

# Untersuchungsbericht

5X008-0/98  
Dezember 1999

## Sachverhalt

Art des Ereignisses:	Schwere Störung
Datum:	23. November 1998
Ort:	Hannover
Luftfahrzeug:	Verkehrsflugzeug
Hersteller / Muster:	BAe 146-300
Personenschaden:	ohne Verletzte
Sachschaden:	Luftfahrzeug nicht beschädigt
Drittsschaden:	keiner

## Flugverlauf

Während des Starts zu einem Linienflug von Hannover nach Mailand erloschen kurz nach dem Abheben des Flugzeuges beide Bildschirme (PFD und ND) auf der Seite des 2. Flugzeugführers. Gleichzeitig sprangen beide zuvor aktivierten yaw damper heraus. Ein erneutes Aktivieren der yaw damper durch den 2. Flugzeugführer misslang.

Bei dem darauf folgenden Einfahren des Fahrwerkes leuchteten nach Aussagen der Besatzung gleichzeitig mehrere "amber lights" am overhead panel auf, wobei von dem verantwortlichen Flugzeugführer (PIC), unter dessen Kontrolle sich das Flugzeug befand (PF), u.a. der Ausfall von mehreren elektrischen Stromschienen (AC 2, DC 2) erkannt werden konnte.

Daraufhin entschloss sich der PIC zur Rückkehr zum Flughafen und zu einer kurzen Platzrunde nach Sicht. Bereits im Gegenanflug wurde das Fahrwerk wieder ausgefahren.

Unmittelbar nach dem das Fahrwerk ausgefahren war, erfolgte ein kompletter Stromausfall, mit daraus resultierendem Ausfall von EFIS auch auf der Seite des PIC, Verlust der Sprechfunkverbindung und der Instrumentenbeleuchtung. Zu diesem Zeitpunkt endete die Aufzeichnung des Flugdatenschreibers und auch die Funktion des Transponders, wie sich im Verlauf der späteren Untersuchung des Vorfalles herausstellte. Bei stark eingeschränkten Sichten und niedriger Wolkenuntergrenze gelang es dem PIC, die Platzrunde zu vollenden und das Flugzeug zu landen. Bei dem Aufsetzen des Flugzeuges auf der Landebahn platzten alle 4 Reifen der Hauptfahrwerke. Beim Ausrollen bemerkte der PIC, dass die Spoiler nicht ausgefahren waren und auch das Bremssystem nicht wirkte. Die Triebwerke konnten nicht auf Leerlauf gefahren werden, sodass sie letztendlich abgestellt werden mussten.

Aufgrund der ebenfalls ausgefallenen Bugradsteuerung konnte das Flugzeug nur mit Mühe auf der Landebahn gehalten werden und kam schließlich ca. 400 m vor dem Bahnende zum Stillstand.

Alle Insassen (Besatzung 2 + 2) sowie 3 Passagiere und ein Kleinkind konnten das Flugzeug über die eingebaute Treppe unverletzt verlassen.

## Untersuchung

Unmittelbar nach der Störung wurde durch das Luftfahrtunternehmen mit Unterstützung des Flugzeugherstellers eine umfangreiche technische Untersuchung am Flugzeug vorgenommen. Dabei konzentrierten sich die Untersuchungen neben einer Feststellung der Schäden auch auf eine Dokumentation und späterer Analyse der Systembefunde, insbesondere im Hinblick auf das elektrische System. Auf Befragen versuchten beide Flugzeugführer, so weit es noch möglich war,

sich an den Ablauf der einzelnen Ereignisse zu erinnern und dies schriftlich zu dokumentieren.

Durch die BFU erfolgte eine Auswertung der Flugschreiber. Von der DFS wurden Aufzeichnungen über den geführten Sprechfunkverkehr und die Radarerfassung als zusätzliches Untersuchungsmaterial angeliefert.

Die Untersuchung der Störung ergab eine Folge von besonderen Ereignissen zu verschiedenen Zeitpunkten, die letztendlich das Ausmaß der Störung geprägt haben.

### **Betriebsphase STAND: Batteriespannung schwankend**

Vor dem Anlassen der APU bemerkte die Besatzung eine instabile Spannungsanzeige der Batterie BAT # 2, wogegen BAT # 1 nach dem Einschalten eine konstante Spannung von 28 V anzeigte. Als nach dem Anlassen der APU die Spannungsanzeige der BAT # 2 unverändert zwischen 5 und 26 V schwankte, entschloss sich der PIC, durch einen Mechaniker die BAT # 2 vom Stromkreis trennen zu lassen. Entsprechend der "minimum equipment list" (MEL) wurde durch diese Maßnahme die Durchführung des Fluges nicht behindert.

Standardmäßig war die BAT # 1, in Flugrichtung gesehen rechts, nahe der Bordwand installiert. Die optionale Ausrüstung mit einer zweiten Batterie war nur bei diesem Flugzeug des Luftfahrtunternehmens gegeben. Dazu war die BAT # 2 unmittelbar links der BAT # 1 angeordnet. Irrtümlicherweise wurde nun die intakte BAT # 1 vom Stromkreis getrennt, in der Annahme, dass es sich bei der weiter rechts liegenden Batterie um die BAT # 2 handeln müsse. Dabei erschwerte der von außen zugängliche, aber nur schlecht einsehbare Schacht, das Erkennen der korrekt gekennzeichneten Batterien.

Danach wurden die Triebwerke mit Unterstützung der APU angelassen. Das Flugzeug rollte zum Start auf der Startbahn 09R.

### **Betriebsphase START: Ausfall von EFIS und yaw damper**

Unmittelbar nach dem Rotieren des Flugzeuges fielen die yaw damper und auf der rechten Seite des Cockpits das EFIS aus. Gleichzeitig leuchteten mehrere Warnlampen auf, wobei nach Aussage des verantwortlichen Flugzeugführers er u.a. den Ausfall von AC2 und DC2 erkannt haben will. Das Fahrwerk wurde ohne Probleme eingefahren. Dagegen blieb der Versuch des zweiten Flugzeugführers, die yaw damper erneut zu aktivieren, erfolglos.

Daraufhin entschloss sich der Flugzeugführer zur sofortigen Landung und teilte diese Absicht der Flugsicherung mit. Um eventuell zusätzliche Probleme zu vermeiden, wurde die Stellung der Landeklappen für den Rest des Fluges unverändert beibehalten.

### **Betriebsphase GEGENANFLUG: kompletter Elektrik-Ausfall**

Im Gegenanflug etwa querab zur Landebahn wurde das Fahrwerk wieder ausgefahren. Kurze Zeit danach fiel im Flugzeug die gesamte Elektrik aus. Zu diesem Zeitpunkt endete auch die Aufzeichnung des Flugdatenschreibers, und die Höheninformation der Radaraufzeichnung war aufgrund des Transponderausfalles an Bord des Flugzeuges nicht mehr verfügbar.

Erheblich erschwert wurde die Fortsetzung des Fluges bei stark eingeschränkten Sichtflugbedingungen durch den Ausfall der elektronischen Instrumente, den Ausfall der Beleuchtung der übrigen Instrumente und den Verlust der Kommunikation Bord-Boden, aber auch zwischen Cockpit und der Kabine.

### **Betriebsphase LANDUNG**

Aufgrund des Elektrikausfalles versagten bei der Landung des Flugzeuges folgende Systemkomponenten: Airbrakes, Liftspoiler, Antiskid, Bugradsteuerung, Triebwerksregelung auf Leerlauf.

Nur durch Abschalten der Triebwerke konnte das Flugzeug bei stark eingeschränkter Steuerbarkeit noch auf der Landebahn zum Stillstand gebracht werden.

### **Auswertung der FLUGSCHREIBER**

Die Aufzeichnung des **Cockpit Voice Recorders** (CVR) konnte ausgewertet werden, ergab jedoch, dass die Tonaufzeichnung von einem früheren Flug HAJ - CGN am 19.11.98 stammte, und danach der CVR nicht mehr funktionsfähig war.

Der **Flugdatenschreiber** war, wie seine Auswertung zeigte, in vollem Umfang funktionstüchtig, sodass die aufgezeichneten Daten zur Erklärung der Abläufe einige Hinweise geben konnten. Die verfügbaren Parameter waren jedoch weniger geeignet, die Analyse der elektrischen Versorgung bei dieser Störung unterstützen zu können.

### **Technische Untersuchung**

Bei der technischen Untersuchung unmittelbar nach der Störung wurde u.a. festgestellt, dass die funktionsfähige BAT # 1 irrtümlich von der Stromschiene abgeklemmt worden war. Die BAT # 2 zeigte stark korrodierte Kontakte, welche die Ursache für die schwankende Spannungsanzeige zu Beginn des Fluges waren. Danach war diese Batterie abgeschaltet worden und sollte durch die Technik von der Stromschiene abgeklemmt werden.

Weiterhin wurde festgestellt, dass der hydraulisch betriebene Stand-by Generator fehlerhaft war.

## Beurteilung

Die Störung war geprägt durch den Ablauf einer Kette von miteinander verknüpften Ereignissen und Entscheidungen, die letztendlich zu einem totalen Ausfall der Stromversorgung mit einer erheblichen Beeinträchtigung der Funktionsfähigkeit von Systemen führten, wodurch am Ende die Sicherheit des Fluges in einem hohen Umfang vermindert war.

Als Ausgangspunkt der Störung muss das irrtümlicherweise erfolgte Abklemmen der BAT # 1 angesehen werden, wodurch ein Flug hätte nicht mehr stattfinden dürfen. Die Vorrichtungen zur Aufnahme der Batterien waren mit Batterie 1 bzw. Batterie 2 gekennzeichnet, allerdings in einer in der Luftfahrt unüblichen Reihenfolge. Dieser nur schlecht einsehbare Bereich trug zu der falsch durchgeführten Maßnahme bei, wie auch ein gewisser Zeitdruck, ausgelöst durch die technischen Probleme bei Antritt des Fluges.

Der Ausfall beider yaw damper unmittelbar nach dem Abheben sowie der gleichzeitige Ausfall des EFIS auf der Seite des zweiten Flugzeugführers lassen den Schluss zu, dass systembedingt zu diesem Zeitpunkt die elektrische Versorgung auf dem AC2 Bus nicht mehr zur Verfügung stand. Voraussetzung dafür war aber, dass keiner der beiden Triebwerksgeneratoren auf die elektrische Versorgung aufgeschaltet war und eine Stromversorgung lediglich durch die APU gege-

ben war. Dies stand jedoch im Widerspruch zur Aussage der Besatzung. Der totale Stromausfall nach dem Ausfahren der Fahrwerke ist dabei auf das Abschalten der APU und dem Versagen des Stand-by Generators zurückzuführen. Das Abschalten der APU wurde möglicherweise durch das Öffnen des Batterie Contactors Nr.1 ausgelöst.

Die Handlungen der Besatzung nach dem Start waren geprägt durch eine Fortsetzung des Fluges unter schwierigen Wetterbedingungen. Im Vordergrund stand für den PIC, den Flug unter Beibehaltung des Sichtkontaktes zum Flughafen fortzuführen. Dadurch war eine Überprüfung der Systeme durch die Besatzung nur begrenzt möglich.

Letztendlich konnten die einzelnen Ereignisse im Ablauf der Störung im Detail nur spekulativ beurteilt werden. Auch Versuche des Flugzeugherstellers durch Variation von Systemzuständen eindeutige Erklärungen zum Systemverhalten zu finden, verliefen ergebnislos.

## Schlussfolgerungen

Die Störung ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug in einer unzulässigen Systemkonfiguration in Betrieb genommen wurde, wobei dieser Zustand für die Flugbesatzung nur bedingt erkennbar war.

Untersuchungsführer	Kruse
Untersuchung vor Ort	Brunner, Büttner
Systeme	Friedrich
Flugschreiberauswertung	Thiel