



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. 2236 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den schweren Vorfall des Flugzeu-  
ges Hawker Beechcraft Beechjet 400A,  
N400AJ, umgebaut auf Nextant 400XT,

vom 12. Juni 2012

Flughafen Zürich

**Cause**

L'incident grave est dû au fait qu'une erreur de manipulation commise par l'équipage lors de la préparation au décollage est restée inaperçue et a conduit à une perte étendue de l'alimentation électrique provoquant un atterrissage d'urgence.

Facteurs ayant contribué à l'incident grave :

- manque d'attention et systématique de travail insuffisante de l'équipage;
- documents de travail de l'équipage inadéquats ;
- *difference training* insuffisant de l'équipage.

## 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 Flugunfalluntersuchung. 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 der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:  
LT = MESZ = UTC + 2 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 .....	10
1.1.4 Ort und Zeit des schweren Vorfalls .....	12
<b>1.2 Personenschäden</b> .....	<b>13</b>
1.2.1 Verletzte Personen .....	13
<b>1.3 Schaden am Luftfahrzeug</b> .....	<b>13</b>
<b>1.4 Drittschaden</b> .....	<b>13</b>
<b>1.5 Angaben zu Personen</b> .....	<b>13</b>
1.5.1 Flugbesatzung .....	13
1.5.1.1 Pilot in command .....	13
1.5.1.1.1 Allgemeines .....	13
1.5.1.1.2 Flugerfahrung .....	13
1.5.1.2 Second in command .....	14
1.5.1.2.1 Allgemeines .....	14
1.5.1.2.2 Flugerfahrung .....	14
1.5.2 Erfahrung und Training der Besatzung .....	14
1.5.2.1 Angaben von Nextant Aerospace zum Training .....	14
1.5.2.2 Angaben der Besatzung zum Training .....	15
<b>1.6 Angaben zum Luftfahrzeug</b> .....	<b>15</b>
1.6.1 Allgemeine Angaben .....	15
1.6.2 Modifikationen und Umbauten .....	17
1.6.2.1 Allgemeines .....	17
1.6.2.2 Warnanzeigesystem .....	17
1.6.2.3 Elektrisches System .....	17
1.6.3 Beschreibung des elektrischen Systems .....	18
1.6.3.1 Start bus .....	18
1.6.3.2 Battery charge bus .....	18
1.6.3.3 Main buses .....	18
1.6.3.4 Load buses .....	19
1.6.3.5 Radio buses .....	19
1.6.3.6 Overhead buses .....	19
1.6.3.7 Non-essential buses .....	19
1.6.3.8 Hot battery bus .....	19
1.6.3.9 Emergency bus .....	19
1.6.3.10 Aux battery bus .....	20
1.6.3.11 Standby bus .....	20
1.6.4 Master test switch .....	20
1.6.5 Systemverhalten bei ausgeschalteten Generatoren .....	21
1.6.6 Notverfahren gemäss Nextant 400XT Checklist Supplement .....	22
<b>1.7 Meteorologische Angaben</b> .....	<b>22</b>
1.7.1 Allgemeine Wetterlage .....	22
1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt des Vorfalls .....	22
1.7.3 Astronomische Angaben .....	22

<b>1.8</b>	<b>Navigationshilfen</b> .....	<b>23</b>
1.8.1	Angaben zu den Navigations- und Landehilfen.....	23
<b>1.9</b>	<b>Kommunikation</b> .....	<b>23</b>
<b>1.10</b>	<b>Angaben zum Flughafen</b> .....	<b>23</b>
1.10.1	Pistenausrüstung .....	23
1.10.2	Rettungs- und Feuerwehrdienste .....	23
<b>1.11</b>	<b>Flugschreiber</b> .....	<b>23</b>
1.11.1	Flugdatenschreiber.....	23
1.11.2	Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät.....	23
1.11.3	Aufzeichnungen der Triebwerksteuerung.....	23
1.11.4	Wartungs- und Diagnosecomputer.....	24
<b>1.12</b>	<b>Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle</b> .....	<b>24</b>
<b>1.13</b>	<b>Medizinische und pathologische Feststellungen</b> .....	<b>24</b>
<b>1.14</b>	<b>Feuer</b> .....	<b>24</b>
<b>1.15</b>	<b>Überlebensaspekte</b> .....	<b>24</b>
<b>1.16</b>	<b>Versuche und Forschungsergebnisse</b> .....	<b>24</b>
<b>1.17</b>	<b>Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung</b> .....	<b>24</b>
1.17.1	Werkverkehr .....	24
<b>1.18</b>	<b>Zusätzliche Angaben</b> .....	<b>25</b>
1.18.1	Betriebsdokumente des Flugzeuges .....	25
1.18.1.1	Allgemeines .....	25
1.18.1.2	Von der Besatzung verwendete Prüflisten .....	26
1.18.2	Berechnung der Landedistanz.....	27
<b>2</b>	<b>Analyse</b> .....	<b>28</b>
<b>2.1</b>	<b>Technische Aspekte</b> .....	<b>28</b>
<b>2.2</b>	<b>Menschliche und betriebliche Aspekte</b> .....	<b>28</b>
2.2.1	Flugplanung und Flugvorbereitung.....	28
2.2.2	Umgang mit dem Prüflistenpunkt master test .....	28
2.2.3	Zusammenarbeit der Besatzung .....	29
2.2.4	Flugverlauf .....	29
2.2.5	Training der Besatzung .....	30
<b>3</b>	<b>Schlussfolgerungen</b> .....	<b>31</b>
<b>3.1</b>	<b>Befunde</b> .....	<b>31</b>
3.1.1	Technische Aspekte .....	31
3.1.2	Besatzung.....	31
3.1.3	Betriebliche Aspekte.....	31
3.1.4	Rahmenbedingungen .....	32
<b>3.2</b>	<b>Ursachen</b> .....	<b>32</b>
<b>4</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen</b> .....	<b>33</b>
<b>4.1</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen</b> .....	<b>33</b>
<b>4.2</b>	<b>Sicherheitshinweise</b> .....	<b>33</b>
<b>4.3</b>	<b>Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen</b> .....	<b>33</b>
<b>Anlagen</b>	.....	<b>34</b>
<b>Anlage 1:</b>	<b>Ursprüngliche Auslegung des elektrischen Systems (Muster 400A)</b> .....	<b>34</b>
<b>Anlage 2:</b>	<b>Modifizierte Auslegung des elektrischen Systems (Muster 400XT)</b> .....	<b>35</b>
<b>Anlage 3:</b>	<b>Ursprüngliches Layout der Cockpitanzeigen und Bedienelemente (Muster 400A)..</b>	<b>36</b>

Anlage 4: Modifiziertes Layout der Cockpitanzeigen und Bedienelemente (Muster 400XT) .... 37  
Anlage 5: Master Caution/Master Warning (MCMW) Panel im 400XT ..... 37

## Schlussbericht

### Zusammenfassung

Eigentümer	AptarGroup Inc., 475 West Terra Cotta Avenue, Crystal Lake, USA
Halter	German Technologies GmbH, 475 West Terra Cotta Avenue, Crystal Lake, USA
Hersteller	Hawker Beechcraft Corporation, USA
Luftfahrzeugmuster	Beechjet 400A, durch ergänzende Baumusterzeugnisse ( <i>supplemental type certificate</i> – STC) auf Nextant 400XT umgebaut
Eintragungsstaat	Vereinigte Staaten von Amerika
Eintragungszeichen	N400AJ
Ort	Zürich Flughafen
Datum und Zeit	12. Juni 2012, 17:01 Uhr

### Untersuchung

Der schwere Vorfall ereignete sich am 12. Juni 2012. Er begann um 17:01 Uhr und endete um 17:23 Uhr. Die Untersuchung wurde gleichentags um 18:30 Uhr durch die damalige Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle eröffnet.

Die SUST informierte die amerikanische Sicherheitsuntersuchungsbehörde *National Transportation Safety Board* (NTSB) über den schweren Vorfall, die am 20. Juni 2012 einen bevollmächtigten Vertreter ernannte.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) veröffentlicht.

### Kurzdarstellung

Das Geschäftsreiseflugzeug Hawker Beechcraft Beechjet 400A, eingetragen als N400AJ, wurde mit ergänzenden Baumusterzeugnissen zum Muster 400XT umgebaut und im Werkverkehr eingesetzt.

Am 12. Juni 2012 plante die Besatzung, einen Flug mit Passagieren von Zürich nach Paris durchzuführen. Bei den Startvorbereitungen kam es zu einem unerkannt gebliebenen Bedienungsfehler eines Systems, der dazu führte, dass beide Generatoren vom Bordnetz getrennt blieben. In der Folge kam es kurz nach dem Start zu einem weitreichenden Ausfall der elektrischen Stromversorgung. Die Besatzung der N400AJ entschied sich, zum Flughafen Zürich zurückzukehren. Als Folge des Stromausfalls standen weitere Systeme nicht mehr zur Verfügung. Nach dem Notausfahren des Fahrwerkes setzte die N400AJ etwas vor der Mitte der Piste 14 auf und wurde innerhalb von rund 800 m bis zum Rollweg H1 abgebremst. Die Schmelzsicherungen der Hauptfahrwerksräder liessen einige Minuten nach der Landung wegen Überhitzung die Luft ab. Das linke und das rechte Bremssystem zeigten deutliche Zeichen von Überhitzung.

Nach der Landung stellte der Kommandant fest, dass beide Generatoren nach dem *reset* wieder Strom in das Bordnetz lieferten und die Avionik wieder funktionierte.

Das Flugzeug wurde leicht beschädigt, die Insassen wurden nicht verletzt. Es entstand kein Drittschaden.

**Ursachen**

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass ein unerkannt gebliebener Bedienungsfehler der Besatzung in der Startvorbereitung zu einem weitreichenden Ausfall der elektrischen Stromversorgung führte, was eine Notlandung zur Folge hatte.

Zum schweren Vorfall beigetragen haben:

- Eine zu wenig aufmerksame und systematische Arbeitsweise der Besatzung.
- Mangelhafte Arbeitsunterlagen der Besatzung.
- Ein unzureichendes *difference training* der Besatzung.

**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 (*transcript of radiotelephony*) und die Gespräche im Cockpit, Radardaten sowie die Aussagen von der Besatzung verwendet. Während des gesamten Fluges waren der Kommandant als fliegender Pilot (*pilot flying* – PF) und der Copilot als assistierender Pilot (*pilot not flying* – PNF) eingesetzt.

Innerhalb der Organisation des Flugbetriebes wurden der Kommandant als *pilot in command* (PIC) und der Copilot als *second in command* (SIC) bezeichnet. Diese Bezeichnungen wurden in diesem Bericht übernommen.

Der Flug wurde nach Instrumentenflugregeln durchgeführt. Es handelte sich um einen privaten Flug im Rahmen des Werkverkehrs.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Das Geschäftsreiseflugzeug Hawker Beechcraft Beechjet 400A, eingetragen als N400AJ, wurde von Nextant Aerospace gemäss ergänzenden Baumusterzeugnissen (*supplemental type certificate* – STC) unter anderem mit einem neuen Triebwerktyp und einer neuen Avionik ausgerüstet. Nach einer Umbauzeit von rund einem halben Jahr überflog die Besatzung am 13. Mai 2012 das Flugzeug nach einem *difference training* von den USA zur Basis in Donaueschingen/D.

Die Besatzung gab nach dem schweren Vorfall an, sich auf dem umgebauten Flugzeug im Normalbetrieb wohl zu fühlen. In den ersten 24 Flugstunden seit der Übernahme des Flugzeuges traten folgende technische Störungen auf:

Das *flight management system 1* (FMS 1) des PIC fiel zwischenzeitlich aus und musste durch Ziehen des Sicherungsautomaten (*circuit breaker* – CB) jeweils zurückgesetzt und wieder gestartet werden. Die Warnlampe der Zapfluftabnahme am Triebwerk (*bleed air source right fail*) leuchtete einige Male auf. Seit der Überführung des modifizierten Flugzeuges liess die Besatzung die technischen Vorkommnisse zweimal beim Unterhaltsbetrieb in Augsburg untersuchen.

Am 11. Juni 2012, dem Vortag des schweren Vorfalls, flog die Besatzung die N400AJ ohne besondere Vorkommnisse von Augsburg nach Paris, um anschliessend 6 Personen nach Zürich zu transportieren.

Nach dem Abschalten der Triebwerke liess die Besatzung die Avionik beim Standplatz in Zürich für rund 10 Minuten mit der Batterie eingeschaltet, da das Flugzeug nicht mit einem Hilfsaggregat zur Stromproduktion (*auxiliary power unit* – APU) ausgerüstet war und keine externe Stromversorgung benutzt wurde. Dies hatte zur Folge, dass sich die Ladung der Flugzeugbatterie entsprechend reduzierte. Danach führte die Besatzung die abschliessenden Arbeiten durch und fuhr nach Hause.

Am 12. Juni 2012 bereitete die Besatzung den geplanten Flug mit 7 Personen von Zürich nach Paris vor. Der Flugplan war für 16:45 Uhr aufgegeben. Nachdem die Besatzung auf dem Flughafen eingetroffen war, begab sich der SIC zum Flugzeug und bereitete dieses gemäss Prüfliste vor. Auch die Kabine wurde vorbereitet und die Flugunterlagen wurden im Cockpit bereitgelegt. Die Batterie wurde dabei für etwa 20 Sekunden eingeschaltet, um auf dem *multifunctional display* (MFD) den Tankinhalt zu überprüfen. Es befanden sich 2905 lb Treibstoff an Bord. Das automatisch zugeschaltete Kabinenlicht wurde vom SIC sofort wieder ausgeschaltet, um die Batterie nicht unnötig zu belasten.

Etwas später, vor dem Erscheinen der Passagiere, führte der SIC die Vorflugkontrolle (*preflight check*) anhand von Prüflisten bis zum Punkt des Einschaltens der Batterie durch. Der SIC benutzte dabei einerseits die von früher gewohnte 400A-Prüfliste von CAE Simuflite und andererseits die neue Prüfliste *single card checklist* für Nextant BE-400XT. Der Grund dafür lag laut Aussage der Besatzung darin, dass der Prozess der Zusammenführung von alter und neuer Prüfliste noch nicht abgeschlossen war und sie gewohnt war, mit der Prüfliste von CAE Simuflite zu arbeiten.

### 1.1.3 Flugverlauf

Nachdem der PIC mit den Passagieren bei der N400AJ angekommen war, bestiegen sie das Flugzeug und die Türe wurde geschlossen. Das Zeitfenster (*slot*) für den Start war zuvor auf 17:00 Uhr zugeteilt worden.

Auf dem Funkgerät COM 1<sup>1</sup> wurde die Freigabe zum Starten der Triebwerke erfragt. Etwa 5 Minuten später wurde diese erteilt. Um 16:48 Uhr wurde die Batterie zum Zweck des Triebwerkstarts eingeschaltet. In der Phase *engine start* wurde mit der Prüfliste *single card checklist* für Nextant BE-400XT gearbeitet. Wegen eines Tippfehlers bei der Eingabe des Codes der Sicherheitsautomatik für den Triebwerkstart erfolgte eine weitere Wartezeit infolge des unumgänglichen Wiederaufstartens des Systems. Nach dem Start des linken Triebwerkes kontrollierten PIC und SIC zusammen die Anzeige der Generatorlast. Als der Ladestrom unter den Grenzwert von 150 A zu liegen kam, wurde das zweite Triebwerk angelassen. Daraufhin gab der SIC den Flugplan ins FMS ein und liess dieses gemäss den eingegebenen Massen die Sicherheitsgeschwindigkeiten berechnen. Aus Sorge, das Zeitfenster für den Start zu verpassen, fragte der PIC bereits wegen der Rollfreigabe an. Dies obwohl der SIC die Prüfliste nach dem Starten der Triebwerke noch nicht beendet hatte.

Der SIC griff wiederum zur Prüfliste von CAE Simuflite und führte selbstständig verschiedene Checks durch, die er zum Schonen der Batterie vor dem Anlassen der Triebwerke nicht durchgeführt hatte. Darunter war auch der *master test*, bei dem mittels eines Drehschalters am *overhead panel* verschiedene Systeme auf GO oder NO GO getestet werden. Dreht man diesen Schalter aus der OFF-Position, um die verschiedenen Testsequenzen abzuarbeiten, werden in der Folge auf der jeweils ersten Position die beiden Generatoren vom Bordnetz getrennt (vgl. Kapitel 1.6.4), was entsprechend angezeigt wird. Dies blieb von der Besatzung unbemerkt.

Danach begann der SIC die elektronische Prüfliste, die auf dem rechten MFD dargestellt war, zu benutzen. Der Prüflistenpunkt „*DC amperes and voltage*“ wurde erwähnt, die entsprechenden Anzeigen jedoch von der Besatzung nicht überprüft.

Während der PIC das Flugzeug auf dem Rollweg über die kurze Distanz vom Standplatz zum Rollhalteort der Piste 28 steuerte, arbeitete der SIC die elektronisch verfügbare Prüfliste ab. Beim Punkt „*annunciators*“ wurden von der Besatzung keine Warnleuchten wahrgenommen. Während die N400AJ vom PIC auf der Piste 28 aufliniert wurde, fragte der SIC den PIC, ob das orange leuchtende Licht STBY PWR ON normal sei. Der PIC meinte, dies hätte er so auch schon ähnlich gesehen.

Nach erfolgter Startfreigabe hob die N400AJ um 17:01 Uhr auf der Piste 28 ab und folgte der Standardabflugroute VEBIT 5W. Nachdem der SIC die Funkfrequenz auf Zürich *departure* gewechselt hatte, befand sich die N400AJ in den Wolken auf

---

<sup>1</sup> COM 1 kann ohne eingeschaltete Batterie betrieben werden, vgl. Kapitel 1.6.3.8 (*hot battery bus*).

3500 ft QNH in einer Linkskurve, um in Richtung des Wegpunktes BREGO zu fliegen. Das Fahrwerk und die Auftriebshilfen waren eingefahren. In diesem Moment war der SIC nicht mehr in der Lage, die elektronische Prüfliste am Schalter des Steuerhorns weiter zu klicken. Kurz darauf sah er die rot eingerahmte Warnschrift auf dem Bildschirm des FMS 2. Dies bedeutete, dass das FMS 2 ausgefallen war. Der PIC, der das Flugzeug von Hand flog, versuchte daraufhin einen *reset* des dazugehörigen Sicherungsautomaten (*circuit breakers*). Kurz danach fiel auch das FMS 1 aus.

Um 17:03 Uhr erhielt die Besatzung der N400AJ die Freigabe, auf Flugfläche (*flight level* – FL) 120 weiterzusteigen und direkt zum Wegpunkt VEBIT zu fliegen. Nach kurzer Absprache mit dem PIC bat der SIC bei der Flugverkehrsleitung (*air traffic control* – ATC) wie folgt um Radarunterstützung: „(...) *due to FMS failure, we need vectoring.*“ Der PIC flog daraufhin den zugewiesenen Steuerkurs (*heading* – HDG) von 250°. Das Steuern des Flugzeuges erforderte seine volle Aufmerksamkeit, da er das Flugzeug beim *reset* des *circuit breakers* unbemerkt um die Längsachse vertrimmt hatte.

Um 17:05 Uhr informierte die ATC, dass die Höhenangabe von N400AJ auf dem Radarschirm nicht mehr sichtbar sei. Im Cockpit von N400AJ fielen in dieser Phase zuerst auf der Seite des SIC der Bildschirm für die primären Flugdaten (*primary flight display* – PFD) sowie das MFD aus. Kurz darauf fielen auch PFD und MFD des PIC aus. Der SIC hatte bereits keinen Funkkontakt mehr auf seiner Seite und auch die Bordverständigungsanlage (*intercom*) funktionierte nicht mehr. Für den PIC war die ATC nur noch schwach verständlich. Er war noch in der Lage, die revidierte Höhenfreigabe auf FL 100 zu bestätigen.

Auf die Frage von der ATC um 17:06 Uhr nach der aktuellen Höhe von N400AJ, antwortete der PIC: „...*Altitude, ah, but we lost almost everything.*“ Daraufhin verlangte die ATC dringend einen sofortigen Steigflug auf die minimale Sicherheitshöhe von 6000 ft QNH. Die N400AJ befand sich in diesem Moment bereits über dieser Höhe im Steigflug.

Der PIC schaltete nun die Batterie in die Stellung Notbetrieb EMER. Damit spies die noch verfügbare Batterieladung die Notstromschiene (*emergency bus*), welche die wichtigsten elektrischen Systeme versorgte. Er schaltete auch sein PFD manuell auf den Bildschirm MFD rechts vom PFD um. Die somit zusammengefassten Anzeigen auf diesem Bildschirm umfassten die primären Fluganzeigen, die wichtigsten Navigationsdaten und die Triebwerkdaten. Dieser Bildschirm wurde zusätzlich von einem unabhängigen Notakkumulator (*uninterruptable power supply* – UPS) gespeist. Die Höhenrudervertrimmung funktionierte im Notbetrieb (*emergency trim*), das Trimmen um die Rollachse war jedoch nicht mehr möglich.

Um 17:08 Uhr befand sich N400AJ auf FL 100. Der PIC verlangte *radar vectors* zurück zur Piste 14 in Zürich. Etwa eine Minute später erhielt die N400AJ die Freigabe, auf 6000 ft QNH abzusinken. In dieser Phase des Sinkfluges erkannte der SIC, dass der PIC sich entschieden hatte, nach Zürich zurückzufliegen. Der SIC hatte aufgehört, mit dem PIC zu sprechen, weil dieser ihm im Steigflug signalisiert hatte, dass er fast nichts mehr von der ATC höre. Nun begann der SIC selbstständig mit der Vorbereitung zur Landung. Die Zielflugplatzhöhe wurde für das Kabinendrucksystem neu eingegeben, die Anfluggeschwindigkeit für die aktuelle Flugzeugmasse bestimmt und die Daten des Instrumentenlandesystems (*instrument landing system* – ILS) für die Piste 14 inklusive der Anflugkarten auf einem Tabletcomputer herausgesucht. Die Bordverständigung funktionierte gemäss Besatzung nach wie vor nicht.

Das Flugzeug durchflog die verlängerte Pistenachse 14 auf einer Höhe von 4000 ft QNH und erhielt daraufhin einen neuen Steuerkurs von der Anflugleitstelle, um auf

die Standlinie des Landekurssenders der Piste 14 eindrehen zu können. Kurz danach bemerkte die Besatzung, dass die Landeklappen (*flaps*) nicht mehr ausgefahren werden konnten. Auch das Fahrwerk war nicht mehr normal ausfahrbar. Der PIC verlangte die *alternate gear extension checklist*. Der SIC konnte diese Prüfliste jedoch nicht innert nützlicher Frist finden. Um Zeit zu gewinnen, verlangte der PIC von der ATC die Erlaubnis, einen Vollkreis während des Anflugs zu fliegen. Die N400AJ stiess kurz zuvor aus den Wolken und die Besatzung hatte Sicht auf die Piste 14.

Nach dem Ende des Vollkreises war das Fahrwerk ausgefahren und der PIC versuchte nun, die Anfluggeschwindigkeit in den Bereich der Sollgeschwindigkeit für einen Anflug mit eingefahrenen Landeklappen zu reduzieren. Das Flugzeug befand sich nun im Endteil des Anfluges etwas über dem nominellen Gleitweg. Die Schubhebel waren in der Stellung Leerlauf. Der PIC vermochte die Anfluggeschwindigkeit nicht wie geplant zu reduzieren. Die Besatzung besprach sich noch kurz für den Fall, dass die normalen Bremsen nach der Landung nicht funktionierten. Daraufhin entfernte der SIC den Sicherungsdraht der Notbremsen.

Der PIC entschied, das Flugzeug so lange wie möglich vor der Landung in der Luft zu halten, um die Aufsetzgeschwindigkeit noch weiter reduzieren zu können. Die N400AJ setzte um 17:22 Uhr kurz vor der Pistenmitte auf. Er bremste das Flugzeug ab und verliess die Piste beim erstmöglichen Rollweg H1, einem *highspeed taxiway*.

Rund 100 m vor dem Rollweg Z musste die N400AJ wegen anderem Verkehr etwa 10 Minuten warten. In dieser Zeit dachte der PIC über die mögliche Ursache der Ereignisse nach und entdeckte dabei, dass die Batteriespannung ausserordentlich niedrig war. Die beiden Ladeanzeigen der Generatoren, die neben der Batteriespannungsanzeige liegen, zeigten keinen Ladestrom.

Mit laufenden Triebwerken betätigte der PIC die „*generator reset*“-Schalter am *overhead panel* und beobachtete, wie die Ladeanzeigen des linken und rechten Generators wieder im normalen Bereich lagen. Die 4 Bildschirme stellten auch wieder eine entsprechende Anzeige dar. Etwas später, als der PIC weiterrollen wollte, spürte die Besatzung, dass mit den Reifen des Hauptfahrwerks etwas nicht stimmte und vermutete einen oder mehrere defekte Reifen. Gleichzeitig signalisierte die Feuerwehr, dass N400AJ nicht weiterrollen solle. Der PIC stoppte das Flugzeug und informierte die zuständige Leitstelle, dass die N400AJ an diesem Ort die Triebwerke abstellen müsse.

Die Passagiere verliessen das Flugzeug normal über die bordeigene Treppe und wurden ins Flughafengebäude gebracht, während die Besatzung bei der Maschine blieb. Es wurde niemand verletzt.

#### 1.1.4 Ort und Zeit des schweren Vorfalls

Ort	Flughafen Zürich (LSZH)
Datum und Zeit	12. Juni 2012, 17:01 Uhr
Beleuchtungsverhältnisse	Tag

**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	2	7	9	Nicht zutreffend
Gesamthaft	2	7	9	0

**1.3 Schaden am Luftfahrzeug**

Das Flugzeug wurde leicht beschädigt.

**1.4 Drittschaden**

Es entstand kein Drittschaden.

**1.5 Angaben zu Personen**

## 1.5.1 Flugbesatzung

## 1.5.1.1 Pilot in command

## 1.5.1.1.1 Allgemeines

Person	Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1952
Lizenz	Verkehrspilotenausweis für Flugzeuge ( <i>airline transport pilot licence aeroplane – ATPL(A)</i> ) ausgestellt durch die <i>Federal Aviation Administration (FAA)</i> am 13. Januar 2009
Berechtigungen	Musterberechtigung BE-400 und MU-300
Letzte Befähigungsüberprüfung	<i>Recurrent training</i> vom 2. September 2011 bei CAE Simuflite in Dallas/USA

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der PIC 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	11 165 h
Auf Muster BE-400	3424 h
Auf dem Vorfallmuster	34 h
Während der letzten 90 Tage	34 h
Davon auf dem Vorfallmuster	34 h

## 1.5.1.2 Second in command

## 1.5.1.2.1 Allgemeines

Person	Deutsche Staatsangehörige, Jahrgang 1967
Lizenz	Berufspilotenausweis für Flugzeuge ( <i>commercial pilot licence aeroplane – CPL(A)</i> ), ausgestellt durch die FAA am 4. September 2010
Berechtigungen	Musterberechtigung BE-400, MU-300
Letzte Befähigungsüberprüfung	<i>Recurrent training</i> vom 2. September 2011 bei CAE Simuflite in Dallas/USA

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

## 1.5.1.2.2 Flugerfahrung

Gesamthaft	1240 h
Auf dem Muster BE-400	754 h
Auf dem Vorfallmuster	30 h
Während der letzten 90 Tage	30 h
Davon auf dem Vorfallmuster	30 h

## 1.5.2 Erfahrung und Training der Besatzung

## 1.5.2.1 Angaben von Nextant Aerospace zum Training

Nextant Aerospace machte zum Ablauf und Inhalt des Trainings auf dem Flugzeug folgende Angaben:

Das Training auf dem Muster Nextant 400XT beinhaltete für beide Piloten 4 h interaktives Lernen am Computer mit dazugehöriger Instruktion. Der Trainingsinhalt entsprach den Vorgaben des Differenzkurses des Herstellers „*Acceptable operator difference requirements (ODR)*“, die in der „*FAA flight standardization board report revision 1*“ für das Muster BE-400 publiziert worden waren. Beide Piloten bestanden den theoretischen Test.

Der PIC erhielt 4.1 h praktische Instruktion in einem Flugzeug mit demselben Modifikationsstand wie die N400AJ. Das Training beinhaltete die praktische Anwendung des erworbenen Wissens inklusive der Cockpit-Verfahren und der Anwendung der Prüfliste. Es wurde ein Flug mit mehreren Instrumentenanflügen absolviert und dabei wurden verschiedene Starts und Landungen durchgeführt.

Zusätzlich zu obigen Flugstunden bekam der PIC 1.4 h Instruktion anlässlich des Übernahmefluges des eigenen Flugzeuges, der 2 Präzisionsanflüge beinhaltete. Der SIC war dabei beobachtender Passagier.

Der SIC erhielt 2.2 h praktische Instruktion auf dem eigenen Flugzeug. Dabei wurden verschiedene Anflüge sowie Starts und Landungen durchgeführt. Der PIC war dabei beobachtender Passagier.

### 1.5.2.2 Angaben der Besatzung zum Training

Die Besatzung der N400AJ machte zum Ablauf und Inhalt des Trainings und ihrer Erfahrung auf dem Flugzeug folgende Angaben:

Die rund 5 Monate dauernde Standzeit des Flugzeuges vom 2. Dezember 2011 bis zur Auslieferung nach der Modifikation am 7. Mai 2012 führte zu einem Nachlassen des generellen Trainingsstandes der Besatzung.

Aufgrund seiner vielen Gesamtstunden auf dem Flugzeugmuster habe sich dies beim PIC weniger bemerkbar gemacht als beim SIC. Vor dem Umbau des Flugzeuges war der SIC meistens als PIC *under supervision* geflogen.

Da vor der Auslieferung der N400AJ noch kein dem Modifikationsstand der Nextant 400XT entsprechender Flugsimulator zur Verfügung stand, wurde eine Einweisung (*difference training*) bei Nextant durchgeführt. Diese Schulung war vor allem auf die wichtigsten Neuerungen der Avionik und der Triebwerke fokussiert. Sie war nicht an den langen Trainingsunterbruch von PIC und SIC angepasst. Die theoretischen Unterschiede wurden in einem Lernprogramm erarbeitet, die praktische Einweisung für die neue Avionik Proline 21 erfolgte mit Hilfe eines Demonstrationsgerätes. Beim fliegerischen Training wurden die Prüflisten vom Instruktor still abgearbeitet, PIC und SIC konzentrierten sich auf die fliegerische Bedienung des Flugzeuges. Aus Sicht der Besatzung fiel weder ihr selbst noch dem Lehrpersonal auf, dass sich der PIC wie auch der SIC selbst zu wenig intensiv mit der neuen Auslegung des Cockpits und der etwas veränderten Prüfliste auseinandersetzten. Insbesondere für den SIC, der vor dem Umbau vor allem als PIC *under supervision* auf dem linken Sitz flog, wäre gemäss Aussage der Besatzung ein intensives *procedure training* im Flugzeug am Boden erforderlich gewesen.

Auch nach der Übernahme N400AJ war die Besatzung oft im Zweifel, ob es sich bei den unregelmässig auftretenden Auffälligkeiten im Cockpit um Unterschiede zwischen der Avionik Proline 4 und derjenigen der Proline 21 oder um technische Störungen handelte. Aus verschiedenen Gründen sei das Flugzeug der Besatzung weder beim Hersteller noch zu Hause länger zur Verfügung gestanden, um sich mit dem neuen Cockpit vertraut zu machen.

## 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

### 1.6.1 Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	N400AJ
Luftfahrzeugmuster	Beechjet 400A, durch ergänzende Baumusterzeugnisse ( <i>supplemental type certificate</i> – STC) auf Nextant 400XT umgebaut
Charakteristik	Zweistrahliges Geschäftsreiseflugzeug, ausgeführt als freitragender Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit T-Leitwerk und Einziehfahrwerk in Bugradanordnung
Hersteller	Hawker Beechcraft Corporation, USA
Baujahr	1997
Werknummer	RK-137
Eigentümer	AptarGroup Inc., 475 West Terra Cotta Avenue, Crystal Lake, USA

Halter	German Technologies GmbH, 475 West Terra Cotta Avenue, Crystal Lake, USA
Triebwerke	Williams International FJ44-3AP
Betriebsstunden	Zelle: 3491 h Triebwerke: 29 h
Anzahl Landungen	2566
Höchstzulässige Massen	Höchstzulässige Abflugmasse 16 300 lb Höchstzulässige Landemasse 15 700 lb
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges zum Abflugzeitpunkt betrug 15 100 lb. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch ( <i>aircraft flight manual</i> – AFM) zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Ein Unterhaltsbetrieb in Augsburg betreute das Flugzeug.
Technische Einschränkungen	In der <i>hold item list</i> (HIL) waren die folgenden Punkte eingetragen: “ <i>pitch sync at yoke links</i> “ und “ <i>xpdr ident button links keine Funktion</i> “
Treibstoffvorrat	Gemäss Aussagen der Crew waren beim Triebwerkstart die Flügel tanks voll, und im Rumpftank befanden sich 55 lb. Insgesamt waren somit 2905 lb Treibstoff an Bord.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch die FAA am 13. Juli 2011, gültig bis 31. Juli 2014.
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch die FAA am 29. März 1997, gültig, solange das Flugzeug gemäss Vorschriften gewartet wird oder bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister.
Zulassungsbereich	Werkverkehr
Kategorie	IFR Kategorie I
Modifikationen	Nachfolgende Modifikationen wurden am 7. Mai 2012 bescheinigt: STC SA659CH-T: Rockwell Collins Pro-Line 21 (EFIS) Avionik mit Rockwell Collins FMS-6100 STC ST02371LA: Williams FJ44-3AP Triebwerke STC 03960AT: <i>In-Flight Entertainment System</i>

## 1.6.2 Modifikationen und Umbauten

### 1.6.2.1 Allgemeines

Die N400AJ war in ihrer ursprünglichen Version mit zwei Pratt & Whitney Canada JT15D-5 Triebwerken und einem Collins Proline 4 Avioniksystem ausgerüstet.

Die Firma Nextant Aerospace LLC mit Sitz in Ohio/USA modifizierte dieses Flugzeug mit Triebwerken vom Typ Williams International FJ44-3AP. Diese Triebwerke waren mit je einem *full authority digital engine control* (FADEC) ausgerüstet. Weiter wurde die Proline 4 Avionik durch eine Proline 21 Avionik mit FMS-6100 ersetzt. Diese Änderungen wurden über verschiedene STC ausgeführt. Die neue Modellbezeichnung nach Ausführung dieser STC war Nextant 400XT. Es handelte sich bei der N400AJ um die 10. Maschine, die unter diesem STC umgebaut wurde.

### 1.6.2.2 Warnanzeigesystem

In der ursprünglichen Version des Flugzeuges (Model 400A) waren die Warnanzeigen des *master warning/caution system* (MWCS) in zwei vertikalen Reihen zwischen den Hauptbildschirmen angebracht (vgl. Anlage 3). Die obersten sechs Anzeigen waren rote Warnungen (*warning*). Darunter befanden sich 20 orange Anzeigen (*caution*). Auf jedem Feld konnten jeweils zwei Warnungen angezeigt werden. Die beiden Anzeigen für ausgeschaltete oder ausgefallene Generatoren waren in der Mitte der orangen Anzeigen platziert, was in etwa auch der horizontalen Mittellinie der Bildschirme entsprach. Dies war die Anordnung, mit der die Besatzung aufgrund ihrer Erfahrung vertraut war.

Wegen der Grösse der neuen Bildschirme hatten die Anzeigen des MWCS keinen Platz mehr auf dem Instrumentenbrett. Im Rahmen der Modifikation zur 400XT wurde deshalb unterhalb des *overhead panels* ein Rahmen mit den Warnanzeigen angebracht.

Die Anzeigen wurden in 4 Gruppen von jeweils 15 einzelnen Anzeigen zusammengefasst. Alle roten Warnanzeigen befinden sich in der linken Gruppe, am nächsten zum zentralen Blickfeld des Piloten im linken Sitz. Die orangefarbenen Anzeigen für ausgeschaltete oder ausgefallene Systeme befanden sich rechts davon. In der mittleren dieser drei Gruppen sind die Anzeigen bezüglich des Betriebszustandes der beiden Generatoren enthalten (vgl. Anlage 4 und 5).

### 1.6.2.3 Elektrisches System

Grundsätzlich wurde das elektrische System beibehalten.

Zusätzlich zu den zwei bestehenden PS 835 *uninterruptible power supplies* (UPS) wurde ein drittes solches System eingebaut. Ein UPS ist ein kleiner Notakku, der beim Normalbetrieb im geladenen Zustand gehalten wird. Die Stromversorgung wird durch die UPS an die angeschlossenen Systeme geleitet. Im Falle des Verlustes der Stromversorgung auf einem elektrischen Bus werden die angeschlossenen Systeme automatisch für eine gewisse Zeit durch die in den UPS gespeicherte Energie weiterbetrieben.

Ausserdem wurden einige Verbraucher anderen Stromschienen angeschlossen.

### 1.6.3 Beschreibung des elektrischen Systems

Das elektrische System des Musters 400XT (vgl. Anlage 2) besteht primär aus einer Hauptbatterie und zwei Generatoren, die je von einem Triebwerk angetrieben werden. Die generierte elektrische Energie wird durch ein System von sogenannten Sammelschienen (*buses*) zu den Verbrauchern geführt. Diese *buses* sind folgendermassen bezeichnet und werden von Nextant Aerospace wie folgt beschrieben:

- *start bus*
- *battery charge bus*
- *left and right main bus*
- *left and right load bus*
- *left and right radio bus*
- *left and right overhead bus*
- *left and right non-essential bus*
- *hot battery bus*
- *emergency bus*
- *standby bus*
- *aux battery bus*

#### 1.6.3.1 Start bus

*„The start bus is fed by the main ship battery and optionally by an external ground power unit (GPU). [...] Selecting an engine for start and pressing the corresponding start button connects the start bus to the generator and places the corresponding GCU into start mode. Each generator will be placed in generate mode once all of the following conditions are met:*

- 1. Start cycle has successfully completed,*
- 2. Engine start selector toggle switch moved to neutral or to the opposing engine position,*
- 3. Generator reset switch is moved momentarily to RESET, then to NORM.*
- 4. Generator master switch is in NORM.”*

#### 1.6.3.2 Battery charge bus

*„This bus is fed by the left and right main buses which in turn receive power from the corresponding generator. The battery charge bus feeds the start bus and ultimately the main ship battery for the purpose of battery charging unless the battery master switch is in the EMER position. Placing the main ship battery into EMER position isolates the battery from all other systems except those fed by the emergency and hot battery buses”*

#### 1.6.3.3 Main buses

*„Each main bus is fed by its corresponding generator and feeds the battery charge bus and corresponding on-side load bus through a series of remote circuit breakers (RCCB). The RCCBs are controlled in the cockpit by low current control CBs and can be remotely reset. Certain aft aircraft systems and high current systems are fed directly off the main buses. The main bus to load bus electrical wires are protected by a ground fault circuit which open the RCCBs if a fault is detected.”*

## 1.6.3.4 Load buses

*„The load buses are the main power connection from the battery/generator/GPU to the various electrical systems. Each bus is connected to the other via a load bus tie RCCB to allow each power source to supply power to systems located on either load bus. The load tie breaker can be opened by the crew in the event it is necessary to isolate one load bus from the other. The design of the load buses took into consideration the need to power alternate corresponding systems in the event of a failure in one of the load buses. As such the LH load bus typically powers the #1 systems and RH the #2 systems. In the case of systems that lack redundancy, these systems were assigned to the load bus with the most available capacity.”*

## 1.6.3.5 Radio buses

*„These buses are powered from their corresponding Load Bus through a circuit breaker in the cockpit. Generally the LH radio bus powers the #1 radios and in like manner the RH radio bus the #2 radios. Differences between the 400A and 400XT variants are principally the differences in Proline 21 vs. Proline 4 avionics systems.*

## 1.6.3.6 Overhead buses

*„These buses power systems that are controlled from the cockpit overhead panel. The systems on these buses were, for the most part, unchanged.”*

## 1.6.3.7 Non-essential buses

*„The non-essential buses service the cabin entertainment system appliances as well as certain systems that were deemed excess of those necessary to operate the aircraft safely.”*

## 1.6.3.8 Hot battery bus

*„This bus powers ground comm, battery volt meter, and cabin entry and aft entry lights. These systems are fed directly from the Main Ship Battery and are live constantly unless an individual system CB is tripped.”*

## 1.6.3.9 Emergency bus

*„The emergency bus powers electrical systems that are deemed critical to the safe operation of the aircraft. The bus is fed from either load bus in normal operation. Placing the battery switch in the EMER position opens the contactors between the battery and GPU to the start bus and therefore the load buses. At the same time a contactor is closed between the main ship battery and the emergency bus. This powers the emergency bus systems directly from the battery thus isolating any failure in load and main buses. This limits the useful operating time of the emergency bus systems to the capacity of the main ship battery. Unless the crew powers down unneeded systems immediately after selecting the EMER position on the battery master, useful operating time can be as little as 15 minutes.”*

*Some extremely critical systems are dual powered, once from the emergency bus and a second time from the aux or standby Bus (e.g. AHRS #1). This affords additional operating time as the standby and aux buses are powered by independent uninterruptable power supplies (PS835).”*

Es ist hier festzuhalten, dass der emergency bus, auch wenn er durch die Betätigung des Batterieschalters in die EMER-Position isoliert wird, keine elektrische Energie an die angeschlossenen Systeme liefern kann, wenn die Hauptbatterie entladen ist.

## 1.6.3.10 Aux battery bus

„This bus is powered by both load buses through two independent PS835 uninterruptible power supplies. This bus is capable of operating for more than 50 minutes after the load buses cease to provide power. The aux battery bus powers the MFD 1, AHRS 1 and ADC 1, and various controls and displays necessary to operate the MFD including PFD reversionary mode (PFD/MFD combined in overlay format). The aux battery bus also powers the DCUs in order to provide secondary engine parameters to the MFD.”

## 1.6.3.11 Standby bus

„This bus is similar to the aux battery bus in that it provides power to essential devices. Specifically the standby bus powers the standby analog instruments, COM1 and RTU1. The standby bus is designed to provide standby power for a minimum of 30 minutes after the failure of the load and emergency buses. Unlike the aux battery bus, the standby bus must be enabled by the crew by placing the standby power switch into the ARM position. Failure to do so disables this bus.”

Der *standby bus* wird über den *emergency bus* durch einen PS 835 *uninterruptible power supply* (UPS) gespeist.

## 1.6.4 Master test switch

Auf dem *overhead panel* befindet sich der *master test switch* und die dazugehörigen Kontrolllampen GO und NO GO. Dieser Drehschalter verfügt über die folgenden Stellungen:

- OFF
- R GEN GND FAIL
- FLAP ASYM
- L FIRE DET
- R FIRE DET
- L STALL
- STBY POWER
- R STALL
- L GEN GND FAIL



Abbildung 1: Master test switch.

Mit Hilfe dieses Schalters wird die Integrität von acht primären Systemen überprüft. Dies geschieht, indem Systemfehler simuliert werden. Ein erfolgreicher Test wird mit dem Aufleuchten der Kontrolllampe GO bestätigt.

Durch das Drehen des Schalters in die Position R GEN GND FAIL oder L GEN GND FAIL nach dem Triebwerkstart und mit zugeschalteten Generatoren wird ein erfolgreicher Test wie folgt angezeigt:

- Die grüne Kontrolllampe GO leuchtet auf, um anzuzeigen, dass der Test erfolgreich abgeschlossen ist.
- Der entsprechende Generator wird deaktiviert.
- Die entsprechende orange GEN OFF Warnung auf dem MWCS leuchtet auf.
- Die orange *master caution* Anzeige blinkt, bis sie durch Druck auf die Anzeige bestätigt wird. Die GEN OFF Warnung auf dem MWCS bleibt jedoch bestehen, bis der entsprechende Generator durch die *reset*-Funktion wieder reaktiviert wird.

## 1.6.5 Systemverhalten bei ausgeschalteten Generatoren

Wenn beide Generatoren *offline* bleiben, wird das elektrische System von der Hauptbatterie (*main ship battery*) beziehungsweise von den *uninterruptible power supplies* (UPS) versorgt, bis diese vollständig entleert sind.

Unter idealen Voraussetzungen haben diese Batterien ungefähr die folgenden Laufzeiten:

Hauptbatterie: < 30 Minuten

UPS des *auxiliary bus*: 50 Minuten

UPS des *standby bus*: 30 Minuten ab dem Zeitpunkt des Unterbruchs der Versorgung durch den *emergency bus*

Grundsätzlich sehen die Verfahren des Herstellers vor, dass in einem solchen Fall der Schalter der Hauptbatterie von ON in die Stellung EMER gebracht wird, mit der Absicht, die Batterielast zu reduzieren (*load shedding*).

Nach entsprechendem Spannungsabfall der Hauptbatterie aktivieren sich die *uninterruptible power supplies* (UPS) des *auxiliary bus* sowie des *standby bus*.

Die auf diesen *buses* noch verfügbaren Systeme sind:

- linkes Fluglage- und Steuerkursreferenzsystem (*attitude heading reference system* – AHRS)
- *air data computer* (ADC) links
- linkes MFD, zeigt unter anderem die primären Triebwerkdaten an
- COM 1
- eine *file server unit* (FSU), auf der die elektronischen Karten gespeichert sind
- sekundäre Triebwerksanzeigen
- sämtliche Notinstrumente

Der Navigationsempfänger (NAV 1) ist nur verfügbar, solange genügend Hauptbatteriespannung vorhanden ist.

Folgende wichtige Systeme stehen nach dem Entleeren der Hauptbatterie nicht mehr zur Verfügung:

- Auftriebshilfen
- Normale Fahrwerkbetätigung
- *Anti-skid system*
- Bremsklappen
- Elektrische Trimmung
- Vereisungsschutz der Höhenflosse und der Windschutzscheibe

## 1.6.6 Notverfahren gemäss Nextant 400XT Checklist Supplement

Im Luftfahrzeugflughandbuch (*aircraft flight manual – AFM*) der Nextant 400XT findet man unter anderem die folgenden relevanten Verfahren:

„Section 3 Emergency Procedures

**ELECTRICAL SYSTEMS**

**LOSS OF BOTH GENERATORS (L AND R GEN OFF ANNUNCIATORS ILLUMINATED)**

1. GEN FLD and START/GEN Circuit Breakers (AFT MAIN PANEL).....CHECK

2. Generator Reset (L and R) .....RESET/NORM

(...)

If Neither Generator Comes On:

4. Battery .....EMER

5. Master Generator Switches .....EMER

6. Pitch Trim .....EMER

7. Land .....NEAREST SUITABLE AIRPORT

(...)

## 1.7 Meteorologische Angaben Meteorologische Angaben

## 1.7.1 Allgemeine Wetterlage

West- und Mitteleuropa lagen unter einem Langwellentrog. Darin war eine mehrkernige Tiefdruckzone eingelagert, die von Skandinavien bis zur Adria reichte.

## 1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt des Vorfalls

Der Himmel war bedeckt. Die Hauptwolkenuntergrenze lag bei 3000 ft AAE<sup>2</sup>. Zudem wurden 1/8–2/8 Schlechtwetterstratus auf 900 ft AAE beobachtet. Bei mässigen Regenschauern wehte am Boden ein schwacher Wind aus Südwest. Die Windrichtung variierte zwischen Südost und Südwest.

Wetter/Wolken	1/8 - 2/8 ST 900 ft AAE 8/8 SC auf 3000 ft AAE
Sicht	6 km
Wind	200 Grad, 5 kt, wechselnd zwischen 150 und 230 Grad
Temperatur/Taupunkt	13 °C / 12 °C
Luftdruck QNH	1007 hPa
Gefahren	keine
Trend	Innerhalb der folgenden 2 Stunden geht die Sicht zeitweise, insgesamt jedoch während weniger als einer Stunde, auf 5000 Meter zurück.

## 1.7.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand Azimut: 260° Höhe: 41°

Beleuchtungsverhältnisse Tag

<sup>2</sup> AAE: *above aerodrome elevation, über Flugplatzbezugshöhe*

## 1.8 Navigationshilfen

### 1.8.1 Angaben zu den Navigations- und Landehilfen

Die Instrumentenlandesysteme der Pisten 14 und 16 waren zur Zeit des schweren Vorfalls uneingeschränkt funktionsfähig.

## 1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und der Bodenleitstelle war geprägt durch die zeitweise marginale Verständlichkeit aufgrund der flugzeugseitigen Systemausfälle. Von der Besatzung wurde weder eine Notsituation noch eine Dringlichkeitsmeldung deklariert. Die Flugverkehrsleitung wurde jedoch von der Besatzung über den Verlust von wichtigen Anzeigen im Cockpit in Kenntnis gesetzt.

## 1.10 Angaben zum Flughafen

### 1.10.1 Pistenausrüstung

Die Pisten des Flughafens Zürich weisen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
16/34	3700 × 60 m	1390/1388 ft AMSL <sup>3</sup>
14/32	3300 × 60 m	1402/1402 ft AMSL
10/28	2500 × 60 m	1391/1416 ft AMSL

### 1.10.2 Rettungs- und Feuerwehrdienste

Die Berufsfeuerwehr des Flughafens leistete während des Flugbetriebes permanent Bereitschaftsdienst und rückte zum Ereignis aus.

## 1.11 Flugschreiber

### 1.11.1 Flugdatenschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

### 1.11.2 Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät

Das Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät (*cockpit voice recorder* – CVR) konnte ausgewertet werden.

### 1.11.3 Aufzeichnungen der Triebwerksteuerung

Die digitale Steuerung der Triebwerke (*full authority digital engine control* – FADEC) konnte ausgelesen werden.

Mit dem Zeitstempel 15:07:40 UTC wurde folgender Fehler aufgezeichnet:

„*Fault name: T2\_HEATER\_FAULT: NE*

„*Heater Reported OFF w/bleed; Below Minimum Limit (Open Circuit Detection)*”

Mit dem Zeitstempel 15:09:36 UTC wurde folgender Fehler aufgezeichnet:

„*Fault name: POWER\_SETTING\_FAULT: ND*”

Mit dem Zeitstempel 15:14:05 UTC wurde folgender Fehler aufgezeichnet:

„*Fault name: AIRCRAFT\_POWER\_FAULT: ND*

„*28 V airframe power signal below minimum limit*”

<sup>3</sup> AMSL: *above mean sea level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel.

#### 1.11.4 Wartungs- und Diagnosecomputer

Im Rahmen der Untersuchung wurde der Speicher des Wartungs- und Diagnosecomputers (*maintenance data computer* – MDC) ausgelesen. Am 12. Juni 2012 wurden um 15:01 UTC 8 Fehlermeldungen generiert, die mit dem Verlauf der Strompanne erklärbar sind.

Die Einträge für den Zeitraum der 14 Tage vor dem schweren Vorfall zeigten keine für den Zwischenfall relevanten Aufzeichnungen.

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

Die Schmelzsicherungen der Hauptfahrwerksräder liessen einige Minuten nach der Landung wegen Überhitzung die Luft ab. Das linke und das rechte Bremssystem zeigen deutliche Zeichen von Überhitzung.



Abbildung 2: Linkes Bremssystem.



Abbildung 3: Rechtes Bremssystem.

#### 1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

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

#### 1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

#### 1.15 Überlebensaspekte

Nicht betroffen

#### 1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

Nicht betroffen

#### 1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

##### 1.17.1 Werkverkehr

Das Flugzeug N400AJ wurde nach den Vorgaben FAR<sup>4</sup> / CFR<sup>5</sup> *part* 91 im Werkverkehr betrieben.

Werkverkehr bedeutet die Beförderung von Personen und Gütern im eigenen Geschäftsinteresse und nicht im Auftrag Dritter.

<sup>4</sup> FAR – *Federal Aviation Regulations* (Luftfahrtregelungen der amerikanischen Flugaufsichtsbehörde).

<sup>5</sup> CFR – *Code of Federal Regulations*.

## 1.18 Zusätzliche Angaben

### 1.18.1 Betriebsdokumente des Flugzeuges

#### 1.18.1.1 Allgemeines

Von der Firma Nextant Aerospace wurden nach dem Umbau des Flugzeuges dem Besitzer und Betreiber umfassende Dokumente zur Verfügung gestellt. Als Ergänzung zu den bestehenden und grösstenteils immer noch anwendbaren AFM und dem *pilot operating handbook* (POH) wurden sogenannte *supplements* herausgegeben. Diese ergänzenden Unterlagen enthalten die neuen Informationen zu Themen, die durch den Umbau betroffen sind. Sie werden parallel zu den bestehenden Unterlagen verwendet. Es ist Aufgabe der Besatzung, wenn notwendig die neuen Informationen aus den *supplements* zu verwenden und die entsprechende, überholte Information in den Originaldokumenten zu ignorieren.

Zusätzlich zu den relativ voluminösen und deshalb für den Gebrauch im Cockpit unhandlichen AFM und POH hat Nextant Aerospace auch eine stark abgekürzte Version (*single card checklist*) erstellt. Diese basiert auf dem von Nextant erstellten *NXT1-checklist supplement*. Gemäss Aussagen der Besatzung wurde diese Kurzversion auch während der Trainingsflüge bei CAE Simuflite verwendet.

Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls hatte die Besatzung die Informationen aus folgenden Dokumenten zur Bedienung des Flugzeuges zur Verfügung:

- *Airplane Flight Manual* (AFM) für Beechjet Model 400A (Hawker 400XP)  
Hawker Beechcraft, 23. Juni 2011.

- *Airplane Flight Manual Supplement* für Hawker Beechcraft 400A mit Williams Triebwerken und Collins Proline 21 Cockpit  
Nextant Aerospace, NXT1-AFMS, Erstausgabe 15. September 2011.

In diesem Dokument findet sich folgende Bemerkung:

*„The operating procedures that are outlined in this section are to be used in conjunction with the original Beechjet 400A AFM. Procedures outlined within this section are only the procedures that have been affected by this installation. Disregard Tests and procedures outlined in the original AFM for EFC<sup>6</sup> and Thrust Reversers as these systems have been removed. Refer to original Beechjet 400A AFM for procedures not listed.“*

- *Airplane Flight Manual Supplement* für Hawker Beechcraft 400A Collins Proline 21 mit FMS-6100 und Williams FJ44-3AP Engines  
Nextant Aerospace, Erstausgabe 2. September 2011.

Dieses Dokument enthält primär Informationen zu Systemen, bei denen sich durch den Umbau Änderungen ergaben. Es enthält nur wenige Prüflisten, die für diesen schweren Vorfall nicht von Relevanz sind.

- *Checklist Supplement* für Nextant 400XT  
Nextant Aerospace, Erstausgabe 21. Dezember 2011.

In diesem Dokument findet sich im Abschnitt *„Preflight Inspection“* folgende Bemerkung:

„9. <i>Airplane Flight Manual</i> (AFM) / <i>Pilot's Operating Manual</i> (POM)	ON BOARD
10. <i>AFM Supplement for Collins Proline 21</i>	ON BOARD
11. <i>AFM Supplement for Williams Int. FJ44-3AP &amp; Collins Proline 21 w/ EIS</i>	ON BOARD“

- *Single Card Checklist* für Nextant BE-400XT  
FJ44-3AP Rev 2 und Rev 6 vom 19. Dezember 2011.

<sup>6</sup> EFC – *Electronic Fuel Control*.

- *Pilot Checklist* für Beechjet/Hawker 400XP, Model 400A Raytheon Aircraft Company (mit *FlightSafety International* Logo).
- *Operating Handbook* für Beechjet 400A Herausgegeben von CAE Simuflite, mit Vermerk „*Developed for Training Purposes Aug 06*“. Dieses Dokument enthält Prüflisten und Tabellen.
- Die elektronische Prüfliste, die auf dem *multifunction display* angezeigt werden kann. Diese entsprach inhaltlich der *single card checklist* für Nextant BE-400XT. Der Pilot kann sich mit einem Druckknopf auf dem *cursor control panel* (CCP) oder dem *checklist line advance switch* durch die angezeigte Liste klicken.

Die Besatzung arbeitete mit dem *operating handbook* für Beechjet 400A von CAE Simuflite, der *single card checklist* für Nextant BE-400XT und der elektronischen Prüfliste auf dem MFD.

#### 1.18.1.2 Von der Besatzung verwendete Prüflisten

Gemäss Aussagen der Besatzung hatten sie die Musterberechtigung auf die Beechjet 400A, sowie die jährlichen wiederkehrenden Trainings, bei CAE Simuflite in Dallas/USA durchgeführt. Dabei wurde immer das entsprechende *operating handbook* von CAE Simuflite verwendet. Durch die intensive Einarbeitung waren sie mit diesen Prüflisten vertraut und übernahmen sie auch beim Betrieb der eigenen 400A. Gemäss eigenen Aussagen hatte die Besatzung es sich nach dem Umbau des Flugzeuges zur Gewohnheit gemacht, drei Prüflisten zur Vorbereitung vor dem Start zu verwenden. Für den Teil „BEFORE STARTING ENGINES“ wurde weiterhin die Prüfliste von CAE Simuflite verwendet. Für den Triebwerkstart wurde die Nextant *single card checklist* verwendet und danach die elektronische Prüfliste auf dem MFD. Dies war allerdings nur als Übergangslösung gedacht, bis bei Gelegenheit die ausführliche Prüfliste von Nextant in ein handliches Format gebracht werden konnte.

Die CAE-Simuflite-Prüflisten entsprachen gemäss den Aussagen der Besatzung der originalen Prüfliste des Flugzeugherstellers. Ausser wenigen kleineren Differenzen unterscheiden sie sich im Abschnitt „BEFORE STARTING ENGINES“ beim Schritt *master test* wie folgt:

Hawker Beechcraft Model 400A AFM und Nextant Aerospace, NXT1-AFMS	CAE Simuflite <i>operating handbook</i>
<i>Master Test</i> .....TEST NOTE (...) <i>It is permissible to recheck the STBY PWR during the TAXI procedures if the No-Go light illuminates during the initial standby power check. It will be necessary to reset a generator if the master test switch is rotated out of the OFF position subsequent to engine starting.</i>	<i>Master Test (All Except Generators) ..... TEST</i>

In der *single card checklist* für Nextant BE-400XT wird dieser Prüfpunkt nicht erwähnt.

Die Prüflisten stimmen darin überein, dass vor dem Start des ersten Triebwerkes die Stellung der *generator reset switches* geprüft wird. Wenn das erste Triebwerk mit der Batterie gestartet wurde, wird kontrolliert, dass der Strom vom entsprechenden Generator weniger als 150 A beträgt, bevor das zweite Triebwerk gestartet wird. Wenn beide Triebwerke laufen, wird kontrolliert, dass sich die *generator reset switches* in der Position NORM befinden.

Die Prüflisten unterscheiden sich im Abschnitt „BEFORE TAXI“, der unmittelbar nach dem Triebwerkstart folgt. Der Punkt „Master Test L/R GENERATORS“, der bei der CAE-Simuflite-Prüfliste vor dem Triebwerkstart explizit nicht durchgeführt wurde, wird nun hier vermerkt.

BEFORE TAXI	
Refrigeration Air Conditioning .....	AS REQUIRED
Radio Masters .....	ON
AC Voltages .....	CHECK
Standby Gyro .....	UNCAGE
Cabin Pressure Source .....	BOTH NORM
Cabin Pressure Control .....	(CRUISE +500 FT) CHECKED
Master Test . GENERATOR RESET CYCLE . L/R GENERATORS	
Engine Anti-Ice .....	AS REQUIRED
Windshield Anti-Ice .....	OFF or LOW
Cabin Sign. ....	SAFETY
Galley Power .....	AS REQUIRED
Before Taxi Check .....	COMPLETE

*Beechjet 400A Operating Handbook  
Developed for Training Purposes May 05*

N-3

**Abbildung 4:** Ausschnitt aus der CAE-Simuflite-Prüfliste mit dem Prüfpunkt „Master Test L/R GENERATORS“ und den handschriftlichen Notizen der Besatzung.

Dieser Prüfpunkt ist bei der Hawker Beechcraft Model 400A AFM und in der Prüfliste Nextant Aerospace, NXT1-AFMS in diesem Abschnitt nicht enthalten.

In der *single card checklist* für Nextant BE-400XT wird dieser Prüfpunkt wie folgt dargestellt:

“Master Test (L/R Generators)..... Checked”

Unmittelbar danach folgt der folgende Prüfpunkt:

„DC Amps & Voltages..... Checked”

Vor dem Start, im Abschnitt „BEFORE TAKEOFF“, enthalten die Prüflisten den Eintrag, die Warnanzeigen (*annunciators*) zu überprüfen.

#### 1.18.2 Berechnung der Landedistanz

Die Masse des Flugzeuges bei der Landung betrug 14 500 lb.

Eine Nachrechnung der erforderlichen Landedistanzen basierend auf den Angaben des Herstellers unter Berücksichtigung der Vorgaben für FAR / CFR *part 91* (*factored landing distance 125 %*) ergab die folgenden Werte:

Bei trockener Piste, ohne *anti skid system* und einer Landeklappenstellung von 0° ergab die berechnete Landedistanz 5320 ft oder 1620 m.

Bei nasser Piste, wie in vorliegendem Fall, erhöhte sich die berechnete Landedistanz auf etwa 6120 ft oder 1860 m.

Die verfügbare Landedistanz der Piste 14 beträgt ab Pistenschwelle 3150 m.

Die Distanz von der Pistenmitte 14 bis zum Rollweg H1 beträgt rund 800 m.

Die Distanz vom Rollweg H1 bis zum Pistenende beträgt rund 800 m.

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den schweren Vorfall hätten verursacht oder beeinflussen können.

Die Besatzung gab an, vor dem Start des zweiten Triebwerkes darauf geachtet zu haben, dass der Ladestrom dieses Generators unter 150 A lag. Somit kann angenommen werden, dass mindestens ein Generator das Bordnetz mit Strom versorgte. Es gibt keine Hinweise darauf, dass der zweite Generator nicht funktionsfähig war und nach dem Start des zweiten Triebwerkes auch Strom in das Bordnetz lieferte. Nach der Landung stellte der PIC fest, dass beide Generatoren nach dem *reset* wieder Strom in das Bordnetz lieferten und die Avionik wieder funktionierte.

### 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

#### 2.2.1 Flugplanung und Flugvorbereitung

Der am 12. Juni 2012 geplante Flug der N400AJ wurde von der Besatzung umfassend vorbereitet. Weder in Bezug auf die zu transportierenden Passagiere noch auf die Wetterbedingungen am Start- und Zielort wurden Probleme erwartet. Die Besatzung war sich bewusst, dass die Flugzeugbatterie aufgrund des etwas längeren Gebrauchs am Vortag nach dem Abstellen der Triebwerke in der Kapazität vor dem Laufenlassen der Triebwerke leicht eingeschränkt sein könnte. Der SIC berücksichtigte dies entsprechend bei der Vorbereitung des Cockpits.

#### 2.2.2 Umgang mit dem Prüflistenpunkt *master test*

Die Besatzung benützte im Flugbetrieb verschiedene veraltete und aktuelle Prüflisten. Begründet wurde dies damit, dass sich insbesondere der SIC mit den neuen Prüflisten nicht sicher genug fühlte. Dabei wurde zu wenig berücksichtigt, ob und in welchen Punkten sich diese unterscheiden. Auffallend war, dass die Prüfliste Nextant Aerospace NXT1-AFMS und die verkürzte Prüfliste *single card checklist* für Nextant BE-400XT in Struktur und Inhalt nicht abgestimmt und vollständig waren. Diese Situation barg Risiken und trug zu einer unstrukturierten Arbeitsweise bei.

Da der SIC bis zum Triebwerkstart noch nicht alle Prüflistenpunkte abgearbeitet hatte, erledigte er diese nach dem Start der Triebwerke selbstständig, während der PIC bereits mit dem Rollen des Flugzeuges beschäftigt war. Der SIC führte diese Prüflistenpunkte ausserhalb der vorgesehen Sequenz durch. Dieses Vorgehen setzte jedoch eine genügende Übersicht über den Status der Systeme vor und insbesondere nach dem Laufenlassen der Triebwerke voraus.

Beim Abarbeiten des *master test* durch den SIC wurden die beiden Generatoren durch das Testsignal vom Bordnetz getrennt. Dies blieb von der Besatzung unbemerkt. Die Warnlichter der beiden abgeschalteten Generatoren L GEN OFF und R GEN OFF wurden nicht bemerkt und das dazugehörige MASTER-CAUTION-Licht wurde unangesprochen gelöscht. Der Umstand, dass diese Warnlichter neu angeordnet wurden, begünstigte dies (vgl. Anlagen 3, 4 und 5).

Die Zusatzbemerkung im Nextant Aerospace NXT1-AFMS lautet: „*It will be necessary to reset a generator if the master test switch is rotated out of the OFF position subsequent to engine starting*“.

Da die Generatoren nicht wieder zugeschaltet wurden, bediente der SIC den Dreh- schalter des *master test* offensichtlich mit mangelhafter Systemkenntnis oder ohne genügende Aufmerksamkeit.

Erwähnenswert ist, dass der *master test* sowohl technisch wie auch in Bezug auf die Bedienung nach dem Umbau der N400AJ zur Nextant 400XT unverändert blieb.

### 2.2.3 Zusammenarbeit der Besatzung

Die Besatzung kannte sich gut. Es gab keine Hinweise auf belastende Faktoren in der Zusammenarbeit. Zwischen PIC und SIC bestand ein deutlicher Erfahrungsunterschied. Die gegenseitige Überwachung war unzureichend.

Die Arbeitssystematik oder Struktur innerhalb der Besatzung hielt Unregelmässigkeiten im Flugbetrieb nicht stand. Beispiele dafür sind:

- Verlangen der Rollfreigabe durch den PIC, bevor die dafür notwendigen Vorbereitungen abgeschlossen waren.
- Das unangesprochene Löschen des MASTER-CAUTION-Lichtes.
- Ungenügende Kontrolle der Warnanzeigen auf dem *master warning/caution system* (MWCS) vor dem Start.
- Ungenügende Analyse beim Aufleuchten des orangefarbenen Warnlichtes des STBY PWR ON.

Nach dem Auftreten der ersten Systemausfälle kurz nach dem Start zeigte sich die fehleranfällige Arbeitsstruktur der Besatzung in der voreingenommenen Wahrnehmung und der fehlenden Analyse der Panne. Der PIC ordnete diese ersten Systemausfälle den aus vorigen Flügen bekannten technischen Unzulänglichkeiten zu und verpasste dabei den Einstieg in eine sofortige systematische Analyse. Eine strukturierte Vorgehensweise, um die Ursache der Panne aufzudecken und zu korrigieren, blieb aus.

Der erfahrene PIC in der Rolle als fliegender Pilot mag in einem ersten Moment stark ausgelastet gewesen sein, der SIC mit etwas mehr Kapazität als assistierender Pilot hat jedoch diese mangelnde Arbeitssystematik zu diesem entscheidenden Zeitpunkt offensichtlich nicht ausgleichen können.

Die anfallende Arbeit konnte im Verlauf der Strompanne nicht genügend auf die Besatzungsmitglieder verteilt werden. Ein weiteres Beispiel dafür war die Anweisung des PIC nach der „*emergency gear extension checklist*“ im Endanflug, die der SIC erst nach einer gewissen Zeit und mit Hilfe des ruhig gebliebenen PIC finden konnte.

### 2.2.4 Flugverlauf

Es ist verständlich, dass die Besatzung aufgrund der Ereignisse möglichst rasch wieder landen wollte.

Der PIC behielt die Rolle als fliegender Pilot. Daraus ergab sich eine grosse Belastung aufgrund des eingeschränkt trimmbaren Flugzeuges, der Kommunikation mit der ATC und der Vorbereitung einer Landung ohne Landeklappen. Dazu unterstützte er den SIC beim Notausfahren des Fahrwerks. Die Folge war ein Anflug über dem nominellen Gleitweg mit überhöhter Geschwindigkeit. Anstelle eines kontrollierten Aufsetzens in der normalen Landezone entschied der PIC, die zusätzliche Vorwärtsgeschwindigkeit des Flugzeuges in der Luft zu reduzieren. Deshalb erfolgte das Aufsetzen erst kurz vor der Pistenmitte. Das Flugzeug wurde innerhalb von rund 800 m bis zum Rollweg H1 abgebremst. Dies führte zum Überschreiten der maximal zulässigen Betriebstemperatur der Radbremsen. Von H1 bis zum Pistenende standen noch rund 800 m zur Verfügung.

### 2.2.5 Training der Besatzung

Die Ausbildung auf das umgebaute Flugzeug, insbesondere in Bezug auf dessen neue Avionik, war nicht umfassend genug. Der Lerninhalt des *difference training* muss zwingend die Kenntnis der vorgeschriebenen Unterlagen und Prüflisten und deren richtige Handhabung umfassen. Der Umstand, dass weder ein Verfahrenstrainer (*procedure trainer*) für das Training der Besatzung zur Verfügung stand noch Wert auf das richtige Durchspielen der Prüfliste gelegt wurde, stellt die Qualität der Ausbildung in Frage.

Offensichtlich wurde von der Besatzung selbst wie auch vom Lehrpersonal beim *difference training* im praktischen Teil nicht genügend Wert auf den Umgang mit den neuen Arbeitsdokumenten im veränderten Cockpit gelegt. Das Arbeiten mit den aktuellen Prüflisten wurde zu wenig geübt. Der rund 5 Monate dauernde Trainingsunterbruch wurde in Bezug auf das erforderliche Verfahrenstraining zu wenig berücksichtigt.

Auch wurde die massgebliche Änderung der Position der Warnanzeigen im Gesichtsfeld der Besatzung nicht ausreichend thematisiert.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war für IFR-Kategorie 1 zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den schweren Vorfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die N400AJ wurde von Nextant Aerospace gemäss dem ergänzenden Baumusterzeugnis (*supplemental type certificate* – STC) unter anderem mit einem neuen Triebwerktyp und einer neuen Avionik ausgerüstet.
- Die Positionen der Warnanzeigen im Gesichtsfeld der Besatzung waren durch den Umbau des Flugzeuges verändert worden.
- Der *master test* blieb sowohl technisch wie auch in Bezug auf die Bedienung nach dem Umbau der N400AJ zur Nextant 400XT unverändert.
- Dreht man den Drehschalter des *master test* aus der OFF-Position, um die verschiedenen Testsequenzen abzuarbeiten, werden in der Folge auf der jeweils ersten Position die beiden Generatoren vom Bordnetz getrennt.
- Wenn beide Generatoren *offline* bleiben, wird das gesamte elektrische System von der Hauptbatterie oder von den *uninterruptible power supplies* (UPS) versorgt, bis diese vollständig entleert sind.

##### 3.1.2 Besatzung

- Die Besatzung besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Besatzung während des Fluges vor.
- Die Besatzung wurde im Rahmen eines *difference training* für das modifizierte Flugzeug ausgebildet.

##### 3.1.3 Betriebliche Aspekte

- Die Besatzung benützte im Flugbetrieb verschiedene veraltete und aktuelle Prüflisten.
- Am Vortag liess die Besatzung die Avionik mit der Batterie rund 10 Minuten eingeschaltet.
- Die Prüfliste im Nextant Aerospace NXT1-AFMS sieht vor, dass der *master test* vor dem Start der Triebwerke durchgeführt wird.
- Der SIC erledigte nach dem Start der Triebwerke unter anderem den Prüflistenpunkt *master test* selbstständig, da dieser vor dem Triebwerkstart noch nicht abgearbeitet war.
- In dieser Phase war der PIC bereits mit dem Rollen des Flugzeuges beschäftigt.
- Beim Abarbeiten des *master test* wurden die beiden Generatoren durch das Testsignal vom Bordnetz getrennt. Dies blieb von der Besatzung unbemerkt.
- Als die N400AJ in die Wolken einflog, fiel das FMS 2 aus. Es folgten weitere Systemausfälle aufgrund der sich entleerenden Batterien.

- Auf die Frage von der ATC um 17:06 Uhr nach der aktuellen Höhe von N400AJ, antwortete der PIC: „...*Altitude, ah, but we lost almost everything.*“
- Der PIC schaltete die Batterie in die Stellung Notbetrieb EMER.
- Die Höhenrudertrimmung funktionierte im Notbetrieb, das Trimmen um die Rollachse war nicht mehr möglich.
- Die Besatzung entschied sich, möglichst rasch wieder in Zürich zu landen.
- Der Anflug auf die Piste 14 erfolgte über dem nominellen Gleitweg mit überhöhter Geschwindigkeit.
- Die N400AJ setzte um 17:22 Uhr kurz vor Pistenmitte auf.
- Das Flugzeug wurde innerhalb von rund 800 m bis zum Rollweg H1 abgebremst.
- Dies führte zum Überschreiten der maximal zulässigen Betriebstemperatur der Radbremsen.
- Vom Rollweg H1 bis zum Pistenende standen noch rund 800 m zur Verfügung.
- Die Schmelzsicherungen der Hauptfahrwerksräder liessen einige Minuten nach der Landung wegen Überhitzung die Luft ab. Das linke und das rechte Bremssystem zeigen deutliche Zeichen von Überhitzung.
- Nach der Landung stellte der PIC fest, dass beide Generatoren nach dem *reset* wieder Strom in das Bordnetz lieferten und die Avionik wieder funktionierte.
- Es wurde niemand verletzt.

#### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Der Himmel war bedeckt. Die Hauptwolkenuntergrenze lag bei 3000 ft AAE. Zudem wurden 1/8–2/8 Schlechtwetterstratus auf 900 ft AAE beobachtet.
- Für die Ausbildung auf dem Muster Nextant 400XT stand kein entsprechender Simulator beziehungsweise Verfahrenstrainer zur Verfügung.
- Während der Ausbildung auf dem Muster Nextant 400XT wurde nicht genügend Wert auf den Umgang mit den neuen Arbeitsdokumenten im veränderten Cockpit gelegt.

### 3.2 Ursachen

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass ein unerkannt gebliebener Bedienungsfehler der Besatzung in der Startvorbereitung zu einem weitreichenden Ausfall der elektrischen Stromversorgung führte, was eine Notlandung zur Folge hatte.

Zum schweren Vorfall beigetragen haben:

- Eine zu wenig aufmerksame und systematische Arbeitsweise der Besatzung.
- Mangelhafte Arbeitsunterlagen der Besatzung.
- Ein unzureichendes *difference training* der Besatzung.

- 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, 1. September 2015

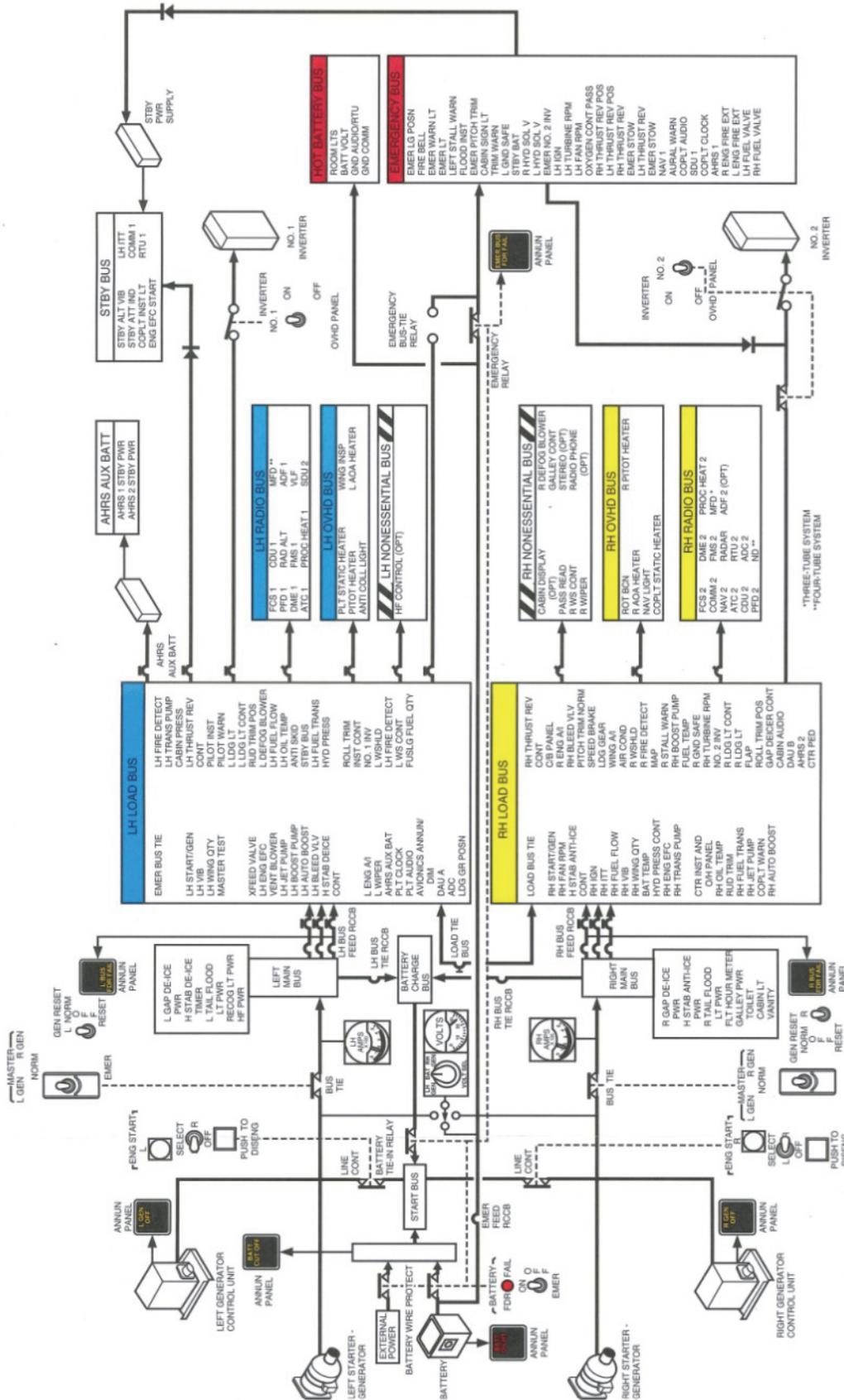
Untersuchungsdienst der SUST

*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).*

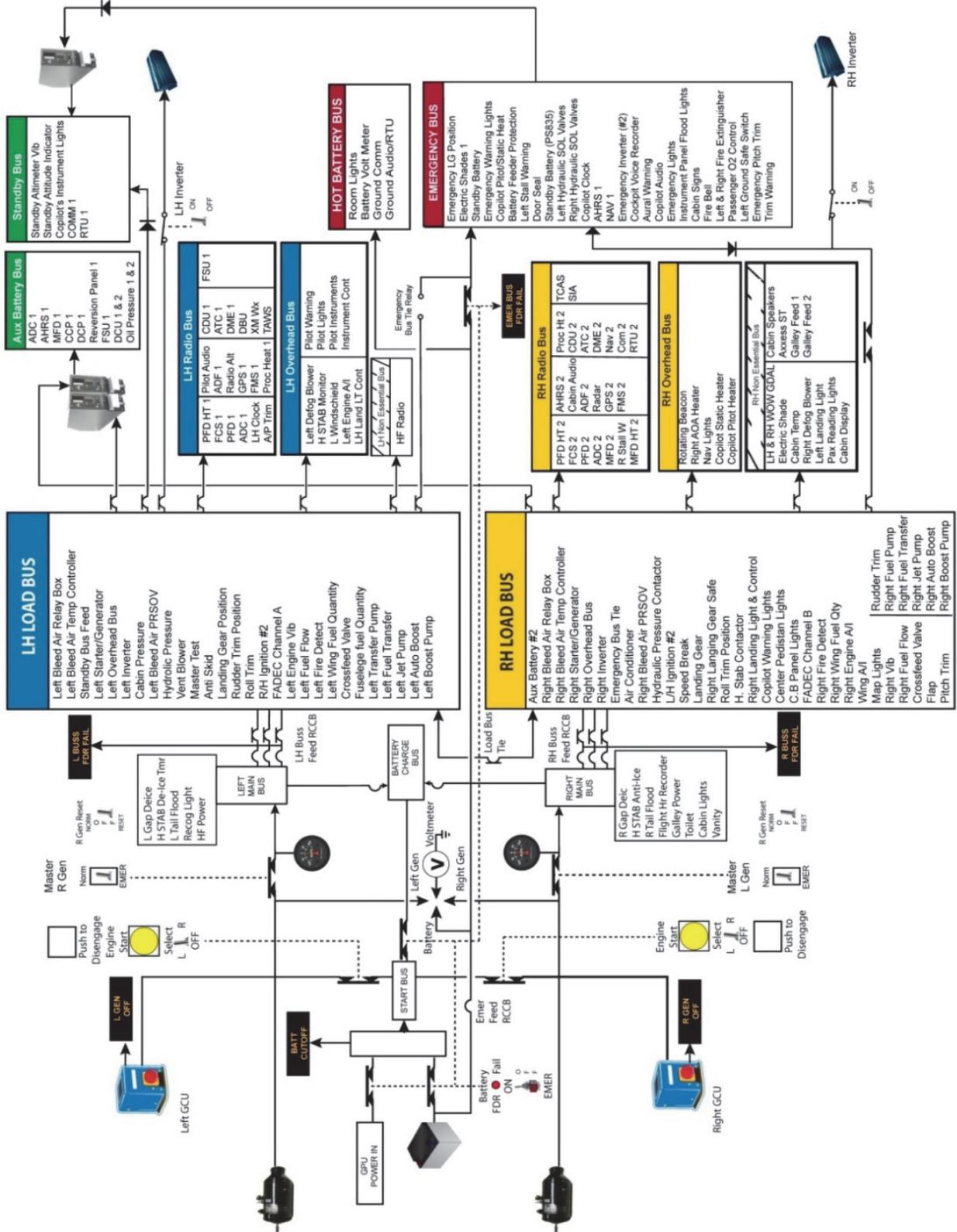
*Bern, 20. August 2015*

Anlagen

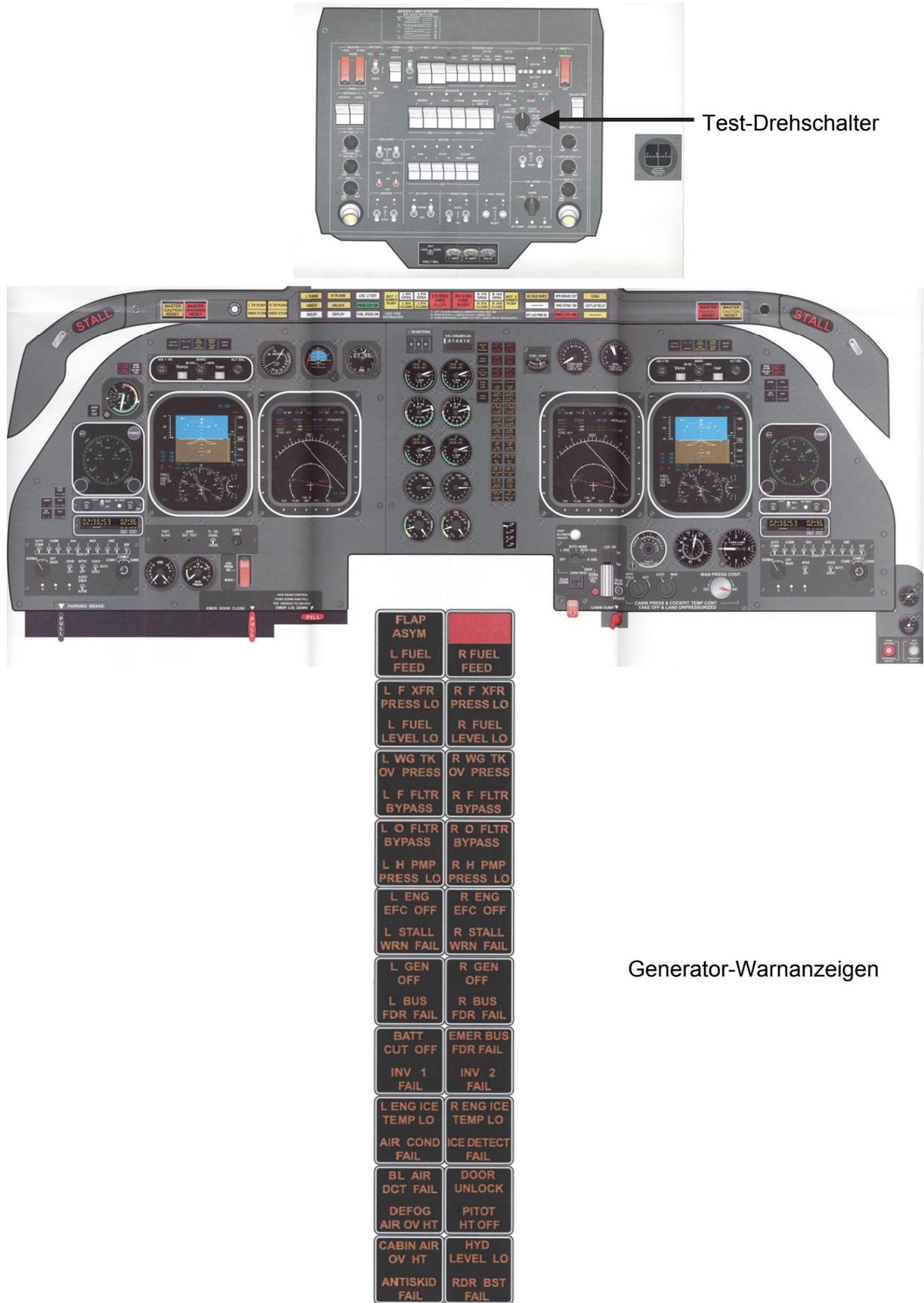
Anlage 1: Ursprüngliche Auslegung des elektrischen Systems (Muster 400A)



Anlage 2: Modifizierte Auslegung des elektrischen Systems (Muster 400XT)



### Anlage 3: Ursprüngliches Layout der Cockpitanzeigen und Bedienelemente (Muster 400A)



Generator-Warnanzeigen

**Anlage 4: Modifiziertes Layout der Cockpitanzeigen und Bedienelemente (Muster 400XT)**



STBY-PWR-Leuchte: grün „arm“, orange „on“ Elektrische Anzeigen (Strom und Spannung)

**Anlage 5: Master Caution/Master Warning (MCMW) Panel im 400XT**

Die *Master Caution/Master Warning* (MCMW) wurde bei der Modifikation zum 400XT vom Instrumentenbrett (vgl. Anlage 3) an den unteren Rand des *overhead panels* verlegt (vgl. Anlage 4 oben).

CABIN PRESSLO	CABIN PRESSHI	LOIL PRESSLO	ROIL PRESSLO	LB/A SRC FAIL	RB/A SRC FAIL	LF XFER PRESSLO	RF XFER PRESSLO	LF FLTR BYPASS	RF FLTR BYPASS	LNO DISPATCH	RNO DISPATCH	LBUS FDR FAIL	RBUS FDR FAIL	LENG ICE TEMPLO	RENG ICE TEMPLO	DOOR UNLOCK	CABIN AIR OVHT	HYD LEVELLO
L FIRE DET FAIL	R FIRE DET FAIL	L FUEL PRESSLO	R FUEL PRESSLO	LB/A OV PRESS	RB/A OV PRESS	L FUEL LEVEL LO	R FUEL LEVEL LO	LO FLTR BYPASS	RO FLTR BYPASS	LSTALL WRN FAIL	RSTALL WRN FAIL	BATT CUTOFF	EMERBUS FDR FAIL	AIR COND FAIL	ICE DET FAIL	PITOT HT OFF	ANTI SKID FAIL	RUBST FAIL
L WSHLD OVHT	R WSHLD OVHT	HSTAB ICE FAIL	WING OVHT	L FUEL FEED	R FUEL FEED	L WG TK OV PRESS	R WG TK OV PRESS	LH PMP PRESSLO	RH PMP PRESSLO	L GEN OFF	R GEN OFF	INV 1 FAIL	INV 2 FAIL	BL AIR DCT FAIL	DEFOG AIR OVHT	FLAP ASYM	LTT2 FAIL	RTT2 FAIL