt und beschrieben, die auf den schweren Vorfall einen Einfluss hatten.

Das Kapitel 1.6.2.2 enthält zahlreiche Fachbegriffe und Abkürzungen aus dem Bereich der Flugzeugelektrik. Die Anlage 9 beinhaltet hierzu ein Glossar mit dem vollen Wortlaut sowie Erläuterungen.

### 1.6.2.2 Elektrisches Stromversorgungssystem

Auf der Stromerzeugerseite stehen vier Quellen zur Verfügung: der Generator (GEN) 1, angetrieben durch das Triebwerk 1, der GEN 2, angetrieben durch das Triebwerk 2, der Generator des Hilfsaggregats (*auxiliary power unit* – APU) und die externe Stromquelle (*external power*) (vgl. Abbildung 1). Diese vier Stromquellen liefern Dreiphasenwechselstrom (115/200 V, 400 Hz). Für den äusserst seltenen Fall, dass im Flug alle drei Generatoren versagen sollten, steht ausserdem ein Notgenerator (*emergency generator*) zur Verfügung. Dieser wird durch das blaue Hydrauliksystem angetrieben, das in diesem Fall durch eine Pumpe, verbunden mit der *ram air turbine* (RAT), unter Druck gesetzt wird. Sollte auch diese Stromquelle versagen, kann für eine begrenzte Zeit von den Bordbatterien über einen Wechselrichter (*static inverter*) Einphasenwechselstrom für die wichtigsten Systeme erzeugt werden.

Der Generator 1 speist im Normalfall die Stromverteilschienen (*buses*) AC BUS 1 und AC ESS BUS. Der Generator 2 speist den AC BUS 2. Wird der AC BUS 1 stromlos, so wird der AC ESS BUS automatisch auf den AC BUS 2 umgeschaltet. Da diese Umschaltfunktion im Normalbetrieb nicht zum Einsatz kommt (*hidden function*), wird sie durch die Flugzeugwartung periodisch geprüft. Die letzte Kontrolle (Task 24-25-00-710-001A) wurde am 21. Oktober 2011 durchgeführt. Auf dem Bedienungspanel für das elektrische System steht ausserdem ein Druckschalter für das manuelle Umschalten des AC ESS BUS auf den AC BUS 2 zur Verfügung. Fällt der GEN 1 oder 2 aus, so wird dieser automatisch durch den verbleibenden Generator oder, falls verfügbar, durch den APU-Generator ersetzt.

Die Steuerung und Überwachung des Wechselstromnetzes wird durch die *generator control unit* (GCU) bewerkstelligt (vgl. Anlage 2). Die GCU 1 steuert den GEN 1 und die GCU 2 den GEN 2.

Die GCU hat zwei Hauptaufgaben: Sie sorgt dafür, dass Frequenz und Spannung innerhalb der Toleranz gehalten werden, und sie überwacht die Ströme im Wechselstromnetz. Bei Überstrom oder bei grossen Stromdifferenzen zwischen den ein-

zelenen Phasen sowie bei Fehlerströmen<sup>7</sup> trennt die GCU den entsprechenden Generator durch Öffnen des *generator line contactors* (GLC) vom Netz. Der Besatzung wird dies im Flug durch das Aufleuchten der Anzeigelampe GEN 1(2) FAULT auf dem Bedienungspanel für das elektrische System, das Ertönen eines *chime* und das Aufleuchten der MASTER-CAUTION-Warnlampe, angezeigt. Durch zweimaliges Drücken des Druckschalters GEN 1(2) FAULT/OFF kann der entsprechende Generator wieder zugeschaltet werden (*reset*), vorausgesetzt, der Grund für die Trennung besteht nicht mehr. Es gibt keine Anhaltspunkte dafür, dass die Besatzung des Fluges LX 1250 von dieser Option Gebrauch machte, was die Annahme zulässt, dass keiner der Generatoren während des Fluges irgendwann vom Wechselstromnetz getrennt wurde. Auch gemäss den Aufzeichnungen wurden die Stromverteilschienen AC BUS 1 und AC BUS 2 ohne Unterbruch mit Strom versorgt.

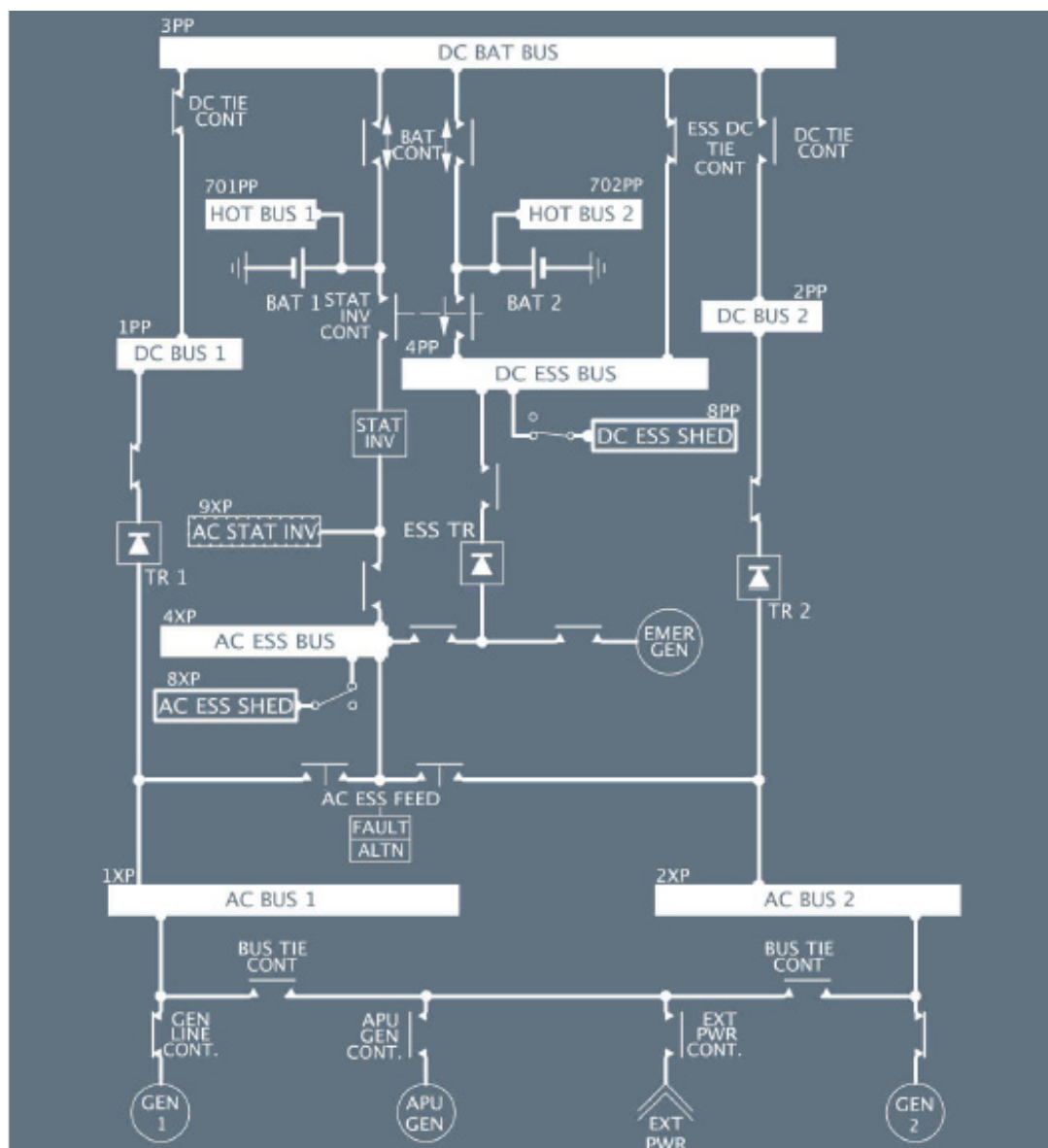


Abbildung 1: Blockdiagramm der elektrischen Stromversorgung

<sup>7</sup> Der elektrische Strom jeder der drei Phasen wird an verschiedenen Punkten im Wechselstromnetz gemessen. Wird eine Differenz zwischen den Messungen festgestellt, so trennt die GCU den entsprechenden Generator durch Öffnen des *generator line contactor* (GLC) vom Netz (*differential protection*).

Für das Gleichstromnetz stehen drei identische *transformer rectifier* (TR) zur Verfügung. Diese wandeln die Dreiphasenwechselfspannung in eine 28-V-Gleichspannung um. Der TR 1 speist im Normalfall den DC BUS 1 und den DC ESS BUS via den DC BAT BUS. Der TR 2 speist den DC BUS 2. Der ESS TR bleibt im Ruhezustand (vgl. Abbildung 1). Wird nun der DC BUS 1 stromlos, so wird der ESS TR aktiviert und übernimmt die Versorgung des DC ESS BUS. Der DC BUS 1 wird in der Folge vom TR 2, via DC BUS 2 und DC BAT BUS gespeist. Der ESS TR, nunmehr vom AC ESS BUS versorgt, bleibt aktiviert.

Die Chronologie der Störungsereignisse, wie sie im vorliegenden schweren Vorfall aufgetreten sind, wird in der Anlage 5 wiedergegeben. Aufzeichnungen der *direct access recording* (DAR) sind in Anlage 8 zu finden.

### 1.6.2.3 Electronic Instrument System

Das *electronic instrument system* (EIS) lässt sich in zwei Subsysteme unterteilen; das *electronic flight instrument system* (EFIS) und den *electronic centralized aircraft monitor* (ECAM).

Das EFIS umfasst die beiden *primary flight displays* (PFD) und die beiden *navigation displays* (ND). Auf dem Instrumentenpanel des Kommandanten und des Copiloten sind je ein PFD und ein ND angeordnet. Auf dem PFD werden wesentliche Parameter zur Flugführung angezeigt und das ND dient u. a. zur Darstellung der Navigations- und Flugplanungsdaten.

Das ECAM beinhaltet zwei übereinander angeordnete Anzeigegeräte. Auf dem oberen, dem *engine/warning display* (E/WD), werden Triebwerksdaten und Warnanzeigen dargestellt. Auf dem darunterliegenden *system display* (SD) werden Systemdiagramme (*system pages*) dargestellt, die den Piloten eine Übersicht über die verschiedenen Systeme und deren Schaltzustände bieten. Das darzustellende System kann auf dem *control panel* des ECAM selektiert werden. Im Störfall wird je nach Störungsursache die entsprechende *system page* automatisch aufgerufen. So wird zum Beispiel bei „DC BUS 1 FAULT“ die ELEC *page* angezeigt.

Die drei *display management computer* (DMC) verarbeiten die Daten, die sie von den *system data acquisition concentrators* (SDAC) und den *flight warning computer* (FWC) erhalten, und leiten sie an die PFD, ND, E/WD und SD weiter (vgl. Abbildung 2). Im Normalbetrieb sind der DMC 1 und 2 aktiv und der DMC 3 dient als Reserve. Im Bedarfsfall kann auf diesen umgeschaltet werden.

Die beiden identischen FWC generieren Warnanzeigen (*alert messages*), akustische Warnsignale (*aural alerts*) und akustische Warnmeldungen (*synthetic voice messages*). Signale für die roten Warnanzeigen gelangen über die FWC zu den drei DMC. Signale für die bernsteinfarbenen (*amber*) Warnanzeigen werden von den SDAC via FWC an die DMC weitergeleitet. Nebst den Warnanzeigen liefern die FWC die *radio altitude callouts* und Daten für die Systemdiagramme (*system pages*).

Während des schweren Vorfalls war die Stromzufuhr zu Teilen des ECAM zeitweise unterbrochen, was eine systematische Situationsanalyse durch die Besatzung erschwerte.



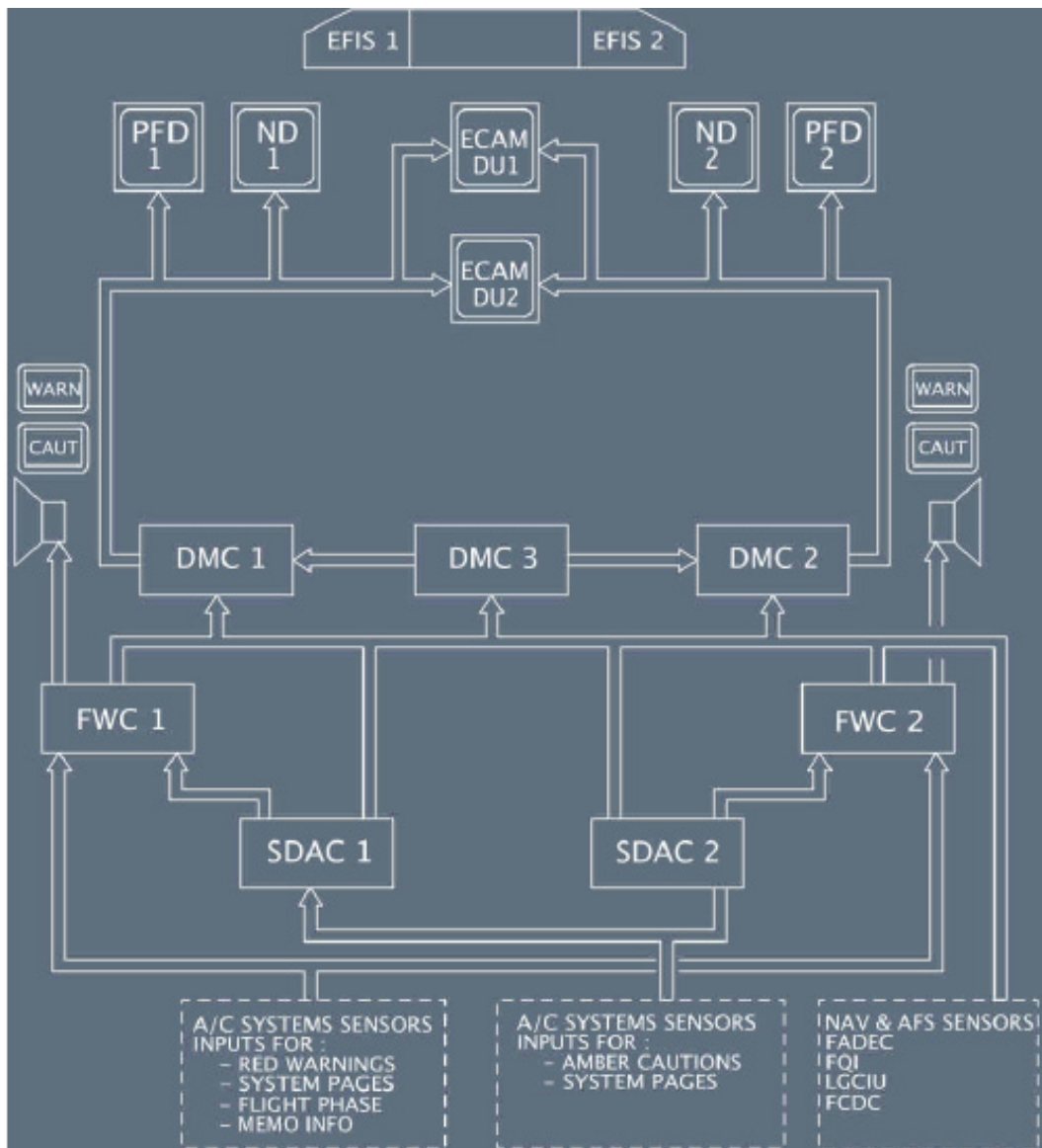


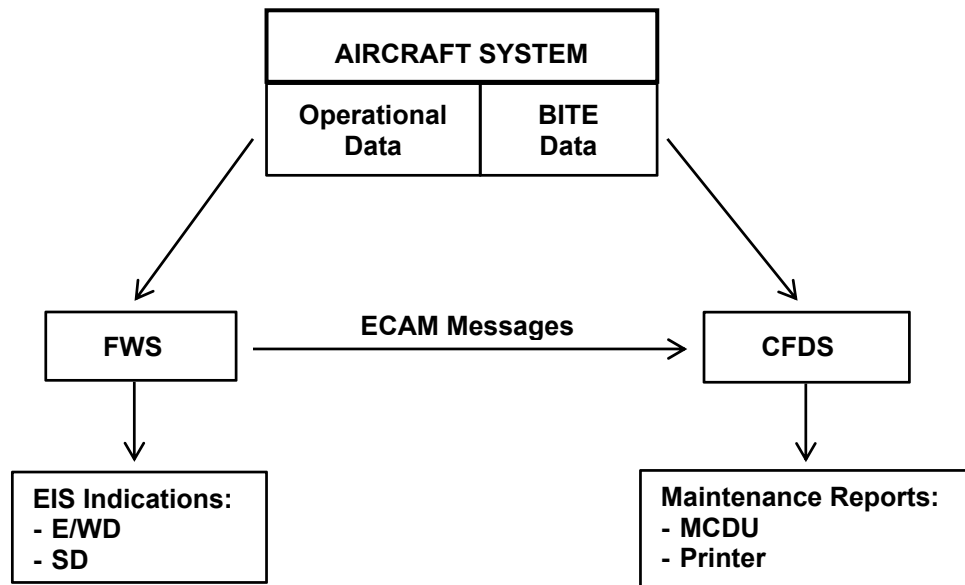
Abbildung 2: Blockdiagramm des *electronic instrument system* (EIS)

#### 1.6.2.4 Centralized Fault Display System

Das *centralized fault display system* (CFDS) erlaubt es dem Wartungspersonal, während des Fluges aufgetretene Systemstörungen zu analysieren und gezielte Reparaturmassnahmen einzuleiten. Nach dem Flug kann ein sogenannter *post flight report* (PFR) im Cockpit ausgedruckt werden. Zusätzlich können am Boden via CFDS individuelle Systeme getestet werden.

Das CFDS beinhaltet im Wesentlichen die *centralized fault display interface unit* (CFDIU), zwei *multipurpose control display units* (MCDU) und einen Drucker. Die MCDUs dienen als Eingabeeinheiten für verschiedene Systeme, unter anderem auch für das *flight management and guidance system* (FMGS). Das CFDS erhält BITE-Daten<sup>8</sup> von verschiedenen elektronischen Flugzeugsystemen sowie ECAM-Störungsmeldungen vom *flight warning system* (FWS) (vgl. Abbildung 3).

<sup>8</sup> BITE steht für *built-in test equipment*. Die meisten elektronischen Geräte testen sich laufend selber (*continuous BITE*) und liefern Fehlermeldungen an das CFDS.



**Abbildung 3:** Datenflussdiagramm des *centralized fault display system* (CFDS)

Die Fehlermeldungen sind in Klassen unterteilt.

- Störungen der Klasse 1 (*class 1*) sind für die Besatzung sichtbar (ECAM-Warnung, *flag*, usw.) und haben einen Einfluss auf den Betrieb des Flugzeuges. Sie lösen am Ende des Fluges einen PFR aus. Kann die Störung vor dem nächsten Flug nicht behoben werden, ist die *minimum equipment list* (MEL) zu konsultieren.
- Störungen der Klasse 2 (*class 2*) haben keine betrieblichen Konsequenzen. Sie lösen am Ende des Fluges einen PFR aus. Zusätzlich wird die Störung am Ende des Fluges auf der ECAM *maintenance page* aufgeführt, sodass sie von der Besatzung ins Bordbuch (*flight log*) eingetragen werden kann.

Das CFDS kann die Daten von mehreren Flügen speichern. Diese können nach Bedarf via MCDU abgerufen und ausgedruckt werden. Beim PFR ist die Speicherkapazität für die auf dem ECAM ausgegebenen *warning messages* auf die letzten 40 Einträge begrenzt, d. h., alle älteren Einträge werden laufend überschrieben. Im vorliegenden Fall wurde diese Limite erreicht. Die Aufzeichnung begann daher erst um 13:54 UTC mit dem Eintrag „ELEC TR 1 FAULT“ und endete um 14:40 UTC mit den Einträgen ENG 1 REVERSER FAULT, ENG 1 IGN B FAULT und ANTI ICE STBY AOA<sup>9</sup> (vgl. Anlage 1). Der Eintrag ANTI ICE STBY AOA ist eine Wiederholung des gleichen Eintrags um 13:57 UTC. Die beiden anderen Einträge gehen ebenfalls auf die Zeit 13:57 UTC zurück, wurden aber während des Fluges unterdrückt.

Während des Fluges erstellt das CFDS einen *current flight report* (CFR). Dieser kann bei Bedarf auf der MCDU eingesehen werden. Gewisse Fehlermeldungen werden ausserdem via *aircraft communications addressing and reporting system* (ACARS)<sup>10</sup> an eine Bodenstelle übermittelt. Im vorliegenden Fall wurden folgende Meldungen an den Unterhaltsbetrieb abgesetzt:

<sup>9</sup> AOA: *angle of attack*

<sup>10</sup> Beim ACARS handelt es sich um ein Datenübermittlungssystem. Es benutzt definierte VHF-COM-Frequenzen. Meldungen können gezielt an eine oder mehrere Stellen am Boden oder umgekehrt an ein bestimmtes Flugzeug verschickt werden.

- 13:11:56 UTC: „ELEC DC BUS 1 FAULT“
- 13:28:02 UTC: „ELEC DC BUS 1 FAULT“
- 13:34:18 UTC: „ELEC TR 1 FAULT“

Nach dem selbsttätigen Auslösen des *circuit breaker* (CB) AB11 um 13:57:41 UTC war das ACARS nicht mehr verfügbar. Der CFR konnte ab diesem Zeitpunkt nicht mehr übermittelt werden.

#### 1.6.2.5 Cockpit- und Kabinentemperaturregulierung

Die Temperaturregulierung ist in drei Zonen aufgeteilt: *cockpit*, *forward cabin*, *aft cabin*. Jede dieser Zonen lässt sich individuell regulieren (vgl. Abbildung 4).

Luft vom Pneumatiksystem gelangt via zwei *pack flow control valves* und zwei *air conditioning packs* zur *mixer unit* und von da zum Cockpit und in die Kabine. Ein Teil der Kabinenluft wird wieder zurück in die *mixer unit* geleitet.

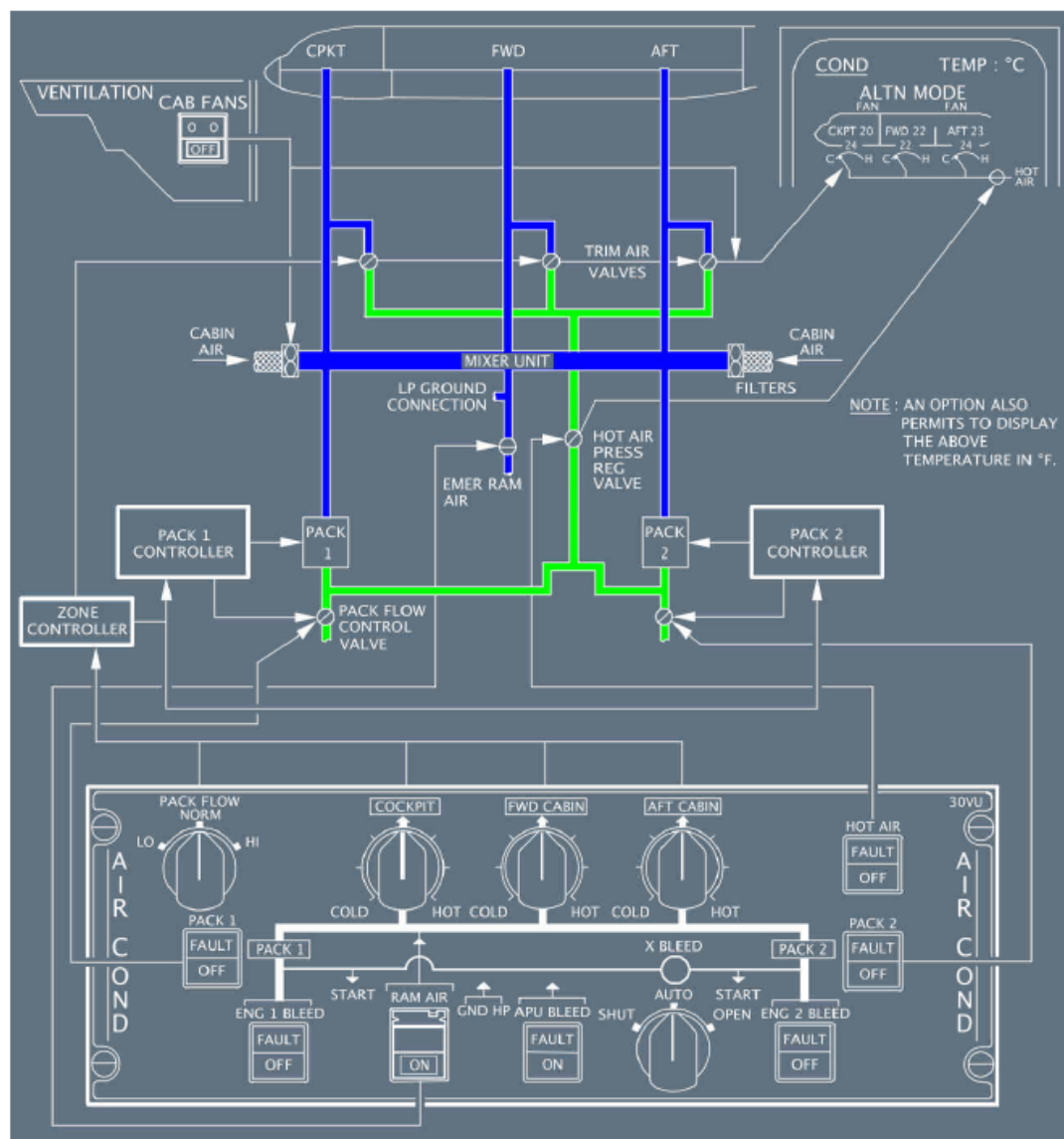


Abbildung 4: Blockdiagramm des air conditioning system

Die Temperaturregulierung wird von den zwei *pack controllers* und dem *zone controller* ausgeübt. Die individuelle Temperaturregulierung der drei Zonen erfolgt mittels heisser Luft, die via das *hot air pressure regulator valve* und die drei *trim air valves* zugemischt wird. Die Temperaturregulierung erfolgt vom *air conditioning panel* im Cockpit aus (vgl. Abbildung 4). Im Notfall kann Stauluft von ausserhalb des Flugzeuges in die *mixer unit* geleitet werden. Am Boden kann konditionierte Luft von einem externen Aggregat der *mixer unit* zugeführt werden.

Die *mixer unit* vermischt kalte, frische Luft von den *air conditioning packs* mit Luft, die via Spezialfilter von der Kabine zurückgeführt wird.

Nach dem selbsttätigen Auslösen des *circuit breaker* (CB) AB11 um 13:57:41 UTC fiel das *air conditioning pack 1* aus. Ebenso fiel der *zone controller* teilweise aus, das *trim air valve* für das *cockpit* wurde geschlossen und die Temperatur im *cockpit* begann zu sinken.

#### 1.6.2.6 Luftfahrzeugseitige Warnsysteme

Das Flugzeug ist mit einem Mode-S Transponder, einem Verkehrswarn- und Kollisionsverhinderungssystem (*traffic alert and collision avoidance system – TCAS*) und einem erweiterten Bodenannäherungswarnsystem (*enhanced ground proximity warning system – EGPWS*) ausgerüstet.

Keines der Warnsysteme sprach während des schweren Vorfalles an. Nach dem selbsttätigen Auslösen des *circuit breaker* (CB) AB11 um 13:57:41 UTC war das EGPWS nicht mehr verfügbar.

### 1.7 Meteorologische Angaben

#### 1.7.1 Allgemeine Wetterlage

In der Höhe erstreckte sich ein Trog von Skandinavien bis zur Adria. Am Boden weitete sich ein Hoch von den Britischen Inseln nach Frankreich aus. Dem Hoch lag ein Tief mit Kern über der südlichen Ostsee gegenüber und bestimmte das Wetter über Südschweden.

#### 1.7.2 Wetter vor und während des schweren Vorfalles

Die erste Hälfte des Flugweges führte im Trog knapp westlich der kältesten Luft vorbei. Zwischen Brandenburg und Stockholm war die Luft wegen einer Okklusion geringfügig weniger kalt als über Süddeutschland. Der Flug querte die Trogachse und verlief stets ausserhalb des Turbulenzbereichs der jeweiligen Strahlstromäste.

#### 1.7.3 Flugplatzwettermeldungen

Ab 14:20 UTC war auf dem Flughafen Stockholm Arlanda (ESSA) die folgende Flugplatzwettermeldung (*aviation routine weather report – METAR*) gültig:

METAR ESSA 111420Z 01015KT 4500 -SN BR FEW009 BKN011 M03/M03 Q1016 R01L/710134 R01R///99// R08/710145 TEMPO 2000 BKN020=

Ausgeschrieben bedeutet dies:

Am 11. Dezember 2012 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 14:20 UTC auf dem Flughafen Stockholm Arlanda (ESSA) die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind 010 Grad, 15 kt

Meteorologische Sicht 4500 m

Wetter schwacher Schneefall bei feuchtem Dunst

Bewölkung	1/8–2/8 auf 900 ft AAL <sup>11</sup> 5/8–7/8 auf 1100 ft AAL
Temperatur	-3 °C
Taupunkt	-3 °C
Luftdruck QNH	1016 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre.
Pistenzustand	Piste 01 Links, 10 % oder weniger der Piste sind mit Eis bedeckt, das 1 mm dick ist. Der Reibungskoeffizient beim Bremsen beträgt 0.34  Piste 01 Rechts ist unbenutzbar wegen Schnee, Schneematsch, Eis, Schneeverwehungen oder Räumungsarbeiten.  Piste 08, 10 % oder weniger der Piste sind mit Eis bedeckt, das 1 mm dick ist. Der Reibungskoeffizient beim Bremsen beträgt 0.45.
Landewetterprognose	Innerhalb der nächsten zwei Stunden geht die Sicht zeitweise auf 2000 m zurück bei einem Bewölkungsgrad von 5/8 bis 7/8 auf 2000 ft AAL. Diese zeitweiligen Änderungen dauern einzeln und gesamthaft weniger als eine Stunde.

#### 1.7.4 Astronomische Angaben – Stockholm Arlanda 14:40 UTC

Sonnenstand	Azimet: 233 °	Höhe: -6 °
Beleuchtungsverhältnisse	Ende der bürgerlichen Dämmerung	

#### 1.7.5 Vorhersagen

Zur Zeit des schweren Vorfalles war die folgende Flugplatzwettervorhersage (*terminal aerodrome forecast* – TAF) gültig:

TAF ESSA 111130Z 1112/1212 36013KT 5000 -SN BKN020 TEMPO 1112/1202 2000 SN VV012 TEMPO 1202/1207 4000 BKN012 BECMG 1210/1212 30008KT=

Ausgeschrieben bedeutet dies:

Am 11. Dezember 2012 waren für den Flughafen Stockholm Arlanda (ESSA) ab 12 UTC für die anschliessenden 24 Stunden die folgenden Wetterbedingungen vorhergesagt:

Wind	aus 360° mit 13 kt
Meteorologische Sicht	5 km
Wetter	schwacher Schneefall
Bewölkung	5/8–7/8 auf 2000 ft AAL
Trend	Zwischen 12:00 UTC des 11. Dezembers und 02:00 UTC des 12. Dezembers 2012 geht die Sicht bei mässigem Schneefall auf 2000 m zurück. Die vertikale Sicht reicht bis 1200 ft AAL. Der Himmel ist bedeckt. Diese Wetterbedingungen dauern im Einzelfall maximal

<sup>11</sup> AAL: *above aerodrome level*

eine Stunde und treten während weniger als der Hälfte des beschriebenen Zeitintervalls auf.

Zwischen 02 und 07 UTC am 12. Dezember 2012 erreicht die Sichtweite 4000 m bei einer Bewölkung von 5/8 bis 7/8 auf 1200 ft AAL. Diese Wetterbedingungen dauern im Einzelfall maximal eine Stunde und treten während weniger als der Hälfte des beschriebenen Zeitintervalls auf.

Zwischen 10:00 UTC und 12:00 UTC des 12. Dezembers 2012 wird ein gleichmässiges oder ungleichmässiges Rückdrehen des Winds auf 300 Grad bei 8 Knoten erwartet.

## 1.8 Navigationshilfen

### 1.8.1 Angaben über die Navigationsausrüstung des Luftfahrzeuges

Die HB-IPX ist mit einem *multi sensor flight management system* ausgerüstet. Die Navigation basiert auf GPS, DME und VOR<sup>12</sup>. Primär wird mit GPS navigiert.

In Bezug auf die Versorgung mit elektrischem Strom ist das Navigationssystem der A319 redundant ausgelegt. Das *flight management and guidance system* (FMGS) stand während des Fluges bis zur Landung zur Verfügung. Dies trifft auch auf das *instrument landing system* (ILS) zu.

### 1.8.2 Boden- und satellitengestützte Navigationssysteme

Von Seiten der Besatzung gibt es keine Hinweise auf Probleme mit boden- oder satellitengestützten Navigationssystemen.

## 1.9 Kommunikation

Von Seiten der Piloten gibt es keine Hinweise darauf, dass es beim Funkverkehr zwischen der Besatzung und der Flugverkehrsleitung Probleme gegeben hätte.

Der Funkverkehr zwischen dem Flugzeug und der Bodenleitstelle wird üblicherweise über das Kommunikationssystem VHF 1 abgewickelt. Dieses wird vom DC ESS BUS gespeist, der während des schweren Vorfalls und bis zur Landung immer unter Strom stand. Auch das Kommunikationssystem VHF 2, das vom DC BUS 2 gespeist wird, stand ohne Unterbruch zur Verfügung.

### 1.10 Angaben zum Flughafen

Der Flughafen Stockholm Arlanda (ESSA) liegt 40 Kilometer nördlich der Stadt Stockholm in dünn besiedeltem Gebiet auf einer Höhe von 137 Fuss über Meer. Er verfügt über zwei parallele Pisten 01L/19R und 01R/19L sowie eine Piste 08/26. Die längste Piste ist 01L/19R mit 3301 Meter verfügbarer Pistenlänge. Die Pisten 01R/19L und 08/26 haben 2500 Meter verfügbare Pistenlänge. Auf allen Pisten ist die gesamte Länge sowohl für den Start als auch für die Landung verfügbar. Alle Pisten ausser der Piste 08 verfügen über ein Instrumentenlandesystem. Die Piste 08 verfügt über einen Anflug mittels Landekurssender (*localizer*).

<sup>12</sup> GPS: *global positioning system*, DME: *distance measuring equipment*, VOR: *VHF omni-directional radio range*

## 1.11 Flugschreiber

### 1.11.1 Flugdatenschreiber

#### 1.11.1.1 Allgemeine Angaben

Muster	DFDR F1000
Hersteller	Fairchild
Anzahl Parameter	602
Aufzeichnungsmedium	Solid State Memory
Aufzeichnungsdauer	> 25 h

#### 1.11.1.2 Ergebnisse der Auswertung

Die Daten des Flugdatenschreibers (*flight data recorder* – FDR) wurden lückenlos aufgezeichnet und konnten ausgewertet werden.

### 1.11.2 Cockpit Voice Recorder

Die Aufzeichnungen des Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgeräts (*cockpit voice recorder* – CVR) waren bereits überschrieben und konnten nicht ausgewertet werden.

## 1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

Nicht betroffen.

## 1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Piloten während des Fluges vor.

## 1.14 Feuer

Nicht betroffen.

## 1.15 Überlebensaspekte

Nicht betroffen.

## 1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

### 1.16.1 Allgemeines

Die in den folgenden Abschnitten beschriebenen Untersuchungen erfolgten im Anschluss an die durch den Unterhaltsbetrieb getroffenen Massnahmen (vgl. Kapitel 1.18).

Die nachfolgend referenzierten Komponenten sind in der Anlage 2 ersichtlich.

### 1.16.2 Transformer Rectifier und Contactor Tests

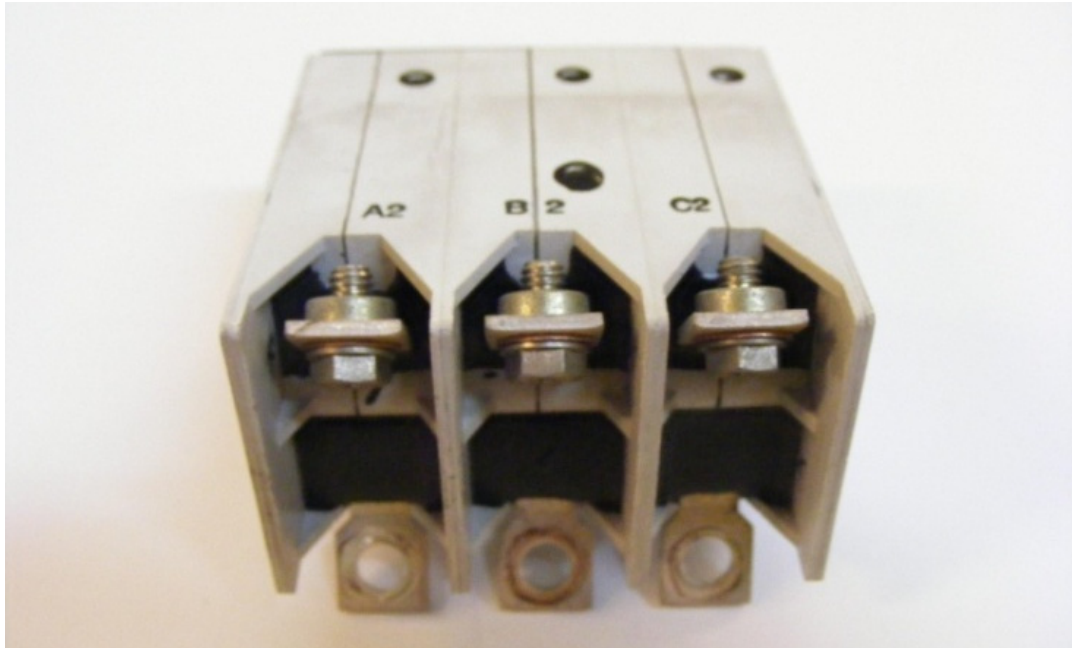
Am 14. Mai 2013 wurde der *transformer rectifier* (TR) 1 (P/N Y005-2, S/N 7833) durch den Gerätehersteller geprüft. Der TR funktionierte einwandfrei.

Am 15. Mai 2013 wurden die beiden *contactor* 5PU1 (P/N 640CC01Y1, S/N 5154) und 1PC1 (P/N 640CC01Y1, S/N 5139) durch den Hersteller geprüft. Im Anschluss an die elektrische Funktionskontrolle wurden die Geräte zerlegt und die Kontakte visuell kontrolliert. Die beiden *contactor* funktionierten einwandfrei.

Am 15. Januar 2015 wurde der *contactor* 1PC2 (P/N 640CC01Y1, S/N 5138) durch den Hersteller getestet. Der *contactor* funktionierte einwandfrei.

### 1.16.3 Circuit Breaker Tests

Am 25. Juni 2013 wurde der *circuit breaker* 3XN1<sup>13</sup> (P/N E0459-501, S/N 4077) durch Airbus in Toulouse geprüft. Die visuelle Eingangskontrolle des Gerätes ergab folgendes Resultat: Der Auslöseknopf des *circuit breaker* (CB) befand sich in gestossenem Zustand. Es gab keine äusseren Anzeichen von Überhitzung, d. h., keine Verfärbungen. Auch mechanisch waren keine Beschädigungen erkennbar (vgl. Abbildung 5).



**Abbildung 5:** *Circuit breaker* 3XN1 vor dem Test (Quelle Airbus)

Am CB wurde nun der Auslöseknopf gezogen. Eine Kontrolle ergab, dass alle drei Sicherungselemente (A1-A2, B1-B2, C1-C2) elektrisch Durchgang hatten; diese sollten korrekterweise unterbrochen sein. Zwischen den einzelnen Sicherungselementen (A-B, A-C, B-C) bestand jedoch keine Verbindung.

Der Auslöseknopf des CB wurde nochmals gestossen und wieder gezogen. Danach waren die oben erwähnten fehlerhaften Verbindungen verschwunden.

Der Auslöseknopf des CB wurde erneut gestossen. Als an die Kontakte A1, B1, C1 Spannung angelegt wurde, löste der CB unverzüglich aus. Die Stromquelle wurde umgehend abgeschaltet.

Der Auslöseknopf des CB wurde ein weiteres Mal gestossen und anschliessend wurde die Stromquelle wieder eingeschaltet. Diesmal gab der CB ungewohnte Geräusche von sich und es entwickelte sich Rauch (vgl. Abbildung 6). Die Stromquelle wurde unverzüglich abgeschaltet. Der CB hatte ausgelöst. Der Test wurde daraufhin abgebrochen.

<sup>13</sup> Beim *circuit breaker* 3XN1 handelt es sich um einen Drei-Phasen-CB. Dieser beinhaltet drei Sicherungselemente, die mittels eines gemeinsamen Auslöseknopfes durch Stossen oder Ziehen manuell betätigt werden können. Ein Überstrom in einem der Sicherungselemente führt zum Öffnen aller drei Stromkreise respektive zum automatischen Auslösen des CB.





**Abbildung 6:** Vor- und Rückseite des *circuit breaker* 3XN1 nach dem Test (Quelle Airbus)

Der vorgesehene Test mit dem Ziel, den Auslösestrom des 50 A *circuit breaker* zu bestimmen, konnte unter den gegebenen Umständen nicht durchgeführt werden. Es wird vermutet, dass es im Innern des CB zum elektrischen Überschlag (*arcing*) zwischen den Sicherungselementen kam.

Um den genauen Sachverhalt zu klären, wurde der *circuit breaker* 3XN1 am 6. November 2013 durch die Herstellerfirma von verschiedenen Seiten geröntgt. Als Vergleichsobjekt wurde ein neuer CB unter gleichen Bedingungen geröntgt. Der Vergleich zeigte, dass am CB aus der HB-IPX mehrere Teile fehlten respektive geschmolzen waren.

Der CB wurde anschliessend zerlegt. Das aus den Röntgenaufnahmen gewonnene Bild bestätigte sich. Aufgrund des Zerstörungsbildes wird davon ausgegangen, dass ein Kurzschluss zwischen den Phasen B und C stattgefunden hat. Allerdings muss festgehalten werden, dass der hohe Zerstörungsgrad anlässlich der Tests bei Airbus am 25. Juni 2013 und nicht während des schweren Vorfalls entstanden ist.

Es kann ferner davon ausgegangen werden, dass es mit hoher Wahrscheinlichkeit bereits während des Fluges LX 1250 zu elektrischen Überschlägen (*arcing*) zwischen zwei Phasen gekommen ist, allerdings mit wesentlich geringeren Auswirkungen.

## 1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

### 1.17.1 Das Flugbetriebsunternehmen

Die Swiss International Air Lines ging im Jahre 2002 aus der ehemaligen Basler Regionalfluggesellschaft Crossair hervor, von der sie auch das *air operator certificate* (AOC) übernahm.

Die Swiss International Air Lines besitzt zwei Tochterfluggesellschaften, die Swiss European Air Lines und die Edelweiss Air.

Eine weitere Tochtergesellschaft, die Swiss Aviation Training AG, befasst sich hauptsächlich mit der Ausbildung von Piloten.

Seit April 2006 ist die Swiss Mitglied der Star Alliance, eines Konsortiums, dem weltweit eine beachtliche Anzahl Airlines angeschlossen sind.

Seit Juli 2007 ist die Swiss eine hundertprozentige Tochter der Deutschen Lufthansa AG.

Die Swiss lässt ihre Airbusflotte durch die SR Technics Switzerland warten.

## 1.18 Zusätzliche Angaben

### 1.18.1 Allgemeines

Im Folgenden werden Massnahmen erwähnt, die nach dem schweren Vorfall durch den Unterhaltsbetrieb des Flugbetriebsunternehmens getroffen wurden. Alle involvierten Komponenten wurden getestet oder ausgewechselt. Seither sind im Betrieb des betroffenen Flugzeuges keine weiteren Vorkommnisse dieser Art bekannt.

### 1.18.2 Getroffene Massnahmen nach der Landung in Stockholm Arlanda

Vom Unterhaltsbetrieb wurde ein Team von Spezialisten nach Stockholm Arlanda entsandt, das die folgenden Arbeiten ausführte:

- Der *transformer rectifier* (TR) 1 wurde ersetzt und ein Test gemäss *aircraft maintenance manual* (AMM) 24-32-51 wurde durchgeführt (WO 3529725-1).
- Der Druckschalter (*push button*) „AC ESS FEED“ auf dem *ELEC control panel* wurde mit dem baugleichen Druckschalter „CTR TK PUMP 2“ auf dem *FUEL control panel* vertauscht (WO 3529725-1).
- Der *circuit breaker* 3XN1 „BUS 103XP SUPPLY“ wurde mit dem baugleichen *circuit breaker* 3MC „AFT GALLEY FEED A“ vertauscht (WO 3529726-1).
- Im Bereich des BUS 103XP wurde die Verkabelung gemäss AMM 24-58-02 geprüft (WO 3529726-1).
- Gemäss AMM 22-96-00/22-97-00 wurden das *auto flight system* (AFS) und die *side stick movement* getestet (WO 3529727-1).
- Der *contactor* 1PC1 und das *relay* 20XN1 wurden ersetzt (WO 3529724-1).

### 1.18.3 Getroffene Massnahmen nach der Rückkehr nach Zürich

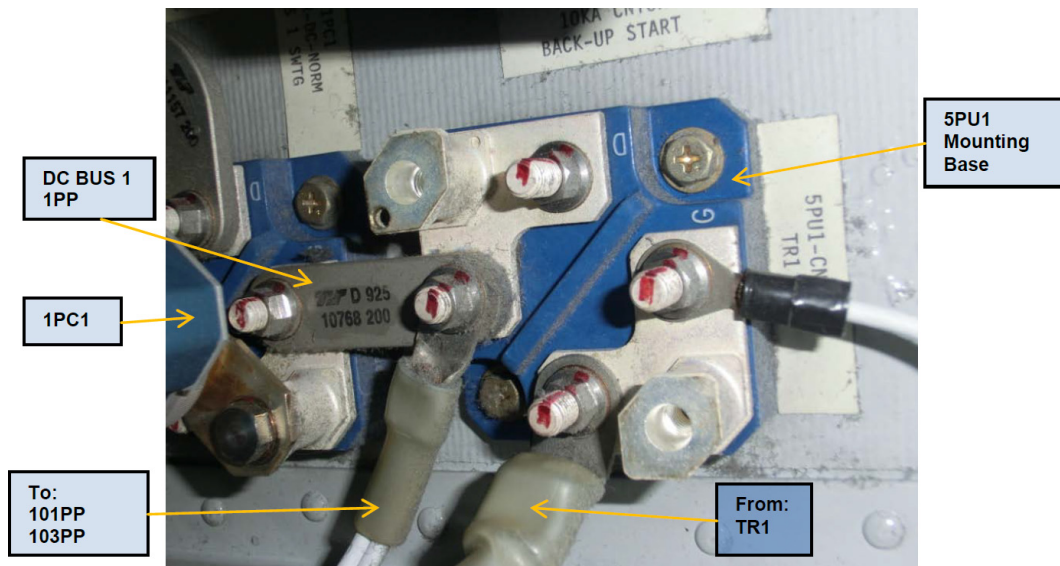
Am 14. Dezember 2012 wurde der *circuit breaker* 3MC „AFT GALLEY FEED“ (ex 3XN1) ersetzt (WO 6199655-1).

Am 20. Dezember 2012 wurde der *generator line contactor* (GLC) 1, 9XU1 ersetzt (WO 6200715-2).

Am 21. Dezember 2012 wurde gemäss WO 6202762-1 an den folgenden Komponenten eine *general visual inspection* durchgeführt:

- GEN 1 *connector* 400VC1
- *Terminal block* 400VT1
- *Terminal block* 1999VT
- GLC 1, 9XU1
- *Bus bar* 1XP

Am 18. Februar 2013 wurde der *contactor* 5PU1 ersetzt und gleichzeitig wurde im Bereich des DC BUS 1 (1PP) eine *general visual inspection* des Anschlusspunktes 5PU1/103PP/101PP durchgeführt (vgl. Abbildung 7). Dabei wurden keine Unstimmigkeiten, insbesondere keine Brandspuren (*burning marks*) festgestellt.



**Abbildung 7:** Montage base nach der Demontage des contactor 5PU1

Am 18. Februar 2013 wurde der Durchgangswiderstand des *three phase circuit breaker* 1XC, der den AC ESS BUS speist, getestet. Dabei wurden keine Unstimmigkeiten festgestellt.

Am 30. April 2014 wurde am Flugzeug HB-IPX mit laufenden Triebwerken eine Funktionskontrolle am elektrischen System durchgeführt. Das Ziel dieser Kontrolle war, eine Konfiguration herbeizuführen, die im täglichen Betrieb nicht zum Einsatz kommt (*hidden function*) (vgl. Kapitel 1.6.2.2). Dabei war sicherzustellen, dass die neue Konfiguration auf der ECAM-Anzeige stabil angezeigt wurde.

Zu diesem Zweck wurde die Stromversorgung vom TR 1 zum DC BUS 1 unterbrochen, und es wurde folgendes festgestellt:

- Der TR 1 tritt nach 5 Sekunden in den „FAULT“-Status (ECAM-Anzeige)
- Der DC BUS 1 und der DC BAT BUS werden vom DC BUS 2 versorgt
- Der ESS TR wird vom AC ESS BUS versorgt
- Der DC ESS BUS wird vom ESS TR versorgt

Anlässlich dieser Funktionskontrolle wurden keine Unregelmässigkeiten festgestellt.

Am 8. November 2014 wurde der *contactor* 1PC2 ersetzt (WO 9518532).

#### 1.18.4 Stellungnahme des Flugzeugherstellers

##### 1.18.4.1 Allgemeines

Nach Angaben des Herstellers wurde bis zum Zeitpunkt dieses schweren Vorfalles kein ähnlicher Fall innerhalb der Airbus-A320-Familie gemeldet.

##### 1.18.4.2 Konfigurationsänderung der Stromversorgung

Gemäss Aufzeichnungen wurde der ESS TR um 12:39:20 UTC aktiviert und der DC ESS BUS wurde ab diesem Zeitpunkt vom ESS TR und nicht mehr vom TR 1 mit 28 V Gleichstrom versorgt. Diese Konfigurationsänderung der Stromversorgung ist auf der unteren Anzeige des ECAM einsehbar, wenn die entsprechende *system page* aufgerufen wird. Ein damit verbundener Hinweis an die Besatzung wurde nicht ausgegeben. Erst die späteren Ausfälle des DC BUS 1 bzw. des TR 1

wurden der Besatzung in Form von ECAM-Warnungen gemeldet (vgl. Kapitel 1.6.2.3).

Die ECAM-Philosophie seitens des Herstellers sieht vor, dass ein Hinweis (*advisory*) mit automatischem Aufruf der jeweiligen *system page* nur dann erfolgt, wenn eine Drift eines Parameters zu erkennen ist. Aufgrund einer solchen Drift kann die Besatzung bei Bedarf weitere betriebliche Massnahmen antizipieren. Bei intermittierenden Hinweisen sei ein gegenteiliger Effekt nicht auszuschliessen, wodurch Besatzungen wegen der Abhandlung des Problems (*trouble-shooting*) von höher-rangigen Aufgaben abgelenkt würden. Im vorliegenden Fall handle es sich vom Moment der ersten „DC BUS 1“-Störungen bis zum Ausfall des TR 1 nicht um eine eigentliche Drift, sondern um eine „*fluctuating sequence*“.

Im Einklang mit der bestehenden ECAM-Philosophie sieht der Hersteller keinen „*operational support*“ darin, diese Konfigurationsänderung der Stromversorgung in Form eines Hinweises (*advisory*) an die Besatzung auszugeben.

#### 1.18.4.3 Fehlende Anzeige zum Ausfall der Schubumkehr

Nach der Landung um 14:40 UTC funktionierte die Schubumkehr (*reverser*) des linken Triebwerks nicht. Die Besatzung wurde nach eigenen Angaben von dieser Tatsache überrascht und führte an, dass sie bislang immer davon ausgegangen sei, dass die Angaben bzgl. der nicht-verfügbaren Systeme (INOP SYST) auf der ECAM *status page* verlässlich seien.

Aufgrund der gegenwärtigen Auslegung des Systems ist es im vorliegenden Fall laut Hersteller nicht möglich, der Besatzung einen zu erwartenden Ausfall der Schubumkehr vor deren Aktivierung anzuzeigen. Dies hängt mit der fehlenden Überwachung (*monitoring*) des SUB BUS 103 XP zusammen. Entsprechend fände die Anmerkung „*The warning may be caused by a sub bus failure. Consequently, only a part of the above-listed systems may be lost.*“ in den *abnormal procedures* des *flight crew operational manual* (FCOM) unter ELEC AC (DC) BUS FAULT auch keine Anwendung.

Eine Risikoabschätzung des Herstellers unter Einbezug der Steuerbarkeit des Flugzeuges aufgrund von Schubasymmetrie, der Erhöhung der benötigten Lande-distanz und der Eintrittswahrscheinlichkeit (*probability of occurrence*) geht von einem akzeptierbaren Risiko aus.

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

#### 2.1.1 Allgemeines

Die technischen Störungen im vorliegenden schweren Vorfall lassen sich in sechs Störungsereignisse (SE) gliedern (vgl. Anlage 5), die im Folgenden einzeln analysiert werden.

Das Kapitel 2.1.2 enthält zahlreiche Fachbegriffe und Abkürzungen aus dem Bereich der Flugzeugelektrik. Die Anlage 9 beinhaltet hierzu ein Glossar mit dem vollen Wortlaut und Erläuterungen.

#### 2.1.2 Analyse der Störungsereignisse

##### 2.1.2.1 Umschaltung auf den ESS TR

Gemäss Aufzeichnungen wurde der ESS TR ungefähr 8 Minuten nach dem Start, um 12:39:20 UTC, aktiviert und der DC ESS BUS wurde ab diesem Zeitpunkt vom ESS TR und nicht mehr vom TR 1 mit 28 V Gleichstrom versorgt. Die Umschaltung geschieht, indem der *contactor* 4PC öffnet und der *contactor* 3PE schliesst (vgl. Anlage 2). Der *contactor* 4PC öffnet, wenn der *contactor* 1PC1 für > 100 ms öffnet. Der *contactor* 1PC1 öffnet, wenn die Nebenstromschiene 103PP einen Spannungseinbruch (*voltage lowering*) erfährt. Nachdem der *contactor* 4PC einmal geöffnet worden ist, bleibt der ESS TR aktiviert. Der ESS TR bezieht Strom vom AC ESS BUS via *contactor* 15XE1. Dieser schliesst, wenn der *contactor* 4PC öffnet.

Es wird davon ausgegangen, dass an der Nebenstromschiene 103PP ein Spannungseinbruch von mehr als 100 ms entstand und dadurch der *contactor* 1PC1 kurzzeitig geöffnet wurde.

Da die Stromversorgung via TR 1 nicht tangiert war<sup>14</sup> und der *contactor* 5PU1 geschlossen blieb, gibt es zwei plausible Erklärungen für das Öffnen des *contactor* 4PC und damit für die Umschaltung auf den ESS TR: ein Übergangswiderstand im *contactor* 5PU1 oder eine schlechte Verbindung am Anschlusspunkt 5PU1/103PP/101PP (Punkt A in der Anlage 6).

Der *contactor* 5PU1 wurde am 18. Februar 2013 aus dem Flugzeug ausgebaut und durch den Hersteller eingehend untersucht. Dabei wurde kein Fehlverhalten festgestellt. Gleichentags wurde eine visuelle Kontrolle beim Anschlusspunkt 5PU1/103PP/101PP durchgeführt. Auch bei dieser Kontrolle konnte kein Fehler festgestellt werden. Die Tatsache, dass das Flugzeug im Flugbetrieb bis zum 18. Februar 2013, also während rund zweier Monate seit dem schweren Vorfall, ohne weitere Störungen im elektrischen System eingesetzt war, unterstützt diese Befunde. Die genaue Ursache für diese Störung konnte, auch unter Mitwirkung des Flugzeugherstellers, nicht eruiert werden. Sie ist jedoch im Betrieb bis dato nicht mehr aufgetreten.

Die geringe Dauer des Spannungsunterbruchs am DC ESS BUS hatte keinen Einfluss auf die Stromversorgung der Systeme. Die Konfigurationsänderung wurde auf der ECAM ELEC *system page* dargestellt. Von der Besatzung wurde sie nicht erwähnt.

##### 2.1.2.2 Umschaltung zwischen TR 1 und TR 2

Zwischen 13:13 UTC und 13:30 UTC erfuhr der DC BUS 1 mehrfach einen kurzen Spannungseinbruch. Als Folge davon wurde jeweils der *contactor* 1PC1 geöffnet

<sup>14</sup> Gemäss Aufzeichnung (vgl. Anlage 8) blieb der versorgende AC BUS 1 immer unter Strom.

und der *contactor* 1PC2 geschlossen. Dadurch wurde der DC BAT BUS für kurze Zeit vom TR 2 und dann wieder vom TR 1 versorgt. Der aufgezeichnete Stromverlauf der beiden *transformer rectifier* (TR) bestätigt diesen Sachverhalt. Der *contactor* 5PU1 blieb geschlossen, was darauf hinweist, dass die interne Überwachungsfunktion des TR 1 kein Fehlverhalten festgestellt hatte und dass die Stromversorgung seitens des TR 1 gewährleistet war. Ebenso kann davon ausgegangen werden, dass die Spannungseinbrüche weniger als 5 Sekunden dauerten.

Es gibt zwei plausible Erklärungen für den mehrfachen kurzen Spannungseinbruch am DC BUS 1: ein Übergangswiderstand im *contactor* 5PU1 oder eine schlechte Verbindung am Anschlusspunkt 5PU1/103PP/101PP (Punkt A in der Anlage 6).

Die Erklärung im Kapitel 2.1.2.1, Absatz 3 hat für diese Störung ebenfalls Gültigkeit. Die Spannungseinbrüche am DC BUS 1 lösten verschiedene intermittierende ECAM-Warnungen aus (vgl. Anlage 5).

#### 2.1.2.3 Automatische Abschaltung des TR 1

Um 13:34:18 UTC wechselte der TR 1 in den „FAULT“-Status. Dadurch wurde der *contactor* 5PU1 permanent<sup>15</sup> geöffnet. Dies führte dazu, dass nun zusätzlich zum *contactor* 1PC1 auch der *contactor* 1PC2 geschlossen wurde. Der DC BAT BUS sowie der DC BUS 1 wurden ab diesem Zeitpunkt vom TR 2 mit 28 V Gleichstrom versorgt. Die entsprechenden Aufzeichnungen bestätigen diese Lastübernahme (vgl. Anlage 8).

Ein TR tritt in den „FAULT“-Status, wenn in diesem eine Überhitzung festgestellt wird oder wenn der Ausgangsstrom während mehr als 5 Sekunden unter einen definierten Wert sinkt. Im vorliegenden Fall gingen dem „TR 1 FAULT“-Status markante Stromschwankungen voraus.

Für die markanten Stromschwankungen gibt es zwei plausible Erklärungen: ein Übergangswiderstand im *contactor* 5PU1 oder eine schlechte Verbindung am Anschlusspunkt 5PU1/103PP/101PP (Punkt A in der Anlage 6). Die Erklärung im Kapitel 2.1.2.1, Absatz 3 hat für diese Störung ebenfalls Gültigkeit. Aus Sicherheitsgründen wurde der TR 1 nach dem schweren Vorfall ausgebaut und durch die Herstellerfirma geprüft ohne Nachweis eines Fehlverhaltens.

Ungefähr 8 Minuten nach der automatischen Abschaltung des TR 1 unterbrach die Besatzung, auf Anraten der Wartungsstelle in Zürich, die Stromzufuhr zum TR 1 durch Öffnen des *circuit breaker* AB10. Diese Vorgehensweise wäre zielführend gewesen, hätte sich bis zu diesem Zeitpunkt der TR 1 nicht selbstständig abgeschaltet; im vorliegenden Fall hatte dies somit keine Auswirkung mehr.

#### 2.1.2.4 Spannungseinbruch am DC BUS 1 und DC BAT BUS

Nach der automatisch erfolgten Abschaltung des TR 1 und der Versorgung des DC BUS 1 und DC BAT BUS durch den TR 2 erfuhren die beiden genannten Stromverteilschienen (*buses*) zwischen 13:34:20 UTC und 13:55:42 UTC mehrmals markante Spannungseinbrüche. Gemäss Aufzeichnungen blieb der speisende DC BUS 2 ohne Unterbruch unter Spannung und die beiden *contactors* 1PC1 und 1PC2 blieben konstant geschlossen. Der aufgezeichnete Stromverlauf des TR 2 bestätigt die genannten Versorgungsunterbrüche. Erwähnenswert dabei ist, dass der Ausgangsstrom des TR 2 zeitweise auf das Niveau vor der Lastübernahme abfiel, was bedeutet, dass die beiden Stromverteilschienen DC

---

<sup>15</sup> Der „FAULT“-Status eines *transformer rectifier* kann nur am Boden durch die Flugzeugwartungsstelle wieder zurückgesetzt (*reset*) werden.

BUS 1 und DC BAT BUS komplett vom DC BUS 2 getrennt wurden. Dieser Zustand hielt mehrere Minuten an. Um 13:55:42 UTC normalisierte sich die Stromversorgung von DC BUS 1 und DC BAT BUS ohne ersichtlichen Grund und blieb für den Rest des Fluges konstant.

Die Konfiguration, in welcher der TR 2 zusätzlich den DC BUS 1 und DC BAT BUS speist, kommt im Normalbetrieb nicht zum Einsatz. Sie ist für den Fall vorgesehen, dass der TR 1 ausfällt. Um mehr über die mögliche Ursache für die Störung während des schweren Vorfalls zu erfahren, wurde anlässlich eines Tests mit laufenden Triebwerken die genannte Konfiguration herbeigeführt (vgl. Kapitel 1.18.3). Bei der Funktionskontrolle wurden keine Unregelmässigkeiten festgestellt.

Da ein Übergangswiderstand im *contactor* 1PC2 nicht ausgeschlossen werden konnte, wurde dieser am 15. Januar 2015 vom Hersteller getestet. Der *contactor* funktionierte einwandfrei.

#### 2.1.2.5 Selbsttätige Auslösung des Circuit Breaker AB11

Um 13:57:41 UTC löste der *circuit breaker* AB11 (3XN1) selbsttätig aus. Dadurch wurde die Nebenstromschiene 103XP stromlos. Die Anlagen 1 und 5 zeigen die davon betroffenen Systeme auf; u. a. fiel auch die Stromversorgung des *aircraft communications addressing and reporting system* (ACARS) aus, wodurch der *current flight report* (CFR) nicht mehr übermittelt werden konnte.

Aufgrund der gewonnenen Erkenntnisse während der Tests beim Hersteller (vgl. Kapitel 1.16.3) ist es wahrscheinlich, dass der CB infolge interner elektrischer Überschläge (*arcing*) zwischen zwei Phasen erhitzt wurde und dadurch auslöste. Der durch die Überschläge verursachte Querstrom zwischen den Phasen reichte jedoch nicht aus, um die interne Überwachung in der GCU 1 zum Ansprechen zu bringen und den AC BUS 1 vom Generator zu trennen<sup>16</sup>. Der durch die Störung im DC-1-Netzwerk verursachte wiederkehrende Anlaufstrom einer Treibstoffpumpe im linken Tank hat möglicherweise die Auslösung des *circuit breaker* AB 11 begünstigt. Es ist daher nicht auszuschliessen, dass die erwähnten Überschläge im CB auf vorangehenden Flügen latent ebenfalls vorhanden waren, aber nicht zu dessen Auslösung führten.

Die für die sichere Durchführung des Fluges wichtigen Systeme wurden nach der Auslösung des CB weiterhin versorgt. Durch den Ausfall der Temperaturregulierung fiel die Temperatur im Cockpit auf Werte unter null Grad.

#### 2.1.2.6 Kurzzeitiger Spannungsunterbruch am AC ESS BUS und SUB BUS 131XP

Gemäss den Aufzeichnungen traten zwischen 13:58 UTC und 14:20 UTC, also während 22 Minuten, keine Störungen im elektrischen System auf. Zwischen 14:20 UTC und 14:21 UTC fiel die Stromversorgung des SUB BUS 131XP für kurze Zeit aus. Der SUB BUS 131XP wird vom AC BUS 1 (Phase A) via *circuit breaker* 5XN1 und den Transformator 15XN1 mit 26 VAC versorgt (vgl. Anlage 7). Unter anderem wurde durch den gleichzeitigen Ausfall der Sensoren *angle of attack* (AOA) 1 und 3 der Autopilot 2 abgeschaltet.

Um 14:22 UTC fiel die Stromversorgung des AC ESS BUS mehrfach kurzzeitig aus. Als Folge davon wurde die Stromzufuhr zum ESS TR und konsequenterweise zum DC ESS BUS unterbrochen. Der AC ESS BUS wird normalerweise vom AC BUS 1 via *contactor* 3XC1 gespeist (vgl. Anlage 7). Bei Ausfall des AC BUS 1 wird automatisch via *contactor* 3XC2 auf den AC BUS 2 umgeschaltet. Die Um-

---

<sup>16</sup> Dazu wäre ein Strom von 45 A notwendig gewesen.

schaltung kann auch manuell am *control panel* für das elektrische System bewerkstelligt werden. Aufgrund der Aufzeichnungen blieb der AC BUS 1 während der genannten Störung konstant unter Strom.

Der Punkt „A“ in der Anlage 7 bezeichnet die Stelle, an der ein loser Kontakt vermutet wurde. Am Flugzeug wurde eine eingehende visuelle Kontrolle der entsprechenden Verbindungen durchgeführt. Der *circuit breaker* 1XC wurde durchgemessen. Dabei konnten keine Unstimmigkeiten festgestellt werden. Bis dato sind keine weiteren Störungen in diesem Bereich aufgetreten. Der Grund für dieses Fehlverhalten konnte somit nicht eruiert werden.

Die Anlage 1 zeigt die betroffenen Systeme. Für die Besatzung sichtbar fielen der PFD und ND des Kommandanten sowie die obere ECAM *display unit* vorübergehend aus.

Um mehr über die mögliche Ursache für die Störung während des schweren Vorfalls zu erfahren, wurde anlässlich eines Tests mit laufenden Triebwerken eine Konfiguration herbeigeführt, bei welcher der ESS TR aktiviert wurde (vgl. Kapitel 1.18.3). Anlässlich der Funktionskontrolle wurden keine Unregelmässigkeiten festgestellt.

### 2.1.3 Weitere technische Analysen

Aufgrund der gewonnenen Erkenntnisse während der Tests beim Hersteller ist es wahrscheinlich, dass es während des Fluges im *circuit breaker* 3XN1 zu elektrischen Überschlägen (*arcing*) zwischen zwei Phasen kam. Es ist bekannt, dass dabei ein Spektrum von Frequenzen entsteht. Ob es auf diese Weise über das AC-Netzwerk zu Störungen im TR 1 und in der GCU 1 kam, kann nicht gänzlich ausgeschlossen, aber auch nicht nachgewiesen werden.

Tatsache ist, dass bei allen vorgenommenen Kontrollen ausser am *circuit breaker* 3XN1 nichts Abnormales gefunden wurde und dass seit dessen Ausbau aus dem Flugzeug bis dato keine weiteren Störungen im elektrischen System der HB-IPX mehr gemeldet wurden.

## 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

### 2.2.1 Besatzung

Ungefähr 8 Minuten nach dem Start in Zürich, um 12:39:20 UTC, erfolgte eine Konfigurationsänderung im elektrischen System, indem der ESS TR aktiviert wurde und von diesem Zeitpunkt an der DC ESS BUS von diesem und nicht mehr vom TR 1 versorgt wurde. Diese Konfigurationsänderung wurde von der Besatzung im *air safety report* (ASR) nicht erwähnt und wahrscheinlich auch nicht wahrgenommen. Die erwähnte Umschaltung hatte auf die Versorgung der Systeme keine Auswirkungen und löste auch keine Warnanzeigen aus. Die neue Konfiguration ist auf der ELEC *system page* ersichtlich, sofern diese selektiert ist.

Im Einklang mit der bestehenden ECAM-Philosophie sieht der Hersteller keinen betrieblichen Mehrwert („*operational support*“), diese Konfigurationsänderung der Stromversorgung in Form eines Hinweises (*advisory*) an die Besatzung auszugeben. Bei intermittierenden Hinweisen sei der Effekt nicht auszuschliessen, dass Besatzungen aufgrund der Abhandlung des Problems (*trouble-shooting*) von höherrangigen Aufgaben abgelenkt würden. Grundsätzlich darf dieser Ansatz als zweckmässig betrachtet werden, da bei der Aktivierung des ESS TR kein unmittelbarer Handlungsbedarf seitens der Besatzung entstand; die Konfigurationsänderung der Stromversorgung war jedoch permanent und erfolgte automatisch. Allerdings ging die Besatzung bis zum Erscheinen der ersten ECAM-Warnung „DC BUS 1 FAULT“ nach einer Flugzeit von etwa einer Stunde von der Annahme aus,



dass sich das elektrische System des Flugzeuges in der Standardkonfiguration befand. Auf einem Flug fern von Ausweichflugplätzen kann das Erkennen dieser Anomalität zu betrieblichen Massnahmen führen.

Von 13:13 UTC bis 13:30 UTC wurde die Situation mit dem abwechselnd durch den TR 2 resp. TR 1 gespeisten DC BAT BUS und den intermittierend auftretenden ECAM-Warnungen „DC BUS 1 FAULT“, „BRAKE SYSTEM 1 FAULT“, „BLOWER FAULT“ und „EXTRACT FAN FAULT“ erstmals schwierig zu beurteilen. Nachdem sich um 13:34:18 UTC der TR 1 selbstständig abgeschaltet hatte, traten von 13:34:20 UTC bis 13:55:42 UTC für die Besatzung nicht direkt beobachtbare Spannungseinbrüche am DC BUS 1 und am DC BAT BUS auf. Für die Besatzung sichtbar waren die in der Folge auftretenden weiteren ECAM-Warnungen „APU FIRE DET FAULT“, „APU FIRE LOOP A FAULT“. Zusätzlich leuchteten die CARGO-DISCH-Anzeigelampen auf. Im Weiteren nahm die Besatzung in diesem Zeitraum wahr, dass das *side stick solenoid* auf der Seite des Copiloten mehrmals hörbar betätigt wurde. Von nun an war für die Besatzung nicht mehr klar erkennbar, welche Ereignisse als mögliche Ursachen oder aber als Symptome zu interpretieren waren. Spätestens ab 13:57 UTC, als der *circuit breaker* AB11 (3XN1) auslöste, war eine systematische Analyse des technischen Problems kaum mehr möglich. Im weiteren Verlauf des Fluges traten zusätzliche Warnungen auf, die für die Besatzung nicht mehr einem für sie verständlichen technischen Szenario zuzuordnen waren.

Ab diesem Zeitpunkt verliess sich die Besatzung in ihrer Beurteilung der Lage weitgehend auf den auf der STATUS-Seite unter INOP SYST angezeigten Zustand des Flugzeuges sowie auf ihre Beobachtungen wie z. B. die, dass die im Bedientknopf des ANTI ICE ENG1 quittierende Anzeigelampe trotz Betätigung nicht anzeigte.

Die über SATCOM getätigten Abklärungen der Besatzung mit dem Unterhaltsbetrieb betreffend den technischen Sachverhalt und die mögliche Fehlerursache, die in Betracht gezogenen Ausweichlandungen sowie der Einbezug des *maître de cabine* waren zweckmässig und vorausschauend. Darunter fiel auch die Absprache mit der Kabine, sich bei allfälliger Rauchentwicklung oder einem Fehlverhalten der Kabinendrucksteuerung auf einen möglichen Notabstieg (*emergency descent*) vorzubereiten. Der Entscheid, den Flug zu jenem Zeitpunkt nach Stockholm fortzusetzen, war der Situation angepasst.

Um 14:22:14 UTC wurde die Besatzung der HB-IPX vom zuständigen Flugverkehrsleiter (FVL) darüber informiert, dass in Kürze eine Schneeräumung anstehen würde. In diesem Zeitraum hatte es die Besatzung mit dem vorübergehenden Ausfall verschiedener Systeme, unter anderem des *primary flight display* (PFD) und des *navigation display* (ND) des Kommandanten sowie der oberen ECAM *display unit* zu tun. Das Absetzen der Dringlichkeitsmeldung (*Pan Pan, Pan Pan, Pan Pan*) war nicht nur zweckmässig, sondern verschuf ihr die Möglichkeit, als Erste einen Anflug auf die längste zur Verfügung stehende Piste verzugslos durchzuführen.

Die Besatzung sagte aus, dass sie keine Anzeichen dafür gehabt hätte, dass die Schubumkehr (*reverser*) des linken Triebwerks nicht betriebsbereit sein würde; insbesondere sei im STATUS unter INOP SYS kein REVERSER 1 angezeigt worden. Sie sei deshalb von der Nichtverfügbarkeit der Schubumkehr bei der Landung überrascht worden. Die Warnung (*caution*) „ENG 1 REVERSER FAULT“ wurde gemäss *post flight report* um 14:40 UTC aufgezeichnet, stand jedoch der Besatzung vor der Landung als Information nicht zur Verfügung.

Aufgrund der fehlenden Überwachung (*monitoring*) des SUB BUS 103 XP ist es laut Hersteller nicht möglich, der Besatzung einen zu erwartenden Ausfall der

Schubumkehr vor deren Aktivierung anzuzeigen. Erwähnenswert in diesem Zusammenhang ist somit die Tatsache, dass die auf der STATUS-Seite der unteren ECAM-Anzeige unter INOP SYST aufgeführte Liste der ausgefallenen Systeme unvollständig sein kann. Im vorliegenden Fall fehlte der Besatzung somit eine wichtige Information für eine umfassende Situationsanalyse.

#### 2.2.2 Verhalten der Flugverkehrsleitstellen während des schweren Vorfalles

Die Reaktion der Flugsicherung, die LX 1250 nach Absetzen der Dringlichkeitsmeldung in der Anflugreihenfolge sofort an erste Stelle für einen Anflug auf Piste 01L ohne Geschwindigkeitsauflagen zu nehmen, war für die Besatzung hilfreich.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum IFR-Verkehr zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den schweren Vorfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die letzte periodische Kontrolle (A-Check) wurde am 27. Oktober 2012 durchgeführt.
- Die Auslegung des elektrischen Systems in Bezug auf Redundanz und Verfügbarkeit kann als zweckmässig betrachtet werden. Innerhalb der Airbus-A320-Familie wurde bis zum Zeitpunkt dieses schweren Vorfalls kein ähnlicher Fall gemeldet.
- Als Folge der elektrischen Probleme wurde während des Fluges systembedingt die Nichtverfügbarkeit der Schubumkehr (*reverser*) des linken Triebwerks nicht angezeigt.

##### 3.1.2 Besatzung

- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Piloten während des schweren Vorfalls vor.

##### 3.1.3 Betriebliche Aspekte

- Die Vielzahl der in kurzen Abständen auftretenden Störungen im elektrischen System und der daraus resultierende Ausfall wichtiger Anzeigeinstrumente erschwerten der Besatzung eine systematische Situationsanalyse.
- Der Ausfall der Integralbeleuchtung bei zunehmender Dämmerung sowie der Ausfall der Temperaturregulierung für das Cockpit, was ein massives Absinken der Temperatur zur Folge hatte, erschwerten die Arbeit im Cockpit zusätzlich.
- Die Zusammenarbeit zwischen der Cockpit- und der Kabinenbesatzung war vorausschauend und der Situation angepasst.
- Die Unterstützung durch die Flugverkehrsleitstellen war für die Besatzung hilfreich.

##### 3.1.4 Verlauf des schweren Vorfalls

- Um 12:31 UTC startete das Flugzeug HB-IPX auf der Piste 28 in Zürich (LSZH) zum Flug LX 1250 nach Stockholm (ESSA).
- Im Steigflug erfuhr der DC BUS 1 um 12:39:20 UTC einen kurzen Spannungseinbruch (*voltage lowering*), was zum Umschalten des DC ESS BUS vom TR 1 auf den ESS TR führte.

- Zwischen 13:13 UTC und 13:30 UTC wurde der DC BAT BUS mehrfach vom TR 2 und wieder vom TR 1 mit Spannung versorgt.
- Um 13:34:18 UTC schaltete sich der TR 1 automatisch ab.
- Der DC BUS 1 und der DC BAT BUS wurden in der Folge vom TR 2 versorgt.
- Der Kommandant besprach die Situation mit dem Copiloten und dem Chef der Kabinenbesatzung. Dabei wurden die Verfahren bei Auftreten von Rauch erläutert.
- Zwischen 13:34:20 UTC und 13:55:42 UTC erfuhren der DC BUS 1 und der DC BAT BUS mehrfach für kurze Zeit einen Spannungseinbruch.
- Um 13:56 UTC normalisierte sich die Spannung an den genannten Stromverteilsschienen und blieb für den Rest des Fluges konstant.
- Um 13:57:41 UTC, im Sinkflug nach FL350, löste der Sicherungsautomat (*circuit breaker*) AB11 selbsttätig aus. In der Folge fielen verschiedene Systeme aus (vgl. Anlage 1). Unter anderem war die Cockpit-Temperaturregulierung betroffen.
- Zwischen 14:20 UTC und 14:21 UTC wurde die Stromzufuhr zum SUB BUS 131XP kurzzeitig unterbrochen. Zwischen 14:22 UTC und 14:25 UTC fiel der AC ESS BUS mehrfach kurzzeitig aus. In der Folge fielen verschiedene Systeme vorübergehend aus (vgl. Anlage 1).
- Um 14:21:54 UTC meldete sich Flug LX 1250 bei der Flugverkehrsleitstelle *Stockholm approach control* an.
- Um 14:24:05 UTC setzte die Besatzung des Fluges LX 1250 eine Dringlichkeitsmeldung (*Pan Pan, Pan Pan, Pan Pan*) ab.
- Nach Kurs-Höhenanweisungen für einen Instrumentenanflug landete Flug LX 1250 um 14:40 UTC auf der Piste 01L.
- Als Folge der elektrischen Probleme funktionierte die Schubumkehr (*reverser*) des linken Triebwerks nicht.
- Die Passagiere konnten das Flugzeug auf normalem Weg verlassen.

### 3.1.5 Rahmenbedingungen

- Aufgrund leichten Schneefalls stand eine Räumung der Piste 01L bevor.
- Die Messung der Bremswirkung (*braking action*) ergab für das erste, mittlere und letzte Drittel der Piste 01L Werte von 0.28, 0.28 respektive 0.24.

## 3.2 Ursachen

Der schwere Vorfall ist auf wiederholte Spannungseinbrüche und Störungen in der Stromzufuhr verschiedener Verteilsschienen zurückzuführen.

Die genaue Ursache konnte nicht eruiert werden.

- 4            Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen**
- 4.1        Sicherheitsempfehlungen**  
Keine
- 4.2        Sicherheitshinweise**  
Keine
- 4.3        Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen**  
Keine

Payerne, 16. März 2015

Untersuchungsdienst der SUST

*Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).*

*Bern, 31. März 2015*

## Anlagen

## Anlage 1: CFDS – Post Flight Report

```

+-----+
:   MAINTENANCE   :           DB/N
: POST FLIGHT REPORT :       SWR01
+-----+

```

```

A/C ID   DATE   GMT       FLTN      CITY PAIR
.HB-IPX  11DEC  1206/1441  SWR250K   LSZH ESSA

```

## ECAM WARNING MESSAGES

Explanation

```

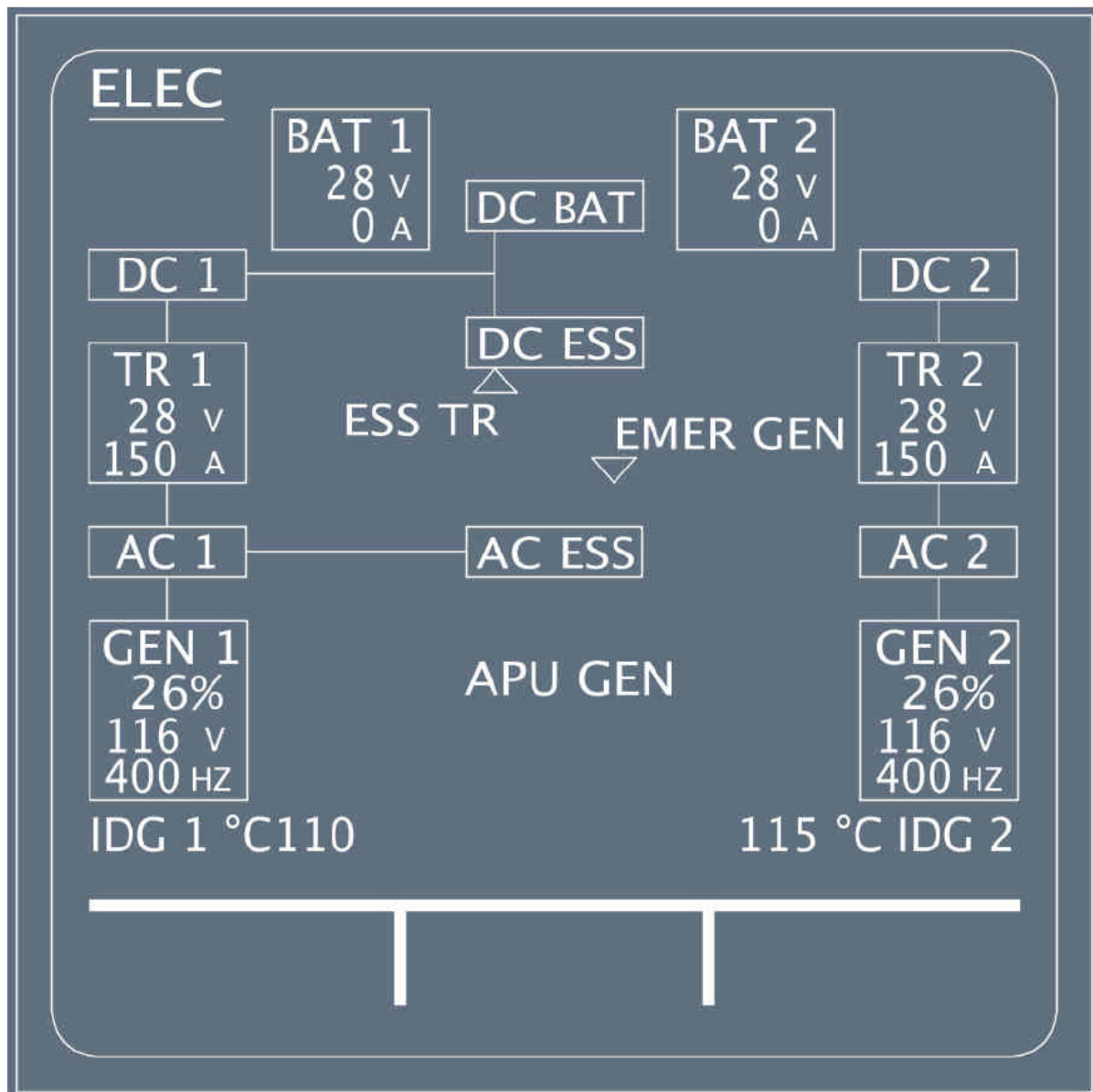
GNT  PH  ATA
TR 1 off since 1334  1354 06 24-00 ELEC TR 1 FAULT
Loss of DC Bus 1    1354 06 21-63 COND
Loss of DC Bus 1    1355 06 24-00 ELEC DC BUS 1 FAULT
Loss of BAT Bus     1355 06 26-00 APU FIRE DET FAULT
Loss of BAT Bus     1355 06 26-00 APU FIRE LOOP A FAULT
TR 1 off since 1334  1355 06 24-00 ELEC TR 1 FAULT
Loss of DC Bus 1    1355 06 21-63 COND
Loss of DC Bus 1    1356 06 21-26 VENT BLOWER FAULT
CB AB11 tripped     1357 06 21-61 PACK 1
CB AB11 tripped     1357 06 34-00 NAV GPWS FAULT
CB AB11 tripped     1357 06 34-48 NAV GPWS TERR DET FAULT
CB AB11 tripped     1357 06 21-61 AIR PACK 1 REGUL FAULT
CB AB11 tripped     1357 06 23-00 COM ACARS FAULT
CB AB11 tripped     1357 06 30-31 ICE DETECT
CB AB11 tripped     1357 06 28-00 FUEL L TK PUMP 1 LO PR
CB AB11 tripped     1357 06 30-31 ANTI ICE STBY PITOT
CB AB11 tripped     1357 06 30-31 ANTI ICE STBY AOA
CB AB11 tripped     1358 06 21-63 COND ZONE REGUL FAULT
Temp loss of 131XP  1420 06 34-00 NAV ADR 3 FAULT (2)
Temp loss of 131XP  1421 06 27-00 F/CTL
Temp loss of 131XP  1421 06 34-00 ADR
Temp loss of AC ESS  1422 06 34-00 NAV ILS 1 FAULT
Temp loss of AC ESS  1422 06 31-00 FWS FWC 1 FAULT
Temp loss of AC ESS  1422 06 22-00 AUTO FLT FAC 1 FAULT
Temp loss of AC ESS  1422 06 26-00 SDCU
Temp loss of AC ESS  1422 06 34-00 NAV ILS 1 FAULT
CB AB11 tripped     1423 06 34-00 NAV GPWS FAULT
Temp loss of AC ESS  1423 06 21-26 VENT EXTRACT FAULT
Temp loss of AC ESS  1424 06 24-00 ELEC AC ESS BUS FAULT
Temp loss of AC ESS  1424 06 34-00 NAV ILS 1 FAULT
Temp loss of AC ESS  1424 06 31-00 FWS FWC 1 FAULT
Temp loss of AC ESS  1424 06 22-00 AUTO FLT FAC 1 FAULT
Temp loss of AC ESS  1424 06 26-00 SDCU
Temp loss of AC ESS  1424 06 34-00 NAV ILS 1 FAULT
CB AB11 tripped     1424 06 34-00 NAV GPWS FAULT
Temp loss of AC ESS  1425 06 21-26 VENT EXTRACT FAULT
other*              1427 06 22-00 AUTO FLT AP OFF
CB AB11 tripped     1440 08 77-00 ENG 1 REVERSER FAULT
CB AB11 tripped     1440 09 77-00 ENG 1 IGN B FAULT
CB AB11 tripped     1440 09 30-31 ANTI ICE STBY AOA

```

\* eine unabsichtliche Berührung des *side-stick* durch den Copiloten



## Anlage 3: ECAM ELEC System Page – normale Stromversorgung

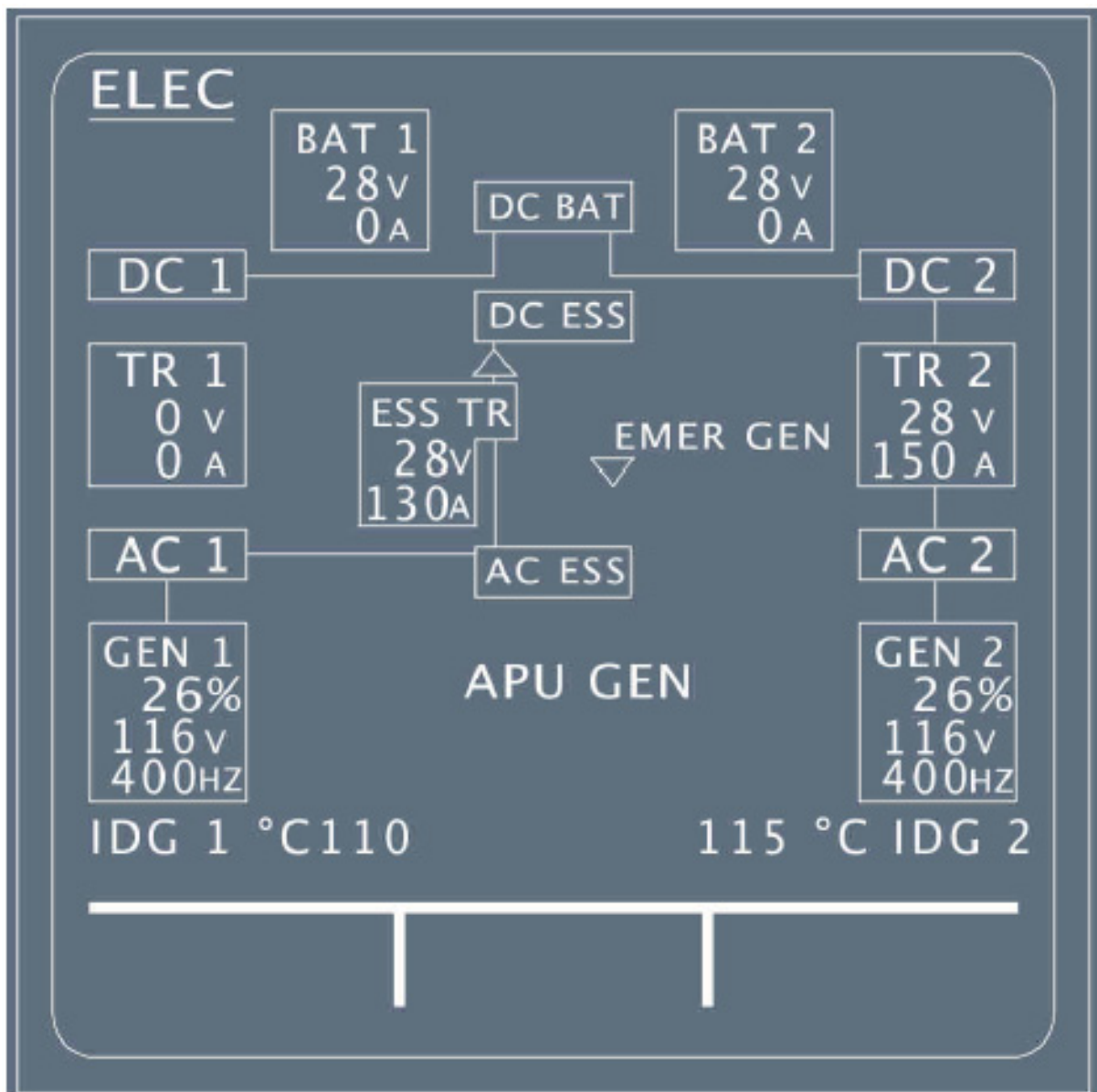


- Der Generator (GEN) 1 versorgt den AC BUS 1, den AC ESS BUS und den *transformer rectifier* (TR) 1 mit Dreiphasenwechselstrom.
- Der Generator (GEN) 2 versorgt den AC BUS 2 und den *transformer rectifier* (TR) 2 mit Dreiphasenwechselstrom.
- Der TR 1 versorgt den DC BUS 1, den DC BAT BUS und den DC ESS BUS mit Gleichstrom.
- Der TR 2 versorgt den DC BUS 2 mit Gleichstrom.
- Der *essential transformer rectifier* (ESS TR) ist im Ruhezustand (*standby*).
- Die Batterien (BAT 1 und BAT 2) werden nach Bedarf via DC BAT BUS geladen.
- Der Generator (APU GEN), angetrieben von der *auxiliary power unit* (APU), ist ausser Betrieb.

Anmerkung: AC = *alternating current* (Wechselstrom)  
DC = *direct current* (Gleichstrom)



## Anlage 4: ECAM ELEC System Page – Stromversorgung nach 13:56 UTC



- Der Generator (GEN) 1 versorgt den AC BUS 1, den AC ESS BUS und den ESS TR mit Dreiphasenwechselstrom.
- Der Generator (GEN) 2 versorgt den AC BUS 2 und den *transformer rectifier* (TR) 2 mit Dreiphasenwechselstrom.
- Der TR 1 ist inaktiv.
- Der TR 2 versorgt den DC BUS 2, den DC BAT BUS und den DC BUS 1 mit Gleichstrom.
- Der *essential transformer rectifier* (ESS TR) versorgt den DC ESS BUS mit Gleichstrom.
- Der Generator (APU GEN), angetrieben von der *auxiliary power unit* (APU), ist ausser Betrieb.

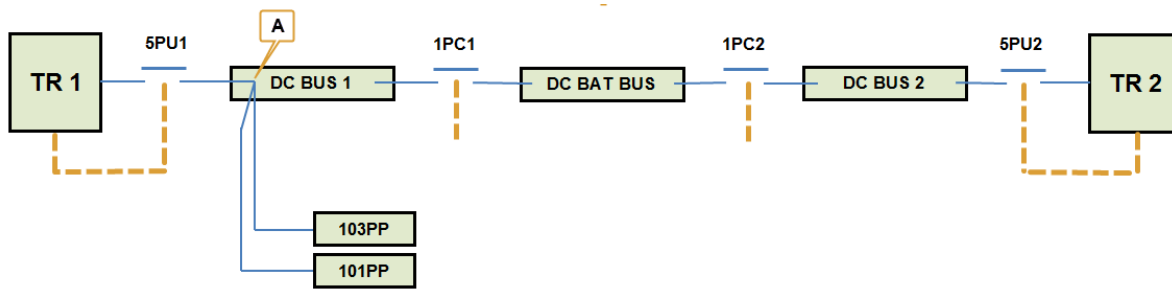
Anmerkung: AC = *alternating current* (Wechselstrom)  
DC = *direct current* (Gleichstrom)

## Anlage 5: Chronologie der Störungsereignisse (SE)

Hinweis: Diese Anlage enthält zahlreiche Fachbegriffe und Abkürzungen aus dem Bereich der Flugzeugetrik. Die Anlage 9 beinhaltet ein Glossar mit dem vollen Wortlaut sowie Erläuterungen.

SE	UTC	Störungsereignis	Auswirkungen
1	12:39:20	Die Nebenstromschiene 103PP erfuhr für kurze Zeit (>100 ms, <5 Sekunden) einen Spannungseinbruch.	Der <i>contactor</i> 15XE1 wurde geschlossen. Der ESS TR wurde aktiviert. Der <i>contactor</i> 3PE schloss. Der <i>contactor</i> 4PC öffnete.  Der DC ESS BUS (4PP) wurde ab diesem Zeitpunkt vom ESS TR versorgt. Auf die Versorgung der Systeme hat dieser Transfer keine Auswirkungen. Die Konfigurationsänderung wurde auf der ECAM-Anzeige dargestellt, von der Besatzung jedoch nicht erwähnt.
2	13:13 bis 13:30	Der DC BAT BUS wurde mehrfach vom TR 2 und wieder vom TR 1 versorgt ( <i>contactor</i> 1PC1 und 1PC2 öffneten und schlossen abwechselnd).	Der Besatzung wurden folgende Warnmeldungen angezeigt (intermittierend): „DC BUS 1 FAULT“ „BRAKE SYSTEM 1 FAULT“ „BLOWER FAULT“ „EXTRACT FAN FAULT“
3	13:34:18	TR 1 schaltete sich ab ( <i>contactor</i> 5PU1 öffnete).	Der <i>contactor</i> 1PC2 schloss. 1PC1 blieb geschlossen. DC BUS 1 und DC BAT BUS wurden vom TR 2 versorgt (via DC BUS 2). Die Konfigurationsänderung wurde auf der ECAM-Anzeige dargestellt.
4	13:34:20 bis 13:55:42	Mehrfacher Spannungseinbruch am DC BUS 1 und DC BAT BUS, obschon diese vom TR 2 versorgt wurden.	Laut <i>post flight report</i> (vgl. Anlage 1) wurden zusätzliche Warnmeldungen generiert: “APU FIRE DET FAULT” “APU FIRE LOOP A FAULT” und die CARGO-DISCH-Anzeigelampen leuchteten auf. Das <i>side stick solenoid</i> auf der Seite des Copiloten wurde mehrmals hörbar betätigt. Der <i>side stick</i> selbst blieb inaktiv.  Nach 13:56 UTC herrschte normale Stromversorgung am DC BUS 1 und DC BAT BUS; Anlage 4 zeigt Konfiguration nach 13:56 UTC.
5	13:57:41	<i>Circuit breaker</i> AB11 (3XN1) löste selbsttätig aus. Die Nebenstromschiene ( <i>bus</i> ) 103XP wurde stromlos.	Ausfall verschiedener Systeme (vgl. Anlage 1), unter anderem die Temperaturregelung im Cockpit und die Integralbeleuchtung bei verschiedenen <i>control panels</i> .
6	14:20 bis 14:21  14:22 bis 14:25	Nebenstromschiene ( <i>bus</i> ) 131XP fiel kurzzeitig aus.  AC ESS BUS fiel mehrfach kurzzeitig aus.	Vorübergehender Ausfall verschiedener Systeme (vgl. Anlage 1). Unter anderem fielen PFD und ND auf der Seite des Kommandanten sowie die obere ECAM-Anzeige vorübergehend aus.
<p><u>Anmerkungen</u> Die folgenden Störungen gehen auf die Auslösung des <i>circuit breaker</i> AB11 um 13:57:41 UTC zurück:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Während des Absinkens leuchtete auf dem <i>anti-ice panel</i> die Lampe ENG 1 „ON“ nicht auf.</li> <li>- Bei der Landung in Stockholm Arlanda (ESSA) funktionierte die Schubumkehr (<i>reverser</i>) des linken Triebwerks nicht.</li> </ul>			

## Anlage 6: Vereinfachte Darstellung der BAT BUS Umschaltlogik



### Normale Stromversorgung:

- 5PU1, 5PU2, 1PC1 sind geschlossen
- 1PC2 ist geöffnet
- TR 1 speist DC BUS 1 und BAT BUS
- TR 2 speist DC BUS 2

### Spannungsabfall an der Nebenstromschiene 103PP kürzer als 5 Sekunden<sup>17</sup>:

- 5PU1 und 5PU2 bleiben geschlossen
- 1PC1 öffnet
- 1PC2 schliesst
- TR 2 speist DC BUS 2 und BAT BUS

### Spannung an der Nebenstromschiene 103PP normalisiert sich:

- 5PU1 und 5PU2 bleiben geschlossen
- 1PC1 schliesst
- 1PC2 öffnet
- TR 1 speist DC BUS 1 und BAT BUS
- TR 2 speist DC BUS 2

### TR 1 „FAULT“-Status<sup>18</sup>:

- 5PU1 öffnet
- 5PU2 bleibt geschlossen
- 1PC1 bleibt geschlossen
- 1PC2 schliesst
- TR 2 speist DC BUS 2, BAT BUS und DC BUS 1

### TR 2 „FAULT“-Status:

- Sinngemäss wie TR 1 „FAULT“-Status, d. h., TR 1 speist DC BUS 1, BAT BUS und DC BUS 2

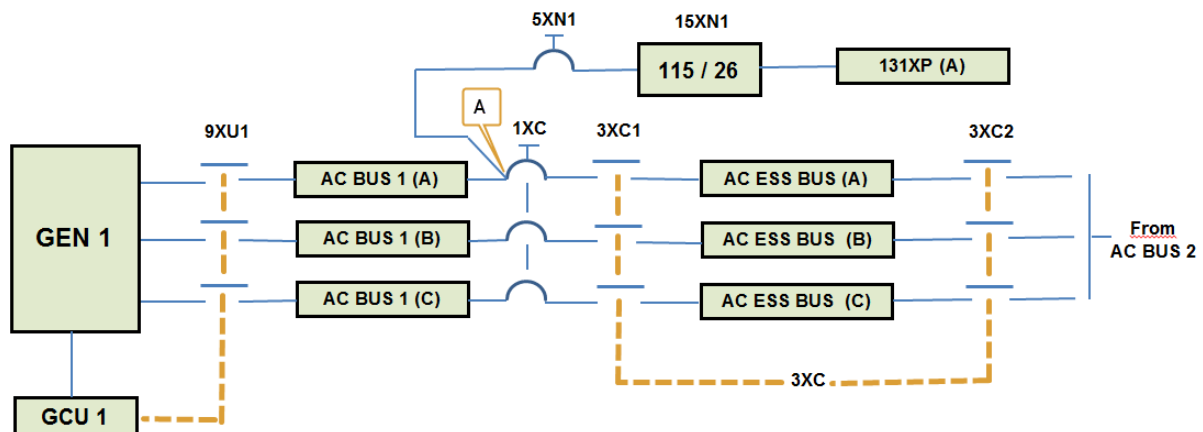
### Punkt „A“:

Stelle, an der ein loser Kontakt vermutet wurde. Am Flugzeug wurde eine eingehende visuelle Kontrolle durchgeführt. Resultat: Es wurden keine Unregelmässigkeiten festgestellt.

<sup>17</sup> Dieses Szenario hat sich um 12:39:20 UTC einmal ereignet und zwischen 13:13 und 13:30 UTC mehrfach wiederholt (vgl. Anlage 5)

<sup>18</sup> „FAULT“-Status bedeutet: Übertemperatur im TR oder Strom fällt während mehr als 5 Sekunden unter einen definierten Wert.

## Anlage 7: Vereinfachte Darstellung der AC ESS BUS Umschaltlogik



### Normale Stromversorgung:

- 9XU1 ist geschlossen
- 3XC1 ist geschlossen
- 3XC2 ist geöffnet
- GEN 1 speist AC BUS 1 und AC ESS BUS mit Dreiphasenwechselstrom
- GEN 1 speist diverse Nebenstromschienen (u.a. 103XP) via AC BUS 1
- GEN 1 speist die Nebenstromschiene 131XP via AC BUS 1 und den Transformator 15XN1
- GEN 2 speist AC BUS 2 mit Dreiphasenwechselstrom

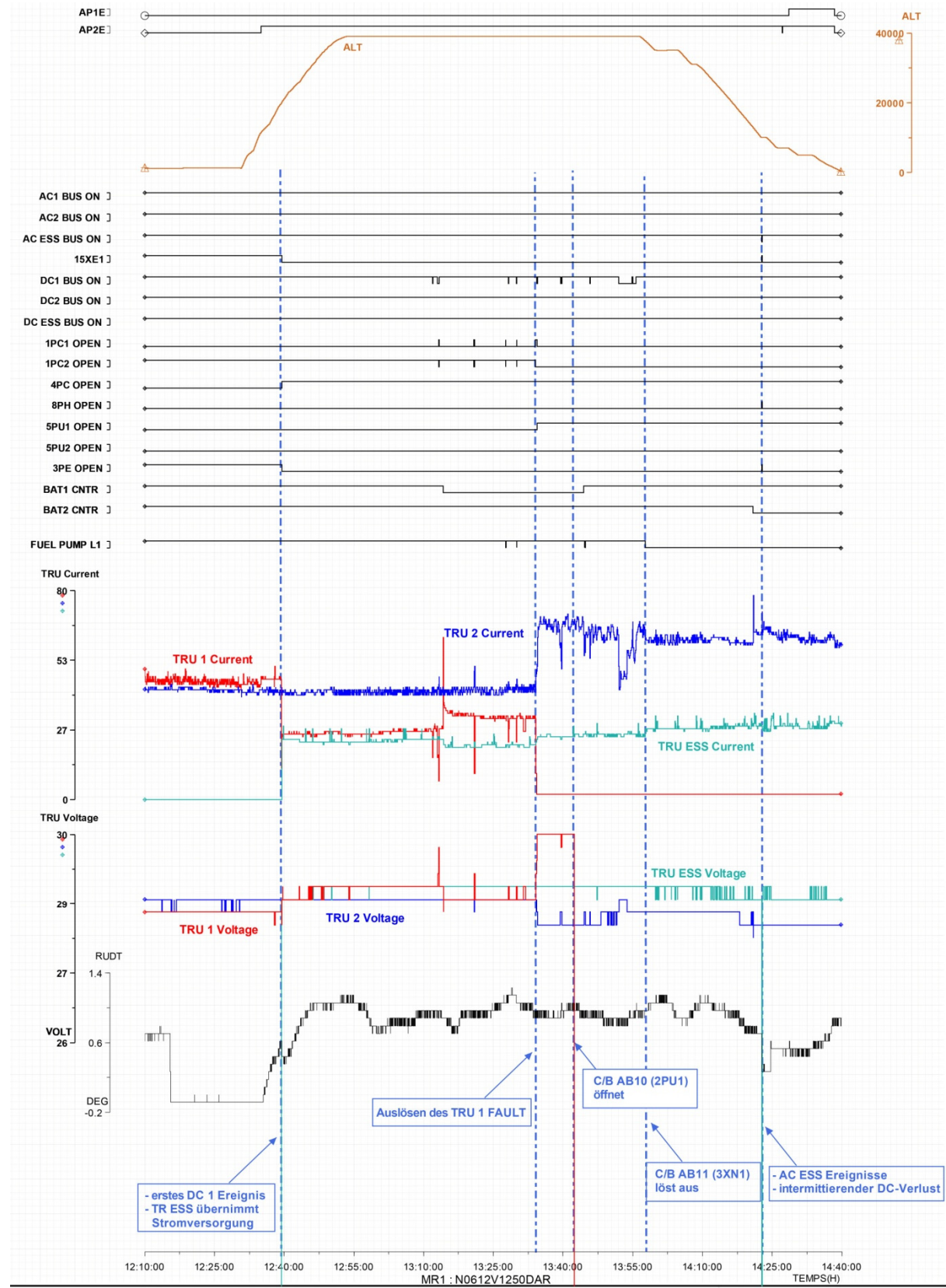
### AC BUS 1 fällt aus:

- 3XC1 öffnet
- 3XC2 schliesst (automatischer Vorgang, kann im Bedarfsfall manuell betätigt werden)
- GEN 2 speist AC BUS 2 und AC ESS BUS mit Dreiphasenwechselstrom

### Punkt „A“:

Stelle, an der ein loser Kontakt vermutet wurde. Am Flugzeug wurde eine eingehende visuelle Kontrolle durchgeführt. Resultat: Es wurden keine Unregelmässigkeiten festgestellt.

Anlage 8: DAR-Aufzeichnungen des Fluges LX 1250



A/C: A319- MSN 0612 FLIGHT No 1250 MR1: N0612V1250DAR  
Flight Profile

## Anlage 9: Glossar

Abkürzung	Voller Wortlaut (Term)	Erläuterungen
AP	<i>auto pilot</i>	System für die automatische Flugführung
AC BUS 1	<i>alternating current bus 1</i>	Wechselstromverteilschiene 1, versorgt u. a. die Systeme des Kommandanten
AC BUS 2	<i>alternating current bus 2</i>	Wechselstromverteilschiene 2, versorgt u. a. die Systeme des Copiloten
AC ESS BUS	<i>alternating current essential bus</i>	Wechselstromverteilschiene für essenzielle Systeme
ACARS	<i>aircraft communications addressing and reporting system</i>	Datenübermittlungssystem
APU	<i>auxiliary power unit</i>	Hilfsaggregat
APU GEN	<i>auxiliary power unit generator</i>	Dreiphasenwechselstromgenerator (400 Hz), erzeugt 115/200 Volt Spannung
CB	<i>circuit breaker</i>	Sicherungsautomat, dient als Überstromschutz
DC BAT BUS	<i>direct current batterie bus</i>	Gleichstromverteilschiene, kann vom DC BUS 1, DC BUS 2 oder den Bordbatterien versorgt werden (hohe Priorität)
DC BUS 1	<i>direct current bus 1</i>	Gleichstromverteilschiene 1, versorgt u. a. die Systeme des Kommandanten
DC BUS 2	<i>direct current bus 2</i>	Gleichstromverteilschiene 2, versorgt u. a. die Systeme des Copiloten
DC BUS 1 FAULT	<i>direct current bus 1 fault</i>	Fehler an der Gleichstromverteilschiene 1
DC ESS BUS	<i>direct current essential bus</i>	Gleichstromverteilschiene für essenzielle Systeme
ECAM	<i>electronic centralized aircraft monitor</i>	Zentrale Überwachung von Flugzeugsystemen
EFIS	<i>electronic flight instrument system</i>	Elektronisches Fluginstrumentensystem, umfasst zwei ND und zwei PFD
ESS TR	<i>essential transformer rectifier</i>	Spannungswandler; 115 Volt Wechselspannung auf 28 Volt Gleichspannung für essenzielle Systeme, normalerweise im Ruhezustand.
EXT PWR	<i>external power</i>	Externe Stromversorgung (z. B. am Dock)
GEN 1	<i>generator 1</i>	Dreiphasenwechselstromgenerator (400 Hz), erzeugt 115/200 Volt Spannung
GEN 2	<i>generator 2</i>	Dreiphasenwechselstromgenerator (400 Hz), erzeugt 115/200 Volt Spannung
ND	<i>navigation display</i>	Bildschirm für Navigationsdaten
PFD	<i>primary flight display</i>	Bildschirm für die primären Flugdaten (Lage, Höhe, Geschwindigkeit)
SUB BUS	<i>sub bus</i>	Nebenstromschiene (z. B. 131XP)
TR 1 / 2	<i>transformer rectifier 1 / 2</i>	Spannungswandler; 115 Volt Wechselspannung auf 28 Volt Gleichspannung.