



# Schlussbericht des Büros für Flugunfalluntersuchungen

**über den Unfall**

des Flugzeuges Saab 340B, HB-AKK,

betrieben durch Crossair unter Flugnummer CRX 498,

vom 10. Januar 2000

bei Nassenwil/ZH

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zweck der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 Luftfahrtgesetz)

Die gültigen Formulierungen dieses Berichts liegen in deutscher Sprache vor.

Die Eidgenössische Flugunfallkommission hat nach einem Überprüfungsverfahren gemäss Art. 22 – 24 der Verordnung über die Untersuchung von Flugunfällen und schweren Vorfällen den Untersuchungsbericht des Büros für Flugunfalluntersuchungen vom 21. Oktober 2002 zum Schlussbericht erklärt.

## Verdankung

Das Büro für Flugunfalluntersuchungen bedankt sich bei folgenden Vertretern von Behörden und Organisationen für die Unterstützung, die ihm bei der Durchführung der Untersuchung gewährt wurde:

Aeroflot Russian Airlines, Russland  
Bundesamt für Kommunikation (BAKOM)  
Bundesamt für Zivilluftfahrt  
Bureau Enquête Accidents de France  
CEFA Aviation France  
Chipworks Ltd.  
Civil Aviation Academy, St. Petersburg, Russland  
Crossair Ltd.  
Dienst für besondere Aufgaben des Eidgenössischen Departements für Umwelt, Verkehr, Energie und Kommunikation (UVEK)  
Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (EMPA)  
Erdbebendienst der ETH Zürich  
Feuerwehren des Flughafens Zürich-Kloten und der Gemeinde Nassenwil, Niederhasli  
Fliegerärztliches Institut der Luftwaffe  
Flightscape Inc.  
Flughafenpolizei Zürich  
Flughafen Zürich AG  
Honeywell Aerospace Electronics  
Institut für Geodäsie und Photogrammetrie der ETH Zürich  
Institut für Rechtsmedizin der Universität Zürich  
Interstate Aviation Committee, Russland  
Kantonspolizei Zürich  
Luftfahrtschule Uljanovsk, Russland  
Meteo Schweiz AG  
National Transportation Safety Board, USA  
Rockwell-Collins Inc.  
RUAG Aerospace  
Russian Civil Aviation Authority  
Moldavian Airlines  
Moldavian Civil Aviation Authority  
Saab Aircraft AB  
Scandinavian Airlines System (SAS) Flight Academy  
Sextant Avionics  
Slovakian Civil Aviation Authority  
SR Technics Ltd.  
Swisscom AG  
Swisscontrol AG  
Swissair Ltd.  
Technischer Dienst der Untergruppe Nachrichten des Eidgenössischen Departements für Verteidigung, Bevölkerungsschutz und Sport (VBS)  
Transportation Safety Board of Canada  
Universal Avionics Inc.  
Wissenschaftlicher Dienst der Stadtpolizei Zürich

<b>Kurzdarstellung</b>	<b>9</b>
<b>Untersuchung</b>	<b>9</b>
<b>1 Festgestellte Tatsachen</b>	<b>11</b>
<b>1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf</b>	<b>11</b>
1.1.1 Vorgeschichte der letzten 24 Stunden	11
1.1.1.1 Flugzeug	11
1.1.1.2 Flugbesatzung	11
1.1.2 Flugverlauf	11
<b>1.2 Personenschäden</b>	<b>14</b>
<b>1.3 Schaden am Luftfahrzeug</b>	<b>14</b>
<b>1.4 Sachschaden Dritter</b>	<b>14</b>
<b>1.5 Beteiligte Personen</b>	<b>15</b>
1.5.1 Kommandant	15
1.5.2 Copilot	16
1.5.3 Flugbegleiterin	17
1.5.4 Flugverkehrsleiter (TWR)	17
1.5.5 Flugverkehrsleiter (DEP)	17
1.5.6 Ausbildung, Prüfungen und Ausweiswesen	17
1.5.6.1 Pilotenausbildung in der ehemaligen Sowjetunion an der Fliegerschule in Kremenchug	17
1.5.6.2 Ausbildung der Flugbesatzung von Flug CRX 498	18
1.5.6.2.1 Kommandant	18
1.5.6.2.2 Copilot	21
<b>1.6 Angaben zum Luftfahrzeug</b>	<b>23</b>
1.6.1 Flugzeug HB-AKK	23
1.6.1.1 Allgemein	23
1.6.1.2 Triebwerk, linke Einbauposition	23
1.6.1.3 Triebwerk, rechte Einbauposition	23
1.6.1.4 Propeller, linke Einbauposition	23
1.6.1.5 Propeller, rechte Einbauposition	23
1.6.1.6 Navigation	24
1.6.1.7 Kommunikation	24
1.6.2 Masse und Schwerpunkt	24
1.6.3 Flugsteuerung	25
1.6.3.1 Steuerung und Steuerkräfte	25
1.6.3.1.1 Hintergrundinformationen	25
1.6.3.1.2 Befunde am Unfallflugzeug	25
1.6.3.2 Flap System	25
1.6.3.3 Steuerblockierung	26
1.6.3.4 Gustlock Warning	26
1.6.3.5 Disconnect Handle	26
1.6.4 Triebwerke und Propeller	26
1.6.4.1 Linkes Triebwerk	26
1.6.4.2 Rechtes Triebwerk	27
1.6.4.3 Propeller	28
1.6.4.4 Zusammenfassung	28
1.6.5 Cockpitgestaltung	29
1.6.5.1 Allgemeines	29
1.6.6 Flight Guidance Systems	30
1.6.6.1 Electronic Flight Instrument System (EFIS)	30
1.6.6.1.1 Electronic Instrument Displays	30
1.6.6.1.2 Beschreibung des Systems	30
1.6.6.1.3 EFIS-Ausfall nach Einschalten des Logo Lights	32
1.6.6.2 Automatic Flight System (AFS)	32
1.6.6.2.1 Beschreibung des Systems	32
1.6.6.2.2 Darstellung des Flight Directors	34

1.6.6.2.3	Untersuchungen am Mode Select Panel	34
1.6.6.2.4	Verwendung des Automatic Flight Systems	35
1.6.6.3	Flight Management System (FMS)	35
1.6.6.3.1	Beschreibung des Systems	35
1.6.6.3.2	Einbau	37
1.6.6.3.3	Zertifizierung	37
1.6.6.3.4	Ausbildung	38
1.6.6.3.5	Betriebserfahrungen	38
1.6.6.3.6	Unterhalt	38
1.6.6.3.7	Navigation Data Base	39
1.6.6.3.8	Misleading Navigation	39
1.6.6.3.9	Verwendung des FMS	39
1.6.6.4	Weitere Navigationsausrüstung	40
1.6.6.4.1	VOR-Anzeigen	40
1.6.6.4.2	Air Data System	41
1.6.7	Bank Angle Warning System	41
1.6.8	Ground Proximity Warning System	42
1.6.9	Leistungen des Luftfahrzeuges	43
1.6.10	Unterhalt des Luftfahrzeuges	43
1.6.10.1	Wartungsaufzeichnungen (Maintenance Records)	43
1.6.10.2	Prozessabläufe Spenglerei	44
1.6.11	Prüfung des verwendeten Treibstoffs	45
<b>1.7</b>	<b>Wetter</b>	<b>45</b>
1.7.1	Allgemeine Wetterlage	45
1.7.2	Wetter auf dem Flughafen Zürich	46
1.7.3	Wetter im Unfallgebiet	47
1.7.4	Meldungen von Piloten	47
1.7.4.1	Wind	47
1.7.4.2	Sicht	47
1.7.4.3	Bewölkung	47
1.7.4.4	Niederschlag	47
1.7.4.5	Temperatur am Boden	47
1.7.4.6	Beobachtungen bezüglich Vereisung	47
1.7.5	Vereisung	48
1.7.5.1	Lufttemperatur	48
1.7.5.2	Luftfeuchtigkeit	48
1.7.5.3	Flüssigwassergehalt der Wolke	48
1.7.5.4	Tropfengrößenverteilung	48
1.7.5.5	Aufwindgeschwindigkeit	49
1.7.5.6	Vereisung in Wolken mit Niederschlag	49
1.7.6	Turbulenz	49
<b>1.8</b>	<b>Navigationshilfen</b>	<b>49</b>
1.8.1	Relevante Navigationsanlagen	49
1.8.2	Konstellation der GPS-Satelliten	49
1.8.3	Radaranlagen und Radardarstellung	50
<b>1.9</b>	<b>Kommunikation</b>	<b>50</b>
1.9.1	Beteiligte Flugverkehrleitstellen	50
1.9.2	Gesprächsaufzeichnungen	50
1.9.3	Kommunikationsanlagen	50
<b>1.10</b>	<b>Angaben zum Flughafen</b>	<b>51</b>
1.10.1	Allgemeines	51
1.10.2	Pistenausrüstung	51
1.10.3	Rettungs- und Feuerwehrdienste.	51
<b>1.11</b>	<b>Flugschreiber</b>	<b>51</b>
1.11.1	Digital Flight Data Recorder (DFDR)	51
1.11.1.1	Technische Beschreibung	51
1.11.1.2	Spezifische Parameter	52

1.11.1.3	Unterhalt und Überwachung	52
1.11.1.4	Positions-Aufzeichnung des rechten Querruders	53
1.11.2	Cockpit Voice Recorder (CVR)	53
1.11.2.1	Technische Beschreibung	53
1.11.2.2	Unterhalt	53
1.11.3	Auslesen der Flugdatenschreiber	54
1.11.4	CVR Kommunikation	54
<b>1.12</b>	<b>Angaben über den Aufprall, das Wrack und die Unfallstelle</b>	<b>54</b>
1.12.1	Aufprall	54
1.12.2	Erste Feststellungen auf der Absturzstelle	55
1.12.3	Trümmerfeld	55
1.12.4	Bergung	55
<b>1.13</b>	<b>Medizinische und pathologische Angaben</b>	<b>55</b>
1.13.1	Kommandant	55
1.13.1.1	Vorgeschichte und medizinische Befunde	55
1.13.1.2	Rechtsmedizinische Befunde	56
1.13.2	Copilot	58
<b>1.14</b>	<b>Feuer</b>	<b>59</b>
1.14.1	Untersuchung von Brandspuren an Flugzeugtrümmern	59
1.14.2	Resultate der Befragung von Augenzeugen	59
<b>1.15</b>	<b>Überlebenschancen</b>	<b>59</b>
<b>1.16</b>	<b>Weitere Forschungen</b>	<b>59</b>
1.16.1	Untersuchungen zur Elektromagnetischen Verträglichkeit (EMV)	59
1.16.2	Untersuchung der Landeklappen	60
1.16.3	Vergleichsflüge	60
1.16.4	Ergonomie und Arbeitsbelastung der Besatzung	60
1.16.5	Interkulturelle Aspekte	61
1.16.5.1	Flugzeuginstrumentierung	61
1.16.5.1.1	Künstlicher Horizont	61
1.16.5.1.2	Kompass	64
1.16.5.1.3	Bank Angle Warning	64
1.16.5.2	Cockpit Procedures	64
1.16.5.3	Crew Resource Management (CRM)	65
1.16.5.4	Sprachen	65
<b>1.17</b>	<b>Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung</b>	<b>66</b>
1.17.1	Flugbetriebsunternehmen Crossair	66
1.17.1.1	Allgemeines	66
1.17.1.2	Struktur	66
1.17.1.3	Pilotenselektion	66
1.17.1.3.1	Auswahlverfahren für Direct Entry Commander	66
1.17.1.3.2	Auswahlverfahren für Copiloten	67
1.17.1.3.3	Überwachung der Piloten während der Anstellungszeit	67
1.17.1.4	Anstellungsbedingungen	67
1.17.1.5	Arbeitsklima	68
1.17.1.6	Audit Rolls-Royce Deutschland	68
1.17.1.7	Maintenance Quality System	69
1.17.1.8	Meldesystem (Reporting System)	69
1.17.1.8.1	AMOS	69
1.17.1.8.2	Occurrence Report	69
1.17.1.8.3	Reliability Reporting	70
1.17.1.8.4	Special Reporting	70
1.17.2	Aufsichtsbehörde	70
1.17.2.1	Allgemeines	70
1.17.2.2	Struktur	70
1.17.2.3	Reorganisation	70
1.17.3	Verhältnis der Crossair zur Aufsichtsbehörde	71

<b>1.18</b>	<b>Zusätzliche Angaben</b>	<b>71</b>
1.18.1	Trainingsgeräte	71
1.18.1.1	Übersicht	71
1.18.1.2	Flugsimulator	71
1.18.1.2.1	Zertifizierung	72
1.18.1.2.2	Installation des FMS	72
1.18.1.3	FMS Trainer	72
1.18.2	Künstliche Horizonte im ehemaligen Ostblock	72
1.18.2.1	Programm zur Umschulung von Piloten für den Einsatz auf internationalen Strecken mit westlichen Flugzeugen	73
<b>1.19</b>	<b>Neue Untersuchungsmethoden</b>	<b>74</b>
<b>2</b>	<b>Analyse</b>	<b>75</b>
<b>2.1</b>	<b>Technische Aspekte</b>	<b>75</b>
2.1.1	Flight Guidance System	75
2.1.1.1	Electronic Flight Instrument System (EFIS)	75
2.1.1.1.1	Zuverlässigkeit	75
2.1.1.1.2	Verfügbarkeit während des Unfallfluges	76
2.1.1.2	Auto Flight System (AFS)	76
2.1.1.2.1	Zuverlässigkeit	76
2.1.1.2.2	Verfügbarkeit während des Unfallfluges	76
2.1.1.3	Flight Management System (FMS)	77
2.1.1.3.1	Zuverlässigkeit	77
2.1.1.3.2	Verfügbarkeit während des Unfallfluges	77
2.1.2	Weitere Avionikusrüstung	79
2.1.2.1	Air Data System	79
2.1.2.1.1	Zuverlässigkeit	79
2.1.2.1.2	Verfügbarkeit während des Unfallfluges	79
2.1.2.2	Ground Proximity Warning System (GPWS)	79
2.1.3	Flight Controls	80
2.1.3.1	Flaps System	80
2.1.4	Triebwerke und Propeller	80
2.1.5	Unterhalt	81
2.1.6	Elektromagnetische Verträglichkeit (EMV)	81
2.1.7	Lufttüchtigkeit	81
<b>2.2</b>	<b>Menschliche und organisatorische Aspekte</b>	<b>81</b>
2.2.1	Flugbesatzung	81
2.2.1.1	Kommandant	81
2.2.1.1.1	Lebenslauf	81
2.2.1.1.2	Fliegerische und berufsspezifische Ausbildung	81
2.2.1.1.3	Training	81
2.2.1.1.4	Sprachkenntnisse	82
2.2.1.1.5	Sozialer Hintergrund	82
2.2.1.1.6	Psychologische Aspekte	82
2.2.1.1.7	Medizinische Aspekte	83
2.2.1.2	Copilot	86
2.2.1.2.1	Fliegerische und berufliche Ausbildung	86
2.2.1.2.2	Sozialer Hintergrund	87
2.2.1.2.3	Psychologische Aspekte	87
2.2.1.2.4	Medizinische Aspekte	89
2.2.2	Umfeld der Flugbesatzung	89
2.2.2.1	Soziales Umfeld	89
2.2.2.2	Allgemeines fliegerisches Umfeld	90
2.2.2.2.1	Verfahren	90
2.2.2.2.2	Flugdienstzeiten	90
2.2.2.2.3	Sprache und Kommunikation	90
2.2.3	Flugbetriebsunternehmen Crossair	90
2.2.3.1	Allgemeines	90
2.2.3.2	Struktur	90

2.2.3.3	Auswahlverfahren für gemietete Direct Entry Commander	91
2.2.3.4	Auswahlverfahren für Copiloten	91
2.2.3.5	Arbeitsklima	91
2.2.4	Aufsichtsbehörde	91
<b>2.3</b>	<b>Betriebliche Aspekte</b>	<b>91</b>
2.3.1	Zeitbezogene Darstellung und Analyse des Flugverlaufs	91
2.3.2	Arbeitsaufteilung	102
2.3.3	Handlungsanalyse	102
2.3.4	Fehlermanagement	103
2.3.5	Crew Resource Management (CRM)	104
2.3.6	Cockpitgestaltung	106
2.3.6.1	Ergonomie	106
2.3.6.2	Steuerung und Steuerkräfte	106
2.3.6.3	Electronic Instrument Displays	107
2.3.6.4	Flight Director	107
2.3.7	Cockpitverfahren	107
2.3.7.1	Allgemeines	107
2.3.7.2	Ungewöhnliche Fluglagen (Unusual Attitudes)	108
2.3.8	Flugsicherung	108
<b>3</b>	<b>Schlussfolgerungen</b>	<b>110</b>
<b>3.1</b>	<b>Befunde</b>	<b>110</b>
<b>3.2</b>	<b>Ursachen</b>	<b>113</b>
<b>4</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen und Massnahmen zur Verbesserung der Flugsicherheit</b>	<b>114</b>
<b>4.1</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen zu technischen und betrieblichen Aspekten</b>	<b>114</b>
4.1.1	Bedienung des Flight Management Systems (FMS)	114
4.1.1.1	Sicherheitsdefizit	114
4.1.1.2	Festgestellte Tatsachen	114
4.1.1.3	Analyse	114
4.1.1.4	Sicherheitsempfehlung	114
4.1.1.5	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL)	115
4.1.2	Verfahren zur Programmierung des Flight Management Systems (FMS)	115
4.1.2.1	Sicherheitsdefizit	115
4.1.2.2	Festgestellte Tatsachen	115
4.1.2.3	Analyse	115
4.1.2.4	Sicherheitsempfehlung	115
4.1.2.5	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL)	115
4.1.3	Einsatz des Autopiloten	116
4.1.3.1	Sicherheitsdefizit	116
4.1.3.2	Festgestellte Tatsachen	116
4.1.3.3	Analyse	116
4.1.3.4	Sicherheitsempfehlung	116
4.1.3.5	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL)	116
4.1.4	Harmonisierung der Abflugverfahren mit den Betriebsverfahren des Saab 340B	116
4.1.4.1	Sicherheitsdefizit	116
4.1.4.2	Festgestellte Tatsachen	117
4.1.4.3	Analyse	117
4.1.4.4	Sicherheitsempfehlung	117
4.1.4.5	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL)	117
<b>4.2</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen zu menschlichen und organisatorischen Aspekten</b>	<b>117</b>
4.2.1	Übernahme ausländischer Pilotenlizenzen	117
4.2.1.1	Sicherheitsempfehlung	117
4.2.1.2	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt	117
4.2.2	Validierung von Lizenzen, die nicht nach JAR-FCL erteilt wurden	118
4.2.2.1	Sicherheitsempfehlung	118
4.2.2.2	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt	118
4.2.3	Validierung ausländischer Tauglichkeitszeugnisse	119

4.2.3.1	Sicherheitsempfehlung	119
4.2.3.2	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt	119
4.2.4	Beschäftigung ausländischer Piloten mit validierten Lizenzen	119
4.2.4.1	Sicherheitsempfehlung	119
4.2.4.2	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt	119
4.2.5	Eignungsabklärung für Besatzungsmitglieder	120
4.2.5.1	Sicherheitsempfehlung	120
4.2.5.2	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt	120
4.2.6	Training und Crew Pairing	120
4.2.6.1	Sicherheitsempfehlung	120
4.2.6.2	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt	120
4.2.7	Ausbildung und Einführung von Direct Entry Commander	121
4.2.7.1	Sicherheitsempfehlung	121
4.2.7.2	Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt	121
<b>4.3</b>	<b>Seit dem Unfall getroffene Massnahmen zur Verbesserung der Flugsicherheit</b>	<b>121</b>

### *Anhänge 1-9*



## Schlussbericht

Betreiber:	Crossair Limited Company for Regional European Air Transport, CH-4002 Basel
Flugzeugmuster und Ausführung:	Saab 340B
Nationalität:	Schweiz
Eintragungszeichen:	HB-AKK
Eigentümer:	Cinderella Aviation LLC, Isle of Man, U.K.
Unfallort:	Au, Gemeinde Nassenwil ZH Schweizer Koordinaten: 677 850/258 250 geographische Breite: N 47° 28' 12" geographische Länge: E 08° 28' 17" Ortshöhe: 424.25 m/M 1392 ft AMSL
Datum und Zeit:	10. Januar 2000 um 16:56:27.2 UTC

## Zusammenfassung

### Kurzdarstellung

Am 10. Januar 2000 startete um 16:54:10 UTC, in Dunkelheit, auf der Piste 28 des Flughafens Zürich das Flugzeug Saab 340B der Fluggesellschaft Crossair, immatrikuliert HB-AKK, zum Linienflug CRX 498 nach Dresden. Zwei Minuten und 17 Sekunden später schlug die Maschine nach einer Steilspirale nach rechts auf einem offenen Feld bei Au, Nassenwil ZH, auf.

Die zehn Insassen (drei Besatzungsmitglieder und sieben Passagiere) wurden beim Aufprall tödlich verletzt. Das Flugzeug wurde zerstört. Es brach ein Feuer aus und es entstand Flurschaden.

### Untersuchung

Der Unfall ereignete sich um 16:56:27.2 UTC. Die Schweizerische Rettungsflugwacht (REGA) alarmierte um 17:05 UTC den Pikettdienst des Büros für Flugunfalluntersuchungen (BFU). Die Untersuchung wurde am 10. Januar 2000 um 20:15 UTC in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Zürich eröffnet.

Das BFU bildete eine Untersuchungsgruppe zur Untersuchung von Flugunfällen von Grossflugzeugen mit Katastrophencharakter.

Gemäss Anhang 13 des Abkommens über die Internationale Zivilluftfahrt (ICAO Annex 13) haben die Herstellerstaaten des Flugzeuges die Möglichkeit, bevollmächtigte Vertreter zur Untersuchung zu entsenden. Sowohl Schweden als Herstellerstaat des Flugzeuges, als auch die Vereinigten Staaten von Amerika als Herstellerstaat der Triebwerke, machten von dieser Möglichkeit Gebrauch. Zusätzlich wurde der Bundesrepublik Deutschland die Entsendung eines Vertreters gestattet, da mehrere Unfallopfer aus Deutschland stammten. Ebenso wirkten der Flugzeughersteller Saab (Schweden) und die betroffene Fluggesellschaft Crossair bei der Untersuchung mit.

Die Untersuchung ergab die folgenden Ursachen für den Unfall:

Der Unfall ist auf eine Kollision mit dem Gelände zurückzuführen, nachdem die Flugbesatzung aus folgenden Gründen die Kontrolle über das Flugzeug verloren hatte:

- Die Flugbesatzung reagierte unweckmässig auf die Änderung der Abflugfreigabe SID ZUE 1Y durch die ATC.
- Der Copilot führte ohne Auftrag des Kommandanten eine Eingabe ins FMS aus, welche die Änderung des Instrumentenabfluges SID ZUE 1Y betraf. Dabei unterliess er die Wahl einer Drehrichtung.
- Der Kommandant verzichtete unter Instrumentenflugbedingungen und während der arbeitsintensiven Flugphase des Steigfluges auf den Einsatz des Autopiloten.
- Der Kommandant steuerte die Maschine in eine Steilspirale nach rechts, weil er mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit die räumliche Orientierung verloren hatte.
- Der Copilot traf nur unzureichende Massnahmen, um den Spiralsturz zu verhindern oder abzufangen.

Die folgenden Faktoren können zum Unfall beigetragen haben:

- Der Kommandant blieb einseitig auf Wahrnehmungen fixiert, die ihm eine Drehrichtung nach links suggerierten.
- Der Kommandant griff unter Stress bei der Interpretation der Fluglageanzeigeeinstrumente auf ein früher gelerntes Reaktionsmuster (Heuristiken) zurück.
- Die Fähigkeiten des Kommandanten zur Analyse und kritischen Lagebeurteilung waren möglicherweise als Folge einer Medikamentenwirkung eingeschränkt.
- Die Besatzung setzte nach der Änderung des Instrumentenabfluges SID ZUE 1Y bezüglich ihrer Aufgaben unweckmässige Prioritäten und blieb einseitig konzentriert.
- Der Kommandant wurde von Crossair nicht systematisch mit den Eigenheiten westlicher Systeme und Cockpitverfahren vertraut gemacht.

Im Laufe der Untersuchung wurden durch das BFU 11 Sicherheitsempfehlungen zu Händen des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL) verfasst:

- Bedienung des Flight Management System (FMS)
- Verfahren zur Programmierung des Flight Management Systems (FMS)
- Einsatz des Autopiloten
- Harmonisierung der Abflugverfahren mit den Betriebsverfahren des Saab 340B
- Übernahme ausländischer Pilotenlizenzen
- Validierung von Lizenzen, die nicht unter JAR-FCL erteilt wurden
- Validierung ausländischer Tauglichkeitszeugnisse
- Beschäftigung ausländischer Piloten mit validierten Lizenzen
- Eignungsabklärung für Besatzungsmitglieder
- Training und Crew Pairing
- Ausbildung und Einführung von Direct Entry Commander

# 1 Festgestellte Tatsachen

## 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

### 1.1.1 Vorgeschichte der letzten 24 Stunden

#### 1.1.1.1 Flugzeug

Unmittelbar vor dem Unfallflug wurde die HB-AKK mit einer anderen Besatzung als derjenigen des Unfallfluges auf der Strecke Zürich-Jersey-Guernsey-Zürich eingesetzt. Diese Besatzung meldete, dass das Flugzeug und dessen Systeme, inklusive der Navigationseinrichtungen und des *flight management systems* (FMS), während der gesamten Rotation ohne Probleme funktioniert hatten.

#### 1.1.1.2 Flugbesatzung

Der Kommandant des Unfallfluges absolvierte den vierten, der Copilot den fünften Arbeitstag in einer Serie von Flugeinsätzen. Zuvor hatten der Kommandant zwei und der Copilot vier Tage frei gehabt. Der Unfallflug war der neunte Flug, welchen die beiden Piloten an ihrem gemeinsamen vierten Arbeitstag in Folge miteinander absolvierten.

Am Tag vor dem Unfallflug meldete sich die Flugbesatzung nach einer Ruhezeit von fast 22 Stunden an ihrer Einsatzbasis in Basel um 12:05 UTC zum Dienst. An diesem Tag absolvierte die Besatzung die vier Flüge Basel-München-Basel und Basel-Dresden-Zürich. Sie beendeten ihre Arbeit um 22:34 UTC nach einer Einsatzzeit von 10 Stunden und 29 Minuten und einer Blockzeit von 5 Stunden und 34 Minuten.

Nach einer Ruhezeit von 13 Stunden und 31 Minuten mit einer Übernachtung in einem Hotel in Kloten meldete sich die Flugbesatzung im elektronischen Datenerfassungssystem der Crossair um 12:35 UTC am Flughafen Zürich zum Dienst.

Die ersten beiden Flüge nach Nürnberg und zurück führte die Besatzung mit dem Flugzeug Saab 340B HB-AKC aus. Für die folgenden Flüge Zürich-Dresden-Basel wechselte die Besatzung auf die Saab 340B mit der Immatrikulation HB-AKK.

### 1.1.2 Flugverlauf

Das Flugzeug HB-AKK war am 10. Januar 2000 als Crossair Flug CRX 842 von Guernsey kommend in Zürich gelandet und erreichte um 16:00 UTC den Standplatz F74, welcher sich nahe der Pistenschwelle 28 befindet.

Das Flugzeug wurde anschliessend auf diesem Standplatz für den nächsten Flug vorbereitet. Gemäss Aussagen des Bodenpersonals von Swissport verlief die Abfertigung des Flugzeuges ohne besondere Vorkommnisse.

Während der Bodenstandzeit wurde das Flugzeug mittels einer *ground power unit* (GPU) mit elektrischem Strom versorgt. Ein Klimawagen wurde nicht eingesetzt und das Flugzeug wurde nicht enteist.

Die Besatzung hat sich mit dem computerunterstützten Briefingsystem auf den Flug vorbereitet.

Die folgende Beschreibung des Flugverlaufs wurde mit Hilfe der Aufzeichnungen von *cockpit voice recorder (CVR)*, *digital flight data recorder (DFDR)*, Sprechfunkverkehr und Flugüberwachungsradar rekonstruiert (vgl. Anhang 1).

Gemäss den vorliegenden Aufzeichnungen waren der Kommandant, wie durch die Besatzung geplant, während des ganzen Fluges als fliegender Pilot (*pilot flying – PF*) und der Copilot als assistierender Pilot (*pilot non flying – PNF*) eingesetzt.

Der Flug CRX 498 nach Dresden erhielt um 16:39:14 UTC von der Flugverkehrsleitstelle (*clearance delivery – DEL*) die Flugverkehrsfreigabe: „*runway two eight, Dresden, Zurich East One Yankee Departure, squawk three zero zero four*“. Anschliessend wurde die Besatzung angewiesen, auf die Frequenz der Vorfeldkontrolle (*apron – APR*) zu wechseln. Die Erlaubnis zum Anlassen der Triebwerke wurde um 16:45:00 UTC durch APR erteilt. Um 16:49:22 UTC meldete der Copilot dem APR die Bereitschaft zum Rollen. Während die Besatzung auf die Rollfreigabe wartete, wurden einige Punkte der *taxi checklist* erledigt. Um 16:50:30 UTC erteilte APR dem Flug CRX 498 die Bewilligung, einem Airbus A320 der Swissair (SWR 014) zur Warteposition der Piste 28 zu folgen. In Übereinstimmung mit dieser Freigabe setzte sich CRX 498 in Bewegung. Die Flugbesatzung erledigte die noch ausstehenden Punkte der *taxi checklist* und kontaktierte den Kontrollturm (*tower – TWR*), welcher um 16:52:36 UTC die Freigabe zum Rollen auf die Piste erteilte.

Die Starterlaubnis wurde um 16:54:00 UTC erteilt: „*Crossair four nine eight, wind three zero zero degrees, three knots, cleared take-off runway two eight*“. Gemäss *automatic terminal information service (ATIS)* von 16:50 UTC herrschten die folgenden Wetterverhältnisse: Wind 290° mit 2 Knoten, Sicht 6 km in Nieselregen, stark bewölkt, Wolkenuntergrenze bei 500 Fuss über Grund, Temperatur 2°C, Taupunkt 1°C, QNH 1032 hPa. Das Flugzeug begann den Startlauf um 16:54:10 UTC in Dunkelheit. Die Landescheinwerfer waren eingeschaltet und die Landeklappen (*flaps*) vollständig eingefahren.

Nach dem Abheben um 16:54:31 UTC wurde das Fahrwerk eingefahren. Anschliessend wurde auf Befehl des Kommandanten der *flight director (FD)* eingeschaltet und der NAV-Mode vorgewählt. Beide Piloten bestätigten, dass das *long range navigation system* Nummer 1 (LRN 1) dem Kurs folgte (*LRN 1 captured*).

Der Kommandant steuerte die Maschine in einen stabilen Steigflug mit einer Längsneigung von 15° *attitude nose up (ANU)* und einer Geschwindigkeit von 136 Knoten (*knots indicated airspeed – KIAS*). Für den gesamten weiteren Flugverlauf wurde der Autopilot nie eingeschaltet. Da die Wolkenuntergrenze mit 500 ft über Grund (*above ground level – AGL*) angegeben wurde, ist anzunehmen, dass das Flugzeug oberhalb von ca. 1900 ft Höhe über Meer (*above mean sea level – AMSL*) in Instrumentenwetterbedingungen (*instrument meteorological conditions – IMC*) gelangte.

Der anfänglich zurückgelegte Flugweg mit einem Steuerkurs von 276° folgte der Pistenachse. Nach der Aufforderung durch den TWR wechselte CRX 498 um 16:55:07 UTC auf die Frequenz der Abflugkontrolle (*departure control – DEP*). Danach zeigte die Radaraufzeichnung eine Änderung des Flugweges um 5° nach Süden. Diese leichte Kursabweichung wurde vor Erreichen des Navigationsfixpunktes DME 2.1 KLO durch das Einleiten einer Rechtskurve reduziert.

Um 16:55:15 UTC wurde der Flug CRX 498 für den Steigflug auf Flugfläche 110 freigegeben. DEP erteilte um 16:55:39 UTC den Befehl zum VOR ZUE einzudrehen: „*four nine eight, turn left to Zurich East*“. Der Copilot bestätigte über Funk: „*turning left to Zurich East, Crossair four niner eight*“. Gleichzeitig erreichte das Flugzeug den Navigationspunkt DME 2.1 KLO. An diesem Punkt schreibt das Abflugverfahren ZUE1Y eine Linkskurve vor, um den *radial 255* des

VOR KLO anzusteuern und diesem anschliessend zu folgen. Um 16:55:45 erreichte die Querlage nach links ein Maximum von 16.9° bei einem Kompasskurs von 270°.

Um 16:55:47 UTC informierte der Copilot den Kommandanten, dass das LRN System von der gegenwärtigen Position nach ZUE programmiert sei: „*from present, LRN is to Zurich East, yeah*“. Der Kommandant bestätigte mit: „*checked*“.

Die von DEP angewiesene Drehrichtung nach links wurde dabei nicht erwähnt.

Nach kurzem Verharren des Flugzeuges in einer Querlage nach links von 16° begann es nach rechts zu rollen. Ab 16:55:47 UTC betrug die Änderung der Querlage 3°/s nach rechts.

Der Copilot war in dieser Phase stark beschäftigt, die vom Kommandanten routinemässig ausgegebenen Befehle („*CTOT/APR off, yaw damper on, bleed air on*“) auszuführen. Alle relevanten Flugparameter wiesen in dieser Phase auf einen stabilen Steigflug mit einer Längsneigung von 13-14° ANU hin. Auch die intern geführte Kommunikation ergab keine Hinweise auf irgendwelche Schwierigkeiten.

Um 16:55:55 UTC bei einer Querlage von 8.4° nach rechts, erhöhte sich die Winkelgeschwindigkeit der Querlage und die Flugzeugnase begann sich von 14.2° auf 10.8° ANU zu senken.

Um 16:56:00 UTC erreichte die Querlage nach rechts 31.0°, als der Kommandant den Befehl zum Setzen der Steigleistung gab: „*set climb power*“. Der Copilot bestätigte mit einem geflüsterten „*coming*“ und begann mit dem Einstellen der Steigleistung – ein Vorgang, der einige Zeit in Anspruch nimmt.

Zwischen 16:56:03 UTC und 16:56:10 UTC stabilisierte der Kommandant durch entsprechende Steuerausschläge die Querlage im Bereich von 39 – 42° nach rechts. Die Längsneigung reduzierte sich weiter und stabilisierte sich um 16:56:06 UTC durch entsprechende Höhenruder-Ausschläge während vier Sekunden bei 1° ANU. Als Konsequenz erreichte die Flugbahn ihre grösste Höhe von 4720 ft AMSL. Nach Aussage der Besatzung des vorangehenden Fluges SWR 014 betrug die Wolkenobergrenze zu jenem Zeitpunkt ca. 5000 ft AMSL. Die Geschwindigkeit des Unfallflugzeuges erhöhte sich auf 158 KIAS.

Um 16:56:10 UTC begann eine Phase von neun Sekunden, die durch eine Destabilisierung der Fluglage gekennzeichnet war. Sie war geprägt von unkoordinierten Ausschlägen des Querruders nach links und nach rechts. Das Höhenruder blieb währenddessen praktisch in Neutrallage. Da die Ausschläge des Querruders nach rechts dominierten, erhöhte sich die Querlage von 42 auf 80° nach rechts. Bei der Neutrallage des Höhenruders vergrösserte sich als Folge der grossen Querlage die Längsneigung auf 25° *attitude nose down (AND)*. Das Flugzeug verlor dadurch schnell an Höhe und die Geschwindigkeit erhöhte sich auf 207 KIAS.

Um 16:56:12 UTC machte der Copilot den Kommandanten darauf aufmerksam, dass man links nach ZUE drehen sollte: „*turning left to Zurich East, we should left*“.

Um 16:56:15 UTC, bei einer Querlage von 65.8° nach rechts, murmelte der Kommandant undeutlich: „*oh-na-na*“. Drei Sekunden später um 16:56:18 UTC forderte DEP eine Bestätigung, dass das Flugzeug nach links drehe: „*Crossair four nine eight, confirm you are turning left*“. Der Copilot antwortete unverzüglich: „*moment please, standby*“. Daraufhin wies DEP die Besatzung an, die Rechtskurve fortzusetzen: „*ok, continue right to Zurich East*.“

In der letzten Flugphase, beginnend um 16:56:20 UTC, ging das Flugzeug in eine Steilspirale über. Als Folge von massiven Querruder-Ausschlägen erreichte das Flugzeug eine maximale Querlage von 137° nach rechts.

Die Triebwerke lieferten noch immer hohe Leistung, da das Setzen der Steigleistung nicht beendet wurde. Bei einer Geschwindigkeit von 250 KIAS ertönte das *over speed warning horn*. Um 16:56:24 UTC machte der Copilot den Kommandanten intensiv darauf aufmerksam nach links zu drehen: „*turning left, left, left, left... left!*“

Am Ende der Datenaufzeichnung um 16:56:25 UTC hatte das Flugzeug noch eine Querlage von 76° nach rechts. Die Flugzeugnase hatte sich bei einer Fluggeschwindigkeit von 285 KIAS auf 63° AND gesenkt.

Mehrere Zeugen beobachteten, wie das Flugzeug in einem steilen Sinkflug aus den Wolken stiess und eine Rechtskurve ausführte.

Um 16:56:27.2 UTC schlug das Flugzeug in einem offenen Feld bei Au, Nassenwil, ZH auf. Keiner der drei Besatzungsmitglieder und sieben Passagiere überlebte den Aufprall.

## 1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
tödlich	3	7	-
schwer	-	-	-
leicht/nicht	-	-	-

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde beim Absturz auf freiem Wiesenland zerstört. Nach dem Absturz brannten noch einige Trümmer an der Oberfläche. Der Grossteil der Trümmer bohrte sich bis ca. 3 m tief in den weichen Boden des Kulturlandes. Kleinere Teile wurden fächerförmig in der Richtung des Aufpralls auf einer Fläche von ca. 15000 m<sup>2</sup> verteilt.

## 1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand Landschaftschaden. Durch Kerosin verschmutztes Erdreich wurde entfernt und das Aushubmaterial in eine gesicherte Deponie verbracht. Die Absturzstelle wurde anschliessend aufgefüllt und renaturiert.

## 1.5 Beteiligte Personen

### 1.5.1 Kommandant

Person:	Staatsbürger der Republik Moldawien, männlich, Jahrgang 1958
Einsatzzeit:	Dienstende am Vortag (9. Januar 2000): 22:34 UTC Dienstantritt am Unfalltag: 12:35 UTC Einsatzzeit am Vortag: 10:29 Stunden Einsatzzeit am Unfalltag: 4:21 Stunden
Lizenz:	des Ministeriums für Zivilluftfahrt der Sowjetunion, für Piloten 2. Klasse, ausgestellt am 2. Januar 1986, gültig bis 6. April 2000. schweizerische Validierung, ausgestellt am 2. November 1999, gültig bis 6. April 2000
Instrumentenflugberechtigung:	Kategorie I, gültig bis 06.04.2000 Kategorie II, gültig bis 06.04.2000
letzter <i>proficiency check</i> :	26. Oktober 1999
letzter <i>line check</i> :	19. November 1999
Tauglichkeitszeugnis:	des "Medical Center of Civil Aviation of the Republic of Moldova" vom 30. September 1999, gültig bis 6. April 2000, gemäss Verordnung über die medizinische Begutachtung des fliegerischen Personals, der Flugschüler, der Fluglotsen, des Kabinenpersonals und Ausbildungspersonals in der Zivilluftfahrt, Moskau 1982
Flugerfahrung:	8452:51 Flugstunden insgesamt
auf Motorflugzeugen	6962:33 Flugstunden
auf Helikopter	1490:18 Flugstunden
als Kommandant	4645:12 Flugstunden
auf dem Unfallmuster	1870:12 Flugstunden
während der letzten 90 Tage:	139:06 Flugstunden, alle auf dem Unfallmuster
am Vortag:	5:34 Flugstunden, alle auf dem Unfallmuster
am Unfalltag	1:47 Flugstunden, alle auf dem Unfallmuster
Flugzeit bei Crossair	139:06 Flugstunden, alle auf dem Unfallmuster, davon Streckeneinführung: 37:06 Flugstunden
Fliegerische Ausbildung	1975 Selektionierung durch Aeroflot und Eintritt in die Zivilluftfahrtschule Kremenschug (Ukrainische Sowjetrepublik) 1977 Abschluss als Pilot der Zivilluftfahrt 1985-1990 Fernstudium an der Akademie der Zivilluftfahrt in Leningrad, Abschluss mit Diplom LE-85058 als Pilot-Ingenieur der Zivilluftfahrt

05.02.1997-03.06.1997 Umschulung auf Saab 340B im Crossair Training Center Basel  
 02.03.1998 Saab 340B Cat. II Theoriekurs im Crossair Training Center Basel  
 03.-04.03.1998 Saab 340B FMS Theoriekurs im Crossair Training Center Basel  
 13.03.1998 Saab 340B Cat. II Simulator Kurs im Crossair Training Center Basel  
 09.03.1999 *proficiency check* Simulator Saab 340B Crossair Training Center Basel  
 12.07.1999 *proficiency check* Simulator Saab 340B (rechter Sitz) Crossair Training Center Basel  
 26.10.1999 *proficiency check* Simulator Saab 340B (Swiss license validation) Crossair Training Center Basel

## 1.5.2 Copilot

Person: Staatsbürger der Slowakischen Republik, männlich, Jahrgang 1965

Einsatzzeit: Dienstende am Vortag (9. Januar 2000):  
 22:34 UTC  
 Dienstantritt am Unfalltag: 12:35 UTC  
 Einsatzzeit am Vortag: 10:29 Stunden  
 Einsatzzeit am Unfalltag: 4:21 Stunden

Lizenz: der Slowakischen Republik, für Berufspiloten, ausgestellt am 24. Oktober 1994, gültig bis 20. Mai 2000.  
 schweizerische Validierung, ausgestellt am 16. September 1999, gültig bis 20. Mai 2000

Instrumentenflugberechtigung: Kategorie I, gültig bis 20.05.2000  
 Kategorie II, gültig bis 02.03.2000

letzter *proficiency check*: 2. September 1999

letzter *line check*: 1. Oktober 1999

Tauglichkeitszeugnis: des Kosice Air Force Military Hospital, Department of Aviation Medicine, ausgestellt am 20. Mai 1999, gültig bis 20. Mai 2000

Flugerfahrung: 2332 Flugstunden insgesamt  
 auf Motorflugzeugen 1482 Flugstunden  
 auf Segelflugzeugen 850 Flugstunden  
 auf dem Unfallmuster: 1162:26 Flugstunden  
 während der letzten 90 Tage: 168:44 Flugstunden, alle auf dem Unfallmuster  
 am Vortag: 5:34 Flugstunden, alle auf dem Unfallmuster  
 am Unfalltag: 1:47 Flugstunden, alle auf dem Unfallmuster  
 Flugzeit bei Crossair: 232:26 Flugstunden, alle auf dem Unfallmuster,  
 davon Streckeneinführung: 43:18 Flugstunden



Fliegerische Ausbildung: Zwischen 1989 und 1996 absolvierte er die Berufspiloten-Ausbildung im Aeroklub Spišska Nová Ves  
 14.03.-20.05.1996 *multi engine* und *instrument rating, type rating* L-200 an der Universität für Verkehr und Kommunikation, Bereich Lufttransport, in Žilina  
 02.06.1997-12.09.1997 Umschulung auf Saab 340 bei Tatra Air (SAS Flight Academy in Stockholm)  
 12.09.1999 *proficiency check* Simulator Saab 340B (*Swiss license validation*) Crossair Training Center Basel

### 1.5.3 Flugbegleiterin

Person: Französische Staatsbürgerin, weiblich, Jahrgang 1974

### 1.5.4 Flugverkehrsleiter (TWR)

Person: Schweizer Staatsbürger, männlich, Jahrgang 1963

Lizenz: für Flugverkehrsleiter, ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt am 31. Oktober 1990, letzte Erneuerung am 15. September 1999, gültig bis 15. September 2000

### 1.5.5 Flugverkehrsleiter (DEP)

Person: Schweizer Staatsbürger, männlich, Jahrgang 1955

Lizenz: für Flugverkehrsleiter, ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt am 1. September 1982, letzte Erneuerung am 1. September 1999, gültig bis 1. September 2000

## 1.5.6 Ausbildung, Prüfungen und Ausweiswesen

### 1.5.6.1 Pilotenausbildung in der ehemaligen Sowjetunion an der Fliegerschule in Kremenschug

Die Ausbildung begann mit dem Selektionsprozess für die Fliegerschule der Zivilluftfahrt in Kremenschug. Für diese Schule wurden – wie an allen anderen Schulen der ehemaligen Sowjetunion (*former Soviet Union – FSU*) – Kandidaten nach Abschluss der obligatorischen zehnjährigen Schulausbildung ausgewählt. Pro Ausbildungsplatz gab es im Schnitt 15 Bewerber. Die Kandidaten wurden vor allem auf Gesundheit und schulisches Grundwissen geprüft.

Die Ausbildung an der Fachschule in Kremenschug erstreckte sich – im Unterschied zur vierjährigen Ausbildung an Luftfahrthochschulen – über drei Jahre. Der Abschluss erfolgte als Pilot dritter Klasse mit fliegerischer Erfahrung auf einmotorigen Flugzeugen (JAK-18, AN-2) und ohne Instrumentenflugbewilligung.

Die Klasseneinteilung der Piloten der FSU erstreckte sich von Klasse 4 bis Klasse 1. Die Einteilung eines Piloten in eine Klasse gab einerseits Auskunft über seine Qualifikation. Andererseits wurde eine bestimmte Mindestqualifikation, ausgedrückt als Klasse, für die Aufnahme bestimmter Tätigkeiten vorausgesetzt. Während ein Pilot 3. Klasse als Kommandant auf „einfachen“

chen Flugzeugen“ (AN-2) und als Copilot auf „mittleren Flugzeugen“ (JAK-40, AN-24) arbeiten konnte, brauchte er für eine Kommandantenstelle auf einem „mittleren Flugzeug“ die Qualifikation als Pilot 2. Klasse. Die Ernennung setzte eine bestimmte Flugerfahrung, eine weiterführende theoretische und praktische Ausbildung und das Bestehen von Prüfungen voraus. Ausser der Stufe 4. Klasse konnte keine Klasse übersprungen werden.

Die Ausbildung in der FSU erfolgte einheitlich in allen Lehreinrichtungen und in allen fliegerischen Operationen, basierend auf Vorschriften, die vom Ministerium für Zivilluftfahrt erlassen wurden. Ebenfalls einheitlich und vom Ministerium für Zivilluftfahrt erlassen wurden die Betriebsverfahren (*standard operating procedures – SOP*) – zusammengefasst in der sogenannten *Technologia*, die typenspezifisch erlassen wurde.

Die Ausbildung erfolgte umfassend im Bereich Theorie. Die fliegerische Ausbildung war sehr stark verfahrensorientiert. Sie erfolgte in einem Flugzeug vom Typ JAK-18 oder AN-2 nach der entsprechenden *Technologia*.

Nach Abschluss der Fachschulausbildung erfolgte der Einsatz in einer operativen Abteilung.

Piloten der FSU wurden nach einheitlichen Lehrplänen umgeschult. Eine neue Musterberechtigung konnte nur in der Position des Copiloten erworben werden. Erst nachdem auf dem entsprechenden Flugzeugmuster eine gewisse fliegerische Erfahrung erworben worden war (mindestens 500 Flugstunden), erfolgte die Umschulung zum Kommandanten. Andererseits erforderte die Umschulung auf grössere Flugzeuge vorherige Erfahrungen als Kommandant auf kleinen Typen. So verlief die typische Karriere von Piloten der FSU als wechselnde Tätigkeit in Copiloten- und Kommandantenfunktionen.

#### 1.5.6.2 Ausbildung der Flugbesatzung von Flug CRX 498

##### 1.5.6.2.1 Kommandant

Der Kommandant des Unfallfluges wurde während der ersten 20 Jahre seiner fliegerischen Karriere ausschliesslich im System der FSU trainiert. Die Ausbildung zum Piloten der Zivilluftfahrt war seine einzige Berufsausbildung.

Nach Abschluss seiner Fachschulausbildung an der Fliegerschule in Kremenschug wurde er einem Geschwader AN-2 für den landwirtschaftlichen Sprühflug als Copilot zugewiesen. Dort wurde die Ausbildung nach einem zentral vorgegebenen Plan theoretisch und praktisch fortgesetzt.

Die AN-2 ist ein einmotoriger Doppeldecker mit einer Zweimannbesatzung, der für Landwirtschafts-, Fracht- und Passagierflüge eingesetzt wurde. Der Einsatz erfolgte nach Sichtflugregeln.

Mit der Umschulung auf KA-26 wurde der Kommandant des Unfallfluges mit dem Helikopterflug vertraut gemacht. Die Operation erfolgte weiterhin in der Landwirtschaft und nach Sichtflugregeln, mit dem Unterschied, dass es sich nun um eine Einmann-Besatzung handelte.

Während der zehnjährigen Tätigkeit im landwirtschaftlichen Sprühflug sammelte der Kommandant des Unfallfluges 4068 Flugstunden.

Die Umschulung auf AN-24 war ein grosser Schritt in der Ausbildung des Kommandanten. Hier wurde der Einsatz mit einem mehrmotorigen Flugzeug mit Turboprop-Triebwerken und nach Instrumentenflugregeln vorbereitet. Es handelte sich hier um seine erste Instrumentenflugausbildung

Mit dem Abschluss des Fernstudiums an der Luftfahrtakademie in St. Petersburg konnte er sein theoretisches Wissen ergänzen und erwarb die Qualifikation als Pilot-Ingenieur. Damit war auch seine Ernennung zum Piloten 2. Klasse möglich geworden.

Mit diesen Voraussetzungen erfolgte die Umschulung zum Kommandanten auf AN-24.

Der Kommandant erhielt die Lizenz Nr. 025222 des Ministeriums für Zivilluftfahrt der Sowjetunion für Piloten 2. Klasse (Linienpilotenlizenz), ausgestellt am 02.01.1986, mit Kommandanten-Eintrag für AN-24 und AN-26 und der Sonderbewilligung für Flüge mit reduzierter Besatzung.

Einige Zeit später unternahm der Kommandant des Unfallfluges einen Versuch, sich bei Aeroflot vom AN-24 (zweimotoriges Turboprop-Flugzeug) auf TU-134 (zweimotoriges Jet-Flugzeug) umschulen zu lassen. Dabei scheiterte er am Selektionsverfahren.

In der Zwischenzeit hatte Moldavian Airlines von Crossair eine Saab 340B übernommen. Das Flugzeug war gleich ausgerüstet wie die übrigen Saab 340B von Crossair, d.h. es verfügte insbesondere nach der Umrüstung über das gleiche FMS.

Der Kommandant wurde nach medizinischer und psychologischer Eignungsabklärung von Moldavian Airlines angestellt und zur Umschulung als Kommandant auf Saab 340B bestimmt. Diese wurde inklusive Streckeneinführung in vier Monaten bewältigt. Im Vergleich dazu werden bei der russischen Fluggesellschaft Aeroflot für die Umschulung auf westliche Flugzeugtypen in der Regel mehr als zwölf Monate aufgewendet.

Die Anstellung bei Moldavian Airlines konfrontierte den Kommandanten erstmals mit westlicher Flugzeugtechnik, mit westlichen Navigations- und Fluglageinstrumenten, mit westlicher Ausbildung und Cockpitphilosophie (*crew resource management – CRM*) und der westlichen Lebenskultur.

Weiterführende Trainings und Checks wurden sowohl nach den Prinzipien der FSU (*line checks*, regelmässige Überprüfung der Theoriekenntnisse), als auch nach den Crossair-Syllabi (*CAT 2 training, proficiency check, FMS training*) ausgeführt. Es wurde kein spezielles *differential training* durchgeführt, welches die Unterschiede zwischen Ost und West zum Thema gehabt hätte. Ebenfalls absolvierte der Kommandant kein *unusual attitude training*.

Als der Kommandant des Unfallfluges 1997 von Moldavian Airlines angestellt wurde, verfügte er über total 6582 Stunden Flugerfahrung, davon 3085 Flugstunden als verantwortlicher Pilot. Der psychologische Eignungstest war mit einer „Empfehlung zur Umschulung in der ersten Gruppe“ bestanden worden. Ebenso war die medizinische Kommission zu einer gleichlautenden Empfehlung gelangt. Die Umschulungsbewilligung wurde durch die *Moldavian Civil Aviation Authority* (MCAA) am 31.01.1997 erteilt.

Die Umschulung erfolgte bei der Crossair Basel nach dem vom Schweizerischen Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) bewilligten Syllabus und gemäss MCAA nach den Regeln des PPLS GA-92 (Schulungsvorschriften für Flugbesatzungen der Zivilluftfahrt von 1992). Der Theoriekurs fand vom 05.02.1997 bis 20.02.1997 statt. Anschliessend wurde bis zum 20.03.1997 auf dem Simulator und dem Flugzeug geschult. Der *IFR proficiency check* wurde im März 1997 abgenommen.

Während der Umschulung wurden 32 Flugstunden auf dem Simulator und 1:20 Flugstunden im Flugzeug (17.03.1997) aufgezeichnet.

Gemäss der MCAA Anweisung Nr. 17 vom 25.03.1997 erhielt der Kommandant eine Bewilligung für Schulungsflüge und für die Streckeneinführung auf Saab 340B. Diese Streckeneinfüh-

rung erfolgte dann auf dem Liniennetz der Moldavian Airlines mit den Destinationen Kishinew, Budapest, Prag, Verona und Malpensa. Schweizerische *line training captains*, die durch die Crossair für den Zeitraum vom 31.03.1997 bis 21.05.1997 gestellt worden waren, wurden auf diesen Flügen eingesetzt. Ein *line check* wurde ebenfalls durch einen schweizerischen Piloten am 21.05.1997 vorgenommen.

Nach abgeschlossener Ausbildung erfolgte am 30.05.1997 der Eintrag als Kommandant Saab 340B in die sowjetische Lizenz, basierend auf der entsprechenden MCAA Anweisung 41/1 vom 30.05.1997. Diese Lizenz entspricht nach Aussagen der MCAA dem ICAO Standard. Die IFR-Berechtigung wurde mit dem Zusatz „Starts ab 150 m Sicht, Landungen bis 60 m Wolkenuntergrenze und 600 m Sicht“ ausgestellt.

Die medizinischen Untersuchungen wurden gemäss den gültigen russischen Vorschriften alle in Moldawien vorgenommen.

Vom 03.03.1998 bis zum 04.03.1998 nahm der Kommandant im Auftrag der Moldavian Airlines am *FMS UNS-1K theory course* der Crossair teil.

Am 13.03.1998 erfolgte, ebenfalls im Auftrag der Moldavian Airlines, ein CAT II Training (*simulator course*), wiederum bei der Crossair. Der anschliessende Lizenzeintrag in Moldawien auf der Basis der Anweisung Nr. 44 vom 24.03.1998 erhielt den Zusatz „Starts ab 150 m Sicht, Landungen bis 30 m Wolkenuntergrenze und 350 m Sicht“ und erfolgte am 24.03.1998.

Die *proficiency checks* wurden im Auftrag von Moldavian Airlines im Saab 340B Simulator der Crossair in Basel mit schweizerischen Fluglehrern und Experten vorgenommen. Dokumentiert sind die *checks* vom 13.03.1998, 09.03.1999 und 12.07.1999 (*right hand seat introduction*). Seitens MCAA wurden jeweils Trainings- und Checkaufträge auf einem MCCA-Formblatt erteilt. Die Einträge in Logbuch und Lizenz erfolgten dann entsprechend.

Am 26.10.1999 führte die Crossair einen *licence proficiency check* im Saab 340B Simulator der Crossair in Basel durch. Mit dem Checkformular wurde beim Schweizerischen BAZL die Validierung der Lizenz beantragt. Die sowjetische Lizenz hatte zu diesem Zeitpunkt einen Gültigkeitseintrag bis 06.04.2000, basierend auf der Gültigkeitsperiode der medizinischen Kontrolle aus Moldawien. Dem Antrag wurde eine Bestätigung des *Medical Center of Civil Aviation of (the) Republic of Moldova* über die Gültigkeit der Untersuchung bis zum 06.04.2000 beigelegt.

Vom BAZL wurde eine schriftliche Bestätigung des MCAA betreffend Konformität der moldawischen Lizenz mit internationalen Standards erfragt (Fax vom 01.11.1999), die am 02.11.1999 per Fax in Bern eintraf.

Daraufhin wurde am 02.11.1999 vom BAZL eine schweizerische Lizenz CH 42889 für Linienspielen ausgestellt, mit dem Eintrag 81-15 „*Validation foreign licence, according to article 62 of the Swiss Air Navigation Law, the FOCA on basis of the following licences recognises with all rights reserved to revoke without further notice: 15 Civil Aviation Pilot Licence – Aeroplanes no. 025222 CAA / Republic of Moldova, valid as PIC on the type of aircraft SF 34 within the commercial operations of the company Crossair Ltd., CH-4002 Basel*“.

Eine medizinische Untersuchung erfolgte in der Schweiz nicht.

Eine Crossair Streckeneinführung über 20 Sektoren begann am 09.11.1999 und endete mit dem *line check* vom 19.11.1999.

Die Tätigkeit bei der Crossair dauerte drei Monate. In dieser Zeit flog er 139 Flugstunden. Seine Erfahrung mit der Operation auf dem Flughafen Zürich bestand in vier dokumentierten Abflügen.

Über die Sprachkenntnisse des Kommandanten des Unfallfluges konnte folgendes in Erfahrung gebracht werden:

Muttersprachen	zweisprachig aufgewachsen: russisch und moldawisch, akzentfrei, fließend in Wort und Schrift
Französisch	Kenntnisse unbekannt
Englisch	Grundkenntnisse ab 1990; 29.12.1999 Eintrittstest Wall Street Institute: Eintrittslevel 7 erreicht ( <i>way stage</i> : nach der 6. Stufe können sich Schülerinnen und Schüler mit einem funktionellen Wortschatz auf unterer Mittelstufe unterhalten und in einfachen Konversationen mitwirken), Kursteilnahme geplant ab Januar 2000 mit Ziel: <i>upper way stage</i> . (Qualifikation: nach Beendigung der Stufe 9 können sich Schülerinnen und Schüler im privaten und geschäftlichen Bereich mit einem funktionellen Wortschatz unterhalten und die in einer Konversation meist verwendeten Ausdrücke gebrauchen).

#### 1.5.6.2.2 Copilot

Der Copilot des Unfallfluges absolvierte seine fliegerische Ausbildung nach dem politischen Zusammenbruch des Ostblocks am Ende der achtziger Jahre. Sie erfolgte damit in einer gemischten Kultur, geprägt durch:

- das stark reglementierte Umfeld, mit russischen Wurzeln und noch wirksamem russischem Einfluss
- westliche Orientierung mit dem Einsatz westlicher Flugzeugtypen und deren Einsatzphilosophie.

Die Ausbildung des Copiloten erfolgte aber bereits in den neunziger Jahren, so dass er keine Konfrontation mehr mit russischer Instrumentierung und mit russischen SOP erlebte.

Seine Umschulung auf Saab 340B erfolgte im Auftrag der Tatra Air bei der SAS (*SAS Flight Academy*). Diese Umschulung stellte eine Kombination aus dem Tatra Air Syllabus und dem Simulatorprogramm der SAS dar. Flugtraining, Streckeneinführung und der Einsatz erfolgten ausschliesslich bei Tatra Air; dies waren seine ersten Erfahrungen im Zweimann Cockpit und im Umfeld der gewerbsmässigen Luftfahrt.

Regelmässige *proficiency* und *line checks* wurden mit Instruktoren der Tatra Air durchgeführt.

Diese erste und einzige kommerzielle Erfahrung vor dem Einsatz bei Crossair dauerte 1 ½ Jahre. Während der Umschulung auf Saab 340 fand keine formale MCC (*multi crew concept*) oder CRM (*crew resource management*) Ausbildung statt. Damit erfolgte seine Einführung in die Arbeit im Zweimann-Cockpit primär während der Simulatorschulung und Linieneinführung bei Tatra Air. Wiederholte Hinweise zur Beschleunigung des Arbeitstempos und zur Priorisierung der ATC-Kommunikation sind aus dieser Zeit dokumentiert.

Der Copilot hielt die Lizenz Nr. 03940314 für Berufspiloten der Slowakischen Republik, ausgestellt am 24.10.1994. Dieser Ausweis enthielt den Eintrag als Copilot auf Saab 340B, eine Bewilligung für IFR-Flüge sowie einen Typeneintrag für L-200. Die Gültigkeit der Lizenz bis 20.05.2000 war handschriftlich eingetragen und durch den Hinweis „Brillenträger“ ergänzt.

1997 wurde der Copilot von Tatra Air angestellt und durchlief die Umschulung auf Saab 340B im Juni und Juli 1997. Zu diesem Zeitpunkt verfügte er über total 295:35 Flugstunden Erfahrung auf Motorflugzeugen. Davon waren 54:05 Flugstunden auf L-200 und 36:40 Instrumentenflugstunden.

Die Umschulung begann mit einer *cockpit observation* vom 02.06.1997 bis 09.06.1997. Theoriekurs und Simulatortraining erfolgten bei der SAS Flight Academy in Stockholm. Der Theoriekurs wurde am 25.06.1997 abgeschlossen. Das anschliessende Simulatortraining endete am 06.07.1997 mit insgesamt 15 Simulatorstunden als *pilot flying* und 5 Stunden als *pilot non flying*. Ein Flugtraining am 09. und 10.07.1997 summierte sich zu 3:15 Stunden und 12 Landungen.

Die Streckeneinführung erfolgte anschliessend auf dem Liniennetz der Tatra Air mit den Destinationen Bratislava, Zürich, Kosice, Prag und Malpensa. Sie war über 30 Sektoren geplant und wurde am 12.09.1997 nach 42 Sektoren abgeschlossen.

Nach dem Konkurs der Tatra Air fand der Copilot eine Anstellung bei der Crossair und wurde dort einer Ausbildung unterzogen, das Simulatortraining, FMS Training, Streckeneinführung und den *proficiency check* beinhaltete.

Am 02.08.1999 wurde der Copilot von der Crossair mit Arbeitsvertrag vom 25.08.1999 angestellt. Der Kursbeginn für die *re-qualification* der Crossair ist mit „(16.08.99) 02.08.1999“ aufgeführt.

Am 24.08.1999 durchlief der Copilot des Unfallfluges die offizielle Pilotenselektion der Crossair.

Am 02.09.1999 führte Crossair einen *licence proficiency check* im Saab 340B Simulator der Crossair in Basel durch. Am 14.09.1999 wurde beim Schweizerischen BAZL die Validierung der Lizenz beantragt.

Die schweizerische Lizenz CH 42696 für Berufspiloten (CPL), mit dem Eintrag 81-13 „*Validation foreign licence, according to article 62 of the Swiss Air Navigation Law, the FOCA on basis of the following licences recognises with all rights reserved to revoke without further notice: 13 CPL – Aeroplanes no. 03940314 CAA / Slovak Republic, valid as COPI on the type of aircraft SF 34 within the commercial operations of the company Crossair Ltd., CH-4002 Basel*“ wurde am 16.09.1999 durch das BAZL ausgestellt.

Die Streckeneinführung begann bereits am 14.09.1999 (CRX 552, 553, 542, 543), zwei Tage vor der Lizenzvalidierung.

Eine formale CRM Schulung während des *conversion course changing operator* bei Crossair ist nicht dokumentiert.

Der FMS-Theoriekurs wurde am 18.08.1999 absolviert und zwischen dem 14.09. und 24.09.1999 durch 14 Sektoren Streckeneinführung vervollständigt.

Eine medizinische Untersuchung erfolgte in der Schweiz nicht.

Die Streckeneinführung bei Crossair endete mit dem *line check* vom 01.10.1999 nach total 24 Sektoren.

Über die Sprachkenntnisse des Copiloten des Unfallfluges konnte Folgendes in Erfahrung gebracht werden:

Muttersprachen	slowakisch, tschechisch nahezu gleich gut
Russisch	während der Grundschule gelernt, Kenntnisstand unbekannt
Englisch	Kenntnisse werden von Mitarbeitern der Crossair als gut beurteilt

## 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

### 1.6.1 Flugzeug HB-AKK

#### 1.6.1.1 Allgemein

Luftfahrzeugmuster:	Saab 340B
Hersteller:	Saab Aircraft AB, Linköping Sweden
Werknummer:	340B-213
LFV type certificate	A1/1984 vom 3. Juli 1989
Baujahr:	Oktober 1990
Export-Lufttüchtigkeitszeugnis:	30. Oktober 1990
Eintragungszeugnis:	28. Dezember 1998
Lufttüchtigkeitszeugnis:	30. Mai 1995 gültig bis auf Widerruf
Gesamtflugstunden:	20589 h
Anzahl Flugzyklen:	21676
Triebwerkmuster:	General Electric CT7-9B Propellerturbinen
FAA Type Certificate:	E8NE vom 16. März 1989

#### 1.6.1.2 Triebwerk, linke Einbauposition

Werknummer:	GE-E-785135
Betriebszeit seit Einbau in HB-AKK:	1555 h
Flugzyklen seit Einbau in HB-AKK:	1450
Betriebszeit seit Herstellung:	17856 h
Flugzyklen seit Herstellung:	18869

#### 1.6.1.3 Triebwerk, rechte Einbauposition

Werknummer:	GE-E-785245
Betriebszeit seit Einbau in HB-AKK:	1766 h
Flugzyklen seit Einbau in HB-AKK:	1636
Betriebszeit seit Herstellung:	17160 h
Flugzyklen seit Herstellung:	18153

#### 1.6.1.4 Propeller, linke Einbauposition

Propellermuster:	Dowty-Rotol R390/4-123-F/27
Werknummer:	DRG10172-89
Betriebszeit seit Einbau in HB-AKK:	395 h
Flugzyklen seit Einbau in HB-AKK:	380
Betriebszeit seit Herstellung:	19289 h
Flugzyklen seit Herstellung:	19573

#### 1.6.1.5 Propeller, rechte Einbauposition

Propellermuster:	Dowty-Rotol R390/4-123-F/27
Werknummer:	DRG8096-89

Betriebszeit seit Einbau in HB-AKK:	4415 h
Flugzyklen seit Einbau in HB-AKK:	4201
Betriebszeit seit Herstellung:	13442 h
Flugzyklen seit Herstellung:	unbekannt
Flugzyklen seit Grundüberholung:	5965

#### 1.6.1.6 Navigation

Für die Navigation standen den Piloten die folgenden Systeme zur Verfügung:

- *Single FMS (B-RNAV)*
- *Dual VOR/ILS*
- *Dual DME*
- *Dual ADF*
- *Dual ADS (air data system)*

#### 1.6.1.7 Kommunikation

Die Kommunikationsausrüstung bestand aus den folgenden Systemen:

- *audio integrating system*
- *passenger address system*
- *cabine interphone system*
- *dual VHF com system*

An Bord der Saab 340B Flugzeuge wird auch ein Mobiltelefon mitgeführt. Es dient der Kommunikation zwischen der Flugbesatzung und der Bodenleitstelle. Die Checkliste schreibt vor, dass das Telefon vor dem Triebwerkstart ausgeschaltet wird.

### 1.6.2 Masse und Schwerpunkt

Als Grundlage für die Bestimmung von Masse und Schwerpunktlage im Unfallzeitpunkt dienen die Einträge in das Beladungsblatt (*load sheet*) des Flugzeuges. Diese Daten wurden durch eine aufwändige Analyse der Befunde an der Unfallstelle bestätigt.

	<i>mass (kg)</i>	<i>index</i>
<i>dry operating mass</i>	8508	11
<i>catering</i>	181	6
<i>passengers</i>	574	2
<i>baggage</i>	50	3
	<hr/>	<hr/>
<i>zero fuel mass</i>	9313	22
<i>block fuel</i>	2100	0
	<hr/>	<hr/>
<i>ramp mass</i>	11413	22

Der errechnete *trim index* von 22 entspricht bei einer Startmasse von ca. 11400 kg einer Trimm-Einstellung von 1.4 Einheiten ANU. Diese Werte liegen innerhalb der zulässigen Grenzen.



### 1.6.3 Flugsteuerung

#### 1.6.3.1 Steuerung und Steuerkräfte

##### 1.6.3.1.1 Hintergrundinformationen

Der Saab 340B hat eine leichtgängige Steuerung in allen drei Achsen. Dies ist im Vergleich zu russischen Flugzeugmustern, insbesondere zum AN-24, bemerkenswert.

##### 1.6.3.1.2 Befunde am Unfallflugzeug

Aufgrund des hohen Zerstörungsgrades der gefundenen Trümmerteile lassen sich nur eingeschränkte Aussagen über das korrekte Funktionieren der Hauptsteuerorgane machen. Die Berechnungen des Flugweges auf der Basis des aerodynamischen Modells zeigten aber Konsistenz mit den relevanten DFDR-Aufzeichnungen der Steuerausschläge.

##### 1.6.3.2 Flap System

Anlässlich des C4-Checks im Juni 1998 wurden auf der HB-AKK die Landeklappen der HB-AKE montiert, nachdem vorgängig das S/B 27-033 ausgeführt worden war. In der Folge traten an der HB-AKK und an der HB-AKE mehrere Störungen im *flap system* auf. Während den 18 Monaten zwischen C4-Check (Juni 1998) und dem Unfallzeitpunkt wurde das *flap system* einundzwanzigmal von Piloten beanstandet:

Occurrence	Date	Ballooning nose down	Time lag, delay	No movement at all	Indication, warning	Remarks
01	03.07.98			X		On final
02	10.08.98	X				Nose down movement during climb out and level off. Most probably right hand flap extended and retracted.
03	15.08.98	X				Small down movement during all flight phases. Right hand flap moved down for approximately 2 seconds, then up again.
04	16.08.98	X				During climb out, nine minutes after take off at 190 KIAS and during descent flaps moved unintentionally down 2 to 3° and up again. Aircraft bumping and descending at 175 KIAS.
05	04.10.98		X			During approach
06	22.12.98		X			
07	07.02.99				X	During approach
08	02.03.99		X			During approach
09	17.03.99		X			Probably during approach
10	29.03.99		X			Probably during approach
11	09.04.99		X			During approach
12	20.04.99		X			During approach
13	15.06.99		X			During approach
14	09.08.99			X		During approach
15	16.08.99		X			During approach
16	21.08.99				X	Probably during approach
17	23.08.99		X			During approach

18	05.12.99	X				At 180 KIAS
19	07.12.99	X				During cruise at 185 KIAS
20	10.12.99	X				During climb out at 180 KIAS
21	22.12.99	X				Between 180 and 185 KIAS

Weiter sind zwei Fälle bekannt, bei denen im Anflug während dem Ausfahren der *flaps* Asymmetrieprobleme auftraten. Nach dem Ausfahren der *flaps* musste der Pilot mit vollem Querruderausschlag die Rollbewegung kompensieren. Diese Fälle betrafen nicht das Flugzeug HB-AKK.

Der Flugzeugtyp besitzt keine Warnung, die auf eine Asymmetrie der Landeklappen hinweisen würde. Es sind zwei *flap indicators* in einem Instrument im Cockpit vorhanden. Diese sind bezüglich Asymmetrieanzeige beinahe wirkungslos, da die entsprechenden Geber am Synchronisationssystem der Landeklappen und nicht an den Klappen selbst angelinkt werden. Somit zeigt sowohl das Instrument im Cockpit, als auch die Aufzeichnung des DFDR die Position dieses Synchronisationssystems und nicht die aktuelle Position der Landeklappen an.

#### 1.6.3.3 Steuerblockierung

Vor dem Unfallflug wurde von einigen Piloten ein Versatz des Seitenruders bei eingeschalteter Steuerblockierung (*gust lock*) beanstandet. Dieser Versatz von 5° Seitensteuer rechts ist gemäss *maintenance manual* Saab (27-72-20-4) zugelassen. Auch im *pilot training manual* wird darauf hingewiesen, dass zum Einschalten des *gust lock* das Seitenruder bei ca. 7° rechts stehen muss.

#### 1.6.3.4 Gustlock Warning

Vor dem Unfallflug traten Probleme mit der *gust lock warning* auf. Dieses Problem konnte schliesslich eindeutig auf einen Schalter im *gust lock actuator* zurückgeführt werden. Nach dem Wechsel dieses Schalters und dem Ersetzen der Anschlusskabelschuhe traten keine Störungen mehr auf. Auch die Auswertungen der DFDR-Daten geben keinen Hinweis auf eine Steuerblockierung durch den *gust lock*.

#### 1.6.3.5 Disconnect Handle

Die gefundenen Bruchteile eines *disconnect handle* (*DH*) konnten als *DH roll* identifiziert werden. Es befindet sich im Cockpit links vorn an der Mittelkonsole. Die elektrischen Komponenten der *DH roll* konnten nicht gefunden werden.

Die Untersuchungen an den sichergestellten Bruchteilen, die Analyse der aufgezeichneten DFDR-Daten der rechten Querruder und der CVR-Aufzeichnungen ergaben, dass der *DH roll* nicht aktiviert wurde.

### 1.6.4 Triebwerke und Propeller

#### 1.6.4.1 Linkes Triebwerk

Das links eingebaute Triebwerk hatte zum Zeitpunkt des Unfalles 17856 Betriebsstunden (*time since new – TSN*) und 18869 Flugzyklen (*cycles since new – CSN*) seit der Herstellung akkumuliert. Es wurde im Mai 1999 in das Flugzeug HB-AKK eingebaut, nachdem die *propeller gear box* und das *output drive assembly* ersetzt worden waren. Seit der Installation wurden 1555 Stunden und 1450 Flugzyklen akkumuliert. Seit der letzten Überholung der *cold section* im Mai 1998 war das Triebwerk 2634 Stunden und 2490 Flugzyklen im Einsatz. Die letzte Überholung der *hot section* und der *power turbine* erfolgte im März 1997 bei 4309 Stunden und 4205 Flugzyklen.

Das Triebwerk wurde durch Crossair mit herabgesetzter Leistung betrieben, was einem von GEAE und FAA zugelassenen Verfahren entspricht (GEAE *operations engineering bulletin no. 11* vom 29. Juni 93 *derivative engine takeoff rating program*).

Das Triebwerk wurde beim Aufschlag in die drei folgenden Hauptteile zerlegt:

- *output drive shaft*
- *cold section* bis zum Verbindungsflansch zwischen Axialkompressor- und Radialkompressorgehäuse
- Radialkompressor und *hot section* mit *exhaust*

Die Trennung des Triebwerkes beim Verbindungsflansch zwischen Axialkompressor- und Radialkompressorgehäuse ist durch das Abreißen der Verbindungsschrauben ohne starke Deformationen der Flansche erfolgt. Die abgerissenen Schraubenschäfte waren noch in den Anniemuttern im Radialkompressorgehäuse montiert.

Die *hot section* war beim Verbindungsflansch zwischen Brennkammer und Gasgenerator-Turbine über einen Sektor von ca. 300° aufgerissen. Es waren noch 18 Verbindungsschrauben intakt; die übrigen waren abgerissen. Durch das teilweise Abreißen der Verbindungsschrauben und das Aufreißen des Brennkammermantels war eine Öffnung entstanden.

Die vorgefundenen Spuren und der Zustand des Triebwerkes lassen folgende Aussagen zu:

- Keine Rückstände, welche auf eine Kollision mit Vögeln hindeuten würden
- Keine Anzeichen, welche auf eine Blockierung des Lufteinlasses hindeuten (Fremdkörper)
- Keine Schäden durch Eis oder andere Fremdkörper (*foreign object damage – FOD*)
- Keine Überhitzung der *hot section*
- Keine Anzeichen eines Brandes
- Kein Hinweis auf einen *uncontained failure* vor dem Aufschlag
- Keine Bruchstellen mit Anzeichen eines Ermüdungsbruches. Alle Materialbrüche dürften durch Überlastung beim Aufprall entstanden sein.
- Keine Hinweise auf vorbestandene Fehler oder Schäden

Es sind Spuren vorhanden, die zeigen, dass die Triebwerkrotoren (Gasgenerator und Arbeitsturbine) beim Aufschlag mit hoher Drehzahl rotierten. Beim Streifen der Kompressorschaukeln am Gehäuse wurde die Abriebbeschichtung (Al/Si) abgeschliffen. Rückstände dieser Beschichtung konnten als weisse Ablagerungen im Diffusor des Radialkompressors, am Dom der Brennkammer sowie auf den Turbinen-Leitschaukeln festgestellt werden. Die Ablagerungen waren bei diesem Triebwerk weniger ausgeprägt als beim Triebwerk der rechten Einbauposition. Dagegen waren die Reibspuren am Kompressorrotor zwischen Stufe 4-5 und 5-Impeller durch die Leitschaukeln wesentlich deutlicher ausgeprägt. Die massive Zerstörung der Stufe 1 des Turbinenrotors lässt ebenfalls auf eine hohe Drehzahl beim Aufschlag schliessen.

#### 1.6.4.2 Rechtes Triebwerk

Das rechts eingebaute Triebwerk hatte zum Zeitpunkt des Unfalles 17160 Betriebsstunden (*time since new – TSN*) und 18153 Flugzyklen (*cycles since new – CSN*) seit Herstellung akkumuliert. Es wurde im April 1999 in das Flugzeug HB-AKK eingebaut, nachdem im März 1999 eine Überholung an der *cold* und *hot section* und am *power turbine module* stattgefunden hatte. Seit dem Einbau wurden 1766 Stunden. und 1636 Flugzyklen akkumuliert. Das Triebwerk wurde beim Aufschlag in die drei folgenden Hauptteile zerlegt:

- *output drive shaft*
- *cold section* mit Brennkammer
- Gasgenerator-Turbine, *power turbine* und *exhaust*

Die Triebwerksgeräte und extern angebaute Getriebe sind beim Aufschlag abgerissen worden. Die Trennung des Triebwerkes beim Verbindungsflansch zwischen Brennkammer und Gasgenerator-Turbine ist durch das Abreißen der Verbindungsschrauben ohne starke Deformationen der Flansche erfolgt. Der *output drive shaft* wurde abgerissen.

Die vorgefundenen Spuren und der Zustand des Triebwerkes lassen folgende Aussagen zu:

- Keine Rückstände, welche auf eine Kollision mit Vögeln hindeuten würden
- Keine Anzeichen, welche auf eine Blockierung des Lufteinlasses hindeuten (Fremdkörper)
- Keine Schäden durch Eis oder andere Fremdkörper (*foreign object damage – FOD*)
- Keine Überhitzung der *hot section*
- Keine Anzeichen eines Brandes
- Kein Hinweis auf einen *uncontained failure* vor dem Aufschlag
- Keine Bruchstellen mit Anzeichen eines Ermüdungsbruches. Alle Materialbrüche dürften durch Überlastung beim Aufschlag entstanden sein.
- Keine Hinweise auf vorbestandene Fehler oder Schäden

Es sind auch eindeutige Spuren vorhanden, die zeigen, dass die Triebwerksrotoren (Gasgenerator und Arbeitsturbine) beim Aufschlag mit hoher Drehzahl rotierten. Beim Streifen der Kompressorschaukeln am Gehäuse wurde die Abriebbeschichtung (Al/Si) abgeschliffen. Rückstände dieser Beschichtung konnten als weisse Ablagerungen im Diffusor des Radialkompressors, am Dom der Brennkammer sowie auf den Turbinen-Leitschaufeln festgestellt werden.

#### 1.6.4.3 Propeller

Die Untersuchung der Propeller ergab folgende Befunde:

- Beide Propeller funktionierten beim Aufprall normal
- Beide Propeller waren in vergleichbarer Weise beschädigt. Das Verformungsbild an den Propellerblättern zeigte, dass die Propeller beim Aufprall gedreht haben.
- Die Blattstellwinkel, die aus den Spuren in den Verstellmechanismen abgeleitet werden konnten, sind mit einer hohen Leistungssetzung konsistent.
- Alle Propellerblätter wurden beim Aufprall abgetrennt.

#### 1.6.4.4 Zusammenfassung

Die Auswertung der DFDR Daten erlaubt folgende Aussagen:

- Beide Triebwerke erbrachten die erwarteten Leistungswerte während des Unfallfluges
- Die Daten des Unfallfluges zeigen im Vergleich zu vorgängigen Flügen keine Verschlechterung der Triebwerkleistungen.
- Das linke Triebwerk wurde unter dem *derivative engine takeoff rating program* (GE bulletin no. 11) betrieben. Die Leistungswerte entsprachen den in diesem *service bulletin* spezifizierten Vorgaben.
- Die *power settings* für die Triebwerke waren während des Unfallfluges vergleichbar mit den Leistungswerten früherer Abflüge von Zürich.
- Es sind keine Anzeichen eines *compressor stalls* oder *flame outs* als Folge des Eintrittes von Eis oder von Schmelzeis in das Triebwerk erkennbar.
- Während der letzten Flugphase (Sinkflug) stieg das Drehmoment beider Triebwerke als Folge des steigenden Staudruckes bei steigender Fluggeschwindigkeit an (*ram air effect*).

Die Untersuchung der Triebwerke lässt aufgrund des Schadensbildes folgende Aussagen zu:

- Es liegen keine Beschädigungen der Kompressorbeschaufelung durch Eintritt von Eis oder Vögeln in das Triebwerk vor.
- Es trat keine Übertemperatur in den *hot sections* auf.
- Es fanden sich keine Schäden, welche auf den Bruch einer internen, rotierenden Komponente zurückgeführt werden könnten.
- Beide Rotorsysteme (Gasgenerator und Arbeitsturbine) rotierten beim Aufschlag mit hoher Drehzahl.

## 1.6.5 Cockpitgestaltung

### 1.6.5.1 Allgemeines

Der Saab 340B ist ein Turboprop-Regionalflugzeug im Design der achtziger Jahre. Die Cockpitausstattung als Glascockpit der ersten Generation war seinerzeit modern in der Anwendung für Regionalflugzeuge. Der Saab 340B war das erste Flugzeug seiner Klasse, das für Instrumentenanflüge der Kategorie 2 zertifiziert wurde.

Die Grösse des Cockpits entspricht den eher geringen Dimensionen des Flugzeuges. Die Steuerelemente sind konventionell und in der allgemein üblichen Anordnung.

Auf der Mittelkonsole sind die Leistungshebel für die Motoren (*power levers*) links angeordnet. Sie weisen einen eher langen Stellweg im Vergleich zu anderen Flugzeugen auf. Rechts daneben befinden sich die Verstellhebel für die Propellerdrehzahl (*condition levers*). Auch diese sind lang und haben einen relativ langen Stellweg.

In der Mitte zwischen den Hebelpaaren befindet sich der *gust lock* mit dazugehörigem Entriegelungsmechanismus. Hinter den *power levers* gibt es eine mechanische Blockierung, die als Nachrüstung zur Vermeidung von Schubumkehr im Flug eingebaut wurde (*inadvertent in-flight reverse*). Rechts und links von den Hebelpaaren befindet sich ein *friction lever*, mit dem die Schwer- oder Leichtgängigkeit der Stellhebel variiert werden kann.

Rechts auf der Mittelkonsole ist der Verstellhebel für die Landeklappen (*flaps*) angeordnet.

Alle bisher beschriebenen Bedienelemente befinden sich etwa auf der Höhe der Oberschenkel der sitzenden Piloten. Im vorderen Bereich der Mittelkonsole sind Instrumente zur Überwachung der Druckkabine und des Hydrauliksystems angeordnet.

Der Bereich der Mittelkonsole, hinter den Verstellhebeln für Motoren und Propeller, erfuhr mehrere Modifikationen und Änderungen des Layouts. Er ist im wesentlichen für die Kommunikationsradios und einen Teil der Navigationsradios reserviert und beherbergt auch die Bedienelemente für den Autopiloten und das Wetterradar. Mit der Nachrüstung des Flugzeuges mit FMS (B-RNAV) erfolgte die Positionierung der Bedieneinheit (*CDU*) hinter den *condition levers*. Im Januar 2000 war diese Einheit (Tastatur und Bildschirm) auf der gesamten Crossair-Flotte im hinteren Teil der Mittelkonsole platziert. Damit war sie bezüglich einer sitzenden Besatzung in der Höhe des oberen Drittels der Oberschenkel der Piloten angeordnet.

Die Motoreninstrumente im Mittelteil des Instrumentenbretts sind konventioneller Bauart mit zusätzlicher digitaler Anzeige im Instrument für *torque*, *ITT*, *engine RPM* und *propeller RPM*. *Torque* – als Parameter, der durch die Verstellung der *power levers* beeinflusst wird – wird in der oberen Reihe links angezeigt, während *propeller RPM* - als Parameter, der durch die Verstellung der *condition levers* beeinflusst wird – im mittleren rechten Teil angezeigt wird.

Ein *multifunctional display* befindet sich unterhalb der Notinstrumente im linken unteren Teil des mittleren *instrument panels*.

Die Bedienelemente für das Flugführungssystem und einen Teil der Navigationsradios befinden sich im mittleren Teil des Blendschutzes (*glare shield panel*).

Für die individuellen Kommunikationseinstellungen sind die *audio selector panels* rechts vom Copiloten und links vom Kommandanten angeordnet. Dort befindet sich auch ein – zusätzlich zu dem am Steuerhorn montierten – Mikrofonschalter (*push to talk switch – PTT*).

Das *overhead panel* über den Köpfen der Piloten umfasst die Bedienelemente der Flugzeugsysteme (Kraftstoff, Heizung, elektrisches System usw.) und ist konventionell gestaltet.

## 1.6.6 Flight Guidance Systems

### 1.6.6.1 Electronic Flight Instrument System (EFIS)

#### 1.6.6.1.1 Electronic Instrument Displays

Mit der elektronischen Instrumentierung des Saab 340B (Glascockpit der ersten Generation) wurde ein Teil der konventionellen elektromechanischen Fluginstrumente auf Bildschirmen (*cathode ray tube – CRT*) nachgebildet. Während die grundlegende Anordnung der Instrumente (*basic T*) erhalten blieb, wurden der künstliche Horizont (*attitude director indicator – ADI*) und der *horizontal situation indicator (HSI)* auf zwei separaten CRT angezeigt. Diese Anzeigen wurden mit einigen Verbesserungen und Erweiterungen versehen, wie zum Beispiel die *mode annunciator indication* im EADI oder dem *de-clutter mode* des EADI.

Die elektronische Darstellung elektromechanischer Instrumente bedingt auch eine Übernahme ihrer Eigenarten. Im konkreten Falle heisst das, dass ein Kursanzeiger (*course pointer with deviation bar*) im *electronic horizontal situation indicator (EHSI)* die Änderung eines vorgewählten Kurses getreu dem elektromechanischen Vorbild ausführt. Wenn ein neuer Kurs als elektrisches Signal anliegt, dreht der Zeiger von der ursprünglichen Position auf dem kürzesten Weg (Winkel) in die neue Position, ohne auf die durch das FMS berechnete Richtung der Kursänderung Rücksicht zu nehmen.

#### 1.6.6.1.2 Beschreibung des Systems

Im Saab 340B der Crossair sind zwei unabhängige EFIS installiert, ergänzt durch ein *multifunction display system*. Jedes EFIS besteht aus einer *display processor unit (DPU)*, einem *display control panel (DCP)*, einem *electronic attitude director indicator (EADI)* und einem im *electronic horizontal situation indicator (EHSI)*. Das *multifunction display system* besteht aus einer *multifunction processor unit (MPU)* und einem *multifunction display (MFD)*. Dieses System arbeitet grundsätzlich autonom, die MPU kann jedoch bei Ausfall einer DPU als Ersatz zugeschaltet werden. Die linke DPU erhält Signale von den linken Flugzeug-Sensoren. Die rechte DPU erhält Signale von den rechten Flugzeug-Sensoren. Die MPU dagegen erhält Signale von beiden Seiten. Bei Ausfall eines *attitude heading computers (AHC)* kann derjenige auf der gegenüberliegenden Seite zugeschaltet werden.

Das EFIS beinhaltet die folgenden Komponenten:

*display processor unit (DPU):*

Die DPU erhält digitale und analoge Signale von den folgenden Flugzeugsystemen: *radio altimeter, air data computer, VOR/ILS/MB, DME, ADF, AHC, FCC (FD), weather radar* und *FMS*

(LRN). Diese Signale werden in der DPU verarbeitet und dann zur Darstellung an die EADI und EHSI weitergeleitet.

EADI und EHSI:

Diese CRT-Anzeigegeräte erhalten Farbsignale von der DPU zur Darstellung.

*multifunction processor unit (MPU):*

Die MPU arbeitet grundsätzlich gleich wie die DPU, die Ausgangssignale werden jedoch dem MFD zugeführt. Die MPU kann im Störfalle als Ersatz einer DPU dienen.

*multifunction display (MFD):*

Das MFD arbeitet grundsätzlich wie ein EADI oder EHSI. Zur Auswahl der Darstellung dienen Knöpfe, welche direkt auf dem MFD angeordnet sind.

*display control panel (DCP):*

Zwei DCP, je eines auf der linken und eines auf der rechten Seite, dienen zur Selektion der Information auf dem EADI und EHSI.

*course heading panel (CHP):*

Mit dem CHP werden course und heading eingestellt. Die gewählten Werte werden auf dem EHSI dargestellt. CRS 1 auf dem linken EHSI und CRS 2 auf dem rechten EHSI. Das gewählte heading erscheint auf beiden EHSI.

EFIS Schalter:

Im Falle einer Störung eines EADI oder EHSI kann der verbleibende Indikator in den sogenannten *composite mode* umgeschaltet werden, d.h. der verbleibende CRT zeigt Information beider Displays an. Im Falle einer DPU-Störung kann ein EADI/EHSI Paar auf die MPU aufgeschaltet werden. Im Falle einer AHC-Störung kann auf den gegenüberliegenden AHC umgeschaltet werden.

*nav source selection pushbuttons:*

Am *glare shield panel* sind zwei Druckknöpfe montiert. Diese sind mit NAVS L und NAVS R bezeichnet. Mit ihnen lassen sich Navigationssignale der linken oder rechten Seite auf den Autopiloten respektive den *flight director* aufschalten.

*EFIS test panel:*

Im *overhead panel* sind zwei Schalter angeordnet (EFIS 1 und EFIS 2). Mit diesen wird ein *EFIS self test* ausgelöst, welcher die verschiedenen EFIS Funktionen prüft:

*pitch, roll, heading in test position.*

Warnanzeigen werden aktiviert.

### 1.6.6.1.3 EFIS-Ausfall nach Einschalten des Logo Lights

Im Oktober 1996 trat auf der HB-AKK folgende Störung auf:

Unmittelbar nach dem Einschalten des *logo lights* verschwanden sämtliche Anzeigen auf dem rechten *EFIS*.

Die Untersuchung erbrachte folgende Erklärung für diesen Vorgang:

Die beiden Verbraucher, das *R/H EFIS (RH AVION START BUS)* sowie die *logo lights (RH MAIN START BUS)* werden vom gemeinsamen *bus (RH BATTERY BUS)* über einen *25 A circuit breaker (CB 18PP)* gespeist.

Durch einen losen Kabelschuh wurde dieser *CB* erwärmt, was dazu führte, dass er beim Zuschalten der *logo lights* (Lastzunahme) auslöste.

Durch den Wechsel der Kabelschuhe des *CB 18PP* und der Kabelschuhe des *main start bus relays* wurde die Störung behoben. In der Folge sind keine weiteren Vorkommnisse bekannt geworden.

### 1.6.6.2 Automatic Flight System (AFS)

#### 1.6.6.2.1 Beschreibung des Systems

Der *flight control computer (FCC)* stellt das Kernstück des *automatic flight systems* dar. Er übt die folgenden Funktionen aus:

- *autopilot*
- *flight director*
- *yaw damper*
- *rudder autotrim*
- *elevator autotrim*

Der FCC erhält Signale, welche für die Berechnung der Steuerbefehle benötigt werden, von verschiedenen Flugzeugsystemen.

*Flight director* Steuerbefehle und *mode information* werden durch den FCC auf dem EADI angezeigt. *Autopilot*-, *yaw damper*- und *trim*-Steuerbefehle werden an die entsprechenden Steuerflächen geleitet.

Zur Bedienung von *flight director* und *autopilot* stehen dem Piloten die folgenden Bedienelemente zur Verfügung: *mode select panels (MSP)*, *altitude preselector alerter (APA)*, *autopilot panel (APP)*, *autopilot disengage buttons*, *go-around buttons* und *VERT SYNCH buttons*.

Der *flight director* unterstützt Piloten bei der manuellen Führung des Flugzeuges. *Flight director* Kommandi werden auf dem EADI dargestellt. Der *flight director* unterstützt auch die visuelle Überwachung der *autopilot* Funktion.

Die *flight director modes* werden am *MSP* programmiert. Die folgenden *flight director modes* stehen zur Verfügung:



*vertical modes:*

- *VS (vertical speed)*
- *IAS (indicated air speed)*
- *CLIMB*
- *ALT (altitude hold)*
- *ALTS (altitude select)*

*lateral modes:*

- *HDG (heading)*
- *NAV (navigation LRN or VOR)*

*combined modes:*

- *APPR (approach)*
- *GA (go-around)*

Der *yaw damper* dient zur Stabilisierung des Flugzeuges um die Hochachse und unterstützt das koordinierte Fliegen einer Kurve (*turn coordinator function*).

*Rudder-* und *elevator-trim* Funktionen dienen der Trimmung um die entsprechenden Achsen.

Das *auto flight system* umfasst die folgenden Komponenten:

*flight control computer (FCC):*

Der FCC erhält Signale von verschiedenen Flugzeugsystemen wie *ADC, AHC, RA, VOR/ILS* und *FMS* zur Verarbeitung. Er berechnet die notwendigen Steuerbefehle, um das Flugzeug in verschiedenen lateralen und vertikalen Modi zu fliegen. Die Funktionen des FCC werden laufend intern überwacht.

*mode select panel (MSP):*

Das *MSP* ist im *glare shield panel (GSP)* untergebracht. Mit Drucktasten auf diesem *MSP* werden die lateralen und vertikalen *flight director modes* gewählt und durch Lämpchen in den Drucktasten angezeigt. Mit einer weiteren Drucktaste kann die kommandierte Querlage halbiert werden (*half bank*).

*autopilot panel (APP):*

Das *APP* ist auf der Mittelkonsole montiert. Zwei Schalter dienen dem Ein- und Ausschalten von *autopilot* und *yaw damper*. Mit einem *turn selector* kann das *heading* vorgewählt werden. Das *pitch wheel* dient zum Einstellen der *vertical speed*.

*NAV source selector:*

Mit den *NAV source selectors (NAV S L und NAV S R)* am *GSP* lassen sich die Navigationsquellen auf den *autopilot/flight director* aufschalten.

*altitude preselector alerter (APA):*

Mit dem APA kann eine Höhe vorgewählt werden. Das Annähern an die vorgewählte Höhe in einem vertikalen Flugmodus oder das Verlassen derselben werden optisch und akustisch angezeigt.

Warnanzeigen:

Fehlfunktionen des *flight directors* werden auf dem EADI angezeigt. Fehlfunktionen der automatischen Trimmung werden auf dem *central warning panel (CWP)* angezeigt.

#### 1.6.6.2.2 Darstellung des Flight Directors

Der FD wird im EADI als elektronische Nachbildung des elektromechanischen FD älterer Bauart dargestellt. Crossair wählte die Darstellungsform *V-bar*.

Zwei grundsätzliche Darstellungsformen haben sich in der Vergangenheit entwickelt: Der *single pointer (V-bar)* und der *cross pointer (cross bar)*. In der Literatur gibt es keine abschliessende Beurteilung der Vor- und Nachteile beider Systeme. Traditionell werden von Betreibern grösserer Flugzeuge die *cross bar* Darstellungen bevorzugt, während von einigen Piloten die Meinung gehört werden kann, dass sich der *V-bar* einfacher, der *cross bar* hingegen präziser fliegen lässt.

Die *cross bar* Darstellung repräsentiert eine entkoppelte Darstellung der Parameter *pitch command* und *roll command*, während der *V-bar* beide Kanäle miteinander verbindet.

Vor dem Hintergrund der russischen Ausführung des künstlichen Horizonts mit ebenfalls entkoppelter Darstellung von *pitch* und *roll* entsteht damit dem *cross bar* ein scheinbarer Vorteil in der Interpretierbarkeit (vergleiche 1.16.5.1.1).

Die *V-bar* Darstellung verharrt in einem Anschlag des *roll-* und *pitch command*, der relativ eng begrenzt ist, während die *cross bar* Darstellung eine grosse Auslenkung erfährt.

Der FD gibt keine Auskunft über die aktuelle Fluglage. Er gibt Steuerkommandos zum Erreichen der geforderten Winkelgeschwindigkeiten in Längs- und Querachse. Das Mass dieser Winkelgeschwindigkeit wird durch den geforderten Komfort vorgegeben.

Im Steigflug kommandiert der FD Änderungen der Querlage mit einer Winkelgeschwindigkeit von  $3^\circ/\text{s}$ .

Der Pilot überwacht die Fluglage und damit auch die Funktion des FD mit Hilfe der Fluglageinstrumente.

#### 1.6.6.2.3 Untersuchungen am Mode Select Panel

In jeder Taste des *mode select panels* befinden sich Lämpchen, welche durch den *flight control computer (FCC)* aktiviert werden und anzeigen, in welchem Mode der *flight director* arbeitet (*active feedback*).

Die auf dem *print* eingelöteten Lämpchen wurden untersucht. Es wurde festgestellt, dass zum Zeitpunkt des Aufschlages im linken *mode select panel* die Lämpchen NAV und IAS gebrannt haben. Die anderen Lämpchen brannten nicht.

Somit waren die Modi NAV und IAS aktiviert, was für den Steigflug plausibel ist.

#### 1.6.6.2.4 Verwendung des Automatic Flight Systems

Der *autopilot* war während des gesamten Fluges CRX 498 ausgeschaltet (DFDR Data). Nach dem Abheben von der Piste und nach dem Einziehen des Fahrwerkes wurde auf Befehl des Kommandanten der *flight director* eingeschaltet, der *NAV-mode* vorgewählt und von beiden Piloten bestätigt, dass das *long range navigation system-1* dem Kurs folge (*LRN-1 captured*). Der *IAS mode* wurde bereits vor dem Start aktiviert.

#### 1.6.6.3 Flight Management System (FMS)

##### 1.6.6.3.1 Beschreibung des Systems

Auf den Zeitpunkt der Einführung der B-RNAV Operation im europäischen Luftraum liess Crossair ihre Saab 340B mit *single unit* FMS Typ UNS-1K von Universal Avionics ausrüsten. Diese Nachrüstung wurde als *supplemental type certificate (STC)* zertifiziert.

Das FMS ist ein voll integriertes System, welches für Flugplanung, Flugzeugsteuerung und Brennstoffplanung ausgelegt ist.

Für die Berechnung der Navigationsdaten stehen dem FMS ein integrierter GPS Empfänger, sowie Flugzeugsensoren wie DME, ADC und *attitude heading reference system (AHRS)* zur Verfügung. Die Brennstoffplanung basiert auf manueller Eingabe des Brennstoffes beim Initialisieren des Fluges, aufdatiert durch den gemessenen Brennstoffverbrauch und unter Berücksichtigung des Flugplanes.

Der FMS-Computer verwendet die GPS-Position sowie die aufgrund mehrerer DME Stationen ermittelte Position (*scanning DME*) und berechnet so die FMS-Position (*best computed position*). Die *DME interrogators* werden dabei automatisch vom FMS kontrolliert. Die zu wählenden Stationen und deren geografische Koordinaten entnimmt das FMS der sogenannten *navigation data base*. Die FMS Position wird, unter Berücksichtigung weiterer Parameter (TAS, HDG) laufend überwacht und falls notwendig, werden entsprechende Warnungen ausgegeben. Aufgrund der errechneten Position navigiert das FMS das Flugzeug entlang von Instrumentenabflugrouten (SID), RNAV Routen, Luftkorridoren, Warteschleifen und Anflugrouten (STAR). Zusätzlich zur aktuellen Position errechnet das FMS auch weitere Navigationsdaten wie *course to waypoint*, *distance to waypoint*, *wind*, *ground speed* und *estimated time of arrival (ETA)*. Diese Daten werden dem Piloten auf dem EHSI und auf der FMS *control display unit (CDU)* angezeigt.

Die Flugplanung erfolgt durch Zugriff auf die FMS *navigation data base*. Diese enthält Angaben über *waypoints*, *airways*, *arrivals*, *departures* etc. Ganze Flugrouten, sogenannte *company routes*, sind ebenfalls abgespeichert und mit wenig Aufwand vom Piloten wählbar. Eine beim Initialisieren gewählte Route kann während des Fluges – zum Beispiel aufgrund von ATC-Anweisungen – jederzeit geändert werden. Speziell zu erwähnen sind hier Funktionen wie *direct to* oder *holding patterns*. Die Basisdaten auf der *navigation data base* werden von Jeppesen nach jeweils 28 Tagen aufdatiert und können via *data transfer unit* in den FMS Computer geladen werden. Die *company routes* werden durch den Flugzeugbetreiber zusammengestellt und bei Bedarf aufdatiert. Der Pilot kann zwar den Ablauf einer aktiven *company route* abändern, nicht aber die Basisdaten der *navigation data base*.

Das FMS liefert Navigationsdaten, wie *desired track*, *lateral deviation*, *ground speed*, *distance to waypoint* etc. an die beiden *display processor units*. Wird der linke *NAV source selector* gedrückt und LRN am linken *display control panel* gewählt, sind die FMS-Daten auf dem linken EHSI aktiviert. Wird nun am rechten *display control panel* der 2<sup>nd</sup> *CRS* Knopf gedrückt, so zeigt der rechte EHSI zusätzlich den *FMS desired track* an. Wird umgekehrt der rechte *NAV source selector* gedrückt und LRN am rechten *display control panel* gewählt, erscheinen FMS-Daten

auf dem rechten EHSI. Der 2<sup>nd</sup> CRS Knopf auf dem linken DCP aktiviert den *FMS desired track* auf dem linken EHSI.

An den *flight control computer (FCC)* liefert das FMS ein Roll-Steuersignal. Im *flight director computer* des FCC wird dieses verarbeitet und dann via *display processor unit* an den jeweiligen EADI weitergeleitet. Voraussetzung dafür ist, dass der FCC im *LRN navigation mode* arbeitet. Folgt man dem V-förmigen *flight director (V-bar symbol)* auf dem EADI, so wird man auf dem vorgegebenen Kurs gehalten. Im unteren Höhenbereich wird der befohlene Rollwinkel auf 27° limitiert. über 15000 ft AMSL reduziert sich der Rollwinkel sukzessive bis auf 15°. Die befohlene Rollrate beträgt 3° pro Sekunde. Im Störfall oder bei extremen Fluglagen verschwindet das *V-bar symbol*.

Wird der *autopilot* eingeschaltet, so hält dieser das Flugzeug auf dem vorgegebenen Kurs. Die Signalverarbeitung erfolgt dabei ebenfalls durch den *flight director computer*. Im Bedarfsfalle werden auf der FMS CDU Statusmeldungen des FMS angezeigt.

Das FMS beinhaltet die folgenden Komponenten:

*navigation computer unit (NCU):*

Die NCU ist im *avionics rack* angeordnet. Sie beinhaltet den Zentralrechner des FMS, die *navigation data base*, die *company routes data base* und einen autonomen GPS Prozessor.

*control display unit (CDU):*

Die CDU befindet sich in der Mittelkonsole im Cockpit. Sie stellt die Verbindung zwischen Pilot und Navigationscomputer dar. Eingaben werden über die alphanumerische Tastatur und spezielle Funktionstasten gemacht. Für die Anzeige steht ein LCD Bildschirm zur Verfügung.

*configuration module:*

Bei der Installation werden die Besonderheiten der Saab 340B Konfiguration via CDU ins *configuration module* übertragen und gesichert.

*data transfer unit (DTU):*

Die DTU befindet sich in der Mittelkonsole. Sie erlaubt, mittels 3.5“ Diskette, Daten (*navigation data base* etc.) in die NCU zu laden.

*remote annunciators:*

Im direkten Blickfeld der Piloten sind je sechs Anzeigelampen (*remote annunciators*) installiert, welche den System Status anzeigen:

<i>MSG</i>	<i>a new message has been generated</i>
<i>WPT</i>	<i>lateral waypoint alert</i>
<i>SXTK</i>	<i>FMS in selected cross track mode</i>
<i>FMS HDG</i>	<i>FMS in heading mode</i>
<i>FMS APPR</i>	<i>FMS in approach mode</i>
<i>GPS INTG</i>	<i>RAIM not available or a fault is detected. DME may still be ok</i>

### 1.6.6.3.2 Einbau

Die Crossair Saab 340B Flugzeuge wurden ohne *flight management system (FMS)* abgeliefert. Das *single FMS* Typ UNS-1K von Universal Avionics wurde als *retrofit system* eingebaut. Anlass für den Einbau gab die Einführung der neuen B-RNAV Struktur in Europa, die am 1.1.1998 in Kraft trat.

Das eingebaute FMS basiert auf dem FAA STC Nr. ST09384 SC, ausgestellt auf den STC-Halter New Systems. Das STC wiederum basiert auf den in der *master drawing 227-00-0001* aufgeführten Detail Zeichnungen. Eine dieser Detail Zeichnungen ist die *GPS top drawing 227-00-0002*, welche die für Crossair gültige Version (-3) wie folgt beschreibt: „*UNS-1K FMS/GPS WITH PEDESTAL MOUNTED DTU. SYSTEM INTERFACED WITH 5-TUBE EFIS SYSTEM, AND COLLINS PRO-LINE 2 VOR AND DME*“. Eine Übersicht über die anwendbaren Zeichnungen ergibt sich aus der Zeichnung Nr. 227-00-0000, *Saab 340B GPS installation drawing tree*. Die von New Systems erstellten Zeichnungen entsprechen dem amerikanischen Industriestandard.

Für die Umsetzung wurden bei Crossair *work orders (WO)* im AMOS erstellt. Diese *work orders* wurden nach *task, zone* und *skill* gruppiert. Es wurden folgende Mängel festgestellt:

- WO522208 verweist auf die *GPS top drawing*, anstatt auf die entsprechenden Detail Zeichnungen (227-91-6000 und 227-91-7000).
- WO522190, Referenz auf Zeichnung 227-91-3000 fehlt. Hinweis auf STC allein ist ungenügend.
- WO522186, Referenz auf Zeichnung 227-91-3000 fehlt. Hinweis auf STC allein ist ungenügend.
- WO522191, Referenz auf Zeichnung 227-91-4000 fehlt. Hinweis auf STC allein ist ungenügend.
- WO522183, Referenz ist falsch, 227-81-1000 statt 227-91-1000.
- WO522209, Referenzen auf die verlangten *functional checks* fehlen.
- WO522193, Referenz auf Zeichnung 227-00-0006 fehlt. Hinweis auf STC allein ist ungenügend.
- Für die Konfiguration des Systems (227-00-0015) wurde keine WO erstellt.

Die für die Installation des FMS UNS-1K benötigten *modification kits* wurden durch die Firma New Systems angefertigt und an Crossair geliefert.

### 1.6.6.3.3 Zertifizierung

Das eingebaute *single FMS* UNS-1K von Universal Avionics wurde mit dem STC Nr. ST09384 SC zertifiziert.

Beim FAA lief der Zertifizierungs-Prozess unter der FAA *project number* ST4900SC-T. Das *type inspection approval (TIA)* wurde auf die Saab 340B, HB-AKA ausgestellt (*conformity inspection record*, 8100-1, dated 10-7-97).

Mit den Dokumenten 227-00-0017 und 227-00-0018 wurde durch New Systems die Übereinstimmung des FMS mit Vorschriften der FAA und der JAA belegt.

Mit Brief vom 8. Oktober 1997 orientierte Crossair das BAZL über die erfolgte Zertifizierung um eine Validierung des FAA STC zu erwirken. Im Anhang zum Brief befanden sich die entsprechenden Dokumente.

Da die Zertifizierung nur an einem Flugzeug (HB-AKA) durchgeführt wurde, erstellte das Crossair Engineering einen Zusatztest, der sämtliche *interfaces* des FMS mit anderen Flugzeugsystemen überprüft und an allen Flugzeugen ausgeführt wurde.

Mit dem FAA STC wurde ein Zusatz zum *FAA approved flight manual* geliefert. Dieser Zusatz wurde in die entsprechenden Handbücher der Crossair *flight operation* integriert.

Gemäss Angaben des Geräteherstellers Universal Avionics erfüllt das FMS UNS-1K folgende Anforderungen:

- TSO C-129a, Class A1
- TSO C-115b
- DO-178, Level C
- Auf dem *system level* erfüllt das FMS die JAA Anforderungen gemäss AMJ 20X2 – JAA GUIDANCE MATERIAL ON AIRWORTHINESS APPROVAL AND OPERATIONAL CRITERIA FOR THE USE OF NAVIGATION SYSTEMS IN EUROPEAN AIRSPACE DESIGNATED FOR BASIC RNAV OPERATIONS (Leaflet No.2 rev.1).

#### 1.6.6.3.4 Ausbildung

Weder in Basel noch in Arlanda war im Simulator ein FMS eingebaut. Das *computer based training (CBT)* für die Saab 340B war nicht auf das FMS System nachgerüstet. Ein spezielles FMS Trainingsgerät war in Basel verfügbar. Die eigentliche Anwendung des FMS wurde auf der Strecke instruiert und erlernt.

#### 1.6.6.3.5 Betriebserfahrungen

Das Betriebsverhalten des FMS wurde aufgrund von *work orders* des AMOS für die Zeitperiode von 1998 bis 1999 überprüft und es wurde Folgendes gefunden:

- 1998 wurde eine Anzahl von Eintragungen gemacht, welche den *FMS HDG mode* betrafen (*No Heading Input, A/D HEADING FAIL, ANALOG INST FAIL* etc.). Mit Universal Avionics *service bulletin* 34-2616 wurde die Software 602.5 geladen, welche das Problem behob.
- 1998 und 1999 wurde eine Anzahl von Eintragungen gemacht, welche die Schnittstelle zwischen FMS und FCC betrafen. Oft zeigte das FMS die Meldung „*STEERING FAIL*“. Der *flight director bar* wurde weggezogen, der *flight director flag* erschien während der *autopilot* normal arbeitete.
- 1998 wurde eine Anzahl von Eintragungen gemacht, welche die Schnittstelle zwischen FMS und EFIS betrafen. Es wurden falsche Anzeigen auf dem EFIS und/oder auf dem MFD beobachtet. Im Jahr 1999 finden sich diesbezüglich keine weiteren Eintragungen.

#### 1.6.6.3.6 Unterhalt

Das FMS wurde im täglichen Einsatz durch die Flugbesatzung benützt und in seiner Funktion überwacht (*on condition monitoring*).

Beim FMS besteht ein Problem bei der Störungsbehebung darin, dass sich viele Störungen am Boden, nach dem Flug, nicht nachvollziehen lassen. Vielfach treten Störungen nur unter bestimmten Randbedingungen oder Szenarien auf, welche am Boden nicht simuliert werden können. In der Regel wird dann ein *self test* durchgeführt, welcher sicherstellt, dass im FMC keine Probleme der Hard- und Software vorliegen. Manchmal wird ein Gerät auf Verdacht hin gewechselt. Oft verschwindet die Störung, obwohl gar nichts – oder nicht das Richtige – unter-

nommen wurde. Erschwerend kommt hinzu, dass die gemeldeten Störungen mit sehr unterschiedlichen Formulierungen rapportiert werden. Eine einheitliche Terminologie existiert kaum.

Auch bei Crossair wickelte sich das FMS *trouble shooting* wie beschrieben ab.

#### 1.6.6.3.7 Navigation Data Base

Folgende *navigation data base* war zum Unfallzeitpunkt im FMS installiert:

- UNS1 *database update* 1350-D2 (S-1), gültig für AFR-EEU-EUR-MES von 30.12.1999 bis 27.01.2000.
- UNS1 *database update* 1350-D2 (E-1), gültig für AFR-EEU-EUR-MES von 30.12.1999 bis 27.01.2000.
- Crossair Saab 340B UNS-1K *flight management system company route database*, gültig 30.12.1999 bis 26.01.2000.

Es liegen seitens der Crossair-Besatzungen sowohl vor, als auch nach dem Unfallflug keine Beanstandungen bezüglich der Instrumentenabflugroute ZUE1Y vor.

#### 1.6.6.3.8 Misleading Navigation

*misleading navigation* mit Warnung:

Das grösste Potential für *misleading navigation* mit Warnung liegt in der Bestimmung der aktuellen Position. Beim Saab 340B FMS wird diese mit GPS und DME bestimmt. Direkt nach dem Start sind in der Regel nicht genügend DME-Stationen verfügbar. Ist nun auch die GPS-Konstellation (in Kombination mit der Fluglage) ungünstig, so wird die Bestimmung der Position kritisch. Das FMS gibt eine entsprechende Warnung. Mehrere Beanstandungen von Besatzungen (AMOS *work orders* 852773, 920680) könnten in diese Richtung weisen.

*misleading navigation* ohne Warnung:

Das grösste Potential für *misleading navigation* ohne Warnung liegt in der *navigation data base*. Beim ARINC 424 Process werden Navigations-Fixpunkte manuell eingegeben und dann via *compiler* in eine für den jeweiligen *flight management computer* verständliche Form umgewandelt. Bei einer *navigation data base* mit Millionen von Datenelementen ist die Wahrscheinlichkeit für eine Fehleingabe relativ hoch, was die Praxis immer wieder belegt. Fehleingaben wirken sich direkt auf die Navigation aus. Der Pilot ist das letzte Glied in der Kette, um solche Fehler zu entdecken.

Ein weiteres Potential liegt in der Fehlprogrammierung der *company routes data base*. AMOS *work order* 436205 zeigt einen solchen Fall, welcher damals jedoch von einer Besatzung realisiert wurde.

Wesentlich unwahrscheinlicher ist das Potential für *misleading navigation* ohne Warnung, welches vom *flight management computer* selbst ausgeht. Es wird vom Gerätehersteller Universal Avionics mit einer Wahrscheinlichkeit  $10^{-5}$  Ereignisse pro Flugstunde angegeben.

#### 1.6.6.3.9 Verwendung des FMS

Die normale Operation besteht darin, dass der fliegende Pilot (PF) FMS Daten (LRN) auf seinem EHSI als primäre Navigationsdaten wählt. Der assistierende Pilot (PNF) wählt zur Überwachung VOR 1(2) als primäre Navigationsquelle und LRN als 2<sup>nd</sup> *course*. Der Grund dafür ist, dass das FMS nur als *supplemental means of navigation* zertifiziert ist.

Aus Platzgründen wurde die FMS-CDU gemäss STC in eine bestehende Lücke der Mittelkonsole installiert. Crossair nahm auf die Positionierung der FMS-CDU Rücksicht, indem ein Verfahren zur Programmierung des FMS während des Fluges eingeführt wurde, welches auch die Aspekte der Zweimann-Besatzung und die limitierten Darstellungsmöglichkeiten einbezog. Da dieses Verfahren für die Benutzung im Reiseflug vorgesehen war, konnte die Umständlichkeit in der Anwendung toleriert werden.

Die später eingeführte Benutzung des FMS für An- und Abflüge (*terminal area*) führte aber dazu, dass laut Aussage von Besatzungen in gewissen Fällen von der publizierten komplexen Programmierprozedur abgewichen wurde.

Das Universal Avionics UNS-1K FMS besitzt eine Option zur DIR TO (*direct to*) Funktion, die bei anderen FMS nicht üblich ist. Mit dieser Option kann die Drehrichtung spezifiziert werden. Diese wird als *left*, *right* oder *auto* eingegeben. Rechts und Links sind selbsterklärend. In der Auto-Funktion verhält sich das UNS-1K FMS wie andere FMS-Typen, indem es die Drehrichtung wählt, die den kleineren Winkel zwischen aktuellem Kurs und neuem Kurs ausmacht. Dieser Winkel ist in jedem Falle kleiner oder gleich 180°.

Wenn die Drehrichtung nicht eingegeben wird, wählt das FMS den *auto mode*. Während nun bei der expliziten Eingabe von *left* oder *right* ein kleiner Pfeil in der Anzeige der FMS CDU kurzzeitig diese Information auch nach der Ausführung (*ENTER*) anzeigt, wird im *auto mode* die Drehrichtung nicht erkennbar.

Ebenso erfolgt auf den anderen Anzeigen (EHSI, EADI, MFD) keine Anzeige der Drehrichtung.

Die korrekte *in-flight* Programmierung eines DIR TO (*direct to*) folgt der Beschreibung im PIH (*procedures, standard FMS procedures*, Seite 1-6).

*Example: Extended Closed Loop*

PF  
„Insert direct to ...“

PNF

*Programs the change on the CDU*  
„Direct to ... inserted“

*Checks change on CDU*  
„Checked / ENTER“

*Pushes ENTER on the CDU*

*Checks change on his EFIS*

Für den Flug CRX 498 wurde das FMS als primäres Navigationsmittel eingesetzt. Das FMS (LRN) war vor dem Start mit der Instrumentenabflugroute ZUE-1Y programmiert worden. Nach dem Abheben wurde die LRN auf den *flight director* aufgeschaltet.

#### 1.6.6.4 Weitere Navigationsausrüstung

##### 1.6.6.4.1 VOR-Anzeigen

Es konnten beide *radio magnetic indicators* (RMI) geborgen und den Positionen links und rechts zugeordnet werden. Die spurenkundliche Untersuchung ergab folgendes Ergebnis:



RMI links, Werknummer 2669:

- Instrument stark deformiert, Anzeigeskala und *double pointer* vorhanden, *single pointer* fehlt.
- Die letzte Position des *single pointers* konnte nicht ermittelt werden. Die Position des *double pointers* beträgt ca. 059°. Beide VOR/ADF-Umschalter zeigten in Richtung VOR. Die Kursanzeige stand auf ca. 119°

RMI rechts, Werknummer 1708:

- Aufgrund des Zerstörungsgrades war eine zuverlässige Auswertung nicht möglich.

Die Peilung (*bearing*) von der Absturzstelle nach dem VOR ZUE entspricht ziemlich genau dem Wert von 059°. Die Stellung der ADF/VOR-Umschalter ist konsistent mit einem Abflug von Zürich. Dies ist ein Hinweis darauf, dass das VOR-2 (*double pointer*) auf die Frequenz von ZUE eingestellt war und normal funktionierte. Einen verbalen Hinweis (CVR) auf einen Defekt der VOR-Systeme gibt es nicht.

#### 1.6.6.4.2 Air Data System

Kernstück des linken *air data systems* ist der *air data computer* (ADC). Dieser ist mit dem Statik-Drucksystem, dem Staudrucksystem und einem Temperaturfühler für die Aussentemperatur (OAT) verbunden. Im ADC werden die pneumatischen Signale in elektrische Signale konvertiert. Anschliessend werden diese digital verarbeitet. Die errechneten Parameter gelangen schliesslich auf die Datenleitungen. Die Datenausgabe zum *airspeed indicator*, *servo altimeter*, *vertical speed indicator*, EFIS, FCC, AHC, GPWC, *rudder limiter* und zur FDAU erfolgt über verschiedene, unabhängige Datenleitungen.

Die interne Datenverarbeitung des *air data computers* wird laufend überwacht. Bei allfälligen Fehlfunktionen erfolgt eine Kennzeichnung der fehlerhaften Ausgabedaten. Diese Kennzeichnung wird durch die interne Überwachung der Benutzersysteme, z.B. *airspeed indicator*, *servo altimeter* etc. als Fehlersignal erkannt.

Im *airspeed indicator* und im *servo altimeter* werden die eintreffenden Daten auf ihre Gültigkeit überwacht. Ebenso wird die interne Datenverarbeitung in diesen Geräten, bis hin zum Servokreis überwacht. Fehlfunktionen werden durch *warning flags* angezeigt.

Die Kontrolle der Arbeitspapiere des *air data systems* ergab folgende Befunde:

- Die *work orders* waren zum Teil mangelhaft ausgefüllt, was die Rückverfolgbarkeit erschwerte.
- Das Vorgehen beim *trouble shooting* war zum Teil unzweckmässig.

#### 1.6.7 Bank Angle Warning System

Sämtliche Saab 340B Flugzeuge von Crossair wurden mit einem *ground proximity warning computer* (GPWC) *mark II* abgeliefert. Dieser Typ enthält keine *bank angle warning option*.

Da der *mark II* GPWC nicht mehr hergestellt wurde, wurden neue Saab 340B ab Werknummer 367 mit dem *mark VII* GPWC abgeliefert. Dieser Computer beinhaltet zusätzlich die *bank angle warning* als Option.

Saab hat das SB 340-34-092 publiziert, welches den Ersatz des GPWC Mark II durch den GPWC Mark VII regelt.

Für die optionale Aktivierung der *bank angle warning* im GPWC Mark VII, welche umfangreiche Umbauten des Flugzeugs erfordert, existierte bis zum März 2001 kein *service bulletin*. Es wurden bis heute keine neuen Saab 340B Flugzeuge mit *bank angle warning* zertifiziert (*type certificate*) und abgeliefert.

JAR OPS 1 *subpart* K und L schreiben keine *bank angle warning* vor.

In Russland gehört die *bank angle warning* zur Mindestausrüstung von Verkehrsflugzeugen. Sie umfasst eine optische und akustische Warnung, welche bei Querlagen von mehr als 30° anspricht. Im Unterschied zu westlichen Lösungen unterscheidet sie die Richtung der Querneigung durch spezifische visuelle Anzeigen der Überschreitung der Querneigung nach rechts oder nach links (separate Lampen). Gewisse GUS-Staaten (z.B. Moldawien) übernahmen die russischen Zertifizierungs-Vorschriften gemäss einem zwischenstaatlichen Abkommen.

Die Saab 340B (ER-SGA ex HB-AKP) der Moldavian Airline hatte keine *bank angle warning* entgegen den Angaben des MAK (interstaatliche Luftfahrtkommission der GUS) *type certificates*.

### 1.6.8 Ground Proximity Warning System

Das *ground proximity warning system (GPWS)* generiert optische und akustische Warnungen, wenn sich das Flugzeug unbeabsichtigt und in gefährlicher Weise dem Boden nähert.

Der *ground proximity warning computer (GPWC)* überwacht und verarbeitet bestimmte Signale vom Flugzeug und löst eine Warnung aus, wenn in eine der fünf *warning envelopes* eingedrungen wird. Die folgenden Situationen (*modes*) werden durch entsprechende *warning envelopes* überwacht:

- *mode 1*                                      *excessive sink rate*
- *mode 2*                                      *excessive terrain closure rate*
- *mode 3*                                      *altitude loss after take-off*
- *mode 4*                                      *terrain clearance*
- *mode 5*                                      *inadvertent descent below glide slope*
- *mode 6*                                      *minimums callout* (Nachrüstung durch Crossair)

Für jeden Modus gibt es definierte akustische Warnungen. Für den Fall, dass mehrere akustische Warnungen gleichzeitig ansprechen sollten, haben diese verschiedene Dringlichkeitsstufen. Die *stall warning* hat Priorität gegenüber den GPWS Warnungen. *mode 1-4* lösen zusätzlich die optische Warnung *TERRAIN* aus, während *mode 5* zusätzlich die optische Warnung *BELOW G/S* auslöst. Um die verschiedenen Flugzeug-Konfigurationen (*flaps, gear*) zu berücksichtigen, sind die Warnungen von *mode 2* und *mode 4* in submodes aufgeteilt.

Der GPWC benötigt für die Bestimmung der *warning envelopes* die folgenden Signale: *radio height, air data (V/S, IAS, altitude), glide slope deviation, flaps position, landing gear position*.

Um eine Fehlwarnung bei einer beabsichtigten Landung mit eingefahrenen Landeklappen zu vermeiden, kann mit dem Schalter *GWPS FLAP* die aktuelle Landeklappen-Position übersteuert werden (*mode 4B, flaps override*).

Mit einem der Knöpfe *GPWS TEST* im *glare shield panel* kann ein *self test* ausgeführt werden. Dabei leuchten die Warnlampen *TERRAIN* und *BELOW G/S* auf und die akustische Warnung „*WHOO WHOO PULL UP*“ ertönt.

In der letzten Phase des Fluges von CRX 498 hätten erwartungsgemäss die Warnungen der *mode 1* und *2* ansprechen müssen. Warum diese nicht ansprachen, wird in Kapitel 2 analysiert.

Der *GPWC mark II*, Werknummer 8496 wurde in den Trümmern gefunden.

### 1.6.9 Leistungen des Luftfahrzeuges

Die flugmechanischen Daten des DFDR wurden zusammen mit der Herstellerfirma des Flugzeuges überprüft und analysiert. Dabei wurden die Aufzeichnungen des Unfallfluges mit vorhergehenden Flügen verglichen. Im weiteren führte man eine Analyse der DFDR-Daten durch, indem man diese mit einer Simulation der Leistungen und des flugmechanischen Verhaltens der Maschine verglich. Diese *engineering analysis* (flugtechnische Analyse) lieferte die folgenden Erkenntnisse:

- Die flugmechanische Simulation des Unfalls stimmt sehr gut mit den DFDR-Daten überein.
- Die gute Übereinstimmung zwischen den Aufzeichnungen des DFDR und den Simulationen lässt den Schluss zu, dass sich das Unfallflugzeug gemäss den konstruktiven Vorgaben des Baumusters Saab 340B verhalten hat.
- Es lassen sich keine Hinweise darauf finden, dass vor dem Aufprall aussergewöhnliche Kräfte auf die Maschine gewirkt haben oder dass irgend ein Strukturteil der Maschine vor dem Unfall wesentlich verformt oder beschädigt gewesen ist.
- Während des gesamten Unfallfluges reagierte das Luftfahrzeug normal auf Änderungen der Triebwerkleistung und auf die Ausschläge der Steuerflächen.
- Die Analyse der Beschleunigungswerte zeigt, dass während des Unfallfluges keine wesentlichen Turbulenzen geherrscht haben.
- Der *yaw damper* funktionierte korrekt.
- Da der *autopilot* während des gesamten Fluges ausgeschaltet war, muss davon ausgegangen werden, dass sämtliche Ausschläge der Steuerflächen durch die Besatzung verursacht worden sind.
- Es gibt nichts, das auf Einflüsse von Eisansatz am Luftfahrzeug hinweisen würde.

### 1.6.10 Unterhalt des Luftfahrzeuges

#### 1.6.10.1 Wartungsaufzeichnungen (Maintenance Records)

Gemäss den von Crossair erhaltenen Unterlagen wurden die vom Unterhaltsprogramm vorgeschriebenen Unterhaltsarbeiten vollständig durchgeführt. Die ausgeführten Arbeiten wurden auf Arbeitsaufträgen oder speziellen Unterschriftenblättern bestätigt. Die Ablage ist nach *service bulletins*, *checks*, Triebwerke und Propeller geordnet.

Die Lebenslaufakten, Beanstandungen sowie die Liste der ausgewechselten Teile seit dem letzten C-Check (C4-Check Juni 1998) wurden eingehend geprüft. Es wurden die folgenden Feststellungen gemacht:

- Die von Flugzeughersteller und Behörden vorgegebenen periodischen Kontrollen (*scheduled maintenance*) wurden innerhalb der festgelegten Intervalle ausgeführt.
- Die laufzeitgesteuerten Komponenten lagen innerhalb der vorgeschriebenen Betriebszeiten.
- Die Wartungsaufzeichnungen wurden einerseits handschriftlich auf Papier (*fingerprints*), und andererseits im Computer mittels des AMOS (*Airline Maintenance Operation System*) abgelegt.
- Die Landeklappen der HB-AKE wurden anlässlich des C4-Checks (28.06.1998) auf der HB-AKK montiert und vorgängig das S/B 27-033 ausgeführt. Dabei wurde Folgendes festgestellt:

- Die Übernahme der Landeklappen von HB-AKE auf HB-AKK ist in den Akten der HB-AKK nicht aufgezeichnet.
- Die Arbeitspapiere (aufbereitet durch die AVOR der Crossair), welche für die Bearbeitung des S/B 27-033 in der Spenglerei benötigt wurden, waren unvollständig.
- Für die gemäss *maintenance information handbook 2* der Crossair notwendigen *double inspections* fehlten auf den Arbeitspapieren des C4-Checks bei folgenden ausgewechselten Komponenten die Unterschrift des berechtigten, lizenzierten Mechanikers:
  - *flight control cables*
  - *flaps SB 27-033*
  - *flaps installation*
- Nicht alle Vorgänge wurden auf den Arbeitspapieren durch die Ausführenden selbst visiert, sondern teilweise durch deren Vorgesetzte.
- In den Arbeitspapieren für den Wechsel der *flight control cables* (anlässlich des C4-Checks) konnten keine *JAA form one* (Lufttüchtigkeitserklärung nach der Herstellung oder Unterhaltsarbeiten in der Werkstatt) oder *certificate of conformity* gefunden werden.
- Für den rechten Propeller fehlten die *JAA form one* im Logbuch für die letzte Überholung/Modifikation sowie für die letzten zwei Reparaturen (Ersatz von *de-icing boots*). Die Ursache liegt in der Nichtbeachtung der Crossair Betriebsvorschriften (*MME/MOE*) dieses Prozesses durch die Werkstatt. Ohne *JAA form one* darf der Propeller nicht in ein Flugzeug eingebaut werden.
- Im Betrieb, vom C4-Check bis zum Unfall, d.h. während einer Periode von 18 Monaten, wurde das *flap system* einundzwanzigmal von Piloten beanstandet. Mit den getroffenen Instandhaltungs-Massnahmen konnte die Ursache dieser Störungen nicht gefunden und deshalb auch nicht behoben werden. Es fehlte bei Crossair ein funktionierendes Instrumentarium, welches erlaubt hätte, wiederkehrende Störungen systematisch zu erkennen und zu beheben.
- Der Modifikationsstand der untersuchten Avionik-Geräte wurde nachgeführt und erfolgte durch Handeinträge auf den Arbeitspapieren.
- Es sind verschiedene Fälle betreffend *FMS misleading navigation* bei SID bekannt und dokumentiert, diese werden im Kapitel FMS (1.6.6.3.8) behandelt.
- Beanstandungen betreffend "*EFIS black*" und "*gust lock warning*" wurden behoben.

Beim letzten A9-Check vom 4.12.1999 waren alle obligatorischen Lufttüchtigkeitsanweisungen und *service bulletins* durchgeführt.

Folgende unerledigte Defekte waren im technischen Logbuch notiert (Mängelliste):

- *L/H Engine S/N 787135 is derated due to negative margin.*
- *Whistling noise over seat 6A when 1 or 2 recirc. fans on. Noise disappears when both recirc. fans off.*

#### 1.6.10.2 Prozessabläufe Spenglerei

Anlässlich der Untersuchungen am *flap system* wurden Unstimmigkeiten in der Prozessabwicklung für Reparatur- und Modifikations-Arbeiten durch die Spenglerei von Crossair bezüglich korrekter Administration festgestellt.

Die notwendigen Arbeitspapiere (*work orders* und Arbeitsunterlagen) für die korrekte Durchführung der Reparatur an den Landeklappen waren nicht vorhanden. Der Grund dafür lag bei fehlenden Prozessanweisungen für die Arbeitsvorbereitung (AVOR).

### 1.6.11 Prüfung des verwendeten Treibstoffs

Eine Treibstoffprobe des Tankfahrzeuges, das die HB-AKK unmittelbar vor dem Unfallflug beliefert hatte, wurde bei der Eidgenössischen Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (EMPA) einer Analyse unterzogen, die folgendes Resultat ergab:

Treibstofftyp : JET A-1, *appearance: water white, clear, no solids and water.*

Eigenschaften (Test Methoden):

*total acidity (ASTM D 3242), Aromatics (ASTM D 1319), Olefins (ASTM D 1319), Sulfur total (ASTM D 4294), Doctor test (ASTM 4952), Distillation (ASTM D 86), Flash point (IP 170), Density at 15°C (ASTM D 4052), Freezing point (ASTM D 5901), Viscosity at -20°C (ASTM D 445), Specific energy net (ASTM 3338), Smoke point (ASTM D 1322), Naphtalenes (ASTM D 1840), Thermal stability (ASTM D 3241), Corrosion cooper class (ASTM D 130, Existent gum (ASTM D 381), Electrical conductivity (ASTM D 2624), Water (ASTM D 1744).*

Alle diese Eigenschaften des Treibstoffes befanden sich innerhalb der vorgeschriebenen Toleranzen.

Zwei weitere Parameter wurden ausserhalb der Toleranzen gemessen:

*interface rating (ASTM D 1094):* Gemessener Wert 2; Toleranz 1

MSEP (ASTM D 3948): Gemessener Wert 50; Toleranzgrenze min. 70

Die EMPA kommentierte diese Resultate wie folgt:

Zitat:

„Das *interface rating*, geprüft gemäss der ASTM D 1094, beschreibt die Tendenz einer Mischung von Wasser und Flugpetrol (Jet A-1), einen Zwischenschichtfilm oder -ausfällungen zu zeigen. Der Test reagiert auf Verunreinigungen durch Tenside (*surfactants*) sehr empfindlich. Das Vorhandensein von solchen Tensiden kann die Wirkung von Filterseparatoren zur Wasserabscheidung beeinträchtigen.

Genau diese Wasserabtrennungsfähigkeit beschreibt der MSEP-Wert, geprüft gemäss ASTM D 3948. Ein MSEP Wert von 50 bedeutet, dass dieses Flugpetrol tensidisch wirkende Verunreinigungen enthält, welche die Wasserabscheidung beeinträchtigen. Ein Milligramm eines Tensides in einem Liter Flugpetrol genügt bereits, um die in diesem Untersuchungsbericht gefundenen *off-spec* Werte zu erhalten. Da alle andern Eigenschaften inkl. Wassergehalt in Ordnung sind, ist es nicht auszuschliessen, dass bei der Probenahme kleine Spuren von Tensiden in diese Flugpetrolprobe hineingekommen sind.“

Ende Zitat.

## 1.7 Wetter

### 1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Eine schwache Kaltfront, welche die Schweiz am Vortag erreicht hat, liegt über der Alpennordseite und kommt zunehmend unter Hochdruckeinfluss.

Am Boden erstreckt sich der Zentrumsbereich eines ausgedehnten Hochdruckgebietes vom nahen Atlantik über Mittel- bis Osteuropa. Die Schweiz liegt am südlichen Rand des Zentrumsbereichs.

In der Höhe befindet sich ein beinahe stationärer, aber stark abgeschwächter Trog über der Schweiz. Dieser wird von einem sich verstärkenden Hochdruckrücken weiter aufgelöst.

Eine ausgedehnte und weitgehend kompakte Wolkendecke liegt über dem Flachland der Alpen-nordseite. Daraus fällt stellenweise schwacher Nieselregen, der vom Niederschlagsradar wie auch von den Regenmessstationen aber kaum erfasst wird. Die Druckgegensätze auf der Alpen-nordseite sind gering. Dementsprechend schwach bläst über dem Mittelland ein Wind aus nordwestlicher bis nordöstlicher Richtung.

### 1.7.2 Wetter auf dem Flughafen Zürich

Über dem Flughafen Zürich lag den ganzen Tag als Folge der Kaltfront des Vortages eine tiefhängende, meist mehrfach geschichtete Wolkendecke (Stratocumulus) mit einer Wolkenuntergrenze zwischen 500 und 800 ft AGL. Aus ihr fiel bis zur Unfallzeit meist ein schwacher Regen oder schwacher Nieselregen. Die Sicht schwankte tagsüber zwischen 4 und 8 km. Die Temperatur, gemessen auf 2 m AGL, lag im Flugplatzbereich während des ganzen Tages zwischen 2 und 3 °C. Der Wind, gemessen auf 10 m AGL, erreichte mittlere Geschwindigkeiten von 2 bis 4 kt und wehte aus 290 bis 360°.

Zur Unfallzeit lagen die folgenden METAR-Meldungen für den Flughafen Zürich vor:

```
101620Z 31003KT 6000 BKN005 02/01 Q1032 TEMPO 5000  
101650Z 29003KT 6000 -DZ BKN005 02/01 Q1032 TEMPO 5000  
101720Z 29003KT 5000 -DZ BKN005 02/01 Q1032 NOSIG
```

Zum Unfallzeitpunkt wurde die folgende ATIS-Meldung ausgestrahlt:

```
INFO LIMA  
QAM LSZH 1650Z 10.01.2000  
290 DEG 2 KT  
VIS 6 KM  
LIGHT DRIZZLE  
BKN 500 FT  
+02/+01  
QNH 1032 THREE TWO  
QFE THR 14 981  
QFE THR 16 981  
QFE THR 28 980  
TEMPO VIS 5000 M  
SPEED LIMITATION  
NOSIG
```

Die Flugplatzwetterprognosen lauteten:

```
TAF 09 HR: 101601 33003KT 8000 SCT007 BKN010 TEMPO 1601 3000 DZRA OVC005
```

```
TAF 18 HR: 100018 33003KT 6000 FEW005 BKN015 TEMPO 0006 3000 -RASN OVC005  
BECMG 0609 04005KT
```

Für die FIR SWITZERLAND waren weder ein SIGMET noch ein AIRMET aktiv.

### 1.7.3 Wetter im Unfallgebiet

Da die Unfallstelle nur rund 4 km vom eigentlichen Flugplatzgelände entfernt lag und die Wetterlage über dem zentralen und östlichen Mittelland sehr homogen war, kann davon ausgegangen werden, dass das Wetter im Unfallgebiet demjenigen auf dem Flughafen Zürich entsprach. Die Unfallstelle lag zudem im Bereich des lokalen feinmaschigen Wettermessnetzes des Flughafens, was obige Annahme ebenfalls rechtfertigt.

### 1.7.4 Meldungen von Piloten

Es liegen Aussagen von 13 Besatzungen vor, die zum Unfallzeitpunkt beziehungsweise 30 Minuten davor oder danach in Zürich gelandet oder gestartet sind. Die Aussagen basieren ausschliesslich auf Erinnerungen und nicht auf der Auswertung von Flugdaten.

#### 1.7.4.1 Wind

Beinahe alle Besatzungen meldeten windstill, praktisch windstill oder eine leichte Bise (ca. 050/04 kt). Nur ein Report sprach von Nordwestwind auf 2500 ft AMSL mit 30 kt.

#### 1.7.4.2 Sicht

Die Sicht wurde unter der Wolkenbasis überwiegend als gut (ca. 5000 m) bezeichnet. Die Meldung, welche der Unfallzeit am nächsten liegt, sprach von diffuser Sicht (ca. 2000 m).

#### 1.7.4.3 Bewölkung

Es wurden mehrere WolkenSchichten gemeldet mit tiefer und markanter Basis zwischen 400 und 1100 ft AGL. Die Wolkenobergrenze bewegte sich zwischen 5000 und 8000 ft AMSL.

#### 1.7.4.4 Niederschlag

Mehrere Aussagen sprachen von sehr schwachem oder leichtem Nieselregen (*drizzle*), andere Besatzungen sagten aus, dass keine Niederschläge vorhanden waren.

#### 1.7.4.5 Temperatur am Boden

Die vorliegenden Aussagen sprachen von 2 bis 3 °C.

#### 1.7.4.6 Beobachtungen bezüglich Vereisung

Diejenige Besatzung, welche kurz vor dem Unfallflug gestartet war (16:52 UTC), sprach von sehr leichter Vereisung während des Steigfluges (*very light icing during climb-out*).

Eine Besatzung, die rund eine halbe Stunde nach dem Unfall um 17:30 UTC abflog, meldete leichten Frost.

Andere Besatzungen, die zwischen 16:20 UTC und 17:30 UTC in Zürich gestartet waren, haben keine Vereisung festgestellt. Alle in der untersuchten Periode abfliegenden Flugzeuge führten keine Enteisung vor dem Start (*no de-icing on ground*) aus und benutzten die Eisverhütungsanlage (*engine anti-ice on*).

Mehrere der anfliegenden Besatzungen meldeten Vereisung. Eine Besatzung meldete leichten Eisansatz an den Flügeln (*light wing icing*). Der Höhenbereich wurde mit Flugfläche 50 bis 70 angegeben.

Die Meldungen über das Vorkommen von Vereisung im Anflug (ILS) waren widersprüchlich. Bei den zwei ankommenden MD11 hat jeweils die *severe ice detection warning* angesprochen. Eine optische Überprüfung durch die Besatzung erfolgte in beiden Fällen aber nicht.

### 1.7.5 Vereisung

Aufgrund der vorhandenen Vertikalprofile der Atmosphäre zeigt sich, dass sich das Unfallflugzeug im Steigflug ab ca. 2000 ft AMSL in einem für Vereisung kritischen Temperaturbereich von 0 bis -3 °C in den Wolken bewegte.

Folgende meteorologischen Faktoren sind für die Vereisung massgebend:

- Lufttemperatur
- Luftfeuchtigkeit
- Flüssigwassergehalt der Wolke
- Tropfengrößenverteilung
- Aufwindgeschwindigkeit

#### 1.7.5.1 Lufttemperatur

Eisansatz ist zwischen 0 und -40 °C möglich, mit abnehmender Wahrscheinlichkeit und Intensität gegen tiefere Temperaturen hin. Im Bereich von 0 bis -4 °C nimmt die Vereisungswahrscheinlichkeit stark zu. Die grösste Vereisungswahrscheinlichkeit liegt nach diversen Untersuchungen im Bereich von -4 bis -8 °C.

#### 1.7.5.2 Luftfeuchtigkeit

In Mischwolken wachsen die Eisteilchen auf Kosten der Wasserteilchen und setzen daher die relative Luftfeuchtigkeit herab, was die Vereisungsintensität reduziert. Da die Taupunktdifferenz (*spread*) in der vorliegenden Wolkenschicht klein war und somit angenommen werden kann, dass es sich um eine reine Wasserwolke handelte, bestand im vorliegenden Fall eine hohe Wahrscheinlichkeit für Vereisung.

#### 1.7.5.3 Flüssigwassergehalt der Wolke

In Schichtwolken, wie im vorliegenden Fall, ist der Flüssigwassergehalt vergleichsmässig kleiner als in konvektiven Wolken und die Maximalwerte finden sich in den Schichten nahe der Wolkenobergrenze. Der Flüssigwassergehalt nimmt von 0 g/m<sup>3</sup> knapp unterhalb der Wolkenobergrenze, innerhalb der ersten 700 bis 1000 ft über der Wolkenbasis ungefähr linear zu.

Der Flüssigwassergehalt der vorliegenden Wolkenschicht dürfte im Maximum 0.75 g/m<sup>3</sup> betragen haben. Dieser Wert liegt noch im Bereich für mässige Vereisung.

#### 1.7.5.4 Tropfengrößenverteilung

Der mittlere Tropfendurchmesser bei einer Stratocumulus/Stratus-Bewölkung beträgt 8 bis 13 µm. Bei dieser Tropfengrösse beschränkt sich die Vereisung auf die Vorderseite von stark gekrümmten Flächen, kann aber auch schon weiter umgreifen, erfasst jedoch geschützte und nicht angeströmte Flächen noch nicht.

Bei gefrierendem Nieselregen sind Tropfendurchmesser von 100 bis 1000 µm zu erwarten. Die damit verbundene Vereisung erstreckt sich über geschützte Flächen und zeigt Wachstum im Luftstrom.



### 1.7.5.5 Aufwindgeschwindigkeit

Je grösser die Aufwindgeschwindigkeit in einer Wolke, desto rascher ist das Wachstum der Wolkentropfen und somit eine Erhöhung der Vereisungswahrscheinlichkeit.

Folgende Gründe sprechen im vorliegenden Fall für geringe Aufwindgeschwindigkeiten:

- Beobachtete Wolkenart (Stratocumulus/Stratus sind Schichtwolken)
- Vertikale Temperaturschichtung
- Beobachtungen anderer Besatzungen: keine Turbulenz, ruhiger Anflug

Somit dürfte der Faktor Aufwindgeschwindigkeit eine Vereisung nicht begünstigt haben.

### 1.7.5.6 Vereisung in Wolken mit Niederschlag

Die Wahrscheinlichkeit der Vereisung in Wolken mit Niederschlag oder ohne Niederschlag ist etwa gleich gross. Denn Schichtwolken, aus denen es längere Zeit geregnet hat, können nur wenig Wassergehalt haben und werden vermehrt aus Eiskristallen bestehen.

## 1.7.6 Turbulenz

Die flugmechanischen Daten des DFDR wurden zusammen mit der Herstellerfirma des Flugzeuges überprüft und analysiert. Diese *engineering analysis* (flugtechnische Analyse) der Beschleunigungswerte zeigt, dass während des Unfallfluges keine wesentlichen Turbulenzen geherrscht haben.

## 1.8 Navigationshilfen

### 1.8.1 Relevante Navigationsanlagen

Das VOR/DME Kloten (KLO) und das VOR/DME Zurich East (ZUE) sind Drehfunkfeuer, welche nach dem Dopplerprinzip funktionieren. Beide sind mit einer Entfernungsmessanlage (DME) ausgerüstet.

#### DVOR/DME KLO

Geografische Position	47 27 25.73 N, 008 32 44.14 E.
Höhe	1414 ft AMSL
Überdeckungsbereich (DOC)	50 NM/25000 ft
Frequenz	DVOR 114.85 MHz, DME Kanal 95 Y

#### DVOR/DME ZUE

Geografische Position	47 35 31.82 N, 008 49 03.55 E.
Höhe	1730 ft AMSL
Überdeckungsbereich (DOC)	80 NM/50000 ft
Frequenz	DVOR 110.05 MHz, DME Kanal 37 Y

Die Anlagen DVOR/DME KLO und DVOR/DME ZUE standen im Zeitraum 10.1.2000 von 16:45 bis 17:00 UTC operationell in vollem Umfang und ohne Beanstandungen zur Verfügung.

### 1.8.2 Konstellation der GPS-Satelliten

Das im Crossair Saab 340B installierte *flight management system* Typ UNS-1K benötigt für die Bestimmung der geografischen Position externe Signale. Neben den konventionellen VOR/DME Signalen werden auch Signale des *global positioning system* (GPS) empfangen und

in die Berechnung mit einbezogen. Der Empfang der GPS-Signale ist für die Initialisierung des FMS am Boden von besonderer Wichtigkeit, da die VOR/DME-Signale meist ungenügend sind.

Um die geografische Position bestimmen zu können, müssen vom GPS Prozessor im FMS vier Satelliten empfangen werden. Für eine kontinuierliche Überprüfung der Position (RAIM) sind fünf Satelliten erforderlich.

Durch das Institut für Geodesie und Photogrammetrie der ETHZ wurde eine Studie über die Satellitenkonstellation am 10. Januar 2000, um 16:50 UTC durchgeführt. Aufgrund dieser Studie waren zu diesem Zeitpunkt beim Standplatz F 74 sechs Satelliten verfügbar. Daraus lässt sich schliessen, dass für das Initialisieren des FMS eine genügende Anzahl Satelliten zur Verfügung standen. Es kann davon ausgegangen werden, dass sechs Minuten später für die Bestimmung der Position während des Steigfluges ebenfalls genügend Satelliten zu Verfügung standen.

### 1.8.3 Radaranlagen und Radardarstellung

Die Flugverkehrsleiter verfügten über eine auf Mehrfachradarerfassung (*multi radar tracking – MRT*) basierende Luftlagedarstellung. Beim vorliegenden Unfall konnten lediglich die Daten der Radaranlagen Lägern (primär/sekundär) und Holberg (nur analog primär/sekundär) verarbeitet werden, da sich das Flugzeug auf einer sehr tiefen Höhe befand (vgl. Anhang 2).

In der Abflughelfstelle (*departure control – DEP*) sind die Radardaten des Holbergs mit Priorität dargestellt. Im Kontrollturm (*tower – TWR*) erfolgt eine auf Distanz begrenzte Darstellung im Fernseh-Raster (*bright display*).

## 1.9 Kommunikation

### 1.9.1 Beteiligte Flugverkehrleitstellen

<i>clearance delivery</i>	(CLD)	Frequenz 121.80 MHz
<i>aerodrome control – tower</i>	(TWR)	Frequenz 118.10 MHz
<i>departure control</i>	(DEP)	Frequenz 125.95 MHz

### 1.9.2 Gesprächsaufzeichnungen

Folgende Daten im TWR und DEP werden permanent mit einem *digital storage system* aufgezeichnet und auf *digital audio tape (DAT)* gespeichert:

- Sämtliche benutzten VHF-Funkkanäle. Im DEP und im TWR sind zusätzlich je ein Aufzeichnungsgerät für Kurzaufnahmen installiert.
- Sämtliche Drahtverbindungen zwischen Arbeitsplätzen (*intercom*).
- Sämtliche Telefongespräche an den Arbeitsplätzen (*intercom*).

Die Gespräche im Radarraum und in der Turmkanzel werden nicht durch ein Rummikrofon aufgenommen.

### 1.9.3 Kommunikationsanlagen

Die Betriebsaufzeichnungen TWR und DEP und das *log book* des *system management (SYMA)* weisen zum Unfallzeitpunkt keine Ausfälle oder Mängel an den Kommunikationsanlagen der Flugsicherung aus. Das Gleiche gilt auch für alle internen Verbindungen (*intercom*, Telefon) der Flugverkehrsleitung.

## 1.10 Angaben zum Flughafen

### 1.10.1 Allgemeines

Der Flughafen UNIQUE Zurich Airport verfügt über drei Pisten:

- Piste 16/34, Abmessungen 3700 x 60 m, Höhe der Pistenschwellen 1390 ft/1386 ft AMSL
- Piste 14/32, Abmessungen 3300 x 60 m, Höhe der Pistenschwellen 1402 ft/1402 ft AMSL
- Piste 10/28, Abmessungen 2500 x 60 m, Höhe der Pistenschwellen 1391 ft/1416 ft AMSL

Die Bezugshöhe des Flughafens beträgt 1416 ft AMSL und als Bezugstemperatur sind 24.0 °C festgelegt.

### 1.10.2 Pistenausrüstung

Die Pisten 14 und 16 sind für Präzisionsanflüge CAT III B zugelassen.

Alle übrigen Pisten sind nicht für Präzisionsanflüge ausgerüstet.

### 1.10.3 Rettungs-und Feuerwehrdienste.

Die Flughafenfeuerwehr erfüllt die Kategorie 9.

## 1.11 Flugschreiber

### 1.11.1 Digital Flight Data Recorder (DFDR)

#### 1.11.1.1 Technische Beschreibung

Die Flugschreiberanlage (*flight recorder system*) besteht aus einer *flight data acquisition unit (FDAU)*, einem *digital flight recorder (DFDR)*, einem *flight data entry panel (FDEP)* und einem dreichachsigen Beschleunigungsmesser (*triaxial accelerometer*). Dazu kommt eine grössere Anzahl von Sensoren (z. B. Potentiometer; *attitude heading computer – AHC*; Schalter).

Die FDAU ist im *avionic rack* installiert. Sie fragt die verschiedenen analogen und digitalen Sensoren nach einem vorgegebenen Programm ab. Die Abfragerate hängt dabei von der Veränderungsgeschwindigkeit der einzelnen Parameter ab. Alle eingelesenen Daten werden in ein einheitliches Format konvertiert (*Harvard bi-phase*) und danach in einer vorbestimmten Reihenfolge abgelegt. In dieser Form werden die Daten im DFDR gespeichert. Für eine Auswertung müssen die Daten durch bodengestützte Software in sogenannte *engineering units* konvertiert werden (z.B. Steuerkurs (*heading*) in Grad, Höhe (*altitude*) in Fuss etc.).

Der DFDR ist im *equipment rack* im Heck des Flugzeuges installiert. Er speichert die von der FDAU aufbereiteten Daten in einem Halbleiterspeicher (*solid-state-memory*), welches in einer schlag- und feuersicheren Kassette untergebracht ist. Auf dem DFDR ist ein Ortungssender installiert, welcher das Auffinden des *recorders* unter Wasser erleichtert. Der DFDR kann 64 Parameter über eine Dauer von ca. 50 Flugstunden aufzeichnen. Wenn der Speicher voll ist, werden die ältesten Daten automatisch überschrieben.

Das FDEP ist im Cockpit in der linken Konsole installiert und dient zur Eingabe der flugrelevanten Daten. Mittels eines *event buttons* kann ein spezielles Ereignis markiert werden, um dieses später leichter wieder aufzufinden. Zwei Warnlampen (FDAU und DFDR) zeigen an, wenn die interne Überwachung (*internal monitoring*) einen Fehler registriert.

Das *triaxial accelerometer* befindet sich in der Mitte des Flugzeuges. Es registriert die Beschleunigungen (*body acceleration*) entlang den drei Flugzeugachsen.

Die Sensoren für das *flight recorder system* sind auf das gesamte Flugzeug verteilt und liefern die Daten für die Aufzeichnung.

Das *flight recorder system* beginnt zu arbeiten, sobald ein Triebwerk läuft und ein Generator in Betrieb ist. Bevor jedoch Daten aufgezeichnet werden, durchläuft die FDAU ein Initialisierungs-Programm, welches die Systemfunktionen überprüft.

#### 1.11.1.2 Spezifische Parameter

Da das Flugzeug während des Unfallfluges ungewöhnliche Fluglagen erreichte, war es wichtig abzuklären, ob allfällige Limiten bezüglich *pitch*- und *roll*-Parameter bestehen. Dabei wurde Folgendes festgestellt:

Die *pitch*- und *roll*-Fluglagen werden im AHC berechnet. Der AHC enthält Messkreisel (*rate gyros*), welche die Winkelgeschwindigkeit um die drei Achsen *pitch*, *roll* (*bank*) und *yaw* erfassen. Beim Initialisieren am Boden wird im AHC eine virtuelle Plattform gebildet und kalibriert. Mit Hilfe der *rate gyro signals* lässt sich diese virtuelle Plattform im Flug rechnerisch laufend nachführen.

Am Ausgang des AHC stehen folgende Signale in digitaler Form zur Verfügung:

- *Euler angles* (*pitch*, *roll*, *yaw*)
- *body angular rates*
- *body linear accelerations*
- *local level accelerations*
- *heading*

Der Bereich der vom AHC ausgegebenen Signale ist wie folgt:

- *pitch* +/- 90°
- *roll* +/- 180°
- *heading* +/- 180°
- *body angular rates* +/- 128°/s
- *accelerations* +/- 5g

In der Parameterliste des DFDR sind die Bereiche für *pitch* mit +/- 90° und für *roll* mit +/- 180° angegeben. Der DFDR übernimmt demnach voll den Bereich des AHC. Der DFDR zeichnete während des Unfallfluges maximal -62.8° *pitch* und 137.5° *roll* auf. Die Daten von Längsneigung (*pitch*) und Querlage (*roll*) wurden folglich nicht limitiert.

#### 1.11.1.3 Unterhalt und Überwachung

Die Flugdatenschreiber haben ein integriertes Überwachungssystem, welches sowohl beim Initialisieren als auch während dem Betrieb die Funktion des DFDR überwacht.

Um die Funktionstüchtigkeit der Sensoren zu überprüfen, werden anlässlich des C-Checks die DFDR Daten auf eine PCMCIA Karte geschrieben und im Labor ausgewertet.

#### 1.11.1.4 Positions-Aufzeichnung des rechten Querruders

Die DFDR-Daten des rechten Querruders wiesen während des gesamten Unfallfluges extreme Ausschläge auf. Die aufgezeichneten Werte erreichten zum Teil die Endstellungen des rechten Querruders und korrelierten zum grössten Teil nicht mit dem linken Querruder. Zudem zeigte die Aufzeichnung stochastische Werte.

Diese Unstimmigkeit der Aufzeichnung kann wie folgt erklärt werden:

Während des Unfallfluges entsprachen die Fluglageänderungen um die Längsachse den Ausschlägen des linken und des synthetisch dazu korrelierten rechten Querruders.

Die während des Unfallfluges aufgezeichneten Daten des rechten Querruders waren nicht korrekt. Auch die Flüge unmittelbar vor dem Unfallflug wiesen die gleiche Art von Aufzeichnung auf. Derselbe Fehler konnte auch auf einem anderen Saab 340B der Crossair festgestellt werden.

Als Fehlerquelle wurde eindeutig der Geber (Potentiometer) des Querruders identifiziert. Dieser Geber wird im Saab 340B mehrfach verwendet. Es ist bekannt, dass die Ausfallrate dieses Bauteiles hoch ist.

### 1.11.2 Cockpit Voice Recorder (CVR)

#### 1.11.2.1 Technische Beschreibung

Das Sprachaufzeichnungssystem besteht aus einem *cockpit voice recorder (CVR)*, einem Beschleunigungsschalter, einem *control panel* und einem Rummikrofon (*cockpit area microphone – CAM*). Der CVR ist im Heck des Flugzeuges installiert. Das *control panel* ist im Cockpit in der rechten Seitenkonsole installiert, während das CAM im *overhead panel* installiert ist.

Beim eingebauten Aufzeichnungsgerät handelte es sich um den analogen CVR, Fairchild (Loral) Typ A100A. Dieses Gerät enthält ein endloses Magnetband mit einer Spieldauer von 30 Minuten. Das Band ist in vier Spuren (Kanäle) aufgeteilt: P1 (Kommandant), P2 (Copilot), PA und CAM. Das Magnetband ist in einer schlag- und feuersicheren Kassette untergebracht. Auf dem CVR ist ein Ortungssender installiert, welcher das Auffinden des Recorders unter Wasser erleichtert.

Die Kanäle P1 und P2 zeichnen Gespräche des Kommandanten respektive des Copiloten auf, die über deren *boom microphones* akustisch erfasst werden. Der CAM-Kanal zeichnet Gespräche und Geräusche im Cockpit auf. Der PA-Kanal dient zur Aufzeichnung der Gespräche zwischen Cockpit und Kabine sowie von Ansagen über das *public address system*.

#### 1.11.2.2 Unterhalt

Gemäss den Unterhaltsvorschriften des Herstellers sind Kontrollen nach 4000 und nach 9000 Flugstunden vorgesehen. Die Kontrolle nach 4000 Flugstunden wird im Flugzeug ausgeführt. Die Kontrolle nach 9000 Flugstunden erfolgt in der Werkstatt und entspricht einer Revision.

Die CVR-Aufzeichnung des Fluges CRX 498 enthält in der Phase vor dem Triebwerkstart Stimmen und Geräusche, welche offenbar nicht vom Unfallflug stammen. In der genannten Phase trugen die Piloten die Sprechgarnituren (*boomsets*) noch nicht, so dass man auf die Aufzeichnung über das CAM angewiesen war. Auf diesem Kanal waren jedoch die Pegel der Gespräche von früheren Aufzeichnungen und der aktuellen Aufzeichnung annähernd gleich tief.

Die Verständlichkeit war hingegen deutlich besser, wenn der Copilot für den Funksprechverkehr das Handmikrofon benutzte.

Nach dem Triebwerkstart war die Verständlichkeit des Kanals des Kommandanten und des Copiloten besser, da nun die Sprechgarnituren getragen wurden. Somit wurde nun direkt ins Mikrofon (*boom microphone*) gesprochen und der Nutzpegel war damit wesentlich höher. Das Triebwerkgeräusch wurde nun auf dem CAM-Kanal hörbar, so dass nur noch relativ laute Stimmen (z.B. *cabin attendant* ruft ins Cockpit) und Geräusche wahrnehmbar waren. Auffallend war auch die Überlagerung eines 400 Hz Tones, speziell auf dem CAM-Kanal.

Es konnte festgestellt werden, dass die Löschung der vorherigen Flüge auf dem CVR der HB-AKK nicht vollständig geschah. Der Grund dafür sind Ablagerungen von Bandmaterial, die sich wegen zu langer vorgeschriebener Wartungsintervalle auf dem Löschkopf ansammeln konnten.

### 1.11.3 Auslesen der Flugdatenschreiber

Der DFDR und der CVR wurden am Mittwoch, 12. Januar 2000, auf ca. 2 m Tiefe in beschädigtem, aber auswertbarem Zustand gefunden. Nach der Bergung wurde der CVR in Gegenwart des Büros für Flugunfalluntersuchungen (BFU), der schwedischen *Statens haverikommission*, Saab Aircraft AB und des Herstellers des CVR durch die *engineering branch* des *Transportation Safety Board of Canada (TSBC)* ausgelesen. Anschliessend wurde die Aufzeichnung durch Mitarbeiter des BFU analysiert, eine Abschrift erstellt und mit der Aufzeichnung des Funkverkehrs synchronisiert.

Der DFDR wurde ebenfalls durch das TSBC ausgelesen. Wie die CVR-Abschrift, mussten auch diese Daten mit den offiziellen UTC-Zeiten der ATC-Abschrift synchronisiert werden. Somit stehen alle relevanten Daten, inklusive *ATC radar plot*, auf einer einheitlichen Zeitbasis.

### 1.11.4 CVR Kommunikation

Gespräche zwischen Flugzeug und Flugverkehrsleitstelle sind sowohl auf dem CVR als auch in den ATC-Aufzeichnungen vorhanden. Interne Gespräche im Cockpit wurden nur auf dem CVR registriert.

## 1.12 Angaben über den Aufprall, das Wrack und die Unfallstelle

### 1.12.1 Aufprall

Das Flugzeug befand sich kurz vor dem Aufschlag in einer Spirale mit Drehrichtung nach rechts. Der Steuerkurs beim Beginn der Spirale war Nord und betrug beim Aufschlag ungefähr 120°.

Die letzten Aufzeichnungen des DFDR, ca. 2 Sekunden vor dem Aufschlag, zeigten die folgenden Parameter bezüglich Flugzeugbewegung:

- Sinkgeschwindigkeit: 27461 ft/min, entspricht 459 ft/sec, zunehmend.
- Angezeigte Fluggeschwindigkeit: 285 KIAS (interpoliert bei Aufschlag: 310 kt).
- Steuerkurs: 080° (interpoliert bei Aufschlag: 120°).
- Längsneigung: 62° AND (interpoliert bei Aufschlag: 63° AND).

### 1.12.2 Erste Feststellungen auf der Absturzstelle

Unmittelbar nach dem Unfall konnte folgendes festgestellt werden:

- Keine Überlebenden
- Ein Krater an der Stelle des Aufpralls (aufgeworfene Erde)
- Grosse Konzentration der Flugzeugtrümmer an der Stelle des Aufpralls
- Weiträumig verstreute kleinere Trümmerteile
- Brand im Krater

### 1.12.3 Trümmerfeld

Das Trümmerfeld war geprägt durch einen Krater an der Aufschlagstelle des Flugzeuges. Infolge der hohen Aufprallgeschwindigkeit und des steilen Aufprallwinkels war der Zerstörungsgrad des Flugzeuges ausserordentlich gross. Ein Grossteil der Trümmer, vor allem aus dem Cockpit und Rumpfbereich, bohrte sich in das weiche Erdreich.

Etwa 20% der Trümmerteile (vorwiegend hinterer Rumpfbereich und Teile der Flügelstruktur) wurden weiträumig in der Richtung des letzten Flugweges über das Gelände verstreut.

Das Ausmass der Zerstörung und die Lage der Trümmerteile stimmt mit den aufgezeichneten Daten des DFDR unmittelbar vor dem Aufprall überein.

### 1.12.4 Bergung

Vor Beginn der Bergungsarbeiten wurden die auf der Erdoberfläche liegenden Teile bezeichnet, nummeriert, vermessen und auf einem Plan festgehalten (vgl. Anhang 3). Die Bergung erfolgte anschliessend durch ein kontinuierliches Abtragen von Erdmaterial und Aussortieren der Wrackteile.

## 1.13 Medizinische und pathologische Angaben

### 1.13.1 Kommandant

#### 1.13.1.1 Vorgeschichte und medizinische Befunde

Der Kommandant wurde während seiner Ausbildung und während seiner Tätigkeit als Pilot regelmässig medizinisch und psychologisch untersucht. Die fliegerärztlichen Untersuchungen erfolgten nach dem System der ehemaligen Sowjetunion (*former Sovjet Union – FSU*), das umfangreiche klinische Untersuchungen vorsah, und nach dem Piloten auch regelmässig psychologisch untersucht wurden. Die regelmässigen Kontrolluntersuchungen wurden halbjährlich in einem flugmedizinischen Zentrum durchgeführt und dauerten jeweils rund eine Woche. Dazu kam vor jedem Einsatz im Flugdienst eine kurze fliegerärztliche Untersuchung, die sich in der Regel auf eine kurze Befragung und eine Blutdruckmessung beschränkte.

Die regelmässigen Kontrolluntersuchungen wurden in einem medizinischen Büchlein, das vollständig vorliegt und in Teilen übersetzt wurde, handschriftlich dokumentiert. Das ergänzende Interview mit der Leitung des flugmedizinischen Institutes in Kishinev vervollständigte die wegen unleserlichen Handschriften teilweise lückenhaften Angaben. Die vorliegenden Aufzeichnungen erstrecken sich über den Zeitraum von 1979 bis zur letzten Untersuchung vom 30. September 1999.

Über die Flugtauglichkeit wurde also einerseits anhand der regelmässigen Untersuchungen jeweils durch die Fliegerärztliche Expertenkommission (*vratchechnaya letnaya ekspertnaya komissia – VLEK*) entschieden, andererseits erfolgte eine flugmedizinische Kurzbeurteilung vor jedem Flug. Die klinischen Untersuchungen wurden jeweils ergänzt durch medizinisch-technische Untersuchungen (Audiometrie, Elektrokardiographie, Labor- und Röntgenuntersuchungen, sowie Elektroenzephalogramm und Testungen in der Unterdruckkammer). Auch die regelmässig durchgeführten zahnärztlichen Untersuchungen sind dokumentiert.

In der Schweiz wurde der Kommandant nie fliegerärztlich untersucht. Es gibt auch keinen Hinweis darauf, dass er während dieser Zeit privat einen Arzt oder einen Zahnarzt aufgesucht hat.

Die medizinischen Befunde können wie folgt zusammengefasst werden:

- Die Aufzeichnungen lassen keinen Rückschluss auf eine früher durchgemachte oder zum Zeitpunkt des Unfalles eventuell noch bestehende gesundheitliche Störung zu. Insbesondere war die Funktion der Sinnesorgane (Visus, Gehör) immer normal und in keiner Weise beeinträchtigt. Der Kommandant war mit 166 cm Körpergrösse und einem Körpergewicht zwischen 64,0 und 66,0 kg von eher kleiner Statur und normalgewichtig.
- Aus Anamnese und Untersuchungsbefunden, wie auch aus den verschiedenen Interviews mit Familienangehörigen und Bekannten ergeben sich keine Hinweise auf einen Alkohol-, Medikamenten- oder Suchtmittelmissbrauch. Alle Quellen bezeichnen den Kommandanten als Nichtraucher, der selten und wenig alkoholhaltige Getränke konsumierte.
- Bei der Untersuchung des Inhalts des in den Trümmern gefundenen *crew bags* des Kommandanten fand sich eine angebrochene Packung des russischen Beruhigungsmittels Phenazepam. Nach Angaben der Lebenspartnerin habe sie dem Kommandanten das rezeptpflichtige Medikament besorgt, da er ihr gegenüber Schlafstörungen gemeldet habe.
- Eine im Jahr 1999 durchgeführte Abklärung von Abdominalbeschwerden ergab bei der Verdachtsdiagnose von Gallensteinen keinen positiven Hinweis auf das vermutete oder ein anderes Leiden, das die Beschwerden hätte erklären können.

#### 1.13.1.2 Rechtsmedizinische Befunde

Durch die sehr hohe Aufprallenergie kam es bei sämtlichen Flugzeuginsassen zu schwersten Verletzungen aller vitalen Organe. Die Identifikation aller Insassen, also auch des Kommandanten, erfolgte durch hämatogenetische Untersuchungen. Sie war zweifelsfrei möglich. Wegen der massiven Zerstörung konnten aber weder die Kreislauforgane noch das zentrale Nervensystem (ZNS) des Kommandanten morphologisch untersucht werden. Eine pathologisch-anatomische Diagnose eventueller vorbestehender Krankheiten war darum nicht möglich.

Die chemisch-toxikologischen Analysen wiesen im Muskelgewebe des Kommandanten Werte zwischen 0.00 und 0.35 ‰ (Mittelwerte) Äthylalkohol nach. Ausserdem fand sich das russische Medikament Phenazepam in einer Konzentration von 7 bis 8 ng/g (Nanogramm pro Gramm) im Muskelgewebe des Kommandanten. Eine angebrochene Packung des gleichen Medikamentes wurde im *crew bag* des Kommandanten gefunden (vgl Anhang 4).

Bei Phenazepam handelt es sich um ein Medikament aus der Gruppe der Benzodiazepine, das nach gegenwärtigem Wissensstand des Untersuchungsteams einzig in Russland bzw. in Ländern der FSU hergestellt wird.

Über das Medikament informieren die folgenden Angaben aus dem chemisch-toxikologischem Ergänzungsgutachten des Instituts für Rechtsmedizin (IRM) der Universität Zürich (Zitat):

„Wirkstoff:



Fenazepam ist in Russland unter dem Namen „Phenazepam“ im Handel, chemische Formel siehe Abb.1, ABDATA-Nr.: 3003155, CAS-Nr.: 51753-57-2, Synonyma: 7-Brom-5-(2-chlorphenyl)-1*H*-1,4-benzodiazepin-2(3*H*)-on (IUPAC) und 7-Brom-5-(2-chlorphenyl)-1,3-dihydro-2*H*-1,4-benzodiazepin-2-on [2].

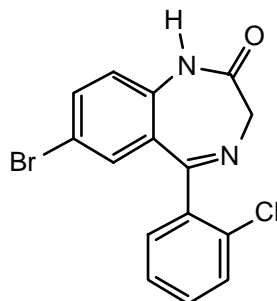


Abb. 1: Chemische Formel von Phenazepam, C<sub>15</sub>H<sub>10</sub>BrClN<sub>2</sub>O, MG = 349,62 [2].

Tablettenformen:

Es gibt Phenazepam-Tabletten zu 0.5 mg und 1.0 mg; die Packung enthält 50 Tabletten [2][3][4].

Wirkungen:

Phenazepam ist ein Psychopharmakon und gehört zur grossen Gruppe der Benzodiazepine. Es entfaltet beruhigende (Tranquilizer), dämpfende, schlafinduzierende, krampflösende, muskelrelaxierende (muskelentspannende), angstlösende und antiepileptische Wirkungen [3][4]. Phenazepam hat eine ähnliche Wirkung und Wirkungsstärke wie Lorazepam (Temesta®) [5], ist aber ein stärkerer Tranquilizer als Chlordiazepoxid (Librium®) oder Diazepam (Valium®) [5].

Nebenwirkungen:

Koordinationsstörungen, Schläfrigkeit, Schwindel; nicht während der Arbeitszeit von Chauffeuren und anderen Personen einnehmen, deren Beruf rasche psychische und motorische Reaktionen erfordert [3]. Schläfrigkeit, Muskelschwäche, Schwindel, Übelkeit, Ataxie [4].

Indikationen:

Bei neurotischen, psychopathischen Zuständen, bei Angst, Angespanntheit, Reizbarkeit und emotionaler Unausgeglichenheit; bei vegetativer Dysfunktion, Schlafstörungen, Kupiren von Alkoholabstinenz, bei verschiedenen Aetiologien, zur Behandlung von Muskelanspannungen, Hyperkinesie und Epilepsie [4].

Kontraindikationen:

Myasthenia gravis, Leber- und Nierenstörungen, Schwangerschaft, Kombination mit anderen Tranquilizern, Neuroleptica, Schlafmitteln, Narcotica und Alkoholabusus [4].

Vorsicht:

Während der Behandlung mit dem Präparat wird nicht empfohlen, Tätigkeiten auszuüben, welche rasche psychische und physische Reaktion erfordern [4].

Dosierung:

0.25 bis 0.5 mg 2 bis 3 mal täglich; bei Verwendung als Schlafmittel 0.25 bis 1 mg 20 bis 30 Minuten vor dem Schlafengehen; maximale Dosis bis 10 mg pro 24 Stunden [3]. 0.5 bis 1 mg 2 bis 3 mal täglich; Dosiserhöhung bis 2 bis 5 mg, stationär bis 10 mg pro Tag [4]. 0.5 bis 1 mg, 2 bis 3 mal täglich, Maximaldosis 10 mg pro Tag [5]. Therapeutische Tagesdosen 2 bis 4 mg [6].

Pharmakokinetik/Blutspiegel:

Peakplasmakonzentrationen werden etwa 3 bis 4 Stunden nach oraler Einnahme erreicht; nach Einnahme von 2 mg werden maximale Blutkonzentrationen von 8 bis 15 ng/ml erreicht, der Steadystate-Zustand (Fließgleichgewichtszustand im Blut) wird nach etwa 10 bis 14 Tagen erreicht. Nach Einnahme von 2 mg Phenazepam wurden folgende Blutspiegel beobachtet: nach 4 h 9,2 ng/ml, nach 6 h 8,2 ng/ml, nach 24 h 5,7 ng/ml, nach 48 h 5,6 ng/ml, nach 96 h 3,9 ng/ml. Nach Langzeiteinnahme von täglich 1 mg Phenazepam werden minimale Steadystate-Blutkonzentrationen von 8 bis 9 ng/ml nach 2 Wochen erreicht; bei täglich 1,5 mg Phenazepam ca. 13 ng/ml nach etwa 34 bis 46 Tagen. Bei solchen Langzeitbehandlungen wurden keine oder nur sehr schwache sedative, schlafinduzierende Nebenwirkungen beobachtet. Hingegen wurden bei Langzeiteinnahmen von Dosen von 3 bis 4,5 mg pro Tag schlafinduzierende Wirkungen festgestellt; die Steadystate-Blutkonzentrationen betragen bei solchen Tagesdosen 40 bis 100 ng/ml oder mehr [6]. Bei Verwendung als Tranquilizer bei Neurosen gelten therapeutische Fenster von 30 bis 70 ng/ml Blut. Nebenwirkungen (Dämpfung, Sedierung) werden gelegentlich schon bei 5 ng/ml (im Steadystate-Zustand) beobachtet, in andern Fällen beobachtet man selbst bei Blutkonzentrationen von 130 ng/ml keine Nebenwirkungen. Die Eliminationshalbwertszeit (= Zeitspanne innerhalb der der Blutspiegel jeweils auf die Hälfte absinkt) aus dem Blut nach einer 2-mg-Dosis beträgt etwa 48 bis 75 Stunden, in Extremfällen 26 bis 133 Stunden [6].

Hersteller:

Hersteller in Russland, Tabletten zu 0.5; 1 und 2.5 mg; Ampullen zu 1 ml mit Konzentrationen von 1 bzw. 3 mg/ml [5]. Moskau Fax Nr. (095) 912-71-61 [3]. Moschimfarmpreparati, SU [2].“

(Ende Zitat IRM, Literaturhinweise im Originalbericht)

### 1.13.2 Copilot

Der Copilot wurde im Rahmen seiner Eignungsabklärung, Ausbildung und Beschäftigung als Pilot regelmässig flugmedizinisch und -psychologisch untersucht. Die ersten Untersuchungen wurden in Prag durchgeführt. Die Dokumente mit den Untersuchungsergebnissen sind nicht mehr auffindbar. Sie sollen nach der Trennung der Tschechoslowakei von der zuständigen Stelle in Prag in das für die Slowakische Republik zuständige Militärspital Košice übersandt worden sein. Sie sind aber dort nie eingetroffen.

Sämtliche dokumentierten Untersuchungen wurden somit im Militärspital von Košice durchgeführt. Die fliegerärztlichen Untersuchungen dauern nach Angaben der befragten Mitarbeiter des Instituts jeweils rund 5 bis 6 Stunden und beinhalten jedesmal auch eine psychologische Untersuchung. Alle 5 Jahre wird eine erweiterte Untersuchung durchgeführt, die 2 Tage dauert. Medizinisch-technische Zusatzuntersuchungen (Labor, Röntgen, EKG, usw.) werden mindestens

im Umfang der in der Schweiz (nach JAR-FCL) vorgeschriebenen Untersuchungen durchgeführt.

Das flugmedizinische Dossier wurde im Militärspital Košice eingesehen und die wichtigen Teile fotokopiert. Die Befunde wurden von den zuständigen Mitarbeitern des Instituts erläutert und kommentiert. Eine zusätzliche Übersetzung erfolgte in der Schweiz.

In den vorliegenden Dokumenten der Untersuchungen von 1994-1999 findet sich als einziger flugmedizinisch relevanter Befund eine leichtgradige Kurzsichtigkeit von -2 Dioptrien beidseitig, die mit einer Brille gut korrigiert war.

In der Schweiz wurde der Copilot nie medizinisch untersucht.

## **1.14 Feuer**

### **1.14.1 Untersuchung von Brandspuren an Flugzeugtrümmern**

Die Brandspuren am Flugzeugwrack, insbesondere im Bereich der rechten Flügel- und Motorgondelstruktur, wurden auf deren Herkunft hin untersucht.

Die festgestellten Brandspurenbilder an den verschiedenen Strukturteilen sind isoliert, d.h. sie sind erst nach der Desintegration des Flugzeuges entstanden. Insbesondere waren keine Brandspuren mit strömungsbedingtem Verlauf feststellbar, wie sie entstehen würden, wenn ein Brand schon während des Fluges ausgebrochen wäre.

### **1.14.2 Resultate der Befragung von Augenzeugen**

Die Befragung der Augenzeugen über allfällige Wahrnehmungen ergab keine nachvollziehbaren Hinweise, dass das Flugzeug unmittelbar vor dem Aufschlag von einem Brand betroffen war.

## **1.15 Überlebenschancen**

Der Unfall war nicht überlebbar.

## **1.16 Weitere Forschungen**

### **1.16.1 Untersuchungen zur Elektromagnetischen Verträglichkeit (EMV)**

Die englische Aufsichtsbehörde der Zivilluftfahrt (CAA) hat Feldstärke-Versuche mit Mobiltelefonen an zwei älteren Flugzeugtypen durchgeführt und kam zu folgendem Schluss (Zitat):

*„Measurements made on two types of civil transport aircraft confirm that transmissions made in the cabin from portable telephones can produce interference levels that exceed demonstrated susceptibility levels for aircraft equipment approved against earlier standards“*

(Ende Zitat)

Da das Baumuster Saab 340B vor dem Dezember 1989 zertifiziert wurde, musste davon ausgegangen werden, dass möglicherweise ein Teil seiner Ausrüstung unter die erwähnte Kategorie fällt. Deshalb wurde ein Versuch zur Elektromagnetischen Verträglichkeit (*electromagnetic interference – EMI*) an einem Saab 340B unter folgenden Rahmenbedingungen durchgeführt:

- Flugzeug Saab 340B, HB-AKM
- Standort: im Hangar und im Schalldämpfer, Flughafen Basel
- Eingebauter CVR: Fairchild P/N 93-A100-83, S/N 52765
- Eingebauter DFDR: Allied Signal P/N 980-4700-003, S/N 0781
- Mobiltelefon 1: 900 MHz, Spezialausführung mit konstanter Sendeleistung 2 Watt
- Mobiltelefon 2: 1800 MHz Spezialausführung mit konstanter Sendeleistung 1 Watt
- Spezialgerät zur Aufzeichnung und zum Abhören des CVR (Hinterbandkontrolle)

Der Versuch an der HB-AKM lässt den Schluss zu, dass die prozessorgesteuerten Systeme des Saab 340B gegenüber Störsignalen von Mobiltelefonen unempfindlich sind. Eine geringfügige Störung der Audiosysteme wurde dagegen festgestellt.

Der Flugzeughersteller hat am Baumuster Saab 340B einen HIRF Test durchgeführt. Es liegen keine Hinweise auf Störungen durch EMI vor.

### 1.16.2 Untersuchung der Landeklappen

Bei gewissen Störungen im *flap system*, zum Beispiel kleinen Undichtheiten in einem der beiden *flap actuators*, kann im Flug ein sogenanntes *flap ballooning* auftreten (unkommandiertes, partielles Aus- und wieder Einfahren).

An einem baugleichen Saab 340B wurden eingehende Tests und Messungen durchgeführt.

Die Untersuchung zeigte, dass die Hysterese des *flap position* Wählsystems in der Position *FLAPS UP* kleiner als  $2^\circ$  ist. Die Landeklappen bewegen sich demnach bei einem *ballooning* um weniger als 20 mm nach unten (gemessen zwischen der Austrittskante der *flaps* und der Triebwerksverschalung).

### 1.16.3 Vergleichsflüge

Es wurden mit einem Saab 340B mehrere Vergleichsflüge von Zürich aus durchgeführt. Einer dieser Vergleichsflüge entsprach in seiner Geometrie dem Unfallflug, wobei die Rechtskurve mit einer maximalen Querlage von  $20^\circ$  geflogen wurde.

Die bei diesen Flügen aufgezeichneten DFDR-Daten wichen in allen Flugphasen nicht wesentlich von den Daten des Unfallfluges ab.

### 1.16.4 Ergonomie und Arbeitsbelastung der Besatzung

Die *cockpit procedures* eines Flugzeuges sind durch die Ergonomie des Cockpits und durch Eigenheiten der technischen Lösungen (*design*) beeinflusst.

Die Flugphase des Starts und des Steigfluges (*initial climb*) ist beim Saab 340B arbeitsintensiv. Als herausragendes Beispiel für aufwändige und Aufmerksamkeit fordernde Verfahren sei hier die Bedienung des CTOT/APR-Systems genannt. Es dient der Begrenzung der Motorenleistung beim Start in Abhängigkeit von den äusseren Bedingungen (Pistenlänge, Flugzeugmasse, Temperatur) und damit der Verminderung des Verschleisses der Motoren. Nach dem Start, zu Beginn des Steigfluges, muss diese Begrenzung wieder ausgeschaltet werden. Das Verfahren erfordert grosse Aufmerksamkeit insbesondere des Copiloten.

Bedienelemente und die dazugehörigen Anzeigen sind nicht zwingend im selben Blickwinkel positioniert. Fluginstrumente, Bedienelemente und Anzeigen für die Flugzeugsysteme sind verteilt angeordnet.

Die Nachrüstung des Saab 340B mit einem FMS erfolgte in diesem Kontext. Für das FMS musste eine Schnittstelle zur bestehenden Avionik geschaffen werden, ohne letztere kostspieligen Modifikationen unterziehen zu müssen. Nicht alle Funktionen des FMS können daher in ihrer vollen Komplexität grafisch dargestellt werden. Die alphanumerische Darstellung auf der CDU des FMS ist damit die primäre Anzeige für den Bediener.

Als Beispiel sei hier die komplexe DIR TO Funktion des FMS erwähnt (1.6.6.3.9).

Eine dreidimensionale Darstellung der Cockpitsituation findet sich in Anhang 5. Sie zeigt das dem Copiloten während der Ausführung des *power settings* zur Verfügung stehende Blickfeld.

### 1.16.5 Interkulturelle Aspekte

Das Untersuchungsteam befasste sich intensiv mit dem sozialen und fliegerischen Hintergrund des Kommandanten in der FSU.

Auf folgenden Gebieten wurden markante Unterschiede zu den in der Schweiz bekannten Bedingungen festgestellt:

- Flugzeuginstrumentierung
- *cockpit procedures*
- *crew resource management (CRM)*
- Sprachen

#### 1.16.5.1 Flugzeuginstrumentierung

Auf Flugzeugen russischer Fabrikation wurden diverse Unterschiede in der Instrumentierung gegenüber westlichen Baumustern festgestellt. Im folgenden werden nur die Spezifika des Typs AN-2 und insbesondere des Typs AN-24, auf denen der Kommandant Dienst tat, beschrieben.

##### 1.16.5.1.1 Künstlicher Horizont

Die russischen Fluglageanzeiger (künstlicher Horizont) folgen einem anderen Bauprinzip als die westlichen. Während im Westen eine sogenannte *inside-out* Darstellung gewählt wurde, folgen die russischen Instrumente in der Darstellung dem Prinzip *outside-in*.

Bei der Darstellung *inside-out* wird auf dem künstlichen Horizont die Situation dargestellt, die der Pilot auch beim Blick aus dem Fenster mit Sicht auf den natürlichen Horizont sehen würde. Ein Symbol in der Mitte behält seine Lage stabil zu der des Flugzeuges, während eine Maske im Hintergrund sich in ihrer Lage verändert. Eine Trennlinie zwischen blauem (Himmel) und braunem (Erde) Teil stellt den eigentlichen Horizont dar. Bei einer Änderung der Längsneigung (*pitch*) verschiebt sich der jeweils sichtbare Teil des blauen beziehungsweise braunen Bereichs. Im Steigflug (*pitch ANU*) verringert sich der sichtbare braune Teil (untere Hälfte der Anzeige) zu Gunsten des blauen (obere Hälfte der Anzeige). Das Symbol in der Mitte des Instruments erscheint also vor dem blauen Hintergrund. Eine Skala mit Gradeinteilung gibt dabei den Steig- oder Sinkwinkel an.

Die Querneigung (*roll*) des Flugzeuges wird auf dem Horizont westlicher Bauart durch eine Querneigung der Horizontlinie dargestellt. Dabei neigt sich die Horizontlinie entgegengesetzt zur tatsächlichen Neigung des Flugzeuges. Der Neigungswinkel wird durch einen sogenannten *sky pointer* angezeigt, der eine Skala im oberen Teil des Instrumentes überstreicht.

Im Unterschied dazu zeigt im russischen Horizont (Prinzip *outside-in*) ein Flugzeugsymbol (Maquette) die Querlage des Flugzeuges vor der horizontal stabilen Trennlinie blau-braun an. Das Flugzeugsymbol neigt sich auf die Seite, auf die sich das Flugzeug neigt. Der Neigungswinkel kann jeweils an der Spitze des tiefer stehenden Flügels an einer Skala mit einer Gradeinteilung am Aussenring des Instrumentengehäuses abgelesen werden.

Bezüglich der Längsneigung funktioniert die Anzeige des russischen Horizonts identisch.

Neben der umgekehrten Darstellung der Querneigung ist die entkoppelte Darstellung von Quer- und Längsneigung im russischen Instrument gegenüber der kombinierten im westlichen zu erwähnen.

In Russland ist seit der Einführung des Horizonts westlicher Bauart auf einigen Flugzeugtypen (TU-154, alle westlichen Typen) die Verwechslungsgefahr beim Interpretieren der Anzeige des künstlichen Horizonts und beim Ablesen der Querneigung bekannt. Mehrere Unfälle wurden dadurch verursacht.

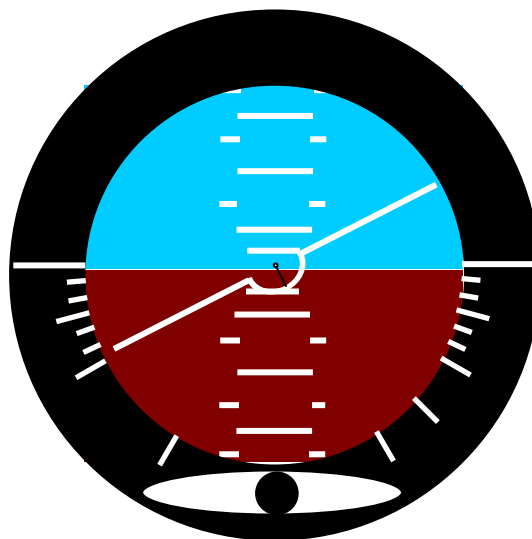
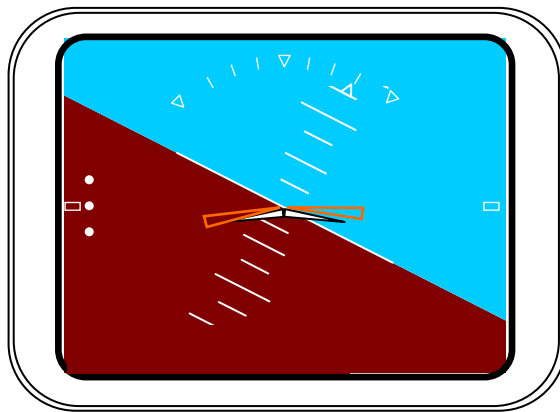


Abbildung: Vergleich westlicher mit russischem Horizont, 27° Querneigung nach links, Längsneigung 1° ANU

#### 1.16.5.1.2 Kompass

Ein weiterer deutlicher Unterschied ist in der Bauart des Kreiselkompasses zu finden (vgl. Anhang 6). Im Kompass der westlichen Bauart ist eine kreisrunde Kompasskarte, mit der Gradeinteilung des Vollkreises an ihrer Peripherie, derart gelagert, dass sie sich um ihren Mittelpunkt drehen kann. Eine Marke am obersten Rand des Instruments (*lubber line*) steht dann jeweils über der Angabe des aktuellen Kurses auf der Skala. Bei Kursänderungen dreht sich die Kompasskala unter dieser Marke in der dem Flugzeugdreh Sinn entgegengesetzten Drehrichtung weg. Bei einer Linkskurve dreht sich die Karte also im Uhrzeigersinn.

Ein sogenannter *heading bug* kann am Rande der Skala frei gesetzt werden und dreht sich mit dieser. Er zeigt den gewünschten Kurs an und steuert in der Regel *flight director* und *autopilot* im *heading mode*.

Der Kompass russischer Bauart sieht demjenigen westlicher Bauart äusserlich sehr ähnlich. Bei ihm wird aber die Kompasskarte so verstellt, dass der gewünschte Kurs unter der Marke am obersten Rand des Instruments steht. Die Karte dreht sich nicht, wenn das Flugzeug seinen Kurs ändert. Vielmehr wird der aktuelle Kurs durch einen Zeiger angegeben, der über der Karte rotiert, wobei seine Spitze auf den aktuellen Kurs auf der Skala der Kompasskarte zeigt, die er überstreicht. Der Zeiger dreht sich in derselben Richtung, in der die Kursänderung des Flugzeuges erfolgt. Bei einer Linkskurve dreht sich der Zeiger also entgegengesetzt zum Uhrzeigersinn.

#### 1.16.5.1.3 Bank Angle Warning

Im weiteren Sinne kann auch die seit den siebziger Jahren auf allen Verkehrsflugzeugen der FSU installierte *bank (roll) angle warning* als Teil der Instrumentierung angesehen werden. Sie bewirkt eine akustische (Horn) und eine optische (Lampe) Signalisierung bei Überschreiten der operationellen Limite der Querlage von 30°. Sie unterscheidet – im Unterschied zu den selten vorhandenen westlichen Lösungen – die Richtung der Querneigung durch spezifische visuelle Anzeigen der Überschreitung der Querneigung nach rechts oder nach links (separate Lampen).

#### 1.16.5.2 Cockpit Procedures

Die *cockpit procedures* in der FSU und den heutigen GUS Staaten werden in der sogenannten *Technologia* zusammengefasst, die jeweils für einen Flugzeugtyp allen Betreibern vorgegeben wird. Insbesondere bei Flugzeugtypen mit Flugbesatzungen von vier, fünf oder sogar sechs Mitgliedern ist die Arbeitsteilung viel ausgeprägter, als im Zweimann-Cockpit. So ist zum Beispiel ein Bordingenieur für die Bedienung der Triebwerke zuständig, während die Piloten nur die zu setzenden Leistungsparameter befehlen.

Die Navigation wird durch den Navigator ausgeführt, der in kritischen Flugphasen (z.B. Instrumentenanflug) den Piloten Werte für Kurs und Sinkgeschwindigkeit angibt, womit diese sich auf die eigentliche Flugzeugführung beschränken können.

Insgesamt wird ein niedriger Grad an Cockpitautomatisierung durch personelle Stärke und Arbeitsteilung kompensiert. Der Gebrauch des Autopiloten beschränkte sich in der Regel auf den Reiseflug und wurde oft auch als Zeichen der Schwäche interpretiert.

Darüber hinaus ist die *Technologia* viel restriktiver als westliche *standard operation procedures* (SOP). Handlungen der Besatzungsmitglieder werden in Abhängigkeit von zeitlichen Abläufen, der Flugzeugposition (Entfernung vom Flughafen, Höhe) und von Flugparametern (insbesondere Geschwindigkeit) definiert. Diese Parameter werden – unabhängig von weiträumigeren physikalischen Begrenzungen – mit engen Toleranzen angegeben. Geschwindigkeiten, bei denen das Fahrwerk oder die Landeklappen betätigt werden müssen (*gear and flaps operating speeds*), werden in Kilometer pro Stunde mit Toleranzen von +/- 10 km/h definiert. Ein Über- oder Un-



terschreiten dieser operationellen Grenzwerte wird durch das Auslesen der Flugsdatenschreiber nach jedem Flug detektiert und als Vorschriftenverstoss geahndet.

Die Besatzungen dieser Flugzeuge sind permanent eingeteilt, so dass sich die einzelnen Mitglieder sehr gut aufeinander einspielen können. Dabei wird der Kommandant einer Besatzung als unangefochtene Autorität anerkannt und auch als Ausbilder – insbesondere für den Copiloten – verstanden.

Die *Technologia* wird von den zuständigen Ministerien für Zivilluftfahrt ausgearbeitet. Sie ist konsistent, nicht nur für die einzelnen Cockpits, sondern auch für das Zusammenspiel mit der Flugsicherung. Die Fluglotsen sind sehr genau über die Abläufe im Cockpit informiert. Verfahren wie *high speed approaches* oder *visual separation* sind daher mit der *Technologia* nicht zu vereinbaren.

#### 1.16.5.3 Crew Resource Management (CRM)

Generell muss festgestellt werden, dass der Ausbildung des Kommandanten des Unfallfluges bis zum Beginn seiner Karriere bei Moldavian Airlines ein anderes Verständnis von *crew interactions* und *crew communication* zugrunde gelegen hat, als es im Westen heute vertreten wird. Das Selbstverständnis der Piloten und ihre Bewertung erfolgte in der Regel über die Qualität der fliegerischen Beherrschung des Flugzeuges und die Genauigkeit des Fliegens. Die Regeln der Zusammenarbeit im Cockpit waren strikt und umfassend reglementiert und ein ausgeprägtes Autoritätsgefälle zwischen Kommandanten und Copiloten bzw. den anderen Besatzungsmitgliedern entsprach dem allgemein akzeptierten Standard. Der Kommandant einer Besatzung wurde als Rollenvorbild und Lehrer, als Vorgesetzter mit Einfluss auf die Selektion der Besatzungsmitglieder und ihre Beurteilung und Karrierechancen verstanden.

In Notfällen wurde vom Kommandanten in der Regel die Flugzeugführung erwartet, während die anderen Besatzungsmitglieder die Checklisten abzuarbeiten hatten. Im Selbstverständnis der FSU Piloten wurden Stärke, Entschlusskraft, Ruhe und Gelassenheit hoch gewertet, während die Kommunikation im westlichen Sinne nicht so hoch eingeschätzt wurde.

Für Ausnahmesituationen stand in der Regel ein Handlungsmuster mit den entsprechenden Kommunikationsvorschriften zur Verfügung. So auch für die Intervention eines PNF bei Überschreitung der Limite für die Querneigung (*roll*). Diese wurden im Simulator trainiert.

Beispiel für die Überschreitung der Querlage nach links:

PF	PNF
	„linke Querlage“
„verstanden, korrigiere nach rechts“	
wenn keine Reaktion:	„linke Querlage“
wenn keine Reaktion:	„übernehme Steuer, korrigiere nach rechts“

#### 1.16.5.4 Sprachen

In der FSU wurden alle fliegerischen Aspekte in Russisch abgehandelt. Dies betraf die Dokumentation wie auch die Kommunikation im Cockpit und den Funkverkehr.

Für Flüge ins Ausland wurden und werden zusätzliche Ausbildungsschritte absolviert, zu denen auch Sprachausbildung in Englisch gehört. Vom durchschnittlichen Piloten im Inlandeinsatz wurden keine Englischkenntnisse gefordert.

## 1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

### 1.17.1 Flugbetriebsunternehmen Crossair

#### 1.17.1.1 Allgemeines

Das Unternehmen Crossair war zum Zeitpunkt des Unfalles eine der Fluggesellschaften der SAirGroup und stand unter der operationellen Leitung ihres Gründers und CEO. Eine mehrjährige intensive Wachstumsphase unter grossem Kostendruck hatte die ganze Branche weltweit geprägt. Dies führte unter anderem im Umfeld der schweizerischen Luftfahrtindustrie zu einem ausgeprägten Mangel an Piloten und – trotz ausgetrocknetem Arbeitsmarkt – bei der Crossair zu relativ niedrigen Pilotensalären im Vergleich zu anderen schweizerischen Linienfluggesellschaften. Ein Arbeitskonflikt mit dem Pilotenverband (*Crossair Cockpit Personnel – CCP*) war im Gang und beeinträchtigte das Arbeitsklima für viele betroffene Piloten wie auch für die Geschäftsleitung.

#### 1.17.1.2 Struktur

Crossair besass zum Zeitpunkt des Unfalls eine zu JAR-OPS 1 konforme Management-Struktur. Damit waren seitens Flugoperation die Positionen *accountable manager*, *postholder flight operations*, *postholder training*, *postholder ground operations* und *postholder maintenance* benannt und besetzt. Zusätzlich existierte ein *quality management system*.

Wegen der Grösse der Flugoperationen und der relativen Vielfalt der Flugzeugtypen ergab sich aber in einigen Bereichen eine weitere Aufspaltung. Diese orientierte sich dann vor allen Dingen an den Flugzeugflotten, in denen die Chefpiloten (Flottenchefs), Cheffluglehrer und technischen Piloten grosse Autonomie hatten.

Im Falle der Saab 340 Flotte ergab sich wegen der geplanten Einstellung der Operation noch eine gewisse zusätzliche Ressourcenknappheit. So wurde der Cheffluglehrer nach dem Abgang des Flottenchefs aus der Saab 340 Operation gleichzeitig zum Chefpiloten ernannt. Damit besass dieser neben grosser Verantwortung für operationelle Belange (*procedures*, Checklisten etc.) auch grosses Mitspracherecht bei der Pilotenauswahl. Im Falle von *direct entry Commander* erfolgte die Einstellung praktisch ausschliesslich nach einer Selektion durch den Flottenchef. Bei der Saab 340 Flotte erfolgte dann auch die Aufsicht über *training* und *checking* durch ebendiese Person.

Die flottenübergreifende Überwachung erfolgte durch den *accountable manager* und den *postholder flight operations*. Ausserdem war eine Funktion *flight safety officer* flottenübergreifend besetzt worden.

#### 1.17.1.3 Pilotenselektion

##### 1.17.1.3.1 Auswahlverfahren für Direct Entry Commander

Für Piloten, die direkt in der Funktion eines Kommandanten (*direct entry commander*) eingestellt wurden, war bei der Crossair kein spezielles Assessment analog zu dem für Copiloten vorgesehen. Für die Anstellung sind die eignungsrelevanten Informationen aus der Lizenzierung und aus den Checkflügen massgebend gewesen. Die Entscheidung über die Einstellung lag in der Regel bei den Flottenchefs und wurde auch vom Bedarf an *direct entry commander* beeinflusst.

#### 1.17.1.3.2 Auswahlverfahren für Copiloten

Das Auswahlverfahren für Copiloten erfolgte durch ein *assessment team* und bestand aus:

- Einzelassessment (Präsentation)
- Gruppenassessment (Mondlandung u.ä.)
- Psychotests (Wartegg, PF-16 oder Rey-Figur, Teile des Salzburger Gestaltungsverfahrens, Graphologisches Gutachten)
- Fachtest (ATPL-Stoff)

Hinzu kamen eineinhalb Stunden Flugsimulator und ein Interview, bei welchem zwei Kaderleute der Crossair anwesend waren. Ein *selection board* tagte ca. alle 10 Tage, um Entscheidungen zu treffen. Darüber wurde kein Protokoll geführt. Es wurde lediglich *go* oder *no go* angekreuzt und es wurden drei bis vier Unterschriften geleistet. Das *board* tagte in unterschiedlicher Besetzung. Pro Kandidat wurde ca. 15 Minuten lang diskutiert.

Im Grundsatz war jeder Auswahlantrag des *assessment teams*, aber auch des *boards*, durch die Geschäftsleitung übersteuerbar.

In qualitativen Grenzfällen (z.B. Kandidat mit guter menschlicher Eignung, aber schlechter Ausbildung), konnte eine Rückstellung für eine gewisse Zeit beschlossen werden.

Dazu gab es sogenannte *yellow files*: Piloten, die einen Ausbildungs- und Anstellungsvertrag mit Auflagen bekamen und unter Beobachtung durch die Flottenchefs verblieben.

Nach der Selektion war jeder Fall für das *assessment team* erledigt. Das Dossier wurde geschlossen und an die Pilotenadministration übergeben. Es gab keine Möglichkeit für eine Rückmeldung der Einsatzplanung an die Auswahlabteilung.

#### 1.17.1.3.3 Überwachung der Piloten während der Anstellungszeit

Personal- und Qualifikationsdossiers wurden während der Anstellung der Piloten beim jeweiligen Flottenchef geführt. Diese Dossiers beinhalteten vor allem Check-Formulare und andere fachliche Qualifikationen, aber auch Belege über Personalangelegenheiten.

Über die Piloten des Unfallfluges sind keine fliegerischen oder disziplinarischen Vorkommnisse dokumentiert.

#### 1.17.1.4 Anstellungsbedingungen

Der Kommandant des Unfallfluges war seit 1997 bei Moldavian Airlines in Kishinev, Moldawische Republik, angestellt. Finanziell war die Familie in Moldawien über dem lokalen Standard versorgt, da der Kommandant pro Monat 900 Lej (150 USD) Grundsalar und 350 bis 500 USD Spesen verdiente.

In einer per Fax geführten Korrespondenz wurde im Sommer die Einmietung von zwei Kommandanten von Moldavian Airlines durch die Crossair vereinbart. Gemäss dieser Korrespondenz erhielten die Leasingpiloten der Moldavian Airlines weiterhin ihr Grundsalar von 900 Lej (150 USD) in Kishinev, sowie zusätzlich monatlich 1000 USD und 3 CHF *pro duty hour* und Zahlung an Moldavian Airlines von 3000 USD pro Monat (Fax vom 29.9.1999).

Ein formaler Leasingvertrag mit Nennung der finanziellen Abgeltungen liegt nicht vor.

Dazu die Aussage des CEO der Moldavian Airlines: „*the total contract called for the payment of USD 5000 to the company with USD 2000 going to the pilot and USD 3000 to the company. He also kept his basic salary of USD 150 (...) For the Crossair lease the apartment and travel and expenses of CHF 3 per hour were paid.*“

Gemäss der Aussage der Lebenspartnerin des Kommandanten erhielt dieser 900 Lej und 2000 USD, von denen er jeweils 1000 USD nach Hause schickte. Die dem Kommandanten auf dieser Basis für seinen Lebensunterhalt in der Schweiz verbleibenden finanziellen Mittel liegen im Bereich des schweizerischen Existenzminimums.

Der Copilot arbeitete unter den Bedingungen eines Crossair Standard-Arbeitsvertrags für Piloten.

#### 1.17.1.5 Arbeitsklima

Die folgenden Umstände waren zum Zeitpunkt des Unfalls gegeben und hatten ihre Auswirkungen auf das herrschende Arbeitsklima:

- Die Firma hatte eine lange Phase einer raschen Expansion hinter sich. Zudem bestand eine grosse Personalfluktuations. Dies erschwerte das Weiterführen und Integrieren der Kultur einer „grossen Firmenfamilie“ aus der Gründungszeit.
- Das schnelle Wachstum der ganzen Branche führte zu einem generell ausgetrockneten Arbeitsmarkt für Cockpitpersonal. Das Pilotencorps der Firma enthielt darum einen relativ grossen Teil ausländischer Mitarbeitender aus vielen verschiedenen Nationen mit entsprechend verschiedener fliegerischer Herkunft und Grundausbildung. Viele Besatzungsmitglieder verfügten dementsprechend über eine relativ kurze Berufserfahrung in verschiedenen fliegerischen Kulturen.
- Die Firma verfügte über ein Bonussystem für das ganze Personal. Die Ausrichtung von Bonuszahlungen erfolgte je nach Betriebsergebnis jeweils am Jahresende.
- Im Arbeitskonflikt mit dem Pilotenverband ging es in erster Linie um die Salärstruktur, bzw. um die im nationalen Vergleich relativ tiefen Saläre des Cockpitpersonals.
- Seit ihrer Gründung befand sich die Crossair in einer gewissen Konkurrenzsituation gegenüber der Swissair. Sie war aber gleichzeitig in vielen Bereichen Auftragnehmerin und – seit der Übernahme der Aktienmehrheit durch die SAirGroup – eine ihrer Tochtergesellschaften.

Die Aussagen der befragten Zeugen zum Arbeitsklima divergierten stark.

Die Führung bezeichnete das Unternehmen als eine grosse Familie, in der sich jeder Mitarbeitende bei Problemen jederzeit vertrauensvoll an die Vorgesetzten wenden könne. Eine grosse Loyalität der Mitarbeitenden gegenüber der Führung wurde dabei vorausgesetzt, illoyales Verhalten wurde als grösste Bedrohung wahrgenommen.

Nach Angaben eines Teils der befragten Mitarbeiterinnen und Mitarbeiter war der Umgang der Unternehmensleitung mit Kritik derart, dass es von vielen als nicht ratsam empfunden wurde, Kritik offen zu äussern. Dies galt auch in Bezug auf Äusserungen, welche die Flugoperation betrafen.

#### 1.17.1.6 Audit Rolls-Royce Deutschland

Nach dem Unfall wurde unter anderem ein Audit der Crossair Unterhaltsorganisation durch Rolls-Royce Deutschland in Auftrag gegeben. Im entsprechenden Bericht wird unter anderem festgehalten, dass:

- die Delegation von Aufgaben und Zuständigkeiten an die mittlere Führungsebene ohne Zuteilung der Verantwortlichkeit geregelt ist.
- Unternehmenshandbücher nicht an ISO 9000 resp. im Luftfahrttechnischen Bereich EN 9100 bzw. AS 9100 orientiert und nicht prozessbezogen dargestellt sind.
- eine engere Führung innerhalb von AVOR, Störungsbehebung sowie dem *engineering* notwendig sei.
- die Aufbau- und Ablauforganisation der Crossair im Bereich Technik grundsätzlich zu überdenken sei.

#### 1.17.1.7 Maintenance Quality System

Folgende Crossair-Dokumente gelten als Grundlage des *quality management systems* im Bereich Technik und Unterhalt:

- *maintenance management exposition (MME)*
- *maintenance organisation exposition (MOE)*
- *maintenance information handbook 1 and 2 (MIH)*
- *Crossair reliability program (RELPRO)*
- *Crossair quality manual*
- *Crossair aircraft maintenance program*

Alle Dokumente wurden dem BAZL vorgelegt und – wenn gesetzlich gefordert – bewilligt bzw. anerkannt.

#### 1.17.1.8 Meldesystem (Reporting System)

Die Untersuchung zeigte, dass sich das Meldesystem der Crossair aus folgenden Elementen zusammensetzte:

##### 1.17.1.8.1 AMOS

Crossair verwendete das AMOS (*airline maintenance organisation system*). Das System ermöglichte das Erfassen aller technischen Aktivitäten in Verbindung mit einem Luftfahrzeug:

- Jede technische Beanstandung eröffnete einen *work order report*.
- Die Behebung der beanstandeten Störung schloss den *work order report*.
- Der *work order report* war nummeriert und enthielt Flugzeug Registrierung, ATA Nummer, Datum, ausführender Mechaniker, Status etc.
- *Work order reports* konnten nach obigen Kriterien sortiert abgerufen werden.
- Der *work order report* enthielt auch Daten von Komponentenwechseln.

##### 1.17.1.8.2 Occurrence Report

Dieser *report* konnte zur genaueren Umschreibung einer technischen Störung, für eine besondere Beobachtung des Betriebsverhaltens eines Systems oder für das Mitteilen eines Vorfalles (*occurrence*) benutzt werden.

- *Occurrence reports* wurden in einer separaten Access Datenbank geführt.
- Wenn mit einem *work order report* verknüpft, trug der *occurrence report* die Nummer des *work orders*.
- *reports* gingen an das *operations departement* zur Erfassung und Verteilung an: *flight operations (OCX)*, *quality management (QM)* oder *technics (TEC)*.
- Empfänger, z.B. der technische Pilot, konnten den Verteiler je nach Inhalt erweitern.
- Die weitergebende Stelle musste auf einer Rückmeldung beharren, welche dann in der Datenbank erfasst wurde.

### 1.17.1.8.3 Reliability Reporting

Das *reliability reporting* ermöglicht eine Beurteilung des Betriebsverhaltens der Flugzeugsysteme und Triebwerke, wie auch der Qualität von *aircraft maintenance* und *shop maintenance*. Es setzt sich aus den folgenden Teilen zusammen:

- *technical dispatch reliability*
- *top-ten trouble items* (Grundlage: AMOS)
- *component reliability data (MTBUR)*, *engine reliability data (IFSD/SVR)*
- *pilot complaint rate* (Grundlage: AMOS)

### 1.17.1.8.4 Special Reporting

Für das *special reporting* wird fallweise ein spezielles Formular erstellt. Ein Beispiel ist das *FMS event reporting form*. Nach der Installation des Universal FMS wurde dieses Formular relativ oft benutzt, um allfällige Softwarefehler zu erfassen. Adressat für technische *special reporting* Formulare ist der technische Pilot. Seit der Einführung der FMS Software 602.5 wird das *FMS event reporting form* nur noch sporadisch benutzt.

## 1.17.2 Aufsichtsbehörde

### 1.17.2.1 Allgemeines

Wie in den meisten Staaten basiert die Reglementierung der Luftfahrt auch in der Schweiz auf den Empfehlungen der ICAO Konvention (1944 et seq.) und deren Anhängen. Die Schweiz hat zu diesen Standards verschiedene Ausnahmen angemerkt, welche im Zusammenhang mit dem Unfall nicht relevant sind.

Die schweizerische Gesetzgebung beinhaltet verschiedene Luftfahrterlasse. Für kommerzielle Luftfahrtbetriebe gelten auch die Regelungen der Europäischen *Joint Aviation Authorities* (JAA). Diese wurden in der Schweiz in der Gesetzgebung verankert.

Die schweizerischen Bundesbehörden delegieren die Aufsicht über die zivile Luftfahrt dem Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).

### 1.17.2.2 Struktur

Das BAZL verfügte zum Unfallzeitpunkt über eine Belegschaft von ungefähr 150 Angestellten, welche in verschiedenen Sektionen beschäftigt waren.

Die folgenden Sektionen des BAZL sind im Zusammenhang mit diesem Unfall von Bedeutung (Stand Januar 2000):

- Sektion Flugoperation (OP)
- Sektion Ausweise für Luftfahrtpersonal (LP)
- Sektion Flugausbildung (FA)

### 1.17.2.3 Reorganisation

Das BAZL erfuhr durch die Einführung von JAR-OPS und JAR-FCL in den Jahren vor dem Unfall grössere Umstellungen. Die gesamte Bundesverwaltung stand unter dem politischen Druck, Personalkosten einzusparen.

Gleichzeitig fand eine Phase ungebremsen Wachstums der gewerbsmässigen Luftfahrt statt. Zusammen mit der Leitung des Departementes UVEK entschied das BAZL, durch Auslagerung von bisherigen Aufgaben und zusätzliche Anstellung einer geringen Zahl neuer Mitarbeiter die notwendigen Kapazitäten zur Bewältigung der zunehmenden Aufsichtstätigkeit zu schaffen.

Die folgenden Punkte sind besonders erwähnenswert:

- Das BAZL hat regelmässig zusätzliche Stellen verlangt und diese auch erhalten (1999: 3 Stellen, 2000: 2 Stellen, 2001: 2 Stellen).
- Es wurde schwierig, auf dem ausgetrockneten Arbeitsmarkt qualifizierte Arbeitskräfte für die Aufsichtsbehörde zu rekrutieren.
- Amtintern herrschte ein grosser Schulungsbedarf.
- In der Sektion Flugoperation herrschte eine grosse Personalfluktuation.
- Den Qualitätsstrategien der JAR-OPS folgend, wurde die Überwachung der Luftfahrtunternehmen stärker auf der Basis interner Kontrollmechanismen der Unternehmen geführt; diese standen ihrerseits unter grossem Kosten- und Konkurrenzdruck.

### 1.17.3 Verhältnis der Crossair zur Aufsichtsbehörde

Die Beziehungen der Crossair zum BAZL waren vielfältig und wurden auf mehreren Ebenen geführt. Dem grossen Betrieb Crossair standen seitens BAZL jeweils einzelne Mitarbeiter gegenüber. In internen Rapporten wies der Chef der Sektion Flugoperation auf diese Problematik und die des umfangreichen Personalwechsels hin.

Die Sektion Flugoperation in Zürich behandelte operationelle Fragen, während die Sektion Ausweise für Luftfahrtpersonal in Bern für Lizenzfragen zuständig war. Bei Fragen zur Ausbildung wurden die Lizenz bezogenen Aspekte (z.B. *type rating course*) in Bern geklärt, während operationsbezogene Punkte (z.B. *operator proficiency check*) in Zürich behandelt wurden.

Unterlagen über formelle Inspektionen der Crossair durch die dafür verantwortlichen Sektionen OP, LP und FA des BAZL liegen nicht vor. Hingegen wurden Audits im Bereich Unterhalt durchgeführt. Angesichts des Personalmangels konzentrierte sich die operationelle Aufsicht auf verschiedene Formen der *continous supervision* (z.B. *daily operation reports*, halbjährliche Koordinationsmeetings, Genehmigung von Änderungen in den *Operations Manuals*, usw.).

## 1.18 Zusätzliche Angaben

### 1.18.1 Trainingsgeräte

#### 1.18.1.1 Übersicht

Crossair besass folgende Trainingsgeräte für den Saab 340B:

- einen Flugsimulator
- zwei FMS Trainer

#### 1.18.1.2 Flugsimulator

- Der Flugsimulator wurde von Flight Safety International (USA) für die Crossair Saab 340B gebaut und 1991 in Basel installiert.
- Der Simulator war zuletzt gemäss JAR STD 1A, Level CG zertifiziert.
- Es war im Simulator kein FMS installiert.

- Der Simulator wurde im Jahr 2000 wegen der Ausmusterung der Saab 340B Flotte verkauft.
- In der Folge wurde das Training auf auswärtigen Simulatoren durchgeführt

#### 1.18.1.2.1 Zertifizierung

- Der Flugsimulator wurde erstmals am 19.8.1991 durch das BAZL gemäss FAA AC 120-40A, Phase II, zertifiziert.
- Die Re-Zertifizierungen wurden regelmässig durch das BAZL gemäss den FAA/JAR Anforderungen ausgeführt.
- Abweichungen wurden von Crossair jeweils behoben.
- Die letzte Re-Zertifizierung wurde am 31.8.1999 gemäss JAR-STD 1A, Level CG durchgeführt.
- Es gibt keinen Hinweis, dass der Flugsimulator während seines Einsatzes bei Crossair die FAA/JAR Anforderungen nicht erfüllt hätte.

#### 1.18.1.2.2 Installation des FMS

Ende 1997 wurde die Saab 340 Flotte von Crossair mit FMS ausgerüstet. Zu diesem Zeitpunkt war der Verkauf der Flugzeuge bereits absehbar. Angesichts der hohen Kosten, die ein Einbau des FMS in den Flugsimulator verursacht hätte, wurde auf diese Integration verzichtet. Der Flugsimulator wurde im Jahr 2000 wegen der Ausmusterung der Saab 340B Flotte verkauft.

#### 1.18.1.3 FMS Trainer

Um die Besatzungen auf dem FMS auszubilden, beschaffte Crossair zwei Trainingsgeräte. Eines basierte auf einem PC mit einer FMS-Simulationssoftware. Der andere FMS-Trainer bestand aus einem Geräteaufbau mit einer FMS CDU, deren Typ auch im Flugzeug verwendet wurde.

Beide Geräte sind funktionell praktisch identisch und besaßen eine Betriebsart, die es erlaubt, alle wesentlichen Funktionen des echten FMS zu simulieren.

Beide Trainer waren nicht formell als Trainingsgeräte zertifiziert.

### 1.18.2 Künstliche Horizonte im ehemaligen Ostblock

Durch Kontakte mit den russischen Untersuchungsbehörden wurden die folgenden Tatsachen in Erfahrung gebracht:

In den Fünfzigerjahren hat sich der Horizont mit beweglicher Silhouette in der damaligen Sowjetunion durchgesetzt (vergleiche 1.16.5.1.1). Die Einführung erfolgte auf der Basis von psychischen, psycho-physiologischen und ergonomischen Untersuchungen nach einem „Konzept des Flugbildes“: Argumentiert wird, dass sich auch der Pilot während eines grossen Teils seines Lebens auf dem Boden befindet und diesen unwillkürlich als Bezugssystem wählt. Daher soll die Darstellung *outside-in* natürlicher sein.

Ende der Sechzigerjahre erfolgte bei neuen Verkehrsflugzeugen der allmähliche Übergang zu Horizonten mit westlicher Darstellung (*inside-out*), um diesen Exportchancen zu verschaffen. Seither haben sich 18 Spiralstürze ereignet (Stand Frühjahr 2000). Fünfzehn dieser Flugzustände führten zu einem Unfall. Diese Flugzeuge waren alle mit Instrumenten westlicher Darstellung ausgerüstet und wurden von Besatzungen betrieben, die auf östlichen Horizonten ausgebildet worden waren. In drei Fällen konnte der Spiralsturz ohne Unfall beendet werden. In diesen Fällen waren die Flugzeuge mit östlichen Fluglageanzeigeräten ausgestattet.



Eine Studie erfasste die Zeit, die von auf östlichen Horizonten ausgebildeten Piloten benötigt wird, um eine Fluglage sicher zu erkennen (vgl. Anhang 7). Dabei wurde eine Messreihe bei Verwendung östlicher Instrumente durchgeführt und eine andere bei der Verwendung von Instrumenten westlicher Bauart.

So haben nach einer Sekunde 98% der Piloten die Fluglage interpretieren können, sofern diese mit östlichen Horizonten dargestellt wird. Aber nur 32% derselben Piloten können die Fluglage nach einer Sekunde auf westlichen Instrumenten sicher bestimmen.

Diese Erkenntnisse haben die Umschulungsprogramme auf Flugzeuge mit westlicher Instrumentierung (einschliesslich der russischen Typen TU-154, TU-204, IL-86 usw.) beeinflusst. Insbesondere wird die psychologische Betreuung der Piloten mit dem Ziel betrieben, ihre Fähigkeit zur Adaption an die neue Instrumentierung zu verifizieren. Darüber hinaus erfolgt jede Umschulung auf einen neuen Flugzeugtyp in der FSU grundsätzlich nur in der Position des Copiloten. Eine spätere Beförderung zum Kommandanten setzt eine Mindesterfahrung von 500 Flugstunden auf dem neuen Typ voraus. Die russische Fluggesellschaft Aeroflot hat ein weiterführendes Umschulungsprogramm für russische Piloten aufgestellt, die mit Flugzeugen westlicher Bauart fliegen müssen.

#### 1.18.2.1 Programm zur Umschulung von Piloten für den Einsatz auf internationalen Strecken mit westlichen Flugzeugen

Wegen der in den vorangegangenen Jahren gemachten Erfahrungen hat Aeroflot International Airlines in den späten neunziger Jahren ein Programm zur Umschulung ihrer Piloten auf westliche Flugzeugtypen entwickelt. Seine Durchführung erfordert einen Zeitraum von mehr als 12 Monaten und geht damit weit über den in der FSU getriebenen Umschulungsaufwand hinaus. Es setzt sich aus den folgenden Elementen zusammen:

- Restriktive Auswahl der Besatzungen aus dem russischen Pilotenkorps, in seltenen Fällen direkt von einer Schule (Ziel: junge Piloten, gute Englisch-Kenntnisse, medizinische und psychologische Anforderungen erfüllt). Aeroflot bildet Piloten heute in eigenen Schulen aus, d. h., diese durchlaufen nicht mehr die staatlichen Luftfahrtschulen (Uljanowsk, Kirowograd). Diese Aeroflot-Schulen benutzen das System der Lufthansa.
- Selektion mit dem Karriereziel, als Kommandant auf internationalen Flügen eingesetzt zu werden
- Vorbereitung auf die Arbeit als Zweimannbesatzung: CRM-Training, umfassende Einführung in die Philosophie und die Arbeitstechniken, Kommunikation
- Sprachkurs mit dem Ziel, amerikanische Handbücher lesen und benutzen zu können
- Ausbildung für internationale Flüge (Luftrecht, Meteorologie, imperiales Masssystem, Streckenkunde etc.)
- Nach Abschluss dieses Ausbildungsabschnittes erfolgt ein weiterer (psychologischer) Test mit Selektion
- *type rating course* (Theorie, Simulator) mit *proficiency check*
- Streckeneinführung (*line introduction*) vorzugsweise bei westlichen Gesellschaften, z.B. in Deutschland oder in Kanada
- *Line introduction* bei Aeroflot; gewisse Flughäfen mit hohem Schwierigkeitsgrad, wie beispielsweise Zürich, erfordern eine zusätzliche Einführung
- *Line check*
- Arbeit als Copilot

Alle Ausbildungsschritte sind von intensiver Beobachtung und regelmässiger Überprüfung begleitet. Jeder Absolvent wird zuerst als Copilot eingesetzt und erst später, mit ausreichender praktischer Erfahrung, zum Kommandanten befördert.

## 1.19 Neue Untersuchungsmethoden

Nach dem Unfall wurde mit den Avionik Herstellern Rockwell Collins und Universal Avionics Kontakt aufgenommen, um herauszufinden, ob in einem ihrer Produkte ein *non-volatile memory* (NVM) installiert sei. Collins orientierte das BFU, dass dies beim *display control panel* (DCP) der Fall sei. Die beiden DCP wurden gefunden und geöffnet. Ein erster Augenschein ergab, dass das NVM im rechten DCP völlig zerstört war. Das NVM im linken DCP schien eine Chance für eine allfällige Auslesung zu haben. Dafür standen zur Verfügung:

- *display control panel* (DCP-85) P/N 622-6320-002, S/N 662 (*captain side*)
- *printed circuit board* A1 P/N 647-6838-xxx
- *non-volatile memory chip* U17 (wurde als Typ ER2055 identifiziert)

Eine weitere Anfrage bei Rockwell Collins ergab, dass das NVM für die Untersuchung relevante Daten, wie *NAV source selection, selected heading* etc. speichert.

In Kanada wurde eine Spezialfirma gefunden, welche im Wiederherstellen und Auslesen von *memory chips* Erfahrung besitzt. Eine Vorstudie bestätigte die Machbarkeit des Auslesevorgangs, so dass die notwendigen und umfangreichen Arbeiten gerechtfertigt erschienen.

Aufgrund der Vorstudie war beabsichtigt, den *NVM chip* U17 wieder soweit herzustellen, dass dieser anschliessend durch Rockwell Collins auf einem *standard reader* ausgelesen werden könnte. Diese Methode stellte sich bei einer genaueren Abklärung als zu riskant heraus.

Man konzentrierte sich nun auf eine zweite Methode, bei welcher eine sehr dünne Schicht von Flüssigkristallen über den Speicherzellen aufgetragen wird und durch Polarisation mit dem Licht einer speziellen Quelle der Inhalt der Zellen sichtbar gemacht wird. Diese Methode musste fallen gelassen werden, da die Ladung in den Zellen zu gering war, um die Flüssigkristalle genügend zu beeinflussen.

Anschliessend wurde eine dritte Methode geprüft, bei welcher der Chip durch Zugang zu Zellenstromkreisen direkt ausgelesen werden sollte. Man stellte dabei fest, dass weder Laser noch *focussed ion beam* (FIB) notwendig sind, da mit der Messsonde der *passivation layer* direkt durchdrungen werden kann. Diese Methode erforderte aber ein sehr aufwändiges Messkabel mit sehr geringer elektrischer Kapazität.

An einem Versuchs-Speicher wurde diese Möglichkeit simuliert. Es stellte sich heraus, dass die Messung mit mehreren Messsonden praktisch unmöglich war.

Daraufhin wurde eine gedruckte Schaltung entwickelt, welche es ermöglichte, die noch intakten Verbindungen am Chip des Unfallflugzeuges auf konventionellem Weg zu verdrahten. Dies mit dem Ziel, die Anzahl Messsonden zu verringern. Zusätzlich wurde ein Versuchs-Speicher so präpariert, dass dieser fehlende Steuerfunktionen des defekten Chips vom CRX 498 übernehmen konnte.

Zwei externe Firmen wurden beauftragt, weitere notwendige Verbindungen (*micro wire bonding and FIB bonding*) am Versuchsaufbau zu bewerkstelligen.

Nach weiteren Probeauslesungen mit Versuchs-Speichern wurde nun der Chip des Unfallfluges zum Auslesen freigegeben. Das erste Set von vier Bits (Bits 4-7) konnte ohne Probleme ausgelesen werden. Dann mussten einige Verbindungen geändert werden. Bei diesem Prozess lösten sich unglücklicherweise andere Verbindungen, was das weitere Auslesen verunmöglichte.

Die ausgelesenen vier Bits pro Byte lassen keine konkreten Rückschlüsse auf die gespeicherten Daten zu. Der Versuch muss daher als gescheitert betrachtet werden.

## 2 Analyse

Die Untersuchung des Unfalls des Fluges CRX 498 vom 10. Januar 2000 richtete sich wesentlich auf die folgenden Fragestellungen:

- Befand sich das Flugzeug im lufttüchtigen Zustand, als es von der Unfallbesatzung übernommen wurde und hat sich an diesem Zustand während des Fluges etwas geändert?
- Befand sich die Besatzung bei Antritt des Unfallfluges im flugtüchtigen Zustand und hat sich an diesem Zustand während des Fluges etwas geändert?
- Haben operationelle Verfahren Einfluss auf das Unfallgeschehen gehabt?
- Haben externe Einflüsse ursächlich auf den Unfallflug eingewirkt?

### 2.1 Technische Aspekte

#### 2.1.1 Flight Guidance System

##### 2.1.1.1 Electronic Flight Instrument System (EFIS)

##### 2.1.1.1.1 Zuverlässigkeit

Die *mean time between unscheduled removal* (MTBUR) der EFIS-Hauptkomponenten wurden überprüft. Die Werte der MTBUR lagen im erwarteten Rahmen von einigen tausend Flugstunden und entsprachen dem Industriestandard.

Die Auswertung der *AMOS work orders* ergab nichts Auffälliges in Bezug auf das Betriebsverhalten des *electronic flight instrument systems*.

Im EFIS sind die folgenden Überwachungsfunktionen eingebaut, welche beim Auftreten einer Störung zu einer Warnung führen:

- Die DPU überwacht die Präsenz der Signale des *roll/pitch input (digital bus activity monitor)*. Bei einem Ausfall erscheint die *ATT flag* auf dem EADI und die Horizontanzeige verschwindet.
- Linke und rechte DPU vergleichen die *roll/pitch*-Signale. Bei einer Differenz von mehr als 4° wird „*ROLL*“ oder „*PITCH*“ auf dem EADI angezeigt und es wird die *master caution* (akustisch und visuell) ausgelöst.
- Die Funktionen der DPU werden mit Hardware- und Software-Monitoren überwacht. Die Prozessoren innerhalb der DPU überwachen sich gegenseitig. Zudem überwacht eine DPU die andere. Je nach *failure mode* wird „*DPU FAIL*“ auf dem EADI angezeigt oder der entsprechende EADI wird dunkel.
- Das *heading signal* wird in ähnlicher Weise überwacht.

Aufgrund der installierten Software- und Hardware-Monitore ist die Wahrscheinlichkeit für eine Fehlanzeige (z.B. eingefrorene Fluglagereferenz) ohne Warnung sehr gering.

#### 2.1.1.1.2 Verfügbarkeit während des Unfallfluges

- Von Seiten der Besatzung (CVR) gibt es keine Hinweise auf irgendwelche Probleme mit dem EFIS.
- Aus den CVR-Aufzeichnungen ergibt sich kein Hinweis darauf, dass sich einer der EFIS-Umschalter (DRIVE XFR, XSIDE DATA, ADI REV oder HSI REV) in einer andern Position, als „*NORM*“ befand.
- Gemäss den CVR/DFDR-Daten kann davon ausgegangen werden, dass das Flugzeug manuell und mit *flight director* geflogen wurde.
- Der DFDR und die linke DPU beziehen *attitude* und *heading* vom linken AHC. Bei der Rekonstruktion des Fluges mit Hilfe des *engineering models* erschienen diese Parameter bis zum Schluss der DFDR-Aufzeichnungen als plausibel. Aufgrund der internen Überwachungskreise in der DPU ist die Wahrscheinlichkeit sehr gering, dass *attitude*- und *heading*-Daten vom AHC zwar richtig generiert, aber vom EFIS ohne Fehlerwarnung falsch angezeigt wurden.
- Die beiden Hinweise um 16:56:12 UTC und 16:56:24 UTC wurden durch den Copiloten mit grosser Wahrscheinlichkeit aufgrund der realisierten Drehrichtung (*heading rate*) bzw. der Fluglage gemacht. Es kann daher davon ausgegangen werden, dass diese Parameter auf dem *multifunction display* resp. auf dem rechten EADI richtig angezeigt wurden.
- Die Tatsache, dass der Kommandant mit grosser Wahrscheinlichkeit den Beginn des *standard instrument departure Zurich East 1Y (SID ZUE1Y)* und danach den Beginn des *direct to Zurich East (DIR TO ZUE)* nach rechts mit dem *flight director* geflogen ist, lässt den Schluss zu, dass die Anzeige des *flight directors* auf dem linken EADI in jener Flugphase funktionstüchtig war.
- Die Radiohöhe wird in analoger Form vom *radio altimeter (RA)* an die linke DPU geliefert und auf dem linken EADI angezeigt. Zusätzlich wird die Radiohöhe als digitales Signal von der DPU an die FDAU weitergeleitet. Eine Auswertung der DFDR Daten ergab, dass das RA-Signal bis zum Ende der Aufzeichnung plausibel war. Die DPU war demnach immer in der Lage, ein gültiges RA-Signal an die FDAU weiterzuleiten.

Aufgrund der oben genannten Hinweise kann eine technische Störung des EFIS, welche während des Unfallfluges die Anzeige der Fluglage hätte beeinträchtigen können, mit grosser Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden. Das Auftreten einer solchen Störung ohne entsprechende Warnung im Cockpit kann mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden.

#### 2.1.1.2 Auto Flight System (AFS)

##### 2.1.1.2.1 Zuverlässigkeit

Die MTBUR der AFS-Hauptkomponenten wurden überprüft. Die Werte der MTBUR für den FCC und das APP liegen an der unteren Grenze. Die übrigen Werte entsprechen dem Industriestandard.

Die Auswertung der *AMOS work orders* ergab nichts Auffälliges in Bezug auf das Betriebsverhalten des *auto flight systems*.

##### 2.1.1.2.2 Verfügbarkeit während des Unfallfluges

- Gemäss den CVR/DFDR-Daten kann davon ausgegangen werden, dass das Flugzeug manuell und mit *flight director* geflogen wurde.
- Seitens der Besatzung (CVR) gibt es keine Hinweise auf irgendwelche Probleme mit dem *flight director*.

- Die Tatsache, dass der Kommandant mit grosser Wahrscheinlichkeit den Beginn des *standard instrument departure Zurich East 1Y (SID ZUE1Y)* und danach den Beginn des *direct to Zurich East (DIR TO ZUE)* nach rechts mit dem *flight director* geflogen ist, lässt den Schluss zu, dass die Anzeige des *flight director* auf dem linken EADI in jener Flugphase funktionstüchtig war.
- Die Tatsache, dass die Lämpchen NAV und IAS auf beiden *mode select panels* beim Aufprall brannten, lässt den Schluss zu, dass zu diesem Zeitpunkt der *flight control computer* aktiv war und den gewählten *Mode* noch anzeigte.
- Nach dem Einschalten des *yaw dampers* (16:55:51 UTC) schlug das Seitenruder nach rechts aus (*turn coordinator*). Bei der Rekonstruktion des Fluges mit Hilfe des *engineering models* wurde dieser Ausschlag der vorherrschenden Querlage zugeordnet.

Aufgrund der obigen Hinweise kann eine technische Störung des *auto flight system* während des Unfallfluges mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden.

### 2.1.1.3 Flight Management System (FMS)

#### 2.1.1.3.1 Zuverlässigkeit

FMS-Geräteausfälle auf der Saab 340B Flotte von Crossair waren relativ selten. Mit Ausnahme der Probleme mit der Schnittstelle zwischen FMS und FCC wies das FMS während der überprüften Periode eine gute Zuverlässigkeit auf.

Das Universal Avionics FMS UNS-1K besitzt ein integriertes *monitoring system (continuous bite)*. Fehlfunktionen, welche durch einen der Monitoren festgestellt werden, werden durch eine entsprechende Meldung auf der CDU angezeigt. Eine Lampe „MSG“ im Blickfeld der Piloten macht auf solche Meldungen aufmerksam.

1998 wurden eine Anzahl von Einträgen ins *technical log* gemacht, welche die Schnittstelle zwischen FMS und EFIS betrafen. Seit 1999 gab es keine Einträge mehr. Die meisten dieser Beanstandungen waren nicht von einer FMS-Meldung begleitet, waren aber für die Flugbesatzungen erkennbar. Die Abwesenheit einer FMS-Meldung weist auf ein Problem des EFIS hin, die FMS-Daten korrekt zu lesen.

#### 2.1.1.3.2 Verfügbarkeit während des Unfallfluges

Nach dem Abheben und nach Einziehen des Fahrwerkes wurde auf Befehl des Kommandanten der *flight director (FD)* eingeschaltet, der *NAV-mode* vorgewählt und von beiden Piloten bestätigt, dass das *long range navigation system 1* dem Kurs folgte („*LRN1 captured*“).

Bemerkung:

Im FMS war vor dem Abflug die Instrumentenabflugroute SID ZUE 1Y eingegeben worden. Die Aussage „*LRN1 captured*“ lässt den Schluss zu, dass vom FMS zu diesem Zeitpunkt ein gültiges *roll steering signal* an den FCC geliefert wurde.

Um 16:55:39 UTC erfolgte der Befehl, nach links, direkt zum UKW-Drehfunkfeuer *Zurich East (VOR ZUE)*, zu fliegen. Im selben Moment erreichte das Flugzeug den Navigationspunkt 2.1 DME KLO, den Punkt in der ZUE1Y Instrumentenabflugroute, bei welchem eine Linkskurve eingeleitet wird, um den Radial 255°, ausgehend vom VOR KLO, anzusteuern.

**Bemerkung:**

Die vom DFDR aufgezeichneten Daten bestätigen, dass das Flugzeug auch tatsächlich für einige Sekunden nach links drehte, bevor es in eine Rechtskurve überging. Das Rollverhalten (*roll rate*) weist auf ein Fliegen mit dem *flight director* hin.

Um 16:55:47 UTC informierte der Copilot den manuell fliegenden Kommandanten, dass das *LRN system* von der gegenwärtigen Position nach *Zurich East* programmiert sei („*From present, LRN is to Zurich East, yeah*“), was der Kommandant quittierte. Die von der Abflugkontrolle angewiesene Drehrichtung nach links wurde dabei nicht erwähnt.

**Bemerkung:**

Da die Querlage nach links um 16:55:45 UTC mit 16.9° ein Maximum erreichte und danach wieder abnahm, und 16:55:52 UTC in eine Querlage nach rechts überging, kann davon ausgegangen werden, dass der Richtungswechsel durch eine „*direct to*“-Eingabe (DTO) ins FMS (LRN) verursacht wurde. Der aktuelle Steuerkurs war zum Zeitpunkt 16:55:45 UTC ungefähr 270°. Wird in dieser Situation eine „*direct to*“-Eingabe gemacht, ohne die Drehrichtung zu definieren, so resultiert eine vom *flight director* kommandierte Rechtskurve.

Die in dieser Flugphase intern geführte Kommunikation ergibt keine Hinweise auf irgendwelche technischen Schwierigkeiten.

Zwischen 16:55:47 UTC und 16:55:55 UTC änderte sich die Querlage des Flugzeuges mit ungefähr 3°/s nach rechts, während die Längsneigung zwischen 13 und 14° ANU konstant blieb.

**Bemerkung:**

Dies entspricht der Situation, wenn die vom FMS kommandierte Rechtskurve mit dem *flight director* (DTO ZUE) präzise geflogen wird. Die Querlage nach rechts hatte nun 8.4° erreicht.

Aufgrund des Flugverlaufes kann davon ausgegangen werden, dass bis 16:55:55 UTC vom FMS ein gültiges *roll steering signal* an den *flight director* weitergegeben und dieses im EADI auch angezeigt wurde.

Um 16:56:14.6 UTC, bei einer Querlage nach rechts von 65.8°, murmelte der Kommandant "oh-na-na". Diese Äusserung erfolgte bei einer Querlage, bei welcher im electronic attitude director indicator (EADI) alle Daten, bis auf die Fluglagereferenz, ausgeblendet werden (*declutter mode*).

Mit dem *declutter mode* verschwindet auch die *flight director bar* vom EADI. Aufgrund der hohen Zuverlässigkeit des Systems kann mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden, dass das FMS zwischen 16:55:55 UTC und 16:56:14.6 UTC aufhörte, ein gültiges *roll steering signal* an den FCC zu liefern.

## 2.1.2 Weitere Avionikausrüstung

### 2.1.2.1 Air Data System

#### 2.1.2.1.1 Zuverlässigkeit

Die technische Zuverlässigkeit (MTBUR) lag im erwarteten Rahmen und entsprach dem Industriestandard. Die Untersuchung der operationellen Zuverlässigkeit ergab nichts Auffälliges in Bezug auf das Betriebsverhalten des linken *air data systems*.

#### 2.1.2.1.2 Verfügbarkeit während des Unfallfluges

- Seitens der Besatzung (CVR) gab es keine Hinweise auf irgendwelche Probleme mit dem *air data system*.
- Zwei Sekunden vor dem Aufprall zeichnete der DFDR plausible Daten des *air data computers* auf (*baro altitude, airspeed, OAT*).
- Der linke Höhenmesser (*servo altimeter*) zeigte beim Aufprall einen plausiblen Wert an, welcher auch mit den aufgezeichneten Daten korreliert.
- Der linke Geschwindigkeitsmesser (*air speed indicator – ASI*) war so stark beschädigt, dass dieser nicht ausgewertet werden konnte.
- Die bis 16:56:04 UTC geflogene Geschwindigkeit entspricht normalen Werten und zeigt, dass die Geschwindigkeitsreferenz im *flight director* und im *airspeed indicator* vorhanden war.
- Der *ATC transponder (mode C)* übermittelte bis 16:56:22 UTC die richtige Höhe (*pressure altitude*). Dieses Signal gelangte vom *air data computer* via *servo altimeter* zum *ATC transponder* und wurde vom Flugüberwachungsradar aufgezeichnet.

Aufgrund der obigen Hinweise kann davon ausgegangen werden, dass mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit die *air data parameter* dem Kommandanten während des ganzen Fluges zur Verfügung standen.

#### 2.1.2.2 Ground Proximity Warning System (GPWS)

In der letzten Phase des Unfallfluges hätten erwartungsgemäss die Warnungen des *mode 1* „*excessive sink rate*“ und des *mode 2A* „*excessive closure rate*“ ansprechen müssen, als das Flugzeug unterhalb von 2450 ft AGL Radiohöhe geriet.

Für die Bestimmung der Warnenveloppen von *mode 1* und *2A* benötigt der *ground proximity warning computer* (GPWC) Signale von Radiohöhenmesser (*radio altimeter*) und *air data computer*.

Die Antennen des *radio altimeter* befinden sich an der Unterseite des Flugzeugrumpfes. Sie besitzen einen Öffnungswinkel von ungefähr +/- 45°. Weil diese Antennen aufgrund der Rolllage des Flugzeuges während der gesamten Zeit, in der sich das Flugzeug unterhalb von 2450 ft AGL befand, vom Boden wegzeigten, blieb die Radiohöhe auf einem Wert stehen, der leicht über 2450 ft liegt. Dies entspricht der maximalen, vom Radiohöhenmesser ausgegebenen Höhe, wie sie übrigens auch während des Reisefluges erzeugt wird.

Die Warnenveloppen für *mode 1* und *2A* sind nach oben durch 2450 ft Radiohöhe begrenzt. Da die Radiohöhe etwas über 2450 ft blieb, wurden die entsprechenden Warnungen unterdrückt.

### 2.1.3 Flight Controls

#### 2.1.3.1 Flaps System

Während den 18 Monaten zwischen C-Check (Juni 1998) und dem Unfallzeitpunkt sind 21 Störungen der Landeklappenanlage (*flap system*) von Piloten gemeldet worden. Diese äusserten sich auf zwei Arten:

- Verzögertes Ausfahren vor der Landung.
- Sogenanntes *flap ballooning* (unkommandiertes Aus- und wieder Einfahren).

Ein verzögertes Ausfahren der *flaps* vor der Landung ist für den Unfallflug nicht relevant.

Ein *flap ballooning* während des Unfallfluges wurde anfänglich als beeinflussender Faktor für das Flugverhalten in Betracht gezogen. Deshalb wurden Piloten, welche auf der HB-AKK ein *flap ballooning* beanstandet hatten, befragt.

Das Resultat der Befragung hat gezeigt, dass das Auftreten eines *flap ballooning*s, im Steigflug mit einer Geschwindigkeit unter 150 KIAS, nie festgestellt wurde. Falls jedoch diese Störung aufgetreten wäre, hätte diese das Flugverhalten nicht signifikant beeinflusst.

Während des Unfallfluges sind mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit keine Probleme mit einer Asymmetrie der Landeklappen aufgetreten. Die bisher bekannten Vorfälle traten auf anderen Flugzeugen als der HB-AKK und im Anflug bei voll ausgefahrenen *flaps* auf.

Nach den Untersuchungen mit Hilfe des *engineering models* resultierten alle Fluglageänderungen im Steigflug und der anschliessenden Unfallphase einzig aus den Steuerbefehlen der Besatzung an die Steuerflächen.

### 2.1.4 Triebwerke und Propeller

- Alle festgestellten Schäden sind als Folge des Aufschlages der Triebwerke beurteilt worden.
- Die Spuren, die durch die Rotoren hinterlassen wurden, deuten darauf hin, dass der Aufprall der Triebwerke bei hohen Drehzahlen erfolgte.
- An den Triebwerken sind keine vorbestandene Schäden festgestellt worden, welche einen Leistungsverlust verursacht haben könnten.
- Es sind keine Anzeichen eines *compressor stalls* oder eines Flammabbrisses (*flame out*) in den Triebwerken als Folge von Eis oder Eismatsch festgestellt worden.
- Die Rückstände in den Kompressoren wurden visuell untersucht und es konnten keine Hinweise auf einen Vogelschlag gefunden werden.
- Keines der Triebwerkgehäuse zeigt Beschädigungen, welche durch den Bruch einer internen, rotierenden Komponente hätten verursacht werden können.
- Auf den heissen Triebwerkteilen (Brennkammern, Turbinenteile) ist aufgeschmolzenes Al/Si Material vorhanden. Dies belegt, dass zum Zeitpunkt des Aufschlages der Kompressorrotor bei hoher Drehzahl Material abrieb (Streifen der Schaufeln am Gehäuse) und die Komponenten der *hot section* eine hohe Temperatur aufwiesen.
- Bei beiden Triebwerken sind die Bolzen, welche die Gasgenerator-Turbine mit dem Gasgenerator-Kompressor verbinden, abgesichert worden. Dies deutet ebenfalls darauf hin, dass der Gasgenerator-Rotor zum Zeitpunkt des Aufschlages mit hoher Drehzahl rotierte.
- Beide Propeller waren bis zum Unfall in einem betriebsbereiten Zustand.



### 2.1.5 Unterhalt

Die im Rahmen der Untersuchung festgestellten Mängel bezüglich *maintenance records*, Prozessabläufen und Qualität des Unterhalts hatten keinen Einfluss auf den Unfall der HB-AKK.

### 2.1.6 Elektromagnetische Verträglichkeit (EMV)

Es liegen keine konkreten Hinweise dafür vor, dass während des Unfallfluges ein Mobiltelefon an Bord der HB-AKK in Betrieb war. Aufgrund der durchgeführten Versuche kann davon ausgegangen werden, dass selbst ein sendendes Mobiltelefon keines der für die Führung des Flugzeuges wichtigen Systeme oder die Darstellung ihrer Parameter hätte beeinträchtigen können.

### 2.1.7 Lufttüchtigkeit

Das Flugzeug HB-AKK wurde von der Besatzung zum Flug CRX 498 in lufttüchtigem Zustand übernommen. Es gibt keine Hinweise darauf, dass sich an diesem Zustand bis zum Aufprall etwas geändert hat.

Die Untersuchung hat ergeben, dass das Unfallgeschehen nicht durch technische Mängel beeinflusst worden ist.

## 2.2 Menschliche und organisatorische Aspekte

### 2.2.1 Flugbesatzung

#### 2.2.1.1 Kommandant

##### 2.2.1.1.1 Lebenslauf

Der Kommandant war in der Kultur der FSU und der unabhängigen Republik Moldawien stark verwurzelt und hatte bis zu seinem Engagement bei Crossair wenig Bezüge zur westlichen Kultur.

##### 2.2.1.1.2 Fliegerische und berufsspezifische Ausbildung

Die fliegerische Ausbildung des Kommandanten erfolgte auf dem Weg der Fachschulausbildung. Damit war die Voraussetzung für eine Laufbahn geschaffen, die ihn bis zur Funktion eines Copiloten auf AN-24 hätte führen können. Dies im Unterschied zur Hochschulausbildung, die ihm die gesamten fliegerischen Karrieremöglichkeiten von Anfang an eröffnet hätte.

Durch ein Fernstudium an der Akademie der Zivilluftfahrt in Leningrad kompensierte er die anfänglich fehlenden Voraussetzungen für die weitere Karriere zum Aufstieg als Kommandant auf mittleren Flugzeugen oder Copilot auf schwereren Flugzeugen.

Laut Hinweisen aus seinem damaligen beruflichen Umfeld konnte der Kommandant Defizite im fliegerischen und operationellen Bereich durch Fleiss und Zielstrebigkeit kompensieren.

##### 2.2.1.1.3 Training

Die Umschulung des Kommandanten auf westliche Systeme erfolgte im Auftrag der Moldavian Airlines bei Crossair in Basel und wurde, im Vergleich zum in der FSU üblichen Aufwand, in einem Verfahren absolviert, das nicht auf die individuellen Bedürfnisse des Kommandanten zugeschnitten war. Die Unterschiede der Instrumentierung waren damals bei Crossair nicht bekannt und man hätte ihnen in der kurzen, zur Verfügung stehenden Zeit auch nicht genügend

Aufmerksamkeit widmen können. Es muss dabei allerdings vermerkt werden, dass diese Unterschiede in breiten Kreisen der westlichen Zivilluftfahrt grundsätzlich unbekannt sind.

Bei der Einführung in die Crossair spezifischen Verfahren (*changing operator course*) anlässlich des Antritts der Tätigkeit als Leasingpilot, wurde die Tatsache, dass der Kommandant über mehr als 1600 Stunden auf Saab 340B verfügte, als ausreichender Qualifikationsausweis betrachtet. Der Tatsache, dass er diese Erfahrung in einem anderen operationellen Umfeld erworben hatte, wurde dabei nicht Rechnung getragen.

#### 2.2.1.1.4 Sprachkenntnisse

Der Kommandant verfügte über genügende Englischkenntnisse für die Routineoperation im Cockpit einschliesslich Standard-Radiokommunikation. Für ausserordentliche operationelle Situationen, wie auch für persönliche Gespräche, dürften diese hingegen nur knapp ausreichend gewesen sein. Zudem ist fraglich, ob der Kommandant mit diesen sprachlichen Voraussetzungen in der Lage gewesen ist, im Rahmen des täglichen Betriebes in genügender Weise in dem für die Crossairoperation typischen mehrsprachigen Umfeld zu kommunizieren.

Eine zusätzliche Sprachausbildung am Wall Street Institute war angeordnet und geplant, hatte aber noch nicht begonnen.

Im ganzen dokumentierten Ablauf der Zusammenarbeit von Kommandant und Copilot während des Unfallfluges ist, mit einer Ausnahme, nur das absolut nötige Minimum an Kommunikation festzustellen. Dieser Umstand lässt an der sprachlichen Kompetenz für die Kommunikation in Nicht-Standard und Notsituationen zweifeln.

#### 2.2.1.1.5 Sozialer Hintergrund

Der soziale Hintergrund des Kommandanten war durch eine zeitlich begrenzte Trennung von seiner Familie und bescheidene finanzielle Verhältnisse geprägt. Sein soziales Beziehungsnetz beschränkte sich auf tägliche Telefongespräche mit seiner Familie und die Freundschaft mit dem anderen Leasingpiloten der Moldavian Airlines.

Das Fehlen eines formalen Leasingvertrages mit Nennung der finanziellen Abgeltungen für die Tätigkeit des Kommandanten bei der Crossair deutet darauf hin, dass die Leasingvereinbarung eine Art „*gentleman agreement*“ zwischen den beiden Firmen darstellte. Während der Untersuchung ergaben sich Diskrepanzen über die gezahlte Kompensation aufgrund verschiedener Zeugnisaussagen und Korrespondenzen. Zusammenfassend lässt sich der Bereich der Kompensationszahlungen auf 4000 bis 5000 USD eingrenzen, wovon der Moldavian Airlines in jedem Falle 3000 USD zugefallen sind. Der Kommandant verfügte folglich über ein Einkommen von 1000 bis 2000 USD, zuzüglich Spesen in Höhe von 3 CHF pro Flugstunde und 900 Lej (150 USD) Grundsalar in Moldawien. Die Crossair übernahm nach eigenen Angaben die Ausgaben für Unterkunft.

Der Wechsel zu Crossair brachte ihm das, aus moldawischer Sicht, hohe Salär von monatlich rund 1000 bis 2000 USD. Dieses ermöglichte ihm aber in der Schweiz – vor allem, nachdem der Kommandant monatlich 1000 USD nach Hause überwies – nur gerade ein sehr bescheidenes Leben.

#### 2.2.1.1.6 Psychologische Aspekte

Zum Unfallzeitpunkt gab es keine Hinweise auf das Vorliegen chronischer psychischer Störungen oder Erkrankungen. Die Möglichkeit einer akuten psychotischen Erkrankung mit Derealisationen ist wohl grundsätzlich immer gegeben. Weder die Lebensgeschichte, noch die ausführlichen psychologischen Begutachtungen während der Karriere als Pilot geben aber Hinweise auf

eine Disposition zu psychotischer Dekompensation im Sinne einer erhöhten Vulnerabilität, was die Annahme eines solchen Geschehens während des Flugverlaufs in höchstem Grade unwahrscheinlich macht.

Es kann davon ausgegangen werden, dass sämtliche kognitiven Fähigkeiten, also Orientierungsfunktionen, Konzentration, Aufmerksamkeit, Gedächtnis und Intellekt, während des Unfallfluges nicht im Sinne einer akuten Kompetenzverminderung beeinträchtigt waren. Bezüglich einer eventuellen Beeinträchtigung durch eine Medikamentenwirkung vergleiche 2.2.1.1.7.

Die anlässlich der medizinisch-psychologischen Routineuntersuchungen in Moldawien durchgeführten ausführlichen psychologischen Testungen bestätigten dem Kommandanten eine stabile Grundpersönlichkeit und eine genügende Leistungsfähigkeit, um den Anforderungen eines Berufspiloten gewachsen zu sein. Es ist nicht ausgeschlossen, aber in höchstem Masse unwahrscheinlich, dass sich an diesen Voraussetzungen zur Zeit des Unfallfluges etwas geändert hatte. Jedenfalls ergab die Analyse der 72 Stunden vor dem Unfallereignis keine Indizien, die eine solche Annahme rechtfertigen würden.

Nach 16:56:00 UTC sprach der Kommandant mit Ausnahme des im Transkript um 16:56:14 UTC festgehaltenen, undeutlich gemurmelten „oh, na, na“ nichts mehr. Obwohl sich die vom DFDR aufgezeichneten Steuerbewegungen nicht eindeutig der Steuersäule des Kommandanten zuordnen liessen, war der Kommandant mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit in seinen psychophysischen Fähigkeiten in dieser kurzen letzten Phase des Fluges nicht beeinträchtigt.

Dem Ausdruck „oh, na, na“ konnte auch nach Konsultation ehemaliger Berufskollegen und der Lebensgefährtin des Kommandanten keine sachliche Bedeutung zugeordnet werden. Auf Grund der Analyse aller vorliegenden Fakten drückt er das Gewahrwerden von etwas Unerwartetem (*decluster mode*) und nicht ein physisches Unwohlsein aus.

Die Situation des Kommandanten mit der örtlichen Trennung von der Familie aufgrund der geänderten Arbeitssituation ist als ein offensichtlicher emotionaler Stressor anzuführen. Der Kommandant befand sich immerhin erst seit wenigen Monaten in einem fremden Land mit fremder Sprache und Kultur. Er war gemäss übereinstimmender Darstellung ein sehr sozialer Mensch, der starke emotionale Bindungen an seine Lebenspartnerin und seine Kinder hatte. Tägliche Kontakte per Telefon waren die Regel. Der Familiennachzug in die Schweiz wurde gegenüber seiner Lebenspartnerin scheinbar erwogen. Die insgesamt aus dieser Situation resultierende emotionale Belastung darf nicht unerwähnt bleiben.

Zusammenfassend kann auf Grund der vorliegenden Erkenntnisse davon ausgegangen werden, dass die Flugtauglichkeit nach heute gültigen psychologisch-gutachterischen Kriterien gegeben war. Subliminal fanden sich die genannten vorbestehenden Destabilisierungsfaktoren und Stressoren. Diese mussten sich aber nicht notwendigerweise negativ auf die Leistungsfähigkeit auswirken.

#### 2.2.1.1.7 Medizinische Aspekte

Nach allen zur Verfügung stehenden Unterlagen war der Kommandant zum Zeitpunkt des Unfalls gesund. Weder die medizinische Vorgeschichte, noch das Risikoprofil lassen die Vermutung eines erhöhten Risikos für eine die Flugtauglichkeit akut beeinträchtigende Störung (*sudden incapacitation*) aufkommen. Auch aus den aufgezeichneten Flugdaten (CVR, DFDR) ergibt sich kein positiver Anhaltspunkt für eine solche Störung. Da sie andererseits aber auch nicht mit völliger Sicherheit ausgeschlossen werden kann, bleibt zu überlegen, wie gross die Wahrscheinlichkeit einer akuten Beeinträchtigung der Flugtauglichkeit z.B. durch ein akutes Krankheitsgeschehen im Bereich des Herz-Kreislauf- oder des Zentralnervensystems etwa sein könnte:

- Der Kommandant war ein 40-jähriger schlanker Nichtraucher, der sich mässig sportlich betätigte und dessen regelmässige, gründliche medizinische Abklärungen in der Vorgeschichte keinerlei erhöhte Risiken in den Bereichen Fett- und Zuckerstoffwechsel, sowie cardialer Leistungsfähigkeit ergeben hatten. Er wies somit ein optimales Risikoprofil bezüglich Erkrankungen des Gefässsystems und deren Folgen auf. An sich schliesst ein solches Profil eine akute Erkrankung nicht aus, es macht sie lediglich hoch unwahrscheinlich.
- Es ist im weiteren davon auszugehen, dass eine akute Erkrankung, oder auch nur schon ein Unwohlsein eines Besatzungsmitgliedes, von diesem unverzüglich dem Crewpartner gegenüber gemeldet wird. Es kann als ebenfalls hochgradig unwahrscheinlich angenommen werden, dass eine solche Meldung durch den Kommandanten unterlassen worden wäre.
- Schliesslich kann angenommen werden, dass eine offensichtliche Befindlichkeitsstörung (z.B. Bewusstlosigkeit, starke Schmerzen, usw.) eines Besatzungsmitgliedes von seinem Besatzungskollegen mit hoher Wahrscheinlichkeit rasch wahrgenommen und zu einer sofortigen Übernahme der Kontrolle führen würde. Durch die Tatsache, dass das Kommando des Kommandanten „set climb power“ um 16:56:00 UTC in einem normalen, klar verständlichen Ton erfolgte, bestand für den Copiloten kein Anlass für eine solche Annahme.

Die Kombination der drei genannten Überlegungen und als hochgradig unwahrscheinlich bezeichneten Vorgänge ergibt einen an Sicherheit grenzenden Ausschluss einer offensichtlichen akuten Beeinträchtigung der Flugtauglichkeit (*obvious sudden incapacitation*) des Kommandanten vor dem Unfallereignis.

Es bleibt die Möglichkeit einer lediglich geringgradigen Beeinträchtigung der Flugtauglichkeit des Kommandanten im Sinne einer gestörten Informationsaufnahme und -verarbeitung (*subtle incapacitation*). Eine solche kann z.B. bei geringgradigen Funktionsstörungen des zentralen Nervensystems, des Herz-Kreislaufsystems oder des Stoffwechsels auftreten. Auch ein genereller Sauerstoffmangel könnte zu einer derartigen Beeinträchtigung führen. Für keine der genannten Störungen findet sich aber ein positives Indiz.

Die Möglichkeit einer subtilen Beeinträchtigung der Flugtauglichkeit als Folge einer Gesundheitsstörung kann ebenfalls als hochgradig unwahrscheinlich angenommen werden.

Der Nachweis des Medikamentes Phenazepam in den sterblichen Überresten des Kommandanten lässt hingegen darauf schliessen, dass das genannte Medikament zu einem unbekanntem Zeitpunkt vorgängig des Fluges eingenommen worden war. Aus den Zeugenaussagen geht nicht hervor, ob der Kommandant das Medikament regelmässig genommen hat, oder ob gar eine Abhängigkeit vorgelegen haben könnte. Aus der nachgewiesenen Anwesenheit der Substanz im Organismus des Kommandanten kann laut dem unten stehenden Zitat aus dem Bericht des IRM eine Wirkung höchstens vermutet werden.

Toxikologische Beurteilung der Phenazepam-Konzentration im Muskelgewebe (Zitat aus dem Bericht des IRM):

„Für die toxikologische Beurteilung werden üblicherweise die Blutkonzentrationen (Blutspiegel) verwendet. Im vorliegenden Fall stand uns wegen der vollständigen Traumatisierung des Körpers von (Name des Kommandanten) jedoch kein Blut, sondern lediglich Muskulatur in kleinen Stücken zur Verfügung. Die Identität der Muskelproben wurde vor den chemischen Analysen mittels DNA-Vergleichsuntersuchungen abgeklärt, vgl. separates Gutachten.

Bei der Interpretation der ermittelten **Phenazepam-Muskelkonzentration von ca. 7 – 8 ng/g** muss zuerst das Verhältnis der Muskel-Konzentration zur Blut-Konzentration abgeschätzt werden; denn entsprechende Angaben über Phenazepam-Muskelkonzentrationen konnten wir in der Literatur keine finden. Aus einer eigenen Arbeit [...] wissen wir, dass die Benzodiazepin-Konzentrationen im Blut in einer ähnlichen Grössenordnung liegen, wie jene in der Muskulatur. Im Falle von Bromazepam (Wirkstoff z.B. von Lexotanil<sup>®</sup>) und teilweise auch bei Nordazepam

(Wirkstoff z.B. von Vegesan<sup>®</sup>) findet man in der Muskulatur etwa die doppelte Benzodiazepin-Konzentration, wie im Blut, bei Oxazepam (Wirkstoff z.B. von Seresta<sup>®</sup>) etwa die gleiche und bei Diazepam (Wirkstoff z.B. von Valium<sup>®</sup>) etwa 40 % weniger, als im Blut.

Bei der Interpretation der Muskelgehalte im vorliegenden Fall dürfen wir somit mit gutem Grund schliessen, dass bei einer Phenazepam-Muskelkonzentration von ca. 7 – 8 ng/g eine ähnliche Konzentration im Blut vorgelegen hat. In Analogie zu den vorerwähnten Muskel-Blut-Verhältnissen lässt sich für den Zeitpunkt des Ereignisses für (Name des Kommandanten) eine **Phenazepam-Blutkonzentration von ca. 4 – 12 ng/ml abschätzen.**

Vergleicht man diesen Blutkonzentrationsbereich mit den Daten in Abschnitt 4.1 (Pharmakokinetik/Blutspiegel), so stellt man fest, dass er keinesfalls mit der aktuellen Einnahme einer hohen Einzeldosis oder mit der Langzeiteinnahme von Tagesdosen von 3 bis 4,5 mg (welche zu einem Blutspiegelbereich von 40 – 100 ng/ml führen würden) oder mit der Behandlung einer Neurose (welche in einem therapeutischen Bereich von 30 – 70 ng/ml erfolgen würde) übereinstimmt. Hingegen liegt der abgeschätzte Blutkonzentrationsbereich im niedrigen therapeutischen Bereich. In Frage käme somit die Einnahme einer Einzeldosis von etwa 1 mg, oder je nach Einnahmezeit vor dem Ereignis eine höhere oder eine niedrigere Einzeldosis. Die effektive Einnahmezeit ist unseres Wissens unbekannt. Sie lässt sich auch nicht anhand pharmakokinetischer Überlegungen oder Interpretationen ermitteln.

Die hier vorliegende Blutspiegel-Situation kann grundsätzlich durch vier unterschiedliche Einnahmeszenarien interpretiert werden:

**Bei Szenario 1** wäre die einmalige Einnahme einer relativ niedrigen Phenazepam-Dosis (z.B. etwa 0,5 – 2 mg) im Zeitbereich von einigen Stunden vor dem Ereignis denkbar.

Bei Szenario 1 wäre mit einer beruhigenden, sedierenden Wirkung zu rechnen, welche mit einer gewissen Verlangsamung, Dämpfung, Müdigkeit und Schläfrigkeit verbunden wäre. Aufgrund der Verlangsamung wäre auch von einer verminderten Reaktionsschnelligkeit und evtl. von einer verlangsamten oder nicht mehr adäquaten Verarbeitung von äusseren Reizen und Wahrnehmungen auszugehen. Die Stärke der Beeinflussung hängt von der Gewöhnung an dieses Präparat ab.

**Bei Szenario 2** wäre die einmalige Einnahme einer relativ niedrigen Phenazepam-Dosis (z.B. etwa 0,5 – 2 mg) im Zeitbereich von sehr vielen Stunden oder mehr als 1 Tag (einziger Unterschied zu Szenario 1) vor dem Ereignis möglich. Szenario 2 entspräche beispielsweise der Situation, wenn (Name des Kommandanten) in der Nacht auf den Ereignistag eine Tablette Phenazepam als Schlafmittel eingenommen hätte. Wegen der sehr langsamen Elimination von Phenazepam sinken die Blut- und Muskel-Spiegel ausserordentlich langsam. Wie bei anderen Benzodiazepinen ist auch bei Phenazepam davon auszugehen, dass nach einigen Stunden (wahrscheinlich etwa 6 bis 8 Stunden [7]) die Wirkungen und die Nebenwirkungen abgeklungen sind, obwohl dann immer noch Phenazepam in einer niedrigen therapeutischen Konzentration im Blut (und auch im Muskel) nachgewiesen werden kann. Wie oben beschrieben, werden nach Einnahme von 2 mg Phenazepam nur sehr langsam absinkende Blutspiegel beobachtet, nämlich nach 4 h 9,2 ng/ml, nach 6 h 8,2 ng/ml, nach 24 h 5,7 ng/ml, nach 48 h 5,6 ng/ml, nach 96 h 3,9 ng/ml.

Bei Szenario 2 ist in dieser Spätphase nicht mehr von einer dämpfenden, verlangsamenden, schlafinduzierenden Wirkung auszugehen. Vigilanz, Reaktionsfähigkeit und geistige Präsenz sind in dieser Phase wieder intakt, denn die sedierenden, müde machenden, reaktionsvermindernden Wirkungskomponenten dürften nach einigen Stunden (etwa nach 6 bis 8 Stunden) abgeklungen sein.

**Bei Szenario 3** wäre die einmalige Einnahme einer relativ hohen Phenazepam-Dosis (mehr als 2 mg) im Zeitbereich von einem oder mehreren Tagen vor dem Ereignis zu diskutieren. Bei diesem Szenario wäre Phenazepam wegen der sehr langsamen Ausscheidung aus dem Blut (Eliminationshalbwertszeit etwa 48 bis 75 Stunden, in Extremfällen 26 bis 133 Stunden) im Blut zwar noch in niedrigen Konzentrationen (z.B. wie hier abgeschätzt von ca. 4 – 12 ng/ml) nachweisbar.

Bei Szenario 3 wäre nach so langer Zeit nach der Einnahme (trotz positivem Blut- bzw. Muskelbefund!) keine Wirkung mehr zu erwarten.

**Bei Szenario 4** steht die regelmässige, wiederholte Einnahme einer relativ niedrigen Phenazepam-Dosis (z.B. etwa 1 mg) während einigen Tagen oder Wochen vor dem Ereignis zur Diskussion. Nach Langzeiteinnahme von täglich 1 mg Phenazepam werden minimale Steadystate-Blutkonzentrationen von 8 – 9 ng/ml nach 2 Wochen erreicht; bei täglich 1,5 mg Phenazepam ca. 13 ng/ml nach etwa 34 bis 46 Tagen.

Bei Szenario 4 wäre mit keinen oder nur mit sehr schwachen sedierenden, schlafinduzierenden Nebenwirkungen zu rechnen.

Die hier dargestellten pharmakokinetischen und pharmakodynamischen Interpretationen der Phenazepam-Muskelkonzentration können keine Entscheidungskriterien zur Frage anbieten, welches der vier diskutierten Szenarien (oder Mischformen davon) im vorliegenden Fall zutrifft oder am Wahrscheinlichsten zutrifft. Möglicherweise ergeben sich aus den übrigen Unfallabklärungen Hinweise auf die Phenazepam-Einnahmegewohnheiten von (Name des Kommandanten) bzw. auf die eingenommene(n) Dosis (bzw. Dosen) und die Einnahmezeit(en).

### **Schlussfolgerungen/Befund**

Im Muskelgewebe von (Name des Kommandanten) konnten Spuren des Benzodiazepins Phenazepam (Psychopharmakon, Tranquilizer) in einer niedrigen Konzentration von ca. 7 bis 8 ng/g nachgewiesen werden.

Ob der (Name des Kommandanten) im Zeitpunkt des Ereignisses unter einer leichten Phenazepam-Wirkung im Sinne einer leichten Dämpfung, einer leichten motorischen und geistigen Verlangsamung und einer leichten Sedierung stand, kann weder nachgewiesen noch ausgeschlossen werden.“

(Ende Zitat IRM, Literaturhinweise im Originalbericht)

#### 2.2.1.2 Copilot

##### 2.2.1.2.1 Fliegerische und berufliche Ausbildung

Der erste Ausbildungsweg des Copiloten führte nicht geradlinig zum späteren Beruf eines Linienscopiloten.

Während und nach seiner Pilotenausbildung arbeitete der Copilot in verschiedenen Berufen, u.a. als Meteorologe und bei der Fluggesellschaft Czech Airlines als *station manager, supervisor* und *sales representative*.

Trotz einer äusserlich guten Ausgangslage für eine Pilotenkarriere – der Vater war Pilot – gelang diese dem Copiloten nicht auf Anhieb.

Die Konfrontation mit den Regeln der kommerziellen Luftfahrt erlebte er erstmals mit der Umschulung auf Saab 340B und der Routeneinführung bei Tatra Air im Jahr 1997. Er sammelte bei

dieser Gesellschaft bis zu deren Konkurs 1999 seine erste, eher kurze fliegerische Berufserfahrung (knapp 1000 Flugstunden). Die Routeneinführung dauerte statt der geplanten 30 Sektoren deren 42.

Kurze Zeit nach dem Konkurs der Tatra Air erfolgte die Anstellung bei der Crossair, nach einer Einführung mit Simulatortraining, FMS-Training, Routeneinführung und *proficiency check*.

Bei der Anstellung und Einführung bei Crossair fällt auf, dass der sonst bei Crossair übliche formale Ablauf Selektion-Anstellung-Ausbildung-Routeneinsatz nicht eingehalten wurde. So wurde die Selektionierung nach erfolgter Anstellung durchgeführt. Die Anstellung erfolgte erst nach Kursbeginn. Organisatorische Unzulänglichkeiten führten letztlich so weit, dass der Copilot zwei Tage vor Beginn der Gültigkeit seiner Lizenz zum kommerziellen Flugeinsatz kam.

#### 2.2.1.2.2 Sozialer Hintergrund

Die Herkunft des Copiloten aus einer Pilotenfamilie dürfte hinsichtlich seiner eigenen Berufswahl prägend gewesen sein.

Die ausgeprägte Bindung des Copiloten an seine Familie führte dazu, dass er seine freien Tage, so weit immer möglich, bei Frau und Kind in der slowakischen Republik verbrachte.

Seine finanziellen Verhältnisse entsprachen denjenigen eines Crossair-Piloten. Die Bezüge dürften für den Unterhalt seiner Familie in der Slowakischen Republik angesichts der dortigen Lebenshaltungskosten ausreichend gewesen sein.

#### 2.2.1.2.3 Psychologische Aspekte

Es gibt beim Copiloten keine Hinweise auf das Vorliegen chronischer psychischer Erkrankungen. Die Möglichkeit einer akuten psychotischen Erkrankung mit Derealisationen kann beim Copiloten ausgeschlossen werden, weil auf Grund der Aufzeichnungen angenommen werden kann, dass er die Gefahrensituation wahrnahm, und weil er sich bis kurz vor dem Aufprall klar verständlich und adäquat zur Situation äusserte. Die kognitiven Fähigkeiten waren demnach während des Unfallfluges mit hoher Wahrscheinlichkeit unbeeinträchtigt.

Die anlässlich der medizinisch-psychologischen Routineuntersuchungen in der Slowakischen Republik durchgeführten, ausführlichen psychologischen Testungen bestätigten dem Copiloten eine tendenziell leicht instabile Grundpersönlichkeit mit genügender Leistungsfähigkeit, um den Anforderungen des Berufspiloten gewachsen zu sein.

Auf die offensichtlich vorhandenen emotionalen Stressoren (örtliche Trennung von der Familie, geänderte Arbeitssituation, notabene in einem fremden Land mit fremder Sprache und Kultur), hatte der Copilot zum Unfallzeitpunkt bereits mit der Kündigung seines Arbeitsvertrages per Ende Januar 2000 reagiert.

Trotz bereits vorliegender Aufenthaltsbewilligung für Ehefrau und Kind wurde ein Familiennachzug durch den Copiloten nicht realisiert. Die emotionale Belastung blieb trotz Kündigung bestehen. Sie könnte sich sogar noch erhöht haben, da eine erneute Änderung der Arbeitsstelle und damit verbunden der Lebensumstände bevorstand.

In seiner Lebensgeschichte und in den ausführlichen psychologischen Begutachtungen während seiner Karriere als Pilot (u.a. im *assessment* der Crossair im August 1999), fanden sich Hinweise auf eine etwas verminderte Stressresistenz (*higher emotional excitation*).

Im *assessment* der Crossair zeigte der Copilot die Tendenz, sich in Teamsituationen nur zögernd einzubringen und nur zögernd zu intervenieren. Diese nachgewiesenen Kriterien waren aber

nicht derart stark ausgeprägt, dass sie ihn für die beiden Anstellungen bei Tatra Air und Crossair disqualifiziert hätten.

Bei Standardoperationen wirken sich solche tendenziellen Schwächen in der Regel nicht aus; es ist vielmehr das Privileg eines Copiloten, noch etwas unsicher sein zu dürfen. Im Hinblick auf Situationen ausserhalb der Routineoperation liegt in solchen Persönlichkeitsmerkmalen jedoch ein gewisses, nicht quantifizierbares Gefahrenpotential. In Abhängigkeit von der Zusammensetzung der Besatzung wird dieses Risiko vermindert oder erhöht. Kommunikations- und Entscheidungsschwächen können sich kumulieren, wenn beide Beteiligte ähnliche Verhaltensmuster aufweisen.

Bezogen auf die konkrete Flugsituation wirkten sich die oben genannten Befunde wie folgt aus: Die Reaktion des Copiloten auf die Wahrnehmung der falschen Drehrichtung des Flugzeugs mit einer schwachen Intervention (16:56:12 UTC, „*turning left to Zurich east, we should left*“), war logisch korrekt unter der Annahme, dass er nur die Drehrichtung, aber nicht die Fluglage erkannt hatte.

Von diesem Moment an, bis zum Zeitpunkt, als eine Retablierung nicht mehr möglich war (ca. 16:56:19/20 UTC), blieben dem Copiloten noch ungefähr sieben Sekunden für eine zielgerichtete Intervention. Fünf Sekunden stellen empirisch-psychologisch den Zeitraum dar, der minimal benötigt wird, um auf eine neue, unbekannte und unerwartete Situation angemessen zu reagieren. Erschwerend wirkt in einem dynamischen System, dass sich die Parameter laufend und schnell verändern.

Obwohl die vorhandene Zeitreserve von sieben Sekunden theoretisch ausreichend erscheint, sind folgende erschwerende Faktoren zu berücksichtigen:

- Die Wahrnehmung des navigatorischen Problems fand in einem Zeitraum statt, in welchem der Copilot von der Ausführung eines komplexen Verfahrens (*power setting*) absorbiert war.
- Eine angemessene Reaktion hätte ein unverzügliches Setzen von neuen Prioritäten erfordert.
- Das nur teilweise Erkennen (Drehrichtung, nicht aber Fluglage) der Gefahrensituation verhinderte eine adäquate Alarmierung und eine folgerichtig zu erwartende massive Intervention.
- Äussere Warnsignale standen dem Copiloten zu diesem Zeitpunkt wegen der fehlenden Kommunikation seitens des Kommandanten nicht zur Verfügung. Auch die Beschleunigungen lagen in allen Achsen unterhalb der Wahrnehmungsschwelle.
- Obwohl die Intervention seitens ATC (16:56:17 UTC: „*Crossair 498 confirm you are turning left*“) den Copiloten möglicherweise bei der Situationsanalyse unterbrach, stellte sie doch gleichzeitig eine wesentliche Warnung dar. Konsistent mit seinem Verhaltensmuster widmete der Copilot der ATC-Kommunikation die grösste Aufmerksamkeit, bevor er sich erneut der Problemlösung zuwandte.

Aus der Dokumentation der Ausbildung bei Tatra Air und Crossair lässt sich entnehmen, dass der Copilot bereits während seiner gesamten fliegerischen Karriere eine latente Schwäche bezüglich Entscheidungsfähigkeit und Setzen von Prioritäten zeigte. In den während seiner Ausbildung bei Tatra Air erstellten Qualifikationen wurde er ausserdem mehrfach aufgefordert, der ATC-Kommunikation Priorität einzuräumen.

Die Tatsache, dass der Copilot die letzte Anfrage der ATC überhaupt wahrnahm, lässt darauf schliessen, dass er sich des ganzen Ausmasses der Gefährdung noch nicht bewusst war.



Zusammenfassend ist der psychophysische Zustand des Copiloten im vorliegenden Kontext nicht als pathologisch im engeren Sinn zu beurteilen. Insgesamt kann davon ausgegangen werden, dass auf Grund der vorliegenden Erkenntnisse die Flugtauglichkeit nach heute gültigen psychologisch-gutachterischen Kriterien gegeben war. Subliminal fanden sich die genannten vorbestehenden Stressoren und geringgradigen Einschränkungen in den Bereichen Stressresistenz und Entscheidungsfähigkeit. Diese mussten sich aber nicht notwendigerweise negativ auf die Leistungsfähigkeit auswirken.

Die durch den Copiloten ausgelöste starke Intervention (16:56:24 UTC: „*turning left, left, left, left .... left!*“) erfolgte erst zu einem Zeitpunkt, bei dem eine erfolgreiche Retablierung nicht mehr möglich war. Ein gleichzeitiges Eingreifen des Copiloten in die Steuerung scheint nach Auswertung aller Daten wahrscheinlich, kann aber nicht bewiesen werden.

#### 2.2.1.2.4 Medizinische Aspekte

Nach allen zur Verfügung stehenden Unterlagen war auch der Copilot zum Zeitpunkt des Unfalls gesundheitlich in keiner Art und Weise beeinträchtigt. Weder die medizinische Vorgeschichte noch das Risikoprofil lassen die Vermutung eines erhöhten Risikos für eine die Flugtauglichkeit akut beeinträchtigende Störung (*sudden incapacitation*) aufkommen. Auch aus den aufgezeichneten Flugdaten (CVR, DFDR) ergibt sich kein positiver Anhaltspunkt für eine solche Störung. Die im CVR aufgezeichneten Äusserungen des Copiloten klingen bis kurz vor dem Aufschlagen des Flugzeuges ruhig und konzis.

Bezüglich der Wahrscheinlichkeit des Auftretens einer die Flugtauglichkeit akut beeinträchtigenden Gesundheitsstörung gelten im Übrigen die gleichen Überlegungen, wie für den Kommandanten. Das medizinische Risikoprofil des Copiloten kann in Anbetracht des geringeren Alters sogar als noch günstiger bezeichnet werden.

Der chemisch-toxikologische Nachweis einer geringgradigen Konzentration von Trinkalkohol im untersuchten Muskelgewebe wird im toxikologischen Gutachten des IRM folgendermassen beurteilt (Zitat):

„Im Zeitpunkt des Flugzeugabsturzes befand sich somit mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit kein Ethylalkohol (Trinkalkohol) im Körper von (Name des Copiloten)“.

(Ende Zitat)

## 2.2.2 Umfeld der Flugbesatzung

### 2.2.2.1 Soziales Umfeld

Beide Piloten lebten erst seit wenigen Monaten in der Schweiz und arbeiteten unter verschiedenen Anstellungsbedingungen für die Crossair. Eine Assimilierung an die Landesverhältnisse war bei beiden kaum erfolgt. Die dazu nötigen Kenntnisse einer schweizerischen Landessprache fehlten beiden weitgehend. In beiden Fällen lebten die nächsten Familienangehörigen nach wie vor im jeweiligen Heimatland. Beide lebten unter den bescheidenen finanziellen Verhältnissen eines Emigranten, der mit seinem Einkommen eine Familie in der Heimat unterhält. Die Herkunftsländer beider Piloten zeichnen sich durch eine von der schweizerischen in hohem Mass verschiedenen Kultur aus.

Es fanden sich keine Anhaltspunkte dafür, dass sich die beiden Piloten vor Beginn der aktuellen Rotation kennengelernt hätten. Diese Situation ist allerdings im schweizerischen fliegerischen Umfeld häufig anzutreffen.

#### 2.2.2.2 Allgemeines fliegerisches Umfeld

##### 2.2.2.2.1 Verfahren

Die Verfahren (*procedures*) waren zum Zeitpunkt des Unfalls weitgehend JAR-OPS 1 konform und entsprechend publiziert.

##### 2.2.2.2.2 Flugdienstzeiten

Die Flugzeitlimitationen wurden eingehalten.

##### 2.2.2.2.3 Sprache und Kommunikation

Die Kommunikation war klar geregelt und publiziert, es galt für die Kommunikation im Rahmen von Checklisten und *procedures* die englische Sprache. An diese Vorschrift hielten sich beide Piloten während des gesamten Flugverlaufs.

Es kann davon ausgegangen werden, dass im vorliegenden Fall das Fehlen einer gemeinsamen Muttersprache einerseits, und die beschränkten Englischkenntnisse andererseits, die verbale Kommunikation in einer unvorhergesehenen oder extremen Situation erschwerte.

### 2.2.3 Flugbetriebsunternehmen Crossair

#### 2.2.3.1 Allgemeines

Die Crossair war geprägt und geführt durch ihren Gründer. Die letzte Entscheidungsgewalt der Geschäftsleitung lag grundsätzlich bei dieser Person. „Loyalität“ war eine der wichtigsten Grundhaltungen, die von den Mitarbeitenden erwartet wurden. Dieser Aspekt wirkte sich auf die betriebsinterne Kritik- und Konfliktkultur aus.

Die kulturelle Abgrenzung von der Swissair führte unter anderem zu grundsätzlichen Unterschieden in den Bereichen *operation* und *safety management*. Beispielsweise wurde selbst bei Flugzeugtypen, bei welchen eine Kontrolle der Piloten mittels *auxiliary data acquisition system* (ADAS) technisch möglich war, auf eine solche verzichtet. Als Begründung wurde angeführt, dass eine solche Kontrolle einer Bepitzelung der Piloten gleich käme.

Ein grosser Kostendruck in der ganzen Branche weltweit führte bei der Crossair zu im Landesvergleich tiefen Salären für das Cockpitpersonal. Dies wirkte sich auf die Rekrutierung aus und war einer der Gründe für den bereits erwähnten Arbeitskonflikt mit dem Pilotenverband CCP.

Der Arbeitsmarkt für Flugbesatzungen war in den Jahren vor dem Unfall in der Schweiz wie im ganzen europäischen Umfeld ausgetrocknet. In der Folge wurden viele Piloten aus verschiedenen Ländern und Kulturen und mit verschiedener Ausbildung und Erfahrung eingestellt.

#### 2.2.3.2 Struktur

Die bevorstehende Umflottung mit Ablösung der Saab 340B führte zu einer Konzentration von Aufgaben im Bereich der Flottenführung auf einzelne Personen.

Der Cheffluglehrer des Saab 340B war gleichzeitig als Flottenchef dieser Flotte tätig. Personalentscheide wie z.B. die Einstellung von *direct entry commander* wurden somit weitgehend von einer einzelnen Person gefällt.

### 2.2.3.3 Auswahlverfahren für gemietete Direct Entry Commander

Der Verzicht auf ein formelles *assessment* für im Leasingverfahren gemietete *direct entry commander* (Kommandanten) führte zu einem Mangel an Informationen über Aspekte der Persönlichkeit und des kulturellen Hintergrundes. Das Auswahlverfahren beruhte somit weitgehend auf fliegerischen Qualifikationen. Im Wissen um die Wichtigkeit der vorgenannten Faktoren für ein gut funktionierendes *crew resource management (CRM)* beinhaltete dieses Vorgehen ein gewisses Risiko.

### 2.2.3.4 Auswahlverfahren für Copiloten

Die erwähnten Komponenten des Auswahlverfahrens für Copiloten werden als zweckmässig und zielführend beurteilt. Es fanden sich allerdings Hinweise, dass die Anträge der Selektionierenden durch die Geschäftsleitung gelegentlich übersteuert wurden.

### 2.2.3.5 Arbeitsklima

Der Arbeitskonflikt mit dem Pilotenverband wurde auch in der Öffentlichkeit ausgetragen, von beiden Seiten mit teilweise ausgeprägten emotionalen Komponenten. Der Konflikt war für ein konstruktives Arbeitsklima sicher nicht förderlich.

Ein Arbeitskonflikt ist als sogenannter *company stress* zu werten. Wie jede Form von Stress mit eher negativen Vorzeichen führt auch ein solcher *company stress* bei den Betroffenen zu einer potenziellen Beeinträchtigung der Konzentration und damit der Arbeitssicherheit. Dies gilt vor allem für Tätigkeiten mit komplexen Arbeitsabläufen.

Es ist dabei allerdings einzuschränken, dass die beiden Piloten des Unfallfluges – wie oben erwähnt – erst seit sehr kurzer Zeit für die Unternehmung arbeiteten, und dass sie somit möglicherweise von dem Arbeitskonflikt noch wenig betroffen waren.

## 2.2.4 Aufsichtsbehörde

Im Laufe der Jahre ist von Seiten der Aufsichtsbehörde gegenüber Unternehmen wie Swissair und Crossair ein gewisses Vertrauensverhältnis entstanden. Dies nicht zuletzt auf Grund der Tatsache, dass solche Unternehmen bisher eigene Instrumente der Qualitätssicherung geschaffen hatten. Unbefriedigend bleibt die Tatsache, dass auf formelle Inspektionen in den Bereichen Operation und Training während Jahren weitgehend verzichtet wurde.

## 2.3 Betriebliche Aspekte

### 2.3.1 Zeitbezogene Darstellung und Analyse des Flugverlaufs

Das Flugzeug, HB-AKK, war am 10. Januar 2000 als Crossair Flug CRX 842 von Guernsey (EGJB) kommend in Zürich gelandet und erreichte den Stand F74, welcher sich in Nähe der Pistenschwelle 28 befindet, um 16:00 UTC. Das Flugzeug wurde anschliessend für den nächsten Flug vorbereitet. Eine Enteisungsaktion wurde dabei nicht vorgenommen.

Nach Aussagen der Besatzung dieses dem Unfallflug vorangegangenen Fluges bestanden keine technischen Defekte am Flugzeug und es konnten keine anderen Abnormalitäten festgestellt werden. Bei der Übergabe des Flugzeuges kam es zum kurzen Gespräch mit der neuen Besatzung, bei dem ebenfalls keine Auffälligkeiten beobachtet wurden.

Ein Mitarbeiter des Bodenpersonals (*red cap*) hatte ebenfalls Kontakt mit der Besatzung und stellte dabei keine Unregelmässigkeiten fest.

Flug CRX 498 nach Dresden (EDDC) erhielt um 16:39:14 UTC von *clearance delivery* (DEL) die Freigabe: „*runway two-eight, Dresden, Zurich East One Yankee departure, squawk three-zero-zero-four*“ und wurde gleichzeitig angewiesen, auf die Frequenz des *apron* (APR) zu wechseln. Die Erlaubnis zum Triebwerkstart wurde um 16:45:00 UTC erteilt. Um 16:49:22 UTC meldete der Copilot dem APR die Bereitschaft zum Rollen. Diese Information konnte sowohl den Aufzeichnungen des CVR, als auch denen der DEL und des APR entnommen werden. Zu diesem Zeitpunkt verrichteten beide Piloten ihre Arbeiten, ohne die Sprechgarnitur (*boomset*) zu tragen. Die Gespräche konnten deswegen nur via CAM (*cockpit area microphone*) aufgezeichnet werden. Aus den Aufzeichnungen geht klar hervor, dass der Motorenstart mit Hilfe der entsprechenden Checklisten und nach den Verfahren der Crossair ausgeführt wurde.

Im Cockpit herrschte eine konzentrierte Arbeitsatmosphäre. Es wurden keine privaten Gespräche geführt.

Eine kurze Unterbrechung durch die *cabin attendant* (CA) zu Beginn des *start up procedures* beinhaltete eine kleine Schwierigkeit bei der Kommunikation zwischen Flugbesatzung und Kabinenbesatzung, die aber nach kurzer Zeit bereinigt werden konnte.

Es herrschte eine entspannte Atmosphäre zwischen Flugbesatzung und Kabinenbesatzung.

Während die Besatzung auf die Freigabe wartete, wurden einige Punkte der *taxi checklist* erledigt. Dies erfolgte auf Anregung des Copiloten hin und muss als angemessene Massnahme der Besatzung gewertet werden. Immerhin befand sich das Flugzeug auf einer Parkposition, die einen sehr kurzen Weg zur Startpiste ermöglichte. Durch die Nutzung der Wartezeit zur Erledigung einiger *checks* gewann die Besatzung einen Vorsprung bei der Abarbeitung der vorgeschriebenen Verfahren.

Um 16:50:30 UTC erteilte APR dem Flug CRX 498 die Bewilligung, einer A 320 der Swissair (SWR 014) zur Warteposition der Piste 28 zu folgen. Diese Freigabe unterbrach die Besatzung beim Besprechen des Abflugverfahrens SID ZUE 1Y. Die Unterbrechung erfolgte im Satz des Copiloten: „*departure: we have Zurich East ...*“. Es lässt sich im Nachhinein nicht feststellen, ob eine vorhergehende Besprechung vor dem Aufzeichnungsbeginn des CVR stattgefunden hat. Im weiteren Verlauf der Operation erfolgte keine mentale Auffrischung des Abflugverfahrens mehr.

In Übereinstimmung mit der Freigabe zum Rollen setzte sich CRX 498 in Bewegung und die Besatzung erledigte die noch ausstehenden Punkte der Checkliste. Der Punkt „*departure*“ wurde erneut durch den Copiloten genannt und durch den Kommandanten mit „*yeah*“ beantwortet, worauf der Copilot fortfuhr: „*transponder, FMS checked*“. Dieses wurde durch den Kommandanten erneut mit „*yeah*“ kommentiert. Als nächster Checklistenpunkt wurde „*take-off briefing, speed bug*“ angesprochen. Die Antwort des Kommandanten lässt sich nicht eindeutig aus den Aufzeichnungen des CVR ermitteln. Klar ist aber, dass kein weiteres ausführliches *take-off briefing* erfolgte und dass die Position des *speed bugs* überprüft wurde. Man kann mit guter Gewissheit davon ausgehen, dass ein ordentliches *take-off briefing* bereits erfolgt war (es existiert keine entsprechende Aufzeichnung des CVR) und dass die Besatzung dieses als der Situation angemessen betrachtete. Vom Gesamtverhalten des Copiloten lässt sich auch schliessen, dass er bei nicht erfolgtem *take-off briefing* dieses zu diesem Zeitpunkt eingefordert hätte. Trotz zweifacher Unterbrechung durch den Funk wurde die *taxi checklist* vollständig abgearbeitet und ihre Erfüllung durch den Copiloten um 16:52:14 UTC bestätigt: „*taxi check is completed*“, nachdem der Kommandant diese Bestätigung etwas vorzeitig und nicht ganz verfahrenskonform schon um 16:52:10 UTC geäußert hatte.

Während der Bearbeitung der *taxi checklist* kontaktierte der Copilot nach Aufforderung durch APR den *tower* (TWR), was eine Verunsicherung des Kommandant über den Status der Abarbeitung der Checkliste verursacht haben kann. Immerhin erfolgte das Rollen bei Dunkelheit, so

dass er seine Aufmerksamkeit auf die Vorgänge ausserhalb des Flugzeuges konzentrieren musste. Der Copilot räumt in diesem Moment der Radiokommunikation grosse Priorität ein, wobei er in der gegebenen Situation den Überblick über die offenen Checklistenpunkte bewahrte.

Um 16:52:36 erteilte der TWR die Freigabe zum Eindrehen auf die Piste 28. Daraufhin initiierte der Kommandant um 16:52:41 UTC die *line-up checklist*. Diese wurde speditiv bis zum Punkt *take-off clearance* abgearbeitet, der um 16:53:10 UTC erreicht wurde: Copilot: „... *next take-off clearance*“, Kommandant: „*to go* ..“

Nachdem das Flugzeug auf der Pistenachse ausgerichtet war, trat eine längere Verzögerung ein, die durch die Verkehrssituation begründet war. Der Kommandant verfolgte die Radiokommunikation der anderen Flugzeuge und kommentierte sie auch in einem Fall. Das bezeugt, dass er aufmerksam und in dieser Aufmerksamkeit nicht beeinträchtigt war. Der Copilot versuchte nach einer halben Minute Schweigen eine persönliche Bemerkung anzubringen: „*in Slovakia only two runway ... runways have center line* ...“. Diese Bemerkung blieb ohne Antwort seitens Kommandant und 14 Sekunden später erfolgte die Startfreigabe durch den TWR.

Die Starterlaubnis wurde um 16:54:00 UTC erteilt, mit der Windangabe 300°/3 Knoten. Gemäss ATIS von 16:50 UTC herrschten die folgenden Wetterverhältnisse: Wind 290° mit 2 Knoten, Sicht 6 km in Nieselregen, Wolkenuntergrenze bei 500 Fuss über Grund, Temperatur 2 °C, Taupunkt

1 °C, QNH 1032 hPa. Das Flugzeug begann um 16:54:10 UTC in Dunkelheit, mit den Landescheinwerfern eingeschaltet und den Landeklappen auf Null Grad (Normalstellung), anzurollen. Zuvor hatte der Kommandant gefragt: „*are you ready*“, worauf der Copilot beflissen den letzten Punkt der *line-up checklist*: „*take-off clearance*“ ansprach, was durch den Kommandanten mit „*received*“ bestätigt wurde. Der Copilot rapportierte daraufhin „*line-up checklist completed, ready*“.

*Take-off roll* und Abheben erfolgten ohne besondere Vorkommnisse. Das Fahrwerk wurde durch die Besatzung sehr früh und bei minimaler Bodenfreiheit, aber im Ablauf korrekt dem Verfahren folgend, eingezogen.

Nach dem Abheben und nach Einziehen des Fahrwerkes wurde auf Befehl des Kommandanten der *flight director (FD)* eingeschaltet, der *NAV-mode* vorgewählt und von beiden Piloten bestätigt, dass das *long range navigation system 1* dem Kurs folgte (*LRN1 captured*). Dieser Vorgang entsprach den Gepflogenheiten auf der Crossair Saab 340B Flotte. Das installierte FMS gestattete die Navigation auf RNAV-Abflugrouten. Das FMS wurde dazu auf die Instrumente des fliegenden Piloten (*pilot flying – PF*) aufgeschaltet. Im vorliegenden Falle, bei dem der Kommandant als PF fungierte, wurde das FMS als LRN 1 als primäres Navigationssystem verwendet.

Nach dem Einschalten des *flight directors* wurde dieser auf dem EADI beider Piloten angezeigt. Der Kommandant befahl um 16:54:45 UTC: „*flight director on*“, der Copilot quittierte um 16:54:47 UTC: „*flight director on*“. Die Anzeige des FD ist auf dem Saab 340B in *V-bar*-Darstellung ausgeführt. Der FD befand sich anfangs im *heading* (lateral) und *speed* (vertikal) *mode*.

Nachdem der Kommandant um 16:54:48 UTC „*arm NAV*“ kommandiert hatte, schaltete der Copilot den FD auf *LRN-mode* und bestätigte um 16:54:49 UTC: „*LRN 1 is captured*“. Dieser Vorgang ersetzte die laterale Sollwertvorgabe des *heading bugs* mit der komplexeren Ausgabe des FMS. Nachdem der Umschaltprozess beendet war, erschien auf dem EADI in der oberen linken Ecke der Schriftzug „*LRN 1*“ und bestätigte, dass der FD die Steuerkommandos des FMS verarbeitete. Diese Anzeige kontrollierend, bestätigte der Kommandant um 16:54:52 UTC: „*LRN 1 ... captured*“.

Der Kommandant (PF) steuerte die Maschine in einen stabilen Steigflug mit einer Längsneigung von 15° *attitude nose up* (ANU) und einer Geschwindigkeit von 136 KIAS. Für den gesamten weiteren Flugverlauf bestätigt die Aufzeichnung des Flugdatenschreibers, dass der Autopilot nie eingeschaltet wurde. Gemäss den Aufzeichnungen des CVR verblieb der Copilot während der gesamten verbleibenden Flugdauer in der Rolle des assistierenden Piloten (*pilot non-flying – PNF*). Da die Wolkenuntergrenze mit 500 ft AGL angegeben wurde, ist davon auszugehen, dass das Flugzeug oberhalb von ca. 1900 ft AMSL in Instrumentenflugbedingungen (IMC) gelangte.

Bemerkung: Arbeitsaufteilung zwischen Kommandant und Copilot

Die Verwendung des Autopiloten hätte den Unfall mit hoher Wahrscheinlichkeit verhindern können, da im weiteren Flugverlauf keine extremen Fluglagen aufgetreten wären. Die Assistenzaufgaben des Copiloten waren aufwändig und beanspruchten grosse Konzentration. Die Instrumente und Bedienelemente, die der Copilot dabei zu bedienen hatte, lagen nicht im gleichen Gesichtsfeld wie die Fluglageinstrumente. Die Arbeitsaufteilung in der Phase des Starts war bei Crossair immer gleich. Insbesondere wurde der Start immer durch den Kommandanten ausgeführt. Deshalb verfügte der Copilot über geringe Erfahrung mit dem Steuern des Flugzeuges in dieser Startphase und über mögliche dabei auftretende Schwierigkeiten. Es ist denkbar, dass der Copilot der Unfallmaschine darum der Überwachung des durch den Kommandanten geflogenen Flugweges und der Fluglage weniger Aufmerksamkeit schenkte.

Der Kommandant führte nun im vertikalen Steuerkanal des FD ein sogenanntes *vertical synch* aus. Die angestrebte und vor dem Start ermittelte Fluggeschwindigkeit für den Steigflug von 126 KIAS führte wegen des geringen Fluggewichts und der tiefen Aussentemperatur zu einer zu starken Längsneigung des Flugzeuges. Diese ist auf 15° ANU begrenzt. Mit diesem Wert ergab sich nun eine Geschwindigkeit von 137 KIAS, die durch drücken des *vertical synch buttons* am Steuerhorn als neuer Sollwert für den FD übernommen wurde. Dieser Wert wurde im EADI in der rechten oberen Ecke angezeigt.

Der anfänglich geflogene Kurs von 276° erfolgte entlang der Pistenverlängerung, bis 16:55:05 UTC, als CRX 498 auf die Frequenz von DEP wechselte. Danach zeigte *der radar track* eine Änderung des Kurses um 5 Grad nach Süden, welcher mit dem aufgezeichneten Steuerkurs von 271° übereinstimmt. Diese leichte Kursabweichung wurde vor Erreichen von DME 2.1 KLO durch das Einleiten einer Rechtskurve reduziert.

Bemerkung:

Für die Abdrift nach Süden konnte die Untersuchung keine vollständige Erklärung finden. Die Abdrift betrug nicht mehr als 100 Meter vom vorgesehenen Flugweg und lag damit im Toleranzbereich der lateralen Navigation. Hingegen wurde festgestellt, dass im Vergleich zu ca. 350 Abflügen von Flugzeugen des Typs Saab 340B im Januar 2000 von Piste 28 (unter wechselnden Windbedingungen) der Abflug des Unfallfluges den südlichsten der aufgezeichneten Flugwege aufwies.

Die Übergabe an die Funkfrequenz der Abflugkontrolle (DEP) erfolgte durch den Flugverkehrsleiter des TWR: „*Crossair four nine eight, contact departure, adé*“. Der Copilot erwiderte: „*departure, Crossair four niner eight, bye*“, schaltete das Funkgerät auf die bereits vorgewählte Frequenz um und bemerkte cockpitintern: „*calling*“.

Der Aufruf der DEP erfolgte um 16:55:09 UTC: „*Grüezi departure, Crossair four niner eight, crossing two thousand eight hundred now*“. Die Antwort des Flugverkehrsleiters erfolgte erst knapp 5 Sekunden später, um 16:55:15 UTC, mit einer Freigabe zum Steigen auf Flugfläche 110. Zeitgleich forderte der Kommandant: „*aaah ... CTOT/APR off*“.

Dieses Kommando entsprach dem logischen Ablauf der *after take-off procedures*. Dem Kommandanten muss in diesem Moment entgangen sein, dass der Flugverkehrsleiter den Aufruf des Copiloten noch nicht beantwortet hatte. Damit ergab sich auf diesem Flug erstmals eine Überschneidung von Aufgaben, die durch die Besatzung selbst induziert worden war.

Dem Copiloten war nun die Aufgabe gestellt, die Radiokommunikation mit DEP zu führen und die daraus resultierende Freigabe zum Steigen umzusetzen. Er gab diesem Prozess Priorität gegenüber der Aufgabenstellung des Kommandanten zum Abschalten des CTOT/APR, was einen relativ komplexen Vorgang darstellte.

Ebenfalls Gegenstand der Untersuchung war der Tonfall des Kommandanten bei der Kommandoabgabe. Mitunter mischte sich eine singende Diktion in seine Kommandi, was im Fall von „*aaah ... CTOT/APR off*“ besonders deutlich wird und in gewissem Masse befremdend klang. Verschiedene Zeugen sagten aus, dass die ungewöhnliche Intonation den Gepflogenheiten des Kommandanten entsprach und kein Anzeichen emotionalen oder physischen Unwohlseins darstellten. Nachdem der toxikologische Untersuchungsbefund aber nachwies, dass ein Blutspiegel des Medikamentes Phenazepam und damit möglicherweise eine allgemeine Beeinträchtigung vorlag, ist nicht auszuschliessen, dass eine vorliegende Medikamentenwirkung zu der auffälligen Intonation beigetragen haben könnte.

Nach dem Rücklesen der Freigabe setzte der Copilot den *altitude preselector alerter* (APA) auf Flugfläche 110 und forderte um 16:55:21 UTC: „*one one zero, confirm*“. Der Kommandant antwortete eine Sekunde später: „*checked*“. Damit wurde dieser Vorgang speditiv und vollständig abgearbeitet.

Um 16:55:22 UTC forderte der Kommandant erneut: „*CTOT/APR off*“. Der Copilot erwiderte – cockpitintern und sehr leise – „*coming*“, worauf er mit den Manipulationen begann.

Praktisch zeitgleich mit dem Abschluss dieses Verfahrens erging um 16:55:39 UTC seitens DEP der Befehl, nach links, direkt zum VOR *Zurich East* (ZUE) zu fliegen: „*four nine eight, turn left to Zurich East*“. Wieder erteilte der Copilot der Radiokommunikation Priorität über seine anderen Tätigkeiten und las den Befehl über Funk um 16:55:41 UTC korrekt zurück: „*turning left to Zurich East, Crossair four niner eight*“.

Unmittelbar nach Empfang und Bestätigung der Freigabe zum Eindreihen begann der Copilot das FMS neu zu programmieren. Dieser Prozess fand zwischen 16:55:41 UTC und 16:55:45 UTC statt. Er endete mit dem Aktivieren des neuen Routings um 16:55:45 UTC.

Im selben Moment, in dem der Befehl zum Linkseindreihen seitens DEP empfangen wurde, erreichte das Flugzeug den Navigationspunkt DME 2.1 KLO, den Punkt in der Instrumentenabflugroute SID ZUE 1Y, bei welchem eine Linkskurve eingeleitet wird, um den Radial 255°, ausgehend vom VOR KLO, anzusteuern. Die vom DFDR aufgezeichneten Daten bestätigen, dass das Flugzeug auch tatsächlich für einige Sekunden nach links drehte, bevor es in eine Rechtskurve übergang.

Die Auswertung der DFDR-Daten zeigt, dass die Einleitung der Linkskurve mit einer Veränderung der Querlage von 3°/s erfolgte. Das lässt darauf schliessen, dass dieses Manöver den Kommandos des FD folgend geflogen wurde, wobei dieser die FMS - Ausgabeparameter entsprechend der ursprünglichen Programmierung des ZUE 1 Y verarbeitete. Die Neigung nach links begann um 16:55:41 UTC und erreichte einen Maximalwert von 16.9° nach links um 16:55:45 UTC. Dann wurde die Neuprogrammierung des FMS wirksam.

Der Programmiervorgang lief abweichend vom Crossair-SOP (*standard operating procedure*) ab, welches eine klare Rollenverteilung beschreibt. Im Ergebnis wurde der Befehl „*direct to (DTO) – left – ZUE*“ nur als „*direct to – ZUE*“ programmiert.

**Bemerkung:**

Die Programmieroption der Drehrichtung bei einem „*direct to*“ Befehl ist eine Spezialität des UNS-1K, welches im Unfallflugzeug installiert war. Ein FMS wird grundsätzlich die aktuelle Position gegenüber dem nächsten Navigationspunkt und den aktuellen Kurs als Basis für die Berechnung des Richtungswechsels nehmen. Während diese Wechsel im Reiseflug nur einige Grad bis einige zehn Grad ausmachen, können im Flugplatzbereich während An- und Abflug grössere Winkel für einen Richtungswechsel notwendig werden. Wenn diese Richtungsänderung 180° übersteigt, wird das FMS den kürzeren Drehwinkel zur anderen Seite wählen. Hier greift die Option „*left*“ oder „*right*“ des FMS UNS-1K ein, die eine bewusste Wahl der Drehrichtung und damit Richtungswechsel um bis zu 359° ermöglicht.

Wird diese Wahl nicht vorgenommen (bewusste Wahl des Automatikmodus oder Überspringen), fällt das System in den Automatikmodus und wählt die kürzeste Drehrichtung.

**Bemerkung: Einsatz des *flight management system* (FMS)**

Der Einsatz des FMS war unzweckmässig und erfolgte taktisch in einem ungünstigen Moment. Bei der Programmierung des FMS nahm wahrscheinlich der Kommandant nicht wahr, dass die Eingabe „*direct to*“ (*DTO*) ohne Eingabe der Drehrichtung nach links erfolgt war. Beide Piloten wussten möglicherweise, dass das FMS bei der unspezifischen Eingabe *DTO* – *ENTER* den kürzesten Weg wählt. Zu diesem Zeitpunkt war ihnen aber kaum bewusst, dass der kleinere Drehwinkel von der gegenwärtigen Position und beim aktuellen Kurs nach rechts führte.

Die Programmierung erfolgte allein durch den Copiloten, ohne die vorgesehene Überwachung und Kontrolle durch den PF. Dieser war mit dem manuellen Fliegen des Flugzeuges absorbiert. Nachweislich erfolgte keine Eingabe eines Befehls „*left*“, so dass sich aus dem Steuerkurs von 271° und einer Standlinie nach ZUE von 068° eine Rechtskurve ergab. Der Copilot führte auch die Aktivierung der FMS-Programmierung aus (*ENTER*), womit die Möglichkeit genommen war, anhand der Anzeige auf der CDU des FMS die Drehrichtung nach ZUE abzulesen.

Mit dieser ersten Abweichung von den Standardprozeduren wurde der geschlossene Kreis von Befehl – Ausführung – Überprüfung durchbrochen. Damit konnte der Fehler – der nicht zwangsläufig zu einer gefährlichen Fluglage, sondern erst einmal zu einem Navigationsfehler führte – nicht erkannt werden.

Um 16:55:47 UTC informierte der Copilot den manuell mit FD fliegenden Kommandanten, dass das LRN1 System von der gegenwärtigen Position nach ZUE programmiert sei: „*from present, LRN is to Zurich East, yeah*“, was der Kommandant mit „*checked*“ quittierte. Die von der Abflugkontrolle angewiesene Drehrichtung nach links wurde dabei nicht erwähnt.

**Bemerkung:**

Da die Querlage nach links um 16:55:45 UTC mit 16.9° ein Maximum erreichte und danach wieder abnahm, um dann um 16:55:52 UTC in eine Querlage nach rechts überzugehen, kann davon ausgegangen werden, dass der Richtungswechsel durch eine „*direct-to*“ (*DTO*) Eingabe ins FMS (LRN1) verursacht wurde. Ausgehend von der Arbeitsverteilung kann angenommen werden, dass die Aktivierung der Programmierung (*ENTER*) durch den Copiloten erfolgte, bevor er 16:55:47 UTC den Kommandanten darüber informierte. Als eine Eigenart des UNS-1K zeigt dieses nach dieser Aktivierung die Drehrichtung nicht mehr an.

Das Flugzeug befand sich zu diesem Zeitpunkt in einer Linkskurve, was der Kommandant durch die Anzeigen der Fluglageinstrumente bestätigt finden konnte. Er hörte sowohl den Fluglotsen, als auch den Copiloten über Funk die Linksdrehung nach ZUE befehlen beziehungsweise bestä-



tigen. Und er sah auf seinem EHSI die Anzeige für den FMS Steuerkurs (magentafarbene Navigationsnadel) sichtbar, für etwa 3 Sekunden von der aktuellen Anzeige 225° entgegen dem Uhrzeigersinn – also links herum – auf die neue Anzeige 068° drehen. Dies war möglich, da die Nadel bereits auf den neuen Steuerkurs von 225° geschwenkt war, der als Annäherungskurs (*interception heading*) auf die Standlinie KLO 255° nötig war. Unabhängig von den Berechnungen des FMS über eine Drehrichtung nach rechts erhielt das EHSI nur das elektrische Signal für den neuen Steuerkurs. Daraus ergab sich die Drehrichtung der Nadel über den kleineren Winkel, d.h. entgegen dem Uhrzeigersinn.

Mehrere Eindrücke bestätigten den Kommandanten also in seiner Annahme, dass der Flug tatsächlich weiterhin in einer Linkskurve verlaufen würde. Diese einseitige Wahrnehmung kann durch eine Verminderung der Fähigkeiten des Kommandanten zur Analyse und kritischen Laubeurteilung als Folge der oben erwähnten Medikamentenwirkung begünstigt worden sein.

Die aus der FMS-Programmierung resultierende Rechtskurve wurde vom FD wieder mit einer mittleren Veränderung der Querlage von 3°/s kommandiert, womit der Nulldurchgang (*wings level*) um 16:55:52 UTC erfolgte. Der Kommandowechsel links-rechts erfolgte keineswegs ruckartig. Es ist also denkbar, dass der Kommandant die notwendigen Steuerausschläge nach rechts als Stabilisierung der Linkskurve wahrnahm

**Bemerkung:**

Die *spiral stability* dieses Flugzeuges macht es notwendig, eine Querlage durch gegenläufige Steuerausschläge zu stabilisieren, da sie sich bei neutralen Querrudern von selbst vergrössern würde.

Zu diesem Zeitpunkt war der Copilot bereits wieder stark damit beschäftigt, die vom Kommandanten routinemässig ausgegebenen Befehle (*CTOT/APR off, yaw damper on, bleed air on*) auszuführen und den Kontakt mit der Bodenleitstelle aufrechtzuerhalten. Alle relevanten Flugparameter weisen in dieser Phase auf einen stabilen Steigflug hin, mit folgerichtigen Steuerausschlägen. Auch die intern geführte Kommunikation ergibt keine Hinweise auf irgendwelche Schwierigkeiten. Im Gegenteil: Von keinem der beiden Piloten wird die Umkehrung der ursprünglichen Linkskurve bemerkt.

Zwischen 16:55:47 UTC und 16:55:55 UTC änderte sich die Querlage des Flugzeuges mit ungefähr 3°/s nach rechts, während die Längsneigung zwischen 13 und 14° ANU konstant blieb. Dies entspricht der Situation, wenn die vom FD kommandierte Rechtskurve (DTO ZUE) genau geflogen wird, wie das auf mehreren Vergleichsflügen nachgewiesen werden konnte. Die Querlage nach rechts hatte um 16:55:55 UTC einen Wert von 8.4° erreicht.

Von 16:55:55 UTC bis 16:56:00 UTC erhöhte sich die Winkelgeschwindigkeit der Querlage (*roll rate*) und die Flugzeugnase senkte sich von 14.2° auf 10.8° ANU. Die Querlage nach rechts hatte nun 31.0° erreicht. An diesem Punkt gab der Kommandant das Kommando „*set climb power*“.

**Bemerkung:**

Der FD gibt Rollkommandi bis zu einer Querlage von 27°. Bei Annäherung an diesen Grenzwert bzw. bei dessen Überschreitung erzeugt der FD ein entgegengesetztes Rollkommando. Zum Zeitpunkt 16:56:00 UTC hat dieser also ein Rollkommando nach links und ein Steigkommando angezeigt.

Durch entsprechende Steuerausschläge wurde die Querlage nach rechts schliesslich für sieben Sekunden (16:56:03 UTC bis 16:56:10 UTC) im Bereich zwischen 39 und 42° stabilisiert. Die

Längsneigung reduzierte sich jedoch weiter, da keine entsprechenden Höhensteuerausschläge zur Kompensation des durch die grosse Querlage bedingten Verlustes des Auftriebs gemacht wurden. Sie stabilisierte sich um 16:56:06 UTC kurzzeitig durch entsprechende Höhenruderausschläge und verblieb während vier Sekunden bei ungefähr 1° ANU. Als Konsequenz erreichte das Flugzeug die Gipfelhöhe des Unfallfluges von 4720 ft AMSL. Die Geschwindigkeit hatte sich von 139 KIAS auf 158 KIAS erhöht. Gemäss Aussage der Besatzung des vorangehenden Fluges SR 014 betrug die Wolkenobergrenze zu jenem Zeitpunkt ungefähr 5000 ft AMSL.

Auch zu diesem Zeitpunkt wurde im Cockpit keine Kommunikation geführt, die irgendeinen Hinweis liefert, dass einer der beiden Piloten Flugweg oder Fluglage als nicht korrekt identifiziert hätte. Für den Copiloten manifestierte sich auch kein vordergründiger Verdacht auf eine mögliche leichtgradige Beeinträchtigung (*subtle incapacitation*) der Flugtauglichkeit des Kommandanten. Vielmehr schien der Kommandant durch seinen routinemässigen Befehl „*set climb power*“ anzuzeigen, dass der Flug normal verlief. Der Befehl wurde durch den Copiloten wiederum mit „*coming*“ bestätigt. Das Setzen der Steigleistung lenkte seine Aufmerksamkeit in den mittleren Bereich des Cockpits mit den Stellhebeln auf der Mittelkonsole und den Triebwerksanzeigen in der Mitte des Instrumentenpanels. Sein visueller Fokus lag damit relativ weit entfernt von den Fluglageinstrumenten, die er allenfalls im Augenwinkel behalten konnte. Einfacher war die Anzeige auf dem MFD zu überschauen.

Das Intervall von neun Sekunden zwischen 16:56:10 UTC und 16:56:19 UTC war gekennzeichnet durch eine weitere Destabilisierung der Fluglage, welche von unkoordinierten links-rechts Querruderausschlägen herrührte. Das Flugzeug verhielt sich aerodynamisch den Steuerausschlägen entsprechend. Die Rechtsausschläge waren dominant, was dazu führte, dass sich die Querlage nach rechts von 42 auf 80° erhöhte. Da in diesem Zeitabschnitt das Höhenruder praktisch in Neutralstellung war, erhöhte sich als Folge der grossen Querlage die Längsneigung auf 25° AND. Das Flugzeug verlor rasch an Höhe und die Geschwindigkeit erhöhte sich auf 207 KIAS.

Jetzt änderten sich die Darstellungen der Fluglageanzeigen deutlich. Der FD zeigte ein Steigkommando im oberen Anschlag (6° über der Flugzeugmaquette) und ein Rollkommando nach links im linken Anschlag (15° Neigung nach links), während die Horizontlinie (Trennlinie zwischen braun und blau) schräg im oberen linken Drittel des EADI stand. Gleichzeitig drehte die Kompassdarstellung auf EHSI und MFD mit durchschnittlich 5°/s entgegengesetzt zur Uhrzeigerichtung. Auf dem EHSI drehte mit der Kompasskarte der auf 276° eingestellte *heading bug*.

**Bemerkung: Interpretation der Anzeigen**

Die Instrumentierung des Unfallflugzeuges entsprach zwar dem westlichen Standard und war weit verbreitet. Es ist trotzdem anzumerken, dass die Fluglage- und Navigationsinstrumente für die Interpretation aussergewöhnlicher Fluglagen nicht optimal geeignet waren und dass wenig Hilfen zur frühzeitigen Erkennung und Verhinderung einer ungünstigen Entwicklung angeboten wurden. Es erfolgten auch keine Lösungshinweise durch das System.

Die Darstellung des EADI war nun bereits schwer zu interpretieren. Die kombinierte Darstellung zweier Parameter (Querlage und Längsneigung) macht eine mentale Entflechtung notwendig. Das gilt insbesondere im Vergleich zum Horizont russischer Bauart mit einer entkoppelten Darstellung, bei der Querlage und Längsneigung immer unabhängig voneinander direkt abgelesen werden können. Die Querlage zeigte sich im Winkel der Horizontlinie (Trennlinie blau-braun) des EADI gegenüber dem Gehäuse. Mit der dominanten Darstellung des Braunanteils und dem Verrutschen der Horizontlinie in die obere linke Ecke wurde dies zunehmend schwieriger. Der *sky pointer* hatte den Grenzwert der Skalierung bei 60° Querlage überschritten. Die Anzeige der Längsneigung stellte sich nun nicht mehr unbedingt als Position der Horizontlinie im vertikalen Bezug zur Neutrallinie des Instruments dar. Im Messerflug beispielsweise, bewirkt eine Veränderung der Längsneigung eine laterale Verschiebung der Horizontlinie.

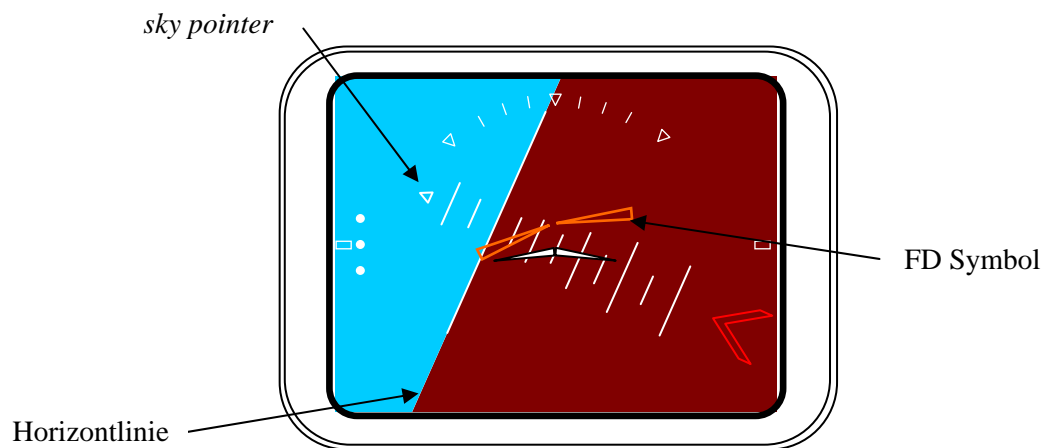


Abbildung: Darstellung des EADI mit FD Symbol für eine Querneigung von 65° nach rechts und einer Längsneigung von 15° AND

Es ist vorstellbar, dass in diesem Zeitraum die Verwirrung des Kommandanten über die aktuelle Fluglage seine Wahrnehmung beherrschte und er Mühe hatte, die Anzeige des EADI überhaupt zu interpretieren und mit seiner mentalen Vorstellung von Flugweg und Fluglage in Übereinstimmung zu bringen. Wiederum ist eine verstärkende Wirkung durch die Medikamentierung nicht auszuschließen.

Bemerkung: Rückgriff auf früher gelernte Modelle (Heuristiken)

Die zunehmende Verwirrung des Kommandanten führte zum Rückgriff auf früher gelernte Modelle der Problemlösung. Die Verwirrung über die Fluglage und über die anzuwendenden Korrekturen wurde durch die Tatsachen, dass der Kommandant auf russischen Instrumenten ausgebildet worden war, und dass er deswegen möglicherweise Reaktionsmuster aus dieser Zeit abrief und anwendete, verstärkt. Anzuführen ist, dass er keine Gelegenheit gehabt hatte, ein anderes Handlungsmuster zu trainieren.

Dieser mentale Rückgriff auf früher gelernte Modelle der Problemlösung (Heuristiken) bot dem Kommandanten in dieser Situation folgende Interpretationen:

- Mit der dominanten Braunfärbung der EADI Anzeige war ihm eine klare Indikation für eine Längsneigung *attitude nose down* (AND) gegeben. Diese hat er zu diesem Zeitpunkt aber wahrscheinlich wegen der einsetzenden Fixierung auf das Querlagenproblem nicht mehr wahrnehmen können.
- Der Winkel der Querlage wird auf Horizonten der russischen Bauart anhand der Lage des Flugzeugsymbols (Maquette) beurteilt und jeweils an der Spitze des tieferstehenden, innenliegenden Flügels an einer Skala mit einer Gradeinteilung am Aussenring des Instrumentengehäuses abgelesen. Hier boten sich nun zwei mögliche Anzeigen an: Einmal war es das magentafarbene FD-Symbol, das mit 15° Querneigung nach links in der Anzeige stand, und andererseits die Horizontlinie, die sich ebenfalls optisch dominant mit einer zunehmenden Linksneigung präsentierte.
- Zusätzlich bewegte sich der *heading bug* im EHSI mit etwa 5°/s entgegen dem Uhrzeigersinn, was eine Verwechslung mit einem Kursanzeiger in einem russischen Kompass möglich erscheinen lässt. Dieser würde mit einer Drehung entgegen dem Uhrzeigersinn ebenfalls eine Linkskurve anzeigen.

Damit ist die fortgesetzte mentale Bestätigung der Annahme einer fortgesetzten Linkskurve erklärbar.

Zu Beginn dieses Intervalls machte der Copilot um 16:56:11.7 UTC den Kommandanten darauf aufmerksam, dass man links nach ZUE drehen sollte: „*left, we should left*“. Diese Intervention entsprach seiner Wahrnehmung des nach rechts drehenden Flugzeuges, die er auf dem in seinem Blickwinkel befindlichen MFD machte. Dieser stellte zu diesem Zeitpunkt eine Kompassrose dar, die sich entgegen dem Uhrzeigersinn drehte. Mit dieser Wahrnehmung hatte der Copilot zwar die Möglichkeit, die falsche Drehrichtung zu bemerken, nicht aber deren Ursache in der Fehlprogrammierung des FMS zu erkennen. Ebenso hatte er keinen unmittelbaren Hinweis auf die extreme Fluglage und auch keinen Anlass zu einer diesbezüglichen Vermutung. Vom Kommandanten erfolgte ebenfalls kein Hinweis auf die sich anbahnenden Schwierigkeiten und die Beschleunigungen blieben in allen drei Achsen unterhalb der Wahrnehmungsgrenze.

Um 16:56:14.6 UTC, bei einer Querlage nach rechts von 65.8°, murmelte der Kommandant vor sich hin: „*Oh... na, na*“. Diese Äusserung erfolgte bei einer Querlage, bei welcher in den EADI alle Daten, bis auf die Fluglagereferenz, weggezogen werden (*declutter mode*). Dieser veränderte die EADI Darstellung deutlich sichtbar, sogar in einer Form, die wahrscheinlich weder Kommandant noch Copilot vorher je gesehen hatten.

Damit war ein Auslöser (*trigger*) für beide Piloten, insbesondere aber für den Copiloten, gegeben, die ungewöhnliche Fluglage wahrzunehmen.

Drei Sekunden später, also in einer Phase der Wahrnehmung und Interpretation durch den Copiloten, wollte DEP eine Bestätigung, dass das Flugzeug nach links drehe. Der Copilot räumte der Radiokommunikation wieder erste Priorität ein und antwortete: „*moment please, standby*“, worauf DEP die Besatzung um 16:56:21 UTC anwies, die Rechtskurve fortzusetzen. Die Gelassenheit der Antwort des Copiloten entsprach allerdings nicht unbedingt seinem emotionalen Zustand. Er befand sich bereits in einer Stresssituation, war mit verschiedenen Aufgaben betraut (Steigleistung setzen, Radiokommunikation, Navigationsproblem) und mit der extremen Anzeige der Fluglageinstrumente konfrontiert. Hier wurde die Aufgabe auch für den Copiloten ausserordentlich schwierig, da ihn diese Situation unvorbereitet traf. Sie stand auch im Gegensatz zur ruhigen und von Routinearbeiten geprägten Atmosphäre im Cockpit. Die hörbar schwere Atmung des Copiloten in dieser Phase ist ein weiterer Hinweis auf die beschriebene Stresssituation.

**Bemerkung: Reaktionszeit**

Die Reaktion auf eine völlig unerwartete Veränderung der Situation, bzw. auf eine den Erwartungen diametral entgegengesetzte Entwicklung ist komplex und erfordert wesentlich mehr Zeit als eine einfache, reflexartige Reaktion. Die Art der Reaktion ist zudem stark abhängig von Faktoren wie Persönlichkeit, Erziehung, Klima im Umfeld des Ereignisses, usw. Der Copilot begann 5 Sekunden nach der Wahrnehmung und Äusserung der falschen Drehrichtung vertieft und schneller zu atmen, was auf eine Auseinandersetzung mit der Problemlösung und eventuell auf eine Angstreaktion hinweist. Erst nach einem Unterbruch durch die von ihm in der Regel bevorzugte Kommunikation mit der Flugverkehrsleitung konnte er sich – 12 Sekunden nach der Wahrnehmung – wieder mit dem Problem auseinandersetzen. Seine Reaktion erfolgte seinem Temperament und seiner Persönlichkeitsstruktur entsprechend zuerst verbal, dann möglicherweise auch physisch. Die letzte Möglichkeit zur Rettung des Flugzeuges war zu diesem Zeitpunkt aber bereits verstrichen.

Im letzten Segment des Unfallfluges, welches nur noch acht Sekunden dauerte, ging das Flugzeug in eine Steilspirale über. Als Folge von massiven Querruder-Ausschlägen erreichte das Flugzeug eine maximale Querlage von 137° und hatte dann, am Ende der Datenaufzeichnung, noch eine Querlage von 76° nach rechts. Die Triebwerke lieferten noch immer hohe Leistung. Die Flugzeugnase senkte sich bis zum Schluss der Aufzeichnung (16:56:25 UTC) auf 63° AND, bei einer Fluggeschwindigkeit von 285 KIAS. Bei 250 KIAS sprach das *over speed warning horn* an. Um 16:56:23.8 machte der Copilot den Kommandanten noch einmal sehr intensiv darauf aufmerksam, dass man links drehen sollte („*turning left, left, left, left ... left*“).

**Bemerkung: Kommunikation**

Die Kommunikation in der Unfallbesatzung war während der ganzen beobachtbaren Phase auf das minimal Notwendige beschränkt. Diese Tatsache, sowie die Angaben aus der Biographie der Piloten, lassen darauf schliessen, dass eine Atmosphäre herrschte, in der wenig spontane Kommunikation möglich war. Die beiden Piloten konnten sich nur in der Fremdsprache Englisch unterhalten und zudem war diese Sprache durch die stark standardisierten fliegerischen Fachausdrücke besetzt. Es soll offen gelassen werden, ob durch diese Umstände gar kein Raum blieb für eine spontane Kommunikation. Festzuhalten ist, dass unter solchen Voraussetzungen eine spontane Reaktion auf eine unerwartete Wahrnehmung, wie z.B. ein Ausruf oder ein Kraftausdruck, tendenziell eher unterbleibt. Ein dieser abnormalen Fluglage angemessenes gemeinsames sprachliches Muster – wie z.B. für die Kommunikation von technischen Pannen, eines Startabbruches oder eines Durchstartmanövers – stand der Besatzung offenbar nicht zur Verfügung.

Zu diesem Zeitpunkt hatte der Copilot wahrscheinlich die Situation erfasst und den Flugzustand richtig interpretiert, während der Kommandant zwar erratische Querruderausschläge verursachte, aber die Fluglage nicht mehr unter Kontrolle hatte. Es ist zu vermuten, dass seine Verwirrung über den tatsächlichen Flugzustand bis zum Aufschlag anhielt. Für eine erfolgreiche Intervention durch den Copiloten war es ab 16:56:20 UTC zu spät, da auf Grund der geringen Flughöhe kein Abfangen mehr möglich war (*engineering analysis*).

Um 16:56:27.2 UTC schlug das Flugzeug in einem offenen Feld bei Au, Nassenwil, ZH (Koordinaten: 677 850 / 258 200) auf.

### 2.3.2 Arbeitsaufteilung

Zur Visualisierung der Arbeitsabläufe und Kommunikationszyklen wurde eine Übersicht erstellt (vgl. Anhang 1). Zielsetzung war es, Phasen der Absorption der Aufmerksamkeit der Piloten zu ermitteln. Des Weiteren sollte herausgefunden werden, inwieweit die Verfahren der Zweimann-Operation und die *closed loop procedures* im Cockpit eingehalten werden konnten, also inwieweit die Handlungsabläufe im Cockpit synchron und ungestört waren.

Diese Ereignistabelle zeigt, dass in der kritischen Phase des Fluges (ab 16:55:39 UTC) der Kommandant ausschliesslich mit dem manuellen Fliegen des Flugzeuges und mit den Anweisungen gemäss SOP beschäftigt war. Der Copilot war mit der teilweise aufwändigen Ausführung dieser Anweisungen und der Radiokommunikation stark ausgelastet.

### 2.3.3 Handlungsanalyse

Die Analyse der zeitlichen Abläufe ergab, dass die Hauptlast der Arbeiten während der kurzen Flugphase beim Copiloten lag. Dies wird durch die Tatsache illustriert, dass sich der Copilot während der Gesamtdauer des Fluges (Abheben bis Aufprall) von 1 Minute und 54 Sekunden nur während insgesamt 10 Sekunden, zu Beginn des Steigfluges, ausschliesslich auf die Überwachung der Fluglage konzentrieren konnte. Während der gesamten Restdauer des Fluges war er beständig mit Manipulationen oder mit der Radiokommunikation beschäftigt.

Der Copilot fiel insgesamt durch eine übersteigerte Genauigkeit in seinen fliegerischen Handlungen auf, die oftmals zu Lasten der Geschwindigkeit gingen (eine aus der Zeit der Umschulung stammende Videoaufzeichnung dokumentiert dieses Verhalten zusätzlich). Diesen Umstand versuchte er durch das prompte Reagieren auf Anweisungen und Befehle zu kompensieren. Die mitunter extrem kurze Reaktionszeit des Copiloten erstaunt und legt die Vermutung nahe, dass er oft bereits auf den Befehl wartend, also antizipierend, zur Ausführung bereit war. Dies schliesst auch eine gewisse physische Bereitschaft mit ein: er schien jeweils sozusagen mit der Hand schon am Ort der nächsten Handlung zu sein. In der Kommunikation war der Copilot präzise und verfahrenstreu.

Seine rasche Reaktion auf Befehle und Anweisungen wird insbesondere durch schnelles Antworten auf die Radiokommunikation sichtbar. Hier kann eine Prägung durch seine frühere Tätigkeit bei der Tatra Air angenommen werden. Aus dieser Zeit sind Dokumente verfügbar, die während des Trainings (*initial line introduction*) diese Problematik ansprechen. Der Copilot wurde in den *debriefings* mehrfach explizit aufgefordert, alle Funksprüche sofort zu beantworten und ATC-Anweisungen unmittelbar auszuführen. Er wurde wiederholt zu schnellerer Arbeit aufgefordert.

Diese Bevorzugung der Radiokommunikation wird mehrfach sichtbar und kann als für ihn typisch bezeichnet werden. Bei zwei entscheidenden Gelegenheiten hatte die Bevorzugung des Funks vor allen anderen Tätigkeiten durch den Copiloten Konsequenzen:

Zum Zeitpunkt 16:55:39 UTC, praktisch zeitgleich mit dem Abschluss des Verfahrens *CTOT/APR off*, wurde durch DEP die Anweisung zum Eindrehen nach links zum VOR ZUE gegeben. Anstatt zuerst die Vollzugsmeldung (*CTOT/APR off*) an den Kommandanten zu geben und damit den *closed loop* herzustellen, unterbrach der Copilot den fast abgeschlossenen Handlungsablauf, um die Aufforderung des Flugverkehrsleiters zu quittieren. In der Konsequenz übernahm er von sich aus und abweichend vom Standardverfahren eine neue Aufgabe (Programmierung des FMS), die er wieder mit grosser Eile erledigte. Der CVR zeigt, dass die FMS Programmierung durch den Copiloten ohne Aufforderung durch den Kommandant erfolgte und bereits aktiviert war, als der Kommandant durch den Copiloten darüber in Kenntnis gesetzt wurde. Dies erfolgte unpräzise als: „*from present, LRN is to Zurich East, yeah*“, was vom Kommandanten mit „*checked*“ quittiert wurde. Damit blieb dieser wichtige Fehler, der dem Copiloten während des Fluges unterlaufen war (Fehlprogrammierung des FMS) unerkannt.

Ein zweites Mal räumte der Copilot dem Funk den Vorrang ein, als zum Zeitpunkt 16:56:17 UTC seitens DEP nachgefragt wurde: „*.. confirm you are turning left*“. Nachdem der Copilot bereits um 16:56:11 UTC versucht hatte, korrigierend Einfluss zu nehmen („*turning left to Zurich east, we should left*“) und sich bewusst war, dass zumindest der Flugweg, allenfalls aber auch die Fluglage nicht korrekt waren, unterbrach er seinen Versuch zu Analyse und Korrektur, um die Radiokommunikation auszuführen.

Der Kommandant war während der gesamten Flugdauer ausschliesslich mit dem manuellen Steuern des Flugzeuges und der Kommandoabgabe an den Copiloten beschäftigt. Es kann davon ausgegangen werden, dass die Kommandoabgabe durch ein gewisses Mass an Überwachung ergänzt wurde, insbesondere dann, wenn der Copilot den Abschluss einer Manipulation meldete. Der Kommandant hätte ca. um 16:55:00 UTC – während einer Zeit geringer Arbeitsbelastung – den voll funktionsfähigen Autopiloten einschalten können. Dass er unter den schwierigen operationellen Bedingungen (Nacht, tiefe Bewölkung, Vereisungsgefahr etc.) die Wahl zum manuellen Fliegen traf, erschwerte ihm seine Aufgabe zusätzlich. Einschränkend dazu ist allerdings anzumerken, dass zum Zeitpunkt des Unfalls diesbezüglich keine verbindlichen Vorschriften bestanden, und dass die Benützung des Autopiloten im früheren Umfeld des Kommandanten als fliegerische Schwäche galt.

Die Analyse der Aufzeichnungen des CVR vermitteln den Eindruck, dass die *after take-off procedures* durch die Besatzung mit grosser Routine ausgeführt wurden. Es scheint aber auch ein gewisser Mangel an kritischer Aufmerksamkeit (*complacency*) vorgelegen zu haben. Den Handlungsabläufen ist eine gewisse Hast eigen, was in deutlicher Form im *gear up procedure* Ausdruck findet. Das Fahrwerk wurde unmittelbar nach dem Rotieren und nur wenige Fuss über der Piste eingezogen. Damit bestand zu diesem Zeitpunkt bereits eine nicht unwesentliche Gefährdung des Fluges, die bemerkenswerterweise als formal exakt angewendetes Zweimannverfahren ausgeführt wurde. Die Meldung des Copiloten „*positive rate, gear in transit*“ erhielt damit Alibifunktion, da zu diesem Zeitpunkt weder Radiohöhenmesser noch Variometer einen Steigflug anzeigen konnten.

#### 2.3.4 Fehlermanagement

Eine wesentliche Zielsetzung der Zweimannoperation unter Anwendung von CRM Prinzipien besteht in einem zweckmässigen Fehlermanagement. Das schliesst die Wachsamkeit, das Erkennen und Analysieren von Fehlern und die angemessene Korrektur mit ein.

Die Arbeit der beiden Piloten des Unfallfluges ist durch gewisse Gegensätze gekennzeichnet. Es sind Abschnitte grosser Wachsamkeit und Aufmerksamkeit zu finden, während denen sich insbesondere der Copilot profiliert. Beispielgebend kann hier sein Verhalten nach dem Triebwerkstart genannt werden.

Andererseits sind Abschnitte erkennbar, während denen die Möglichkeit des eigenen Fehlverhaltens nicht in Erwägung gezogen wird. Als Beispiel soll hier die FMS-Programmierung genannt werden.

Obwohl über den grössten Teil der Operation eine formal richtige, also prozedurengetreue Kommunikation geführt wurde, versagte diese beim Fehlermanagement.

Der Kommandant war nicht in der Lage, seine Unsicherheit über den Flugweg und die Fluglage auszudrücken. Es muss offen bleiben, worauf dieser Umstand zurückzuführen ist. Es kann aber festgestellt werden, dass der Kommandant nicht über ausgeprägte Kommunikationsfähigkeiten verfügte. Er war in seiner Einstellung zu seinem Beruf auch stark durch seinen beruflichen Werdegang in der FSU geprägt, die ihm ein grosses Autoritätsgefälle zwischen Kommandant und den übrigen Besatzungsmitgliedern vermittelt hatte. Diese Tatsache dürfte ihm das Eingestehen von Unsicherheiten bzw. Fehlern erschwert haben.

Gleichzeitig ist bekannt, dass der Kommandant in seinem Ausdrucksvermögen limitiert war. Als gemeinsame Sprache stand den beiden Piloten nur Englisch zur Verfügung. Darin waren die Kenntnisse des Copiloten denen des Kommandanten überlegen, ohne allerdings perfekt zu sein. Dem Kommandanten war fliegerisches Englisch hinreichend geläufig, um den Anforderungen der normalen Operation zu genügen. Eine differenzierte Kommunikation mit unerschwelligen Inhalten war damit allerdings kaum möglich. Dies zeigt z.B., dass sich während der gesamten Aufzeichnungsdauer des CVR sämtliche Äusserungen der Besatzung strikt auf das berufliche Umfeld beschränkten.

Zur Fehlererkennung standen den Piloten etwa 20 Sekunden zur Verfügung. Im Laufe dieser Phase gelang es dem Copiloten, die falsche Drehrichtung zu erkennen. Die extreme Fluglage wurde erst am Schluss erkannt.

Zum Versuch der Fehlerkorrektur kam es praktisch nicht mehr im Rahmen einer koordinierten Zweimannoperation. Der Kommandant blieb in seiner Fehleranalyse stecken und versuchte, empirisch zu einem Ergebnis zu gelangen. Der Copilot war in seiner Analyse ebenfalls nur unzureichend fortgeschritten. Zur Korrektur standen ihm nur die beiden folgenden Mittel zur Verfügung:

- Die verbale Intervention blieb erfolglos, da sie sich einerseits nur auf einen Teil des Problems (falsche Drehrichtung) bezog und andererseits aus nicht bekannten Gründen beim Kommandanten keine Reaktion auslöste.
- Für eine manuelle Intervention durch Übernahme der Kontrolle durch den Copiloten bestand vorerst offenbar kein Anlass. Zu einem späten Zeitpunkt (nach 16:56:22 UTC) erfolgte möglicherweise eine manuelle Intervention, allerdings ohne Auswirkung auf den weiteren Verlauf des Unfallfluges. Eine massive Intervention mit Übernahme der Steuerung durch den Copiloten wäre zum Zeitpunkt 16:56:17 UTC die letzte Möglichkeit im Handlungsablauf für ein erfolgreiches Abfangen gewesen.

### 2.3.5 Crew Resource Management (CRM)

Es muss vorausgeschickt werden, dass weder der Kommandant, noch der Copilot eine umfangreiche Ausbildung in *crew resource management* (CRM) genossen hatten. Zum Zeitpunkt ihrer Einstellung bei der Crossair hätte eine derartige Ausbildung nach JAR-OPS 1 in einem *multi crew concept* (MCC) *course* und einem *initial CRM course* bestanden.

Die Umstellung auf JAR-OPS 1 und JAR-FCL 1 brachte eine Anwendung formaler CRM-Ausbildungsanforderungen mit sich. Die Übergangszeit ermöglichte aber die Anerkennung bereits vorhandener Erfahrungen in *multi crew cockpits* als Ersatz für ein MCC-Training.



In beiden Ausbildungsschritten wären die Piloten mit Fehlerquellen und Fehlerszenarien und mit Techniken zur Prävention, Erkennung und Korrektur vertraut gemacht worden. Darüber hinaus hätten sie diese Techniken in praktischen Übungen (Simulator) festigen können.

Die Standardprogramme der Umschulungen bei der Crossair beinhalteten integrierte CRM-Elemente, die ein Basiswissen der Pilotenkandidaten voraussetzten. Ungünstig wirkte sich im Falle der Piloten des Unfallfluges aus, dass sie vor ihrer Tätigkeit bei der Crossair bereits Prägungen ihres individuellen CRM-Verhaltens erhalten hatten, die, insbesondere beim Kommandanten, nicht kongruent mit den westlichen CRM-Prinzipien waren. Es ist davon auszugehen, dass Art und Umfang dieser vorbestehenden Prägungen bei Crossair nicht bekannt waren.

Während des Unfallfluges bemühten sich beide Piloten um die Anwendung der durch Crossair vermittelten CRM-Elemente. Dies äusserte sich im wesentlichen darin, dass die Besatzung die Kommunikationsregeln und die vorgeschriebenen *cockpit procedures* teilweise übergenaueinhielt, was den Eindruck einer sterilen Cockpitatmosphäre vermittelt.

Die wesentliche Abweichung von den Verfahren, welche eine gegenseitige Überwachung und damit das Entdecken allfälliger Fehler sicherstellen sollen, fand sich bei der Programmierung des FMS. Der Copilot nahm dabei Eingaben ins FMS vor, ohne den Kommandanten einzubeziehen.

Der Kommandant intervenierte nicht und versuchte auch nicht, nachträglich die FMS Programmierung des Copiloten kritisch zu bewerten und nachzuvollziehen.

Die Besatzung stand nicht unter Zeitdruck, die Programmierung des FMS als Folge der Abkürzung des Flugweges zu ändern. Die Kommunikation des Flugverkehrsleiters war entspannt und zeigte in keiner Weise die Notwendigkeit zur Eile an. Die kurz vor dem Aufschlag erfolgte Freigabe zum Weiterfliegen der Rechtskurve zeigt darüber hinaus auch die Flexibilität, mit welcher der Flugverkehrsleiter den Flug CRX 498 führen konnte.

Die FMS-Programmierung wurde von beiden Piloten implizit als abgeschlossen betrachtet (Copilot: „*from present LRN is to ZUE, yeah..*“ Kommandant: „*checked*“). Dabei verblieb der Copilot in seiner Annahme, das FMS korrekt programmiert zu haben. Durch die Wahrnehmung der Drehrichtung des Kurszeigers im EHSI konnte der Kommandant gleichzeitig den Eindruck gewinnen, dass das FMS für den befohlenen Flugweg programmiert worden war.

In der folgenden Phase der Verunsicherung über Flugweg und Fluglage seitens Kommandant brach die Zweimannoperation zusammen. Während äusserlich ein normaler Flugverlauf mit der Anwendung der *after take-off procedures* vorgeführt wurde, blieb sowohl die Kommunikation, als auch die gegenseitige Überwachung aus. Die Elemente, die bereits während der normalen Operation auffällig waren, nämlich die äusserliche Kommunikation mit gelernten Kommandos und die grosse Hast bei der Abarbeitung der Verfahren, lassen die Arbeit der Piloten formal richtig und kontrolliert erscheinen, während gleichzeitig Fluglage zunehmend unkontrolliert wird.

## 2.3.6 Cockpitgestaltung

### 2.3.6.1 Ergonomie

Es wurde ermittelt, welche Fluglageinstrumente im Bereich des zentralen Gesichtsfeldes des Copiloten lagen, während dieser bestimmte Manipulationen ausführte (vgl. Anhang 5). Ausgelöst wurde diese Untersuchung durch die Frage, warum der Copilot zum Zeitpunkt 16:56:11.7 UTC eine Aussage zum Flugweg („*left, we should left*“) machte, obwohl doch die extreme Quer- und Längsneigung des Flugzeuges eher eine Intervention mit Hinweis auf die Fluglage erfordert hätte.

Im Ergebnis dieser Untersuchung wurden Aussagen verschiedener Piloten bestätigt, dass insbesondere während der Manipulationen an den Motoren (Leistungsstellung, *CTOT/APR off*) die Fluglageinstrumente nicht mehr gleichzeitig beobachtet werden könnten. Ein Copilot sagte im Rahmen von Vergleichsflügen aus, dass er während dieser Manipulationen vorzugsweise auf die Instrumente des Kommandanten schaute, um die Fluglage zu überwachen.

Gleichzeitig konnte ermittelt werden, dass das MFD während der Einstellung der Steigleistung im Bereich des zentralen Gesichtsfeldes des Copiloten lag. Das MFD stellt freilich keine Fluglageinformation dar. Mindestens im *rose mode* kann man aber die Flugrichtung und bei Richtungsänderung die Drehrichtung an der Kompassrose in der Darstellung des MFD ablesen. Damit wird der Inhalt der Aussage des Copiloten („*left, we should left*“) erklärbar.

### 2.3.6.2 Steuerung und Steuerkräfte

Das leichte Steuerverhalten des Saab 340B wird auffällig, wenn man es mit dem russischer Flugzeuge, insbesondere dem der AN-24 vergleicht. Wenn man davon ausgeht, dass die Prägung des Verhaltens des Kommandanten durch Flugzeuge mit relativ schwergängigen Steuern erfolgte, ist vorstellbar, dass in Gefahrensituationen eher auf diese Prägung zurückgegriffen wurde und dass der Pilot unwillkürlich kräftigere Steuerbewegungen ausführte.

Unter dieser Annahme ist es auch denkbar, dass der Kommandant die grösseren Steuerkräfte, die durch eine ungewöhnliche Fluglage, insbesondere durch eine Querneigung von mehr als 30°, verursacht wurden, nicht als Alarmzeichen wahrgenommen hatte.

Der Kommandant war während der Anfangsphase des Unfallfluges – auch im Vergleich zu Aufzeichnungen anderer Piloten auf Vergleichsflügen – auffallend ruhig und präzise in der Steuerführung. Dagegen wurden seine Steuereingaben in der Endphase des Fluges zunehmend hektischer, unpräziser und ausladender. Ähnliche Merkmale in der Steuerführung wurden von russischen Instruktoren als typisch für Piloten bezeichnet, die die Fluglage nicht mehr eindeutig interpretieren konnten. Diese versuchten jeweils durch teilweise unbewusstes Probieren zu einer Lösung des Problems zu gelangen. Die Steuerbewegungen wurden bei der Beurteilung der Leistung von Piloten durch Instruktoren auch als Anzeichen für die eintretende Desorientierung genutzt.

Dieses Verhalten von Besatzungen wurde in der FSU als bekannt beschrieben und tauchte insbesondere bei der Umschulung russischer Piloten auf Maschinen mit westlichem Horizont auf (TU-154, IL-86, B-737, A-310 etc.). Man kann davon ausgehen, dass russische Piloten, die eine solche Umschulung durchlaufen haben, mindestens leichte Formen der Desorientierung im Simulator erlebten. Da diese Problematik in der FSU bekannt ist, kann diese Erfahrung zur Bewusstseinsbildung, und damit zur Steigerung der Wachsamkeit gegenüber diesem Phänomen geführt haben. Die Fluggesellschaft Aeroflot hat diesen Prozess bewusst viel weiter geführt und neben der Instrumentierung auch andere Probleme des Übergangs vom östlichen ins westliche Cockpit thematisiert. Da die Umschulung des Kommandanten im westlichen Umfeld (Crossair,

Basel) und ohne Kenntnis dieser Probleme erfolgte, war dem Kommandanten auch keine Gelegenheit zum bewussten Umgang mit der potentiellen Gefahr der Desorientierung gegeben.

#### 2.3.6.3 Electronic Instrument Displays

Die Nachbildung konventioneller elektromechanischer Fluginstrumente auf Bildschirmen (CRT) und die Mischung der Darstellung in konventionellen Anzeigegeräten (z.B. Höhenmesser) und auf Bildschirmen (z.B. HSI-Darstellung auf dem EHSI) erwies sich in einer Situation des Unfallfluges als verwirrend. Es handelt sich hier um die Drehung des Kurszeigers auf dem EHSI aus der Position  $225^\circ$  in eine Position von  $68^\circ$ , die deutlich sichtbar entgegen dem Uhrzeigersinn erfolgte. Wie oben erwähnt, konnte diese Anzeige beim Kommandanten zu einer Verstärkung des Eindrucks führen, dass der Flug in einer Linkskurve auf das VOR ZUE führte.

#### 2.3.6.4 Flight Director

Die Befehle des *flight directors* (FD) werden nicht vom DFDR aufgezeichnet. Deshalb wurde die Anzeige in einer Simulation für den gesamten Flugverlauf nachgebildet. Vergleicht man das EADI mit aktiviertem FD des Saab 340B mit dem künstlichen Horizont des AN-24, so ist ein gewisses Verwechslungspotential feststellbar.

Der Kommandant folgte bei der Steuerung des Flugzeuges der Anzeige des FD bis zum Zeitpunkt 16:55:55 UTC und einer Querlage nach rechts von  $8.4^\circ$ . Von diesem Zeitpunkt an begann sich die Anzeige des FD nach links zu neigen, da sich die Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse (*roll rate*) auf mehr als  $3^\circ/s$  zu erhöhen begann.

Es ist anzunehmen, dass in dem darauffolgenden Zeitabschnitt, bis etwa 16:56:03 UTC, die Verwirrung des Kommandanten über die genaue Fluglage und den Flugweg einzusetzen begann. Es liegt nahe, dass dabei eine – mindestens zeitweise – Fehlinterpretation der Anzeige des FD als Fluglageanzeige analog zur Maquette im russischen Horizont stattgefunden hat. Der FD war dann stabil  $15^\circ$  nach links geneigt auf der Mittellinie des ADI. Mit dem darauffolgenden Absenken der Flugzeugnase stieg die Anzeige des FD auf eine Position  $6^\circ$  über der Mittellinie. Der FD war somit dominant in der Mitte des EADI zu sehen.

### 2.3.7 Cockpitverfahren

#### 2.3.7.1 Allgemeines

Es fällt auf, dass während der Start- und Steigflugphase des Saab 340B einige komplexe Handlungsabläufe notwendig sind. Es handelt sich insbesondere um die Vorgänge *CTOT/APR off* und Steigleistung setzen.

Die Doktrin, dass nur Kommandanten Starts auf dem Saab 340B ausführen durften, war möglicherweise eine Folge dieser Komplexität und der eher geringen Leistungsreserven der Maschine. Diese festgelegte Rollenverteilung führt dazu, dass die Hemmschwelle zum Eingreifen des Copiloten während der Start- und Steigflugphase grösser ist, da er nicht gewohnt ist, diesen Vorgang selber auszuführen.

Im vorliegenden Fall dürfte die Hemmschwelle durch die Persönlichkeit der beiden Unfallpiloten noch weiter als üblich nach oben verschoben gewesen sein.

Die Crossair hatte die Gestaltung der Verfahren für das Zweimann-Cockpit zu einem grossen Teil konsequent ausgeführt. Dies insbesondere als Umsetzung der Philosophie, dass jeder beliebige Kommandant mit einem beliebigen Copiloten eine funktionierende Besatzung ergeben muss.

### 2.3.7.2 Ungewöhnliche Fluglagen (Unusual Attitudes)

Während der Ausbildung der Crossair-Piloten wurden Trainingselemente *unusual attitudes* geübt, welche die Piloten mit aussergewöhnlichen Fluglagen konfrontierten. In diesen Trainings wurden vor allem Reaktionen geschult, die zur aktiven Korrektur dieser Fluglagen führen. Im Unterschied zu anderen aussergewöhnlichen Situationen waren hierfür die Verfahren des Zweimann-Cockpits nicht oder nur vage definiert.

Der Startabbruch beispielsweise wird als *two men operation* definiert und geübt, wobei beide Piloten klare Handlungs- und Kommunikationsregeln (*wording*) haben. Gleiches gilt auch für das Durchstartmanöver (*go around*). Im Falle des Erkennens einer ungewöhnlichen Fluglage war dem *pilot non flying* (PNF) aber kein Handlungsmuster und kein definierter und geübter Kommunikationsablauf vorgeschrieben. Es gab zwar die Konvention, dass der PNF einzugreifen hatte, aber dieser Eingriff war nicht beschrieben. Einzig die Handlungsmuster für die *crew member incapacitation* wären allenfalls anwendbar gewesen. Dafür hätte aber im Fall des Unfallfluges das Verhalten des Kommandanten erst durch den Copiloten als partielle Flugunfähigkeit interpretiert werden müssen.

Der Copilot war nicht mit einem Befehl oder Handlungsablauf geschult worden, welcher der Situation angemessen war. Dabei ist zu beachten, dass er durch die ungewöhnliche Fluglage überrascht wurde und neben der durch das im Cockpit herrschende Autoritätsgefälle bedingten Hemmschwelle auch eine gewisse Ungläubigkeit zu überwinden hatte.

Die russischen Flugverfahren definierten einen klaren Handlungsablauf im Fall einer ungewöhnlichen Fluglage (vergleiche 1.16.5.3). Dieses Verfahren war durch den Kommandanten während seiner fliegerischen Karriere mehrfach geübt worden. Es darf also angenommen werden, dass nicht nur der Copilot Mühe gehabt hat, seine Warnung zu formulieren und in angemessener Form zu intervenieren, sondern dass auch die erfolgte verbale Intervention seitens Copilot für den Kommandanten nur bedingt verständlich war. Der Kommandant war für den vorliegenden Fall mit einem anderen Handlungsmuster ausgestattet. Er hätte in einer Situation mit extremer Querlage erwarten dürfen, dass der Copilot die Steuerung übernahm. Dieser war jedoch neben seiner Überwachungsfunktion auch durch andere Tätigkeiten beansprucht. Mit anderen Worten hatte der Kommandant durch die Inaktivität des Copiloten einen weiteren Grund, die Fluglage nicht als aussergewöhnlich wahrzunehmen.

Beide Piloten hatten bei der Crossair kein formales *unusual attitude training* absolviert.

### 2.3.8 Flugsicherung

Die Arbeitsplätze im TWR und DEP waren zur Zeit des Unfalles entsprechend dem Dienstplan besetzt.

Die Abwicklung des Fluges CRX 498 war für die Flugverkehrsleiter im TWR und DEP ein routinemässiger, alltäglicher Vorgang ohne Unregelmässigkeiten.

Nach dem Wechsel zu DEP fand eine Änderung der Abflugfreigabe statt. Solche *reclearances* gehören zum fliegerischen Alltag und müssen von jeder Besatzung eines Verkehrsflugzeuges beherrscht werden.

Im vorliegenden Fall war der Zeitpunkt, in dem die Abflugfreigabe geändert wurde, ein auslösender Faktor des Unfalls. Der Flugverkehrsleiter intervenierte, als er erkannte, dass der Flug CRX 498 nach rechts abdrehte.

Der Flugverkehrsleiter von DEP zeigte sich flexibel und offerierte der Besatzung von CRX 498 die Fortsetzung der Rechtskurve, nachdem er festgestellt hatte, dass die Unfallmaschine nicht wie befohlen nach links drehte und eine Weiterführung der Rechtskurve mit der Verkehrssituation vereinbar war.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

- Es gibt keine Hinweise für einen Brand des Flugzeuges vor dem Aufprall.
- Während der Flüge unmittelbar vor dem Unfallflug (3 Sektoren) wurden keine technischen Beanstandungen im *technical log* eingetragen.
- Die Limiten bezüglich Einsatzzeiten der Besatzung wurden eingehalten.
- Die Flugbesatzung war vor dem Unfalltag vier Tage gemeinsam eingesetzt.
- Der Unfallflug war der neunte Flug, welchen die beiden Piloten in Folge absolvierten.
- Das Flugzeug wurde vor dem Unfallflug nicht enteist.
- Alle Fluglageänderungen im Steigflug und der anschliessenden Unfallphase resultierten einzig aus den Steuerbefehlen der Flugbesatzung.
- Während des Fluges traten keine wesentlichen Turbulenzen auf.
- Es liegen keine Anzeichen auf Vereisung vor.
- Das *flight management system* (FMS) wurde nachträglich und ordnungsgemäss installiert. Es erfüllt die Anforderungen für B-RNAV Operation.
- Beim Unfallflug war die korrekte *navigation data base* (NDB) installiert.
- Die GPS-Konstellation war zum Unfallzeitpunkt für die Bestimmung der Position genügend. Zusätzlich standen die VOR/DME Navigationsanlagen KLO und ZUE zur Verfügung.
- Der *flight director* war eingeschaltet und arbeitete bis zum Aufprall im *IAS* und *NAV (LRN) mode*.
- Ein System für *bank warning* war auf dem Unfallflugzeug nicht vorhanden und nicht vorgeschrieben.
- Es gibt keine Hinweise darauf, dass Flugzeugsysteme durch *electromagnetic interference* (EMI) negativ beeinflusst wurden.
- Es gibt keine Hinweise für eine Störung der Kommunikations-Einrichtungen.
- Die Daten von CVR und DFDR konnten ausgewertet werden.
- Die Anzeigen der mechanischen Instrumente im Moment des Aufpralls liegen im Bereich der Daten, welche der DFDR zuletzt aufgezeichnet hat.
- Die aufgezeichneten DFDR Daten des Unfallfluges korrelierten in allen Phasen mit denen der Vergleichsflüge.

- Crossair besass für die Saab 340B einen Flugsimulator und zwei FMS-Trainer.
- Der Flugsimulator war zuletzt gemäss JAR STD 1A, Level CG zertifiziert. Die letzte *recertification* erfolgte am 31.08.1999.
- Im Flugsimulator war kein FMS installiert.
- Der Flugsimulator erfüllte während seines Einsatzes bei Crossair die FAA/JAR Anforderungen.
- Die von Flugzeughersteller und Behörden vorgegebenen periodischen Kontrollen (*scheduled maintenance*) wurden innerhalb der festgelegten Intervalle ausgeführt.
- Die *unscheduled maintenance* wurde ordnungsgemäss durchgeführt.
- Das von Crossair angewandte *reliability program* zur Überwachung von Flugzeug und Systemen entspricht dem Industriestandard.
- Die festgestellten Mängel bezüglich *maintenance records*, Prozessabläufen und *quality* hatten keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.
- Es gibt keinen Hinweis darauf, dass die Lufttüchtigkeit des Flugzeuges HB-AKK zum Unfallzeitpunkt beeinträchtigt war oder dass technische Mängel bzw. Störungen zum Unfall beigetragen haben.
- Um 16:55:39 UTC änderte die ATC die Abflugfreigabe (SID ZUE 1Y), indem sie eine Linkskurve direkt zum VOR ZUE befahl.
- Der Kommandant verzichtete unter Instrumentenflugbedingungen und während der arbeitsintensiven Flugphase des Steigfluges auf den Einsatz des Autopiloten.
- Gemäss den Aufzeichnungen des CVR führte der Copilot ohne Auftrag des Kommandanten eine Eingabe ins FMS aus, welche die Änderung des SID ZUE 1Y betraf.
- Aus der Analyse des Flugverlaufs ergibt sich, dass der Copilot das FMS programmierte, ohne eine Drehrichtung zu wählen.
- Gemäss den Aufzeichnungen des CVR setzte die Flugbesatzung nach der Änderung des SID ZUE 1Y bezüglich ihrer Aufgaben unzweckmässige Prioritäten.
- Der Kommandant verfügte über eine langjährige Erfahrung auf Flugzeugen mit Instrumentierung nach russischem Standard.
- Die Aufzeichnungen des CVR zeigen eine einseitige Arbeitsverteilung mit starker Belastung des Copiloten und eine Einschränkung seiner Überwachungsfunktion.
- Im *crew bag* des Kommandanten wurde eine angebrochene Packung des russischen Medikamentes Phenazepam (Psychopharmakon) gefunden (vgl Anhang 4).
- Im Muskelgewebe des Kommandanten fand sich eine Konzentration von 7 – 8 ng/g Phenazepam.
- Der Kommandant war während mehrerer Jahre auf einem Flugzeug (AN 24) eingesetzt, das nach dem Mehrpersonen-Besatzungskonzept der früheren Sowjetunion betrieben wurde.

- Der Kommandant war während rund zwei Jahren auf dem Flugzeugtyp Saab 340B im operationellen Umfeld der FSU eingesetzt und konnte bis zum Beginn seiner Tätigkeit für die Crossair gut 1600 Stunden Flugerfahrung auf diesem Muster sammeln.
- Die Personalunterlagen zeigen den Kommandanten als tendenziell ruhig, introvertiert, Konflikt vermeidend, nicht nachfragend.
- Die Personalunterlagen zeigen den Copiloten als tendenziell pflichteifrig, gehorsam, loyal, Konflikt vermeidend, wenig interventionsfreudig.
- Die Flugbesatzung verfügte nur über eine gemeinsame Sprache (Englisch).
- Die Flugbesatzung wendete die Prinzipien des crew resource management (CRM) nicht konsequent an.
- Die Englischkenntnisse des Kommandanten umfassten einen funktionellen Wortschatz der unteren Mittelstufe, der es ihm erlaubte, an einfachen Konversationen mitzuwirken.
- Die Englischkenntnisse des Copiloten wurden von Mitarbeitern der Crossair als gut beurteilt.
- Der Kommandant wurde als *direct entry commander* von Crossair geleast.
- Bei der Einstellung von *direct entry commander* verzichtete Crossair auf Instrumente der Eignungsabklärung (*assessment*).
- Unterlagen über Inspektionen der Crossair durch die dafür verantwortlichen Sektionen des Bundesamtes für Zivilluftfahrt liegen nicht vor.



## 3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf eine Kollision mit dem Gelände zurückzuführen, nachdem die Flugbesatzung aus folgenden Gründen die Kontrolle über das Flugzeug verloren hatte:

- Die Flugbesatzung reagierte unzweckmässig auf die Änderung der Abflugfreigabe SID ZUE 1Y durch die ATC.
- Der Copilot führte ohne Auftrag des Kommandanten eine Eingabe ins FMS aus, welche die Änderung des Instrumentenabfluges SID ZUE 1Y betraf. Dabei unterliess er die Wahl einer Drehrichtung.
- Der Kommandant verzichtete unter Instrumentenflugbedingungen und während der arbeitsintensiven Flugphase des Steigfluges auf den Einsatz des Autopiloten.
- Der Kommandant steuerte die Maschine in eine Steilspirale nach rechts, weil er mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit die räumliche Orientierung verloren hatte.
- Der Copilot traf nur unzureichende Massnahmen, um den Spiralsturz zu verhindern oder abzufangen.

Die folgenden Faktoren können zum Unfall beigetragen haben:

- Der Kommandant blieb einseitig auf Wahrnehmungen fixiert, die ihm eine Drehrichtung nach links suggerierten.
- Der Kommandant griff unter Stress bei der Interpretation der Fluglageanzeigeeinstrumente auf ein früher gelerntes Reaktionsmuster (Heuristiken) zurück.
- Die Fähigkeiten des Kommandanten zur Analyse und kritischen Lagebeurteilung waren möglicherweise als Folge einer Medikamentenwirkung eingeschränkt.
- Die Besatzung setzte nach der Änderung des Instrumentenabfluges SID ZUE 1Y bezüglich ihrer Aufgaben unzweckmässige Prioritäten und blieb einseitig konzentriert.
- Der Kommandant wurde von Crossair nicht systematisch mit den Eigenheiten westlicher Systeme und Cockpitverfahren vertraut gemacht.

## 4 Sicherheitsempfehlungen und Massnahmen zur Verbesserung der Flugsicherheit

### 4.1 Sicherheitsempfehlungen zu technischen und betrieblichen Aspekten

#### 4.1.1 Bedienung des Flight Management Systems (FMS)

##### 4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Wenn die *direct to function* (DTO) im *auto mode* ohne Wahl einer Drehrichtung benützt wird, wählt das Universal UNS-1K FMS des Saab 340B den kleineren Drehwinkel für die Kurve. In den meisten Fällen, z. B. während des Reisefluges, stellt dieser Automatismus kein Problem dar, da der nächste Wegpunkt (*waypoint*) in der Regel nur über eine kleine Steuerkursänderung erreicht wird. Verwendet man die DTO-Funktion ohne explizite Eingabe einer Drehrichtung hingegen in einem Nahkontrollbezirk (*terminal control area* – TMA), in dem typischerweise Kurven mit grossen Drehwinkeln vorgesehen sind, so besteht die Möglichkeit, dass dies nicht zu der von der ATC angewiesenen Drehrichtung führt.

##### 4.1.1.2 Festgestellte Tatsachen

Die Flugbesatzung wich vom Standard Abflugverfahren (SID) nach Passieren des Navigationspunktes DME 2.1 KLO ab, indem sie eine Rechtskurve anstelle der befohlenen Linkskurve zum VOR ZUE flog. Dies wäre in Übereinstimmung mit einem Steuerkommando des *flight directors*, welches vom FMS nach der Eingabe „DTO ZUE“ ohne explizite Wahl einer Drehrichtung erzeugt worden wäre.

##### 4.1.1.3 Analyse

Die Verfahren für das FMS des Saab 340B von Crossair schreiben nicht zwingend die Eingabe einer von der ATC angewiesenen Drehrichtung vor. Die DTO-Eingabe durch die Besatzung ohne explizite Wahl einer Drehrichtung kann dazu führen, dass zwischen der Anzeige des *flight directors* und der von der Besatzung erwarteten Drehrichtung ein Konflikt entsteht. Dieser Umstand kann zu einer ernsthaften Beeinträchtigung der *situational awareness* der Besatzung führen.

##### 4.1.1.4 Sicherheitsempfehlung

Die Verfahren zur Programmierung des Universal UNS-1K FMS des Saab 340B von Crossair sollten wie folgt ergänzt werden:

Wird von der ATC eine Freigabe für einen Kurs direkt zu einem *waypoint* zusammen mit einer vorgeschriebenen Drehrichtung erteilt, so muss die Eingabe „DTO“ zwingend zusammen mit der befohlenen Drehrichtung (LEFT, RIGHT) erfolgen. Dies gilt auch dann, wenn die Steuerkursänderung offensichtlich weniger als 180° beträgt. Das Aufrechterhalten der Befähigung für den Einsatz des FMS sollte durch geeignete Massnahmen (z.B. Simulator oder andere Trainingsgeräte) sichergestellt werden.

#### 4.1.1.5 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL)

„Spezifizierte Beschreibung, dass eine „direct to xxx“ Anweisung verbunden mit Drehrichtung, z.B. „turn left direct to Zurich East“ im FMS immer **mit Preferential Direction eingegeben werden muss** (unabhängig davon, ob die Piloten antizipieren, das Flight Guidance System werde angesichts des kürzesten Weges so oder auf die richtige Seite drehen...).

Diese Procedure Beschreibung wurde nicht nur im PIH (Pilot Information Handbook) aufgenommen, sondern auch in den Flight Ops News der Flottenführung kommuniziert. (Fettdruck im Original)“

### 4.1.2 Verfahren zur Programmierung des Flight Management Systems (FMS)

#### 4.1.2.1 Sicherheitsdefizit

Während dem Programmieren des FMS besteht die Gefahr, dass der assistierende Pilot (PNF) seine Überwachungsfunktion nicht vollumfänglich wahrnehmen kann. Der fliegende Pilot hingegen kann während dem Überprüfen der vom PNF getätigten Eingaben vom *scanning* der Flugüberwachungsinstrumente abgelenkt werden. Die dazu notwendige Kopfbewegung kann weiter einen ungünstigen Einfluss auf das Orientierungsvermögen des PF haben.

#### 4.1.2.2 Festgestellte Tatsachen

Nach der Anweisung der ATC „turn left to Zurich East“ gab der Kommandant keinen Befehl zur Eingabe dieser Anweisung in das FMS. Unabhängig davon führte der Copilot eine Umprogrammierung des FMS aus und informierte den Kommandanten. Anschliessend steuerte der Kommandant das Flugzeug in eine Rechtskurve, die schliesslich in einer Steilspirale endete.

#### 4.1.2.3 Analyse

Die Position der FMS CDU auf der Mittelkonsole ist vom ergonomischen Standpunkt aus gesehen suboptimal. Insbesondere verlangt der Programmiervorgang eine deutliche Kopfbewegung weg von den Flugüberwachungsinstrumenten zur FMS CDU hin.

Die Auslegung des EFIS im Saab 340B erlaubt die Überprüfung eines umprogrammierten Flugweges vor dessen Aktivierung nicht. Daher muss diese Überprüfung durch den PF auf der CDU vorgenommen werden.

#### 4.1.2.4 Sicherheitsempfehlung

Beim Saab 340B sollte vor jedem Programmiervorgang des FMS während des Fluges der Autopilot eingeschaltet werden.

#### 4.1.2.5 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL)

Das BAZL nahm zu dieser Sicherheitsempfehlung zusammen mit der folgenden Sicherheitsempfehlung Stellung (vgl.4.1.3.5).

### 4.1.3 Einsatz des Autopiloten

#### 4.1.3.1 Sicherheitsdefizit

Während des Fluges unter IMC, vor allem nachts und wenn Änderungen der Abflugfreigabe zu erwarten sind, können Situationen auftreten bei denen die Fähigkeit der Besatzung zur Überwachung der Fluginstrumente eingeschränkt ist. Diese Phasen mit hoher Arbeitsintensität können zu kritischen Situationen führen, wenn die zur Verfügung stehenden Hilfsmittel wie beispielsweise der Autopilot nicht verwendet werden.

#### 4.1.3.2 Festgestellte Tatsachen

Der Kommandant verzichtete unter Instrumentenflugbedingungen (IMC) und während der arbeitsintensiven Flugphase des Steigfluges auf den Einsatz des Autopiloten.

Die Flugverfahren von Crossair schrieben nicht zwingend den Einsatz des Autopiloten während dem Flug unter IMC bzw. in Dunkelheit vor.

#### 4.1.3.3 Analyse

Der Einsatz des Autopiloten unter IMC bzw. nachts würde einen hinreichenden Schutz gegen den Verlust einer kontrollierten Fluglage bieten.

#### 4.1.3.4 Sicherheitsempfehlung

Der Gebrauch des Autopiloten sollte für alle Flugphasen empfohlen werden. Insbesondere sollte der Einsatz des Autopiloten bei Abflügen unter Instrumentenflugbedingungen bzw. während Phasen mit hoher Arbeitsbelastung oder in Lufträumen mit dichtem Verkehr vorgeschrieben werden.

#### 4.1.3.5 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL)

„Generell klassifizierte Umschreibung bezüglich Gebrauch des Autopiloten im Zusammenhang mit FMS. Dies in der vom BFU vorgeschlagenen Richtung, dass der Autopilot immer zugeschaltet wird, wenn das FMS für die Navigation als Primärquelle eingesetzt wird, bzw. wenn in Flugphasen mit hoher Arbeitsbelastung oder dichtem Verkehr (SID's und STAR's) operiert wird.

Dies hat zu Änderungen im OM-A (Operations Manual) und im PIH geführt. Zusätzlich wurde auch diese Problematik den Saab 340 Crews in Flight Ops News vertieft erklärt. Um eine flottenübergreifende Policy beizubehalten wurde in Bezug auf IMC/VMC keine Spezialbehandlung der 340 eingeführt; dieses Benutzungskonzept gilt für alle Flotten in IMC und VMC.“

### 4.1.4 Harmonisierung der Abflugverfahren mit den Betriebsverfahren des Saab 340B

#### 4.1.4.1 Sicherheitsdefizit

Das im Unfallzeitpunkt gültige Abflugverfahren SID ZUE 1Y in Zürich ist bei einer Änderung der Abflugfreigabe im Anfangssteigflug (*turn left to ZUE*) nicht gut mit den Betriebsverfahren des Saab 340B zu vereinbaren.

#### 4.1.4.2 Festgestellte Tatsachen

Die Flugbesatzung von CRX 498 wurde von DEP angewiesen nach links zum VOR ZUE zu drehen, als das Flugzeug den Navigationspunkt DME 2.1 KLO erreichte. In dieser Phase des Steigfluges war die Arbeitsbelastung vergleichsweise hoch.

Die Anweisung der ATC wurde mit einer Umprogrammierung des FMS umgesetzt, was zu einer zusätzlichen Arbeitsbelastung führte.

#### 4.1.4.3 Analyse

Die geläufige Praxis der ATC, kurz nach dem Start die Abflugfreigabe zu ändern führt zu einer erhöhten Arbeitsbelastung der Flugbesatzungen.

Das Umprogrammieren des FMS nach einer befohlenen Abweichung von einem Abflugverfahren (SID) stellt je nach Flugtyp eine Erschwernis für die Flugbesatzung dar, welcher Rechnung getragen werden muss. Änderungen von SID haben zum Ziel, die Kapazität eines Flugplatzes zu erhöhen, Verspätungen zu verringern und die Abläufe zu optimieren, was auch im Interesse der Flugbetriebsunternehmen liegt.

#### 4.1.4.4 Sicherheitsempfehlung

Um zu erreichen, dass die Abflugverfahren in Zürich mit den Betriebsverfahren der einzelnen Flugzeugtypen wie z. B. Saab 340B kompatibel sind und um gleichzeitig einen sicheren und effizienten Betrieb unter allen Bedingungen zu gewährleisten, sollten die heutigen Abflugverfahren überprüft werden.

#### 4.1.4.5 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL)

„Diese Empfehlung ist gegenwärtig in Bearbeitung. Die ersten Zwischenresultate deuten darauf hin, dass keine Anpassungen von Departure Procedures an die Saab 340 nötig sind. Auch der seit langem bestehende Einbezug der Operators in die Festlegung dieser Flugwege stellt sicher, dass FlzG-typenspezifische Bedürfnisse abgedeckt werden.“

## 4.2 Sicherheitsempfehlungen zu menschlichen und organisatorischen Aspekten

### 4.2.1 Übernahme ausländischer Pilotenlizenzen

#### 4.2.1.1 Sicherheitsempfehlung

Bei der Validierung ausländischer Lizenzen, die nicht gemäss JAR-FCL erteilt wurden und die für gewerbsmässige Flüge erteilt werden sollen, ist die Behörde dafür verantwortlich, dass der Lizenzhalter die grundlegenden JAR-FCL-Anforderungen erfüllt. Eine Validierung sollte grundsätzlich zeitlich beschränkt und nicht verlängerbar sein. Diese Verantwortung sollte nicht an den *operator* delegiert werden.

#### 4.2.1.2 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt

„Die Erteilung von CH-Validierungen erfolgte vor dem 1. Mai 2000 ausschliesslich nach RFP. Voraussetzung waren der Nachweis eines CH-IR-Checkfluges mit TRE, Fotokopien der ausländischen Lizenz mit Type-Rating-Eintrag und des ausländischen Medicals sowie der letzten sechs Flugbuchseiten und ein vollständig ausgefülltes und vom Operator mitunterzeichnetes Antragsformular 30.12. Im Gegensatz zur unten beschriebenen Validierungspraxis nach JAR-FCL wurde insbesondere weder ein skill-test noch ein JAR-Medical verlangt.“

Seit dem 1. Mai 2000 werden Validations gemäss Appendix 1 to JAR-FCL 1.015 ausgestellt. Die Voraussetzungen sind der Checkliste FS FA (...) zu entnehmen. Im Vergleich zur Validierung gemäss RFP sind die Anforderungen wesentlich höher.“

## 4.2.2 Validierung von Lizenzen, die nicht nach JAR-FCL erteilt wurden

### 4.2.2.1 Sicherheitsempfehlung

Bei der Validierung von Lizenzen, die nicht gemäss JAR-FCL erteilt wurden und insbesondere von Lizenzen aus Ländern mit unbekanntem Ausbildungsgang sind durch die Behörde vor allem folgende Kriterien individuell zu prüfen:

- Fähigkeiten und Kenntnisse gemäss JAR-FCL
- Fliegerische Erfahrung unter Berücksichtigung der geflogenen Flugzeugtypen, derer Instrumentierung, der Fluggesellschaften und der geographisch-kulturellen Regionen, in denen geflogen wurde. Besonderes Augenmerk ist auf Kandidaten zu richten, deren Instrumentenflug-Ausbildung auf Flugzeugen mit Fluglageinstrumenten erfolgte, die eine andere Darstellung als die westlichen Instrumente liefern (dies ist insbesondere bei folgenden Typen bekannt: IL-18, IL-62, AN-24, TU-134, JAK-40)
- sprachliche Fähigkeiten des Kandidaten, ausreichend für das vorgesehene Einsatzgebiet (insbesondere das Niveau der Englischkenntnisse)
- Kenntnisse der geographischen und meteorologischen Situation (insbesondere Hochgebirgserfahrung, Erfahrung mit Vereisungsbedingungen)
- Erfahrungen mit dem imperialen Masssystem

Wissensdefizite sind durch entsprechendes individuelles Training auszugleichen.

Der JAR-FCL *proficiency check* ist in jedem Fall durch einen Inspektor der Aufsichtsbehörde abzunehmen. Dabei sind spezifisch die oben genannten Schwerpunkte zu überprüfen. Dieser *check* soll unter keinen Umständen an ein Flugbetriebsunternehmen (*operator*) delegiert werden, er kann aber Teil des *operator proficiency checks* sein.

### 4.2.2.2 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt

„Mit Ausnahme der unter Punkt 4.2.2.1 erwähnten Fähigkeiten und Kenntnisse gemäss JAR-FCL, die gemäss der genannten Checkliste FS FA nachgewiesen werden müssen, sind die Empfehlungen nicht lizenzrelevant. Sie sind abschliessend im Subpart N von JAR-OPS geregelt, namentlich in den Ziffern 1.943 (Initial Operator's Crew Resource Management Training), 1.945 (Conversion Training and Checking) und 1.975 (Route and Aerodrome Competence Qualification). Weiteres dazu auch unter Ziffer 4.2.4.2 (...).

Der Forderung, JAR-FCL Proficiency Checks seien ausschliesslich durch Inspektoren der Aufsichtsbehörde durchzuführen, wird heute insoweit Rechnung getragen, als die Examiner bei ihrer Tätigkeit als Repräsentanten des BAZL handeln. Zu diesem Zweck wurde oder wird in den nächsten Wochen ein Vertrag mit jedem einzelnen abgeschlossen. Die Examiner werden in der Ausbildung auf ihre Unabhängigkeit hingewiesen. Dass die Unabhängigkeit von in keiner Weise mit dem Operator in Verbindung stehenden Examinern grösser wäre, mag durchaus sein. Die Ressourcen des Amtes lassen es aber nicht zu, selber für jedes Flugzeugmuster über einen geeigneten, fähigen TRE zu verfügen.“

### 4.2.3 Validierung ausländischer Tauglichkeitszeugnisse

#### 4.2.3.1 Sicherheitsempfehlung

In der Regel sollen sich Piloten ohne JAR-FCL 3 *medical certificate* (Tauglichkeitszeugnis) einer Erstuntersuchung nach JAR-FCL unterziehen. Dabei kann der Untersuchungsgang abgekürzt werden, wenn bestimmte Untersuchungsergebnisse aus dem Herkunftsland des Kandidaten übersetzt und beglaubigt vorliegen und die Untersuchungsmethodik bekannt ist.

#### 4.2.3.2 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt

„Bezüglich Medical wurden die Anforderungen ebenfalls erhöht: Es wird keine Anerkennung oder keine erstmalige Erteilung eines Ausweises vorgenommen, wenn nicht ein JAR-Medical, ausgestellt von einem CH-AMC, vorliegt.“

### 4.2.4 Beschäftigung ausländischer Piloten mit validierten Lizenzen

#### 4.2.4.1 Sicherheitsempfehlung

Ein Flugbetriebsunternehmen (*operator*) sollte grundsätzlich davon ausgehen können, dass ein Pilot mit einer validierten Lizenz ein Luftfahrzeug entsprechend den lokalen Standards operieren kann. Gleichwohl muss insbesondere bei diesen Kandidaten der individuelle Hintergrund (CRM-Kenntnisse, Kultur, Sprache, Erfahrung mit unüblicher Instrumentierung, fliegen im metrischen System und so weiter) sorgfältig abgeklärt und bei der Einstellung und Beschäftigung berücksichtigt werden.

#### 4.2.4.2 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt

„Ein Operator kann grundsätzlich nicht davon ausgehen, dass ein Pilot mit validierter Lizenz entsprechend den lokalen Standards operieren kann! Richtig wäre: Der Operator hat dafür zu sorgen, dass ein Pilot entsprechend den lokalen Standards operieren kann! Trotz zunehmender formaler Harmonisierung im Rahmen von FAR und JAR, sind die Unterschiede von Pilot zu Pilot und von Operator zu Operator noch immer vorhanden. Das BFU nennt auch die wichtigsten Gründe; es sind nicht die „Stick Skills“ der einzelnen Piloten, die auseinander klaffen, es sind die Fähigkeiten der Teams, die Anlass zur Sorge geben können. Und diese Fähigkeiten sind vor allem abhängig von Team-Ausbildung, Kultur, CRM und Company-Procedures. Hier verbleibt trotz validierten Lizenzen eine grosse Verantwortung beim Operator.“

Die Harmonisierung/Standardisierung von JAR ist ein wichtiger Schritt vorwärts; für die „non Stick-Skills“ aber noch keine Gewähr für nachhaltige Qualitätssicherung! Es ist deshalb angezeigt, dass auch die Company-interne Schulung und die Checks von uns über die Vollständigkeit von Syllabi hinaus geprüft werden. Dazu bräuchten wir aber auch **entsprechende Ressourcen** (Fettdruck im Original).“

## 4.2.5 Eignungsabklärung für Besatzungsmitglieder

### 4.2.5.1 Sicherheitsempfehlung

Die Flugbetriebsunternehmen (*operator*) sollen geeignete Kriterien und Instrumente für die Auswahl von Besatzungsmitgliedern anwenden, die es gestatten, den kulturellen Hintergrund und die sprachlichen Fertigkeiten der Kandidaten derart zu beleuchten, dass der Einsatz im multikulturellen Umfeld ein optimales *crew resource management* nicht behindert.

Angemessene sprachliche Fähigkeiten (Englisch) sollen in einer Prüfung nach anerkanntem Massstab nachgewiesen werden.

### 4.2.5.2 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt

„Dieser Empfehlung an die Adresse des Operators können wir uns anschliessen. In diesen Bereichen wäre eine verstärkte Kontrolltätigkeit unsererseits sicher angezeigt; Voraussetzung dazu sind aber auch hier mehr Ressourcen.“

## 4.2.6 Training und Crew Pairing

### 4.2.6.1 Sicherheitsempfehlung

Defizite im sprachlichen und operationellen Bereich sollen durch geeignetes und individuelles Training behoben werden. Durch sorgfältiges *crew pairing* ist zu verhindern, dass sich noch bestehende Defizite in einer Besatzung kumulieren.

Während der *proficiency trainings* sind die individuellen Schwierigkeiten der Kandidaten durch geeignete Methoden zu adressieren (z.B. *unusual attitude training*, *communication training*). Während der *proficiency checks* ist das Ergebnis dieses individuellen Trainings zu überprüfen.

### 4.2.6.2 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt

„Auch dieser Empfehlung können wir uns anschliessen. Es ist sicher richtig, dass der Operator bei Proficiency Checks (und damit auch bei allen Umschulungen, Anstellungen gemäss JAR-OPS 1.945: Changing Operator) einen strengen Massstab bezüglich Cockpitorganisation und CRM anwendet. Dabei wäre eine dreistufige Qualifikationsnorm notwendig: 1) Fully qualified, 2) conditionally qualified, 3) not qualified. Diejenigen Piloten, die an Hürde 3) „hängen bleiben“, sind solange nachzuschulen, bis sie mindestens Stufe 2) erreichen. Durch ein entsprechendes Crew Pairing sind solche Piloten bis zum nächsten Check zu erfassen und anschliessend einer neuen Evaluation zu unterziehen.“

Die in der Zwischenzeit eingetretenen luftfahrpolitischen Entwicklungen und die der Crossair neu zukommende Rolle als „National Carrier“ unter Nutzung von Swissair safety know how bietet eine gute Gelegenheit auch zur Umsetzung der Empfehlungen im obenerwähnten Sinne, um damit einen weiteren Schritt in Richtung der Optimierung der Flugsicherheit in diesem Unternehmen zu vollziehen.“



## 4.2.7 Ausbildung und Einführung von Direct Entry Commander

### 4.2.7.1 Sicherheitsempfehlung

Bei *direct entry commander*, insbesondere bei solchen mit validierten Lizenzen, ist seitens des Flugbetriebsunternehmens (*operator*) auf eine besonders sorgfältige Einführung zu achten. Diese sollte neben den operationellen Aspekten auch ein vertraut machen mit den Besonderheiten des kulturellen, sprachlichen und sozialen Umfelds beinhalten. Bei den obligatorischen *line checks* ist wiederum die erfolgreiche Beherrschung der folgenden Kriterien zu überprüfen:

- CRM unter besonderer Berücksichtigung des Zweimann-Cockpits (wo anwendbar)
- Führungskultur
- angemessene sprachliche Ausdrucksmöglichkeiten für die aktuelle Operation

Die Kontrollbehörde soll berechtigt sein, Vertragsbedingungen von *direct entry*- und Leasing-Verträgen einzusehen.

### 4.2.7.2 Stellungnahme des Bundesamtes für Zivilluftfahrt

„Dieser Empfehlung an die Adresse des Operators können wir uns anschließen. In diesen Bereichen wäre eine verstärkte Kontrolltätigkeit unsererseits sicher angezeigt; Voraussetzung dazu sind aber auch hier mehr Ressourcen.“

## 4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen zur Verbesserung der Flugsicherheit

Das Flugbetriebsunternehmen Crossair gab am 25. Februar 2002 an, die folgenden Massnahmen aufgrund der Sicherheitsempfehlungen des BFU getroffen zu haben:

Zitat:

- „In der Beilage (vgl. Anhang 8) befinden sich die Auszüge aus dem Operations Manual (OM), in welchen die Paragraphen, welche als direkte Reaktion auf die Sicherheitsempfehlungen geändert wurden, markiert sind. Es geht dabei im Wesentlichen um die Programmierung des Navigations Management Systems, den Einsatz des Autopiloten sowie die Arbeitsteilung respektive Überwachung im Cockpit.
- Als weitere Massnahme wurde die Basisausbildung der Piloten aus dem GUS Bereich einer Analyse unterzogen. Die Auswahlkriterien für „Direct Entry Commander“ wurden neu definiert und verfeinert. „Direct Entry Commander“ müssen neu drei Monate Flugdienst auf dem rechten Sitz absolvieren, um das Betriebsumfeld besser kennenzulernen.
- Auf allen Flotten wurde die „Bank Angle Warning“ des GPWS aktiviert.
- Der Zeitraum nach einer Umschulung, in welcher ein Pilot als „inexperienced“ gilt, wurde von 25 auf 100 Flugstunden heraufgesetzt. Diese Limite ist im Crewplanungssystem integriert.“

Ende Zitat.

## Glossar

AP	<i>autopilot</i>	Autopilot
APP	<i>autopilot panel</i>	autopilot panel
ADC	<i>aerodrome control</i>	Flugplatzverkehrsleitung
ADC	<i>air data computer</i>	
ADF	<i>automatic direction finding equipment</i>	automatisches Peilgerät
ADI	<i>attitude direction indicator</i>	künstlicher Horizont
ADS	<i>air data system</i>	
AFS	<i>automatic flight system</i>	automatische Flugregelungsanlage
AGL	<i>above ground level</i>	über Grund
AHC	<i>attitude heading computer</i>	
AHRS	<i>attitude heading reference system</i>	Fluglage- und Steuerkursreferenzsystem
AMOS	<i>airline maintenance organisation system</i>	
AMSL	<i>above mean sea level</i>	über der mittleren Meereshöhe
AND	<i>attitude nose down</i>	
ANU	<i>attitude nose up</i>	
APA	<i>altitude preselector alerter</i>	
APR	<i>automatic power reserve</i>	
APRON	<i>apron</i>	Vorfeld
ASI	<i>airspeed indicator</i>	Geschwindigkeitsmesser
ATA	<i>American Transport Association</i>	
ATIS	<i>automatic terminal information service</i>	
AVOR		Arbeitsvorbereitung
BFU	<i>Aircraft Accident Investigation Bureau</i>	Büro für Flugunfalluntersuchungen
B-RNAV	<i>basic area navigation</i>	Flächennavigation
CA	<i>cabin attendant</i>	Flugbegleiter/in
CAM	<i>cockpit area mike</i>	Raummikrofon
CB	<i>circuit breaker</i>	Sicherungsautomat
CDU	<i>control display unit</i>	Bedieneinheit
CHF	<i>Swiss Francs</i>	Schweizerfranken
CHP	<i>course heading panel</i>	
CRM	<i>crew resource management</i>	
CRT	<i>cathode ray tube</i>	Bildröhre, Bildschirm
CTOT	<i>constant torque on take off</i>	
CVR	<i>cockpit voice recorder</i>	Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät im Führerraum eines Luftfahrzeuges
CWP	<i>central warning panel</i>	Pannentableau
DAT	<i>digital audio tape</i>	
DCP	<i>display control panel</i>	
DEP	<i>departure control</i>	Abflugkontrolle
DFDR	<i>digital flight data recorder</i>	digitaler Flugdatenschreiber
DME	<i>distance measuring equipment</i>	
DOC	<i>designated operational coverage</i>	Gebiet, in dem ein bestimmter Dienst verfügbar ist und welchem die zu diesem Dienst gehörenden Frequenzen geschützt sind
DPU	<i>display processor unit</i>	
DVOR	<i>doppler VOR</i>	Doppler-VOR
EADI	<i>electronic attitude director indicator</i>	elektronischer Leithorizont
EFIS	<i>electronic flight instrument system</i>	elektronisches Fluginstrumentensystem
EHSI	<i>electronic horizontal situation indicator</i>	elektronischer Leitkursanzeiger
EICAS	<i>engine indicating and crew alerting system</i>	

ELEV	<i>elevation</i>	Ortshöhe über Meer
EMI	<i>electromagnetic interference</i>	Elektromagnetische Verträglichkeit
FAA	<i>Federal Aviation Authority</i>	Zivilluftfahrtbehörde der Vereinigten Staaten von Amerika
FCC	<i>flight control computer</i>	
FD	<i>flight director</i>	Flugleitanlage
FDAU	<i>flight data acquisition unit</i>	Flugdatenerfassungsmodul
FDEP	<i>flight data entry panel</i>	
FIB	<i>focussed ion beam</i>	gebündelter Ionenstrahl
FIR	<i>flight information region</i>	Fluginformationsgebiet
FL	<i>flight level</i>	Flugfläche
FMS	<i>flight management system</i>	
ft	<i>feet</i>	Fuss (1 ft = 0.3048 m)
GPU	<i>ground power unit</i>	Bodenstromversorgung
GPWC	<i>ground proximity warning computer</i>	Rechner des Bodennähe-Warnsystems
GPWS	<i>ground proximity warning system</i>	Bodennähe-Warnsystem
GSP	<i>glare shield panel</i>	Bedienpanel am Blendschutz
HDG	<i>heading</i>	Steuerkurs
HIRF	<i>high intensity radio frequency</i>	
HSI	<i>horizontal situation indicator</i>	Leitkursanzeiger
IAS	<i>indicated airspeed</i>	angezeigte Fluggeschwindigkeit
IFR	<i>instrument flight rules</i>	Instrumentenflugregeln
ILS	<i>instrument landing system</i>	Instrumentenlandesystem
IMC	<i>instrument meteorological conditions</i>	Instrumentenwetterbedingungen
IMC	<i>instrument meteorological conditions</i>	Instrumentenwetterbedingungen
IR	<i>instrument rating</i>	Instrumentenflugberechtigung
ITT	<i>inter turbine temperature</i>	
JAA	<i>Joint Aviation Authorities</i>	
KIAS	<i>knots indicated airspeed</i>	angezeigte Fluggeschwindigkeit in Knoten
kt	<i>knots</i>	Knoten (1 kt = 1 NM/h)
LAT	<i>latitude</i>	geographische Breite
LONG	<i>longitude</i>	geographische Länge
LRN	<i>long range navigation system</i>	
METAR	<i>aviation routine weather report</i>	Flugwettermeldung
MFD	<i>multifunctional display</i>	Mehrzweckanzeige
MIH	<i>maintenance information handbook</i>	Unterhaltshandbuch
MME	<i>maintenance manangement exposition</i>	Unterhaltsüberwachungskonzept
MOE	<i>maintenance organisation exposition</i>	Unterhaltsbetriebskonzept
MPU	<i>multifunction processor unit</i>	
MRT	<i>multi radar tracking</i>	Mehrfachradarerfassung
NCU	<i>navigation computer unit</i>	
NM	<i>nautical mile</i>	Nautische Meile (1 NM = 1.852 km)
NVM	<i>nonvolatile memory</i>	Dauerspeicher
OAT	<i>outside airtemperature</i>	Aussentemperatur
PF	<i>pilot flying</i>	fliegender Pilot
PNF	<i>pilot non flying</i>	assistierender Pilot
QNH		Stationsdruck, reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre
RA	<i>radio altimeter</i>	Radiohöhenmesser
RAIM	<i>receiver autonomous integrity monitoring</i>	
RNAV	<i>area navigation</i>	Flächennavigation
ROC	<i>rate of climb</i>	Steigrate
ROD	<i>rate of descent</i>	Sinkrate

S/N	<i>serial number</i>	Werknummer
SB	<i>service bulletins</i>	Änderungsanweisung
SID	<i>standard instrument departure</i>	Instrumentenabflugroute
SIGMET	<i>information concerning en-route weather phenomena which may affect the safety of aircraft operations</i>	Informationen bezüglich Wettererscheinungen auf der Flugstrecke, die die Sicherheit des Flugbetriebs beeinträchtigen können
SOP	<i>standard operating procedures</i>	Standardbetriebsverfahren
STAR	<i>standard instrument arrival</i>	Instrumentenanflugroute
STC	<i>supplemental type certificate</i>	ergänzendes Baumusterzeugnis
TAF	<i>aerodrome forecast</i>	Flugplatzwettervorhersage
TAS	<i>true airspeed</i>	Wahre Fluggeschwindigkeit
TC	<i>type certificate</i>	Baumusterzeugnis
TOM	<i>take-off mass</i>	Abflugmasse
TR	<i>type rating</i>	Musterberechtigung
TRK	<i>track</i>	Kurs über Grund
USD	<i>US Dollar</i>	US Dollar
UTC	<i>universal time coordinated</i>	Koordinierte Weltzeit
VFR	<i>visual flight rules</i>	Sichtflugregeln
VMC	<i>visual meteorological conditions</i>	Sichtwetterbedingungen
VOR	<i>VHF omnidirectional radio range</i>	UKW-Drehfunkfeuer
VSI	<i>vertical speed indicator</i>	Variometer
WO	<i>workorder</i>	Arbeitsauftrag

Time	Assumed Actions Commander				Flight Recorder Data							Assumed Actions Copilot		
	left hand	eye focus	right hand	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus	right hand		
UTC														
16:54:04	ground steering		power levers					0.0	[radio.] cleared for take-off two eight...			PTT		
16:54:05	wheel		power levers					0.0	.. Crossair four niner eight			PTT		
16:54:06	ground steering		power levers					0.0						
16:54:07	wheel		power levers	Are you ready?				0.0	take-off clearance					
16:54:08	ground steering		power levers	received				0.0	line-up checklist completed, ready					
16:54:09	wheel		power levers					0.0						
16:54:10	ground steering		power levers	time check	[engine noise increasing]			0.0		power levers	engine instr.	condition levers		
16:54:11	wheel	runway	power levers					0.0		power levers	flight instr.	condition levers		
16:54:12	ground steering	runway	power levers					0.0		power levers	engine instr.	condition levers		
16:54:13	wheel	instrument scan	power levers					0.0	auto-coarsen high	power levers	flight instr.	condition levers		
16:54:14	ground steering	runway	power levers					0.0		power levers	engine instr.	condition levers		
16:54:15	wheel	runway		set take-off power				0.0		power levers	flight instr.	condition levers		
16:54:16	ground steering	instrument scan	yoke					0.0	APR armed	power levers	engine instr.	condition levers		
16:54:17	wheel	runway	yoke					0.0		power levers	flight instr.	condition levers		
16:54:18		runway	yoke					0.0	sixty	power levers	engine instr.	condition levers		
16:54:19	yoke	instrument scan	yoke		landing gear rolling noise			0.0		power levers	flight instr.	condition levers		
16:54:20	yoke	runway	yoke		landing gear rolling noise			0.0		power levers	engine instr.	condition levers		
16:54:21	yoke	runway	yoke		landing gear rolling noise			0.0		power levers	flight instr.	condition levers		
16:54:22	yoke	instrument scan	yoke		landing gear rolling noise			0.0	take-off power is set	power levers	engine instr.	condition levers		
16:54:23	yoke	runway	yoke		landing gear rolling noise			0.0			flight instr.	yoke		

Time	Assumed Actions Commander				Flight Recorder Data							Assumed Actions Copilot		
	left hand	eye focus	right hand	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus	right hand		
16:54:24	yoke	runway	yoke		landing gear rolling noise			0.0			engine instr.	yoke		
16:54:25	yoke	instrument scan	yoke		landing gear rolling noise			0.0			flight instr.	yoke		
16:54:26	yoke	runway	yoke		landing gear rolling noise			0.0			engine instr.	yoke		
16:54:27	yoke	runway	yoke		landing gear rolling noise			0.0			flight instr.	yoke		
16:54:28	yoke		yoke		landing gear rolling noise			0.0	<i>Vee one, rotate</i>		engine instr.	yoke		
16:54:29	yoke pulling	EADI	yoke pulling		rumble stops			0.0			flight instr.			
16:54:30	yoke	instrument scan	yoke				alt 1472	0.0			engine instr.			
16:54:31	yoke	instrument scan	yoke				alt 1456	0.0			flight instr.			
16:54:32	yoke	instrument scan	yoke					0.0						
16:54:33	yoke	instrument scan	yoke	<i>gear up</i>				0.7		gear handle	gear handle			
16:54:34	yoke	instrument scan	yoke		hydraulic pump noise			0.4	<i>positive rate, gear in transit</i>					
16:54:35	yoke	instrument scan	yoke		gear retraction rumble		alt 1456	1.4		gear handle	gear lights			
16:54:36	yoke	instrument scan	yoke					2.1						
16:54:37	yoke	instrument scan	yoke				gear unsafe	3.5						
16:54:38	yoke	instrument scan	yoke				gear unsafe	2.5						
16:54:39	yoke	instrument scan	yoke				gear unsafe	1.8						
16:54:40	yoke	instrument scan	yoke				alt 1568	1.8						
16:54:41	yoke	instrument scan	yoke			<i>[IB4476] TWR...</i>	gear unsafe	1.1						
16:54:42	yoke	instrument scan	yoke					0.4			gear lights			
16:54:43	yoke	instrument scan	yoke					0.0	<i>gear is up, final climb one two six</i>					

Time	Assumed Actions Commander				Flight Recorder Data							Assumed Actions Copilot		
	left hand	eye focus	right hand	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus	right hand		
16:54:44	yoke	instrument scan	yoke					0.0			[EADI]			
16:54:45	yoke		yoke	<i>flight director on</i>			alt 1760	0.0						
16:54:46	yoke	EADI	yoke					-0.4		FD button	EFIS panels			
16:54:47	yoke		yoke					-0.7	<i>flight director on</i>		EADI			
16:54:48	yoke	EADI	yoke	<i>arm NAV</i>		<i>[TWR] LX 85...</i>		-0.7		NAV button	mode sel. pan.			
16:54:49	yoke		yoke			<i>cross runway...</i>		-0.4	<i>LRN one is captured</i>		EADI			
16:54:50	yoke	EADI	yoke			<i>contact approach ..</i>		0.0						
16:54:51	yoke		yoke				alt 2144	-0.4						
16:54:52	yoke	EADI	yoke	<i>LRN one... captured</i>		<i>[LX85] .. 121.75</i>		-1.1						
16:54:53	yoke	EADI FD	yoke					-0.7						
16:54:54	yoke	instrument scan	yoke			<i>[TWR] IB 4476..</i>		-0.4						
16:54:55	yoke	instrument scan	yoke			<i>... evening</i>		-0.4						
16:54:56	yoke	instrument scan	yoke			<i>[IB4476] cont.</i>		-0.7						
16:54:57	yoke	instrument scan	yoke			<i>.....4476.</i>		-0.7						
16:54:58	yoke	instrument scan	yoke					-0.4						
16:54:59	yoke	instrument scan	yoke					0.4						
16:55:00	yoke	instrument scan	yoke				alt 2352	1.1						
16:55:01	yoke	instrument scan	yoke					0.4						
16:55:02	yoke	instrument scan	yoke					-0.4						

Time	Assumed Actions Commander				Flight Recorder Data							Assumed Actions Copilot		
	left hand	eye focus	right hand	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus	right hand		
16:55:03	yoke	instrument scan	yoke			Crossair 498, contact		-1.1						
16:55:04	yoke	instrument scan	yoke			departure, adé		-0.7						
16:55:05	yoke	instrument scan	yoke				alt 2544	0.0	[radio:] departure, Crossair..			PTT		
16:55:06	yoke	instrument scan	yoke					0.4	..four niner eight.. bye			PTT		
16:55:07	yoke	instrument scan	yoke		signal tone			0.4		center pedestal	center pedestal			
16:55:08	yoke	instrument scan	yoke					0.4	calling					
16:55:09	yoke	instrument scan	yoke					0.0	[radio:] Gruenzi departure..			PTT		
16:55:10	yoke	instrument scan	yoke				alt 2752	0.4	..Crossair four niner eight..		altimeter	PTT		
16:55:11	yoke	instrument scan	yoke				alt 2784	0.0	..crossing 2800 now			PTT		
16:55:12	yoke	instrument scan	yoke					0.0						
16:55:13	yoke	instrument scan	yoke					-0.7						
16:55:14	yoke	instrument scan	yoke					-1.1						
16:55:15	yoke	instrument scan	yoke	aaah, CTOT / APR off		Crossair four nine eight	alt 2944	-1.1						
16:55:16	yoke	instrument scan	yoke			climb to flight level 110		-0.7						
16:55:17	yoke	instrument scan	yoke					-1.1						
16:55:18	yoke	instrument scan	yoke					-1.4	[radio:] climbing level one one zero,..			PTT		
16:55:19	yoke	instrument scan	yoke					-2.1	..Crossair four niner eight			PTT		
16:55:20	yoke	instrument scan	yoke		altitude pre-selector		alt 3120	-2.5		altitude selector	altitude selector			
16:55:21	yoke	instrument scan	yoke		setting clicks			-2.1	one one zero confirm	[pointing]	altitude selector			
16:55:22	yoke	altitude selector	yoke	checked				-1.1			altitude selector			



Time	Assumed Actions Commander				Flight Recorder Data							Assumed Actions Copilot		
	left hand	eye focus	right hand	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus	right hand		
16:55:23	yoke	instrument scan	yoke					0.0						
16:55:24	yoke	instrument scan	yoke	CTOT / APR off				0.7						
16:55:25	yoke	instrument scan	yoke				alt 3280	1.4	..is coming	power levers	torque instr.			
16:55:26	yoke	instrument scan	yoke		clicking CTOT			2.5		power levers	CTOT switch			
16:55:27	yoke	instrument scan	yoke					3.2		power levers	torque instr.			
16:55:28	yoke	instrument scan	yoke					3.9		power levers	engine instr.			
16:55:29	yoke	instrument scan	yoke					4.2		power levers	engine instr.			
16:55:30	yoke	instrument scan	yoke				alt 3440	4.6		power levers	engine instr.			
16:55:31	yoke	instrument scan	yoke					4.9		power levers	engine instr.			
16:55:32	yoke	instrument scan	yoke					5.3		power levers	engine instr.			
16:55:33	yoke	instrument scan	yoke					4.9		power levers	engine instr.			
16:55:34	yoke	instrument scan	yoke					4.2		power levers	engine instr.			
16:55:35	yoke	instrument scan	yoke				alt 3616	3.9		power levers	engine instr.			
16:55:36	yoke	instrument scan	yoke					7.0		power levers	engine instr.			
16:55:37	yoke	instrument scan	yoke		APR off			4.6		APR switch	APR switch			
16:55:38	yoke	instrument scan	yoke		2 clicks switches			4.2		APR switch	engine instr.			
16:55:39	yoke	instrument scan	yoke			four nine eight, turn left		4.6		APR switch	engine instr.			
16:55:40	yoke	instrument scan	yoke			to Zurich East	alt 3808	1.4						
16:55:41	yoke	instrument scan	yoke					-4.2	[radio:] turning left to Zurich East..			PTT		
16:55:42	yoke	instrument scan	yoke					-8.4	..Crossair four niner eight	FMS CDU	FMS CDU	PTT		

Time	Assumed Actions Commander				Flight Recorder Data						Assumed Actions Copilot		
	left hand	eye focus	right hand	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus	right hand	
16:55:43	yoke	instrument scan	yoke					-12.0		FMS CDU	FMS CDU		
16:55:44	yoke	instrument scan	yoke		[FMS CDU			-15.5		FMS CDU	FMS CDU		
16:55:45	yoke	instrument scan	yoke		key clicks unconfirmed]		alt 4000	-16.9		FMS CDU ENTER	FMS CDU		
16:55:46	steering acc.	instrument scan	steering acc.					-16.2	from present, LRN is to..				
16:55:47	FD cmd.	EHSI EADI	FD cmd.					-15.1	.Zurich East, yeah				
16:55:48		instr. Scan						-13.7			[EADI EHSI]		
16:55:49		[FMS CDU]		checked				-10.5					
16:55:50		[EHSI]					alt 4208	-7.0	CTOT / APR off				
16:55:51	yoke	instrument scan	yoke					-3.5					
16:55:52	yoke	instrument scan	yoke	yaw damper on				0.0	yaw damper engaged	YD switch	center pedestal		
16:55:53	yoke	instrument scan	yoke	bleed air on				2.5		BLEED SWITCH	BLEED PNL		
16:55:54	yoke	instrument scan	yoke		bleed air switch click			4.9		LEFT	CAB ALT		
16:55:55	yoke	instrument scan	yoke		air rush		alt 4416	8.4					
16:55:56	yoke	instrument scan	yoke		bleed air switch click			12.7		bleed air switch	overhead panel		
16:55:57	yoke	instrument scan	yoke		air rush			16.5	bleeds are on	bleed air switch	[cab. alt. Indicator]		
16:55:58	yoke	instrument scan	yoke					21.1					
16:55:59	yoke	instrument scan	yoke					26.0					

Time UTC	Assumed Actions Commander				Flight Recorder Data						Assumed Actions Copilot		
	left hand	eye focus	right hand	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus	right hand	
16:56:00	yoke	instrument scan	yoke	set climb power			alt 4608	31.0					
16:56:01	yoke	instrument scan	yoke					33.4	coming [whispered]	power levers	power levers	friction lock	
16:56:02	yoke	instrument scan	yoke					35.2		power levers	engine instr.	power levers	
16:56:03	yoke	instrument scan	yoke					41.2		power levers	engine instr.	power levers	
16:56:04	yoke	instrument scan	yoke					41.5		power levers	engine instr.	power levers	
16:56:05	yoke	EADI	yoke				alt 4720	39.4		power levers	engine instr.	power levers	
16:56:06								38.3		power levers	engine instr.	power levers	
16:56:07	rugged aileron		rugged aileron				alt 4720	38.7		power levers	engine instr.	power levers	
16:56:08	steering inputs		steering inputs				propeller RPM	38.7		power levers	engine instr.	power levers	
16:56:09							decr.	40.1		condition levers	condition levers	condition levers	

Time	Assumed Actions Commander			Flight Recorder Data							Assumed Actions Copilot		
	left hand	eye focus	right hand	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus	right hand	
16:56:10							alt 4688	41.9		condition levers	MFD	condition levers	
16:56:11	increasingly		increasingly					48.2	turning left to Zurich East, ...		MFD	condition levers	
16:56:12	rugged aileron		rugged aileron					58.0	we should left...	[pointing]		condition levers	
16:56:13	steering inputs		steering inputs				alt 4624	63.7		condition levers	[FMS CDU]	condition levers	
16:56:14								65.4		condition levers	engine instr.	condition levers	
16:56:15				oh-na-nah..			alt 4560	65.8	[audibly increased breathing rate]	condition levers	[left light instr.]	condition levers	
16:56:16							propeller RPM	70.3		condition levers	engine instr.	condition levers	
16:56:17	uncontrolled		uncontrolled				1320	73.5		condition levers	[flight instr.]	condition levers	
16:56:18	left-right	v	left-right				alt 4320	73.2			[flight instr.]		
16:56:19	aileron	v	aileron					79.8	[radio:] moment please,..		[flight instr.]	PTT	
16:56:20	steering inputs	v	steering inputs				alt 4048	103.8	..standby/ [even tone (stress?)]		[flight instr.]	PTT	
16:56:21	v	v	v					125.9	[heavy breathing]		EADI		
16:56:22		v						137.5	No! [audible stress tremour ...		EADI		
16:56:23					overspeed warning			118.2	...and heavy breathing]	[yoke]	EADI	[yoke]	
16:56:24					wind noise			97.8	turning left: left! left! left!...left! [urgent]	[yoke]	EADI	[yoke]	
16:56:25							alt 2736	76.7		[yoke]	EADI	[yoke]	
16:56:26										[yoke]		[yoke]	
16:56:27									... oh---[cut-off]	[yoke]		[yoke]	

Time	Assumed Actions Commander		Flight Recorder Data						Assumed Actions Copilot		
	left hand	eye focus	right hand	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus

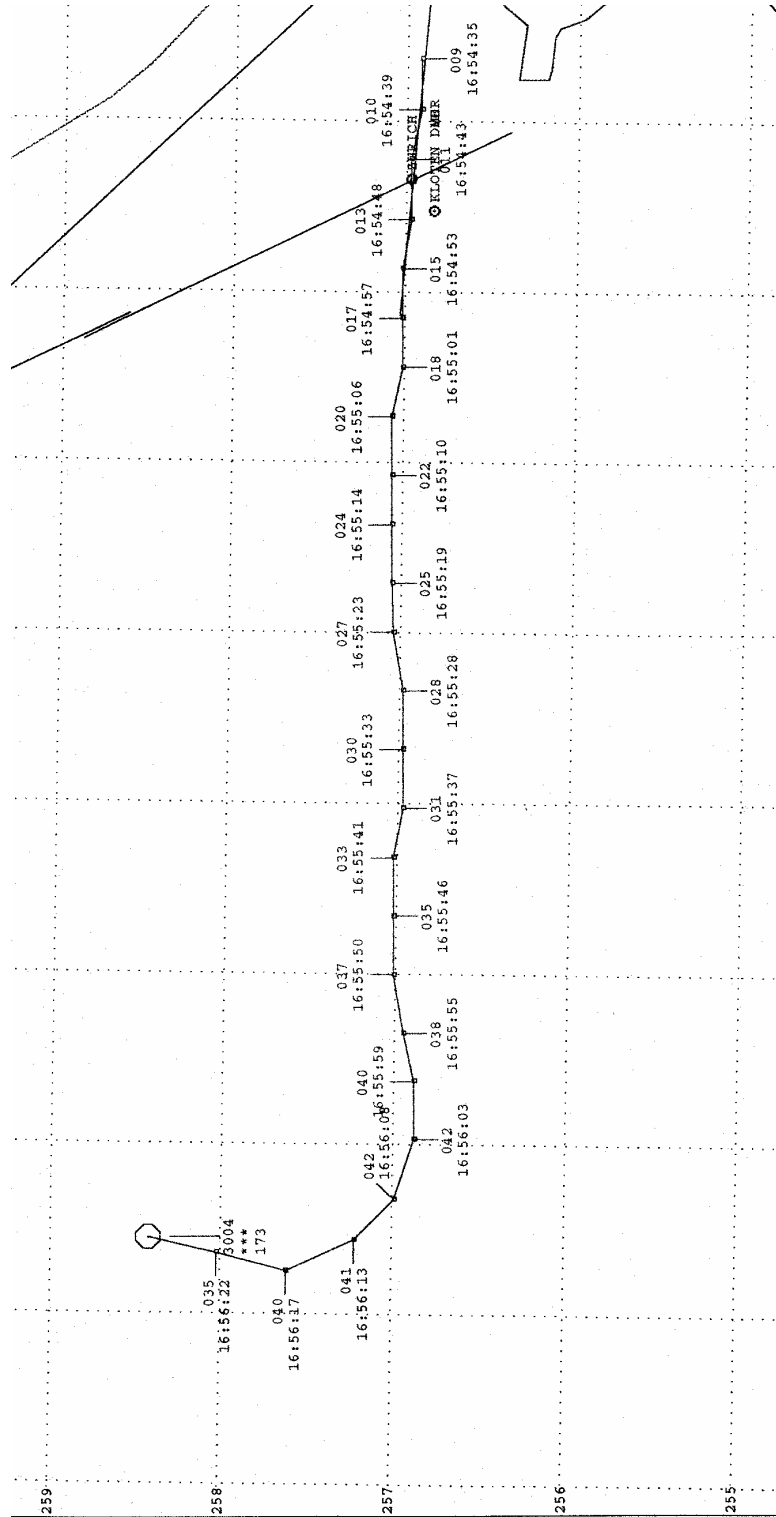
normal two-men-ops  
 deviation from SOP  
 aircraft deviates from flt path  
 aircraft cannot be recovered

two-men operation, closed loops  
 radio communication loops  
 take-off power setting  
 rotation  
 landing gear cycle  
 flight director on  
 NAV (LRN) on  
 CTOT/APR off, interrupted loop  
 FMS Programming  
 yaw damper on  
 bleed air on  
 climb power setting, incomplete

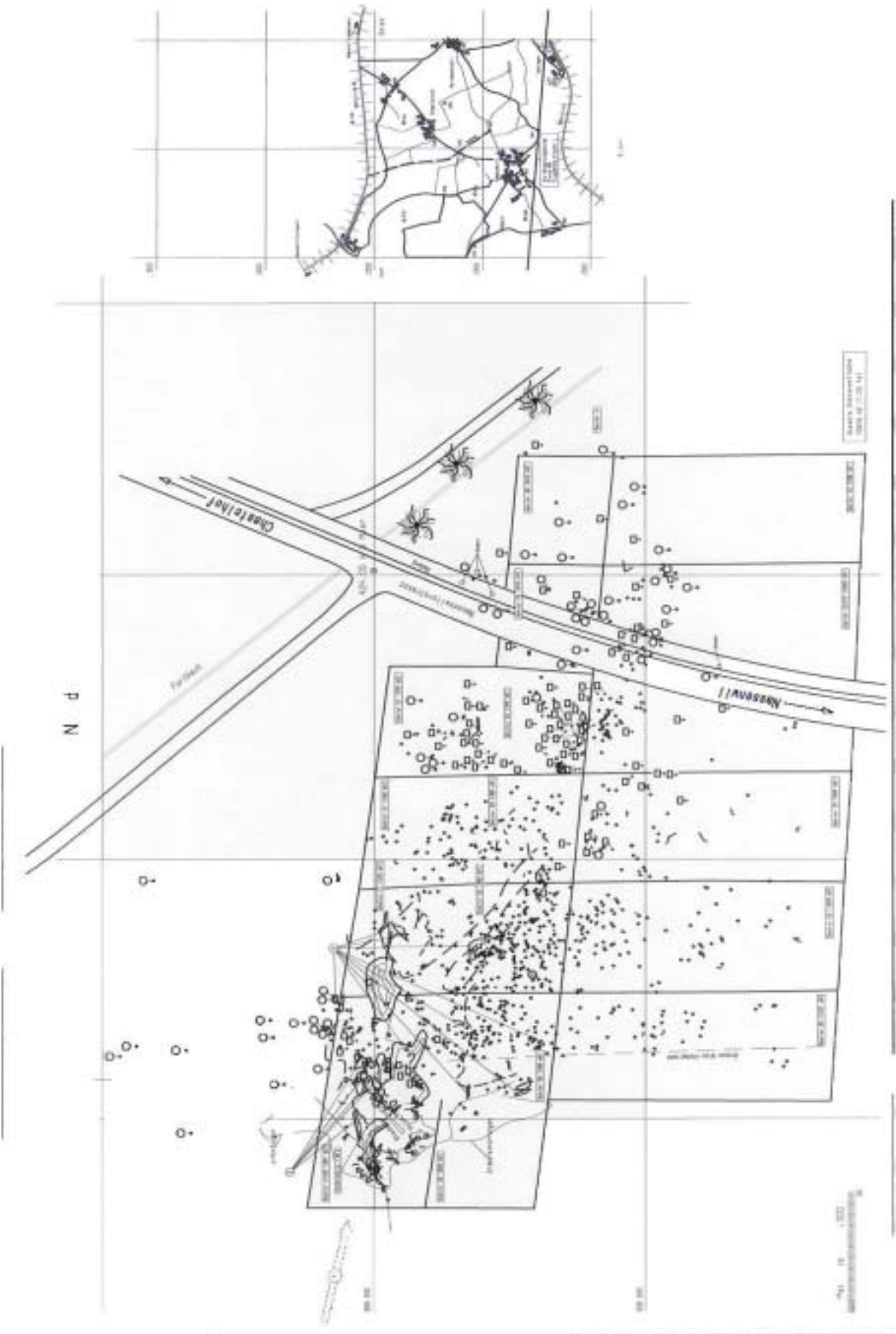
commander increasingly confused about aircraft attitude  
 copilot increasingly aware of aircraft attitude

## Anhang 2

Radarplot des Flugweges von CRX 498



Anhang 3



## Anhang 4

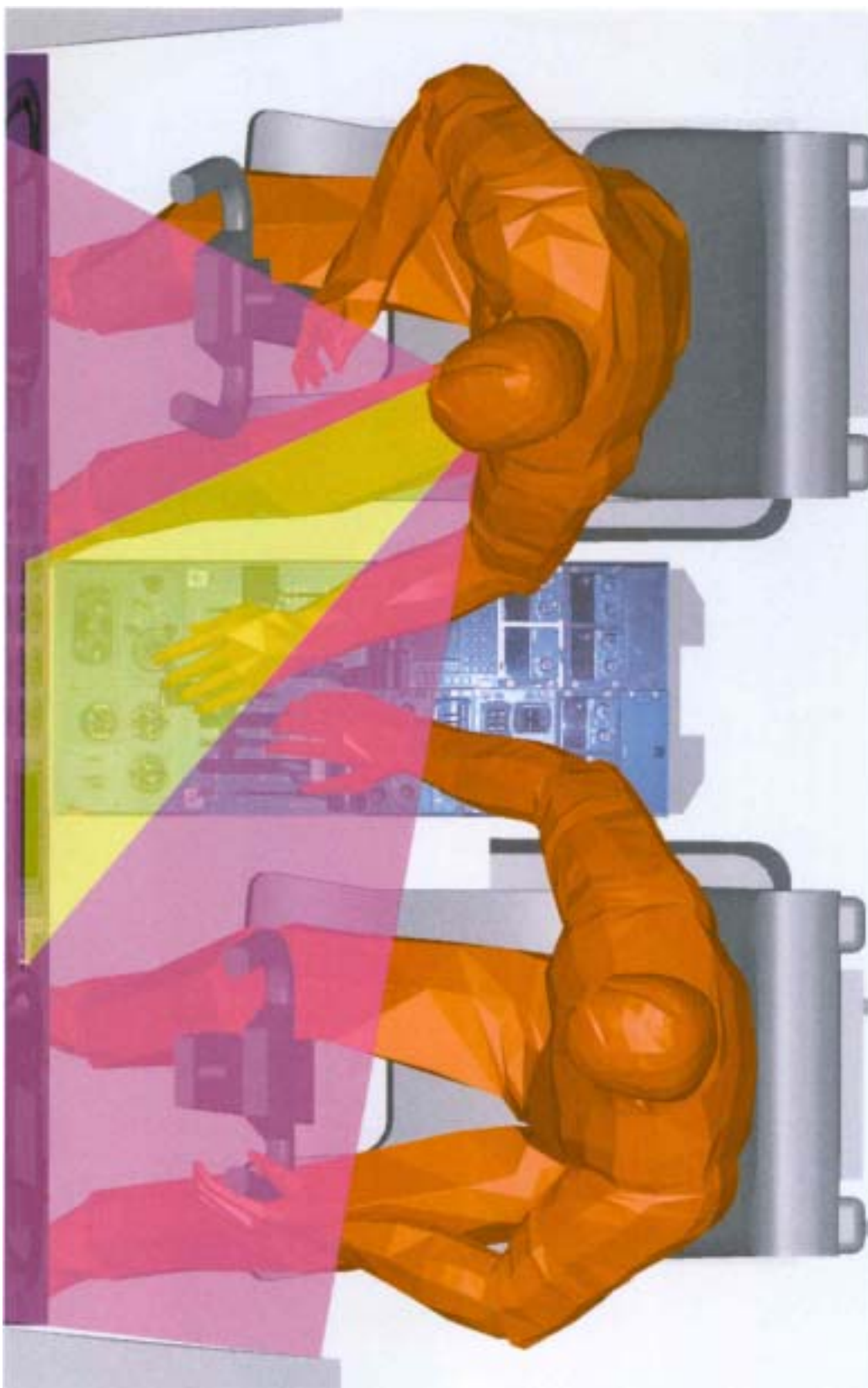
Medikamentenpackung Phenazepam aus dem *crew bag* des Kommandanten





## Anhang 5

Blickfeld des Copiloten – Grundriss



Blickfeld des Copiloten – Simulation



## Anhang 6

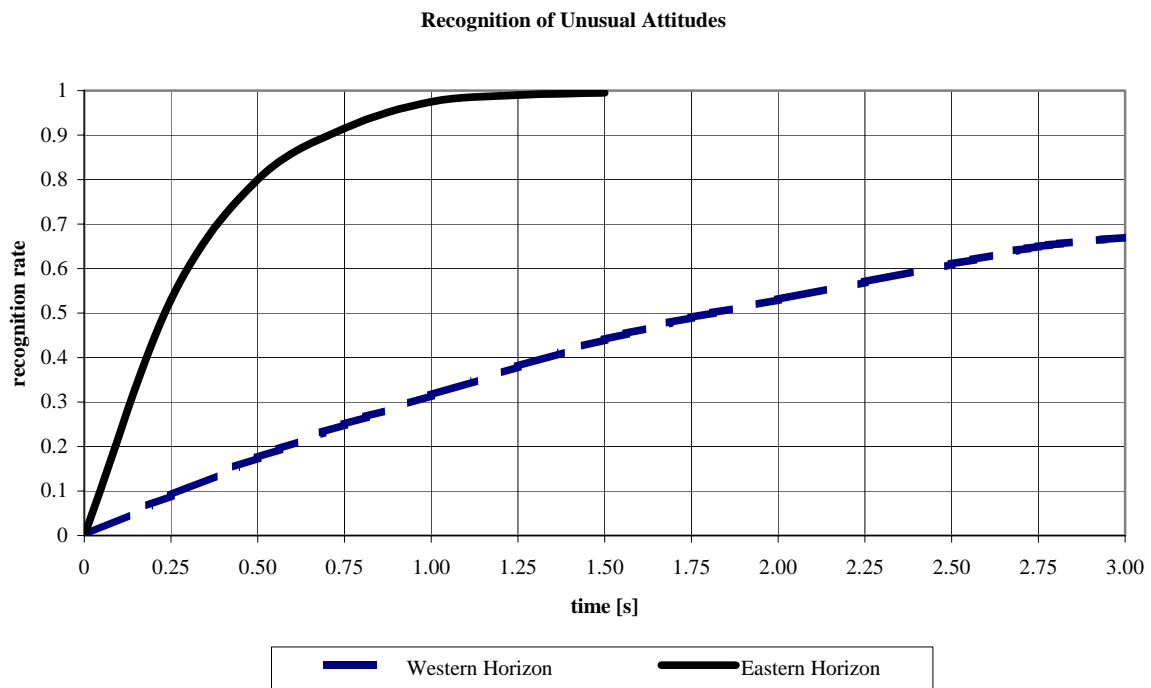
Kreiselkompass russischer Bauart (oben) im Vergleich zum EHSI des SF-340 B (unten). Der Zeiger (roter Pfeil) bewegt sich im Bezug zur feststehenden Skala, während beim Instrument westlicher Bauart der *heading bug* (blauer Pfeil) bezüglich der rotierenden Skala fixiert ist.



## Anhang 7

Das untenstehende Diagramm stellt die in Versuchen ermittelte Zeit dar, die von auf Flugzeugen mit östlicher Instrumentierung ausgebildeten Piloten benötigt wird, um eine Fluglage sicher zu erkennen. Die durchgehende Kurve zeigt die Situation bei Verwendung östlicher Instrumente, die gestrichelte Kurve diejenige bei westlicher Bauart der künstlichen Horizonte.

So haben z.B. nach einer Sekunde 98% der Piloten die Fluglage erkannt, sofern diese mit östlichen Horizonten dargestellt wird. Nur 32% derselben Piloten können die Fluglage nach einer Sekunde auf westlichen Instrumenten sicher bestimmen.



## Anhang 8

**AUSZUG OM A Kapitel 8C, Version July 1<sup>st</sup>, 2000**

- Änderungen Gelb markiert
- Änderungen als Folge Empfehlung LX498 Unfall rot markiert

**8.4.7 .....General Cockpit Procedures  
Policy for Crew Resource Management**

All Crossair flight operations are based on the optimum use of Crew Resource Management. The principle of continuous mutual briefing and assistance shall be applied at all times. In normal cockpit work the commander shall endeavour to establish open communication between crew members in the cockpit and in the cabin as well as with ground personnel and Air Traffic Services.

All aircraft equipment shall be used with care and to the best of its capability. Checklists and Standard Operating Procedures shall be used at all times in normal operations.

Normally the aircraft will be manoeuvred by one designated pilot. He will act as Pilot Flying (PF) for the time he has received this responsibility from the commander. The Pilot Not Flying (PNF) will assist to the maximum extent by performing checklist work, ATC communication, aircraft configuration changes and other duties at the discretion of the PF. During the critical flight phases the PNF shall support the PF by monitoring the primary flight instruments. All changes of control shall be performed in a clear manner. Standard phraseology shall be used with ATC and in cockpit communication in order to minimize the risk of misunderstandings. The rules of closed loop shall be respected at all times according to standard operating procedures.

A call out is a vocal notification by a pilot of either an order, the initiation of a sequence of events or an anomaly. It is also mandatory for any:

- Configuration change
- Mode or selection change
- System switching

Such a call out must always be confirmed vocally by the other pilot.

**Policy for the Use of Equipment**

All equipment shall be used to the best of its capability whenever it is technically available.

**Use of Autopilot**

Notwithstanding the above flight without autopilot is permitted in VMC and IMC provided that:

The PF keeps his attention constantly on the primary flight instruments and natural horizon if available. Whenever the PF has to divert his attention to other equipment the autopilot shall be engaged within its technical limitations.



With the autopilot engaged the following applies:

The PF shall constantly monitor the autopilot mode and performance as well as the primary instruments. Whenever he has to divert his attention to other equipment a verbal handover to the other pilot shall be performed.

#### Use of Autothrottle

The autothrottle shall be engaged in the appropriate mode at all times if technically available. Deviations/exceptions are regulated in the OM B/PIH.

#### Use of HGS

The HGS shall be used according to the rules laid out in the OM B/PIH.

#### Flight without Autopilot/Autothrottle

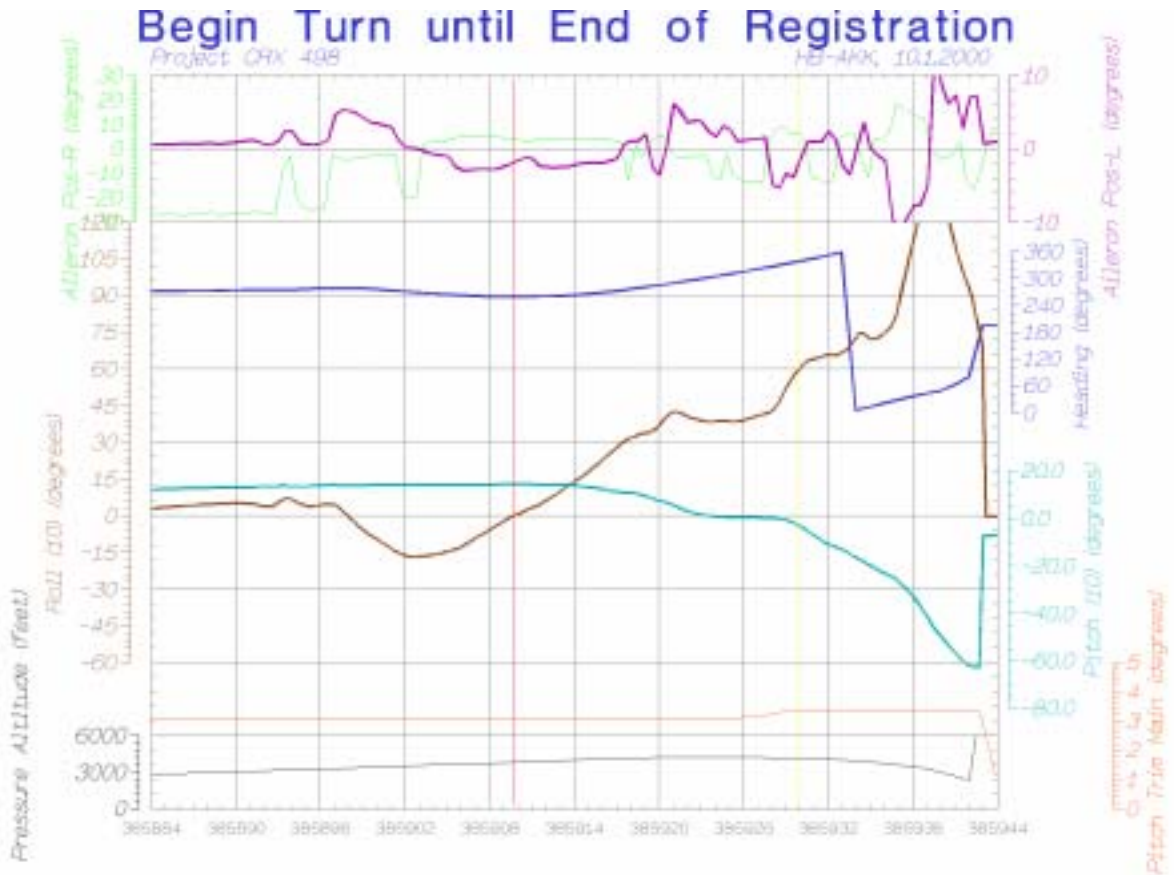
Flight without Autopilot/Autothrottle is permitted according to MEL (refer to OM B). However specific flight/cabin crew procedures must be established and a briefing performed prior to flight.

#### 8.3.2.8.1 FMS Policy

- Navigation management systems are restricted for "Basic Area Navigation" (B-RNAV). They may not be used for approach purposes, unless stipulated in the appropriate approach chart and the system capability is certified. (Refer to FMS usage according to the respective fleet-procedures).
- Navigation-setting procedures shall be applied as for basic navigation: The PNF selects the desired waypoint which he executes after cross-checking and confirmation from the PF.
- Any selected flight plan or single waypoint shall be verified regarding its map position by means of the identifier and the co-ordinates.
- Where raw data are available they shall always be used to monitor the integrity of the navigation management system (VOR, DME, NDB displayed as second course or RMI information).
- Whenever navigation is based primarily on the FMS the use of the autopilot is recommended within the limitations of OM B/PIH.

### Anhang 9

Auszug aus den Aufzeichnungen des digital flight data recorders (DFDR).



Revised: February 09, 2001

Swiss 41B



Revised: February 09, 2001

Swiss 41B