

Untersuchungsbericht

AX001-0/04
November 2005

Identifikation

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 05. Januar 2004
Ort: Verkehrsflughafen München
Luftfahrzeug: Verkehrsflugzeug
Hersteller / Muster: Fokker Aircraft B.V. / F28 Mk0070
Personenschaden: drei Personen leicht verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug schwer beschädigt
Drittschaden: Flurschaden
Informationsquelle: Untersuchung durch BFU

Untersuchungsbericht

AX001-0/04
November 2005

Identifikation

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 05. Januar 2004
Ort: Verkehrsflughafen München
Luftfahrzeug: Verkehrsflugzeug
Hersteller / Muster: Fokker Aircraft B.V. / F28 Mk0070
Personenschaden: drei Personen leicht verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug schwer beschädigt
Drittsschaden: Flurschaden
Informationsquelle: Untersuchung durch BFU

Die Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungsgesetz - FIUUG) vom 26. August 1998 durchgeführt.

Danach ist das alleinige Ziel der Untersuchung die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens, der Haftung oder von Ansprüchen.

Inhaltsverzeichnis

| | |
|--|-----------|
| Abkürzungen | 2 |
| Kurzdarstellung | 4 |
| 1. Sachverhalt | 5 |
| 1.1 Ereignisse und Flugverlauf..... | 5 |
| 1.2 Personenschaden | 6 |
| 1.3 Schaden am Luftfahrzeug | 6 |
| 1.4 Drittschaden | 7 |
| 1.5 Angaben zu Personen..... | 7 |
| 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug | 7 |
| 1.6.1 Triebwerke..... | 8 |
| 1.6.2 Systeme | 8 |
| 1.6.3 Verfahren..... | 10 |
| 1.7 Meteorologische Informationen..... | 12 |
| 1.8 Navigationshilfen | 13 |
| 1.9 Funkverkehr | 13 |
| 1.10 Angaben zum Flugplatz | 14 |
| 1.11 Flugdatenaufzeichnung..... | 14 |
| 1.12 Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug | 16 |
| 1.12.1 Unfallstelle | 16 |
| 1.12.2 Feststellungen am Luftfahrzeug | 16 |
| 1.13 Medizinische und pathologische Angaben..... | 17 |
| 1.14 Brand | 17 |
| 1.15 Überlebensaspekte | 17 |
| 1.16 Versuche und Forschungsergebnisse..... | 18 |
| 1.17 Organisationen und deren Verfahren..... | 19 |
| 1.18 Zusätzliche Informationen | 20 |
| 1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken | 20 |
| 2. Beurteilung | 21 |
| 2.1 Flugbetrieb | 21 |
| 2.2 Luftfahrzeug | 23 |
| 3. Schlussfolgerungen | 27 |
| 3.1 Befunde | 27 |
| 3.2 Ursachen | 28 |
| 4. Sicherheitsempfehlungen | 29 |
| 5. Anlagen | 31 |

Abkürzungen

| | |
|--------|--|
| AFM | Airplane Flight Manual – Flughandbuch |
| AGL | Above Ground Level |
| AIRMET | Wetterwarnungen für Flüge in niedrigen Höhen |
| ANU | Aircraft Nose up |
| AOM | Airplane Operating Manual – Flugbetriebshandbuch |
| AP | Autopilot |
| ATC | Air Traffic Control |
| C | Celsius |
| cm | Centimeter |
| CVR | Cockpit-Voice-Recorder |
| DME | Distance measuring equipment - Entfernungsmesseinrichtung |
| EGT | Exhaust Gas Temperature |
| EMUX | Engine Multiplexer |
| EPR | Engine pressure ratio – Triebwerkdruckverhältnis |
| EVM | Engine Vibration Monitoring |
| FDR | Flight-Data-Recorder |
| FL | Flight Level |
| FMEA | Failure Mode and Effect Analysis |
| ft | Feet |
| ft/min | Feet/Minute |
| FWC | Flight Warning Computer |
| G | 9,81 m/s ² |
| GAMET | Gebietswettervorhersagen |
| GPWS | Ground Proximity Warning System |
| GS | Glide Slope - Gleitweg des ILS |
| HP | High Pressure |
| hPa | Hectopascal |
| Hrs | Hour(s) – Stunde(n) |
| Hz | Hertz |
| IIP | Ice Impact Panels - Eisschutzpaneele |
| ILS | Instrument landing system - Instrumenten-Lande-System |
| IMC | Instrument meteorological conditions - Instrumentenwetterbedingungen |
| kt | Knoten |
| L | Left |
| LH | Left Hand |
| LOC | Localizer - Landekurs des ILS |
| m | Meter |
| MFDS | Multifunctional Display System |
| mh | Megahertz |
| mm | Millimeter |
| MODSOV | Modulating and Shut-off Valve |

| | |
|--|---|
| MSL | Mean Sea Level – mittlere Meereshöhe |
| N1 / N2 NM | Drehzahl der Triebwerkswellen Nautische Meile = 1,852 Kilometer |
| OAT OGV | Outside-Air-Temperature – Außentemperatur Outlet Guide Vanes |
| PF PIC P/N | Pilot flying – Pilot am Steuer Pilot-in-command - Verantwortlicher Pilot Part Number - Teilenummer |
| R RH RRD RT | Right Right Hand Rolls-Royce Deutschland Raumtemperatur |
| s SB SCT SEI SEL SIGMET S/N SPECI | Sekunde(n) Service Bulletin Scattered – aufgelockert Stand-by Engine Indicator Selected – ausgewählt Signifikante meteorologische Erscheinungen Serial Number – Werknummer Spezial Wetterinformationen |
| TAT TMSOV | Total-Air-Temperature Temperature Modulating and Shut-off Valve |
| VMC VOR | Visual meteorological conditions - Sichtwetterbedingungen UKW-Drehfunkfeuer |

Kurzdarstellung

Am 5. Januar 2004 um 07:27 Uhr¹ startete in Wien eine in Österreich zugelassene Fokker 70 mit vier Besatzungsmitgliedern und 28 Fluggästen zu einem Linienflug nach München. Bis zum Übergang auf die Flugverkehrskontrollstelle München verlief der Flug ereignislos. Im Anflug auf den Verkehrsflughafen München wurden plötzlich in Flugfläche 90 am rechten Triebwerk starke Vibrationen angezeigt. Als zusätzlich im hinteren Bereich des Flugzeugs ungewöhnliche Geräusche auftraten, erklärte die Besatzung wegen schwerer Triebwerksprobleme Luftnotlage und forderte eine unverzügliche Landung.

Das Flugzeug wurde daraufhin für einen Sinkflug auf 3500 ft freigegeben und mit mehreren Kursanweisungen zu einem verkürzten Anflug in ca. 8 NM auf das Instrumenten-Lande-System der Landebahn 26L geführt. Nachdem das Flugzeug in der zugewiesenen Flughöhe dem Gleitweg nicht folgen konnte, setzte es um 08:16:35 Uhr ca. 2,5 NM vor Beginn der Landebahn mit teilweise ausgefahrenen Fahrwerken auf einem schneebedeckten Acker auf. Nach einer Rutschstrecke von 220 m kam es auf dem Rumpf liegend schwer beschädigt zum Stillstand. Alle Insassen konnten das Flugzeug ohne Hilfe verlassen.

Die unmittelbaren Ursachen für den Unfall waren:

- An den Rotoren der Niederdruckverdichter beider Triebwerke kam es nach längerer Verweildauer in mäßigen Vereisungsbedingungen bei geringer Triebwerksleistung zur Eisbildung.
- Die Verklebungen der Eisschutzpaneele versagten in beiden Triebwerken aufgrund von Belastungen. Diese wurden durch vereisungsbedingte Triebwerksvibrationen und durch abgelöstes Eis von den Rotoren der Niederdruckverdichter hervorgerufen.
- Die abgelösten Eisschutzpaneele verkeilten sich vor den Leitschaufeln der Niederdruckverdichter und störten die Strömung im Mantelstrom so, dass die Triebwerke nur noch geringen Schub lieferten.
- Die Landebahn war für das Flugzeug nicht mehr erreichbar, weil der Schubverlust auf beiden Triebwerken keine Warnungen ausgelöst hatte und erst bei einer Leistungsforderung in 3500 ft angezeigt wurde.
- Das erreichbare Gelände war aufgrund seiner Beschaffenheit für die Landung eines Verkehrsflugzeugs nicht geeignet.

Die Notlandung des Flugzeugs wurde der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung um 08:25 Uhr gemeldet. Sie leitete sofort eine Untersuchung ein. Noch am Ereignistag trafen auch Mitarbeiter des Dutch Transport Safety Board (DTSB) der Niederlande, der Flugunfalluntersuchungsstelle (FUS) aus Österreich sowie Vertreter des betroffenen Luftfahrtunternehmens und des Halters der Musterzulassung (type certificate holder) für das Flugzeug und für die Triebwerke an der Unfallstelle ein.

Für die Untersuchung wurden folgende Fachgruppen gebildet: Wetter, Flugsicherung, Flugbetrieb, Flugzeug (Triebwerk, Systeme). Gemäß ICAO Annex 13 nahmen bevollmächtigte Vertreter des Eintragungs-, des Halter- und des Herstellerstaates des Flugzeugs sowie Berater für die Fokker 70 und das Triebwerk Rolls-Royce TAY 620-15 an der Untersuchung teil.

¹ Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit (UTC+1h)

1. Sachverhalt

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Die Fokker 70 war um 07:27 Uhr in Wien zu einem Linienflug nach München gestartet. An Bord befanden sich vier Besatzungsmitglieder und 28 Fluggäste. Nach Angaben der Besatzung war der Flug von Wien bis zum Übergang auf die Flugverkehrskontrollstelle München ohne besondere Vorkommnisse.

Über dem VOR Salzburg nahm die Besatzung mit München-RADAR Funkkontakt auf. Nachdem um 07:54 Uhr das Flugzeug von der Flugverkehrskontrollstelle übernommen und identifiziert worden war, wurde der Besatzung die Anflugstrecke NAPSA 26, die zu erwartende Landebahn und die Anflugart mitgeteilt (siehe Anlage 1). Es folgten die Anweisungen auf Flugfläche 100 zu sinken und die Geschwindigkeit auf 220 kt zu reduzieren. Der Anflug auf München wurde in Sichtwetterbedingungen begonnen. Die Landung sollte mit auf 42° ausgefahrenen Landeklappen erfolgen.

Im Sinkflug auf Flugfläche 100 sprach das Eiswarnsystem an. Zeitgleich wurden die Anti-Eis-Systeme für das Triebwerk und das Flugwerk eingeschaltet (siehe Anlage 2). Die Flugfläche 100 wurde um 07:59:58 Uhr erreicht. Nach den Aussagen der Piloten bestanden Vereisungsbedingungen beim Einflug in die Wolken und in Flugfläche 100 soll sich Eis an den Rändern der Frontscheiben gebildet haben. Bei der Inspektion der schwarzen Streifen (BLACK STRIPES) auf den Tragflächen konnte kein Eisansatz festgestellt werden. Nach sechs Minuten Flugzeit in Flugfläche 100 kam es vorübergehend am rechten Triebwerk zu einem Anstieg der Vibrationen. Die Besatzung bemerkte diese Vibrationen im grünen Bereich der Anzeige, als sie wegen des hohen Verkehrsaufkommens vorsorglich den Kraftstoffvorrat im MULTIFUNCTION DISPLAY überprüfte.

Als sich das Flugzeug ca. 12,5 NM südlich des Flughafens München befand, erhielt es die Anweisungen, auf Flugfläche 90 zu sinken und auf Kurs 020° zu gehen. Im Sinkflug traten stärkere Vibrationen am rechten Triebwerk auf. Daraufhin wurde nach Angaben der Besatzung die Luftbremse ausgefahren, um ohne Geschwindigkeitszunahme die Leistungseinstellung an den Triebwerken erhöhen zu können. Unmittelbar danach wurde in Flugfläche 90 die Warnung VIB HIGH ENG2 ausgelöst. Es wurden die Maßnahmen der im MULTIFUNCTION DISPLAY angezeigten Checkliste ABNORMAL PROCEDURE VIBRATION HIGH durchgeführt, jedoch das rechte Triebwerk aus Mangel an weiteren Fehlerindikationen nicht abgestellt. Danach wurden für das rechte Triebwerk keine Probleme mehr angezeigt.

Zeitgleich mit den starken Vibrationen am rechten Triebwerk waren aus dem hinteren Bereich der Kabine Vibrationen und Geräusche im Cockpit zu hören. Nach den Aufzeichnungen des Flight-Data-Recorders fiel um 08:08:14 Uhr das Triebwerkdruckverhältnis (EPR) des linken Triebwerks von 1,5 auf 1,1 ab und blieb danach bei Werten um 1,0 (siehe Anlage 3). Nachdem auch im Cockpit starke Vibrationen wahrnehmbar waren, die aber nicht als Triebwerksvibrationen im MULTIFUNCTION DISPLAY angezeigt wurden, und ein klapperndes Geräusch zu hören war, erklärte der PIC um 08:08:22 Uhr wegen schwerer Triebwerkprobleme eine Luftnotlage und forderte eine unverzügliche Landung. Die Situation veranlasste den PIC zu einer Ansage an die Fluggäste.

Das Flugzeug bekam sofort die Erlaubnis auf 5000 ft, QNH 1017 hPa, zu sinken und eine Kursanweisung auf 080°. Es wurde ein Anflug so kurz wie möglich verlangt. Nach den Aufzeichnungen des Flight-Data-Recorders reduzierte sich um 08:08:40 Uhr beim Verlassen der Flugfläche 90 innerhalb der folgenden vier Minuten auch am rechten Triebwerk stufenweise, unabhängig von der Leistungseinstellung, das Triebwerkdruckverhältnis von 1,4 auf 1,0 (siehe Anlage 4). In 7000 ft wurde die Luftbremse kurzzeitig gesetzt und damit die Leistung der Triebwerke erhöht. Im Sinkflug auf 5000 ft erfolgte die Übergabe an München DIRECTOR. Ab 08:12:45 Uhr, als das Flugzeug ca. 5000 ft erreicht hatte, blieb auch das Triebwerkdruckverhältnis des rechten Triebwerks bei Werten um 1,0.

Von München-DIRECTOR wurde sofort das weitere Sinken auf 3500 ft freigegeben. Die Luftbremse wurde ein weiteres Mal für einen Zeitraum von 44 Sekunden gesetzt. Dabei reduzierte sich die Geschwindigkeit auf ca. 170 kt. Nach dem Ausfahren der Fahrwerke und der Landeklappen auf 15°

betrug die Geschwindigkeit ca. 150 kt. Das Flugzeug wurde ca. 8 NM vor der Schwelle auf den Landekurs des ILS 26L geführt. Während des verkürzten ILS-Anfluges auf die Landebahn 26L waren keinerlei Warnungen oder Meldungen aktiv. In ca. 4000 ft wurden die Landeklappen auf 25° gefahren. Nachdem das Flugzeug in Landekonfiguration auf die freigegebene Höhe von 3500 ft gesunken und in einen Horizontalflug gebracht war, bemerkte die Besatzung bei der Leistungseinstellung der Triebwerke, dass sich das Triebwerkdruckverhältnis an beiden Triebwerken nicht auf den notwendigen Wert erhöhte.

Bei beiden Triebwerken erhöhten sich die Drehzahlen (N1; N2) sowie die Abgastemperatur (EGT), das Triebwerkdruckverhältnis blieb jedoch bei Werten um 1,0. Nach der Meldung der Besatzung, dass sie sich gerade dem ILS annäherte (... COMING ESTABLISHED ILS ...), erfolgte die Übergabe an München-TURM. Die Geschwindigkeit ging auf ca. 115 kt zurück. Sofort wurden der Autopilot abgeschaltet, das Flugzeug wieder in einen Sinkflug gebracht, die Landeklappen auf 15° zurückgefahren und die Fahrwerke eingefahren (siehe Anlage 5). Nachdem sich die Geschwindigkeit daraufhin auf ca. 135 kt erhöht hatte, wurden die Landeklappen wieder auf 25° gefahren.

Dem Flugzeug wurde die Landeerlaubnis erteilt. Um 08:16:10 Uhr gab der Lotse die Information, dass sich das Flugzeug ca. 500 ft unterhalb des Gleitweges befinde. Zu diesem Zeitpunkt betrug die vom Radarhöhenmesser gemessene Höhe 500 ft über Grund. Gleichzeitig ertönten die vom Ground Proximity Warning System (GPWS) automatisch generierten Warnungen „TOO LOW“ und „GEAR“. Die Besatzung informierte den Lotsen, dass die Landebahn nicht mehr erreicht werden könne und eine Landung ca. 4 NM vorher erfolge (...WE WILL NOT MAKE IT...TO THE RUNWAY...WE ARE TOUCHING DOWN PROBABLE 4 MILES BEFORE THE FIELD ...).

Das Flugzeug war ab ca. 400 ft über Grund frei von Wolken. Der Fahrwerksbedienhebel wurde 13 Sekunden vor dem Bodenkontakt auf LG DOWN (ausfahren) gestellt. Der PIC informierte die Kabinenbesatzung fünf Sekunden vor dem Aufsetzen mit dem mehrmaligen Ausruf „BRACE FOR IMPACT“ über die bevorstehende Notlandung. Das Flugzeug setzte um 08:16:35 Uhr ca. 2,5 NM vor der Landebahn mit teilweise ausgefahrenen Fahrwerken auf einem schneebedeckten Acker auf und kam nach einer Rutschstrecke von 220 m auf dem Rumpf liegend schwer beschädigt zum Stillstand (siehe Anlage 7). Alle Insassen verließen das Flugzeug ohne Hilfe über den vorderen Ausgang.

1.2 Personenschaden

| Verletzte | Besatzung | Fluggäste | Gesamt | Andere |
|-----------|-----------|-----------|--------|--------|
| tödlich | -- | -- | -- | -- |
| schwer | -- | -- | -- | -- |
| leicht | -- | 3 | 3 | -- |
| ohne | 4 | 25 | 29 | --- |
| Gesamt | 4 | 28 | 32 | -- |

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde schwer beschädigt.

1.4 Drittschaden

Es entstand Flurschaden.

1.5 Angaben zu Personen

Verantwortlicher Pilot (PIC):

| | |
|--------------------------------|--|
| Alter und Geschlecht: | 32 Jahre, männlich |
| Art der Erlaubnis: | Linienpilotenschein (ATPL) |
| Berechtigungen: | Berechtigung als verantwortlicher Pilot für <ul style="list-style-type: none">• ein- und mehrmotorige Landflugzeuge bis 5700 kg Höchstmasse Musterberechtigung als verantwortlicher Pilot <ul style="list-style-type: none">• Fokker 70/100 Lehrberechtigung für Linienpiloten, Sicht-Nachtflug und Instrumentenflug |
| Tauglichkeitsgrad: | tauglich ohne Auflagen |
| Gesamtflugerfahrung: | 7320 h, davon 4577 h auf der Fokker 70 |
| Flugdienstzeit am Vortag: | 8 h |
| Ruhezeit vor Dienstbeginn: | 16 h |
| Flugdienstzeit vor dem Unfall: | 2 h |
| Pilot am Steuer (PF): | PIC |

Zweiter Pilot (Copilot):

| | |
|--------------------------------|--|
| Alter und Geschlecht: | 30 Jahre, männlich |
| Art der Erlaubnis: | Berufspilotenschein (CPL) |
| Berechtigungen: | Berechtigung als verantwortlicher Pilot für <ul style="list-style-type: none">• ein- und mehrmotorige Landflugzeuge bis 5700 kg Höchstmasse Musterberechtigung als Copilot <ul style="list-style-type: none">• Fokker 70/100 |
| Tauglichkeitsgrad: | tauglich ohne Auflagen |
| Gesamtflugerfahrung: | 1465 h, davon 1379 h auf Fokker 70 |
| Flugdienstzeit am Vortag: | 7 h |
| Ruhezeit vor Dienstbeginn: | 16 h |
| Flugdienstzeit vor dem Unfall: | 2 h |

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Bei der Fokker F28 Mk0070 (Fokker 70) handelt es sich um ein zweistrahliges Verkehrsflugzeug für Kurz- und Mittelstrecken mit einer Sitzplatzkapazität für 70 Personen. Die Triebwerke des Tiefdeckers sind hinter dem Tragflügel links und rechts des Rumpfes angebracht. Das Flugzeug hat eine Spannweite von 28,08 m und eine Rumpflänge von 30,91 m (siehe Anlage 6). Das maximale Abfluggewicht beträgt 38 t. Das beste Gleitverhältnis (ohne Triebwerksleistung) der Fokker 70 beträgt laut Handbuch maximal 1:12 (1000 ft/2 NM; driftdown speed).

Das Flugzeug mit der S/N 11559, Baujahr 1995, hatte zum Zeitpunkt des Unfalles eine Gesamtbetriebszeit von 19 304 Stunden erreicht und 14 334 Landungen absolviert. Am 23. Dezember 2003 wurden im Rahmen der fortlaufenden Nachprüfung ein A-Check und ein B-Check durchgeführt. Letztes Wartungsereignis war ein 65-Stunden-Check am 29. Dezember 2003.

1.6.1 Triebwerke

Das Flugzeug war mit zwei Rolls-Royce-Turbofantriebwerken vom Typ TAY 620-15 ausgerüstet. Diese Zweiwellentriebwerke haben ein Nebenstrom-Verhältnis von 3:1, d. h. 75 % der angesaugten Luft werden, nachdem sie den Niederdruckverdichter passiert haben, am Kerntriebwerk vorbeigeleitet und nur die übrigen 25 % stehen für den Hoch- und Niederdruckverdichter sowie für den Verbrennungsprozess zur Verfügung (siehe Anlage 8).

Zwischen dem Niederdruckverdichterrotor und den Leitschaufeln sind im Einlauf des Triebwerkgehäuses Eisschutzpaneele geklebt. Sie dienen dem Schutz des Triebwerkgehäuses vor Beschädigungen durch wegbrechendes Eis vom Rotor des Niederdruckverdichters. Die Ausführung der Eisschutzpaneele wurde 1994 vom Hersteller geändert. Die Änderungen sind in dem Service Bulletin (SB) 72-1326 beschrieben.

Das Triebwerkdruckverhältnis (EPR) ist der Parameter mit dem der Schub des Triebwerks gemessen wird. Es ist das Verhältnis zwischen dem Druck im Nebenstromkanal des Triebwerks und dem Pitotgesamtdruck. Das EPR-System berechnet die EPR-Anzeige für das Multifunktionsanzeigergerät (MFDU) im Cockpit. Jedes Triebwerk hat ein eigenes unabhängiges EPR-System.

Im Rahmen der Entwicklung und Zulassung des Triebwerkes wurde 1987 eine Fehlermöglichkeits- und Einfluss-Analyse (FMEA) durchgeführt. In dieser Analyse wurde betrachtet, welche Auswirkungen das Löslösen von Paneelsegmenten (TRAYS) auf die Funktionsfähigkeit des Triebwerkes haben könnte. Die Eisschutzpaneele bestanden zu dieser Zeit aus sechs HONEYCOMB-Segmenten, auf denen insgesamt 36 Paneelsegmente geklebt waren. Die FMEA kam zu dem Ergebnis, dass das Herauslösen von Paneelsegmenten höchst wahrscheinlich (most likely) nicht zu einer Blockade des Nebenstromkanals führen würde.

In dieser FMEA wurde auch der Fehlerfall „Herauslösen bzw. -brechen von HONEYCOMB LINING (Akustikpaneele)“ betrachtet. Hier kommt die Analyse zu dem Ergebnis, dass es zu einer Beschädigung der Schaufeln des Niederdruckverdichters (FAN BLADES), zu einer möglichen Blockade des Nebenstromkanals (OGV), zum Pumpen des Niederdruckverdichters sowie zu einer Erhöhung von N1 kommen kann. Es wurde davon ausgegangen, dass der Fehler im Cockpit durch reduzierte EPR- und erhöhte N1- und Vibrationswerte angezeigt wird. Die Auswirkungen beider Fehler wurden als gering eingestuft.

1.6.2 Systeme

Triebwerkvibrationen-Anzeigesystem

Das Triebwerkvibrationen-Anzeigesystem gibt ein Maß für die Unwucht der beiden Wellen in dem Triebwerk an. Große Unwucht deutet auf Unregelmäßigkeiten im Triebwerk hin. Es ist für jedes Triebwerk ein System vorhanden. Die Systeme bestehen jeweils aus dem VIBRATION TRANSDUCER und dem VIBRATION SIGNAL CONDITIONER. Der VIBRATION SIGNAL CONDITIONER bekommt Signale von dem VIBRATION TRANSDUCER, den N1- und N2-Drehzahlmessern und der CENTRALIZED FAULT DISPLAY UNIT, berechnet den entsprechenden Anzeigewert und leitet ihn an das Multifunktionsanzeigergerät weiter. Das System bringt nur Vibrationen zur Anzeige, die den Drehzahlen N1 und N2 des jeweiligen Triebwerkes zuzuordnen sind.

Triebwerkzapfluft-System

Das Triebwerkzapfluft-System (BLEED AIR SYSTEM) versorgt verschiedene Systeme mit Luft, die in der Temperatur angepasst ist und einen festgelegten Druck hat, wenn das Flugwerk- oder Triebwerk-Anti-Eis-System eingeschaltet ist. Im Fluge wird das System von beiden Triebwerken gespeist. Hierzu wird Luft aus der 7. und/oder der 12. Stufe des Hochdruckkompressors des Triebwerkes entnommen.

Anti-Eis-Systeme

Die Vorflügel der Tragflächen, das Leitwerk und die Triebwerkseinläufe werden mit Heißluft (250 °C) vom Triebwerkzapflucht-System thermisch eisfrei gehalten. Die Anti-Eis-Systeme werden mit dem ANTI-ICING CONTROL PANEL im Cockpit bedient.

Triebwerk-Anti-Eis-System

Das Triebwerk-Anti-Eis-System nutzt heiße Triebwerkzapflucht zur Erwärmung der Lufteinläufe, um Eisansatz zu verhindern bzw. vorhandenes Eis abzuschmelzen. Der Rotor des Niederdruckverdichters und die Rotornabe sind nicht beheizbar. Ansetzendes Eis kann zum Ansteigen der Triebwerkvibrationen führen. Dieses Eis löst sich normalerweise selbstständig ab (ice shedding) und die Vibrationen nehmen dann wieder ab.

Zur Unterstützung des Ablösungsvorgangs wird der Leistungshebel schnell in den Leerlauf zurückgenommen, dort gehalten und nach fünf Sekunden auf 85 % N1 gestellt. Die automatische Triebwerkregelung muss dabei abgeschaltet sein. Die Leistungshebel können wieder in die ursprüngliche Position gebracht werden, wenn mit diesem Verfahren die Vibrationen reduziert oder beseitigt wurden.

Flugwerk-Anti-Eis-System

Das Flugwerk-Anti-Eis-System nutzt heiße Triebwerkzapflucht zur Erwärmung der Vorderkanten der Tragflächen und des Leitwerks, um Eisansatz zu verhindern bzw. vorhandenes Eis abzuschmelzen. Das System besteht aus einem MODULATING AND SHUT-OFF VALVE, zwei HIGH PRESSURE SWITCHES, einem LOW PRESSURE SWITCH, den PICCOLO TUBES und den Versorgungsleitungen.

Das MODULATING AND SHUT-OFF VALVE regelt den Druck des Luftstroms zu den PICCOLO TUBES in den Tragflächen auf einen konstanten Wert. Die zwei HIGH PRESSURE SWITCHES messen jeweils den Druck in den Versorgungsleitungen zu den rechten und linken PICCOLO TUBES in den Tragflächen. Der LOW PRESSURE SWITCH misst den Druck in der Versorgungsleitung zu den PICCOLO TUBES in der linken Tragfläche. Die PICCOLO TUBES leiten die Luft direkt in die Nasenleisten der Tragfläche. Sie sind jeweils mit drei Lochreihen versehen, aus denen die Luft in die Tragfläche strömen kann. Die Luft verlässt die Tragflächen wieder über Schlitze auf der Unterseite der Nasenleiste.

Eiswarnsystem

Die Besatzung hat mehrere Möglichkeiten zur Feststellung von Vereisung am Flugzeug. Zum einen ist auf der Oberseite beider Tragflächenenden ein schwarzer Streifen angebracht, der eine optische Hilfe über den Vereisungszustand der Tragfläche geben soll. Zum anderen gibt es ein elektrisches Eiswarnsystem, das über einen Sensor an der Außenseite des Flugzeuges Vereisung feststellt und diese im Cockpit zur Anzeige bringt. Die Hauptkomponente des Systems ist der Eis-Sensor (ICE DETECTION PROBE).

Der Eis-Sensor befindet sich an der vorderen rechten Seite des Rumpfes, unterhalb des Cockpits. Er schwingt mit einer voreingestellten Frequenz im Ultraschallbereich. Wenn sich Eis an dem Eis-Sensor ansetzt, wird diese Frequenz kleiner. Diese Veränderung wird gemessen. Wenn bestimmte Limits über- oder unterschritten werden, gibt der Eis-Sensor ein Signal an das Flugwarnsystem. Der Eis-Sensor verfügt über einen eingebauten permanenten Selbsttest. Wenn ein Fehler festgestellt wird, wird ein Signal zum Flugwarnsystem gesendet.

Wenn das System eingeschaltet wird, schaltet der Eis-Sensor in den POWER-ON-TEST. Wenn dieser ohne Beanstandung durchlaufen wird, geht der Eis-Sensor in den SENSING MODE. Der Eis-Sensor arbeitet so lange im SENSING MODE, bis ein Eisansatz von ungefähr 0,5 mm gemessen wird. Dann schaltet das System in den DETECTION MODE. Im DETECTION MODE wird eine Heizung eingeschaltet, um das Eis am Eis-Sensor abzuschmelzen, und für 60 Sekunden ein Signal an das Flugwarnsystem weitergegeben. Handelt es sich um starke Vereisung bleibt das Signal so lange aktiv, bis die Dicke des Eisansatzes am Eis-Sensor wieder bei ungefähr 0,5 mm liegt.

Flugwarnsystem

Für den Fall, dass im Fluge vom Flight Warning Computer (FWC) schwere Fehler in den Bordsystemen des Flugzeugs oder gefährliche Flugzustände gemeldet werden, empfiehlt der Flugzeughersteller die Anwendung der im Teil 3 des Airplane Flight Manual (AFM) festgelegten und erprobten Notverfahren (EMERGENCY PROCEDURES). Ein Teil dieser Verfahren wird im MULTIFUNCTION DISPLAY direkt angezeigt. Andere Meldungen des FWC lösen akustische Signale aus.

1.6.3 Verfahren

Instandhaltungsverfahren

a) Praktische Umsetzung des Service Bulletins (SB) des Triebwerkherstellers

Mit dem SB 72-1326 wurden die Abmessungen und die Bauweise der Eisschutzpaneele geändert. Die Eisschutzpaneele bestanden ursprünglich aus sechs HONEYCOMB-Segmenten, auf die insgesamt 36 Paneelsegmente geklebt waren. In der neuen Ausführung kamen sechs mit Glasfaser umwickelte Schaumsegmente zur Anwendung. Das SB wurde vom Triebwerkshersteller als Option herausgegeben, da es in der Vergangenheit vorgekommen war, dass sich einzelne Platten der Eisschutzpaneele gelöst hatten. Dies geschah häufig im Zusammenhang mit einem Scheuern der FAN BLADES an den Eisschutzpaneelen. Die Vorderkante der neuen Eisschutzpaneele lag nun 7,6 mm weiter hinter den Spitzen der FAN BLADES. Zum Zeitpunkt des Unfalls war die Ausgabe des SB vom 16. Januar 1998 gültig. Das SB enthielt keine Angaben zur Durchführung der Arbeiten, sondern verwies auf die Reparaturanweisung HRS3491 des Triebwerkherstellers.

Diese Reparaturanweisung enthielt 23 Arbeitsschritte. Einige der Arbeitsschritte waren nur für bestimmte Ausführungen der unmodifizierten FAN CASES (Niederdruckverdichtergehäuse) vorgesehen. Bei 12 Arbeitsschritten wurde auf weitere Teilschritte in anderen Dokumenten verwiesen. In einigen dieser Teilschritte wurde wieder auf andere Dokumente verwiesen (siehe Anlage 16). So wurde z. B. im Arbeitsschritt 23 „APPLY ADHESIVE“ zur Vorbereitung des Klebstoffes auf einen Arbeitsschritt im OVERHAUL PROCESS MANUAL verwiesen. In diesem Arbeitsschritt wurde dann wiederum auf einen weiteren Arbeitsschritt verwiesen. Dort fand sich dann der Hinweis, dass entsprechend den Angaben des Herstellers zu verfahren ist, es sei denn, im OVERHAUL PROCESS MANUAL ist zu einzelnen Punkten anderes festgelegt.

Im Arbeitsschritt 16 „CHECK CLEANLINESS“ wurde auf einen nicht existierenden Arbeitsschritt verwiesen. Nach Angaben des Herausgebers der Anweisung handelte es sich um einen redaktionellen Fehler. Der Arbeitsschritt 12 „REMOVE THE EXISTING ADHESIVE - REMOVE ALL TRACES OF ADHESIVE DOWN TO BARE MATERIAL“ war nur für bestimmte P/N der FAN CASES vorgesehen. Bei dem rechten Triebwerk des verunfallten Flugzeugs war dies nicht der Fall. An mehreren Stellen der HRS3491 wurde für nähere Informationen für das Entfetten der Bauteile auf den OVERHAUL PROCESS 101 und 102 verwiesen. Welche der zahlreichen in diesen beiden Dokumenten beschriebenen Verfahren angewendet werden sollten, war nicht festgelegt.

Die meisten der benötigten Verbrauchsmaterialien waren nur mit einer generellen Bezeichnung und einer firmeninternen Nummer aufgeführt (z.B. OMat 5/97 GARNET PAPER). Es war somit nur aus dem OVERHAUL MATERIALS MANUAL ersichtlich um welches Material es sich genau handelte (hier Granat-Schleifpapier mit 80er-Korngröße). Die Reparaturanweisung ließ mehrere verschiedenartige Klebstoffe für das Einkleben der Eisschutzpaneele zu, außerdem wurde die Fixierung der Bauteile während des Aushärtens nicht zwingend vorgeschrieben.

b) Angaben des Klebstoffherstellers

Der Klebstoff Hysol® EA 934 NA wird von der Firma Loctite Corporation, Bay Point, CA 94565-0031, USA (jetzt Fa. Henkel), hergestellt. Dem Technischen Datenblatt (Rev. 1/01) sind folgende Hinweise für die Verarbeitung dieses Klebstoffes zu entnehmen (in Auszügen):

- Die Temperatur der zu mischenden Komponenten sollte nahe bei 25 °C liegen.
- Die zu klebenden Oberflächen sollen sauber, trocken und richtig vorbereitet sein.

- Die Füge­teile sollen fixiert bleiben, bis der Klebstoff fest ist. Die Handfestigkeit des Klebstoffes wird bei 25 °C in acht Stunden erreicht. Danach kann die Fixiereinrichtung oder der Anpressdruck, der während der Härtung aufgebracht wurde, entfernt werden.
- Bei einer Temperatur von 25 °C wird die Endfestigkeit des Klebstoffes nach fünf bis sieben Tagen Härtungszeit erreicht.

Vom Klebstoffhersteller werden des Weiteren allgemeine Hinweise für die Oberflächenvorbehandlung der zu klebenden Füge­teile gegeben. Diese beinhalten im Wesentlichen:

- Zur richtigen Oberflächenvorbehandlung der zu verbindenden Oberflächen sind von diesen Fett, Öl und fremde Partikel zu entfernen.
- Das Entfetten von Stahl und Eisenlegierungen sowie rostfreiem Stahl sollte mit einem Trichloräthan getränkten Lappen erfolgen, der ausreichend oft zu erneuern ist.
- Die Oberflächenvorbehandlung von rostfreiem Stahl kann auch durch Schleifen mit einem Schleifpapier mittlerer Körnung erfolgen. Dem Schleifen soll sich stets eine Reinigung zum Entfernen („Entfetten“) von Verunreinigungen und losen Partikeln anschließen.

Flugbetriebliche Verfahren

Für Vereisungsbedingungen und Vibrationen des Triebwerks sind im Fokker Airplane Flight Manual (AFM) der Fokker 70 folgende Verfahren festgelegt (in Auszügen):

NORMAL PROCEDURES - OPERATION IN ICING CONDITIONS

5.05.01 Page 4: ENGINE ANTI-ICING

When icing conditions exist or are anticipated during ground or flight operation or after an ICING alert via MFDS:

ENGINE ANTI-ICING.....ON

After ICING alert....

NOTE: 2. Increases in engine vibration levels in flight above the alert level may develop in icing conditions. The fan should normally shed the ice and vibration will reduce. To assist in shedding the ice, if sustained vibration is indicated and operational circumstances permit, quickly retard one thrust lever at a time to idle for 5 seconds and then advance the thrust lever momentarily to 85 per cent N1, thereafter restore to the required thrust setting

ABNORMAL PROCEDURE - ENGINE

4.13.01 Page 5: VIBRATION HIGH

VIB.....ALTN

- If alert persists:
THRUST LEVER.....RETARD
- If vibration is accompanied by other failure indications:
FUEL LEVER.....SHUT
SINGLE-ENGINE-PROCEDURE.....APPLY

Für Vereisungsbedingungen und Vibrationen des Triebwerks sind im Airplane Operating Manual (AOM) des Luftfahrtunternehmens für die Fokker 70 folgende Verfahren festgelegt (in Auszügen):

SYSTEM OPERATION – ICE AND RAIN PROTECTION

5.08.01 Page 1: ENGINE ANTI-ICING – See section Engine

WING AND TAIL ANTI-ICING

The wing and tail anti-icing systems must be selected on when icing conditions exist or when icing is observed (see chapter...

SYSTEM OPERATION ENGINE - NORMAL PROCEDURES

5.14.01 Page 4: ENGINE ANTI-ICING

Engine anti-icing must be on during all ground – and flight operations when icing conditions exist or are anticipated.
In icing conditions.....

5.14.01 Page 4: ENGINE VIBRATION

Momentary increase in vibration noted during acceleration und deceleration may be disregarded. In icing conditions increases in vibration level may occur. Normally the fan will shed the ice and vibration will reduce. To assist in shedding ice in case of sustained high vibration level, one thrust lever at a time may be quickly retarded, held there for 5 seconds, and than advance momentarily to 85 % N1

**FLIGHT PROCEDURES - FLYING IN ADVERSE CONDITIONS
COLD WEATHER OPERATION**

7.03.03 Page 5: Climb-Cruise-Descent

- Engine anti-icing may be activated when icing conditions exist and following an “ICING” alert at MFDS
- An increases in engine vibration level may be observed during icing conditions. The fan should normally shed any ice formation and the vibration should diminish. To assist in ice shedding (and operational circumstances permitting) disconnect ATS, quickly retard one thrust lever at a time to idle. Hold it there for 5 seconds and than advance the thrust lever momentarily to 85 per cent N1. This procedure will eliminate or reduce the vibration, and the thrust levers may be re-adjusted to their original positions
- Wing and tail anti-icing systems should be activated when icing is observed....

1.7 Meteorologische Informationen

Nach Angaben von AUSTROCONTROL stand der Besatzung etwa 75 bis 60 Minuten vor Antritt des geplanten Fluges von Wien nach München die Flugdokumentation der Region EUR (gültig für 07.00 Uhr UTC), bestehend aus den Wind- und Temperaturvorhersagekarten für Flugfläche 50 bis Flugfläche 390, der Karte der flugbetrieblich signifikanten Wettererscheinungen (SWC) sowie einer Zusammenstellung mit Wettermeldungen und Warnungen (AIRMET und SIGMET), im Rahmen eines Selbstinformationssystems zur Verfügung.

In der Karte der flugbetrieblich signifikanten Wettererscheinungen der Region EUR (SWC), gültig für 07:00 Uhr UTC wurde für den Bereich zwischen Wien und München kompakte Bewölkung mit mäßiger Vereisung (MOD ICE) unterhalb von Flugfläche 140 und unterhalb Flugfläche 160 auch mäßige Turbulenz vorhergesagt.

In der vom Deutschen Wetterdienst für das Fluginformationsgebiet (FIR) München erstellten Gebietswettervorhersage (GAMET), gültig von 04:00 Uhr bis 10:00 Uhr UTC, wurde mäßige Vereisung (MOD ICE) unterhalb Flugfläche 90 vorhergesagt. Neben dem in der GAMET–Vorhersage

enthaltenen Warnhinweis auf mäßige Vereisung unterhalb Flugfläche 90 im FIR München lag zum Zeitpunkt des Unfalles keine zusätzliche Warnung (SIGMET) vor.

Für den Anflug auf München war um 07:55 Uhr eine Sonderwettermeldung (SPECI) herausgegeben worden. Sie enthielt u.a. folgende Wettermeldungen:

Wind aus 260° mit einer Geschwindigkeit von 16 kt, horizontale Sichtweite am Boden 2500 m mit leichtem Schneefall, Wolkenuntergrenze der tiefsten Bewölkung (FEW) in 300 ft über Grund, darüber aufgelockerte Bewölkung (SCT) in 1100 ft, durchbrochene Bewölkung (BKN) in 2000 ft, Lufttemperatur am Boden - 0 °C, Taupunkt - 1 °C, Luftdruck (QNH) 1017 hPa.

In der Landewettervorhersage (TREND) wurde für die nachfolgenden zwei Stunden zeitweise (TEMPO) eine horizontale Sichtweite am Boden von 4000 m, Schneefall und ein Absinken der Bewölkung (5-7/8) auf 1000 ft angegeben.

Nach dem Gutachten des Deutschen Wetterdienstes (DWD) ergaben sich aus den vorliegenden Daten für das Gebiet östlich des Verkehrsflughafens München folgende Wetterbedingungen:

Zum Unfallzeitpunkt trat leichter bis mäßiger Schneefall auf und es wehte der Bodenwind aus 260° bis 280° mit einer mittleren Windgeschwindigkeit zwischen 13 und 18 Knoten. Der Bodenwind war mit Windspitzen zwischen 20 und 25 Knoten böig, wobei Windspitzen bis zu 30 Knoten nicht völlig auszuschließen waren. Im Bereich der Unfallstelle herrschte durch den starken Bodenwind zeitweise Schneetreiben.

Die Untergränze der tiefsten Bewölkung (1 bis 3 Achtel Stratus) lag zum Unfallzeitpunkt sehr wahrscheinlich in 300 ft über Grund. Darüber befand sich 4 bis 6 Achtel Stratocumulus-Bewölkung mit einer Wolkenuntergränze zwischen 1000 ft und 1500 ft AGL. Oberhalb von 2000 ft bis 2500 ft AGL war erneut Stratocumulus-Bewölkung vorhanden, deren Bedeckungsgrad 7 bis 8 Achtel betrug.

Die Wolkenobergränze lag sehr wahrscheinlich zwischen Flugfläche 100 und 120. Darüber befand sich oberhalb von Flugfläche 180 zumindest gebietsweise noch hohe Bewölkung. Es muss davon ausgegangen werden, dass im Höhenbereich unterhalb von Flugfläche 120 mäßige, im Zusammenhang mit schwachen konvektiven Umlagerungen und einem erhöhten Flüssigwassergehalt vereinzelt auch mäßige bis starke Vereisung auftrat.

1.8 Navigationshilfen

Das Flugzeug verfügte über ein Trägheitsnavigationssystem. Es bekam das Anflugverfahren NAPSA 26 TRANSITION, welches ein Radionavigationsanflugverfahren darstellt. Weiterhin standen für den Anflug auf die Landebahn 26L des Verkehrsflughafens München zur Verfügung:

- Instrumenten-Lande-System mit Landekurs 262° und Gleitweg 3,0°, Voreinflugzeichen bei 5,1 NM DME und Haupteinflugzeichen bei 1,7 NM DME.
- Entfernungsmesseinrichtung auf 108,60 MHz

Das Endanflug-Fix für einen ILS-Anflug liegt in einer Höhe von 5000 ft MSL und bei 12 NM DME. Die Auswertung der ILS-Monitorwerte und eine Bodenvermessung ergaben keine Beanstandungen.

1.9 Funkverkehr

Der Sprechfunkverkehr wurde in englischer Sprache geführt. Vom gesamten Sprechfunkverkehr, stand eine Tonbandumschrift und das Original der Tonaufzeichnung für die Untersuchung zur Verfügung.

Wegen der Schneeräumung auf der Nordbahn konzentrierte sich der München anfliegende Verkehr und der damit verbundene Sprechfunkverkehr auf die betriebsbereite Südbahn. Als die Besatzung um 08:08:22 Uhr mit MAYDAY eine Notlage erklärte und SEVERE ENGINE PROBLEMS

meldete, führte der Lotse auf Wunsch der Besatzung das Flugzeug sofort mit weiteren Steuerkursen und Sinkfreigaben unter Beachtung der aktuellen Verkehrslage zu einem verkürzten Anflug. Er informierte seinen Wachleiter, der die Alarmierung der entsprechenden Dienste durchführte. Bis zur voraussichtlichen Landung verblieb eine Flugzeit von ca. acht Minuten. Der Sprechfunkverkehr wurde dabei weiter auf der vom gesamten Verkehr genutzten allgemeinen Frequenz geführt. Bis zur Notlandung musste die Besatzung zweimal die Frequenz wechseln.

Vier Minuten nach der erklärten Notlage meldete die Besatzung, dass sie nach der Landung am Boden keine Unterstützung benötigen werde „AND FOR YOUR INFORMATION, WE DO NOT NEED ANY ASSISTANCE ON GROUND IT SEEMS TO BE SEVERE ICING ON THE ENGINES AND WE CAN VACATE THE RUNWAY ON OUR OWN“.

1.10 Angaben zum Flugplatz

Der Verkehrsflughafen München liegt 28,5 km (15,4 NM) nordöstlich der Stadt München und hat eine Bezugshöhe von 1487 ft MSL. Es ist ein Verkehrsflughafen mit zwei parallelen, 4000 m langen und je 60 m breiten Start- und Landebahnen (S/L-Bahnen), an dem der Verkehr von der Deutschen Flugsicherung kontrolliert wird. Die Start- und Landebahnen sind in Richtung 082° bzw. 262° ausgerichtet. Der seitliche Abstand der Bahnen beträgt 2280 m. Die Höhe der Landebahnschwelle 26L liegt bei 1470 ft MSL

In der Zeit von 07:45 Uhr bis 08:10 Uhr war die Nordbahn wegen Schneeräumung gesperrt. Der gesamte Flugverkehr wurde während dieser Zeit über die Südbahn abgewickelt.

1.11 Flugdatenaufzeichnung

Radardaten

Die räumliche Bewegung des Flugzeugs wurde vom Flugsicherungs-Radar erfasst und auf den Monitoren an den Arbeitsplätzen der Lotsen als veränderliches Radarzielstandortsymbol dargestellt (siehe Anlage 1). Die Radardaten wurden aufgezeichnet und standen für die Auswertung zur Verfügung. Die letzte Aufzeichnung erfolgte, als sich das Flugzeug bereits am Boden befand.

Flight-Data-Recorder

Das Flugzeug war mit dem Flight-Data-Recorder L-3com (LORAL) F1000, P/N S800-3000-00, S/N 00463 (SOLID STATE RECORDER) ausgerüstet. Er zeichnete in einem Zeitintervall von 43 Stunden und 33 Minuten laufend die Werte von 379 Parametern auf. Das Aufzeichnungsgerät war optisch und elektrisch in einwandfreiem Zustand. Der Flight-Data-Recorder wurde sichergestellt und im Flugschreiberlabor der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung mit der LORAL GROUND SUPPORT STATION 2 (GS/2) ausgelesen. Die für die Beurteilung dieses Unfalles benötigten Daten wurden ausgewählt und als Funktion der Zeit grafisch Form dargestellt.

Auf dem Flight-Data-Recorder waren 22 Flüge gespeichert. Nach den Aufzeichnungen für den zu beurteilenden Flug begann das Flugzeug aus Flugfläche 280 um 07:42:30 Uhr seinen Anflug auf München. Im Sinkflug auf Flugfläche 100 wurde um 07:56:40 Uhr die Aufzeichnung der vertikalen und lateralen Beschleunigung von einer Schwingung überlagert. Die vertikale Beschleunigung schwankte ab diesem Zeitpunkt zwischen 0,9 g und 1,2 g und die der lateralen Beschleunigung zwischen +0,05 g und -0,05 g. Um 07:57:41 Uhr wurde zeitgleich mit dem Ansprechen der Eiswarnung die Triebwerk- und Flugwerkenteisung eingeschaltet (siehe Anlage 2).

Bei Erreichen der Flugfläche 100 erhöhte sich die Längsneigung (PITCH) des Flugzeugs um 2°. Die N1 beider Triebwerke stieg um ca. 10 % und es stellte sich die angewiesene Geschwindigkeit von 220 kt ein. In Flugfläche 100 traten kurzzeitig am rechten Triebwerk Vibrationen mit einer Intensität von 0,5 inch/s auf. Während der Dauer des Sinkflugs von 80 s auf Flugfläche 90 traten am rechten Triebwerk erneut Vibrationen mit der gleichen Intensität auf. Um 08:07:14 Uhr stieg in Flugfläche 90 am rechten Triebwerk die Vibration auf 1,2 inch/s und die Vibrationswarnung wurde ausgelöst.

Um 08:08:14 Uhr fiel am linken Triebwerk der EPR-Wert von 1,5 auf 1,1 ab (siehe Anlage 3). Nach vier Minuten, um 08:12:45 Uhr, blieb der EPR-Wert auch am rechten Triebwerk bei einer Erhöhung der N1 bei Werten um 1,0 (siehe Anlage 4). Zu diesem Zeitpunkt hatte das Flugzeug im Sinkflug eine Höhe von ca. 5000 ft erreicht. Der Flight-Data-Recorder zeigte, dass die Triebwerkparameter N1, N2 und EGT nicht mehr mit den Schubkommandos übereinstimmten.

Aus der Aufzeichnung des Flugverlaufs unterhalb der Höhe von 5000 ft (siehe Anlage 5) ist ersichtlich, dass das Flugzeug bei einer Geschwindigkeit von 160 kt in ca. 4000 ft den Gleitweg erreichte und weiter auf eine Höhe von 3500 ft sank. Die Fahrwerke waren ausgefahren und die Landeklappen befanden sich in der Position 15°. Nach Durchsinken des Gleitweges wurden die Landeklappen auf 25° ausgefahren und der Anstellwinkel kontinuierlich bis auf 9° erhöht. Dabei reduzierte sich die Geschwindigkeit bis auf 115 kt und das Flugzeug näherte sich von unten wieder dem Gleitweg.

Vor Erreichen des Gleitwegs wurde der Anstellwinkel reduziert, die Fahrwerke wurden wieder eingefahren und die Stellung der Landeklappen auf 15° verändert. Die Geschwindigkeit erhöhte sich auf ca. 135 kt. Die Landeklappen wurden wieder auf 25° gefahren. Erst wenige Sekunden vor der Notlandung wurde der Ausfahrvorgang der Fahrwerke erneut eingeleitet. Als das Flugzeug mit einer Geschwindigkeit von ca. 110 kt und einem Anstellwinkel von ca. 10° um 08:16:35 Uhr aufsetzte, war das Bugfahrwerk in der ausgefahrenen und verriegelten Position und die Hauptfahrwerke noch in einer Zwischenstellung.

Der erste Bodenkontakt erfolgte mit einer Sinkrate von ungefähr 1000 ft/min. Dabei trat eine Vertikalbeschleunigung von +1.2 g auf. Unmittelbar nach dem Aufsetzen reduzierte sich in 2 s die Längsneigung von 11° auf 0° und es wurde eine kurzzeitige Vertikalbeschleunigung von +2,6 g aufgezeichnet. Bei der Bewegung am Boden lagen die Werte zwischen +1,4 g und -0,4 g. In der Rutschphase lag die Verzögerung im Mittel bei 0,7 g.

Cockpit-Voice-Recorder

Das Flugzeug war mit dem Cockpit-Voice-Recorder, L-3com (LORAL) A200S, P/N S200-00 12-00, S/N 00443 (SOLID STATE RECORDER) ausgerüstet. Er zeichnete in einem Zeitintervall von 30 Minuten zeitgleich vier Kanäle auf. Das Aufzeichnungsgerät war optisch und elektrisch in einwandfreiem Zustand. Der Cockpit-Voice-Recorder wurde sichergestellt und im Flugschreiberlabor der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung ausgelesen.

Die Analysen erfolgten mit dem Audio-Bearbeitungsprogramm SOUNDFORGE. Die Aufzeichnung des Cockpitmikrofons war zum größten Teil wegen Rauschens und anderer Nebengeräusche schwer verständlich. Durch entsprechende Filterung entstanden mehrere Dateien, die zum einen hinsichtlich Sprachverständlichkeit und zum anderen auf Umgebungsgeräusche optimiert wurden. Bei der Erstellung der Umschrift haben Vertreter der österreichischen Untersuchungsbehörde und der betroffenen Fluggesellschaft mitgewirkt.

Neben den Gesprächen zwischen den Piloten wurden vom Cockpit-Voice-Recorder auch der Funksprechverkehr und die Geräusche im Cockpit aufgezeichnet. Um 08:07:14 Uhr dokumentiert die Aufzeichnung ein kurzzeitiges Brumm-Geräusch, das sich um 08:07:31 Uhr wiederholte. Um 08:08:10 Uhr zeichnete der CVR ein klapperndes Geräusch auf und der Copilot fragte nach den Gründen dafür. Nach der erklärten Notlage um 08:08:22 Uhr meldete um 08:08:48 Uhr die Flugbegleiterin der Besatzung ein Geräusch in der Flugzeugkabine („...in Richtung links ist ein Super Rumppler...“).

Zur Analyse der aufgezeichneten Brumm-Geräusche wurden für die relevanten Zeitabschnitte aus der ungefilterten Aufzeichnung des Cockpitmikrofon-Kanals Sonogramme erstellt. Mit Hilfe dieser Sonogramme wurde festgestellt, dass das Brumm-Geräusch eine Frequenz von 80-100 Hz hatte.

1.12 Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

1.12.1 Unfallstelle

Das Flugzeug war östlich des Flughafens München 2,5 NM vor der Schwelle der Landebahn 26L in Verlängerung der Bahnmittellinie auf einem Acker zum Stillstand gekommen. Der Acker war oberflächlich gefroren. Die Ortshöhe betrug 1472 ft MSL. Die Längsachse des Flugzeuges zeigte in Richtung Südwesten (240°). Von der Position des Flugzeuges führte eine gleichmäßige Schleifspur von ca. 3 m Breite und 10-50 cm Tiefe in Richtung 068°. Nach 110 m knickte diese Spur in Richtung 085° ab und endete nach weiteren 110 m (siehe Anlage 7).

Das Flugzeug lag mit dem Rumpf auf dem Boden auf. Das abgerissene Bugfahrwerk befand sich ca. 120 m vom Flugzeug entfernt in der oben beschriebenen Spur. Die Bugfahrwerksklappen waren beschädigt. Das Hauptfahrwerk war eingefahren, aber nicht verriegelt. Die Hauptfahrwerksklappen waren abgerissen. Die ausgefahrenen Landeklappen befanden sich in einer Stellung zwischen 25° und 40°. Die Landeklappen links waren beschädigt. Auf der rechten Seite war die innere Landeklappe etwas verbogen und die äußere unbeschädigt. Die Flügel-Rumpf-Übergangs-Verkleidung war auf beiden Seiten stark beschädigt. Die Querruder waren in der Mittelstellung, das Seitenruder ganz leicht nach rechts und das Höhenruder nach unten ausgeschlagen. Die Höhenflossentrimmung stand auf - 4,5° (ANU).

Bei beiden Triebwerken hatten sich im Einlauf alle sechs Eisschutzpaneele vom Triebwerksgehäuse abgelöst. Die losen Paneele lagen fast alle quer vor den Leitschaufeln des Niederdruckverdichters (siehe Anlagen 9-12). Sie entsprachen der in dem SB 72-1326 von Januar 98 beschriebenen Version mit sechs Segmenten aus glasfaserbewehrtem Schaumstoff. Weitere mechanische Schäden wurden an den Triebwerken nicht festgestellt.

Der Fahrwerkshebel im Cockpit befand sich in der Stellung LG DOWN, der Landeklappenhebel auf der Stellung „42“. Beide Leistungshebel der Triebwerke befanden sich am vorderen Anschlag (volle Leistung). Die Kraftstoffhebel standen in der Stellung geschlossen. Die Feuerhebel der Triebwerke waren gezogen und gedreht. Der Feuerschalter der Hilfsgasturbine war gedrückt und die Parkbremse gesetzt. Die Schalter für die Tragflächen-, Leitwerks- und beide Triebwerk-Anti-Eis-Systeme waren eingeschaltet. Der Sicherungsautomat LANDING LIGHT 1 war ausgelöst. Alle anderen Sicherungsautomaten waren geschlossen. Die Trimmung des Seitenruders stand auf neutral, die des Querruders 0,5 Einheiten nach links. Der ENGINE-VIBRATION-SWITCH stand in der Position ALTERNATE. Die STANDBY-ENGINE-INDICATION stand in der Position „OFF“.

Die Messung der Kraftstoffmenge in den Tanks mithilfe des elektronischen Mess- und Anzeigesystems und der Peilstäbe ergab jeweils eine Gesamtmenge von 2,4 t Kerosin. Die Qualität des Kraftstoffs war ohne Beanstandung.

1.12.2 Feststellungen am Luftfahrzeug

Systeme und Komponenten

Das Triebwerk-Anti-Eis-System wurde mit Hilfe einer GROUND POWER UNIT und eines AIR STARTERS an der Unfallstelle überprüft. Es zeigte keine Fehlfunktion.

Das MODULATING AND SHUT-OFF VALVE des Flugwerk-Anti-Eis-Systems wurde auf einem Teststand überprüft. Es zeigte keine Fehlfunktion.

Der Eis-Sensor (IDP) wurde auf einem Teststand überprüft. Hierbei wurde festgestellt, dass die Grundfrequenz, mit der der Sensor schwang, mit 39935,773 Hz nicht innerhalb der vorgeschriebenen Spanne von 39975 und 40025 Hz lag. Der Messstab des Sensors war dunkel verfärbt und ca. 2° nach vorne verbogen.

Triebwerke

Die Triebwerke wurden beim Hersteller untersucht. Dabei wurden alle Kraftstoff- und Ölfiler sowie die MAGNETIC CHIP DETECTORS ausgebaut und einer Sichtkontrolle unterzogen. Die Schaufeln

des Niederdruckverdichterrotors (FAN BLADES) wurden abgebaut und eine Ultraschallkontrolle durchgeführt. Außerdem wurde eine Boroskop-Inspektion der Triebwerke durchgeführt. Die Niederdruckverdichtergehäuse (FAN CASES) wurden abgebaut und durch neue ersetzt. Weder bei den Kontrollen noch bei den anschließenden Testläufen wurden an den Triebwerken Mängel festgestellt.

Das FAN CASE des linken Triebwerkes (S/N 17116) wurde im Juli 2001 bei einem Betrieb des Triebwerkherstellers in England gemäß SB 72-1326 modifiziert. Seit dieser Modifikation war das Triebwerk 5 823 h mit 4 221 Zyklen in Betrieb. Gemäß dem Technischen Bericht des Herstellers wurden im Bereich des ACOUSTIC LINERS keine Beschädigungen in Zusammenhang mit Eisschlag festgestellt. Am FAN CASE waren an den Klebeflächen der Eisschutzpaneele keine Klebstoffreste vorhanden. Die Oberfläche war sehr glatt. Über den ganzen Umfang des FAN CASE waren einige wenige braune Flecken auf der Stahloberfläche zu erkennen. An der tiefsten Stelle war ein halbkreisförmiger dunkler Fleck vorhanden. Die Metalloberfläche des Gehäuses im Anschluss an die Eisschutzpaneele wies einige Schlieren auf. Die Klebefläche der Eisschutzpaneele war fast vollständig mit Klebstoff bedeckt. Die Oberfläche des Klebstoffes war sehr glatt. An drei Paneelen waren klar abgegrenzte Bereiche zu erkennen, in denen der Klebstoff braun verfärbt war.

Das FAN CASE des rechten Triebwerkes (S/N 17103) wurde im August 1999 bei einem Betrieb in den USA gemäß SB 72-1326 modifiziert. Seit dieser Modifikation war das Triebwerk 9 224 h mit 7 825 Zyklen in Betrieb. Gemäß dem Technischen Bericht des Herstellers wurden im Bereich des ACOUSTIC LINERS keine Beschädigungen in Zusammenhang mit Eisschlag festgestellt. Am Niederdruckverdichtergehäuse waren an den Klebeflächen der Eisschutzpaneele an einigen wenigen Stellen Klebstoffreste vorhanden. Die Stahloberfläche war sehr glatt und wies an einigen Stellen Spuren eines rotierenden Schleifkörpers auf. Über den ganzen Umfang des FAN CASE waren vereinzelt braune Flecken auf der Stahloberfläche zu erkennen. Die Klebefläche der Paneele war sehr glatt und frei von Klebstoffresten.

Die Paneele des linken Triebwerks waren in deutlich mehr Teile zerbrochen als die des rechten. Die meisten Bruchstücke waren vorhanden und konnten ihrer ursprünglichen Einbauposition zugeordnet werden. Die Paneele wiesen keine Beschädigungen durch Fremdkörper auf.

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Es wurde keine medizinische Untersuchung durchgeführt.

1.14 Brand

Es war kein Feuer im Fluge oder nach der Landung entstanden.

1.15 Überlebensaspekte

Um 08:09:31 Uhr erfolgte durch München-Turm die Auslösung des Alarms. Die Kräfte der Feuerwache Süd rückten aus und nahmen in den Bereitschaftsräumen an der Landebahn 26L mit weiteren Hilfskräften Aufstellung. Nachdem die Besatzung um 08:16:15 Uhr eine bevorstehende Notlandung außerhalb des Flughafens angekündigt hatte, wurde vom Turm ein erneuter Alarm „Unfall außerhalb des Flughafens“ ausgelöst.

Die Einsatzleitung der Feuerwehr hatte die Meldung der Besatzung über Funk mitgehört und bereits die Anweisung an die Rettungskräfte erteilt, das Flughafengelände nach Osten zu verlassen. Die Rettungskräfte suchten zunächst in der Nähe der Anfluggrundlinie der Landebahn 26R die Unfallstelle. Die Einsatzleitung berief sich auf eine bei ihr eingegangene Meldung. In Verbindung mit der Besatzung wurden dann die Einsatzkräfte über Funk vom Turm zur Unfallstelle geführt, an der sie um 08:34 Uhr eintrafen.

Bei der Notlandung außerhalb des Flughafens waren die Insassen den vertikalen Beschleunigungen durch den Landestoß und den Kräften durch die Abbremsung der Flugzeugzelle in der an-

schließenden Rutschphase ausgesetzt. Die Insassen waren angeschnallt, jedoch nicht auf eine Notlandung vorbereitet. Es kam in drei Fällen zu leichten Verletzungen. Alle Insassen konnten das Flugzeug ohne Hilfe über den vorderen Ausstieg verlassen. Bei zwei Sitzen hatten sich während der Verzögerung am Boden die Auflagen von den Armlehnen abgelöst.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

Mechanische Beanspruchungsversuche:

Im Auftrag von Rolls-Royce Deutschland wurden aufgrund des Unfalles bei der Technischen Universität Dresden am Institut für Leichtbau und Kunststofftechnik Untersuchungen an Klebeverbindungen von Stahl mit glasfaserverstärktem Kunststoff durchgeführt. In Abhängigkeit von verschiedenen Klebstoffen, unterschiedlichen Präparationsvarianten und variierenden Umgebungsbedingungen wurden die Festigkeitseigenschaften analysiert.

Die Präparate sollten den Verfahrensvorschriften in der Produktion und der Wartung entsprechen. Hier waren für die Oberflächenvorbehandlung zusätzliche Erklärungen von Rolls-Royce Deutschland notwendig. Die Klebeverbindungen der Präparate wurden mit den Klebern hergestellt, die für das Einkleben der Eisschutzpaneele insgesamt zugelassen waren. Bei Zugversuchen senkrecht zur Klebefläche (Stirnabzugversuchen) wurden die höchsten Lasten mit dem EPOXIDFILM-Kleber ermittelt. Dieser ausschließlich in der Produktion verwendete Kleber war auch bei den Zugversuchen in Kleberichtung am höchsten belastbar.

Bei einer schälenden Beanspruchung der Klebungen (Rollenschälversuche) wurden die höchsten Lasten mit den ausschließlich in der Wartung verwendeten POLYSULFID-Klebern erzielt. Bei dem EPOXIDPASTE-Kleber, mit dem die Eisschutzpaneele in den Triebwerken geklebt waren, schwankten die ermittelten Lasten. Der Kleber erreichte nur einen Bruchteil der Festigkeit des POLYSULFID-Klebers. Die Versuchsergebnisse der Rollenschälversuche sind in Anlage 13 dargestellt.

Dynamische Beanspruchungsversuche:

Im Auftrag der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung wurden bei der Fraunhofer Gesellschaft zur Förderung angewandter Forschung e.V. Bremen mit dem zum Einkleben der Eisschutzpaneele verwendeten Klebstoff sowie mit Eisschutzpaneelen aus dem Unfall dynamische Versuche mit folgenden Ergebnissen und Bewertungen durchgeführt:

Im Vergleich wurde festgestellt, dass die an den Eisschutzpaneelen anhaftenden Klebstoffreste ausgehärtet und mit dem EPOXIDPASTE-Kleber Hysol EA 934NA, der als Vergleichsmuster von Rolls-Royce Deutschland zur Verfügung gestellt wurde, identisch waren.

Eine schwingende Beanspruchung des voll ausgehärteten Klebstoffes sowie der Eisschutzpaneele mit den im Fluge aufgetretenen Frequenzen ergab keine signifikanten Änderungen des Speichermoduls des Klebstoffes und kommt daher nach den Ausführungen der Fraunhofer Gesellschaft zur Förderung angewandter Forschung e.V. Bremen als Versagensursache für die Klebung der Eisschutzpaneele nicht in Frage. Die Eisschutzpaneele wiesen überwiegend die Merkmale eines Adhäsionsversagens zwischen den Klebeflächen am Triebwerk und dem Kleber auf, was auf Fehler bei der Oberflächenvorbehandlung der Klebeflächen hindeutete.

In der Verfahrensanweisung zum Kleben der Eisschutzpaneele sind weder das anzuwendende Reinigungsverfahren noch die zu verwendenden Reinigungs- bzw. Entfettungsmittel charakterisiert. An verschiedenen Stellen der Anweisung wird erwähnt, dass keine speziellen Werkzeuge benötigt werden. Nach den Verarbeitungshinweisen des Klebstoffherstellers sowie den Grundlagen der Klebetechnik wird es als wesentlich angesehen, dass die Fügebauteile bis zum Erreichen der Handfestigkeit fixiert bleiben (8 h bei 25°C).

In einer praxisherechen Verfahrensanweisung würde die anzuwendende Prozedur zur Vorbehandlung der Klebeflächen einschließlich der zu verwendenden Materialien sowie der Klebevorgang selbst eindeutig entsprechend den Angaben des Klebstoffherstellers definiert

sein. Durch zahllose Querverweise vermittelt die Anweisung den Eindruck schlechter Handhabbarkeit.

1.17 Organisationen und deren Verfahren

Die Deutsche Flugsicherung GmbH hat für Luftnotlagen in der Betriebsanweisung Flugverkehrskontrolle (BA-FVK) folgende Verfahren festgelegt (in Auszügen):

- 600 Notverfahren
- 611 Allgemeines
 - 611.1 Die vielfältigen Umstände, die mit jeder einzelnen Luftnotlage verbunden sind, schließen die Aufstellung detaillierter Verfahrensvorschriften aus. Die in diesem Teil behandelten Verfahren sind als allgemeine Anleitung für das Personal der Flugsicherungsbetriebsdienste gedacht. Die Flugsicherungsbetriebsdienste haben untereinander eng und umfassend zu koordinieren. Die Mitarbeiter haben bei der Behandlung von Notlagen nach bestem Ermessen zu verfahren.
 - 611.2 Es sind unverzüglich alle im Bereich des Möglichen liegenden Schritte zu unternehmen, um ein Luftfahrzeug zu unterstützen, von dem bekannt ist, dass es in einer Notlage ist.
- 612 Zuständigkeit
 - 612.1 Für das Einleiten von Notverfahren ist grundsätzlich diejenige Flugverkehrskontrollstelle zuständig, in deren Zuständigkeitsbereich der Notfall eintritt oder die zuerst Kenntnis von der Notlage erhält.
 - 612.2 Bei einem Flugunfall oder wenn eine Notlandung auf einem Flugplatz oder in dessen Nähe zu erwarten ist, sind zuerst die örtlichen Rettungseinheiten (Feuerwehr, Krankenwagen usw.) nach den örtlichen Verfahren zu alarmieren.
- 641 Einsatz von Fernmeldeeinrichtungen
 - 641.2 Bei einer Notlage hat der betreffende Lotse zu entscheiden, ob das Luftfahrzeug auf der Frequenz bleiben oder auf eine andere Frequenz umschalten soll. Ggf. sind alle anderen Luftfahrzeuge anzuweisen, auf eine andere Frequenz zu schalten.
Anmerkung: Bei einer Notlage sind Frequenzwechsel für das betroffene Luftfahrzeug auf das unbedingt notwendige Maß zu beschränken.
 - 641.21 Andere Stellen sind entsprechend zu unterrichten, ...
 - 641.22 Zur Vermeidung häufiger Frequenzwechsel sollte, insbesondere wenn Übergaben an andere FVK- Stellen zu erwarten sind, der Notverkehr auf der Notfrequenz abgewickelt werden.
 - 641.441 Funkstellen, die den Notverkehr stören, ist Funkstille zu gebieten. Diese Anweisung ist je nach den Umständen AN ALLE oder an bestimmte Funkstellen zu richten.
- 840 Sonderverfahren
- 841 Notverkehr
 - 841.3 Die in Not befindliche oder die den Notverkehr steuernde Funkstelle kann allen oder den Notverkehr störenden Funkstellen Funkstille mit der Anordnung HALTEN SIE FUNKSTILLE MAYDAY / STOP TRANSMITTING MAYDAY auferlegen.

Nach Angaben der Deutschen Flugsicherung GmbH wird für die Einrichtung einer zusätzliche Frequenz ein zusätzlicher Arbeitsplatz benötigt, der mit einem freien Lotsen besetzt werden muss. Dieser Lotse müsste sich dann mit der Notlage und der aktuellen Verkehrssituation vertraut machen, ehe er eine aktive Rolle in der Führung des Luftfahrzeugs übernehmen könnte. Für diese Maßnahme ist eine Vorlaufzeit von ca. 8 – 10 Minuten erforderlich.

Der zum Zeitpunkt des Ereignisses steuernde Pilot gab an, dass die navigatorische Unterstützung durch die Flugsicherung der Situation angemessen war. Der Copilot, der den Sprechfunkverkehr durchführte, meinte, dass es angenehmer und kapazitätserweiternder gewesen wäre, wenn der Sprechfunkverkehr mit den anderen Luftfahrzeugen ausgeblendet, die Frequenz beibehalten und die Informationen auf das Notwendigste beschränkt worden wären.

1.18 Zusätzliche Informationen

Während der Untersuchung wurde die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung vom Halter der Musterzulassung für das Triebwerk über Ereignisse informiert, bei denen es mit der alten Ausführung der Eisschutzpaneele zur Ablösung von Teilen sowie zur vollständigen Herauslösung gekommen war. Die Meldungen betrafen immer nur ein Triebwerk am Flugzeug. Die vollständige Herauslösung war immer auf die Einwirkung von Fremdkörpern (Vogelschlag, angesaugtes Eis) zurückzuführen. Die betroffenen Triebwerke mussten meistens wegen übermäßiger Vibrationen abgeschaltet werden. Keines der Ereignisse, bei denen es zur Ablösung von Teilen gekommen war, hatte an dem betroffenen Triebwerk einen Schubverlust zur Folge, weil die Teilstücke der alten Ausführung der Eisschutzpaneele klein genug waren und keine Schäden im Triebwerk hinterließen.

Aufgrund eines Bulletins, das der Halter der Musterzulassung für das Luftfahrzeug gleich nach dem Unfall herausgegeben hatte, teilte die italienische zivile Luftfahrtbehörde am 09. Januar 2005 der zivilen Luftfahrtbehörde in Deutschland als Musterbetreuer des Triebwerkes Rolls-Royce TAY 620-15 mit, dass es bei einem italienischen Betreiber einer Fokker 100 während des Fluges bei einem Triebwerk zum Herauslösen aller Eisschutzpaneele gekommen war. Nach den Unterlagen des Halters der Musterzulassung für das Triebwerk ereignete sich diese Störung am 21. Oktober 2003. Das Flugzeug befand sich auf einem Flug von Palermo nach Venedig und war auf Flugfläche 250 freigegeben. Während des Steigfluges war das Triebwerk-Anti-Eis-System eingeschaltet, das Flugwerk-Anti-Eis-System wurde vor dem Einflug in Vereisungsbedingungen eingeschaltet. Nach ca. 15 Minuten in Vereisungsbedingungen (ENGINES and WING/TAIL ANTI-ICE ON) fiel das rechte Triebwerk in der Leistung ab und war danach nicht mehr regelbar. Außer einem kurzzeitigen Anstieg der Turbinengastemperatur (TGT) in den gelben Bereich der Anzeige gab es keinen weiteren Hinweis auf die eingetretene Triebwerkstörung.

Die Besatzung entschied sich für eine Landung in Rom. Bei der Inspektion des betroffenen Triebwerks (S/N 17004) wurden alle sechs Eisschutzpaneele quer vor den Leitschaufeln des Niederdruckverdichters vorgefunden. Eine am Triebwerk durchgeführte Wartungskontrolle nach einem Strömungsabriss einschließlich einer Boroskop-Inspektion führte zu keinen Erkenntnissen. Eine Ultraschallkontrolle der Schaufeln der FAN BLADES blieb ebenfalls ohne Befunde. Der Flight-Data-Recorder konnte wegen eines technischen Defekts (tape defect) nicht ausgewertet werden. Das Niederdruckverdichtergehäuse des Triebwerks war im August 2000 gemäß SB 72-1326 modifiziert worden. Seit dieser Maßnahme war das Triebwerk 6 748 h mit 5 994 Zyklen in Betrieb gewesen. Das andere Triebwerk des Flugzeugs war mit der alten Version der Eisschutzpaneele ausgerüstet.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht durchgeführt

2. Beurteilung

2.1 Flugbetrieb

Besatzung

Beide Piloten besaßen gültige Lizenzen und die notwendigen Berechtigungen für die Durchführung des Fluges. Sie waren aufgrund ihrer Gesamtflugstunden und Flugstunden auf dem Muster als erfahren anzusehen. Den durch die Fluggesellschaft zur Verfügung gestellten Unterlagen war zu entnehmen, dass beide Piloten ihre jeweiligen Überprüfungsflüge ohne Beanstandung absolviert hatten. Der verantwortliche Pilot besaß zusätzlich eine Lehrberechtigung für Linienpiloten und war daher mit der Anwendung von Notverfahren besonders vertraut.

Betriebsverfahren

Zeitgleich mit dem Ansprechen der Eiswarnanzeige wurden von der Besatzung die Enteisungsanlagen (ENGINE ANTI-ICE und AIRFRAME ANTI-ICE) eingeschaltet. Das zeigt, dass die Besatzung die Vereisungsbedingungen bereits erkannt und die Anzeige erwartet hatte. Dieses Vorgehen erfüllt die im AIRCRAFT OPERATING MANUAL (AOM) des Luftfahrtunternehmens festgelegten Verfahren. Die vom Luftfahrzeughersteller für das Luftfahrtunternehmen ausgearbeitete SPECIAL EDITION des AOM für die Fokker 70 weicht in einigen Passagen von denen des AIRPLANE FLIGHT MANUAL (AFM) ab. Nach dem AFM hätte dieser Einschaltvorgang aufgrund der TOTAL-AIR-TEMPERATURE (TAT) bereits vor bzw. bei Einflug in die Wolken erfolgen sollen.

Das AFM enthält eine Aufzählung der Bedingungen, wann im Normalfall bei Flügen in Vereisung das ENGINE ANTI-ICE eingeschaltet werden soll, und wird ergänzt durch einen Hinweis auf ein wichtiges Verfahren (NOTE 2: SHEDDING-PROCEDURE). Dieser Hinweis betrifft den Zustand ABNORMAL PROCEDURES-ENGINE, siehe Kapitel 4.13.01, wird jedoch dort nicht wieder erwähnt. In der SPECIAL EDITION des AOM für das Luftfahrtunternehmen wird an verschiedenen Stellen in unterschiedlicher Weise auf die Verfahren beim Betrieb des Flugzeuges unter Vereisungsbedingungen hingewiesen. Im Kapitel 5.14.01 ENGINE ANTI-ICING wird das Multifunktionsanzeigesystem (MFDS) als Oder-Bedingung nicht erwähnt. Andererseits wird das MFDS im Kapitel 7.03.03 als Und-Bedingung genannt und in beiden Kapiteln ist die Wortwahl unterschiedlich: must be on / may be activated. Das führt zu Unklarheiten bei der Umsetzung dieser Verfahren und sollte daher beseitigt werden, auch wenn es im vorliegenden Fall keine Bedeutung für die nachfolgenden Ereignisse hatte.

Flugdurchführung

Das Ansteigen der Vibrationsanzeige am rechten Triebwerk nach erfolgter Reduzierung der Flugeschwindigkeit und Einflug in die Wolken (Vereisungsbedingungen) in Flugfläche 100 führte die Besatzung auf Eisbildung am Rotor des Niederdruckverdichters zurück. Eine Anfrage bei der Flugsicherung zum Verlassen der Flugfläche 100 bzw. Flugfläche 90 gab es von der Besatzung nicht, da sie offenbar jederzeit mit einer Freigabe zum Sinken rechnete. Aus dieser Situation ergab sich, dass das Flugzeug mit reduzierter Triebwerksleistung längere Zeit (ca. 6 Minuten) unter mäßigen Vereisungsbedingungen flog, die dann mit großer Wahrscheinlichkeit zur Vereisung der Schaufeln des Niederdruckverdichters beider Triebwerke führten.

Da die Vibrationen nach Aussage der Besatzung im Leerlauf (FLIGHT IDLE) am größten waren, fuhr der PIC die Luftbremsen aus, so dass sich bei eingeschalteter Triebwerksautomatik die Triebwerksdrehzahl erhöhte. Diese Maßnahme kommt in der Wirkung dem im AFM in Kapitel NORMAL PROCEDURES-OPERATION IN ICING CONDITIONS unter NOTE 2 beschriebenen ICE SHEDDING-Verfahren nahe. Als im weiteren Verlauf des Fluges ein ENGINE VIBRATION HIGH-Alarm für das rechte Triebwerk ausgelöst wurde, begann die Besatzung die zugehörige Checkliste abzuarbeiten. Da nach der Reduzierung der Leistung keine zusätzlichen Fehler auftraten, wurde das Triebwerk gemäß Checkliste nicht abgeschaltet. Einen Hinweis auf das ICE SHEDDING-Verfahren gab es in dieser Checkliste nicht.

Das linke Triebwerk hatte bis dahin keine ungewöhnlich hohen Vibrationen. Ein für die Besatzung undefinierbares Geräusch, das von der Kabinenbesatzung später als „Super Rumppler“ auf der linken Seite bezeichnet wurde und im Cockpit deutlich hörbar war, veranlasste den PIC, eine Luftnotlage zu erklären und einen verkürzten Anflug zu verlangen.

Während des gesamten Sinkfluges von Flugfläche 90 auf 3500 ft liefen die Triebwerke im niedrigen Leistungsbereich ohne Beanstandung und alle Triebwerksanzeigen waren im normalen Bereich. Die Besatzung konnte die eingeschränkte Leistungsfähigkeit beider Triebwerke nicht erkennen. Daher zögerte der PIC auch nicht, die Luftbremse für einen längeren Zeitraum zu betätigen, um die Geschwindigkeit so weit zu reduzieren, dass die Landeklappen ausgefahren werden konnten. Erst als nach dem Ausfahren der Landeklappen und des Fahrwerkes Leistung gefordert wurde, zeigte es sich, dass die Triebwerke nur noch ungenügenden Schub lieferten. Eine Fehleranzeige gab es auch zu diesem Zeitpunkt nicht, weil im FLIGHT WARNING-Computer eine Überwachung des Verhältnisses N1/EPR nicht vorgesehen war. Die EPR-Anzeigen zeigten jedoch, dass trotz Drehzahlerhöhung die Triebwerke nur sehr geringen Schub lieferten.

Der 3°-Gleitweg des ILS wurde nicht erreicht, weil sich die Geschwindigkeit im Horizontalflug immer weiter reduzierte und es zum Halten einer sicheren Geschwindigkeit notwendig wurde, erneut einen Sinkflug einzuleiten. Die Fahrwerke und die Landeklappen wurden wieder eingefahren, um den Widerstand zu reduzieren. Der Gleitweg war für das Flugzeug ohne Triebwerkleistung trotzdem nicht mehr zu erreichen. Auch bei Erreichen des Gleitweges hätte es ihm nicht folgen können, weil das Flugzeug nur einen Gleitwinkel von ca. 5° (1000 ft/2 NM) erzielt.

In dieser Situation hielt die Besatzung das Flugzeug in einem stabilen und steuerbaren Flugzustand. In 2000 ft über Grund (3500 ft MSL) war es nicht mehr möglich, die Geschwindigkeit des Flugzeuges auf die Geschwindigkeit des besten Gleitens zu erhöhen. Die Geschwindigkeit in der Nähe der Überziehgeschwindigkeit führte zu einer konstanten Sinkrate von ca. 800 ft/min. Ein Abfangen des Flugzeuges bzw. eine wesentliche Reduzierung der Sinkrate war mit dieser geringen Geschwindigkeit nicht mehr möglich.

Mit Ausnahme der starken Beschädigungen der Flügel-Rumpf-Übergangs-Verkleidung auf beiden Seiten wies der Flugzeugrumpf keine weiteren Bereiche mit Verformungen auf. Dies beweist, dass für die Beschädigung des Flugzeugs nicht die Stoßbelastung, sondern die Beschaffenheit des Geländes ausschlaggebend war. Die vorgefundenen Schalterstellungen im Cockpit entsprachen im Wesentlichen dem Zustand nach der Abhandlung der GROUND EMERGENCY CHECKLIST.

Navigationshilfen

Alle flugzeug- und bodenseitigen Navigationsanlagen standen zur Verfügung. Da das Flugzeug mit Hilfe von Radarvektoren zum Endanflug geführt wurde, ist zur Navigation nur das ILS genutzt worden.

Wetter/Vereisungsbedingungen

Als Bestandteil des Briefings vor Flugantritt erhielt die Besatzung vom Luftfahrtunternehmen für den beabsichtigten Flug individuell zusammengestellte Unterlagen. Nach der Karte der flugbetrieblich signifikanten Wettererscheinungen der Region EUR (SWC) war für den Bereich zwischen Wien und München mit mäßiger Vereisung (MOD ICE) unterhalb FL 140 sowie mit mäßiger Turbulenz unterhalb FL 160 zu rechnen. Die Wettervorhersage war im Wesentlichen zutreffend.

Für das Vorhandensein von mäßiger bis starker Vereisung, die das Wettergutachten des Deutschen Wetterdienstes unter bestimmten Voraussetzungen vereinzelt für möglich hielt, fehlten jegliche Hinweise.

Funkverkehr

Nach Erklären der Luftnotlage auf der Frequenz 120,77 MHz verblieb der Sprechfunkverkehr zwischen der Flugsicherung und dem Flugzeug zunächst auf dieser Frequenz. Die zu diesem Zeitpunkt bereits hohe Belastung der Besatzung wurde durch die Abfrage der Flugsicherung nach Anzahl der Passagiere, Gefahrgüter an Bord sowie den Angaben zum Wetter und Landebahnzu-

stand weiter erhöht. Auch der mehrmalige Wechsel der Frequenz und das Mithören des Funkverkehrs anderer Flugzeuge hat die Aufmerksamkeit der Besatzung gebunden. Dies hätte vermieden werden können, wenn dem Flugzeug sofort nach dem Erklären der Luftnotlage eine separate Frequenz zugewiesen worden wäre.

Flugsicherung

Als die Besatzung um 08:08:22 Uhr die Notlage erklärte und SEVERE ENGINE PROBLEMS meldete, räumte der Lotse dem Flugzeug auf ausdrücklichen Wunsch der Besatzung Vorrang gegenüber dem anderen anfliegenden Verkehr ein. Er führte sie mit Steuerkursen und Sinkfreigaben unter Beachtung der aktuellen Verkehrslage zu einem verkürzten Anflug und entsprach damit der direkten Forderung des PIC sowie der Festlegung im Punkt 611.2 der Betriebsanweisung Flugverkehrskontrolle (BA-FVK), dass ein in einer Notlage befindliches Luftfahrzeug unverzüglich zu unterstützen ist.

Um diesen Direktanflug zu realisieren, musste der Lotse die Anflugsequenz ändern und neun andere Luftfahrzeuge verzögern bzw. Warteverfahren zuweisen, da die Nordbahn gesperrt war. Der Wachleiter wurde informiert und mit den angrenzenden Kontrollsektoren wurde die Notlage und die veränderte Anflugsequenz koordiniert. Dies bedeutete, dass weitere Anflüge zurückgehalten werden mussten und Anlassfreigaben und Abflüge ebenso zurückgestellt werden mussten, da nicht absehbar war, ob die Bahn nach der Landung blockiert sein würde und wie sich die Situation weiterentwickelte.

Das vom Copilot bei seiner Anhörung vorgebrachte Argument, dass es angenehmer und kapazitätserweiternder gewesen wäre, wenn der Funksprechverkehr der anderen Luftfahrzeuge ausgeblendet worden wäre, war sachlich begründet. Die Benutzung einer separaten Frequenz war spontan aus organisatorischen Gründen nicht möglich. Die Festlegungen der BA-FVK (Punkt 611.1) überlassen die Behandlung von Notlagen weitgehend dem Ermessen der handelnden Lotsen und sehen ein Verfahren zur Benutzung einer zusätzlichen Frequenz grundsätzlich nicht vor.

2.2 Luftfahrzeug

Instandhaltung

Die an dem Luftfahrzeug bzw. seinen Komponenten durchgeführten Untersuchungen ergaben außer den abgelösten Eisschutzpaneelen keinen Hinweis auf einen mit dem Unfall im Zusammenhang stehenden weiteren technischen Mangel. Auch in den Instandhaltungsaufzeichnungen des Luftfahrtunternehmens fanden sich keine Hinweise auf mögliche Mängel.

Die Untersuchung der Eisschutzpaneele und der entsprechenden triebwerkseitigen Klebeflächen zeigte eindeutig, dass es sich um einen Adhäsionsbruch handelte. Dies bedeutete, dass weder der Klebstoff noch die zu verbindenden Materialien versagten, sondern die Verbindung zwischen Klebstoff und Materialien mangelhaft war. Der Grund hierfür konnte in diesem Falle nur eine unzureichende Vorbereitung der Klebeflächen sein.

Die glatten Oberflächen des Gehäuses des linken Triebwerkes und des Klebstoffes an den Paneelen an der Bruchfläche bewiesen, dass das Gehäuse vor der Verklebung nicht ausreichend vorbereitet worden war. Die braunen Verfärbungen an den Klebeflächen am Triebwerksgehäuse und an der Oberfläche des Klebstoffes deuteten darauf hin, dass die Verklebung hier bereits über einen längeren Zeitraum abgelöst und Feuchtigkeit eingedrungen war.

Die glatten Oberflächen des Gehäuses des rechten Triebwerkes mit nur leichten Schleifspuren bewiesen, dass das Gehäuse nicht ausreichend für die Verklebung vorbereitet worden war. Da an den Paneelen keinerlei Schleifspuren zu erkennen und kaum Klebstoffanhaftungen vorhanden waren, muss davon ausgegangen werden, dass sie ohne jede Vorbereitung verwendet wurden.

Die Reparaturanweisung HRS3491 des Triebwerkherstellers beschreibt alle wesentlichen Schritte zur Modifizierung der Eisschutzpaneele an den Triebwerksgehäusen. Die große Zahl der Verweise auf andere Dokumente macht sie allerdings für eine praktische Verwendung nahezu unbrauchbar. Der Arbeitsschritt „REMOVE ALL TRACES OF ADHESIVE DOWN TO BARE MATERIAL“ im Zuge der Vorbereitung der Klebeflächen der Gehäuse wäre für alle Arten von Triebwerksgehäusen not-

wendig gewesen. Dass dieser Fehler seit der Herausgabe der Anweisung im Jahr 1998 nicht bemerkt wurde und die Unklarheiten innerhalb der Querverweise nicht korrigiert wurden, sind Indizien dafür, dass in der Praxis auch nicht nach dieser Anweisung gearbeitet wurde. Es ist offensichtlich, dass das Qualitätssicherungssystem des Herstellers in diesem Punkt nicht funktionierte.

Die Hinweise des Klebstoffherstellers und die Reparaturanweisung des Triebwerkherstellers stimmen in einigen Punkten nicht überein. Während der Triebwerkshersteller verschiedenste Möglichkeiten und Mittel zum Entfetten der Klebeflächen zuließ, empfahl der Klebstoffhersteller Trichloräthan. Der pauschale Hinweis in der Reparaturanweisung auf alle vom Triebwerkshersteller grundsätzlich zugelassenen Entfettungsmethoden gewährleistet nicht eine gleichbleibende und ausreichende Qualität bei der Durchführung der Arbeit. Hierzu wäre es erforderlich, die Auswahl an Entfettungsmethoden auf wenige zu beschränken und diese konkret zu benennen. Die praxisuntaugliche Arbeitsanweisung und die im Nachhinein festgestellte schlechte Haltbarkeit der Verklebung lassen es als sehr wahrscheinlich erscheinen, dass die Klebeflächen bei beiden Triebwerken nicht entsprechend den Erfordernissen entfettet wurden.

Der Klebstoffhersteller empfiehlt das Anrauen der Klebeflächen mit Schleifpapier mittlerer Körnung. In der Anweisung des Triebwerkherstellers wird dagegen gefordert, die Klebeflächen zu polieren bzw. zu glätten (...POLISH REPAIR AREA). Hierfür wird ein Schleifpapier mit der internen Nummer (OMat 5/97) angegeben. Dabei handelt es sich um Schleifpapier mit 80er-Körnung, mit welchem man eine Oberfläche der vorliegenden Art nicht glätten, sondern nur anrauen kann. Dieser Widerspruch innerhalb dieses Arbeitsschrittes wird in der Regel aber nicht auffallen, da die Körnung des Papiers nur mit Hilfe eines weiteren Dokumentes in Erfahrung zu bringen ist.

Da sowohl die Gehäuse als auch die Paneele von sich aus bereits eine sehr glatte Oberfläche haben, kann sich demjenigen, der die Arbeit durchführt, der Sinn der Teilaufgabe „Polieren/Glätten“ nicht erschließen. Der Zweck des Arbeitsschrittes, nämlich das Anrauen der Oberfläche, damit der Klebstoff besser haftet, wird nicht genannt. In der Praxis führte dies offensichtlich dazu, dass dieser Arbeitsschritt nicht durchgeführt wurde, da weder auf den Paneelen noch auf dem Gehäuse deutliche und gleichmäßige Spuren von 80er-Schleifpapier gefunden werden konnten.

Die Beschreibung der Verarbeitung des Klebstoffes in der Reparaturanweisung des Triebwerkherstellers ist nicht schlüssig. Zum einen werden detaillierte Anweisungen gegeben, zum anderen wird pauschal auf die Anweisungen des Klebstoffherstellers verwiesen. Im Text der Reparaturanweisung wird eine minimale Zeit von einer Stunde zum Aushärten und eine minimale Aushärtetemperatur von 12 °C angegeben. Diese beiden Werte gehören aber nicht zusammen. Erst durch eine Tabelle auf die wiederum verwiesen wird, wird deutlich, dass bei einer Temperatur von 12 °C ein Zeitraum von 168 h für die Aushärtung erforderlich ist. Um die Aushärtedauer auf eine Stunde reduzieren zu können, ist eine Temperatur von 60 °C nötig.

Während der Klebstoffhersteller eine Fixierung der Bauteile für die Dauer der Aushärtung vorsieht, lässt die Reparaturanweisung hier dem Ausführenden freie Wahl. Eine ausreichende Fixierung wäre aufgrund der Form der Bauteile nur mit speziellen Werkzeugen möglich. Diese sind aber für die Durchführung der Arbeit gemäß den Unterlagen des Triebwerkherstellers nicht nötig und nicht vorhanden.

Sowohl die Unklarheiten bei der Aushärtetemperatur und -dauer sowie der Widerspruch bei der Aussage über die Notwendigkeit einer Fixierung der Bauteile machen deutlich, dass die Reparaturanweisung nicht die Anforderungen an eine Prozessbeschreibung für ein hochwertiges und gleich bleibendes Arbeitsergebnis erfüllten. Diese beiden Punkte beeinflussen in erster Linie die Festigkeit des Klebstoffes und nicht die Klebeeigenschaften an den Kontaktflächen. Im vorliegenden Fall ist es zu einem Adhäsionsversagen aufgrund mangelhafter Vorbereitung der Kontaktflächen gekommen, bevor es zu einem Kohäsionsversagen kommen konnte. Die Verfahrensweisung sollte daher in diesen Punkten überarbeitet werden.

Anhand der in den beiden Triebwerken vorgefundenen Klebstoffreste an den Klebeflächen der Eisschutzpaneele war festzustellen, dass der ausgehärtete EPOXYD-Kleber sehr unelastisch war. Eine Verformung der abgelösten Eisschutzpaneele führte zum weiteren Abplatzen der Klebstoffreste und zu Rissen in der Klebeschicht. Dies erklärt auch, warum im rechten Triebwerk keine Klebstoffreste mehr zu finden waren. Die im Niederdruckverdichtergehäuse festgestellten braunen Flecken

waren auf Wassereinschlüsse zurückzuführen. Gefrierendes Wasser drückt die Eisschutzpaneele von den Klebeflächen ab und erzeugt so eine schälende Beanspruchung der Klebeverbindung. Eine solche Beanspruchung ist auch bei einer Verformung des Niederdruckverdichtergehäuses zu erwarten.

Die mechanischen Belastungsversuche haben gezeigt, dass für die Beanspruchung der Klebeverbindung durch schälende Beanspruchung ein POLYSULFID-Kleber besser geeignet ist als ein EPOXYD-Kleber. Zusätzlich bestanden beim EPOXYD-Kleber noch erhebliche Festigkeitsunterschiede zwischen dem FILM und der PASTE. Da EPOXYD-Paste als Kleber bei niedrigen Temperaturen eine inakzeptable Festigkeit gezeigt hatte, folgt daraus, dass für diese Anwendung dieser Kleber ebenfalls nicht geeignet ist.

Systeme

Da der Test des Triebwerk-Anti-Eis-Systems am Boden ohne Beanstandung verlief und sich auch bei der Untersuchung der Komponenten des Flugwerk-Anti-Eis-Systems keine Hinweise auf eine Fehlfunktion finden ließen, kann davon ausgegangen werden, dass diese Systeme während des Fluges in der vorgesehenen Art und Weise zur Verfügung standen.

Der Eis-Sensor des Eiswarnsystems hat zwar die vom Hersteller vorgesehenen Funktionstests bestanden, der Messstab war aber leicht verbogen. Diese Beschädigung des Messstabes führte dazu, dass der Sensor mit einer zu niedrigen Grundfrequenz arbeitete. Dies resultierte wiederum in einem zu frühen Ansprechen des Sensors. Es wurde also sehr wahrscheinlich deutlich vor dem Erreichen einer Eisdicke von 0,5 mm ein Warnsignal an das Flugwarnsystem gegeben.

Die Heizung des Stabes ist bei normaler Funktion des Systems nur eingeschaltet, wenn am Sensor ein Eisansatz von ungefähr 0,5 mm vorhanden ist. Durch das Einschalten der Heizung bei Eisschichtdicken unter 0,5 mm kann die entstehende Wärme nicht abgeführt werden und es kommt im Laufe der Zeit zu einer Verfärbung der Oberfläche.

Folglich war die dunkle Verfärbung des Messstabes ein weiterer Hinweis auf ein zu frühes Ansprechen des Sensors. Im Umkehrschluss bedeutet dies, dass wenn das System während des Sinkfluges von Flugfläche 280 auf Flugfläche 100 nicht angesprochen hat, mit Sicherheit keine kritischen Vereisungsbedingungen vorlagen.

Aus Anlage 2 ist ersichtlich, dass sich die Eiswarnung ab 08:06 Uhr mehrfach für Zeiträume von bis zu zwei Minuten abschaltete. Dies lässt vermuten, dass sich das Flugzeug ab diesem Zeitpunkt höchstens in leichten Vereisungsbedingungen befand.

Triebwerke

Bei der Untersuchung der Triebwerke ließen sich keine Gründe für die vom Flight-Data-Recorder um 08:07 Uhr aufgezeichnete Unwucht (siehe Anlage 4) des rechten Triebwerks finden. Da sich das Flugzeug zu diesem Zeitpunkt in Vereisungsbedingungen befand, ist es als sicher anzusehen, dass diese Unwucht von einem ungleichmäßigen Eisansatz am Rotor des Niederdruckverdichters verursacht wurde. Das Maximum der Unwucht wurde um 08:07:19 Uhr erreicht. Ungefähr 100 s später war die Unwucht wieder auf normale Werte gesunken. Sie erhöhte sich bis zum Aufsetzen nicht mehr wesentlich. Es kann davon ausgegangen werden, dass sich in diesem Zeitraum das Eis von dem Rotor des rechten Triebwerks löste.

Die Parameteraufzeichnungen des linken Triebwerks zeigten während des ganzen Fluges keine ungewöhnlich hohe Unwucht. Ein Eisansatz an diesem Triebwerk lässt sich also nicht direkt belegen. Da beide Triebwerke den gleichen Umweltbedingungen ausgesetzt waren und auch bis 08:07 Uhr mit fast identischen Leistungseinstellungen betrieben wurden, kann davon ausgegangen werden, dass es an diesem Triebwerk ebenfalls zu einem Eisansatz gekommen war. Wann sich dieser von dem Rotor löste, ließ sich nicht feststellen.

Der vom Flight-Data-Recorder aufgezeichnete plötzliche Abfall des Verhältnisses zwischen dem EPR und der Niederdruckrotordrehzahl N1 des linken Triebwerkes um 08:08:14 Uhr ist das Resultat eines Strömungsabrisses am Rotor des Niederdruckverdichters. Einzige mögliche Ursache für

den Strömungsabriss ist die Verengung des Mantelstromquerschnittes durch die abgelösten Eisschutzpaneele, die sich vor die Leitschaufeln gelegt hatten.

Es ist sehr wahrscheinlich, dass das um 08:10:10 Uhr vom Cockpit-Voice-Recorder aufgezeichnete Klappergeräusch und der von der Flugbegleiterin ca. 30 s später gemeldete „Super Rumppler hinten links“ identisch waren und von den herausgelösten und im Triebwerk kurzzeitig umherschleuderten Eisschutzpaneelen verursacht wurde. Es ist anzunehmen, dass sich bei diesem Triebwerk alle Eisschutzpaneele zeitgleich aus ihrer Einbauposition herauslösten.

Am rechten Triebwerk erfolgte der Abfall des Verhältnisses zwischen dem EPR und der Niederdruckrotordrehzahl N1 über einen Zeitraum von mehreren Minuten. Dies lässt sich nur mit einer langsam voranschreitenden Blockade des Mantelstromes durch herausgelöste Eisschutzpaneele und der damit verbundenen Störung der Strömung am Rotor des Niederdruckverdichters erklären.

Ab 08:13 Uhr erreichte, unabhängig von der Stellung der Triebwerksleistungshebel und der Größe der Niederdruckrotordrehzahl, keines der beiden Triebwerke mehr ein EPR über 1,2. Dies bedeutet, dass beide Triebwerke nur noch einen Schub in der Größenordnung des Leerlaufbetriebes abgegeben haben.

Die zum Zeitpunkt der Indienststellung des Triebwerksmodells TAY 620-15 gültige Fehleranalyse (FMEA) betraf die alte Ausführung der Eisschutzpaneele. In dieser FMEA wird davon ausgegangen, dass ein komplettes Herauslösen von HONEYCOMB-Paneelen im Cockpit durch reduzierte EPR- und erhöhte N1- und Vibrationswerte angezeigt wird. Schon bei dieser Annahme wurde nicht berücksichtigt, dass es nur zu einer Veränderung der angezeigten Werte kommt, wenn das Triebwerk in bestimmten Leistungsbereichen läuft. Der Unfall hat gezeigt, dass solche Fehler unentdeckt bleiben, solange das Triebwerk mit einer niedrigen Leistungseinstellung läuft.

Da für das Triebwerk keine FMEA neueren Datums vorgelegt wurde, ist davon auszugehen, dass es bei der Änderung der Eisschutzpaneele im Jahre 1994 zu keiner Änderung der Risikobewertung gekommen war. Diese Einschätzung war mit weiteren Annahmen verbunden. Es blieb unberücksichtigt, dass die Verwendung von EPOXYD-Paste zu geringeren Festigkeiten der Klebeverbindungen führen würde, dass sich für die vorgesehene Verwendung ein POLYSULFID-Kleber besser eignen würde, dass das Reparaturverfahren nur sehr eingeschränkt zum Einkleben der geänderten Eisschutzpaneele geeignet war und dass sich Arbeitsfehler bei der Herstellung der Klebeverbindung auf alle Eisschutzpaneele und nicht nur auf ein Eisschutzpaneel im Triebwerk auswirken. Der Ausfall des Triebwerks wäre beim Verlust der Eisschutzpaneele nur vermeidbar, wenn die Eisschutzpaneele dabei in kleinere Teile zerbrechen würden.

Unter der Voraussetzung, dass sich ein Triebwerksausfall aufgrund eines Stückmangels ergibt, war es richtig, ein solches Ereignis bei mehrmotorigen Flugzeugen als „geringfügig“ einzustufen. Auch die Produktsicherheit des Flugzeugs war unter diesen Voraussetzungen noch nicht berührt. Das änderte sich erst durch einen Mangel, der sich nicht auf das Einzelstück des Triebwerksmodells beschränkte. Der doppelte Triebwerksausfall wurde durch einen Instandhaltungsmangel wahrscheinlicher und wurde im vorliegenden Fall durch die aufgezeigten Umstände zur Realität. Für die Unterschiede im Schadenshergang und –verlauf war nur das Ausmaß der Vorschädigung der Klebeverbindungen in beiden Triebwerken maßgebend.

Aufschlagsicherheit

Die Aufzeichnungen des Flight-Data-Recorders belegten, dass die vertikalen Beschleunigungen bei der Notlandung des Flugzeugs nicht übermäßig groß waren. Der Kontakt der im Ausfahren begriffenen Hauptfahrwerke mit dem Ackerboden bewirkte aufgrund der großen positiven Längsneigung und der Verzögerung eine schnelle Nickbewegung des Flugzeugrumpfes. Der Bodenkontakt des Bugfahrwerkes fiel dadurch heftiger aus als normal (Peitscheneffekt).

Die aus dem Bodenkontakt der Flugzeugstruktur resultierende Beschleunigung von +2,6 g wirkte nur Bruchteile einer Sekunde. Sie hatte bei den Insassen keine Verletzungsfolgen. Unebenheiten des Geländes und die Verzögerung des Flugzeugrumpfes führten über die Beanspruchung der Flugzeugstruktur bei drei Insassen zu leichteren Verletzungen und zu den Beschädigungen der Armlehnen. Da es in der Kabine an den Sitzen und Gurten zu keinen weiteren Schäden gekommen

war, ist von einem Mangel der Armlehnen (Stückmangel) auszugehen. Nach Auskunft des Instandhaltungspersonals mussten schon häufiger Armlehnen ausgetauscht werden.

3. Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Beide Piloten waren im Besitz der für die Durchführung des Fluges erforderlichen Erlaubnisse und Berechtigungen. Sie waren aufgrund ihrer Gesamtflugerfahrung und ihrer Flugerfahrung auf dem Muster als erfahren und qualifiziert anzusehen.
- Das Flugzeug war ordnungsgemäß zum Verkehr zugelassen und wurde in Übereinstimmung mit den bestehenden Vorschriften und genehmigten Verfahren instand gehalten.
- Für den Flug wurde mäßige Vereisung vom Erdboden bis Flugfläche 140 und mäßige Turbulenz bis Flugfläche 160 vorhergesagt. Diese Wettervorhersage stand der Besatzung ausreichend lange vor Antritt des Fluges zur Verfügung. Sie war im Wesentlichen zutreffend.
- Systemmängel oder -fehlfunktionen während des Fluges wurden von den Piloten nicht geltend gemacht und lagen nach den Aufzeichnungen des Flight-Data-Recorders auch nicht vor.
- Das aufgetragene Anflugverfahren führte in Verbindung mit einem hohen Verkehrsaufkommen auf der noch zur Verfügung stehenden Südbahn zu einer längeren Verweildauer in der zugewiesenen Flughöhe mit der angewiesenen Fluggeschwindigkeit.
- Die lange Verweildauer in mäßiger Vereisung in Verbindung mit einer geringen Triebwerksleistung begünstigte die Eisbildung an den Rotoren der Niederdruckverdichter.
- Zwischen dem Airplane Flight Manual (AFM) des Flugzeugs und dem Aircraft Operating Manual (AOM) des Luftfahrtunternehmens bestanden Unterschiede im Gebrauch der Triebwerk- und Flugwerkenteisung. Diese Unterschiede blieben ohne Folgen für den Unfall.
- Die Vibrationen am rechten Triebwerk sowie die starken Vibrationen und Geräusche im hinteren Bereich des Flugzeugs waren auf Vereisung am Rotor des Niederdruckverdichters zurückzuführen. Es ist davon auszugehen, dass sich bei beiden Triebwerken am Rotor des Niederdruckverdichters dieses Eis gebildet und während dieser Zeit davon abgelöst hatte.
- Die Klebeverbindungen der Eisschutzpaneele in beiden Triebwerkgehäusen versagten in kurzen zeitlichen Abständen, weil die Verbindung zwischen Klebstoff und den Materialien an einigen Stellen abgelöst war.
- Über einen längeren Zeitraum war es durch eine mangelhafte Oberflächenvorbereitung der Klebeflächen, durch eingedrungene Feuchtigkeit und wegen geringer Elastizität des verwendeten Klebers zur fortschreitenden Ablösung der Verklebungen an den Eisschutzpaneelen gekommen.
- Die Anweisung des Triebwerkherstellers zum Einkleben der Eisschutzpaneele war schlecht handhabbar und unklar in der Oberflächenvorbehandlung der Klebeflächen. Sie wies nicht auf die Notwendigkeit einer Spannvorrichtung zur Anpressung und Fixierung der Eisschutzpaneele nach der Klebung hin.
- Die abgelösten Eisschutzpaneele verkeilten sich vor den Leitschaufeln des Niederdruckverdichters und störten die Strömung im Mantelstrom so, dass die Triebwerke nur noch geringen Schub lieferten. Diese Fehlermöglichkeit wurde bei der Fehlermöglichkeits- und Einfluss-Analyse unzureichend berücksichtigt.
- Die Erklärung einer Luftnotlage und die Forderung nach einer sofortigen Landung und einem verkürzten Anflug durch die Besatzung waren unter Berücksichtigung der zu diesem Zeitpunkt verfügbaren Triebwerkinformationen nachvollziehbar.

- Im Sinkflug auf die Endanflughöhe für das ILS musste die Schubleistung der beiden Triebwerke in einem Leistungsniveau gehalten werden, in dem der gestörte Zusammenhang zwischen N1 und EPR an der EPR-Anzeige nicht auffällig werden konnte.
- Bei der Leistungsanforderung für den beabsichtigten Einflug in den Gleitweg in 3500 ft zeigte die EPR-Anzeige, dass kein Schub wirksam wurde, so dass für das Flugzeug die Landebahn nicht mehr erreichbar war.
- Für die Landung eines Verkehrsflugzeugs war der Acker vor dem Beginn der Landebahn aufgrund seiner Beschaffenheit nicht geeignet.

3.2 Ursachen

Die unmittelbaren Ursachen für den Unfall waren:

- An den Rotoren der Niederdruckverdichter beider Triebwerke kam es nach längerer Verweildauer in mäßigen Vereisungsbedingungen bei geringer Triebwerksleistung zur Eisbildung.
- Die Verklebungen der Eisschutzpaneele versagten in beiden Triebwerken aufgrund von Belastungen. Diese wurden durch vereisungsbedingte Triebwerksvibrationen und durch abgelöstes Eis von den Rotoren der Niederdruckverdichter hervorgerufen.
- Die abgelösten Eisschutzpaneele verkeilten sich vor den Leitschaufeln der Niederdruckverdichter und störten die Strömung im Mantelstrom so, dass die Triebwerke nur noch geringen Schub lieferten.
- Die Landebahn war für das Flugzeug nicht mehr erreichbar, weil der Schubverlust auf beiden Triebwerken keine Warnungen ausgelöst hatte und erst bei einer Leistungsanforderung in 3500 ft angezeigt wurde.
- Das erreichbare Gelände war aufgrund seiner Beschaffenheit für die Landung eines Verkehrsflugzeugs nicht geeignet.

Die systemischen Ursachen für den Unfall waren:

- Ein hohes Verkehrsaufkommen führte zu einer längeren Verweildauer in der zugewiesenen Flughöhe mit der angewiesenen Fluggeschwindigkeit. Die vorhergesagte Vereisung wurde bei der Durchführung des Anfluges nicht berücksichtigt.
- Die Klebeverbindungen der Eisschutzpaneele in den beiden Triebwerksgehäusen versagten in kurzen zeitlichen Abständen bei der Belastung durch Eis, weil die Klebeflächen mangelhaft vorbereitet waren. Die Verbindung zwischen Klebstoff und den Materialien war an einigen Stellen abgelöst.
- Die Durchführungsanweisung zur Designänderung der Eisschutzpaneele enthielt Unklarheiten und Mängel, welche die Haltbarkeit der Verklebung der Eisschutzpaneele nachteilig beeinflussten und das Auftreten von Arbeitsfehlern und Qualitätsmängeln begünstigten.
- Durch das Qualitätssicherungssystem im Rahmen der Herstellung und Instandhaltung wurde nicht erkannt, dass für das beschriebene Instandhaltungsverfahren der zugelassene EPOXIDPASTE-Kleber nur bedingt geeignet war und die festgelegten und vorausgesetzten Erwartungen von der Durchführungsanweisung noch nicht erfüllt wurden.
- In der Fehleranalyse bei der Indienststellung des Triebwerksmodells und bei der Designänderung der Eisschutzpaneele war die Möglichkeit des Ablösens der Eisschutzpaneele und der Folgen nicht berücksichtigt.
- Im Konzept des automatischen Flugwarnsystems des Flugzeugs war der Schubverlust als Art der Triebwerkstörung nicht berücksichtigt.

4. Sicherheitsempfehlungen

Aufgrund der Notlandung ordnete das Luftfahrt-Bundesamt (LBA) als zuständiger Musterbetreuer des Triebwerkes Rolls-Royce TAY 620-15 am 16. Januar 2004 mit der Lufttüchtigkeitsanweisung D-2004-055 Sichtkontrollen der Eisschutzpaneele bei allen betroffenen Baureihen des Triebwerkes an. Im Rahmen dieser Kontrollen wurden nach Angaben des Triebwerksherstellers ca. 30% der Eisschutzpaneele ausgetauscht.

Die BFU hat die Befunde am Flugzeug noch während der Untersuchung zum Anlass für folgende Sicherheitsempfehlungen genommen:

Empfehlung Nr.: 02/2004

Das Luftfahrt-Bundesamt als zuständiger Musterbetreuer des Triebwerkes Rolls-Royce TAY 620-15 sollte sicherstellen, dass der Triebwerkshersteller durch geeignete Maßnahmen die Installation der Eisschutzpaneele so ausführt, dass es auch bei völligem oder teilweisem Versagen des Bauteiles oder seiner Befestigung nicht zu einem Ausfall oder zur erheblichen Leistungseinschränkung von Triebwerken kommen kann.

Empfehlung Nr.: 20/2004

Das Luftfahrt-Bundesamt als zuständiger Musterbetreuer des Triebwerkes Rolls-Royce TAY 620-15 sollte bis zur Wiederherstellung einer umfassenden Produktsicherheit den Flugbetrieb mit Flugzeugen, bei denen die betroffenen Triebwerksmuster installiert sind, nur erlauben, wenn bei mindestens einem Triebwerk am Flugzeug die Eisschutzpaneele im Produktionsverfahren oder im Reparaturverfahren mit Polysulfid als Klebstoff geklebt sind.

Mit der Lufttüchtigkeitsanweisung D-2004-313 wurde das Service Bulletin TAY 72-1638 für verbindlich erklärt. Darin hatte der Triebwerkshersteller empfohlen, dass bis zum 1. März 2005 an mindestens einem Triebwerk pro Flugzeug die Eisschutzpaneele mit Polysulfid geklebt sein muss.

Nach Abschluss der Untersuchung hat die BFU folgende Sicherheitsempfehlungen herausgegeben:

Empfehlung Nr.: 09/2005

Das Luftfahrt-Bundesamt - zuständig für die Musterbetreuung des Triebwerkes Rolls-Royce TAY 620-15 - sollte prüfen,

- ob der Triebwerkshersteller die bei der Untersuchung erkannten Fehler und Mängel in den Herstelleranweisungen zur Durchführung der Modifikation der Eisschutzpaneele behoben hat.
- ob die fehlerhaften Herstelleranweisungen auf grundsätzliche Mängel im Qualitätssicherungssystem des Triebwerksherstellers zurückzuführen sind.

Empfehlung Nr.: 10/2005

Der Halter der Musterzulassung sollte das Aircraft Operating Manual (FOM/AOM) für die Fokker 70/100 in den zwingenden Vorgaben, insbesondere in den Verfahren für Flüge unter Vereisungsbedingungen, mit dem Airplane Flight Manual (AFM) in Übereinstimmung bringen. Eindeutige Vorgaben im AFM sollten unverändert in das AOM übernommen werden. Die im Auftrag der Luftfahrtunternehmen für das Luftfahrzeug erstellten und ausgelieferten Exemplare (AOM-SPEZIAL EDITION) sollten ebenfalls geändert werden.

Die jeweils zuständigen Aufsichtsbehörden haben einen Durchdruck der Sicherheitsempfehlungen mit der Empfehlung, die Änderungen zu beaufsichtigen, erhalten.

Braunschweig, im November 2005

Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung

Im Auftrag

K. Büttner

Untersuchungsführer

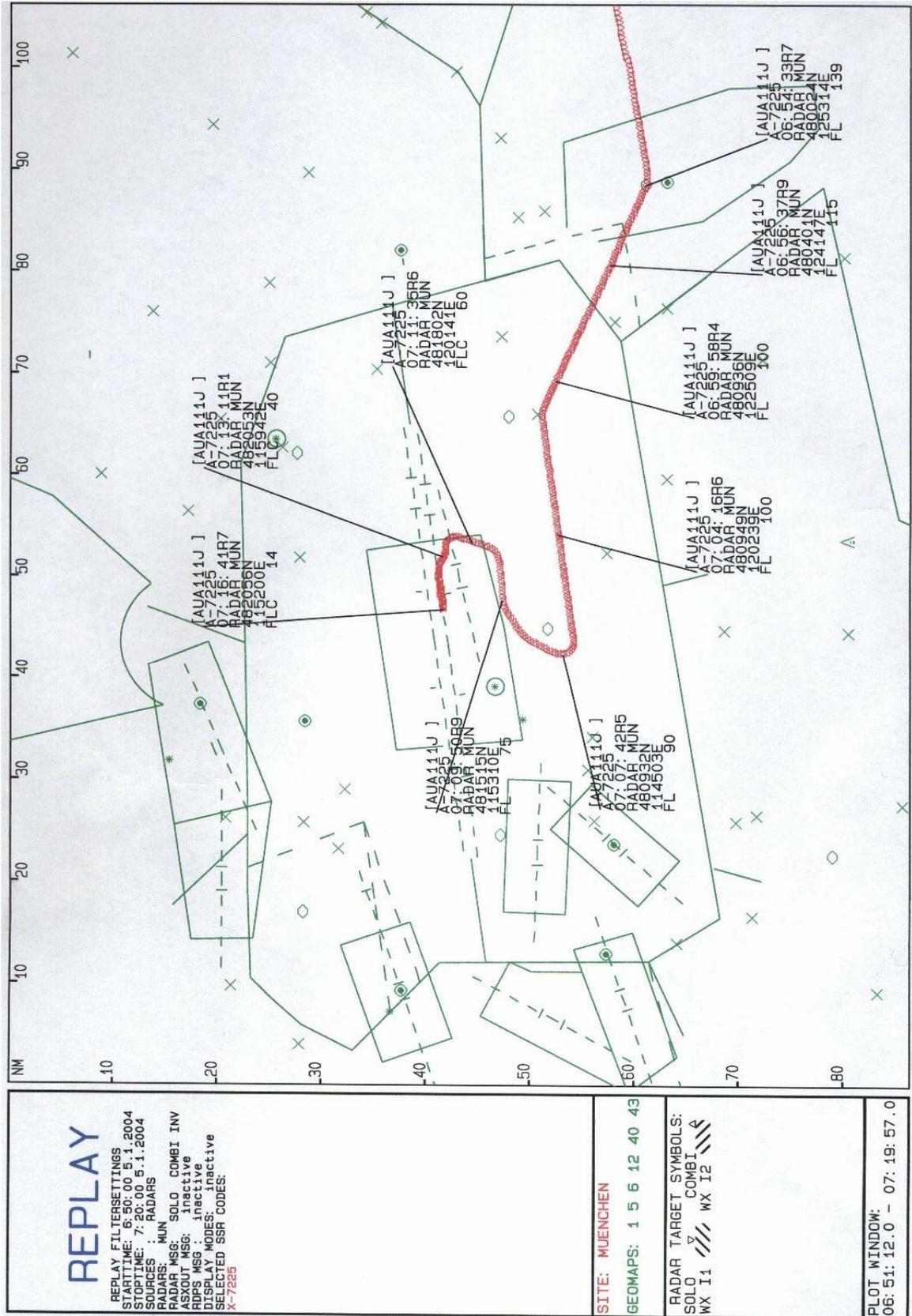
An der Untersuchung haben folgende Mitarbeiter mitgewirkt:

| | |
|-----------------------|-----------------------------------|
| Untersuchung vor Ort | U. Berndt, T. Kostrzewa, F. Kühne |
| Flugsicherung | H. Peters |
| Wetter | E. Krupper |
| Flugdatenaufzeichnung | U. Pitz, D. Ritschel, A. Thiel |
| Flugbetrieb | E. Krupper, L. Müller, A. Wilke |
| Bordsysteme | T. Kostrzewa |

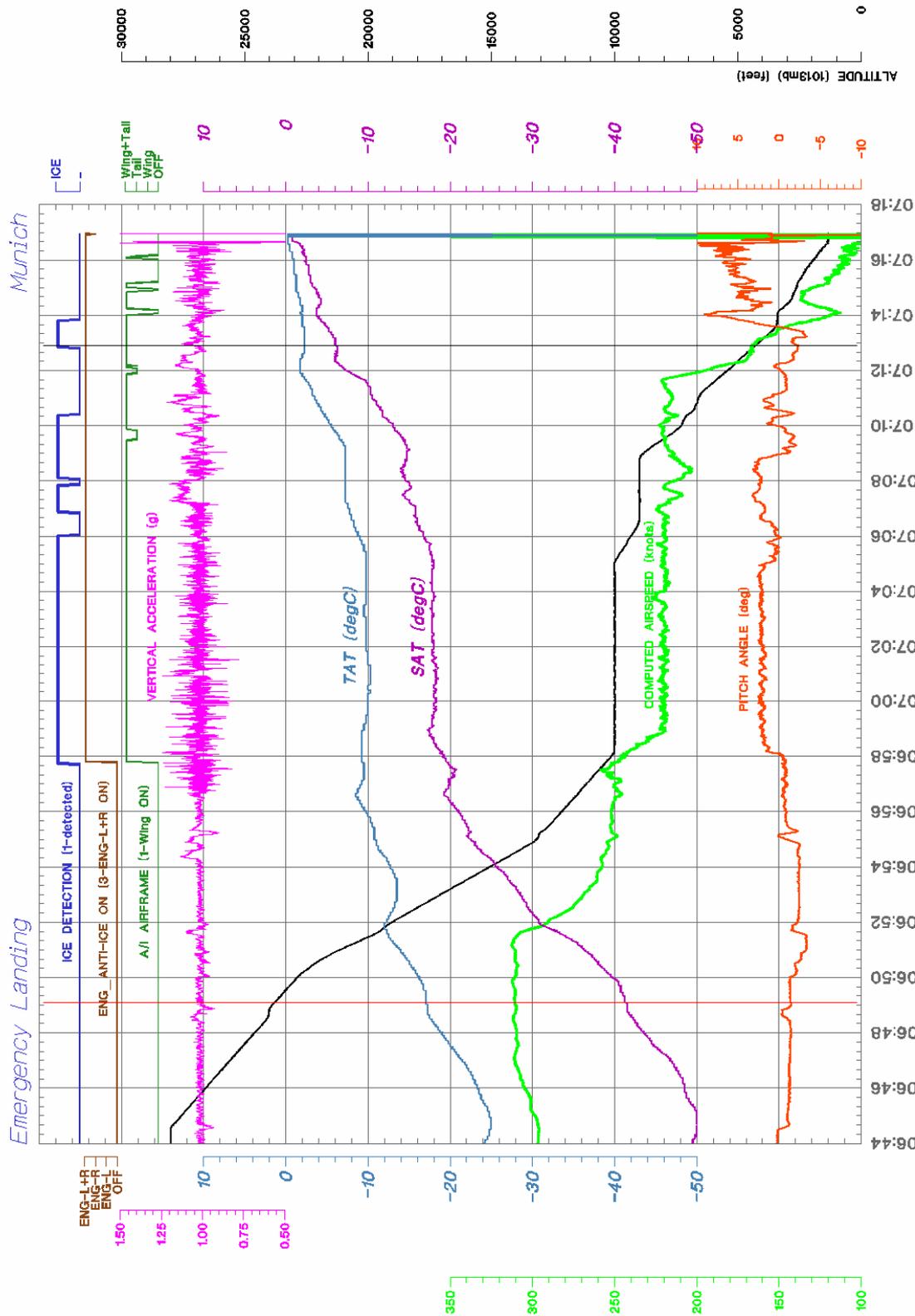
5. Anlagen

| | |
|-----------|---|
| Anlage 1 | Anflug auf München |
| Anlage 2 | Anflugprofil |
| Anlage 3 | Veränderungen am linken Triebwerk um 08:08:14 Uhr |
| Anlage 4 | Veränderungen am rechten Triebwerk um 08:08:40 Uhr |
| Anlage 5 | Notlandung |
| Anlage 6 | 3-Seiten-Ansicht Fokker 70 |
| Anlage 7 | Unfallstelle |
| Anlage 8 | Triebwerk Rolls-Royce TAY 620-15 |
| Anlage 9 | Abgelöste Eisschutzpaneele im linken Triebwerkseinlauf |
| Anlage 10 | Alle abgelösten Eisschutzpaneele am linken Triebwerk |
| Anlage 11 | Abgelöste Eisschutzpaneele im rechten Triebwerkseinlauf |
| Anlage 12 | Alle abgelösten Eisschutzpaneele am rechten Triebwerk |
| Anlage 13 | Ergebnisse der Rollenschälversuche |
| Anlage 14 | Querverweise der Reparaturanweisung |

Anlage 1: Anflug auf München (Zeiten in UTC)

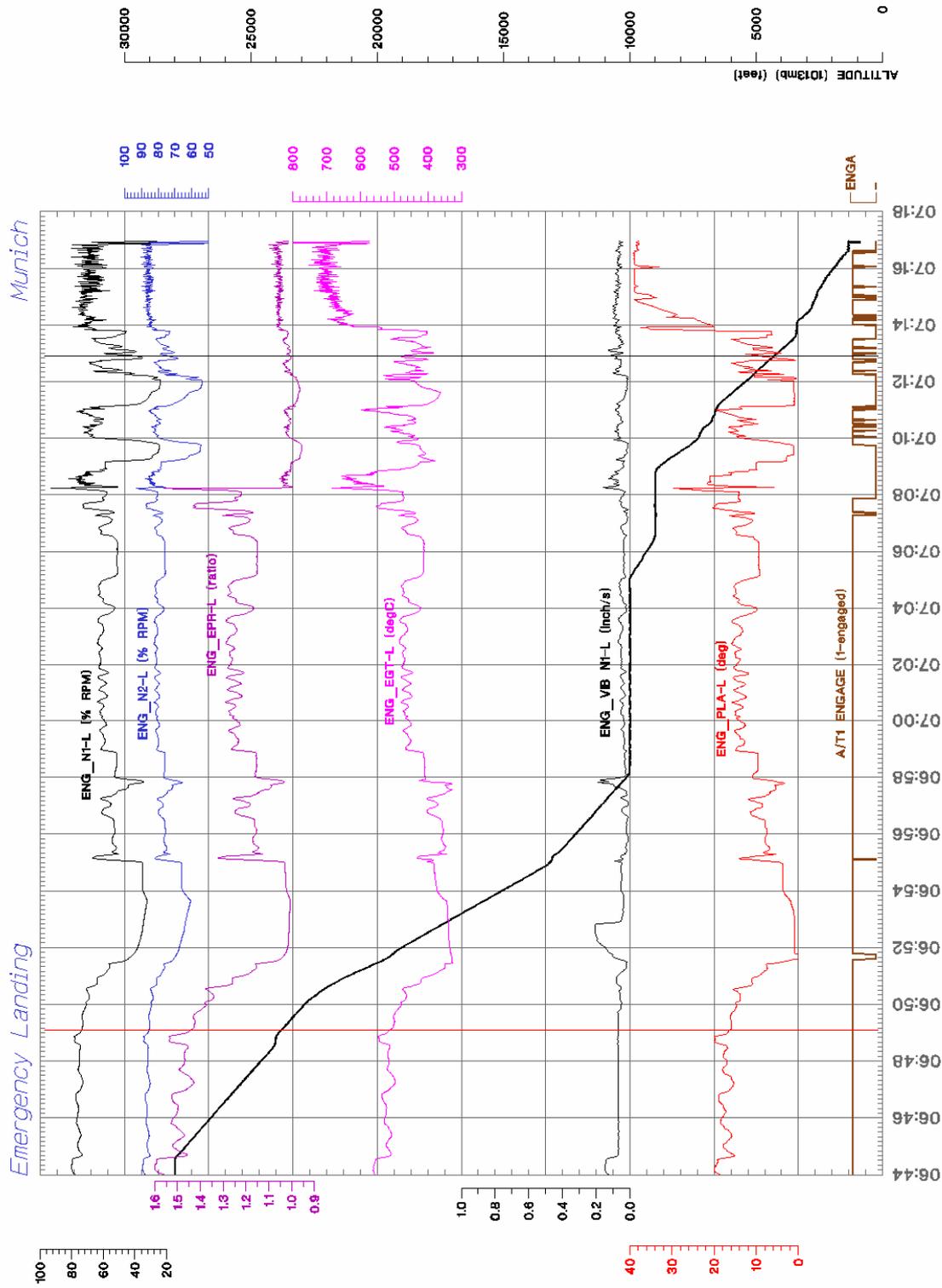


Anlage 2: Anflugprofil (Zeiten in UTC)



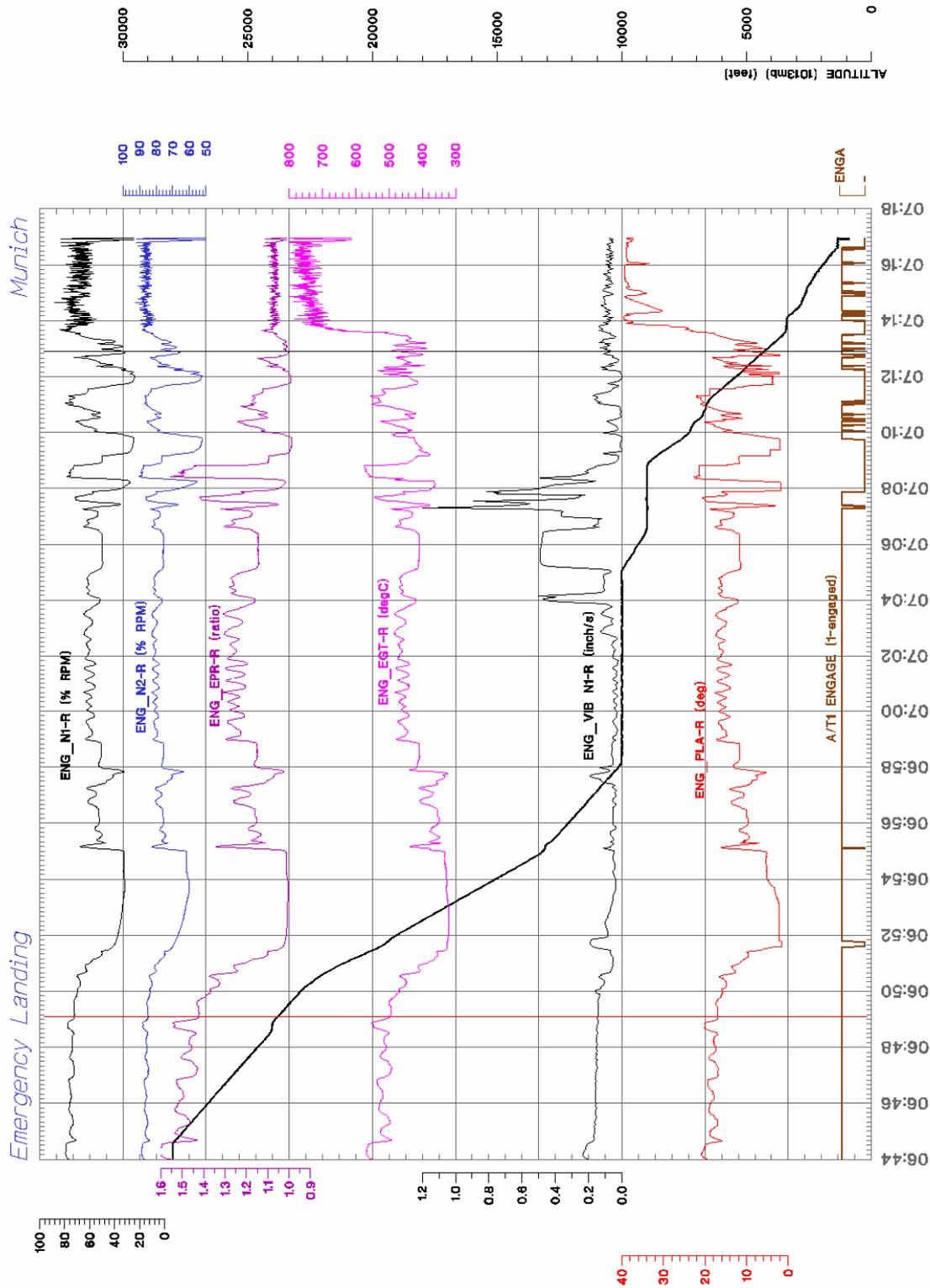
Final Data file: desc_flight1
Created: February 06, 2004
BFU Flight Recorders

Anlage 3: Veränderungen am linken Triebwerk um 08:08:14 Uhr (07:08:14 UTC)



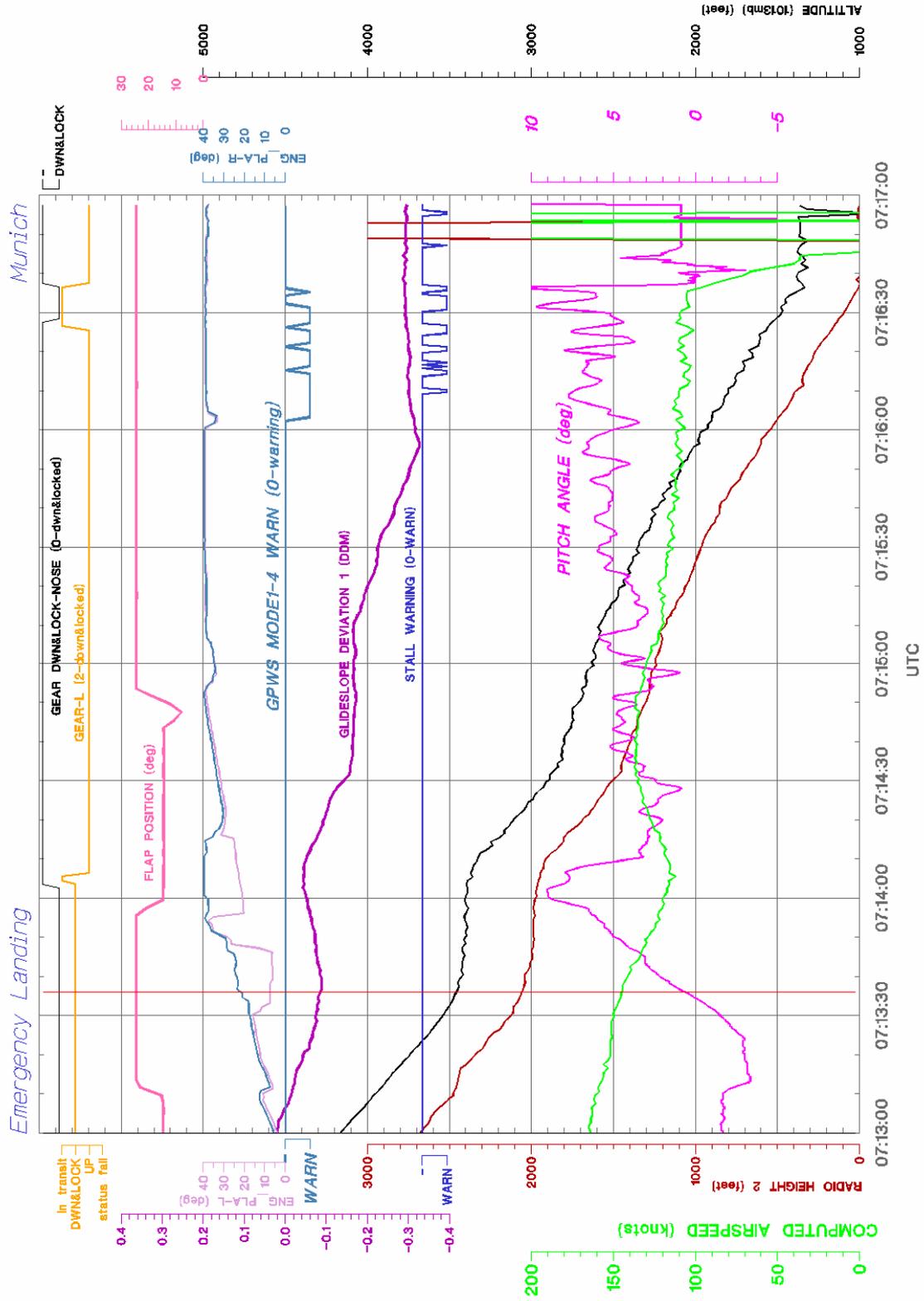
Final Data , file: desc_eng1
Created: February 04, 2004
BFU Flight Recorders

Anlage 4: Veränderungen am rechten Triebwerk ab 08:08:40 Uhr (07:08:40 UTC)



Preliminary Data , file: desc_eng2
Created: November 04, 2004
BFU Flight Recorders

Anlage 5: Notlandung (Zeiten in UTC)



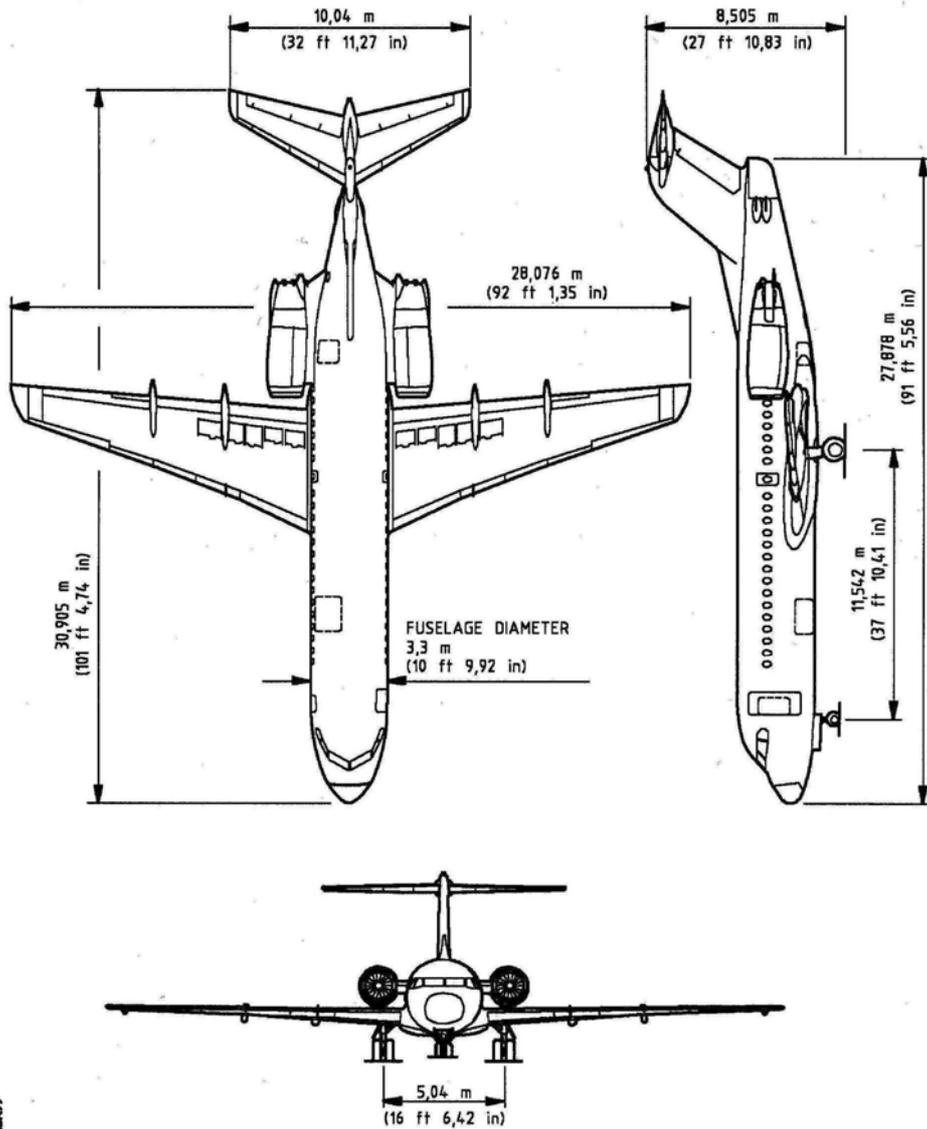
Final Data , file: touchdown2
Created: July 25, 2005

BFU Flight Recorders

Anlage 6: 3-Seiten-Ansicht Fokker 70



**Fokker 70
MAINTENANCE MANUAL**



External Dimensions - Aircraft in Static Position
Fig. 06-10-00-990-010-A03

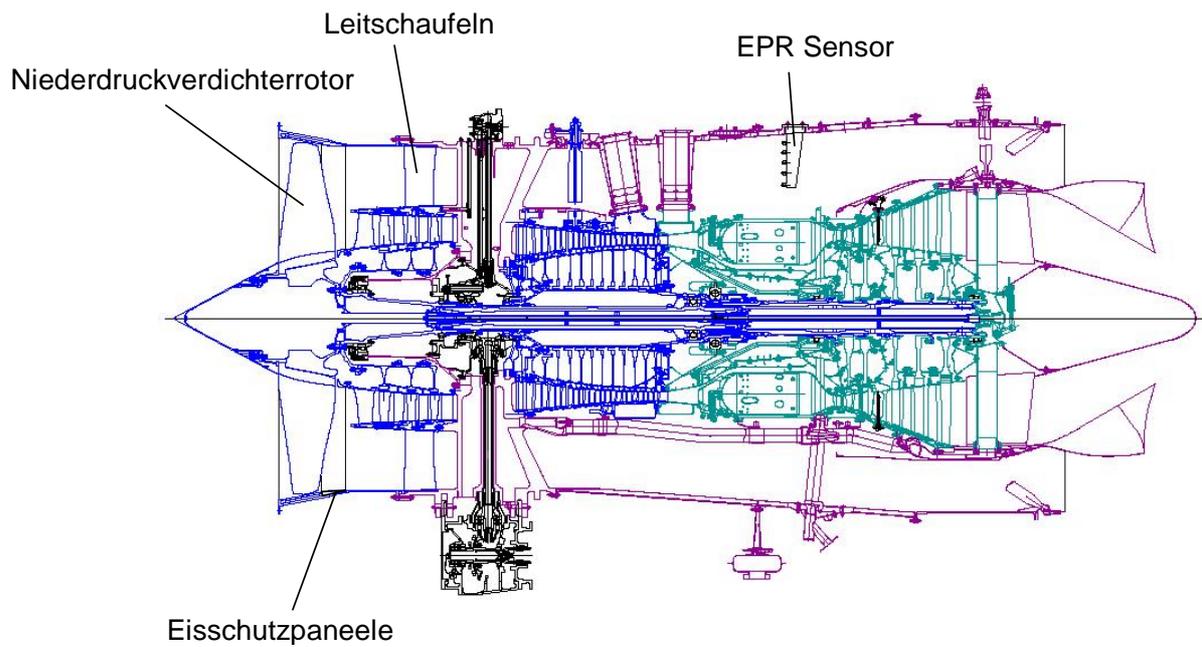
ILL. EFFECTIVITY: ALL

627 **06-10-00** ZZ2-810-A
COMPONENT INFORMATION-1-A Page 004
Dec 01/95

Anlage 7: Unfallstelle



Anlage 8: Triebwerk Rolls-Royce TAY 620-15



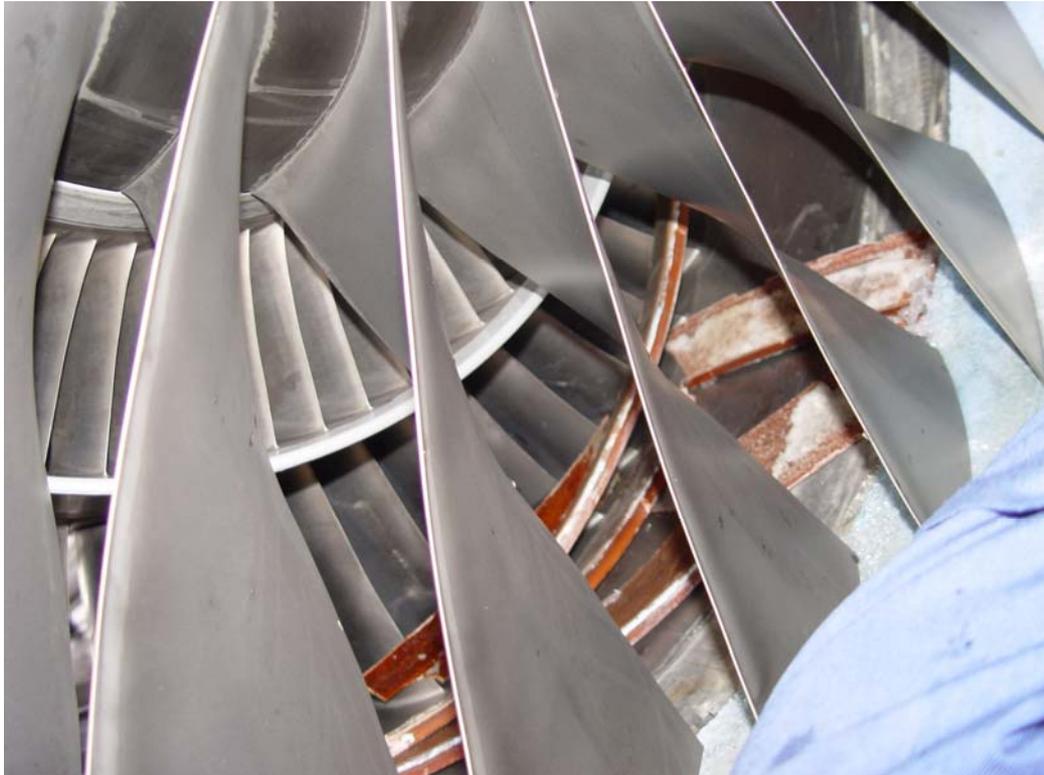
Anlage 9: Abgelöste Eisschutzpaneele im linken Triebwerkseinlauf



Anlage 10: Alle abgelösten Eisschutzpaneele am linken Triebwerk



Anlage 11: Abgelöste Eisschutzpaneele im rechten Triebwerkseinlauf

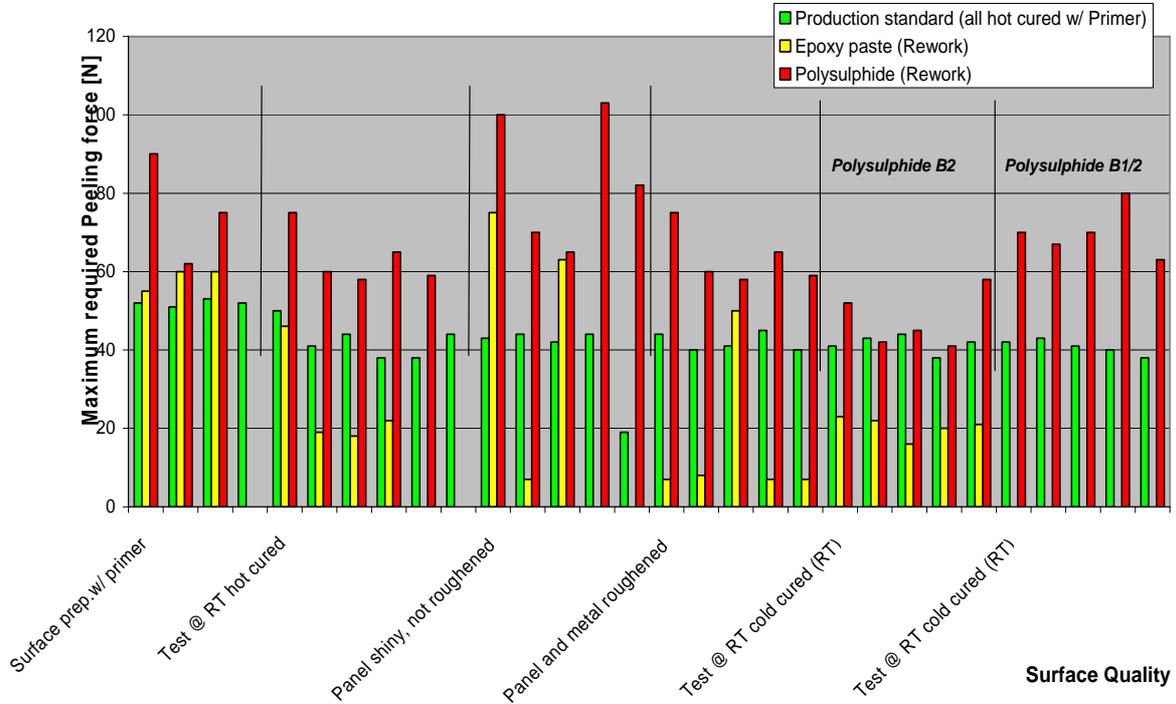


Anlage 12: Alle abgelösten Eisschutzpaneele am rechten Triebwerk

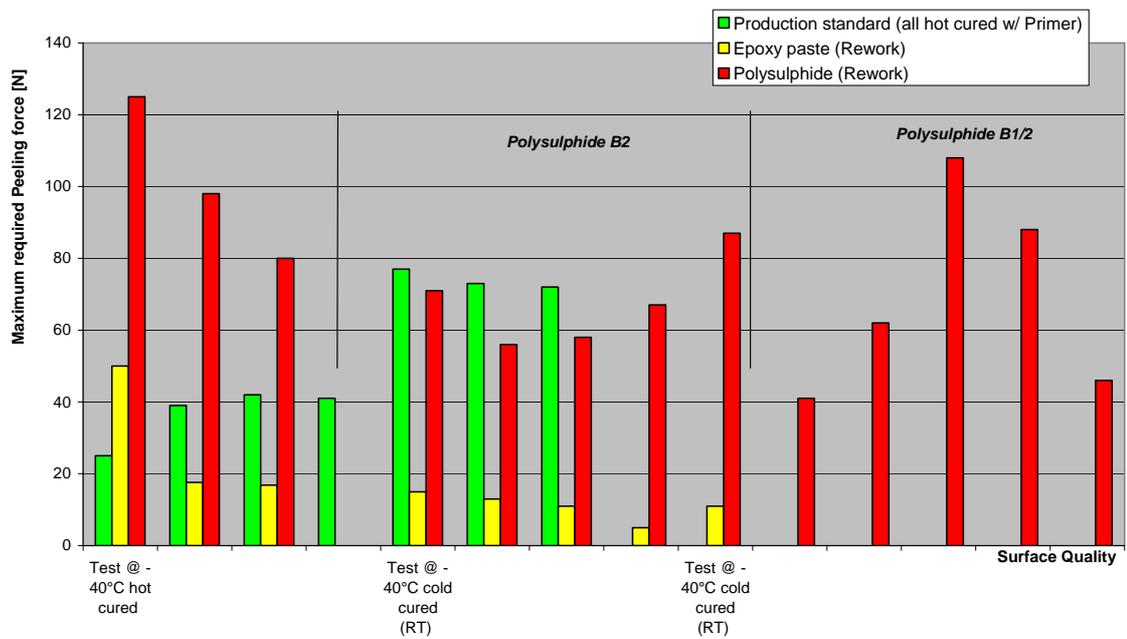


Anlage 13: Ergebnisse der Rollenschälversuche

Bonding Strength Test - Peel drum Test Results - Test @ RT



Bonding Strength Test - Peel drum Test Results - Test @ RT



Anlage 14: Querverweise der Reparaturanweisung**SB 72-1326**

1.H. Special tools not required

2.A. Rework case in accordance with HRS3491

HRS3491

4. Special Tools: None

10. Assy A only: Remove honeycomb to the level of existing adhesive

11. Assy C only: Remove panel to the level of existing adhesive

12. Assy C only: Remove existing adhesive, use OMat 5/118 or 5/119, remove all traces of adhesive down to the bare metal

14. Clean and polish repair area

Degrease repair area. Refer to 70-00-00-300-707, ST 70-00-00-360-707-001

70-00-00-300-707, ST 70-00-00-360-707-001, prepare stainless steel parts

B. Degrease in accordance with 70-00-00-100-101 or 70-00-00-100-102

70-00-00-100-101

11. Cold liquid degrease, Method 1

A. Apply solvent

swab with lint free cloth

Allow the parts to dry

70-00-00-100-102

5. For local washing parts (to remove grease): ST 70-00-00-110-102-002

ST 70-00-00-110-102-002

7.B. Apply cleaner by swab or brush soaked in cleaning solution made up in ST 70-00-00-180-102-001

C. Allow the parts to stand up for 15 min.

D. Swab wash the parts with clean water to remove the chemicals

F. Dry the parts

Hand abrade, use OMat 5/97 or 5/98

15. Degrease repair area. Refer to 70-00-00-100-101 or 70-00-00-100-102
70-00-00-100-101
70-00-00-100-102
16. Check cleanliness. Refer to 70-00-00-300-707, ST 70-00-00-300-707-001
70-00-00-300-707, ST 70-00-00-300-707-001
?
18. Degrease repair area. Refer to 70-00-00-100-101 or 70-00-00-100-102
70-00-00-100-101
70-00-00-100-102
20. Clean and polish panel
Degrease repair area
refer to 70-00-00-300-707, ST 70-00-00-360-707-001
70-00-00-300-707, ST 70-00-00-360-707-001, prepare stainless steel parts
B. Degrease in accordance with 70-00-00-100-101 or 70-00-00-100-102
70-00-00-100-101
70-00-00-100-102
Hand abrade the repair area, use OMat 5/97 or 5/98 garnet paper
21. Degrease the panels. Refer to 70-00-00-100-101 or 70-00-00-100-102
70-00-00-100-101
70-00-00-100-102
22. Check cleanliness of the panels. Refer to 70-00-00-300-707, ST 70-00-00-300-707-001
70-00-00-300-707, ST 70-00-00-300-707-001
?

23. Apply Adhesive

Prepare adhesive in accordance with 70-00-00-300-707, ST 70-00-00-360-707-015

70-00-00-300-707, ST 70-00-00-360-707-015

B.(2) Refer to ST 70-00-00-860-707-054 for instructions on the mixing

ST 70-00-00-860-707-054

A.(1) Refer to manufacturer's data, unless otherwise specified in this document, for the following:

Mixing ratio, temp. range for application, pot life/gel time, cure cycle

70-00-00-300-707, ST 70-00-00-360-707-015

B.(3) Weigh out 100 parts of grey paste (Part A) and 33 parts of amber liquid (Part B) and mix thoroughly.

The working life is approximately one hour at 22°C

Apply a thin layer of epoxy

Use OMat 8/52 adhesive

25. Fit the panels

Ensure the panels are fitted to the rear of case

Ensure the panels fit flush with all adjacent aerodynamic surfaces

If necessary locally clamp panels

26. Cure adhesive

refer to 70-00-00-300-707, ST 70-00-00-360-707-015

70-00-00-300-707, ST 70-00-00-360-707-015

C.(3) For time and temperature see Fig. 70-00-00-860-707-002

Min time 1hr, min temp. 12° C

Monitore temp.

Where available use heat blanket and vacuum bag