



# Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

## über den Unfall

des Flugzeuges Cessna 421 B, 9H-ABN  
vom 27. Dezember 1989  
Flughafen Zürich-Kloten

## Résumé 9H-ABN

Le 27 décembre 1989, le pilote et un passager effectuent un vol d'entraînement IFR Rome - Bâle - Zurich - Rome, avant de retourner à leur base, sur l'île de Malte. Vers 1735 h (UTC + 1), le bimoteur Cessna 421B effectue une approche ILS sur la piste 14 de Zurich. A 600 m/sol, il quitte l'alignement de descente, passe en vol horizontal, avant de descendre rapidement et d'entrer en collision avec le sol, sur un terrain bosselé, à 1,5 km du seuil de piste. Le train d'atterrissage est arraché ainsi que l'extrémité de l'aile droite, où un incendie se déclare. L'appareil est catapulté 300 m plus loin, puis s'arrête après avoir glissé sur 100 m encore; il est détruit.

Les deux occupants, grièvement blessés, sont libérés par des pompiers de l'aéroport qui se trouvaient par hasard à proximité et qui parviennent à éteindre l'incendie. Il y a quelques dégâts au sol.

### Cause

L'accident est dû au fait que l'avion, se trouvant dans des conditions météorologiques de CAT. I, a été dirigé dans un piqué prononcé et non stabilisé lors du passage de la phase de vol aux instruments à celle de vol à vue, et qu'il a alors heurté le sol avant d'atteindre la piste.

### **Eléments ayant pu jouer un rôle :**

Illusion d'optique / givrage du pare-brise.

## 0. ALLGEMEINES

### 0.1 Kurzdarstellung

Der Unfall ereignete sich am 27. Dezember 1989 um 1735 Uhr\*).

Der Pilot befand sich mit einem Passagier an Bord des Flugzeuges Cessna 421 B, 9H-ABN, auf einem privaten Trainingsflug nach Instrumentenflugregeln von Basel nach Zürich. Während des ILS-Anfluges auf Piste 14 in Zürich verliess das Flugzeug plötzlich den Gleitweg und tauchte nach unten. Es kollidierte ca. 1,5 km vor Pistenbeginn mit dem Gelände.

Der Pilot und der Passagier wurden schwer verletzt, das Flugzeug wurde zerstört. Es entstand erheblicher Flurschaden.

#### Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug bei CAT. I Minimum Wetterbedingungen während des Uebergangs vom Instrumenten- zum Sichtflugteil in einen steilen, nicht stabilisierten Sinkflug gesteuert wurde und vor der Piste mit dem Gelände kollidierte.

Zum Unfall haben möglicherweise beigetragen:

Optische Täuschung/Vereisung der Cockpitscheibe.

### 0.2 Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde von Peter Nussbaumer geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 30. Januar 1991 an den Kommissionspräsidenten am 21. Mai 1991 abgeschlossen.

Für die technische Untersuchung wurde als Berater E. Guggisberg (pens. Untersuchungsleiter des Büros für Flugunfalluntersuchungen) beigezogen.

## 1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

### 1.0 Vorgeschichte

Das Flugzeug Cessna 421 B, 9H-ABN, gehörte der EAGLE Aviation, einer Air Taxi Gesellschaft mit Sitz in Malta.

Am 26. Dezember 1989 führte der Pilot mit dem Flugzeug 9H-ABN einen Air Taxi Flug von Malta Luqa nach Rom Ciampino mit drei zahlenden Fluggästen durch. Ebenfalls an Bord war ein Kollege des Piloten, der schon früher diesen begleitet hatte. Der Passagier auf dem Copilotensitz war Inhaber einer Privatpilotenlizenz und beabsichtigte, später ebenfalls die IFR-Lizenz zu er-

\*) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC +1)

werben. Er machte sich während dieser Flüge jeweils einige Notizen, beteiligte sich aber nicht an der Führung des Flugzeuges. Die zahlenden Passagiere wollten am späten Abend des 27. Dezember wieder von Rom nach Malta zurückfliegen. Der Pilot beschloss, den freien Tag für einen Trainingsflug nach Zürich zu nutzen, und sein Kollege sass wieder auf dem rechten vorderen Sitz. Vor dem Start auf dem Flughafen Rom Ciampino trafen sie andere Piloten, die aus Zürich ankamen und von schlechtem Wetter berichteten, worauf sie ihre Absicht änderten und nach Basel flogen. Dort angekommen beschloss der Pilot, doch einen Anflug und eine Landung in Zürich zu machen, nachdem sich das Wetter etwas gebessert hatte. Das Flugzeug wurde in Basel vollgetankt und ein IFR-Flugplan aufgegeben mit Destination Zürich und Ausweichflugplatz Rom Ciampino.

### 1.1 Flugverlauf

Der Start in Basel erfolgte um 1709 Uhr. Das Flugzeug stieg auf FL 70, der Flug über Hochwald Richtung EKRON verlief problemlos. Nach dem Frequenzwechsel auf Zürich Approach erhielt der Pilot ein Radar Vectoring für einen ILS-Anflug auf Piste 14. Der Pilot bestätigte nochmals, dass er im Falle eines Durchstarts (aus Wettergründen) nach Rom Ciampino ausweichen wolle. Er erhielt darauf die letzte Wettermeldung mit einer Sicht von 1500 m, einer Wolkenuntergrenze von 300 ft (octas) und das QNH von 1012. Der Pilot bestätigte dies und erhielt die Bewilligung, auf 4000 ft abzusinken. Er wurde von der Radarkontrolle auf das Instrument landing system (ILS) geführt. Auf ca. 600 ft/G erfolgte dann ein eindeutiger Uebergang in den Horizontalflug (Level Off), gefolgt von einem steilen Sinkflug und der Kollision mit dem Boden. An der Unfallstelle ist das Gelände etwas hügelig, und zwar von links nach rechts abfallend in Anflugrichtung gesehen. Der erste Bodenkontakt des Flugzeugs erfolgte deshalb fast gleichzeitig mit dem Fahrwerk und dem linken Flügel. Das Fahrwerk wurde dabei abgerissen, ebenfalls das linke Flügelende, wo sofort ein Feuer durch die Entzündung von verpufftem Benzin ausbrach. Das Flugzeug wurde wieder in die Luft katapultiert und kam nach rund 300 m erneut zu Boden, rutschte nochmals 100 m weiter, bevor es zum Stillstand kam.

Die Endphase, das "Hinuntertauchen aus den Wolken", wurde von der Besatzung eines Feuerlöschwagens der Flughafenfeuerwehr zufälligerweise beobachtet; sie befanden sich auf einer Demonstrationsfahrt am nördlichen Ende des Pistensystems und begaben sich unverzüglich an die Unfallstelle, wo sie den auf den linken Aussenflügel begrenzten Brand sofort löschen konnten und die Insassen des Flugzeugs bergen konnten.

### 1.2 Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Fluggäste</u>	<u>Drittpersonen</u>
Erheblich verletzt	1	1	---

### 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde zerstört.

#### 1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand erheblicher Flurschaden durch den verpuffungsartigen, weitflächigen Brand und die schweren Rettungs- und Bergungsfahrzeuge.

#### 1.5 Beteiligte Personen

##### 1.5.1 Pilot

Maltesischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1948.

Führerausweis für Berufspiloten, ausgestellt durch das USA Department of Transportation am 16. Oktober 1986, gültig bis 8. Dezember 1990.

Certificate of Validation, ausgestellt durch das Civil Aviation Department Malta am 30. Oktober 1989, gültig bis 30. April 1990.

Letzter IFR-Checkflug am 27. Oktober 1989 auf dem Unfallflugzeug.

Medical Certificate Class 1, ausgestellt am 26. Oktober 1989.

##### Flugerfahrung

Total 1375 Std., davon 262 Std. auf dem Unfallmuster. In den letzten 90 Tagen total 70 Std., davon 69 Std. auf dem Unfallmuster.

Im Jahre 1989 hat der Pilot 6 IFR-Anflüge in Zürich ausgeführt.

##### 1.5.2 Passagier (auf dem Copilotensitz)

Maltesischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1960.

Inhaber einer Privatpilotenlizenz VFR für einmotorige Flugzeuge.  
Flugerfahrung unbekannt.

Nach übereinstimmenden Aussagen hat sich dieser Passagier in keiner Weise an der Führung des Flugzeuges beteiligt.

#### 1.6 Flugzeug 9H-ABN

Muster:	Cessna 421 B
Hersteller:	Cessna Aircraft Company, Wichita/USA
Charakteristik:	Zweimotoriger Tiefdecker mit Einziehfahrwerk 8 Plätze (2 + 6)
Baujahr/Werknummer:	1971/421 B 0007
Triebwerke:	Continental GTSIO-520-H Links: Seriennummer 231382-R Rechts: Seriennummer 267156-R

Propeller: McCauley 3AF 34C92P  
Links: Seriennummer 734860  
Rechts: Seriennummer 701453

Verkehrsbewilligung: ausgestellt durch das Department of Civil Aviation Malta am 16.12.1988

Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt durch das Department of Civil Aviation Malta am 22.2.1989

Zulassungsbereich: Im gewerbsmässigen Einsatz  
IFR

Eigentümer und Halter: EAGLE Aviation Co. Ltd., Birkirkara/Malta

Betriebsstunden  
im Unfallzeitpunkt: Zelle: 2094 Std.  
Linker Motor: 450 Std.  
Rechter Motor: 52 Std.  
Linker Propeller: 193 Std.  
Rechter Propeller: 181 Std.

Die letzte 50-Stunden-  
Kontrolle wurde am  
23.8.1989 bei folgenden  
Betriebsstunden durch-  
geführt: Zelle: 2042  
Linker Motor: 397  
Rechter Motor: 26\*  
Linker Propeller: 140  
Rechter Propeller: 129

\* 25-Stunden-Kontrolle

Masse und Schwerpunkt: Masse und Schwerpunkt befanden sich während des Unfallfluges innerhalb der zulässigen Grenzen.

Flugzeitreserve: Das Flugzeug wurde vor dem Start in Basel vollgetankt. Der Unfallflug dauerte 26 Minuten. Die Flugzeitreserve zum Unfallzeitpunkt betrug mindestens 5 Stunden (abhängig von Flughöhe und Leistungssetzung). Die Feuerwehr hat bei der Bergung eine grosse Menge Benzin aus den intakten Tanks abgelassen.

## 1.7 Wetter

### 1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt Zürich

#### Allgemeine Wetterlage

Hochdrucklage.

### Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

Wetter/Wolken: 8/8st, Basis 300 ft/G, Top 800 m/M. Ueber dem st wolkenlos  
Sicht: 1500 m  
Wind: vrb/02 kt  
Temperatur/Taupunkt: ms 02°C/ms 02°C, im Stratus ms 03°C bis ms 04°C  
Luftdruck: 1012 hPa QNH  
Gefahren: ---  
Sonnenstand: Sonnenuntergang um 1530 Uhr Lokalzeit  
Bemerkungen: Inversionshöhe 800 m/M

#### 1.7.2 METAR Zürich

METAR 1620 UTC: 080/1 120/1 1500m Mist 8/300ft -2/-2/1012 NS

METAR 1650 UTC: 050/1 150/2 1200m Mist 8/200ft -2/-2/1012 NS

Zum Zeitpunkt des Unfalls wurden folgende RVRs (Pistensicht) gemessen:

Piste 14: 2000m+/2000m+/1800m

Piste 16: 1000m/2000m+/0900m

Piste 28: 1500m/2000m+

#### 1.7.3 Wetter gemäss Zeugenaussagen

Unmittelbar vor der 9H-ABN flog eine Saab 340 A der Crossair Piste 14 an, Linienflug LX 913. Die Aussagen der Besatzung: "Der ganze Anflug fand unter IMC statt. Es herrschten CAT 1 Bedingungen. Bei ca. 700 ft RA kamen wir aus den Wolken. Von diesem Punkt aus sahen wir die Anflug- und Pistenbefeuerung der Piste 14. Es setzte während dem Anflug kein Eis an. Die Luft war während dem ganzen Anflug nicht turbulent."

Feststellungen des Untersuchungsleiters am Unfallort: Das Gelände ist mit einer dicken Schicht Raureif (Rime/Frost) überzogen und erscheint praktisch weiss.

#### 1.8 Navigations-Bodenanlagen

Alle Navigations-Bodenanlagen auf dem Flughafen Zürich waren zum Unfallzeitpunkt voll operationell, insbesondere das ILS Piste 14 (CAT 3). Unmittelbar vor und nach dem Unfallflug fanden Anflüge statt, ohne dass Beanstandungen von den Besatzungen gemeldet worden wären.

#### 1.9 Funkverkehr

Der ganze Funkverkehr wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss ab. Funkprotokoll siehe Anhang.

### 1.10 Flughafenanlagen

Alle Pisten- und Anflugbeleuchtungen funktionierten normal. Entgegen internationaler Normen ist Piste 14 nicht mit einer optischen Gleitwinkelbefeuerung (PAPI) ausgerüstet. Die Schweiz hat diese Differenz der ICAO mitgeteilt.

### 1.11 Flugschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

### 1.12 Befunde am Wrack

- Das Flugzeug kam ca. 70° aus der Anflugrichtung nach rechts abgedreht zum Stillstand.
- Der äussere Flügel wies auf einer Länge von ca. 1 m Brandspuren auf, ebenso waren am linken Stabiler Rauchspuren erkennbar. Der Heckteil des Rumpfes war unmittelbar hinter dem Druckshott abgeknickt, das ganze Flugzeug schwer beschädigt, in seiner tragenden Struktur aber noch erhalten.

Im einzelnen konnten im Cockpit folgende Feststellungen gemacht werden:

Linker Sitz:	In der Verankerungsschiene
Rechter Sitz:	Aus der Verankerungsschiene herausgerissen
Bauchgurten:	Hielten der Beanspruchung stand; am Sitz befestigt
Schultergurten:	Keine eingebaut
Fahrwerk:	Ausgefahren
Landeklappen:	Ausgefahren (Anzeige ca. 30°), zerstört
Trimmungen:	Alle Trimmungen neutral
Höhenmesser:	Links 1012 hPa Anzeige 1080 ft Rechts 1012 hPa Anzeige 1410 ft Kein Bug vorhanden, um eine Min Alt oder Decision Alt zu setzen
Variometer:	Links und rechts 0
Künstlicher Horizont	
Links Main:	Längsneigung ca. 5° Nose Up Querneigung ca. 15° Bank rechts
Links Standby:	Längsneigung ca. 2° Nose Down Querneigung ca. 15° Bank rechts
Rechts:	Längsneigung ca. 10° Nose Up Querneigung ca. 20° Bank links
Fahrtmesser:	Links ca. 280 MPH Rechts 0
Tankwählschalter:	Links Main Rechts Main
Tankanzeigen:	Alle 0 ohne el. Power (Brandgefahr)
Gashebelstellung:	Links und rechts ca. 80% Power
Ladedruckanzeige:	Links und rechts 28 in
Propellerverstellung:	Links 20%, rechts 100% RPM

Drehzahlmesser:	Links und rechts 0 RPM
Gemischregulierung:	Links Pos 3, rechts Pos 5
Benzinpumpen:	Beide Aux Pumps On

Durch die Bergung der Insassen wurden mit grösster Wahrscheinlichkeit einzelne Hebelstellungen verändert; andere Instrumentenablesungen waren infolge der Zerstörung nicht mehr eindeutig. Die ganze Navigationsanlage verfügte über Digitalanzeigen, es konnte also am Wrack nicht festgestellt werden, was im einzelnen eingestellt war. Details siehe 1.16 Besondere Untersuchungen.

Eine visuelle Prüfung der Ruderanschlüsse, Verbindungsgestänge, Umlenkhebel, Seilzüge und Spannschlösser sowie Umlenkrollen ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.

Die Bauchgurten wurden getragen und hielten der Beanspruchung stand. Die linke Sitzverankerungsschiene hielt der Beanspruchung stand, die rechte nicht. Schultergurten waren nicht eingebaut.

Die Deformation der Propellerblätter liess den Schluss zu, dass beide Triebwerke im Zeitpunkt des Unfalls Leistung abgaben.

### 1.13 Medizinische Feststellungen

Beide Insassen wurden beim Unfall schwer verletzt. Der Pilot erlitt schwere Rückenwirbelerletzungen und Kopfverletzungen. Der Passagier erlitt Kopf- und Augenverletzungen.

Zumindest die Kopf- und Augenverletzungen wären vermeidbar gewesen, wenn im Flugzeug Schultergurten vorhanden gewesen und getragen worden wären.

Blut- und Urinproben von beiden Insassen wurden vom Gerichtsmedizinischen Institut der Universität Zürich untersucht. Dabei wurden weder Alkohol-, Suchtmittel- noch Medikamentenspuren nachgewiesen.

### 1.14 Feuer

Beim Aufschlag brach am linken Flügelende ein Brand aus, der von der Flughafenfeuerwehr sofort gelöscht werden konnte.

### 1.15 Ueberlebenschancen

Der Unfall war überlebbar.

### 1.16 Besondere Untersuchungen

Das Flugzeug wurde bei der Firma Limes Aviation Ltd., Zürich, einer eingehenden technischen Untersuchung unterzogen, die unter Anleitung von E. Guggisberg durchgeführt wurde.

#### 1.16.1 Trümmerinventar

Das nach der Trümmerauslegeordnung durchgeführte Trümmerinventar hat ergeben, dass im Unfallzeitpunkt am Flugzeug keine Teile fehlten.

### 1.16.2 Landing Gear

- Das Fahrwerk (Nose/LH Main/RH Main) wurde beim ersten Aufschlag im ausgefahrenen Zustand durch Gewalteinwirkung separiert.
- Der Landing Gear Actuator (selbsthemmendes elektromechnisches System) befand sich in der Position "Down".
- Das Landing Gear war im Unfallzeitpunkt ausgefahren.

### 1.16.3 Flight Control

- Elevator: Eine visuelle Prüfung der Ruderanschlüsse,
- Aileron: Verbindungsgestänge, Umlenkhebel, Seilzüge,
- Rudder: Spannschlösser und Umlenkrollen ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.
- Flaps:
  - Die Landeklappen-Austrittskanten wiesen praktisch keine Beschädigungen auf und deren leichte Verformungen waren mit dem jeweiligen Flügel identisch. Dieser Zustand ist nur bei im Unfallzeitpunkt eingefahrenen Flaps möglich.
  - Eine visuelle Prüfung der Klappenanschlüsse, Verbindungsgestänge, Umlenkhebel, Seilzüge, Spannschlösser und Umlenkrollen ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.
  - Der Limit Switch "Up" befand sich in geschaltetem Zustand.
  - Flaps Selector und Indicator befanden sich auf 30°. Diese Stellungen kamen durch Gewalteinwirkung (Deformation der Mittelkonsole) zustande. Ihre ursprüngliche Position war 0°.
  - Die Flaps waren zum Unfallzeitpunkt eingefahren.

### 1.16.4 Triebwerke

#### Alternate Air Control

Die Alternate Air (LH/RH) war zum Unfallzeitpunkt geschlossen.

#### Leistung im Unfallzeitpunkt

- Die Deformationsart der Propellerblätter (LH/RH) lässt den Schluss zu, dass beide Triebwerke im Unfallzeitpunkt Leistung abgaben. Aufgrund dieses eindeutigen Befundes wurde auf weitere Untersuchungen an den Triebwerken verzichtet.

- Die Propellerspuren am Boden vom linken und rechten Triebwerk bei der ersten Bodenberührung waren symmetrisch und wiesen eine Teilung von etwa 800 mm auf. Dieser Befund lässt den Schluss zu, dass die Triebwerke im Unfallzeitpunkt etwa mit der gleichen Drehzahl arbeiteten.

Bei einer Geschwindigkeit von etwa 125 kt (Radaraufzeichnung) resultiert eine Propellerdrehzahl von etwa 1600 RPM.

#### 1.16.5 Benzinprobe

Aus dem Flugzeug entnommenes Benzin wurde in der EMPA untersucht.

Befunde: - Das Benzin entspricht den Spezifikationen für Flugbenzin 100 LL

- Im Flugbenzin war kein Additiv nachweisbar.

#### 1.16.6 Pitot/Statiksysteme

An den Pitot- und Statiksystemen wurden keine Mängel festgestellt.

#### 1.16.7 Vakuumsystem

Am Vakuumsystem wurden keine Mängel festgestellt.

#### 1.16.8 Doors

Sämtliche Doors waren im Unfallzeitpunkt geschlossen und verriegelt.

#### 1.16.9 Instrumente und Avionik

##### Altimeter LH (Pilot)

Die Anzeige entspricht nicht der Spezifikation FAR 91.411. Anzeigefehler bei 0 ft: -340 ft. Barometric Verstellwellensicherung i.O., Gehäuse und Glas i.O.

Dieser Höhenmesser wurde ein zweites Mal durch die Firma Aviation Instruments in Colombier geprüft. Dem Prüfungsbericht vom 12.7.1991 kann folgendes entnommen werden:

Anlässlich des ersten Tests zeigte der Höhenmesser bei QFE-Einstellung -340 ft. Die Mechanik des Höhenmessers hatte keinen Schaden erlitten. Selbst die empfindlichen Teile des Höhenmessers zeigten keine Verformungsspuren. Nach dem Abstimmen des Höhenmessers (QFE) erwies sich der "Scale error" ausserhalb der Toleranz gemäss FAR 91.171. Sehr wahrscheinlich war der Höhenmesser nicht richtig kalibriert worden (QNE-Einstellung).

##### Altimeter RH (Copilot resp. Passagier)

Die Anzeige entspricht der Spezifikation FAR. 91.411.

Airspeed LH

Anzeige und Rekonstruktion wegen Zerstörung nicht möglich.

Airspeed RH

Anzeige von 110 bis 160 MpH ausser Toleranz. Anzeige bei 100 MpH: 102.9 MpH (Toleranz: +/- 3 MpH).

Attitude Gyro LH Top

Anzeige und Rekonstruktion wegen Zerstörung nicht möglich.

Attitude Gyro LH und RH

Beide Geräte weichen in der Anzeige von pitch und roll Achse unwesentlich vom Sollwert ab.

Altitude Digitizer (Transponder Altitude Reporting)

Digitizer Output entspricht Spezifikation TSO C88. Funktion einwandfrei.

HSI Collins 331A-3G LH (Pilot)

Die getesteten Funktionen ILS/LOC/GS i.O. Alle Flag- und Anzeigemeter geprüft.

NAV/COM1

Getestet mit VOR/LOC/GS Converter, Funktion i.O.

NAV/COM2

GS Funktion i.O.

GS Antenna Coupler

Geprüft, i.O.

NAV2 Indicator

Getestet mit VOR/LOC/GS Converter, Funktion i.O.

Verkabelung

Die ganze Verkabelung der Navigationsanlagen NAV1 zu HSI und CDI, NAV2 zu CDI2 und DME ausgemessen, i.O. Antennenleitung GS i.O. In der HSI-GS-Flag-Leitung wurde ein Kurzschluss lokalisiert, bei der Quetschung handelt es sich aber um eine aufschlagbedingte Beschädigung.

Befund: Die ganze ILS-Ausrüstung arbeitete einwandfrei. Altimeter 1 weit ausser Toleranz von +/- 60 ft für CAT1 (operationelle Toleranz +/- 60 ft, Instrument +/- 25 ft).

#### 1.16.10 Feuer

- Am linken Flügelende Bereich Tiptank brach ein Brand aus. Im weiteren konnten am linken Höhenleitwerk insbesondere an der Eintrittskante Brandspuren festgestellt werden.
- Beim Aufschlag platzten die Tiptanks (LH/RH). Sie wurden von den Flügelenden abgetrennt und zerlegten sich in zwei Hauptteile, einen vorderen und einen hinteren.
- Das linke Flügelende sowie der linke Vorderteil des Tiptanks wiesen erhebliche Brandschäden auf, im Gegensatz zum Hinterteil des linken Tiptanks, an dem weder Brandschäden noch Brandspuren festgestellt wurden.
- Der Brand wurde durch einen aufschlagbedingten Kurzschluss (Landescheinwerfer, Positionslampe oder Füllstandmessung) ausgelöst.
- Da der hintere Teil des linken Tiptanks, der beim Aufschlag vom Vorderteil separiert wurde, weder Brandschäden noch Brandspuren aufweist, handelt es sich beim vorliegenden Brand um einen aufschlagbedingten Sekundärbrand.
- Die Brandspuren am linken Höhenleitwerk Bereich Eintrittskante wurden von freigewordenen kleinen brennenden Benzinmengen während der Aufschlag- und Ausrutschabwicklung verursacht.

#### 1.16.11 Defrosteranlage

Die Defrosteranlage war nach dem Unfall ausgeschaltet. Es deutet nichts daraufhin, dass die Anlage im Unfallzeitpunkt durch Gewalteinwirkung ausgeschaltet worden wäre. Demzufolge kann davon ausgegangen werden, dass die Anlage im Unfallzeitpunkt ausgeschaltet war.

#### 1.16.12 Landescheinwerfer

Aufgrund der Stellung des elektromechanischen Antriebes waren die Landescheinwerfer im Unfallzeitpunkt ausgefahren.

#### 1.16.2 Radar Recording

Die Swisscontrol Flugsicherungsdienste Zürich erstellten vom Anflug der 9H-ABN ein Radar Recording, das im Anhang beigelegt ist. Eine Auswertung bezüglich des Gleitwegs zeigt, dass der Pilot schon die Initial Approach Altitude von 4000 ft unterschritten hat. Die Altitude Information auf dem Recording stammt vom technisch einwandfrei arbeitenden Altitude Digitizer, während der Pilot ja nach seinem falsch anzeigenden linken Höhenmesser flog. Der Pilot hatte nach dem Radar Recording aber schon bei 12 NM auf dem Localizer die Höhe von 4000 ft verlassen und dann erst bei 6 NM den Gleitweg erfasst und einen kontinuierlichen Sinkflug auf diesem eingeleitet. Bei ungefähr 2,5 NM ist dann ein deutlicher

"Level Off" erkennbar, dann folgt ein steiler Sinkflug bis zum Aufschlag am Boden. Der linke Höhenmesser, der um 340 ft zu wenig anzeigte, hat beim "Level Off" folglich etwa 1660 ft anzeigen müssen, was wiederum dem CAT1-Minimum von 200 ft/G entsprechen würde.

Der anschliessende steile Sinkflug erfolgte mit einem rechnerischen Rate of Descent von rund 1660 ft/Min.

Selbstverständlich sind in diesen Zahlen die Ungenauigkeiten der Transponder-Höhenübermittlung resp. das Auf- oder Abrunden auf die nächsten hundert Fuss zu berücksichtigen. Ausserdem extrapoliert das Radar den Flugweg mit der zuletzt erfassten Höhe noch weiter, nachdem es ein Echo verloren hat, was die beiden letzten Blips erklärt.

## 2. BEURTEILUNG

Weil sich weder der Pilot noch sein Passagier an die letzte Flugphase erinnern konnten, wurde eine sehr weitgehende technische Untersuchung des Flugzeugs beschlossen. Aufgrund der vorliegenden Resultate kann deshalb mit Sicherheit folgendes gesagt werden:

- Es lag kein technisches Versagen an den Flugzeugsystemen vor, insbesondere kein Triebwerksausfall, keine Flaps-Asymmetrie und kein struktureller Schaden.
- Die ganze flugzeugseitige ILS-Anlage, also von der Antenne bis zur Anzeige im Cockpit, arbeitete fehlerfrei.

Die Unfallursache muss somit im operationellen/fliegerischen Bereich gesucht werden. Der Pilot besass zwar eine recht grosse Flugerfahrung, es darf aber aufgrund seines hauptsächlich geographischen Einsatzgebietes angenommen werden, dass seine Erfahrung in Wetterbedingungen, wie sie in Zürich beim Unfall herrschten, eher klein war.

Wenn man berücksichtigt, dass die vorher anfliegende Crossair-Besatzung auf einer Höhe von 700 ft/G erstmals die Approach Lights sah und dass der linke Höhenmesser des Unfallflugzeugs um rund 340 ft zu tief anzeigte, so wird ersichtlich, dass der Pilot genau auf seinem vermeintlichen Minimum, wo er gemäss Radar Recording bereits einen "Level Off" eingeleitet hatte, zum ersten Mal Sichtkontakt erhielt. Der Uebergang vom Instrumenten- zum Sichtflug bei den herrschenden Bedingungen (schlechte Sicht, Nacht, Gelände und Wolken beides weissgrau) ist sehr schwierig und stellt im Ein-Mann-Cockpit eine grosse Anforderung an den Piloten. Bei einem "Level Off" am ILS-Minimum gerät das Flugzeug unweigerlich über den Gleitweg. Ein stabilisierter Endanflug ist so nicht mehr möglich.

Wohl um der geringen Erfahrung in Low-Minima-Approaches Rechnung zu tragen, ist im FOM (Flight Operations Manual) der EAGLE Aviation als tiefstes Minimum 500 ft vorgesehen. Der Pilot sagte aber aus, dass dieses FOM nur für die gewerbsmässigen Flüge gelte und nicht für Trainingsflüge.

Der Pilot gab nach dem Unfall an, dass er von der Differenz der beiden Höhenmesser nichts bemerkt habe, insbesondere nicht wusste, dass sein linker Höhenmesser um rund 340 ft falsch anzeigte. Dem muss entgegengehalten werden, dass im Cockpit eindeutige Notizen

des flugerfahrenen Passagiers gefunden wurden, die auf genau diese Differenz hinweisen. Ausserdem hätte diese Differenz bei der Flugzeugvorbereitung bemerkt werden müssen. Dieser Fehler hat aber nicht direkt den Unfall verursacht; der Höhenmesser zeigte beim Anflug 340 ft "zugunsten des Piloten" zu tief an.

Obwohl die vorher anfliegende Crossair-Besatzung in der dünnen Hochnebelschicht keine Vereisung feststellte, kann für die 9H-ABN ein leichtes Vereisen der Cockpitscheibe nicht ausgeschlossen werden, da diese beim Eintreten in den Hochnebel nicht vorgeheizt war. Das hätte für den Piloten eine optische Behinderung im "Shortfinal" ergeben.

### 3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

#### 3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis und war berechtigt den vorgesehenen Flug durchzuführen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten oder des Passagiers auf dem Copilotensitz vor.
- Das Flugzeug war zum Verkehr IFR CAT I zugelassen. Der linke Höhenmesser zeigte schon vor dem Unfallflug rund 340 ft zu tief an und war ausserhalb der Toleranz. Ansonsten ergab die technische Untersuchung keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel, die den Unfall hätten verursachen können.
- Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Die bodenseitigen ILS-Anlagen funktionierten einwandfrei.

#### 3.2 Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug Bei CAT I Minimum Wetterbedingungen während des Uebergangs vom Instrumenten- zum Sichtflugteil in einen steilen, nicht stabilisierten Sinkflug gesteuert wurde und vor der Piste mit dem Gelände kollidierte.

Zum Unfall haben möglicherweise beigetragen:

Optische Täuschung/Vereisung der Cockpitscheibe.

An der Sitzung vom 20. Juni 1991 nahmen H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza, R. Henzelin und M. Soland, an der Sitzung vom 16. Oktober 1991 H. Angst, J.-B. Schmid, R. Henzelin und M. Soland teil. Die Kommission verabschiedet den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 16. Oktober 1991

EIDG. FLUGUNFALL-  
UNTERSUCHUNGSKOMMISSION  
Der Präsident:

H. Angst

