Eidgenössisches Verkehrs- und Energiewirtschaftsdepartement

Nr. 1989/3
1412

Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeuges Gulfstream Commander 690D, OE-FCS

vom 23. Februar 1989

im Bodensee, 1 km N von Rorschach/SG

Résumé OE-FCS

Le 23 février 1989, à 0936 h, l'avion Turbocommander AC-90 décolle de Vienne pour le vol affrété "Rheintal (RTL) 102", avec horaire fixe. En raison du brouillard régnant à l'aéroport de destination (Hohenems), l'équipage décide d'atterrir à Altenrhein. A 1054 h, il survole le NDB de cet aérodrome à 600 pieds/sol, par une nébulosité éparse et une visibilité de· 3 à 4 km. Lors du dernier virage d'interception de l'axe d'approche de la piste 10, l'avion se trouve encore au-dessus de la limite supérieure du stratus, sise à 2000 pieds QNH. Maintenant son cap d'approche finale, l'appareil percute la surface du lac de Constance, dans un épais brouillard, 5100 m avant le seuil de la piste.

Les onze occupants sont tués et l'appareil est détruit.

Il n'y a pas d'autres dégâts.

Cause

L'accident est probablement dû au fait que l'équipage a poursuivi une approche à vue dans des conditions météorologiques de vol aux instruments.

Eléments ayant pu jouer un rôle :

- Appréciation erronée de la Situation météorologique régnant dans le secteur d'approche.
- Déficience dans la répartition des tâches I la collaboration au sein de l'équipage au cours de 1'approche finale.
- Utilisation inadéquate du système "Altitude Alerter/Preselect" et du radar altimétrique.
- Equipage pressé par le temps (conditions météorologiques ; arrivée d'une nappe de brouillard)
- Contrainte morale de réussir 1'atterrissage (VIP à bord)

0. ALLGEMEINES

0.1 Kurzdarstellung

Die OE-FCS, ein Turbocommander AC-90, startete am 23. Februar 1989 um 0936 Uhr[1] mit Flugnummer „ Rheintal (RTL)102" in Wien mit Bestimmungsort Hohenems. Es handelte sich um einen Bedarfsflug mit regelmässigen Zeiten. Wegen Nebels in Hohenems entschloss sich die Besatzung nach Altenrhein auszuweichen. Bei aufgelockerter Bewölkung über dem Platz in 600 ft/G und einer Sicht von 3 - 4 km überflog die RTL 102 den NDB Altenrhein um 1054 Uhr zu einem Anflug auf die Piste 10. Beim Eindrehen auf den Anflugkurs flog das Flugzeug noch über der auf 2000 ft QNH liegenden Nebelobergrenze. Das Flugzeug schlug mit Endanflugkurs in dichtem Nebel, 5100 m vor der Piste, auf dem Wasser auf.

Die. Insassen wurden beim Aufprall tödlich verletzt und das Flugzeug zerstört.

Es entstand kein Drittschaden.

Ursachen

Der Unfall ist wahrscheinlich darauf zurückzuführen dass die Besatzung einen Sichtanflug in Instrumentenflugwetterbedingungen fortsetzte.

Zum Unfall können beigetragen haben:

- Fehlbeurteilung der Wetterlage im Anflugsektor.
- Mangelnde Aufgabenverteilung/Zusammenarbeit der Besatzung in der Endanflugphase.
- Unzweckmässige Anwendung des "Altitude Alerter/Preselect" Systems und des Radarhöhenmessers.
- Zeitdruck (Wetter)
- Erfolgsdruck (VIP an Bord).

EMPFEHLUNG

Die Eidgenössische Flugunfall-Untersuchungskommission (EFUK) empfiehlt zu prüfen, ob Flugzeuge in der Kategorie des Commander 690, vor allem wenn sie im regelmässigen

---

[1] Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC + 1)

gewerbsmässigen Luftverkehr eingesetzt werden, mit einem FDR und CVR ausgerüstet werden sollen.

0.2 Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 25. Mai 1990 an den Kommissionspräsidenten am 11. Juni 1990 abgeschlossen.

Mit der Untersuchung am Wrack konnte erst nach der Bergung am 2. März 1989 begonnen werden.

Als Vertreter des Eintragungsstaates des Flugzeuges, Österreich, nahm ein Vertreter vom Flugunfallbüro im Bundesministerium für öffentliche Wirtschaft und Verkehr teil. Als Vertreter des Herstellers des Flugzeuges wirkte Gulfstream Aerospace Corporation mit.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.0 Vorgeschichte

Die Besatzung der AC-90 OE-FCS meldete sich um ca. 0630 Uhr in Friedrichshafen zum Dienst und startete um 0721 Uhr zu einem Flug nach Wien. Die Landung erfolgte dort um 0831 Uhr. Für den Weiterflug waren 9 Passagiere, einschliesslich eines VIP, gemeldet. Bevor die Besatzung in Wien zu dem planmässigen Bedarfsflug nach Hohenems mit Flugnummer RTL 102 startete, holte sie Wettermeldungen von Hohenems, Friedrichshafen und Zürich ein. Da Hohenems und Friedrichshafen wegen dichten Nebels nicht als Zielflugplatz eingeplant werden konnten, erkundigten sich die Piloten telefonisch nach dem Wetter in Altenrhein, wobei sie folgende Angaben erhielten: Wind: 100°/2kt, Sicht 700- 800 m Nebel, 8 st 600 ft, Temperatur 5°C, 1011 hPa. Tendenz: sehr wechselhaft mit Sichtreduktion bis teilweise auf nur 300 m. Die Pilotin sagte dem Beamten daraufhin, dass sie wahrscheinlich den Flugplatz Leutkirch anfliegen werden, sofern keine Wetterverbesserung eintreten würde.

1.1 Flugverlauf

Um 0936 Uhr startete die OE-FCS mit Flugnummer „ Rheintal 102" mit 9 Passagieren an Bord in Wien. Der Flug führte über VOR

Salzburg Richtung VOR Eurach auf FL 240. Nachdem die RTL 102 Eurach überflogen hatte, nahm sie zuerst Kurs auf VOR Kempten, um, wie die Besatzung andeutete, möglicherweise in Friedrichshafen zu landen. Um ca. 1036 Uhr nahm der Copilot mit, Altenrhein Kontakt auf, wobei ihm folgende Wettermeldung übermittelt wurde: Wind variabel, 2 kt, Sicht Richtung Ost 4 km, Richtung West ca. 3 km. Dunst, 2 - 3/8 auf ca. 600 ft, 4/8 auf ca. 5000 ft. Aufgrund dieser Wettermeldung verlangte die Besatzung um 1037 Uhr abzusinken und auf Radial 260° vom VOR Eurach Richtung Altenrhein, dem Ausweichflughafen, zu fliegen. Der IFR-Flugplan wurde um 1042 Uhr aufgehoben, der Transponder auf 11 Standby" geschaltet und der Flug unter VFR nach dem NDB von Altenrhein weitergeführt.

Um ca. 1050 Uhr meldete sich die RTL 102 mit Position Pfänder beim Kontrollturm Altenrhein und erbat Landeanweisungen. Der Flugverkehrsleiter teilte der RTL 102 mit, dass der Anflug sowohl auf Piste 10 als auch auf Piste 28 frei sei, da kein Flugverkehr herrsche. Nach kurzem Zögern erwiderte der Copilot, welcher alle Gespräche mit dem Flugverkehrsleiter führte, sie wünschten einen Anflug über den NDB Altenrhein für die Piste 10. Die Anweisung, den Überflug in 3000 ft, QNH 1010, für Piste 10 zu melden, wurde von der RTL 102 um 1051 Uhr korrekt quittiert. Der Überflug wurde ohne Höhenangabe um 1054 Uhr gemeldet, worauf die RTL 102 angewiesen wurde, sich im Endanflug zu melden.

Gemäss unterschiedlicher Zeugenaussagen überflog das Flugzeug, aus Osten kommend, den Flughafen auf 2100 - 3000 ft QNH in westlicher Richtung und drehte über dem Werksgelände brüsk nach rechts, wobei es in nordwestlicher Richtung über dem Nebel aus deren Sicht entschwand.

Um ca. 1055 Uhr rief der Kontrollturm die RTL 102 auf, um der Besatzung· mitzuteilen, dass ein Nebelfetzen aus- Norden hereinkäme und sie den Anflug etwas beschleunigen sollten. Das "roger" des Copiloten war die letzte Funkverbindung mit der RTL 102.

Ein Augenzeuge sah das Flugzeug über der auf ca. 2000 ft/M liegenden Nebelobergrenze fliegend in einer Linkskurve über Arbon. Gemäss mehrerer Ohrenzeugen drehte die RTL 102 über Arbon in den Endanflug ein, dem Kurs zum NDB Altenrhein

folgend. Um ca. 1100 Uhr beobachtete eine Zeugin auf dem Hafendamm Horn ein "Sehr tiefffliegendes" Flugzeug, etwa 200 m vom Ufer entfernt, aus Arbon kommend und in Richtung Altenrhein fliegend. Die lokale Wetterlage wurde wie folgt umschrieben: "Über dem Hafen im Umkreis von ca. 500 - 600 m war es nebelfrei". Die Flughöhe soll etwa "Baumhöhe, wie die Pappel am Steg" betragen haben. Die Fluglage war "normal, ev. leicht sinkend", der Lärm war ebenfalls "normal". Die Zeugin verfolgte das Flugzeug bis es wieder im Nebel verschwand und hörte kurz darauf ein "Bersten". Der Aufschlag auf der Wasseroberfläche erfolgte ca. 1500 m nördlich von Rorschach und ca. 5100 m vor der Pistenschwelle 10.

Koordinaten der Unfallstelle: 754 250 / 262 340.

Höhe: 397 m/M.

Landeskarte der Schweiz, 1:25'000, Blatt Nr. 1075, Rorschach.

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Fluggäste	Drittpersonen
Tödlich verletzt	2	9	
Erheblich verletzt			
Leicht verletzt			
Nicht verletzt			

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde zerstört.

1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand kein Drittschaden.

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Kommandant (PIC)

† Österreichische Staatsangehörige, Jahrgang 1946.

Führerausweis für Berufspiloten, ausgestellt durch die Österreichische Behörde am 5. Juli 1973, gültig bis 10. April 1989.

Bewilligung für IFR vom 2. Mai 1975, gültig bis 10. April 1989.

Erweiterungen:	Radiotelefonie UIT vom 2.5.1975 Theorie für Linienpiloten
Bewilligte Flugzeugmuster:	Einmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotoren bis 5700 kg, Gewichtsklasse A, B, C Ein- und mehrmotorige Flugzeug mit Kolbenmotoren bis 5700 kg vom 2.5.1975
Weitere Flugzeugmuster:	Gulfstream Commander AC 6T vom 31.10.1985

Lehrberechtigung für Berufspiloten und Instrumentenflug vom 13.1.1986

Flugerfahrung

	In den letzten 24 Stunden	90 Tagen	Total
auf AC 90	5 Std.	44 Std.	1160 Std.
alle Typen	5 Std.	44 Std.	6945 Std.

Dienstzeit in den letzten 24.Stunden: 9 Stunden. Ruhezeit vor Antritt des Fluges: 13:40 Stunden.

Letzte fliegerärztliche Untersuchung am 24. März 1988. Befund: tauglich.

Beginn der fliegerischen Ausbildung am 5. August 1967.

Ausbildung und Qualifikationen

Die Pilotin (PIC) wurde bei Flight Safety, Oklahoma USA, technisch und fliegerisch auf der AC 90 ausgebildet. Sie absolvierte ihren "Initial"-Kurs im September 1985 und besuchte ein "Recurrent-Training" im Dezember 1986. Ihre fliegerischen und theoretischen Leistungen wurden durchwegs als gut bewertet.

1.5.1.1 Copilot

† Österreichischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1958.

Führerausweis für Berufspiloten, ausgestellt durch die

Österreichische Behörde am 22. Mai 1986, gültig bis 31. Oktober 1989.

Bewilligung für IFR vom 1. Juli 1985, gültig bis 31. Oktober 1989.

Erweiterungen:	Radiotelefonie UIT vom 1.7.1985 Theoretische Copilotenprüfung vom 16.5.1988
Bewilligte Flugzeugmuster:	Gewichtsklasse A, B und C
Weitere Flugzeugmuster:	AC 90 vom 26.7.1988

Flugerfahrung

	In den letzten 24 Stunden	90 Tagen	Total
auf AC 90	5 Std.	116:45 Std.	ca.400 Std.
alle Typen	5 Std.	116:45 Std.	ca.1400 Std.*

* ohne Nachweis

Dienstzeit in den letzten 24 Stunden: 9 Stunden. Ruhezeit vor Antritt des Fluges: 10 Stunden.

Letzte fliegerärztliche Untersuchung am 30. September 1988.

Befund: tauglich.

Beginn der fliegerischen Ausbildung: 1981. Ausbildung und Qualifikationen: Der Copilot wurde 1988 bei der Rheintalflug zum Copiloten AC 90 ausgebildet. Die theoretischen Kenntnisse wurden als gut bewertet. In den Akten finden sich keine negativen fliegerischen Qualifikationen.

1.5.2 Passagiere

† Neun Passagiere österreichischer Nationalität, darunter ein österreichischer Bundesminister.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

1.6 Flugzeug OE-FCS

Muster:	Gulfstream Commander 690D

Hersteller:	Gulfstream Aerospace Corp., Oklahoma/USA
Charakteristik:	Zweimotoriger 11-plätziger Schulterdecker mit einziehbarem Fahrwerk
Baujahr/Werknummer:	1984/15036
Triebwerke (Propellerturbinen):	Hersteller: Garrett Muster: TPE 331-5-154 K
Propeller:	Verstellpropeller Hersteller: Dowty Rotol Muster: R 306/3-82-F/7
Luftfahrzeug-Zulassung:	Ausgestellt durch die Österreichische Behörde am 18.1.1985, Ordnungszahl 2539
Eintragungsschein Nr. 2:	ausgesteilt durch die österreichische Behörde am 13.1.1985, Ordnungszahl 2539
Lufttüchtigkeitszeugnis:	ausgestellt durch die Österreichische Behörde am 18.10. 1988, Ordnungszahl 2539
Zulassungsbereich:	im gewerbsmässigen Einsatz VFR bei Tag VFR bei Nacht IFR
Eigentümer und Halter:	Rheintalflug Seewald Gesellschaft mbH, A-6845 Hohenems

Betriebsstunden im Unfallzeitpunkt:

Zelle:	5197:40 Stunden bei 4295 Flügen
Linkes Triebwerk:	7386 Stunden seit neu, 870 Stunden seit HSI
Rechtes Triebwerk:	4668 Stunden seit neu, 1609

	Stunden seit HSI
Linker Propeller:	2101 Stunden seit Prüfung
Rechter Propeller:	1913 Stunden seit neu

Die letzte BAZ-Zustandsprüfung erfolgte am 1. Oktober 1988.

Die letzte Phase "A"-Prüfung wurde bei 5075 Stunden, Phase "B" bei 5112, Phase "C" bei 5146 und Phase "D" bei 5172 Stunden durchgeführt.

Masse und Schwerpunkt: Die maximale Abflugmasse beträgt 10700 lbs; die Masse im Unfallzeitpunkt betrug ca. 10461 lbs. Masse und Schwerpunkt befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen

Vor dem Start in Wien wurde von der Besatzung ein Ladeplan erstellt, wobei genehmigte Standard Passagiergewichte von je 170 lbs und total 30 lbs Gepäck angenommen wurden. Diese Rechnung ergab eine Abflugmasse von 10702 lbs. Werden jedoch die effektiven Passagier- und Gepäckgewichte eingesetzt, ergibt dies eine Überlast beim Start von 411 lbs und eine Überlast von 61 lbs beim "Zero Fuel Weight".

Für die vorgesehene Landung auf dem Zielflugplatz Hohenems hätte die maximale Landemasse 9900 lbs betragen. (Nach Flughandbuch, über 50 ft, "Short field landing", mit Schubumkehr). Die geplante Überlast bei einer Landung in Hohenems betrug:

Abflugmasse	10702 lbs
Treibstoffverbrauch	702 lbs
Landemasse	9980 lbs
Überlast	80 lbs

Limiten:

MTOW:	10700 lbs
MLW:	10550 lbs
MZFW:	9500 lbs

Flugzeitreserve:

Das Flugzeug wurde am 23. Februar 1989 in Wien mit 350 l betankt.

Totaler Tankinhalt vor dem Unfallflug:	1600 lbs
Durchschnittlicher Verbrauch pro Stunde in 24000 ft:	ca. 380 lbs
Total Flugzeit Unfallflug:	ca. 80 Minuten
Verbrauch in 80 Minuten:	ca. 700lbs
Treibstoffreserve im Unfallzeitpunkt:	ca. 900lbs
Flugzeitreserve im Unfallzeitpunkt:	ca. 2:15 Stunden

1.7 Wetter

1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt Zürich

Allgemeine Wetterlage:

Präfrontale, sehr schwach ausgeprägte Föhnlage.

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

Wetter/Wolken:	Nebelfelder, top ca. 600 m/M, darüber 2 - 5/8 Basis um 3000 m/M
Sicht:	weniger als 1 km
Wind:	variabel, um 2 kt
Temperatur/Taupunkt:	04°C/04°C
Luftdruck:	1009 hPa QNH
Gefahren:	schlechte Sichtverhältnisse
Sonnenstand:	Azimut: 151° Höhe: 29°
Bemerkungen:	---

1.7.2 Wetter am Zielflughafen Hohenems (LOIH)

TAF (Prognosen): 0716 vrb 01 kt 0200 45fg 9//001 gradu
0709 0800 43fg 9//003 gradu 1013
1500 10br 6sc 012 =

METAR: (aktuelle Beobachtungen)

0800 09001 kt 0200 45fg 9//011 01/00

1010 =

0900 24001 kt 0200 45fg 9//001 02/00
1010 =

1000 keine Meldung

1100 00000 kt 1500 10br 8st002 03/02
1009 OVC =

1.7.3 Wetter Friedrichshafen (EDTY)

TAF: 0716 vrb 3 kt 1500 br 3sc 040 5ac 090 tempo 0600 45fg 9//001 gradu
0912 21010 kt 9999 7sc 030 tempo 22015/30 kt 5000 61ra 8sc015 =

METAR: 0850 vrb 01 kt 0700 45fg 9//003 04///=
0950 00000 kt 0700 45fg 9//003 04///=
1050 00000 kt 1000 10br 8st 003 04///=

1.7.4 Wetter Zürich (LSZH)

TAF: 0413 vrb 04 kt 0100 45fg 9//001 gradu 0608
0400 41 bcfg 7st 001 gradu 0810 3000 10br 5st 005 6ac 100 gradu 1012 5000 2st006

METAR: 0850 09003 0800 RP 1600/14 RP 1600/16 4lbcfg 7st 002 04/04 1009 =
0950 25001 3200 10BR 2ST005 6 AC100 06/06 1009 =
1050 24001 5000 10BR ISC028 4AC080 7AC 110 07/07 1009

1.7.5 Wetter Leutkirch (EDYL)

Zwischen 1000 - 1100 Lokalzeit: Sicht 10 km oder mehr, "sky clear".

1.7.6 Wetter Altenrhein (LSZR)

0800 (Lokalzeit) 090/03 kt, 500 m Nebel, 8/300 ft, Temp +05, QNH 1011

0900 (Lokalzeit) 100/02 kt, 800 m Nebel, 8/600 ft, Temp +05, QNH 1011

1000 (Lokalzeit) 090/03 kt, 3000 m Dunst, 6/1000 ft, Temp +06, QNH 1010

1100 (Lokalzeit) 100/02 kt, 3000 m Dunst, 2/600 ft, 4/5000 ft, Temp +07, 1010

1300 (Lokalzeit) 300/04 kt, 400 m Nebel, 8/300 ft, Temp +07, QNH 1009

1.7.7 Wetter gemäss Zeugenaussagen

Fischer, welche sich zur Unfallzeit auf dem See nahe der Unfallstelle befanden, sagten aus, dass bei Windstille dichter Nebel mit Sichtweiten von 10 - 50 m herrschte.

Nach Angaben des Flugverkehrsleiters von Altenrhein betrug die Sichtweite Richtung Anflugsektor Piste 10 etwa 3 km, wobei er wegen des Dunstes nicht erkennen konnte, ob es sich bei den Nebelfetzen (2 - 3/8 auf· 600 ft) um hochnebelartige Bewölkung handelte, oder ob der Nebel bis auf die Seeoberfläche reichte.

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Die Funknavigationshilfe NDB ALT auf 431 kHz funktionierte normal.

1.9 Funkverkehr

Der Funkverkehr zwischen den Piloten und den Flugverkehrsleitstellen wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

1.10 Flughafenanlagen

Der Flughafen Altenrhein musste, obwohl ein NDB vorhanden ist, nach VFR angeflogen werden. Ein zugelassenes IFR-Anflugverfahren fehlte. Das Gerät, welches die Funkgespräche aufzeichnete, war nicht mit einer Zeitangabe bestückt. Die Aufzeichnung erfolgte nur sprachgesteuert. Der zeitliche Ablauf der Gespräche konnte somit nicht präzis ermittelt werden.

1.11 Flugdatenschreiber/Cockpit-Gesprächsaufzeichner

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Bergung des Wracks

Um 1258 Uhr erreichten die Polizei- und Rettungsboote die Aufschlagstelle auf dem Bodensee. Schwimmende Trümmerteile und eine Kerosenlache deuteten auf den Ort, wo das Flugzeug gesunken war hin. An dieser Stelle wurde eine Boje gesetzt.

Das zufälligerweise in Romanshorn stationierte U-Boot "GEO" lief um 1420 Uhr mit dem Auftrag aus, das Flugzeug zu suchen. Um 1741 Uhr sichtete die Besatzung das Flugzeug in einer Tiefe von 76 m. Anhand der von der U-Boot- Besatzung gedrehten Videoaufnahmen konnten folgende Feststellungen gemacht werden: Das Wrack steckte mit einer Längsneigung von etwa 70° mit dem bei der vorderen Türe abgebrochenen Cockpit im Schlamm. Der Kabinenboden fehlte, der Rumpf, Leitwerk, Flügel und Triebwerke schienen wenig beschädigt. Das Fahrwerk war ausgefahren, die Landeklappen waren links eingefahren, rechts ausgefahren.

Um Bergungsschäden möglichst gering zu halten, wurde ein spezielles Seil hergestellt. Dieses sollte am hinteren Rumpfteil befestigt werden. Mittels Hebesäcken sollte das Flugzeug aus dem Schlamm gezogen und anschliessend mit einem auf der Autofähre stehenden Kran aus dem Wasser auf ein Ponton gehievt werden.

Während den Vorbereitungsarbeiten verschlechterte sich das Wetter so sehr, dass erst in der Nacht vom 2. auf den 3. März mit der Bergung begonnen werden konnte.

Das Wrack wurde zuerst bis an die Wasseroberfläche gehoben und stabilisiert. In dieser Lage wurde von Tauchern ein Netz um die Unterseite des Wracks gelegt, sodass während des Hebevorgangs aus dem Wasser aufs Ponton keine losen Teile verloren gingen. Bei diesem, von allen Beteiligten hervorragend ausgeführten Einsatz gelang es, die Leichen sämtlicher Insassen sowie, mit Ausnahme eines Teils des Kabinenbodens, das ganze Wrack ohne nennenswerte Schäden zu bergen.

Nachdem die Leichen in die entsprechenden gerichtsmedizinischen Institute transportiert worden waren, wurde das Wrack mit Hilfe eines Grosshubschraubers der deutschen Bundeswehr vom Ponton zum Flughafen Altenrhein geflogen. Die Firma Flugzeugwerke Altenrhein AG (FFA) stellte einen Hangar zur Verfügung, wo gleichentags mit der Untersuchung des Wracks begonnen werden konnte.

1.12.1 Befunde am Wrack

Das Wrack bestand aus zwei Hauptteilen, dem Cockpit und dem Rumpf. Die Trennung lag im Bereich der Türe und des gegenüberliegenden Notausstiegs. Gesamthaft zeigte das Wrack eine asymmetrische Verformung im Bereich des Kabinenbodens vom Cockpit bis zum Gepäckraum. Die Bleche wurden auf der linken Seite vom Wasserdruck beim Aufschlag nach innen gedrückt, wobei die Risskanten des Kabinenbodens nach innen gebogen waren. Die rechte Kabinenwand zeigte auf der ganzen Länge nach aussen aufgeplatzte Bleche. Die geborgenen Teile des Kabinenbodens waren stark wellenförmig gestaucht. Beide Hauptfahrwerke waren durch den Bruch der Abfangstrebe beim Alllenkpunkt der Schwenkstrebe frei nach hinten schwenkbar. Der hintere Teil beider Fahrwerkgondeln wurde von der Wucht der beim Aufprall nach hinten schwenkenden Räder stark nach oben deformiert, wobei die rechte Seite ausgeprägtere Merkmale zeigte. Die Flügel mit den aus Kunststoff bestehenden Flügelenden, sowie die Rumpfoberseite und das Leitwerk wiesen keine Aufschlagspuren auf. Der Mechanismus der Türe wurde in der geschlossenen Stellung vorgefunden. Der Notausstieg fehlte als Ganzes. Die Türe zum Gepäckabteil wurde bei der Bergung abgerissen, war aber beim Unfall geschlossen.

Die Hauptbruchstellen der Zelle wurden von Spezialisten der EMPA untersucht. Befund: es handelte sich durchwegs um· Gewaltbrüche. Es fanden sich keine Hinweise auf eine Kollision mit Vögeln oder einem anderen fliegenden Objekt.

1.12.2 Im Einzelnen konnten am Wrack folgende Ablesungen gemacht werden:

Fahrwerk:	ausgefahren
Fahrwerkhebelstellung:	ausgefahren
Landeklappen links:	eingefahren
Landeklappen rechts:	ausgefahren ca. 40° Das Verbindungsseil zur linken Seite war gerissen.
Klappenhebelstellung:	20°
Landeklappenhebel:	Stellung 20°, nach links verbogen/Griff: im

	Gegenuhrzeigersinn verdreht

Sämtliche Seile von Steuerung und Trimmung waren gerissen.

Höhenmesser:	(links) 1010 mbar Anzeige 1380 ft (rechts) 1010 mbar Anzeige 1540 ft
Variometer rechts:	0 ft/min
Variometer links:	Sinken. 6000 ft/min
Künstlicher Horizont links:	Längsneigung: +45° Querneigung: rechts 22°
Künstlicher Horizont rechts:	frei beweglich
RMI-Kompass links:	Hdg 108°, blockiert QDM 090 (ADF)
HSI-Kompass links:	Hdg 079°, Course 260° (NAV1)
HSI-Kompass rechts:	Hdg 098°, Course 254° (NAV2)
Wendezeiger links:	1/2 Zeiger links
Wendezeiger rechts:	voll rechts
Fahrtmesser links:	114 kt
Fahrtmesser rechts:	120 kt
Altitude Alert/Preselect:	1600 ft
Radar-Höhenmesser (RA) Entscheidungshöhe:	230 ft:
Treibstoffverbrauchsanzeige:	697 lbs

Bei allen anderen Instrumenten sind die Anzeigen infolge Stromausfalls nach dem Aufschlag für die Untersuchung irrelevant.

COM 1:	134,15 MHZ
COM 2:	118,72 MHZ (Altenrhein Tower)
NAV 1:	115,0 MHz (ZUE)
NAV 2:	112,6 MHZ (DME

	Friedrichshafen)
ADF 1:	341 MHz (A1tenrhein NDB)
Transponder:	1132 standby
Radar:	standby

Die Schalterstellungen "Overhead Panel" ergaben kein brauchbares Bild, da sie durch den Aufschlag verändert wurden.

Die Positionen der Leistungshebel und der Propellerhebel sind durch den Bruch der Verbindungskabel nicht aussagefähig.

Triebwerke und Propeller:

Die beiden Triebwerke wurden von Spezialisten des Herstellers Garrett demontiert und au-f ihr Funktionieren beim Unfall untersucht.

Befund: Die Schäden in den Triebwerken deuten darauf hin, dass beide zum Unfallzeitpunkt liefen. Es konnten keine vorbestandenen Mängel gefunden werden. Im Besonderen wurden bei beiden Triebwerken Spuren von angesaugten Fremdkörpern gefunden. Der Anteil der Fremdkörper war im rechten Triebwerk erheblich grösser. Die Materialanalyse der EMPA ergab, dass es sich um Aluminiumlegierungen handelte aus denen u.a. die Flugzeugzelle bestand.

Die Blätter beider Propeller zeigten ein ähnliches Verformungsbild. Während des Aufschlages auf dem Wasser hatten sich die Blätter um etwa 90° nach hinten gebogen. Das Verformungsbild war beim linken Propeller ausgeprägter. Der Blattwinkel wurde in Richtung Umkehrschub (Reverse) gedreht, welches bei geringer _Drehzahl das Ausfahren der "Startlocks" zur Folge hatte. Bei der Bergung wurden die Propeller in der Stellung "Startlocks" vorgefunden. Diese Stellung wird für den Start der Triebwerke benützt, wobei die Propeller keinen Schub abgeben. Der Blattwinkel vor der Wasserberührung wurde nicht ermittelt. Es besteht jedoch kein Hinweis auf vorbestandene Mängel oder eine Fehlbedienung.

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

1.13 Medizinische Feststellungen

Die Leichen der Piloten wurden im gerichtlich-medizinischen Institut der Universität Zürich einer Autopsie unterzogen.

Befund:

Der Kommandant (PIC) erlitt den Ertrinkungstod. Es fanden sich keine relevanten vorbestandene Erkrankungen. Die chemisch-toxikologische Untersuchung ergab, dass der PIC nicht unter Einfluss von Alkohol, Drogen oder Medikamenten stand, welche ihn beim Führen des Flugzeuges hätten beeinträchtigen können.

Der Copilot starb an einer Kombination von Halswirbelsäulenbruch und Ertrinken. Die chemisch-toxikologische Untersuchung ergab, dass er beim Unfall nicht unter Einfluss von Alkohol, Drogen oder Medikamenten stand. Vorbestandene Organveränderungen hatten weder einen Einfluss auf das Verhalten des Copiloten während des Fluges, noch auf das tödliche Geschehen. An den Händen des Copiloten wurden aufschlussreiche Verletzungen festgestellt.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Rettung und Überlebensmöglichkeiten

Aufgrund der beim Aufprall entstandenen starken Beschädigungen an der Zelle muss das Flugzeug augenblicklich gesunken sein. Obwohl alle Insassen Ertrinkungsbefunde aufwiesen, kann davon ausgegangen werden, dass niemand einen Rettungsversuch unternahm, da alle beim aufschlagbedingten Wassereinbruch unter hohem Druck das Bewusstsein verloren haben.

Die theoretische Überlebenszeit beträgt bei einer Wassertemperatur von 4°C etwa 4 Minuten. Allfällige schwimmende Überlebende hätten bei den herrschenden Sichtverhältnissen (unter 50 m) nicht in nützlicher Frist gerettet werden können.

1.16 Besondere Untersuchungen

1.16.1 Landeklappenseil und Struktur

Das gerissene Landeklappenseil der linken Seite (Beilage 6) wurde bei der EMPA in Zusammenarbeit mit dem Institut für

Leichtbau und Seilbahntechnik der ETH Zürich auf die Frage hin untersucht, ob es sich um einen Ermüdungs- oder Gewaltbruch handelte. Gleichzeitig wurde auch das Seil der rechten Seite zur Prüfung vorgelegt.

Es konnte festgestellt werden, dass beim gerissenen Seil Drähte mit Anzeichen von Ermüdung gebrochen waren. Beim gegenüberliegenden, rechten Seil wurden auch Drähte mit Ermüdungsbrüchen gefunden. Weil diese Befunde noch keine Schlüsse über die Bruchart des Seils zuliessen, wurde das Institut für Leichtbau und Seilbahntechnik der ETH Zürich beigezogen. Bei der ersten Serie von Ermüdungsversuchen auf einem zu diesem Zweck hergestellten Prüfstand konnte festgestellt werden, dass die Rille im "Master Pulley" nicht dem verwendeten Seilquerschnitt entspricht. Die Rille weist einen zu kleinen Radius auf, wodurch das Seil auf· den Rillenflanken läuft und dadurch gequetscht wird. Das Funktionsprinzip dieser Kraftübertragung vom "Master Pulley" zum "Flap Pulley" ergibt keinen konstruktiven Grund für eine solchermassen dimensionierte Rille, umso mehr als das "Flap Pulley" den normalen, dem Seildurchmesser entsprechenden Radius aufweist. Im Übrigen weisen auch das "Slave Pulley" und die beiden äusseren "Flap Pulley" die fragliche Rille auf. (Darstellung in Beilage 6).

Nach Aussage des Herstellers wurde die Konstruktion des Landeklappenantriebs von den wesentlich leichteren und langsameren Modellen mit Kolbenmotor unverändert übernommen.

Um die im Flugzeug auftretenden Zyklen möglichst genau simulieren zu können, wurde ein neuer Prüfstand gebaut. Weil nur theoretische Werte über die am Seil auftretenden Kräfte vorhanden waren, mussten die Daten im Fluge mit dem Schwesterflugzeug ermittelt werden. Da dem Eidg. Büro für Flugunfalluntersuchungen nicht die erforderlichen Mittel zur Verfügung standen, erklärte sich die Österreichische Untersuchungsbehörde mit ihrem beigezogenen Spezialisten bereit, diese Flugversuche durchzuführen. Unter finanzieller Beteiligung des Herstellers wurde der Prüfstand umgebaut, um die im Fluge gemessenen Daten in die abschliessende Versuchsreihe integrieren zu können.

Dem Bericht der ETH ist zu entnehmen, dass insgesamt

24 Versuche durchgeführt wurden. Aufgrund der Versuchsergebnisse, der Berichte der EMPA sowie des vorgefundenen Materials lassen sich folgende Aussagen machen:

- Es kann mit Sicherheit behauptet werden, dass zur Zeit des Unfalles im Seil eine Anzahl Drähte durch Ermüdung gebrochen und diese Drahtbrüche für das Wartungspersonal von blossem Auge nicht erkennbar waren.
- Es kann mit sehr hoher Wahrscheinlichkeit behauptet werden, dass der Bruch des Seils durch eine Überbelastung eingetreten ist.

Nach der Sitzung der Eidg. Flugunfall-Untersuchungskommission vom 30. August 1990 wurden weitere Untersuchungen durchgeführt, nämlich die Ermittlung der Restbruchkraft des Landeklappenseils durch das Institut für Leichtbau und Seilbahntechnik (ILS) sowie eine Beurteilung der strukturellen Verformung der Flugzeugzelle durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt. Dabei ergaben sich die folgenden Erkenntnisse:

Die restliche Bruchkraft eines teilweise ermüdeten Seiles ist keine eindeutig definierbare Grösse. Sie kann nur im Zusammenhang mit der Anlage und dem Betriebszustand, bei dem der Bruch stattfand, definiert werden. Im vorliegenden Fall können für den Betriebszustand drei Hypothesen aufgestellt und die dazugehörigen Restbruchkräfte definiert werden, nämlich:

a) Die Betätigung der linken Klappe war mechanisch blockiert.

b) Die ausgefahrene Klappe wurde durch eine äussere Kraft zusätzlich belastet.

c) Der Seilbruch trat während der Betätigung der Klappe ein.

Es war das Ziel der Versuche, Anhaltspunkte darüber zu ermitteln, wie gross die zum Zerreissen des mit 4300 Zyklen teilweise ermüdeten Seils notwendige Kraft unter den hypothetischen Annahmen war. Dabei konnten folgende Feststellungen gemacht werden:

- Bei allen 10 geprüften Seilen sind in der durch Wechselbiegung beanspruchten Zonen Drähte durch Ermüdung gebrochen.
- Bei keinen der 10 Seile ist ein Seilbruch durch Ermüdung eingetreten.

- Die Gewaltbrüche sind mit zwei Ausnahmen etwa in der Mitte der auf Wechselbiegung beanspruchten Zone eingetreten.
- Die restliche Bruchkraft war erwartungsgemäss am höchsten für die Konfiguration gemäss Hypothese b und am niedrigsten gemäss c.
- Die niedrigste (gemäss c) ermittelte restliche Bruchkraft betrug 9.0 kN und lag somit um 85% höher als die der Belastung zugrunde gelegte maximale Kraft, nämlich 4.85 kN.
- Bei den Versuchen gemäss Hypothese a und c traten beim Bruch der Seile durch die freiwerdende Deformationsenergie Litzen aus dem Seilverband.

Durch diese weitere Versuchsreihe wurde die Behauptung dass der Bruch des linken Seiles im Unfallflugzeug mit sehr hoher Wahrscheinlichkeit durch eine Überbelastung eingetreten ist - mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit erhärtet.

Die bei der Beurteilung durch das BAZL festgestellten Verformungsbilder am gesamten Flugzeug lassen eindeutig· auf einen "Impactvector" von vorne/unten/links schliessen. Die Kraftrichtung wird mit 15 - 20 Grad gegenüber der Flugrichtung von links und ca. 10 - 15 Grad von unten beurteilt. Das Flugzeug hat im Sinkflug und im Schiebezustand aufgeschlagen.

1.16.2 Autopilot

Der Autopilot, mit den dazugehörenden Komponenten, wurde vom Unterhaltsbetrieb der Crossair untersucht.

Befund: Ob der Autopilot beim Unfall eingeschaltet war, konnte nicht ermittelt werden. Der Zustand der Komponenten ergab keinen Hinweis auf eine Fehlfunktion der Anlage.

1.16.3 Warn- und Anzeigeleuchten

Die Glühlämpchen der wichtigsten Warn- und Anzeigeleuchten aus dem Cockpit wurden dem Wissenschaftlichen Dienst der Stadtpolizei Zürich zur Untersuchung vorgelegt, um Aufschluss über deren Betriebszustand zu erhalten.

Befund:

Master Warning RH:	Alle 4 Lampen brannten
Master Warning LH:	Alle 4 Lampen haben eher

	nicht gebrannt
Nose gear:	Lampe brannte
Gear unsafe:	Lampe brannte
RH Main Gear:	Lampe hat eher nicht gebrannt
LH Main Gear:	Lampe hat eher nicht gebrannt
Tastenfeldbeleuchtung:	Lampen haben eher nicht gebrannt
HDG:	Lampen brannten
NAV:	Lampen brannten
APPR:	Für beide Lampen keine Aussage möglich
ALT:	Beide Lampen brannten
IAS:	Für beide Lampen keine Aussage möglich
B/C:	Für beide Lampen keine Aussage möglich
DH-Lampe Radio Alt:	Lampe brannte nicht
TRIM "UP":	Beide Lampen haben eher nicht gebrannt
TRIM "DOWN":	Beide Lampen haben eher nicht gebrannt
AP/DIS ENGAGED:	Lampe brannte
AP/ENGAGED:	Lampe brannte
Flap trans:	Lampe brannte
L Gen:	Lampe brannte nicht
RH Beta:	Lampe brannte nicht

R Gen, A/P Disc, LH Beta, Flap 20° und Nr. 13: Für diese Lampen ist eine Beurteilung nicht möglich.

Bemerkung: Das Bild der Autopilot/Flight Director Funktionen zeigt, dass beim Aufschlag der Lampentest aktiv war.

1.16.4 Anzeiger der Horizontallage rechts

Das auf der Seite des Copiloten eingebaute HSI wurde vom Wissenschaftlichen Dienst der Stadtpolizei Zürich spurentechnisch, auf die beim Aufschlag angezeigten Werte, untersucht.

Befund:

Das Navigationsgerät ergab folgende spurenkundliche Ergebnisse:

- Die Kompassrose hatte gegenüber der LUBBER LINE eine Stellung von ca. 105° bzw. 285° als die Aufschlagbeschädigungen erfolgten.
- Der bewegliche Mittelteil der COURSE BAR stand in der Mitte über dem im oberen Bereich sichtbaren TO/FROM- Zeichen, weil die Knickstelle am Mittelteil der COURSE BAR entsprechende Spuren (im UV-Licht sichtbar) übertrug.
- Das HDG-Bug stand auf ca. 72 – 73° als der Aufschlag erfolgte.

1.16.5 Geschwindigkeitsmesser

Beide Geschwindigkeitsmesser wurden vom Wissenschaftlichen Dienst der Stadtpolizei Zürich spurentechnisch, auf die beim Aufschlag angezeigten Werte, untersucht.

Bericht:

"Wir konnten auf den Zifferblättern beider Instrumente keine Zeigerspuren finden, die auf die Geschwindigkeit zum Zeitpunkt der Kollision mit der Wasseroberfläche schliessen liessen"

1.17 Verschiedenes

1.17.1 Die kriminaltechnische Untersuchung der Kantonspolizei St. Gallen

ZUSAMMENFASSUNG UND BEFUND

"Durch unsere Abklärungen und Untersuchungen erhielten wir keine Hinweise auf die Absturzursache, insbesondere nicht auf Vorgänge im Sinne unseres Bearbeitungsauftrages.

Wir schliessen mit ausreichender Wahrscheinlichkeit sowohl eine gewalttätige Auseinandersetzung, Bedrohung der Piloten, wie auch einen Bombenanschlag oder eine Sprengstoffexplosion an

Bord des abgestürzten Flugzeuges aus."

1.17.2 NDB-Anflugverfahren und Rekonstruktionsflug

Das in der Beilage 4 dargestellte und nicht zugelassene NDB-Anflugverfahren wurde den Unterlagen einer Rheintalflugbesatzung entnommen. Dieses zu Übungs- und Ausbildungszwecken bestimmte Verfahren bei Sichtwetterbedingungen (VMC)wurde von einem Flugverkehrsleiter von Altenrhein gezeichnet.

Anlässlich des mit dem Schwesterflugzeug von einer Rheintalflugbesatzung durchgeführten Rekonstruktionsfluges konnten vom Untersuchungsleiter folgende Abläufe festgehalten werden: Nach Überflug NDB auf 4000 ft Kurs 305° 1 1/2 Min. und Absinken auf 2200 ft, Geschwindigkeit 200 KIAS. Beim Eindrehen "Gear down", 2200 ft, Überflug der Hafenanlage Arbon, Landzunge vor Steinach (Weidenhof), QDM 089 und Beginn Endanflug, Geschwindigkeit 120 KIAS, Flaps 20°, Absinken auf 500ft RA, über der Piste Durchstart. Zeit vom Beginn Endanflug bis Piste: 2 Min.

- Das "Altitude Alert/Preselect" wurde während des Anfluges auf 4000 ft belassen, nach Durchstart auf 2200 ft.
- DA im Anzeigegerät des RA wurde auf 200 ft belassen.
- DME Friedrichshafen und QDM Altenrhein wurden benützt.
- Wetterradar "Map Mode" wurde nicht benützt, auf "SBY".

In der Beilage 4 ist die Zwischenanflughöhe mit 3000 ft QNH angegeben. Bei einer Endanflugstrecke von ca. 7,7 km bis zur Pistenschwelle ergibt dies eine mittlere Sinkrate von ca. 816 ft/min, Anflugwinkel 3,84°, Zeit 2'05" (Beilage 3). Wenn der gemäss Zeugenaussagen rekonstruierte Flugweg (Beilage 2) und die Zwischenanflughöhe von ca. 2100 ft QNH im Schnitt betrachtet wird (Beilage 4 unten), ergibt dies, bei einem um 1 km nach Westen verschobenen Beginn des Endanfluges, eine Strecke von ca. 8,7 km bis zur Pistenschwelle.

Vom Beginn des Endanfluges auf ca. 2100 ft QNH bis zur Unfallstelle beträgt der Winkel 3,87°, was bei 120 kt eine mittlere Sinkrate von 827 ft/min. und eine Zeit von einer Minute ergibt.

1.17.3 Altitude Alerter/Preselect System

Das Flugzeug war mit dem in der Beilage 5 beschriebenen System ausgerüstet.

Die eingestellte Höhe beim Wrack betrug 1600 ft. Wenn angenommen wird, dass die 1600 ft in einer aktuellen Flughöhe von 2100 ft QNH eingestellt wurden, dann brannte die Warnleuchte ständig, bis das Flugzeug im Sinkflug eine Höhe von 1900 ft QNH (1600 ft + 300 ft) durchflog, um dann zu erlöschen. Beim Erreichen von 1600 ft QNH hätte ein eingeschalteter Flight Director das Flugzeug zum Einhalten der Höhe veranlasst. Beim weiteren Absinken ohne Flight Director konnte die nächste Warnung in Form von Ton und Warnleuchte erst in einer Höhe von 1300 ft QNH (1600 ft - 300 ft) einsetzen (Seespiegel auf ca. 1300 ft).

1.17.4 Landeklappenasymmetrie

a) Die Frage um das Flugverhalten des Flugzeuges in einer Konfiguration mit Klappenstellung 40°, die Landeklappen links jedoch eingefahren, Fahrwerk ausgefahren und einer Geschwindigkeit von 120 kt wurde vom Hersteller wie folgt beantwortet:

   Das Flugzeug zeigt eine Roll- und Schiebetendenz, welche jedoch ohne abnormalen Kraftaufwand von einem Piloten kontrollierbar ist.

   Als Grundlage zu dieser Aussage diente ein Versuch im Simulator der Firma Flight Safety, Oklahoma City. Anlässlich dieses Versuchs wurde ein erfahrener Pilot ohne Vorwarnung in diese Situation versetzt. Er bereinigte die Asymmetrie, indem er die Landeklappen sofort einfuhr und anschliessend normal landete. Bei einem zweiten Versuch wurde ihm die Asymmetrie während eines Durchstarts simuliert. Auch diese Übung meisterte der· Pilot problemlos. Die Übungen wurden auch mit Klappenstellung 20° durchgeführt. Das Resultat blieb dasselbe. Bei der Firma Flight Safety wird Landeklappenasymmetrie nicht während der Typenumschulung geübt, sondern nur anlässlich der periodischen Prüfungen. Im "Pilots Operating Manual" sind keine Notverfahren für Landeklappenasymmetrie enthalten.

b) Gulfstream Aerospace Corporation führte am 23. Januar 1991 einen Testflug durch, um die Steuerbarkeit und das Flugverhalten dieses Flugzeugtyps während einer Landeklappenasymetrie zu untersuchen.

Die Evaluation wurde mit dem Flugzeug der Seriennummer 15037 durchgeführt. Für den Testflug wurde die rechte Landeklappen-Sektion vom System getrennt und in Stellung "full up" blockiert. Die linke Landeklappen-Sektion blieb im normalen Betriebszustand.

Dieser Testflug ist durch eine Video-Aufzeichnung, welche die Bordinstrumente und die Landeklappenstellung festhält, dokumentiert.

Der Originaltext lautet wie folgt:

"The following is a brief summary _of the flight test conducted on 23 Jan 91 for the purpose of investigating airplane controllability during a flap asymmetry condition.

The airplane used for this evaluation was S/N 15037 and was configured with the right hand flap sections disconnected and in a blocked "full up" position. Thereby only allowing the left hand flap sections to operate.

Evaluation consisted of establishing a typical 3-degree glide path at 120 KIAS. Flaps were then selected to 20-degree down position, the immediate reaction of the airplane was readily apparent by required compensation of both rudder and aileron to maintain a wings level constant heading attitude·, however, control forces required were light and easily compensated by proper use of trim control.

A roll rate of 10-degrees per second was determined to-exist when the control surfaces were left free and no attempt made at using trim surfaces.

Wing flaps were then selected to their full down 40 degree position, at this time the rolling tendency was made more apparent but control forces remained at approximately what they had been when flaps were only 20-degrees.

A roll rate of 10-degrees per second was determined to exist when the control surfaces were left free and no attempt made at using trim surfaces.

Airplane controllability was also explored during a go-around.

With airplane configured same as above, a go-around was initiated by advancing the. power levers until reaching max allowable power.

A roll rate of 15-degrees per second was determined to exist when the control surfaces were left free and no attempt made at using trim surfaces with 20-degrees of flaps selected.

A roll rate of 30-degrees per second was determined to exist when the control surfaces were left free and no attempt made at using trim surfaces with 40-degrees of flaps selected. Roll rate was cut in half by usage of rudder trim.

The following is a summary of data gathered during flight. All control forces are estimates.

APPROACH CONFIGURATION

120 KIAS 10,000 Ft MSL 500-800 FPM Rate of descent. Flaps 20-degrees

Aileron Stick Force	7 Lbs
Rudder Stick Force	15-18 Lbs

Flaps 40-degrees

Aileron Stick Force	15-20 Lbs
Rudder Stick Force	25-30 Lbs

GO-AROUND CONFIGURATION

Flaps 20-degrees

Aileron Stick Force	7 Lbs
Rudder Stick Force	15-18 Lbs

Flaps 40-degrees.

Aileron Stick Force	15-20·Lbs (8 to 10-degrees control wheel travel left)
Rudder Stick Force	25-30 Lbs

From the above conditions, the following determination can

be made:

Airplane remained controllable throughout approach and go around with only minor pilot workload increase.

No attempt was made to determine airplane controllability when neither side is suddenly made inoperative, nor is this implied by above observations."

c) Am 14. Mai 1991 ereignete sich in den USA der folgende Zwischenfall (Originaltext des National Transportation Safety Board):

"On May 24, 1991, at 2025 mountain daylight time an Aero Commander 690C, N81TR, registered to Casper Air Service, Casper, Wyoming, had a partial flap system failure while on approach for landing at Stapleton International Airport, Denver, Colorado. The captain (sole occupant) was not injured and there was no damage to the aircraft. The flight was being operated under 14 CFR Part 135 when the incident occurred and the flight was under control of the Denver radar approach at the time. Visual meteorological conditions prevailed.

The captain said that the flight from Cheyenne to Denver was uneventfu1. On the first segment of his base leg (4 miles out) he established 130 knots, 10 degrees flaps down and landing gear down. At midbase leg (1 mile) he selected full flap position. He said as the flap indicator indicated the flaps were transitioning through 3/4 down position, he heard a dull thud. The aircraft started a roll to the left but he was able to maintain control of the aircraft until he raised the flap handle. The flap indicator indicated 1/2 flaps when the aircraft began to respond to normal flight control input. The captain. said that when the indicator indicated full up flaps the aircraft was flying normally and he made a normal flap-up landing without further incident.

An examination of the flap system revealed the left wing flap control cable had failed allowing the left flap to retract to the full up position. Both left and right cables used in the movement of the flaps are being sent to a

laboratory for further analysis."

Am 3. Oktober 1991 wurden vom NTSB über denselben Zwischenfall weitere Einzelheiten mitgeteilt, nämlich:

"... Number of flight hours reported on cable 6,775 Hrs. Flight cycles 9,135.

Service Bulletin 210 was· not performed on this airplane before incident. However, was scheduled for inspection· on 5/24/91, one day after incident. NTSB not aware of an FAA Airworthiness Directive requiring inspections (SB 210).

Director of maintenance for incident airplane indicated master pulley (pulley "A" figure 1, SB 210) was later found to be undersize in groove. All other pulleys were proper which included pulley "C" by cable break.

Number of cable wires containing fatigue is still being determined. Will FAX this information when it becomes available."

Am 13. November 1991 informierte das NTSB über die Stelle, an welcher der Seilriss eintrat. Diese befand sich in unmittelbarer Nähe des linken, inneren "flap pulley", zwischen dem letzteren und dem "master pulley". Bei einem Seilriss fällt somit das ganze linke Klappensystem aus. Beim Betätigen der Klappen kommt die Bruchstelle auf den Umfang des "flap pulley" zu liegen, wird somit auch auf Biegung beansprucht.

Die Rille weist eine korrekte Abmessung auf.

1.17.5 Unterhalt des Landeklappenantriebs

Der Landeklappenantrieb wurde letztmals anlässlich der Phase C-Kontrolle auf eventuelle Abnützungserscheinungen oder Beschädigungen durch Ermüdung oder Korrosion geprüft. Diese Kontrolle erfolgte 51 Flugstunden, respektive 42 Flüge vor dem Unfall: Es wurde nichts beanstandet und auch keine Reparaturen durchgeführt. Die Prüfung dieser Teile erfolgt visuell durch kleine Öffnungen in der Flügelbeplankung. Die Landeklappenseile sind schwer zugänglich, können aber durch Abtasten mit der Hand auf äussere Beschädigungen geprüft werden. Entsprechend der geltenden Unterhaltsvorschriften werden Teile des Landeklappenantriebs inklusive Seile nur bei einer Beanstandung

ausgetauscht.

1.18 Operationelles

1.18.1 Flugzeughandbuch (Pilot's Operating Handbook).

Das Flugzeughandbuch enthält folgende Angaben:

a) Before Landing (Normal Procedure)

- Condition Levers - HI RPM
- Landing Gear DOWN AND LOCKED below 198 KIAS
  Gear Safe Lights – ILLUMINATED
  Gear Transit Light – EXTINGUISHED
  Gear Warning Horn - SILENT
- 3. NG STR Switch OFF
  NOSE-STR Annunciator- ILLUMINATED
  INOP or STR INOP Annunciators - EXTINGUISHED
- 4. Nose Steering Mode Selector- TAXI. Taxi annunciator illuminated
- 5. Ignition Override - AS REQUIRED
- 6. Windshield Heat - VERIFY OFF
- 7. Flaps - AS REQUIRED
- 8. Oil Temperature Control Doors - OPEN below 180 KIAS
- 9. Approach Speed - 100 KIAS, MINIMUM, at 10.550 lbs G.W.

b) Balked Landing (GO AROUND)

1. Power Levers - ADVANCE. Do not exceed 100% torque or 923 ITT
2. Balked Landing Transition Speed - ATTAIN 100 KIAS. Increase to 135 KIAS as flaps are retracted.
3. Wing Flaps – RETRACT
4. Landing Gear - RETRACT after positive rate of climb has been established
5. Oil Temperature Control Doors - AS REQUIRED
6. Ignition Override - OFF, if applicable

c) Asymmetric flaps

Kein "abnormal oder emergency" Verfahren.

d) Vrille (spins)

Das Flughandbuch enthält folgende Angaben:

"Warning. Intentional spins are prohibited. If a spin is entered inadvertently, immediately move control column abruptly full forward, apply full rudder opposite to the direction of the spin and reduce power to FLT IDLE. These three actions should be done as near simultaneously as possible. Hold this control position until rotation stops, then neutralize all controls and execute a smooth pullout. Ailerons should be neutral during recovery. Airspeed may reach V_{Mo} before full recovery.

Note. Federal Aviation Regulations do not require spin demonstrations in airplanes of this class. NO SPIN TESTS HAVE BEEN CONDUCTED. The recovery technique is based on the best available information."

1.18.2 Flugbetriebshandbuch (FOM)

Das Betriebshandbuch enthält folgende Angaben:

a) zweiter Pilot (Copilot)

Während des Fluges hat der Co-Pilot:

- den verantwortlichen Piloten bei der Führung des Luftfahrzeuges zu unterstützen
- entweder als fliegender oder assistierender Pilot zu fungieren, je nach Anweisung des PIC
- den Flugablauf genau zu verfolgen und jederzeit, speziell aber während des Starts und während des Anfluges und der Landung bereit sein, die Führung des Luftfahrzeuges zu übernehmen, falls der PIC dies verlangt, oder Anzeichen dafür sprechen, dass der PIC aus gesundheitlichen Gründen nicht mehr in der Lage ist das Flugzeug selbst zu steuern.
- den verantwortlichen Piloten automatisch und sofort zu informieren, wenn irgendeine ungewöhnliche Situation eintritt, oder ein Abweichen von vorgegebenen Verfahren, Freigaben, oder der vorgesehenen Flugdurchführung festzustellen ist.

b) IFR/VFR

Für Starts und Landungen auf Flugplätzen ohne Instrumentenflugverfahren sind die Wettermindestbedingungen laut Sichtflugregeln anzuwenden.

Sinkflug, Anflug und Landung (Instrumentenflug)

Briefing

Der verantwortliche Pilot hat sicherzustellen, dass er, sowie der Co-Pilot mit allen für den Anflug, die Landung und ein eventuelles Fehlanflugverfahren notwendigen Details vertraut sind, und zwar:

- Ausrufen der Höhen während des Anfluges:
  Der nichtfliegende Pilot hat folgende Höhen auszurufen:
  100 ft über Entscheidungshöhe, Entscheidungshöhe.
- Meldung ob Piste in Sicht:
  Der nicht fliegende Pilot hat bei der Entscheidungshöhe dem fliegenden Piloten mitzuteilen, ob die Piste in Sicht ist oder nicht, damit gegebenenfalls das Fehlanflugverfahren eingeleitet werden kann.

c) Sichtflug

Keine Angaben bezüglich der Aufgabenverteilung innerhalb der Besatzung (crew co-operation/coordination) in Sichtflugbedingungen z.B. bei Sichtanflügen (VFR/VMC) oder bei Endanflügen (VMC/IFR) im Anschluss an einen Instrumentenanflug (circling approach)

d) Alterter/Preselect System, Radarhöhenmesser, Wetterradar (MAP MODE)

Das Betriebshandbuch enthält keine Angaben/Richtlinien bezüglich der operationellen Anwendung dieser Bordinstrumente.

e) Flugverfahren (Flight Procedures) Gulfstream Commander 690D

Keine Angaben bezüglich der Flugverfahren dieses Flugzeugmusters.

2. BEURTEILUNG

2.1 Masse und Schwerpunkt

Der Vergleich zwischen dem Ladeplan und den effektiven Zahlen zeigt, dass die Standardmasse von je 170 lbs zu tief angesetzt ist, insbesondere wenn es sich ausschliesslich um männliche Passagiere handelt. Die Überlast von 61 lbs beim "Zero fuel

weight" im Unfallzeitpunkt kann nicht zum Unfall beigetragen haben.

2.2 Flugschreiber

Nicht eingebaut; nach Österreichischen Vorschriften nicht vorgeschrieben.

2.3 Konstruktion und Unterhalt des Landeklappenantriebs

Ohne dass damit ein Kausalzusammenhang zum Unfall nachgewiesen werden kann, sei folgendes festzuhalten:

Die Testergebnisse beweisen, dass die Rille des "Master Pulley" und des "Slave Pulley" wegen des zu kleinen Radius die Lebensdauer der Landeklappenkabel drastisch einschränkt.

Das vom Hersteller in der Zwischenzeit herausgegebene Service Bulletin Nr. 210 vom 1. Februar 1991 gibt Anweisungen über Zeitpunkt und Umfang der Kontrollen am Klappensystem und des Austauschens der fehlerhaften "Pulleys".

2.4 Riss des Landeklappenseils

Wenn die Möglichkeit in Betracht gezogen wird, dass das vorbeschädigte Landeklappenseil während des Fluges riss, hätte das zur Folge gehabt, dass die Landeklappen des linken Flügels von der ausgefahrenen Stellung schlagartig eingefahren wären.

Das Bild des gerissenen Seils zeigt, dass im Moment des Bruchs eine hohe Kraft eingewirkt haben muss. Das unter Last stehende vorbeschädigte Seil wäre am ehesten dann gerissen, als sich die Last um den erforderlichen Faktor erhöhte. Zum Beispiel beim Ausfahren der Landeklappen von 0° auf 20°, 20° auf 40° oder auch bei einer brüsken Erhöhung des Propellerschubes bei einem Durchstartverfahren. Wenn der Flugweg, die Sinkrate und die Lage der vorgefundenen Klappenstellung von fast 40° berücksichtigt werden, reduziert sich die Diskussion um das Reissen des Landeklappenseils im Fluge auf ein Durchstartmanöver knapp über der Wasseroberfläche. Ob die Besatzung das Flugzeug in dieser Situation noch auf Kurs und in annähernd waagrechter Querlage bis zum Aufschlag ins Wasser hätte halten können, scheint wenig wahrscheinlich. Die Tatsache, dass sich der Landeklappen-Bedienungshebel im Cockpit

beim Aufschlag in der Stellung 20° befand, deutet auf ein Durchstartverfahren hin.

Ein Reissen des Landeklappenseils während des Unfallfluges erscheint aus folgenden Gründen als sehr unwahrscheinlich, kann aber trotz der umfangreichen Untersuchungen nicht vollständig ausgeschlossen werden:

1. Die Besatzung verliert die Kontrolle über das Flugzeug. In diesem Fall wäre der Flugweg im Endanflug die Lage des Flugzeuges beim Aufschlag und der Kurs. beim Aufschlag höchstwahrscheinlich ganz anders ausgefallen.
2. Die Besatzung behält die Kontrolle über das Flugzeug. In diesem Fall wäre ein Steigflug über die Nebeldecke und eine Landung beispielsweise in Zürich möglich gewesen. Die Besatzung hätte auch Zeit gehabt, über Funk ihre Probleme anzumelden.
3. Beim Zwischenfall vom 24. Mai 1991 in den USA wies das Flugzeug 6775 Betriebsstunden und 9135 Zyklen auf. Das Landeklappensystem war demnach beim Reissen des Seils mit mehr als der doppelten Anzahl Zyklen vorbelastet als dies bei den Ermüdungsversuchen der Fall war.

2.5 Aufschlagsequenz (Annahme)

Aufgrund der Analyse des Betriebszustandes verschiedener Anzeigelämpchen und der Hebelstellungen könnte sich der Ablauf beim Aufschlag auf die Wasseroberfläche wie folgt zugetragen haben:

Das Flugzeug hatte eine erste Wasserberührung mit ausgefahrenem Fahrwerk, Landeklappenstellung von etwas weniger als 40° im Einfahren auf Stellung 20° begriffen, Steigfluglage mit leichter Querneigung nach rechts. Dabei wurden beide Hauptfahrwerke ausgerissen und nach hinten geschleudert. In diesem Moment entstand im Cockpit folgendes Bild der Anzeigeleuchten und Hebel (in Übereinstimmung. mit den Ergebnissen gemäss 1.16.3):

- Hauptfahrwerkleuchte (grün): aus (Systemlogik mit Fahrwerkleuchte "EIN")
- Bugfahrwerkleuchte (grün): ein

- Fahrwerkwarnleuchte (gelb): ein
- alle Landeklappenpositionsanzeigeleuchten: aus
- Landeklappenanzeige "in Bewegung": ein
- Fahrwerkhebel: ausgefahren
- Landeklappen-Bedienungshebel: 20° (eingerastet).

Diese Indizien deuten darauf hin, dass das Flugzeug während eines Durchstartversuches eine erste Wasserberührung hatte. Der Landeklappenhebel war unmittelbar zuvor aus der Stellung 40° entriegelt und in Stellung 20° gebracht und eingerastet worden. Der Landeklappen-Betätigungszylinder befand sich beim Aufschlag in Stellung < 40° (blockiert). Die Flugrichtung des Flugzeuges beim Aufschlag war 105° missweisender Kompasskurs.

Die stärkere Verformung der rechten Fahrwerkgondel gegenüber der linken erklärt sich damit, dass das .Flugzeug bei der ersten Wasserberührung leicht rechts hängend flog. Da das rechte Fahrwerk tiefer eintauchte, entstand rechts ein grösserer Widerstand. Dadurch wurde das Flugzeug um die Hochachse nach rechts gedreht. Gleichzeitig erhielt das Flugzeug ein grosses negatives Moment um die Querachse, was schliesslich zum Hauptaufschlag, mit relativ hoher Sinkgeschwindigkeit und mit einer Längsneigung von etwa -5° bei einer Querneigung von maximal 5°, jedoch stark nach links schiebend, führte.

Durch den linksschiebenden Aufschlag wurden möglicherweise die Landeklappen der linken Seite einer höheren Belastung ausgesetzt, was wiederum den Bruch des linken Landeklappenseils erklären würde. Das ausgeprägte Verformungsbild des linken Propellers unterstützt diese Annahme.

2.6 Operationelles (Annahme)

Aufgrund der Indizien können mit hoher Wahrscheinlichkeit folgende Abläufe und zusammenhänge angenommen werden:

Um 1036 Uhr holte er Copilot die neuste Wettermeldung von Altenrhein ein, nachdem Hohenems und Friedrichshafen als Landeplatz wegen Nebels ausgeschieden waren. Die Besatzung nahm zur Kenntnis, dass sich die Sicht in Altenrhein gebessert hatte und ein Anflug dort möglich wurde. Der PIC entschied sich,

einen Anflug in Altenrhein zu versuchen.

Die Treibstoffmenge hätte auch noch ausgereicht, gegebenenfalls von Altenrhein nach Leutkirch oder Zürich auszuweichen. Die Wettermeldung von Altenrhein lautete: schwacher Wind, Sicht 4 km Richtung Ost und 3 km Richtung West, Dunst, 2 - 3/8 auf 600 ft und 4/8 auf. 5000 ft/G, Temperatur +7°C und QNH 1010 hPa.

Während des Sinkfluges Richtung· Altenrhein konnte die Besatzung schon von weitem die Merkmale der Umgebung von Altenrhein erkennen, soweit diese aus der klar sichtbaren Obergrenze des Nebels oder Hochnebels ragten. Die vom Flugverkehrsleiter angegebenen 2 - 3/8 auf 600 ft/G interpretierte der PIC möglicherweise als aufgelockerte Hochnebeldecke. Als sich der Copilot um 1050 Uhr mit der Position „ Pfänder" meldete, gab der Flugverkehrsleiter den Anflug sowohl auf Piste 10 als auch auf Piste 28 frei. Der PIC entschied sich für Piste 10. Die Besatzung wurde daraufhin angewiesen, den Überflug in 3000 ft, QNH 1010, für die Piste 10 zu melden. Das Flugzeug befand sich folglich knapp über der Nebelobergrenze. Beim Vergleich der Angaben der Wettermeldung von 2 - 3/8 auf 600 ft/G mit den Feststellung auf 2100 - 3000 ft QNH, resultierte eine aufgelockerte Hochnebeldecke von 100 ft Dicke. Das Flugzeug hatte den NDB Altenrhein überflogen und drehte etwas später als üblich auf den Abflugsteuerkurs (Beilage 2). Der Copilot meldete den Überflug um 1054 Uhr. Die Anweisung des Flugverkehrsleiters lautete, den Überflug auf 3000 ft QNH zu melden. Der Copilot unterliess jedoch die Höhenangabe.

Die Besatzung leitete beim Eindrehen auf den Endanflugkurs den Sinkflug mit ausgefahrenem Fahrwerk und Landeklappen ein. Bei einer Sicht von 3 km würde sie bald das Ufer erkennen können. Der Flugverkehrsleiter teilte der Besatzung mit, dass ein Nebelfetzen aus Norden hereinkäme, und sie deshalb den. Anflug etwas beschleunigen sollte. Der Copilot quittierte diese Meldung mit "roger" Der "Altitude Alert/ Preselect" wurde auf eine Höhe von 1600 ft eingestellt, was einer Höhe von 300 ft über Grund/Wasser entspricht. Es konnte davon ausgegangen werden, dass eine Landung bei einer Sichtweite· von 1500 m möglich wäre. Die Aufgabe des Copiloten als assistierender Pilot bestand u.a. darin, auf Anordnung des PIC, Klappen,

Fahrwerk, Propellerdrehzahl sowie Navigationsgeräte zu bedienen und dem PIC "Piste in Sicht" zu melden.

Als das Flugzeug den Anflugsteuerkurs erreicht hatte, waren gemäss Flughandbuch alle Anflugkontrollen inklusive Erstellen der Landekonfiguration durchgeführt. Der tiefe Sonnenstand und die helle Nebelobergrenze blendeten vermutlich die Piloten. Ein "scanning" Luftraum/Instrumente war wegen des grossen Kontrastes der Helligkeit zwischen der ihnen direkt in die Augen scheinenden Sonne und des relativ dunkel erscheinenden Instrumentenbrettes schwierig.

Aufgrund einer Zeugenaussage befand sich der Ausgangspunkt zum Endanflug auf einer Höhe von ca. 2100 ft/QNH und einer Distanz von ca. 8700 m zur Pistenschwelle. Ein mittleres Sinken von ca. 800 ft/min. würde bei Windstille einen Anflugwinkel von ca. 3,8° ergeben.

Kurz nach dem Übergang in den Sinkflug, tauchte das Flugzeug in die Nebeldecke ein. Der PIC musste sich jetzt entscheiden, entweder den Anflug mit einem Durchstartverfahren abzubrechen oder den Anflug in IMC weiterzuführen. Ein Abbruch des Anfluges hätte zur Folge gehabt, dass eine Landung in Altenrhein wegen des hereinkommenden Nebels wahrscheinlich nicht mehr möglich gewesen wäre. Der PIC entschloss sich, den Anflug weiterzuführen. Nach dem Eintauchen in den Nebel durchflog das Flugzeug die auf dem "Alerter/Preselect" eingestellte Höhe von 1600 ft QNH.

Erst auf 1300 ft QNH (1600 ft - 300 ft), als der Warnton und die Warnleuchte des "Altitude Alerter/Preselect" Systems ansprachen, stellten die Piloten fest, dass sie sich ohne Sichtkontakt bereits auf See/Flugplatzhöhe befanden. Während des eingeleiteten Durchstartverfahrens bekam das Flugzeug Wasserberührung.

Rund 1500 m vor dem Aufschlag wurde beobachtet, wie das Flugzeug aus einer lokalen, nebelfreien Zone in "Baumhöhe" wieder in den Nebel eintauchte. Die Fluglage war normal. Ob zu dieser Zeit das "Altitude Alerter/Preselect"-System bereits angesprochen hatte, muss offen bleiben.

Die Handverletzungen des Copiloten lassen den Schluss zu, dass zum Zeitpunkt des Aufschlages der Copilot möglicherweise seine

rechte Hand an der Steuersäule, seine linke Hand jedoch im Bereich des Landeklappenschalters hatte.

2.7 Verhalten der Besatzung

2.7.1 Operationelle Anwendung der Bordinstrumente

Obwohl weder im FOM noch im AFM bezüglich der operationellen Anwendung dieser Bordinstrumente Anweisungen/Richtlinien enthalten sind, kann auf Grund fachlicher Überlegungen Folgendes gesagt werden:

Radarhöhenmesser (RA)

Der Radarhöhenmesser gibt besonders über Wasseroberflächen zuverlässige, genaue Höhenangaben. Das eingebaute System zeigt dem Piloten die Höhe über Grund/Wasser digital an (unter 2000 ft). Der Pilot kann eine DH digital wählen, bei deren Erreichen die DH-Warnlampe aufleuchtet. Beim Unfallflug war diese DH auf 230 ft eingestellt. Der auf dem RA eingestellte Wert von 230 ft ist für den Anflug in Altenrhein zu tief.

Altitude Alerter/Preselect System

Die Höhe des Bodensees ist ca. 1300 ft; somit ist der eingestellte Wert von 1600 ft systembedingt zu tief, weil die Höhenwarnung in Form von Ton und Warnleuchte erst 300 ft nach Unterschreiten der· erfolgten Höhe erfolgt.

Wetterradar (MAP MODE)

Das Wetterradargerät ermöglicht in der Funktion "MAP MODE ein genaues Unterscheiden von Wasser und Land. Es stellt bildlich den Verlauf des Ufers dar. Beim Anflug auf Altenrhein ist in der 10NM-Reichweiteneinstellung die Distanz zum Flughafen (Seeufer) ablesbar. Da das Wetterradar in der Funktion "STANDBY" gefunden wurde, kann davon ausgegangen werden, dass die Besatzung dieses Bordinstrument als Navigationshilfe nicht benutzte.

2.7.2 Wetterverhältnisse

Wahrscheinlich hat die Besatzung auf Grund der erhaltenen Wettermeldung sowie der beim Überflug des Flugplatzes festgestellten Wettersituation irrtümlicherweise angenommen, im

Anflugsektor(Endanflug) ähnliche Wetterverhältnisse wie in Flugplatznähe vorzufinden. Der Besatzung war nicht bekannt, dass im Anfluggebiet unter der Hochnebeldecke über der Wasseroberfläche dichter Nebel mit Sichtweiten von 10 - 50 m lag.

Es ist nicht auszuschliessen, dass die Besatzung als Folge einer Fehlbeurteilung der Wettersituation im Anflugsektor die vermeintlich 100 ft dicke Hochnebeldecke durchstiess, in der Absicht, anschliessend den Endanflug in einem Sichtflugverfahren fortzusetzen.

2.7.3 Instrumentenanflugverfahren (NDB-Anflugverfahren)

Eine gründliche Analyse der Gesamtsituation ergibt, dass ein konsequent nach Instrumentenflugverfahren (Besatzungs-Aufgabenverteilung/Zusammenarbeit analog IMC) durchgeführter Anflug, mittels des jedoch in IMC nicht zugelassenen NDB-Verfahrens, die beste Ausgangslage ergeben hätte, den Anflug beim ersten Versuch erfolgreich und sicher beenden zu können.

2.7.4 Aufgabenverteilung/Zusammenarbeit (crew coordination/ cooperation) der Piloten in der Endanflugphase

Das Unterschreiten der Mindestflughöhe, lässt darauf schliessen, dass das übliche, ausserordentlich wichtige Verfahren bezüglich Aufgabenverteilung/Zusammenarbeit der Piloten (crew coordination/cooperation) nicht angewandt wurde oder nicht funktionierte.

Es kann angenommen werden, dass durch ein Fehlverhalten, infolge Stress, Zeit- und Leistungsdruck, beide Piloten zumindest zeitweise gleichzeitig nach aussen schauten und dadurch die Überwachung der Bordinstrumente (wie Höhenmesser, Radarhöhenmesser, Variometer) vernachlässigt oder unterlassen wurde.

2.7.5 Landeklappenasymmetrie (Annahme)

Wenn dieses Flugzeug mit gleichzeitiger Landeklappenasymmetrie (0° vs 40°) zu langsam geflogen wird, müsste die Strömung am Flügel mit den eingefahrenen Landeklappen ungefähr 10 kt früher abreissen als dies am Flügel mit voll ausgefahrenen Landeklappen (40°) der Fall sein würde.

Dieser asymmetrische "Stall" müsste in einer unkontrollierten Rollbewegung ähnlich einer "snap roll" in Richtung des Flügels mit eingefahrenen Landeklappen resultieren. Falls die Flughöhe über Grund dies zulässt, würde sich dieser Flugzustand in eine Vrille entwickeln aus der ein Retablieren vermutlich nicht möglich wäre.

Aus diesem Grunde müsste ein Landeanflug mit einer Landeklappenasymmetrie mit einer, verglichen mit der normalen Anfluggeschwindigkeit, erhöhten Geschwindigkeit durchgeführt werden. Die erhöhte Anfluggeschwindigkeit müsste mindestens 30% über der "stall speed clean" liegen. Eine zusätzliche Erhöhung der Anfluggeschwindigkeit wäre möglicherweise zur Erhaltung genügender Steuerbarkeit in der Roll-Achse erforderlich.

Landeklappenasymmetrie infolge Riss des Landeklappenseils

a) Auftreten der Landeklappensymmetrie anfangs Endanflug (Ausfahren der Klappen)

Bei rechtzeitigem Erkennen der Asymmetrie hatte die Besatzung u.a. folgende Möglichketen einen unkontrollierten Flugzustand zu verhindern:

1) Erstellen symmetrischer Klappenstellung durch Wiedereinfahren der Landeklappen unter Berücksichtigung der erforderlichen Mindestgeschwindigkeit

2) Unverzügliche Einleitung eines Durchstartverfahrens bei gleichzeitiger Erhöhung der Geschwindigkeit (bessere Kontrollierbarkeit der Roll- und Schiebetendenz). Dieser Flugzeugtyp hat auf Grund seines äusserst vorteilhaften Schub/Masse Verhältnisses ein sehr gutes Steigvermögen

Bei zu spätem Erkennen (oder bei Nichterkennen) der Klappenasymmetrie ist ein unkontrollierter Flugzustand (Vrille} die höchstwahrscheinliche Folge. Die Möglichkeit des Retablierens aus dieser Höhe über Grund kann ausgeschlossen werden. Zudem ist durch Beobachtung festgestellt worden, dass sich das Flugzeug "in Baumhöhe" über der Wasseroberfläche noch in Normallage befand. Ein unkontrollierter Flugzustand verursacht durch Klappenasymmetrie in irgendeinem Punkt des Endanfluges scheidet damit mit sehr grosser Wahrscheinlichkeit aus.

b) Auftreten der Landeklappenasymmetrie während des Durchstartverfahrens (Einfahren der Klappen)

Es kann angenommen werden, dass die Besatzung nicht in der Lage gewesen wäre in dieser anspruchsvollen Flugphase eine Klappenasymmetrie zu erkennen, dieser erfolgreich zu begegnen und einen kontrollierbaren Flugzustand zu erstellen. Die im Zwischenfall vom 24. Mai 1991 in den USA erfolgreiche Rückführung in den normalen Flugzustand fand unter VMC und in grösserer Höhe statt.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Der Flug RTL 102 war laut Dauerflugplan- von Wien nach Hohenems mit Ausweichflugplatz Altenrhein geplant. Es handelte sich um einen Bedarfsflug mit regelmässigen Zeiten mit Start unter IFR und Landung VFR.
- Die Piloten besassen gültige Führerausweise und waren formell berechtigt, den Flug durchzuführen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Piloten während des Unfallfluges vor.
- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR/IFR zugelassen.
- Die Wartung des Flugzeuges entsprach den Vorschriften.

Die Landeklappenseile waren durch Ermüdung vorbeschädigt. Im Übrigen ergab die Untersuchung keine Anhaltspunkte für andere vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten begünstigen können.

- Der Bruch des linken Landeklappenseils ist mit sehr hoher Wahrscheinlichkeit durch eine Überbelastung eingetreten.
- Die Verformungsbilder am gesamten Flugzeug wiesen darauf hin, dass der Aufschlag im Sinkflug und im Schiebezustand erfolgte.
- Die Masse beim Start in Wien lag 411 lbs über der maximalen Startmasse.
- Masse und Schwerpunkt lagen zum Unfallzeitpunkt innerhalb

der vorgeschriebenen Grenzen, das "Zero Fuel Weight" jedoch um 61 lbs darüber.

- Es liegen keine Anhaltspunkte für Fremdeinwirkung wie Kollision oder Attentat vor.
- Die Wetterbedingungen auf dem Ausweichflughafen Altenrhein liessen formell eine Landung nach VFR zu. Im Anflugsektor waren die Sichtbedingungen unter der VFR-Grenze.
- Die Nebelobergrenze befand sich auf ca. 2000 ft QNH.
- Die Treibstoffreserven waren ausreichend, um einen weiteren Ausweichflughafen wie Zürich oder Leutkirch anzufliegen.
- Das "Altitude Alerter/Preselect" System stand auf 1600 ft (300 ft/G).
- Die Besatzung führte die Navigation über einer gehobenen Nebeldecke mittels des NDB "Altenrhein" durch, wobei die Ausgangshöhe zum Endanflug auf ca. 2100 ft QNH lag.
- Der Endanflug erfolgte teilweise in IMC.
- Das NDB-Anflugverfahren war in IMC nicht zugelassen.
- Radarhöhenmesser, Altitude Alerter und Wetterradar wurden nicht zweckmässig eingesetzt.
- Vom Ausgangspunkt des Endanfluges führt ein praktisch paralleler Gleitweg analog dem NDB-Anflug zur Unfallstelle.
- Kurz vor dem Aufschlag wurde das Flugzeug in einer begrenzten, nebelfreien Zone in Normalfluglage beobachtet.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist wahrscheinlich darauf zurückzuführen, dass die Besatzung einen Sichtanflug in Instrumentenflugwetterbedingungen fortsetzte.

Zum Unfall können beigetragen haben:

- Fehlbeurteilung der Wetterlage im Anflugsektor.
- Mangelnde Aufgabenverteilung/Zusammenarbeit der Besatzung in der Endanflugphase.
- Unzweckmässige Anwendung des "Altitude Alerter/Preselect" Systems und des Radarhöhenmessers.

- Zeitdruck (Wetter).
- Erfolgsdruck (VIP an Bord).

EMPFEHLUNG

Die Eidgenössische Flugunfall-Untersuchungskommission (EFUK) empfiehlt zu prüfen, ob Flugzeuge in der Kategorie des Commander 690, vor allem wenn sie im regelmässigen gewerbsmässigen Luftverkehr eingesetzt werden, mit einem FDR und CVR ausgerüstet werden sollen.

Die Kommission verabschiedet den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 20. Juni 1991

Eidgenössische Flugunfall-Untersuchungskommission

Abweichende Stellungnahme Österreichs

Im Anhang 13 (Unfalluntersuchung) des Internationalen Abkommens über die Zivilluftfahrt wird empfohlen; dass der Staat, der an der Untersuchung durch einen akkreditierten Vertreter teilnimmt, einen Kommentar zum Schlussbericht abgeben kann. Der den Unfall untersuchende Staat kann diese Stellungnahme nachträglich berücksichtigen oder dem Schlussbericht beilegen. Die Schweiz kommt dieser Empfehlung nach, wobei sich die Eidg. Flugunfalluntersuchungskommission für die zweite Möglichkeit entschloss, da ihrer Ansicht nach genügend Anhaltspunkte vorliegen, um am Schlussbericht festzuhalten. Die Stellungnahme des Österreichischen Vertreters wird somit als Beilage 8 ebenfalls veröffentlicht.