



Schlussbericht des Büros für Flugunfalluntersuchungen

über den schweren Vorfall

des Flugzeuges Gulfstream IV, A6-HHH

betrieben durch Dubai Air Wing unter Flugnummer DUBAI 004

vom 15. August 2003

während des Abfluges von Zürich-Kloten

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zwecke der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist nicht Sache der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 Luftfahrtgesetz). Geschlechtsunabhängig wird in diesem Bericht aus Datenschutzgründen ausschliesslich die männliche Form verwendet.

Causes

L'incident grave a été causé par le fait qu'une bride de serrage (*clamp*) s'est brisée, ce qui a eu pour conséquence que de l'air chaud comprimé (*bleed air*) s'est échappé. Celui-ci a réchauffé le plancher du côté gauche de la cabine des passagers dans le secteur de l'emplanture de l'aile et généré par la suite une odeur piquante.

Schlussbericht

Luftfahrzeug	Gulfstream IV (GIV)		A6-HHH	
Halter	Dubai Air Wing			
Eigentümer	Government of Dubai, P.O. Box 11097, Dubai, U.A.E.			
Piloten	PIC: Staatsbürger des Vereinigten Königreichs, Jahrgang 1948 COPI: Staatsbürger des Vereinigten Königreichs, Jahrgang 1963			
Ausweise	PIC und COPI: Airline Transport Pilot Licence, ausgestellt durch General Civil Aviation Authority (GCAA) of the United Arab Emir- ates (U.A.E.)			
Flugstunden (PIC)	insgesamt auf GIV	12720 3730	während der letzten 90 Tage während der letzten 90 Tage	60:35 60:35
Flugstunden (COPI)	insgesamt auf GIV	7237 1200	während der letzten 90 Tage während der letzten 90 Tage	86:00 86:00
Ort	Abflug vom Flughafen Zürich (Gersa Departure)			
Datum und Zeit	15. August 2003, 08:19 UTC ¹			
Betriebsart	IFR gewerbsmässig, ohne Passagiere			
Flugphase	Steigflug			
Art des Vorfalls	Beissender Geruch in der Passagierkabine, Flugabbruch			

Personenschaden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht oder nicht verletzt	5	---	

Schaden am Luftfahrzeug leicht beschädigt

Sachschaden Dritter keiner

¹ Alle Zeiten in diesem Bericht sind in koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) angegeben. Im Unfallzeitpunkt galt für das Gebiet der Schweiz die mitteleuropäische Sommerzeit (MESZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MESZ und UTC lautet: LT = MESZ = UTC + 2 h.

Flugverlauf

Das Flugzeug A6-HHH startete am 15. August 2003 um 08:10 UTC in Zürich (LSZH) auf der Piste 28 zu einem Überflug nach Dubai (OEJN). Der Flug wurde unter der Flugnummer DUBAI 004 durchgeführt.

Nach dem Start, unmittelbar nach dem Einschalten der Flügelenteisung, meldete die Kabinenbesatzung den Piloten, dass im Bereich der Flügelwurzel links ein lautes Luftgeräusch zu hören sei. Kurze Zeit später wurde festgestellt, dass die linke Treibstoffanzeige auf Null zeigte. Auch erschien auf dem *engine indicating and crew alerting system* (EICAS) die Fehlermeldung „R WING HOT“. Die Besatzung schaltete das *right wing anti-ice system* ab, worauf die erwähnte Meldung wieder verschwand.

Einige Minuten später stellte der mitfliegende Mechaniker im Bereich der Quelle des Luftgeräusches einen Anstieg der Kabinenbodentemperatur sowie einen beissenden Geruch fest und meldete dies der Flugbesatzung. Darauf entschied sich die Besatzung zur sofortigen Umkehr nach Zürich. Da der Geruch nun auch im Cockpit wahrnehmbar wurde, setzte die Besatzung sicherheitshalber die Sauerstoffmasken auf.

Um 08:18:59 UTC, beim Durchfliegen der Flugfläche 204, meldete die Besatzung von Flug DUBAI 004 dem Flugverkehrsleiter des Sektors U1-RE, dass sie „quite a bad smell of smoke“ im Flugzeug habe und dass sie beabsichtige, unverzüglich nach Zürich zurückzukehren.

Flug DUBAI 004 wurde anschliessend mittels *radar vectors* zum ILS der Piste 16 geführt. Das Wetter auf dem Rückflug wurde später durch die Piloten mit *thunderstorms, heavy turbulence and lightning* angegeben. Während des Absinkens bemerkte der Pilot gegenüber dem Flugverkehrsleiter „we need to get on the ground as soon as possible“.

Beim Abflachen auf Flugfläche 120 wurde die Fehlermeldung „L AOA HEAT FAIL“ angezeigt. Ebenso traten Warnungen auf, welche das *autopilot / autothrottle system* betrafen. Der *stick shaker* sprach mehrfach kurz an und der *yaw damper* schaltete sich ab. Kurze Zeit später liess sich der *yaw damper* wieder zuschalten, der *autopilot* und das *autothrottle system* arbeiteten wieder normal und der *stick shaker* sprach nicht mehr an.

Während des Sinkfluges verzog sich der Geruch allmählich. Um 08:31:59 UTC bestätigte die Besatzung von Flug DUBAI 004, dass die Piste 16 nun in Sicht sei, worauf die Piloten die Sauerstoffmasken wieder abnahmen. In dieser Phase des Fluges normalisierte sich auch die linke Treibstoffanzeige wieder.

Die Landung auf der Piste 16 erfolgte ohne Zwischenfälle, jedoch mit Übergewicht (ca. 69 000 lbs²). Danach rollte das Flugzeug zum Standplatz, gefolgt von der Flughafenfeuerwehr.

Massnahmen nach der Landung

In Zürich wurde von ausserhalb des Flugzeuges (Bild 1) Zugang zur Rohrbride (*clamp*) geschaffen, welche die beiden Rohrteile des *wing anti-ice duct* vom linken Triebwerk und zum linken Flügel verbindet (Bild 2). Die Rohrbride (*clamp*) P/N CA-33025 des Herstellers Gamah war beim Scharnier gebrochen (Bild 6) und wurde durch den mitfliegenden Mechaniker ersetzt. Die defekte Rohrbride wurde dem BFU zur genaueren Analyse übergeben.

Im Heizstromkreis für die *angle of attack* (AOA) *sensor* wurde ein Relais ersetzt.

² Das maximale Landegewicht für das betroffene Flugzeug beträgt 58 500 lbs

Durch den *maintenance service provider* des Flugbetriebsunternehmens wurde ein *overweight landing check* gemäss Wartungshandbuch des Flugzeugherstellers, Kapitel 05-05-00, Seite 601, Abschnitte (1), (2) und (3) durchgeführt. Die Fragen unter Abschnitt (1) wurden durch die Besatzung wie folgt beantwortet: *two point landing; no significant amount of side load; ground speed on touch down – 136 Knots*. Beim Abschnitt (2) wurden die *grease marks* an den *main gear shock struts* bei ungefähr 2.5 in vom maximal verfügbaren Weg (*maximum available travel*) festgehalten. Dieser Wert lag gut innerhalb der Toleranz. Sichtkontrollen wurden an den Triebwerkaufliegungen, im mittleren Bereich des Flugzeugrumpfes, im Bereich der Flügel-Rumpfübergänge und am Fahrwerk durchgeführt. Es wurden dabei keine Mängel festgestellt.

Auf Wunsch des Operators (*customer request*) wurde der *non-destructive testing* (NDT)-Teil ausgelassen. Dies wurde damit begründet, dass die visuellen Kontrollen keine Mängel zum Vorschein brachten, dass der Reifendruck an sämtlichen Reifen gleich hoch und innerhalb der Toleranz war und dass man die NDT Kontrolle in Dubai nachholen werde.

In Übereinstimmung mit dem Flugzeughersteller und dem Wartungshandbuch des Flugzeugherstellers, Kapitel 05-05-00, Seite 602, Abschnitt (4), wurde das Flugzeug mit ausgefahrenem Fahrwerk nach Genf überflogen. Zu diesem Zweck wurde die Brennstoffmenge auf 14 000 lbs verringert. Während des Rollens zum Start in Zürich wurde im EICAS die Fehlermeldung „R AOA HEAT FAIL“ angezeigt.

In Genf wurde durch den *maintenance service provider* des Flugbetriebsunternehmens ein *gear retraction test* gemäss Wartungshandbuch des Flugzeugherstellers, Kapitel 05-05-00, Seite 602, Abschnitt (4) durchgeführt. Es wurden keine Mängel festgestellt.

Der rechte *angle of attack sensor* wurde ausgewechselt, nachdem festgestellt worden war, dass an diesem ein Heizelement defekt war.

Ebenfalls wurde an beiden *fault warning computers* (FWC) das *maintenance memory* ausgelesen. Es ergaben sich keine relevanten Hinweise auf die während des Fluges aufgetretenen Störungen. Der Unterhaltsbetrieb hat die entsprechenden Daten dem mitfliegenden Mechaniker überreicht.

Wetter

Allgemeine Wetterlage:

Die Schweiz lag im Bereich einer feuchtlabilen Luftmasse, die eine aussergewöhnliche Instabilität aufwies. Eine von Deutschland kommende Kaltfront überquerte am Morgen die nördlichen Landesteile und blieb im Alpenraum liegen. Dadurch entstand vor allem am Alpennordhang eine ausgeprägte Schauerstätigkeit verbunden mit lokalen Gewittern.

Wetterverhältnisse auf dem Flughafen Zürich zur Vorfalzeit:

Wolken: 2/8 Cumulonimbus, Basis 4500 ft AAL, 6/8 Cumulus, Basis 500 ft AAL
Wetter: Gewitter
Sicht: 15 km
Wind: Südwest (220 Grad) mit 6-9 kt, Spitzen bis 20 kt
Temp/Trpkt: 23 °C / 16 °C
Luftdruck: QNH 1017 hPa
Gefahren: Durchzug von einzelnen CB von Westen nach Osten südlich des Flughafens (Stadt Zürich). Gewitteraktivität in der Nähe des Flughafens. Turbulenzen, Windscherungen und Vereisung in der Nähe von oder in den CB. Blitzaktivität in der Umgebung des Flughafens.

Kommunikation

Die Sprechfunkverbindungen fanden mit folgenden Flugverkehrsleitstellen statt:

U1-RE	Zurich Upper 1 Sector Radar Executive
S-RE	Zurich Lower Sector South Radar Executive
APW	Zurich Arrival Sector West
ADC	Zurich Aerodrome Control

Während des Zeitraums, in welchem die Piloten die Sauerstoffmasken trugen, war die Verständigung teilweise beeinträchtigt. Dies ist möglicherweise auf die schlechte Qualität des Maskenmikrophons zurückzuführen.

Recorders

Beim *cockpit voice recorder* (CVR), Fairchild Typ A-100-A, P/N 93-A100-80, S/N 57119 handelte es sich um einen Typ mit 30 Minuten Aufzeichnungszeit. Die Auswertung ergab, dass die Aufzeichnungen des kritischen Zeitpunkts bereits überschrieben waren.

Ein *flight data recorder* (FDR) war nicht eingebaut.

Befunde

- Um 08:18:59 UTC, im Steigflug, beim Durchfliegen der Flugfläche 204, entschloss sich die Besatzung von Flug DUBAI 004 zur sofortigen Rückkehr nach Zürich.
- Nach Angaben der Piloten führten folgende Ereignisse zum Entscheid, den Flug abubrechen: Lautes Luftgeräusch in der Passagierkabine im Bereich der Flügelwurzel links; Ausfall der linken Treibstoffanzeige; EICAS Fehlermeldung „R WING HOT“; Anstieg der Kabinenbodentemperatur im Bereich der Flügelwurzel links, gefolgt von einem beissenden Geruch.
- Die Besatzung schaltete das *right wing anti-ice system* ab, worauf die Meldung „R WING HOT“ wieder verschwand.
- Im Sinkflug, während des Abflachens auf Flugfläche 120, wurde auf dem EICAS die Fehlermeldung „L AOA HEAT FAIL“ angezeigt. Ebenso traten Warnungen auf, welche das *autopilot / autothrottle system* betrafen. Der *stick shaker* sprach mehrfach kurz an und der *yaw damper* schaltete sich ab. Kurze Zeit später liess sich der *yaw damper* wieder zuschalten, der *autopilot* und das *autothrottle system* arbeiteten wieder normal und der *stick shaker* sprach nicht mehr an.
- Vor der Landung normalisierte sich die Treibstoffanzeige wieder.
- Die Landung auf der Piste 16 erfolgte ohne Zwischenfälle, jedoch mit Übergewicht (ca. 69 000 lbs). Aufgrund dieser Tatsache wurde durch den *maintenance service provider* des Flugbetriebsunternehmens ein *overweight landing test* durchgeführt.
- Nach der Landung wurde festgestellt, dass auf der linken Seite des Flugzeuges, im Bereich der Flügelwurzel, eine Rohrbride (Gamah P/N CA-33025) auseinander gebrochen war (Bild 1, 2 und 6).
- Durch den Bruch dieser Rohrbride (*clamp*) gerieten die beiden Rohrteile des *wing anti-ice duct*, welcher heisse Druckluft (*bleed air*) vom linken Triebwerkkompressor zur linken Flügelvorderkante führt, auseinander (Bild 3).
- Eine Sichtkontrolle, so weit zugänglich, im Bereich des geöffneten Rohrschachtes zeigte, ausgenommen von leichten Farbschäden, keine offensichtlichen Beschädigungen. Insbesondere wurden die Isoliermatten (*insulation blankets*) durch die ausströmende heisse Luft nicht beschädigt (Bild 2 und 3).

Beurteilung

Der Anstieg der Kabinenbodentemperatur ist auf den Bruch einer Rohrbride zurückzuführen. Die aus dem *wing anti-ice duct* ausströmende, heisse Luft erwärmte lokal den darüber liegenden Boden der Passagierkabine.

Der Ausfall der linken Treibstoffanzeige erfolgte kurze Zeit nachdem im Bereich der Flügelwurzel links ein lautes Luftgeräusch zu hören war. Geht man davon aus, dass das Luftgeräusch durch ausströmende heisse Luft aus dem *left wing anti-ice duct* verursacht wurde und dass zu dieser Zeit hohe Triebwerkleistung gesetzt war, muss angenommen werden, dass der Ausfall durch Erwärmung verursacht wurde. Erhärtet wird diese Annahme durch die Tatsache, dass sich die Treibstoffanzeige während des Sinkfluges, mit geringer Triebwerkleistung, wieder normalisierte und nach der Reparatur des *left wing anti-ice duct* die Störung nicht mehr auftrat. Mittels Tests am Boden, inklusive Tests mit heisser Luft, liess sich die Störung nicht nachvollziehen.

Das Ansprechen der Fehlermeldung „R WING HOT“ kann wie folgt erklärt werden: Nachdem am *left wing anti-ice duct*, als Folge des Bruches einer Rohrbride (*clamp*), heisse Druckluft ausgetreten war, sank der Druck auch im *right wing anti-ice duct*. Dies, weil die beiden Systeme mittels einer Querspeisung (*cross over manifold*) verbunden waren. Als Folge des Druckabfalls wurden das linke und das rechte *wing anti-ice control valve* auf Maximum gesteuert. Dies bewirkte ein starkes Ansteigen der Temperatur im rechten Flügel, was das Ansprechen der Meldung „R WING HOT“ zur Folge hatte. Die Meldung verschwand, nachdem die Besatzung das *right wing anti-ice* System abgeschaltet hatte. Nach der Reparatur des *left wing anti-ice duct* trat die Fehlermeldung nicht mehr auf.

Die EICAS-Fehlermeldung „L AOA HEAT FAIL“ stand, wegen der physischen Separation, mit grosser Wahrscheinlichkeit nicht im Zusammenhang mit dem Bruch einer Rohrbride am *left wing anti-ice duct*. Da die Fehlermeldung nach dem Flug von selbst wieder verschwand, beschränkte sich die Störungssuche auf das Durchmessen des entsprechenden Heizstromkreises. Dabei wurde keine Störung festgestellt. Aus Sicherheitsgründen wurde ein Relais im Heizstromkreis ersetzt. Diese Fehlermeldung trat in der Folge nicht mehr auf.

Das praktisch gleichzeitige, automatische Abschalten des *yaw damper* und das Auftreten von Warnungen im *autopilot / autothrottle system* hatte wahrscheinlich eine gemeinsame Ursache. Diese Annahme wird unterstützt durch die Aussage der Piloten, dass sich das *autopilot / autothrottle system* nach dem Wiedereinschalten des *yaw damper* normalisierte. Ob sich der *yaw damper* als Folge der von den Piloten geschilderten starken Turbulenzen (*heavy turbulence*) abschaltete, muss offen bleiben. Die Störung trat während den nachfolgenden Flügen nicht mehr auf. Da das Flugzeug nicht mit einem *flight data recorder* ausgerüstet war, konnte diese Hypothese nicht erhärtet werden.

Weshalb der *stick shaker* mehrfach kurz ansprach, konnte nicht eruiert werden. Da zu jenem Zeitpunkt die Fluggeschwindigkeit gemäss *radar plot* im Bereich von 300 KIAS lag, muss davon ausgegangen werden, dass es sich um eine unechte Warnung handelte.

Es wurde untersucht, warum nach dem Bruch der Rohrbride (Gamah P/N CA-33025) heisse Druckluft aus dem *wing anti-ice duct* austreten konnte. Jedes Rohrteil des *wing anti-ice duct* ist am Ende mit einem O-Ring versehen. Über diesen O-Ringen ist eine Hülse (Gamah P/N G30025A) montiert, welche die Rohrteile zusammenhält. Die Rohrbride dient grundsätzlich zur Sicherung dieser Hülse. Durch den hohen Druck im *wing anti-ice duct* einerseits und die geringe Friktion zwischen dem einen O-Ring und der Hülse andererseits, wurden die beiden Rohre getrennt, nachdem die Rohrbride auseinander gebrochen war (Bild 3, 4 und 6). Bei der Montage der neuen Rohrbride liessen sich die beiden Rohrteile ohne nennenswerten Kraftaufwand zusammenfügen.

Die Rohrbride (Gamah P/N CA-33025) wurde einer eingehenden Prüfung unterzogen. Insbesondere wurde eine mikroskopische Untersuchung durchgeführt, mit dem Ziel, den Grund für das Versagen der beiden Nieten zu finden (Bild 5 und 6).

Der Prüfbericht enthält die folgenden Schlussfolgerungen:

„Anhand der Untersuchungen an zwei gebrochenen Al-Nieten geht hervor, dass beide Niete primär infolge interkristalliner Korrosion versagten. Vorhandene Schwingungslinien auf einer Bruchfläche (Niet 1b) lassen den Schluss zu, dass neben der korrosionsbedingten Schädigung noch ein weiterer Mechanismus, der Dauerbruch, hinzukommt. Letzteres kann jedoch als Folgeschädigung aufgrund korrosionsbedingter Kerben gewertet werden. Die Metallographie ergab, dass ein gleichmässiges und feinkörniges Gefüge vorliegt. Die auf die Niete einwirkenden statischen Kräfte können als gering eingestuft werden, da die Restgewaltbruchflächenanteile sehr gering sind.

Für eine hinreichende Schadenabklärung bzw. Analyse der Schadensursache und Verhütung ist die Kenntnis der eingesetzten Niet-Legierung notwendig. Durch Messungen mittels EDX ist anzunehmen, dass die Niete aus naturhartem AlMg5 hergestellt wurden. AlMg Werkstoffe (Mg-Gehalt >3%) neigen zur interkristallinen Korrosion, wenn ein falscher bzw. ungünstiger Gefügestand eingestellt wurde. Dies kann durch eine falsche Wärmebehandlung während der Fertigung, oder während des Betriebes bei hohen Temperaturen geschehen. Enthält z.B. das kaltverformte Material übersättigt gelöstes Magnesium, so scheidet sich dieses bei z.B. 100 bis 200°C in relativ kurzer Zeit an den Korngrenzen als Al₈Mg₅ (β-Phase) aus. Da diese intermetallische Verbindung unedler ist als die Matrix, wird sie unter korrosiven Bedingungen bevorzugt angegriffen, wenn die Ausscheidungen entlang der Korngrenzen einen zusammenhängenden Saum bilden.

Im vorliegenden Fall erfolgte die Einstellung des korrosionsempfindlichen Gefügestandes vermutlich während des Betriebes durch hohe Temperaturen. Durch ungünstige Umgebungsbedingungen, wie z.B. Kondenswasserbildung, setzt sich die Korrosion entlang der Korngrenzen fort. Es wird daher empfohlen, die Niete im Rahmen von periodischen Wartungsarbeiten zu überwachen“.

Der Entscheid der Besatzung, nach Zürich zurückzukehren und eine unverzügliche Landung zu verlangen, war auf Grund der Sachlage zweckmässig.

Ursache

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass eine Rohrbride (*clamp*) auseinanderbrach und dadurch heisse Druckluft (*bleed air*) austrat. Diese erwärmte den Boden auf der linken Seite der Passagierkabine im Bereich der Flügelwurzel, was die Entstehung eines beissenden Geruchs zur Folge hatte.

Bern, 9. September 2005

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zwecke der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 Luftfahrtgesetz). Geschlechtsunabhängig wird in diesem Bericht aus Datenschutzgründen ausschliesslich die männliche Form verwendet.



Bild 1



Bild 2



Bild 3



Bild 4



Bild 5



Bild 6