



# **Rapport final du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation**

**concernant l'accident**

de l'avion Saab 340B, HB-AKK,  
de la compagnie Crossair vol CRX 498,  
du 10 janvier 2000  
à Nassenwil/ZH

Ce rapport sert uniquement à la prévention des accidents. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances de l'accident (art. 24 de la loi fédérale sur l'aviation).

La version de référence de ce rapport est rédigée en langue allemande.

Suite à une procédure de réexamen selon l'art. 22 – 24 de l'ordonnance relative aux enquêtes sur les accidents d'aviation et sur les incidents graves, la Commission fédérale sur les accidents d'aviation a déclaré que le rapport du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation du 21 octobre 2002 tenait lieu de rapport final.

## Remerciements

Le Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation tient à remercier les représentants des autorités et organismes suivants pour leur soutien dans le contexte de l'enquête :

Aéroport Zürich AG  
Aeroflot Russian Airlines, Russie  
Bureau de la sécurité des transports du Canada  
Bureau Enquêtes-Accidents, France  
CEFA Aviation France  
Chipworks Ltd  
Civil Aviation Academy, Saint-Pétersbourg, Russie  
Corps des pompiers de l'aéroport de Zurich et de la commune de Nassenwil, Niederhasli  
Crossair SA  
École de pilotes d'Oulianovsk, Russie  
EMPA  
Flightscape Inc.  
Honeywell Aerospace Electronics  
Interstate Aviation Comittee, Russie  
Institut de Géodésie et de Photogrammétrie de l'EPFZ  
Institut de médecine légale de l'université de Zurich  
Institut de médecine aéronautique des Forces aériennes  
MétéoSuisse  
Moldavian Civil Aviation Authority  
Moldavian Airlines  
National Transportation Safety Board, États-Unis  
Office fédéral de la communication (OFCOM)  
Police cantonale de Zurich  
Police de l'aéroport Zurich-Kloten  
Rockwell-Collins Inc.  
RUAG Aerospace  
Russian Civil Aviation Authority  
Saab Aircraft AB  
Scandinavian Airlines System (SAS) Flight Academy  
Service de la Police scientifique de la police municipale de Zurich  
Service technique du Renseignement militaire du Département fédéral de la défense, de la protection de la population et des sports (DDPS)  
Service des tâches spéciales du Département fédéral de l'environnement, des transports, de l'énergie et de la communication (DETEC)  
Service sismique de l'EPFZ  
Sextant Avionics  
Skyguide Ltd.  
Slovakian Civil Aviation Authority  
SR Technics Switzerland  
Swisscom SA  
Swissair SA  
Universal Avionics Inc.

<b>Bref exposé des faits .....</b>	<b>9</b>
<b>Enquête.....</b>	<b>9</b>
<b>I Faits établis .....</b>	<b>11</b>
<b>1.1 Faits antérieurs et déroulement du vol .....</b>	<b>11</b>
1.1.1 Description des dernières 24 heures.....	11
1.1.1.1 Avion.....	11
1.1.1.2 Équipage .....	11
1.1.2 Déroulement du vol .....	11
<b>1.2 Dommages corporels .....</b>	<b>14</b>
<b>1.3 Dommages subis par l'aéronef .....</b>	<b>14</b>
<b>1.4 Dommages subis par des tiers.....</b>	<b>14</b>
<b>1.5 Personnes impliquées .....</b>	<b>14</b>
1.5.1 Commandant.....	14
1.5.2 Copilote.....	15
1.5.3 Assistante de cabine.....	16
1.5.4 Contrôleur de la circulation aérienne (TWR).....	16
1.5.5 Contrôleur de la circulation aérienne (DEP).....	17
1.5.6 Formation, examens et diplômes .....	17
1.5.6.1 Formation des pilotes de l'ex-URSS à l'école d'aviation de Krementchoug .....	17
1.5.6.2 Formation de l'équipage du vol CRX 498 .....	18
1.5.6.2.1 Commandant.....	18
1.5.6.2.2 Copilote .....	20
<b>1.6 Données concernant l'aéronef .....</b>	<b>22</b>
1.6.1 Avion HB-AKK.....	22
1.6.1.1 Généralités .....	22
1.6.1.2 Moteur monté à gauche.....	23
1.6.1.3 Moteur monté à droite.....	23
1.6.1.4 Hélice montée à gauche .....	23
1.6.1.5 Hélice montée à droite .....	23
1.6.1.6 Navigation.....	23
1.6.1.7 Communications .....	23
1.6.2 Masse et centrage.....	24
1.6.3 Commandes de vol.....	24
1.6.3.1 Commandes et effort sur les gouvernes .....	24
1.6.3.1.1 Informations générales.....	24
1.6.3.1.2 Éléments trouvés sur l'épave .....	24
1.6.3.2 Système de volets de courbure .....	24
1.6.3.3 Blocage des gouvernes.....	25
1.6.3.4 Avertisseur de blocage des gouvernes.....	26
1.6.3.5 Levier de déconnexion .....	26
1.6.4 Moteurs et hélices .....	26
1.6.4.1 Moteur de gauche.....	26
1.6.4.2 Moteur de droite.....	27
1.6.4.3 Hélices.....	28
1.6.4.4 En résumé.....	28
1.6.5 Aménagement du cockpit .....	29
1.6.5.1 Généralités .....	29
1.6.6 Systèmes de guidage de vol.....	30
1.6.6.1 Système d'instruments de vol électronique ( <i>electronic flight instrument system – EFIS</i> ) .....	30
1.6.6.1.1 Affichages électroniques des instruments.....	30
1.6.6.1.2 Description du système.....	30
1.6.6.1.3 Panne EFIS après enclenchement de l'éclairage du logo.....	31
1.6.6.2 Système de pilotage automatique.....	32

1.6.6.2.1	Description du système.....	32
1.6.6.2.2	Représentation du directeur de vol .....	34
1.6.6.2.3	Examen du MSP .....	34
1.6.6.2.4	Utilisation de l'AFS .....	34
1.6.6.3	Système de gestion de vol .....	35
1.6.6.3.1	Description.....	35
1.6.6.3.2	Intégration.....	36
1.6.6.3.3	Certification .....	37
1.6.6.3.4	Formation.....	38
1.6.6.3.5	Expériences en vol .....	38
1.6.6.3.6	Entretien.....	38
1.6.6.3.7	Base de données pour la navigation.....	39
1.6.6.3.8	Navigation conduisant à des erreurs ( <i>misleading navigation</i> ) .....	39
1.6.6.3.9	Utilisation du FMS .....	39
1.6.6.4	Autres dispositifs de navigation .....	40
1.6.6.4.1	Affichages VOR .....	40
1.6.6.4.2	Centrale des données aérodynamiques .....	41
1.6.7	Système d'avertissement d'inclinaison latérale .....	41
1.6.8	Système avertisseur de proximité du sol.....	42
1.6.9	Performances de l'aéronef .....	43
1.6.10	Entretien de l'avion .....	43
1.6.10.1	Rapports d'entretien ( <i>maintenance records</i> ).....	43
1.6.10.2	Procédures à la ferblanterie.....	45
1.6.11	Analyse du carburant utilisé .....	45
<b>1.7</b>	<b>Météo .....</b>	<b>46</b>
1.7.1	Situation générale .....	46
1.7.2	Situation à l'aéroport de Zurich .....	46
1.7.3	Situation sur le lieu de l'accident.....	47
1.7.4	Déclarations des pilotes .....	47
1.7.4.1	Vent.....	47
1.7.4.2	Visibilité.....	47
1.7.4.3	Couverture nuageuse.....	47
1.7.4.4	Précipitations.....	47
1.7.4.5	Température au sol.....	47
1.7.4.6	Observations relatives au givrage .....	47
1.7.5	Givrage .....	48
1.7.5.1	Température de l'air.....	48
1.7.5.2	Humidité atmosphérique .....	48
1.7.5.3	Teneur en eau liquide du nuage.....	48
1.7.5.4	Granulométrie des gouttes.....	49
1.7.5.5	Vitesse des courants ascensionnels .....	49
1.7.5.6	Givrage dans des nuages avec précipitations .....	49
1.7.6	Turbulences.....	49
<b>1.8</b>	<b>Aides à la navigation .....</b>	<b>49</b>
1.8.1	Dispositifs de navigation .....	49
1.8.2	Constellation des satellites GPS.....	50
1.8.3	Type et position des installations radar.....	50
<b>1.9</b>	<b>Communication.....</b>	<b>50</b>
1.9.1	Organes de contrôle de la circulation aérienne impliqués.....	50
1.9.2	Enregistrement des conversations.....	50
1.9.3	Installations de communication .....	51
<b>1.10</b>	<b>Informations relatives à l'aéroport .....</b>	<b>51</b>
1.10.1	Généralités.....	51
1.10.2	Équipements des pistes.....	51
1.10.3	Service de sauvetage et service du feu .....	51
<b>1.11</b>	<b>Enregistreurs des données de vol .....</b>	<b>51</b>
1.11.1	Enregistreur des paramètres de vol.....	51

1.11.1.1	Descriptif technique .....	51
1.11.1.2	Paramètres spécifiques .....	52
1.11.1.3	Entretien et surveillance .....	53
1.11.1.4	Enregistrement de la position de l'aile de droite.....	53
1.11.2	Enregistreur des voix du cockpit .....	53
1.11.2.1	Descriptif technique .....	53
1.11.2.2	Entretien .....	54
1.11.3	Lecture des enregistreurs des données de vol.....	54
1.11.4	Communications CVR.....	54
<b>1.12</b>	<b>Informations sur l'impact, l'épave et le lieu de l'accident .....</b>	<b>54</b>
1.12.1	Impact.....	54
1.12.2	Premiers constats sur le lieu du crash.....	55
1.12.3	Champ de débris .....	55
1.12.4	Récupération des débris.....	55
<b>1.13</b>	<b>Renseignements médicaux et pathologiques .....</b>	<b>55</b>
1.13.1	Commandant .....	55
1.13.1.1	Anamnèse et résultats des examens médicaux .....	55
1.13.1.2	Résultats des examens médico-légaux .....	56
1.13.2	Copilote .....	58
<b>1.14</b>	<b>Incendie .....</b>	<b>59</b>
1.14.1	Examen des traces d'incendie constatées sur les débris de l'avion .....	59
1.14.2	Témoignages oculaires .....	59
<b>1.15</b>	<b>Chances de survie .....</b>	<b>59</b>
<b>1.16</b>	<b>Autres tests et expertises .....</b>	<b>59</b>
1.16.1	Compatibilité électromagnétique (CEM) .....	59
1.16.2	Volets de courbure.....	60
1.16.3	Vols de comparaison .....	60
1.16.4	Ergonomie et charge de travail de l'équipage .....	60
1.16.5	Aspects interculturels .....	61
1.16.5.1	Instruments de vol.....	61
1.16.5.1.1	Horizon artificiel.....	61
1.16.5.1.2	Gyrocompas.....	63
1.16.5.1.3	Système d'avertissement d'inclinaison latérale .....	63
1.16.5.2	Procédures dans le cockpit.....	63
1.16.5.3	Gestion des ressources humaines dans le cockpit .....	64
1.16.5.4	Langues .....	64
<b>1.17</b>	<b>Informations sur les différentes organisations et sur leur gestion .....</b>	<b>65</b>
1.17.1	Entreprise de transport aérien.....	65
1.17.1.1	Généralités .....	65
1.17.1.2	Structure.....	65
1.17.1.3	Sélection des pilotes.....	65
1.17.1.3.1	Procédure de sélection des pilotes engagés directement avec le grade de commandant.....	65
1.17.1.3.2	Procédure de sélection des copilotes.....	66
1.17.1.3.3	Surveillance des pilotes pendant la période d'engagement.....	66
1.17.1.4	Conditions d'engagement.....	66
1.17.1.5	Ambiance de travail .....	67
1.17.1.6	Audit de Rolls Royce (Allemagne).....	68
1.17.1.7	Système de management de la qualité dans le domaine de la maintenance .....	68
1.17.1.8	Système d'annonce .....	68
1.17.1.8.1	Système d'organisation des services d'entretien.....	68
1.17.1.8.2	Annonce d'événement .....	69
1.17.1.8.3	Compte-rendu de fiabilité .....	69
1.17.1.8.4	Rapports spéciaux .....	69
1.17.2	Autorité de surveillance.....	69
1.17.2.1	Généralités .....	69
1.17.2.2	Structure .....	70
1.17.2.3	Réorganisation .....	70

1.17.3	Rapports entre Crossair et l'autorité de surveillance .....	70
<b>1.18</b>	<b>Autres informations.....</b>	<b>71</b>
1.18.1	Appareils d'entraînement .....	71
1.18.1.1	Aperçu.....	71
1.18.1.2	Simulateur de vol .....	71
1.18.1.2.1	Certification du simulateur .....	71
1.18.1.2.2	Installation du FMS .....	71
1.18.1.3	FMS Trainer.....	71
1.18.2	Horizons artificiels dans l'ex-bloc de l'Est .....	72
1.18.2.1	Programme de reconversion des pilotes engagés sur des lignes internationales avec des avions occidentaux.....	72
<b>1.19</b>	<b>Nouvelle méthode d'enquête.....</b>	<b>73</b>
<b>2</b>	<b>Analyse.....</b>	<b>75</b>
<b>2.1</b>	<b>Aspects techniques.....</b>	<b>75</b>
2.1.1	Système de guidage de vol.....	75
2.1.1.1	Système d'instruments de vol électroniques (EFIS) .....	75
2.1.1.1.1	Fiabilité.....	75
2.1.1.1.2	Disponibilité pendant le vol CRX 498.....	76
2.1.1.2	Système de pilotage automatique (AFS).....	76
2.1.1.2.1	Fiabilité.....	76
2.1.1.2.2	Disponibilité pendant le vol CRX 498.....	76
2.1.1.3	Système de gestion de vol (FMS) .....	77
2.1.1.3.1	Fiabilité.....	77
2.1.1.3.2	Disponibilité pendant le vol CRX 498.....	77
2.1.2	Autres équipements de l'avionique.....	78
2.1.2.1	Centrale des données aérodynamiques (ADS) .....	78
2.1.2.1.1	Fiabilité.....	78
2.1.2.1.2	Disponibilité pendant le vol CRX 498.....	79
2.1.2.2	Système avertisseur de proximité du sol (GPWS) .....	79
2.1.3	Commandes de vol.....	79
2.1.3.1	Système de volets de courbure .....	79
2.1.4	Moteurs et hélices .....	80
2.1.5	Entretien.....	80
2.1.6	Compatibilité électromagnétique (CEM).....	80
2.1.7	Navigabilité.....	80
<b>2.2</b>	<b>Aspects humains et organisationnels .....</b>	<b>81</b>
2.2.1	Équipage .....	81
2.2.1.1	Commandant .....	81
2.2.1.1.1	Généralités .....	81
2.2.1.1.2	Formation aéronautique et professionnelle .....	81
2.2.1.1.3	Entraînement.....	81
2.2.1.1.4	Connaissances linguistiques .....	81
2.2.1.1.5	Situation sociale.....	82
2.2.1.1.6	Aspects psychologiques.....	82
2.2.1.1.7	Aspects médicaux .....	83
2.2.1.2	Copilote.....	86
2.2.1.2.1	Formation aéronautique et professionnelle .....	86
2.2.1.2.2	Situation sociale.....	86
2.2.1.2.3	Aspects psychologiques.....	86
2.2.1.2.4	Aspects médicaux .....	88
2.2.2	Environnement de l'équipage .....	88
2.2.2.1	Contexte social.....	88
2.2.2.2	Contexte aéronautique général .....	89
2.2.2.2.1	Procédures .....	89
2.2.2.2.2	Heures de service.....	89
2.2.2.2.3	Langue et communication.....	89
2.2.3	Entreprise de transport aérien Crossair .....	89

2.2.3.1	Généralités .....	89
2.2.3.2	Structure .....	89
2.2.3.3	Procédure de sélection des pilotes loués, engagés directement avec le grade de commandant.....	90
2.2.3.4	Procédure de sélection des copilotes .....	90
2.2.3.5	Ambiance de travail .....	90
2.2.4	Autorité de surveillance .....	90
<b>2.3</b>	<b>Aspects opérationnels .....</b>	<b>90</b>
2.3.1	Présentation coordonnée dans le temps et analyse du déroulement du vol.....	90
2.3.2	Répartition des tâches .....	100
2.3.3	Analyse des actions de l'équipage .....	101
2.3.4	Gestion des erreurs.....	102
2.3.5	Gestion des ressources humaines (CRM) .....	103
2.3.6	Aménagement du cockpit .....	104
2.3.6.1	Ergonomie.....	104
2.3.6.2	Commandes et effort sur les gouvernes .....	104
2.3.6.3	Représentation électronique des instruments .....	105
2.3.6.4	Directeur de vol.....	105
2.3.7	Procédures dans le cockpit.....	105
2.3.7.1	Généralités .....	105
2.3.7.2	Attitudes de vol inhabituelles.....	106
2.3.8	Service de la navigation aérienne .....	106
<b>3</b>	<b>Conclusions.....</b>	<b>108</b>
<b>3.1</b>	<b>Faits établis.....</b>	<b>108</b>
<b>3.2</b>	<b>Causes .....</b>	<b>111</b>
<b>4</b>	<b>Recommandations de sécurité et mesures adoptées pour améliorer la sécurité aérienne ....</b>	<b>112</b>
<b>4.1</b>	<b>Recommandations de sécurité portant sur des aspects techniques et opérationnels.....</b>	<b>112</b>
4.1.1	Utilisation du système de gestion de vol (FMS) .....	112
4.1.1.1	Déficit de sécurité .....	112
4.1.1.2	Faits établis .....	112
4.1.1.3	Analyse .....	112
4.1.1.4	Recommandation de sécurité .....	112
4.1.1.5	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC).....	112
4.1.2	Procédure de programmation du FMS .....	113
4.1.2.1	Déficit de sécurité .....	113
4.1.2.2	Faits établis .....	113
4.1.2.3	Analyse .....	113
4.1.2.4	Recommandation de sécurité .....	113
4.1.2.5	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC).....	113
4.1.3	Utilisation de l'autopilote .....	113
4.1.3.1	Déficit de sécurité .....	113
4.1.3.2	Faits établis .....	114
4.1.3.3	Analyse .....	114
4.1.3.4	Recommandation de sécurité .....	114
4.1.3.5	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC).....	114
4.1.4	Harmonisation des procédures de décollage avec les procédures d'exploitation du Saab 340B .....	114
4.1.4.1	Déficit de sécurité .....	114
4.1.4.2	Faits établis .....	114
4.1.4.3	Analyse .....	115
4.1.4.4	Recommandation de sécurité .....	115
4.1.4.5	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC).....	115
<b>4.2</b>	<b>Recommandation de sécurité portant sur des aspects humains et organisationnels .....</b>	<b>115</b>
4.2.1	Validation des licences de pilote étrangères .....	115
4.2.1.1	Recommandation de sécurité .....	115
4.2.1.2	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile.....	115
4.2.2	Validation de licences qui n'ont pas été délivrées en vertu des JAR-FCL .....	116
4.2.2.1	Recommandation de sécurité .....	116

4.2.2.2	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile.....	116
4.2.3	Validation des certificats médicaux étrangers.....	117
4.2.3.1	Recommandation de sécurité .....	117
4.2.3.2	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile.....	117
4.2.4	Engagement de pilotes étrangers titulaires d'une licence validée .....	117
4.2.4.1	Recommandation de sécurité .....	117
4.2.4.2	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile.....	117
4.2.5	Déclaration d'aptitude pour les membres d'équipage.....	118
4.2.5.1	Recommandation de sécurité .....	118
4.2.5.2	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile.....	118
4.2.6	Entraînement et constitution des équipages .....	118
4.2.6.1	Recommandation de sécurité .....	118
4.2.6.2	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile.....	118
4.2.7	Formation et introduction des pilotes engagés avec le grade de commandant.....	119
4.2.7.1	Recommandation de sécurité .....	119
4.2.7.2	Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile.....	119
<b>4.3</b>	<b>Mesures adoptées depuis l'accident pour améliorer la sécurité aérienne .....</b>	<b>119</b>
<b>5</b>	<b><i>Glossaire</i>.....</b>	<b>120</b>

**Annexes 1 à 9**

## Rapport final CRX 498

Exploitant :	Crossair, Société Anonyme pour l'exploitation de lignes aériennes régionales européennes, CH-4002 Bâle
Type d'aéronef/modèle :	Saab 340B
Nationalité :	Suisse
Marque d'immatriculation :	HB-AKK
Propriétaire :	Cinderella Aviation LLC, Île de Man, GB
Lieu de l'accident :	Au, commune de Nassenwil/ZH Coordonnées suisses : 677 850/258 250 Latitude : N 47° 28' 12" Longitude : E 08° 28' 17" Altitude locale : 424,25 m 1392 ft AMSL
Date et heure de l'accident :	10 janvier 2000, 16:56:27.2 UTC

## Condensé

### Bref exposé des faits

Le 10 janvier 2000 à 16:54:10 UTC, le Saab 340B de la compagnie aérienne Crossair immatriculé HB-AKK effectuant la liaison de ligne Zurich-Dresde CRX 498, décolle de la piste 28 de l'aéroport de Zurich, dans l'obscurité. Deux minutes et dix-sept secondes plus tard, l'appareil entame une descente en spirale à droite et s'écrase dans un champ à Au, Nassenwil/ZH.

Les dix occupants (trois membres d'équipage et sept passagers) sont mortellement blessés et l'avion est détruit lors de l'impact. L'accident a provoqué un incendie et occasionné des dégâts aux cultures.

### Enquête

L'accident s'est produit à 16:56:27.2 UTC. La Garde Aérienne Suisse de Sauvetage (REGA) alarme le service de garde du Bureau d'enquêtes sur les accidents d'aviation (BEAA) à 17:05. L'enquête a été ouverte le 10 janvier 2000 à 20:15 UTC, en collaboration avec la police cantonale de Zurich.

Le BEAA a constitué une équipe chargée d'enquêter sur un accident d'aviation à caractère catastrophique impliquant un grand avion.

Conformément à l'Annexe 13 de la Convention relative à l'aviation civile internationale (OACI, Annexe 13) les États de conception et de construction de l'aéronef peuvent demander à être représentés dans le groupe d'enquête. Tant la Suède, État de conception et de construction de l'aéronef, que les États-Unis, État de conception et de construction des moteurs, ont recouru à cette possibilité. En outre, plusieurs victimes de l'accident étant de nationalité allemande, la République fédérale d'Allemagne a également été autorisée à envoyer un représentant. Le constructeur de l'avion, Saab (Suède) et la compagnie aérienne concernée, Crossair, ont aussi participé activement à l'enquête en fournissant des documents importants.

Au cours de l'enquête, le BEAA a émis cinq recommandations de sécurité à l'intention de l'autorité de surveillance suisse, l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) :

L'enquête conclut aux causes suivantes de l'accident :

L'accident est dû à une collision avec le sol après une perte de contrôle de l'avion par l'équipage, provoquée par les éléments suivants :

- L'équipage a réagi de manière inadéquate à la modification, par ATC, de l'autorisation concernant l'itinéraire de départ SID ZUE 1Y.
- Le copilote a programmé une modification de l'itinéraire de départ aux instruments SID ZUE 1Y dans le FMS sans que le commandant ne le lui ait ordonné. Ce faisant, il a omis d'indiquer le sens de rotation.
- Le commandant a renoncé à utiliser l'autopilote pendant la phase intensive du vol de montée, dans des conditions de vol aux instruments.
- Le commandant a engagé l'avion dans une descente en spirale parce qu'il a vraisemblablement perdu son sens de l'orientation spatiale.
- Le copilote a pris des mesures insuffisantes pour empêcher ou rattraper le vol piqué en spirale.

Les facteurs suivants peuvent avoir contribué à l'accident :

- Le commandant est resté fixé sur une interprétation qui lui suggérait que l'avion virait à gauche.
- Dans une situation de stress, le commandant a fait appel à d'anciens modèles de réaction (heuristique) pour interpréter les indicateurs d'assiette et de cap.
- Il est possible que les capacités d'analyse et d'évaluation critique du commandant aient été diminuées sous l'effet de médicaments.
- Après la modification de l'itinéraire de départ aux instruments SID ZUE 1Y, l'équipage a fixé des priorités impropres et les pilotes sont restés concentrés sur leurs tâches individuelles.
- Le commandant n'avait pas été sensibilisé de manière systématique à la conception occidentale des instruments, des systèmes et des procédures dans le cockpit.

En cours d'enquête le BEAA a émis 11 recommandations de sécurité à l'intention de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) :

- Utilisation du système de gestion en vol (FMS)
- Procédure de programmation du FMS
- Utilisation de l'autopilote
- Harmonisation des procédures de décollage avec les procédures d'exploitation du Saab 340B
- Validation de licences de pilote étrangères
- Validation de licences qui n'ont pas été délivrées en vertu des JAR-FCL
- Validation de certificats médicaux étrangers
- Engagement de pilotes étrangers titulaires d'une licence validée
- Déclaration d'aptitude pour les membres d'équipage
- Entraînement et composition des équipages
- Formation et introduction des pilotes engagés directement comme commandant

# 1 Faits établis

## 1.1 Faits antérieurs et déroulement du vol

### 1.1.1 Description des dernières 24 heures

#### 1.1.1.1 Avion

Juste avant le vol de l'accident, l'avion HB-AKK a effectué la liaison Zurich-Jersey-Guernesey-Zurich avec un autre équipage. Ce dernier a indiqué que l'appareil et ses systèmes, y compris les dispositifs de navigation et le système de gestion de vol avaient fonctionné sans problème durant toute la rotation.

#### 1.1.1.2 Équipage

Le commandant du vol CRX 498 effectuait son quatrième jour de travail consécutif et le copilote le cinquième. Auparavant, le commandant avait eu deux jours de congé et le copilote quatre. Les deux pilotes ont travaillé ensemble pendant quatre jours de suite. Le vol de l'accident était le neuvième vol consécutif qu'ils effectuaient ensemble.

Le jour précédant l'accident, l'équipage se présente à sa base principale d'engagement (Bâle) à 12:05 UTC pour reprendre le service après une période de repos de pratiquement 22 heures. Il effectue quatre vols : Bâle-Munich-Bâle et Bâle-Dresde-Zurich. Il termine le service à 22:34 UTC, après 10 heures et 29 minutes de travail et un temps de vol block de 5 heures et 34 minutes.

Après un repos de 13 heures et 31 minutes et une nuit passée dans un hôtel à Kloten, l'équipage s'enregistre dans le système de saisie électronique de Crossair à l'aéroport de Zurich à 12:35 UTC.

Il effectue d'abord une rotation Zurich-Nuremberg et retour avec l'avion Saab 340B HB-AKC. Pour effectuer les vols Zurich-Dresde-Bâle, il prend en charge le Saab 340B immatriculé HB-AKK.

### 1.1.2 Déroulement du vol

Le 10 janvier 2000, l'avion HB-AKK opère d'abord le vol Crossair CRX 842 Guernesey-Zurich. Après l'atterrissage à Zurich, il rejoint la position de parcage F74 située à proximité du seuil de la piste 28 à 16:00 UTC.

C'est à cet emplacement que l'appareil est ensuite préparé pour le vol suivant. Selon les déclarations du personnel au sol de Swissport, la préparation de l'avion s'est déroulée sans incident particulier.

Pendant son immobilisation au sol l'avion est alimenté en électricité par un groupe de démarrage au sol. Aucun groupe de conditionnement d'air n'est utilisé et l'appareil n'est pas dégivré.

L'équipage se prépare au vol à l'aide du système de briefing assisté par ordinateur.

Le déroulement du vol décrit ci-après a été reconstitué à l'aide des données de l'enregistreur des voix du cockpit (CVR), de l'enregistreur des paramètres de vol (DFDR), de la radiotéléphonie et de la surveillance radar. (cf. : annexe 1)

Selon les enregistrements disponibles, pendant toute la durée du vol le commandant occupe, comme prévu par l'équipage, le poste de pilote aux commandes (*pilot flying – PF*) et le copilote celui de pilote assistant (*pilot non flying – PNF*).

Le vol CRX 498 à destination de Dresde obtient l'autorisation du service de contrôle du trafic aérien (*clearance delivery – DEL*) à 16:39:14 UTC : « *runway two eight, Dresden, Zurich East One Yankee Departure, squawk three zero zero four* », transcription du CVR). L'équipage est ensuite prié de passer sur la fréquence du contrôle de l'aire de trafic (*APRON*). L'autorisation de mise en marche des moteurs est donnée à 16:45:00 UTC par APRON. À 16:49:22 UTC, le copilote annonce à APRON qu'il est prêt pour le roulage. En attendant l'autorisation de roulage, l'équipage exécute quelques-uns des contrôles lors du roulage. À 16:50:30 UTC, APRON donne l'autorisation au vol CRX 498 de suivre un Airbus A320 de Swissair (SWR 014) jusqu'à la position d'attente de la piste 28. Le vol CRX 498 se met alors en mouvement. L'équipage effectue encore les derniers contrôles lors du roulage et contacte la tour de contrôle (*TWR*) qui lui donne l'autorisation de s'aligner sur la piste (*line-up clearance*) à 16:52:36 UTC.

L'autorisation de décollage est donnée à 16:54:00 UTC : « *Crossair four nine eight, wind three zero zero degrees, three knots, cleared take-off runway two eight* ». Selon le service automatique d'information de région terminale (*ATIS*), les conditions météorologiques à 16:50 UTC étaient les suivantes : vent au sol direction 290° et vitesse 2 kt (nœuds) ; visibilité 6 km ; bruine, épaisse couche nuageuse, base des nuages à 500 ft AGL (pieds du sol) ; température 2°C ; point de rosée 1°C ; QNH 1032 hPa. L'avion commence sa course au décollage à 16:54:10 UTC, dans l'obscurité. Les phares d'atterrissage sont allumés et les volets de courbure sont entièrement rentrés.

Après le décollage, le train d'atterrissage est rentré (16:54:31 UTC) puis, sur ordre du commandant, le directeur de vol est enclenché et le mode de navigation est activé. Les deux pilotes confirment que le système de navigation pour les grandes distances numéro 1 est engagé (*LRN 1 captured*).

L'avion, piloté par le commandant, passe à un vol de montée stabilisé. Le tangage est de 15° ANU (assiette montante) et la vitesse de 136 KIAS (vitesse indiquée en nœuds). Par la suite, l'autopilote ne sera jamais enclenché. La base des nuages ayant été signalée à 500 ft AGL, il est probable qu'au-dessus de 1900 ft AMSL (pieds au-dessus du niveau moyen de la mer) l'avion a rencontré des conditions de vol aux instruments.

La trajectoire suivie au début (cap 276°) est dans l'axe de la piste. Sur ordre de TWR, le vol CRX 498 passe sur la fréquence du contrôle des départs (*DEP*) à 16:55:07 UTC. Ensuite, les enregistrements du radar indiquent un changement de trajectoire de 5° sud. Cette légère déviation est réduite avant le passage au-dessus du point de navigation DME 2.1 KLO au moyen d'une courbe à droite.

À 16:55:15 UTC, le vol CRX 498 est autorisé à monter au niveau de vol 110. DEP donne l'ordre de virer en direction du radiophare omnidirectionnel VOR ZUE à 16:55:39 UTC : « *four nine eight, turn left to Zurich East* ». Le copilote confirme : « *turning left to Zurich East, Crossair four niner eight* ». Simultanément, l'avion atteint le point de navigation DME 2.1 KLO. À cet endroit, la procédure de décollage ZUE 1Y prévoit l'amorce d'un virage à gauche afin de capter puis de suivre le faisceau directeur 255° (*radial 255*) de VOR KLO. À 16:55:45 le roulis atteint une valeur maximale de 16,9° à gauche et l'angle de route 270°.

À 16:55:47 UTC, le copilote informe le commandant qu'à partir de là, le système LRN est programmé pour ZUE : « *from present, LRN is to Zurich East, yeah* ». Le commandant confirme : « *checked* ».

L'ordre de virer à gauche donné par DEP n'est cependant pas mentionné.

Après une brève phase pendant laquelle le roulis reste de 16° à gauche, l'avion amorce un mouvement vers la droite. À partir de 16:55:47 UTC, le roulis augmente à raison de 3°/s à droite.

Pendant cette phase, le copilote est très occupé à l'exécution des ordres de routines du commandant (« *CTOT/APR off, yaw damper on, bleed air on* ») et tous les paramètres de vol signalent un vol de montée stabilisé avec un tangage de 13-14° ANU. Les communications internes ne permettent pas de conclure à quelque difficulté que ce soit.

À 16:55:55 UTC, le roulis est de 8,4° à droite. Le taux de roulis augmente et le nez de l'appareil commence à descendre, passant de 14,2° à 10,8° ANU.

À 16:56:00 UTC, le roulis atteint 31,0° à droite. Le commandant ordonne alors d'enclencher la puissance de montée : « *set climb power* ». Le copilote confirme en chuchotant « *coming* » et commence à enclencher la puissance de montée – une procédure qui requiert un certain temps.

Entre 16:56:03 UTC et 16:56:10 UTC, le commandant stabilise le roulis aux alentours de 39-42° à droite au moyen de plusieurs ordres de commande. Le tangage continue de diminuer et à 16:56:06 UTC il se stabilise à 1° ANU pendant quatre secondes grâce à des débattements du gouvernail de profondeur. La trajectoire de vol atteint alors son point culminant à 4720 ft AMSL. Selon l'équipage du vol précédent, le vol SWR 014, lors de son passage le sommet des nuages se situait aux alentours de 5000 ft AMSL. La vitesse du vol CRX 498 augmente à 158 KIAS.

À 16:56:10 UTC commence une phase de neuf secondes pendant laquelle l'assiette est de moins en moins stable. Elle est caractérisée par des débattements désordonnés des ailerons vers la gauche et la droite. Pendant ce temps, le gouvernail de profondeur reste pratiquement en position neutre. Les débattements des ailerons étant dominants à droite, le roulis à droite augmente et passe de 42 à 80°. Comme le gouvernail de profondeur est en position neutre, ce fort roulis induit une augmentation du tangage à 25° AND (assiette descendante). L'avion perd alors rapidement de l'altitude et sa vitesse augmente à 207 KIAS.

À 16:56:12 UTC, le copilote indique au commandant qu'il faudrait virer à gauche en direction de ZUE : « *turning left to Zurich East, we should left* ».

À 16:56:15 UTC le roulis est de 65,8° à droite et le commandant murmure un « *oh-na-na* » à peine audible. Trois secondes plus tard, à 16:56:18 UTC, DEP demande confirmation que l'avion vire à gauche : « *Crossair four nine eight, confirm you are turning left* ». Le copilote répond immédiatement : « *moment please, standby* ». Sur quoi DEP indique à l'équipage de poursuivre son virage à droite : « *ok, continue right to Zurich East* ».

Dans la dernière phase de vol qui commence à 16:56:20 UTC, l'avion entame une descente en spirale. En raison d'importants débattements des ailerons, l'appareil atteint sa valeur maximale de roulis lors de ce vol : 137° à droite.

Les moteurs fournissent encore une puissance élevée, la procédure d'enclenchement de la puissance de montée n'étant pas encore achevée. L'avertisseur de dépassement de vitesse retentit lorsque la vitesse de 250 KIAS est atteinte. À 16:56:24 UTC, le copilote fait vivement remarquer au commandant qu'il doit virer à gauche : « *turning left, left, left, left... left!* »

À la fin des enregistrements, à 16:56:25 UTC, l'avion affiche encore un roulis de 76° à droite. Le nez de l'appareil s'abaisse à 63° AND et la vitesse de vol est de 285 KIAS.

Plusieurs témoins affirment avoir vu l'avion percer les nuages et descendre rapidement en effectuant un virage à droite.

À 16:56:27,2 UTC, l'avion s'écrase dans un champ à proximité de Au, Nassenwil/ZH. Aucun des trois membres d'équipage et des sept passagers ne survit à l'impact.

## 1.2 Dommages corporels

Blessures	Équipage	Passagers	Tiers
mortelles	3	7	-
graves	-	-	-
légères/inexistantes	-	-	-

## 1.3 Dommages subis par l'aéronef

L'avion s'est écrasé dans un champ et a été détruit lors de l'impact. Quelques débris restés en surface brûlaient après l'accident. La majeure partie des débris s'est enfoncée dans le sol meuble jusqu'à environ 3 m de profondeur. De plus petites parties se sont dispersées en éventail dans le sens de l'impact sur une surface de quelque 15 000 m<sup>2</sup>.

## 1.4 Dommages subis par des tiers

L'accident a provoqué des dommages aux cultures. La terre polluée par le kérosène a été enlevée et les matériaux excavés déposés dans une décharge sûre. Ensuite, le point d'impact a été rempli et régénéré.

## 1.5 Personnes impliquées

### 1.5.1 Commandant

Données personnelles :	Nationalité moldave, sexe masculin, né en 1958
Durée du service :	Fin du service la veille (09.01.2000): 22:34 UTC Début du service le jour de l'accident: 12:35 UTC Durée du service la veille: 10:29 h Durée du service le jour de l'accident: 4:21 h
Licence :	délivrée par le Ministère de l'aviation civile d'URSS le 2 janvier 1986, valable jusqu'au 6 avril 2000, pour pilote de 2 <sup>e</sup> classe Validation suisse, délivrée le 2 novembre 1999, valable jusqu'au 6 avril 2000
Autorisation de vol aux instruments :	Catégorie I, valable jusqu'au 6 avril 2000 Catégorie II, valable jusqu'au 6 avril 2000
Dernier vol de contrôle :	26 octobre 1999
Dernier contrôle lors d'un vol de ligne :	19 novembre 1999

Certificat médical :	Délivré par le « Medical Center of Civil Aviation of the Republic of Moldova » le 30 septembre 1999, valable jusqu'au 6 avril 2000, en vertu de l'Ordonnance sur l'examen médical du personnel navigant, des élèves pilotes, des contrôleurs de la circulation aérienne, du personnel de cabine et du personnel enseignant dans l'aviation civile, Moscou 1982
Expérience de vol :	8452:51 h de vol au total
sur avion à moteurs	6962:33 h de vol
sur hélicoptère	1490:18 h de vol
comme commandant	4645:12 h de vol
sur le modèle accidenté	1870:12 h de vol
au cours des 90 derniers jours	139:06 h de vol, toutes sur le modèle accidenté
la veille de l'accident	5:34 h de vol, toutes sur le modèle accidenté
le jour de l'accident	1:47 h de vol toutes sur le modèle accidenté
chez Crossair	139:06 h de vol, toutes sur le modèle accidenté, dont 37:06 h au titre de l'introduction aux routes
Formation de pilote :	1975 sélection par Aeroflot et admission à l'école d'aviation civile de Kremenchoug (République soviétique d'Ukraine)
	1977 diplôme de pilote civil
	1985-1990 études par correspondance à l'Académie aéronautique civile de Leningrad sanctionnées par le diplôme LE-85058 d'ingénieur-pilote de l'aéronautique civile
	05.02.1997-03.06.1997 cours de transition sur Saab 340B, Crossair Training Center, Bâle
	02.03.1998 cours de théorie Saab 340B Cat. II, Crossair Training Center, Bâle
	03-04.03.1998 cours de théorie FMS Saab 340B, Crossair Training Center, Bâle
	13.03.1998 cours sur simulateur Saab 340B Cat. II, Crossair Training Center, Bâle
	09.03.1999 vol de contrôle sur simulateur Saab 340B, Crossair Training Center, Bâle
	12.07.1999 vol de contrôle sur simulateur Saab 340B, (siège de droite) Crossair Training Center, Bâle
	26.10.1999 vol de contrôle sur simulateur Saab 340B (validation de la licence pour la Suisse), Crossair Training Center, Bâle

### 1.5.2 Copilote

Données personnelles :	Nationalité slovaque, sexe masculin, né en 1965
Durée du service :	Fin du service la veille (09.01.2000): 22:34 UTC Début du service le jour de l'accident: 12:35 UTC Durée du service la veille: 10:29 h Durée du service le jour de l'accident: 4:21 h

Licence :	délivrée par la République slovaque le 24 octobre 1994, valable jusqu'au 20 mai 2000, pour pilote professionnel Validation suisse, délivrée le 16 septembre 1999, valable jusqu'au 20 mai 2000
Autorisation de vol aux instruments :	Catégorie I, valable jusqu'au 20 mai 2000 Catégorie II, valable jusqu'au 2 mars 2000
Dernier vol de contrôle :	2 septembre 1999
Dernier contrôle lors d'un vol de ligne :	1 <sup>er</sup> octobre 1999
Certificat médical :	Délivré par le « Kosice Air Force Military Hospital, Department of Aviation Medicine » le 20 mai 1999, valable jusqu'au 20 mai 2000
Expérience de vol :	2332 h de vol au total
sur avion à moteurs	1482 h de vol
sur planeur	850 h de vol
sur le modèle accidenté	1162:26 h de vol
au cours des 90 derniers jours	168:44 h de vol, toutes sur le modèle accidenté
la veille de l'accident	5:34 h de vol, toutes sur le modèle accidenté
le jour de l'accident	1:47 h de vol toutes sur le modèle accidenté
chez Crossair	232:26 de vol, toutes sur le modèle accidenté, dont 43:18 h au titre de l'introduction aux routes
Formation de pilote :	1989-1996 formation de pilote professionnel à l'aéro-club Spišska Nová Ves 14.03.1996-20.05.1996 autorisations multimoteurs, vol aux instruments, type L-200 à l'Université des transports et de la communication, département du transport aérien, à Žilina 02.06.1997-12.09.1997 cours de transition sur Saab 340 chez Tatra Air (SAS Flight Academy à Stockholm) 12.09.1999 vol de contrôle sur simulateur Saab 340B (validation de la licence pour la Suisse), Crossair Training Center, Bâle

### 1.5.3 Assistante de cabine

Données personnelles : Nationalité française, sexe féminin, née en 1974

### 1.5.4 Contrôleur de la circulation aérienne (TWR)

Données personnelles : Nationalité suisse, sexe masculin, né en 1963

Licence : Licence de contrôleur de la circulation aérienne délivrée par l'Office fédéral de l'aviation civile le 31 octobre 1990, renouvelée la dernière fois le 15 septembre 1999, valable jusqu'au 15 septembre 2000

### 1.5.5 Contrôleur de la circulation aérienne (DEP)

Données personnelles :	Nationalité suisse, sexe masculin, né en 1955
Licence :	Licence de contrôleur de la circulation aérienne délivrée par l'Office fédéral de l'aviation civile le 1 <sup>er</sup> septembre 1982, renouvelée la dernière fois le 1 <sup>er</sup> septembre 1999, valable jusqu'au 1 <sup>er</sup> septembre 2000

### 1.5.6 Formation, examens et diplômes

#### 1.5.6.1 Formation des pilotes de l'ex-URSS à l'école d'aviation de Kremenchoug

La formation commençait par un processus de sélection pour l'admission à l'école d'aviation civile de Kremenchoug. Comme dans toutes les autres écoles de l'ex-URSS, les candidats à cette école étaient choisis à la fin de la scolarité obligatoire (10 ans). On dénombrait en moyenne quinze candidats pour une place de formation. L'examen des candidats portait essentiellement sur leur état de santé et sur leurs connaissances scolaires de base.

À l'école professionnelle de Kremenchoug, la formation s'étendait sur trois ans (en revanche le programme des universités aéronautiques durait quatre ans). Les études étaient sanctionnées par le diplôme de pilote de 3<sup>e</sup> classe avec une expérience de pilotage sur des avions monomoteurs (JAK-18, AN-2) et sans autorisation de vol aux instruments.

Il existait quatre classes de pilotes (1<sup>re</sup> à 4<sup>e</sup> classe) dans l'ex-URSS. L'appartenance d'un pilote à une classe donnait des informations sur ses qualifications professionnelles. Des compétences minimales, également exprimées en classes, étaient nécessaires pour pouvoir exercer certaines fonctions. Un pilote de 3<sup>e</sup> classe pouvait officier comme commandant sur des « avions simples » (AN-2) et comme copilote sur des « avions moyens » (JAK-40, AN-24), mais pour prendre le poste de commandant d'un « avion moyen » il devait obtenir sa qualification comme pilote de 2<sup>e</sup> classe. Cet avancement dans la classe supérieure nécessitait une certaine expérience de vol, un perfectionnement théorique et pratique et la réussite d'examens. Mis à part la 4<sup>e</sup> classe, il n'était pas possible de faire l'impasse sur une classe.

Dans l'ex-URSS, la formation était uniforme pour toutes les filières de formation et pour toutes les opérations aéronautiques et se basait sur les directives du Ministère de l'aviation civile. Les procédures standard d'opération en vol (*standard operating procedures – SOP*), uniformes elles aussi, étaient édictées par le même ministère et étaient regroupées dans un recueil connu sous le nom de *Technologia*, édité pour chaque type d'aéronef.

La formation théorique était vaste. La formation en vol était fortement axée sur les procédures. Elle se déroulait sur un avion de type JAK-18 ou AN-2 sur la base de la *Technologia* applicable.

Une fois la formation technique achevée, les personnes étaient affectées à un département opérationnel.

Les cours de transition des pilotes de l'ex-URSS se basaient sur des programmes de formation uniformes. Il n'était possible d'obtenir l'autorisation pour un nouveau modèle que dans la fonction de copilote. Il n'était possible de suivre la formation de commandant qu'après avoir acquis une certaine expérience de vol sur le modèle concerné (au minimum 500 h de vol). La transition sur des appareils plus grands nécessitait une expérience de commandant sur des avions plus petits. Ainsi, la carrière des pilotes de l'ex-URSS impliquait une alternance des activités de copilote et de commandant.

## 1.5.6.2 Formation de l'équipage du vol CRX 498

## 1.5.6.2.1 Commandant

Pendant les vingt premières années de sa carrière de pilote, le commandant de l'avion accidenté est formé exclusivement dans le système de l'ex-URSS. Sa formation de pilote civil est sa seule qualification professionnelle.

Après avoir achevé sa formation à l'école d'aviation de Kremenchoug, il est affecté comme copilote dans une escadre d'AN-2 d'épandage agricole. Il y poursuit sa formation théorique et pratique selon un plan imposé de manière centralisée.

L'AN-2 est un biplan monomoteur avec deux membres d'équipage qui était employé dans l'agriculture ainsi que pour les transports de fret et de passagers. Il se pilote selon les règles de vol à vue.

La transition du commandant de l'avion accidenté sur KA-26 lui permet de se familiariser avec le pilotage des hélicoptères. Ses activités relèvent toujours du domaine agricole et les appareils se pilotent aussi selon les règles de vol à vue. La seule différence est qu'à présent l'équipage comprend une seule personne.

Au cours de ses dix années d'activité dans le secteur de l'épandage agricole, le commandant de l'avion accidenté accumule 4068 h de vol.

La transition sur AN-24 représente une étape importante dans la formation du commandant. Il se prépare à voler sur un avion multimoteurs équipé de turbopropulseurs et se forme aux règles de vol aux instruments. Il s'agit de sa première formation aux règles de vol aux instruments.

Ses études par correspondance à l'Académie aéronautique civile de Leningrad lui permettent de compléter ses connaissances théoriques et d'obtenir le diplôme d'ingénieur-pilote, ce qui lui ouvre également les portes d'un avancement comme pilote de 2<sup>e</sup> classe.

Dans ces conditions, il peut entreprendre sa transition de commandant sur AN-24.

Le commandant était titulaire de la licence N° 025222 pour pilote de 2<sup>e</sup> classe (licence de pilote de ligne) délivrée par le Ministère soviétique de l'aviation civile le 2 janvier 1986. Cette licence mentionne les compétences de commandant sur AN-24 et AN-26 ainsi qu'une autorisation spéciale pour les vols avec équipage réduit.

Quelque temps plus tard, il demande à Aeroflot sa transition de l'AN-24 (biturbopropulseur) sur le TU-134 (biréacteur), mais il ne passe pas la rampe du processus de sélection.

Entre-temps Moldavian Airlines avait repris un Saab 340B de Crossair. Cet avion disposait du même équipement que les autres Saab 340B de Crossair et en particulier du même FMS (après reconversion).

Après avoir été déclaré apte sur les plans médical et psychologique, le commandant est engagé par Moldavian Airlines qui assure sa transition comme commandant sur Saab 340B. Cette transition, y compris l'introduction aux routes, est bouclée en quatre mois. En comparaison, dans la compagnie aérienne russe Aeroflot la transition sur des avions occidentaux prend généralement plus de douze mois.

Avec cet engagement chez Moldavian Airlines, le commandant est exposé pour la première fois à la technique et à la « culture » aéronautiques occidentales. C'est le cas en particulier pour les instruments de navigation et les indicateurs d'assiette et de directions, ainsi que pour la formation et la gestion des ressources humaines (CRM).

Les entraînements et contrôles suivant sont effectués tant selon les principes de l'ex-URSS (contrôles lors des vols de ligne, vérification périodique des connaissances théoriques) que selon les programmes de formation de Crossair (formation CAT 2, vols de contrôle, formation FMS). Il ne fréquente aucun cours adapté portant sur les différences techniques et conceptuelles entre l'Est et l'Ouest, ni un entraînement aux attitudes de vol inhabituelles (*unusual attitude training*).

Lorsque le commandant est engagé par Moldavian Airlines, en 1997, il a 6582 h de vol à son actif, dont 3085 h comme pilote aux commandes. Le test d'aptitude psychologique passé à cette occasion porte une « recommandation pour une transition dans le premier groupe ». La commission médicale conclut à une recommandation similaire. L'autorisation de transition est délivrée le 31 janvier 1997 par la *Moldavian Civil Aviation Authority* (MCAA).

Le cours de transition a lieu chez Crossair, à Bâle, et se fonde sur le programme de formation agréé par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) de Suisse ainsi que sur les règles du PPLS GA-92 (prescriptions relatives à la formation des équipages civils de 1992) édictées par la MCAA. Le cours théorique a lieu du 5 au 20 février 1997, suivi immédiatement par la formation sur simulateur puis sur l'avion jusqu'au 20 mars 1997. Le vol de contrôle IFR (règles de vol aux instruments) est passé en mars 1997.

Pendant le cours de transition, 32 h de vol sur simulateur et 1:20 h aux commandes de l'avion (17.03.1997) sont enregistrées.

Le commandant reçoit l'autorisation pour des vols d'écologie et pour l'introduction aux routes sur Saab 340B en vertu de la décision N° 17 de la MCAA du 25 mars 1997. L'introduction aux routes s'effectue ensuite sur le réseau de Moldavian Airlines pour les destinations suivantes : Chisinau, Budapest, Prague, Vérone, Malpensa. Ces vols sont accompagnés par des commandants pour l'entraînement lors de vols de ligne (*line training captains*) suisses mis à disposition par Crossair du 31 mars au 21 mai 1997. Un contrôle lors d'un vol de ligne est également exécuté par un pilote suisse le 21 mai 1997.

Cette formation achevée, la qualification de commandant de Saab 340B est inscrite sur la licence soviétique le 30 mai 1997 conformément à la décision de la MCAA 41/1 du 30 mai 1997. Selon la MCAA, cette licence est conforme aux normes de l'OACI. L'autorisation IFR porte la mention « décollages avec une visibilité minimum de 150 m, atterrissages avec une base des nuages à 60 m minimum et une visibilité de 600 m minimum ».

Tous les examens médicaux sont effectués en Moldavie sur la base des prescriptions russes en vigueur.

Les 3 et 4 mars 1998, le commandant fréquente le cours théorique FMS UNS-1K de Crossair sur mandat de Moldavian Airlines.

Le 13 mars 1998, également sur mandat de Moldavian Airlines, il suit un entraînement CAT II (cours sur simulateur) chez Crossair. L'inscription portée sur la licence à la suite de cette formation sur la base de la décision N° 44 de la MCAA du 24 mars 1998 comporte la mention « décollages avec une visibilité minimum de 150 m, atterrissages avec une base des nuages à 30 m minimum et une visibilité de 350 m minimum » (datée également du 24 mars 1998).

Toujours sur mandat de Moldavian Airlines, les vols de contrôle sont effectués sur le simulateur Saab 340B de Crossair à Bâle sous la conduite d'instructeurs de vol et d'experts suisses. Ils sont

enregistrés le 13 mars 1998, le 9 mars 1999 et le 12 juillet 1999 (introduction au siège de droite). Chaque fois, la MCAA a fourni le mandat de formation et de contrôle sur un formulaire MCAA. Les inscriptions dans le registre et la licence ont été reportées en conséquence.

Crossair procède à un contrôle pour licence professionnelle sur son simulateur Saab 340B à Bâle le 26 octobre 1999. Le formulaire de contrôle demande également la validation de la licence par l'OFAC. À cette date, la licence soviétique est valable jusqu'au 6 avril 2000, en vertu de la durée de validité du contrôle médical effectué en Moldavie. La demande est accompagnée d'une confirmation du *Medical Center of Civil Aviation of (the) Republic of Moldova* relatif à la validité de l'examen jusqu'au 6 avril 2000.

L'OFAC demande une confirmation écrite de la MCAA relative à la conformité de la licence moldave aux normes internationales (fax du 01.11.1999), laquelle parvient à Berne par fax le lendemain (02.11.1999).

Le 2 novembre 1999, l'OFAC délivre la licence suisse CH 42889 pour pilote de ligne avec l'inscription 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* ».

Aucun examen médical n'est effectué en Suisse.

Une introduction aux routes de Crossair portant sur 20 secteurs commence le 9 novembre 1999 et se termine par le contrôle lors d'un vol de ligne le 19 novembre 1999.

L'activité du commandant chez Crossair durera trois mois au cours desquels il accumulera 139 h de vol. Son expérience des opérations à l'aéroport de Zurich consistait en quatre décollages répertoriés.

Connaissances linguistiques du commandant selon les informations recueillies :

Langues maternelles	Bilingue russe et moldave : parlé sans accent, parlé et écrit couramment
Français	Niveau inconnu
Anglais	Notions de base depuis 1990 ; 29.12.1999 test d'admission au Wall Street Institute: degré d'admission 7 ( <i>way stage</i> : après le degré 6, les élèves disposent d'un vocabulaire fonctionnel et d'un niveau moyen-bas, ils peuvent suivre une conversation simple) ; participation au cours prévue à partir de janvier 2000 avec pour objectif : <i>upper way stage</i> (qualification : à la fin du degré 9, les élèves disposent d'un vocabulaire fonctionnel pour la vie privée et professionnelle et peuvent utiliser des expressions courantes dans la conversation).

#### 1.5.6.2.2 Copilote

Le copilote est formé après l'effondrement du bloc de l'Est (fin des années quatre-vingts). Sa formation est donc influencée par deux cultures :

- d'une part, un contexte très réglementé qui trouve ses racines dans l'influence russe encore très marquée,

- d'autre part, une ouverture à l'Ouest qui se traduit par l'utilisation d'avions de conception occidentale.

La formation du copilote a cependant lieu dans les années quatre-vingt-dix, si bien qu'il n'est pas confronté aux instruments de conception russe ni aux SOP russes.

Sa transition sur Saab 340B a lieu sur demande de Tatra Air chez SAS (*SAS Flight Academy*). Le cours de transition est une combinaison entre le programme de formation de Tatra Air et le programme sur simulateur de SAS. L'instruction de vol, l'introduction aux routes et l'activité de pilotage se font exclusivement chez Tatra Air ; il s'agit de la première expérience du copilote dans un équipage double et dans le secteur de l'aviation commerciale.

Il subit régulièrement des vols de contrôle et des contrôles lors de vols de ligne avec des instructeurs de Tatra Air.

Cette première et unique expérience dans l'aviation commerciale avant son entrée chez Crossair dure 1½ ans. Lors du cours de transition sur Saab 340, il ne suit pas de formation MCC ou CRM formelle. Ainsi, sa prise de connaissance des procédures de travail dans le cadre d'un équipage double se fait essentiellement lors de la formation sur simulateur et de l'introduction aux routes chez Tatra Air. Des documents datant de cette période attestent qu'à plusieurs reprises il a été rendu attentif au fait qu'il devait accélérer son rythme de travail et accorder une plus grande priorité à la communication ATC.

Le copilote était titulaire de la licence N° 03940314 de pilote professionnel délivrée par la République slovaque le 24 octobre 1994. Ce document porte l'inscription de copilote sur Saab 340B, une autorisation IFR ainsi qu'une inscription relative au type L-200. La validité de la licence jusqu'au 20 mai 2000 est manuscrite et complétée par la mention « porte des lunettes ».

Le copilote est engagé par Tatra Air en 1997 et suit le cours de transition sur Saab 340B en juin et juillet 1997. À ce moment, il totalise 295:35 h de vol sur avions à moteur à son actif, dont 54:05 h sur L-200 et 36:40 h de vol aux instruments.

Le cours de transition commence par une observation du cockpit, du 2 au 9 juin 1997. Le cours théorique et l'entraînement sur simulateur se déroulent à la SAS Flight Academy à Stockholm. Le cours théorique s'achève le 25 juin 1997. L'entraînement sur simulateur a lieu immédiatement après et se termine le 6 juillet 1997 après 15 h de simulateur au total en tant que pilote aux commandes et 5 heures comme pilote assistant. Au cours d'un entraînement en vol les 9 et 10 juillet 1997 il accumule 3:15 h de vol et effectue 12 atterrissages.

Ce cours de transition est suivi par l'introduction aux routes sur le réseau de Tatra Air pour les destinations suivantes : Bratislava, Zurich, Kosice, Prague et Malpensa. Planifiée sur 30 secteurs, l'introduction s'achève le 12 septembre 1997 après 42 secteurs.

Après la faillite de Tatra Air, le copilote trouve un poste chez Crossair qui le soumet à une formation comprenant un entraînement sur simulateur, un entraînement FMS, l'introduction aux routes et un vol de contrôle.

Le copilote est engagé par Crossair le 2 août 1999. Le contrat de travail débute le 25 août 1999. Le début du cours de « re-qualification » de Crossair est indiqué de la manière suivante : « (16.08.99) 02.08.1999 ».

Le 24 août 1999, le copilote passe la sélection officielle des pilotes de Crossair.

Le 2 septembre 1999, Crossair le soumet à un contrôle pour licence professionnelle sur son simulateur Saab 340B à Bâle. La demande de validation de la licence est déposée à l'OFAC le 14 septembre 1999.

Le 16 septembre 1999, l'OFAC délivre la licence suisse CH 42696 pour pilote professionnel (CPL) avec l'inscription 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* ».

L'introduction aux routes commence déjà le 14 septembre 1999 (CRX 552, 553, 542, 543), c'est-à-dire deux jours avant la validation de la licence.

Aucun document attestant d'une formation CRM formelle pendant le cours de transition suite à un changement d'opérateur (*conversion course changing operator*) n'a pu être produit.

Le cours théorique FMS est suivi le 18 août 1999. Il est complété par une introduction aux routes sur 14 secteurs les 14 et 24 septembre 1999.

Aucun examen médical n'est effectué en Suisse.

L'introduction aux routes de Crossair se termine par le contrôle lors d'un vol de ligne le 1<sup>er</sup> octobre 1999 après 24 secteurs au total.

Connaissances linguistiques du copilote selon les informations recueillies :

Langues maternelles	Bilingue slovaque et tchèque : niveau pratiquement équivalent
Russe	Appris à l'école primaire, niveau inconnu
Anglais	Connaissance jugées bonnes par le personnel de Crossair

## 1.6 Données concernant l'aéronef

### 1.6.1 Avion HB-AKK

#### 1.6.1.1 Généralités

Type d'avion :	Saab 340B
Constructeur :	Saab Aircraft AB, Linköping Sweden
Numéro de série :	340B-213
Certificat de type OSAv :	A1/1984 du 3 juillet 1989
Année de construction :	octobre 1990
Certificat de navigabilité pour l'exportation :	30 octobre 1990
Certificat d'immatriculation :	28 décembre 1998
Certificat de navigabilité :	30 mai 1995, valable jusqu'à annulation
Heures de vol (total) :	20589 h
Nombre de cycles :	21676
Type de moteur :	General Electric CT7-9B, turbopropulseurs
FAA Type Certificate :	E8NE du 16 mars 1989

## 1.6.1.2 Moteur monté à gauche

Numéro de série :	GE-E-785135
Durée d'utilisation sur HB-AKK :	1555 h
Nombre de cycles sur HB-AKK :	1450
Durée d'utilisation depuis la fabrication :	17856 h
Nombre de cycles depuis la fabrication :	18869

## 1.6.1.3 Moteur monté à droite

Numéro de série :	GE-E-785245
Durée d'utilisation sur HB-AKK :	1766 h
Nombre de cycles sur HB-AKK :	1636
Durée d'utilisation depuis la fabrication :	17160 h
Nombre de cycles depuis la fabrication :	18153

## 1.6.1.4 Hélice montée à gauche

Type :	Dowty-Rotol R390/4-123-F/27
Numéro de série :	DRG10172-89
Durée d'utilisation sur HB-AKK :	395 h
Nombre de cycles sur HB-AKK :	380
Durée d'utilisation depuis la fabrication :	19289 h
Nombre de cycles depuis la fabrication :	19573

## 1.6.1.5 Hélice montée à droite

Type :	Dowty-Rotol R390/4-123-F/27
Numéro de série :	DRG8096-89
Durée d'utilisation sur HB-AKK :	4415 h
Nombre de cycles sur HB-AKK :	4201
Durée d'utilisation depuis la fabrication :	13442 h
Nombre de cycles depuis la fabrication :	inconnu
Nombre de cycles depuis la révision générale :	5965

## 1.6.1.6 Navigation

Les pilotes disposaient des systèmes de navigation suivants :

- *Single FMS (B-RNAV)*
- *Dual VOR/ILS*
- *Dual DME*
- *Dual ADF*
- *Dual ADS (centrale des données aérodynamiques)*

## 1.6.1.7 Communications

Les équipements de communication se composaient des systèmes suivants :

- système radio intégré (*audio integrating system*)
- système d'adresse pour les passagers (*passenger address system*)
- système d'intercommunication (*cabine interphone system*)
- double système de communication VHF (*dual VHF com system*)

Un téléphone portable se trouve à bord des avions Saab 340B. Il est utilisé pour assurer la communication entre l'équipage et l'organe de contrôle de la circulation au sol. La check-list prévoit que ce téléphone doit être éteint avant l'allumage des moteurs.

## 1.6.2 Masse et centrage

Le calcul de la masse et du centrage au moment de l'accident repose sur les données figurant sur le formulaire de poids et de centrage (*load sheet*) de l'avion. Ces informations ont été confirmées par une analyse approfondie des éléments découverts sur le lieu du crash.

	masse (kg)	indice
Masse opérationnelle sans carburant	8508	11
Approvisionnement	181	6
Passagers	574	2
Bagages	50	3
	<hr/>	<hr/>
Masse totale sans carburant	9313	22
Carburant nécessaire au vol	2100	0
	<hr/>	<hr/>
Masse au roulage	11413	22

L'indice de trim de 22 calculé de la sorte correspond, pour une masse au roulage d'environ 11400 kg, à une valeur trim de 1,4 unité ANU. Ces chiffres se situent dans la fourchette autorisée.

## 1.6.3 Commandes de vol

### 1.6.3.1 Commandes et effort sur les gouvernes

#### 1.6.3.1.1 Informations générales

Les commandes du Saab 340B sont souples sur les trois axes, ce qui mérite d'être relevé en comparaison avec les modèles de conception russe, en particulier l'AN-24.

#### 1.6.3.1.2 Éléments trouvés sur l'épave

Vu le niveau de destruction élevé des débris trouvés sur le lieu de l'impact, les possibilités d'émettre des hypothèses sur le bon fonctionnement des principaux organes de commande sont très restreintes. Néanmoins, les calculs de la trajectoire de vol effectués sur la base du modèle aérodynamique sont cohérents avec les enregistrements des débattements des gouvernes du DFDR.

#### 1.6.3.2 Système de volets de courbure

Lors du contrôle type C4 exécuté en juin 1998, les volets de courbure de l'avion HB-AKE ont été montés sur le HB-AKK après exécution du bulletin de service 27-033. Par la suite, plusieurs dysfonctionnements se sont manifestés dans le système de volets de courbure (*flap system*), tant sur le HB-AKK que sur le HB-AKE. Au cours des dix-huit mois séparant le contrôle type C4 (juin 1998) et l'accident, les pilotes se sont plaints à vingt et une reprises d'un dysfonctionnement de ce système :

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

En outre, dans deux cas les pilotes ont signalé des problèmes d'asymétrie au moment de la sortie des volets, pendant la phase d'approche. Après avoir sorti les volets, le pilote a dû contrer le mouvement de roulis en braquant entièrement la commande des ailerons. Ce problème n'a pas été signalé sur l'avion HB-AKK.

Ce type d'avion ne dispose d'aucun système d'alarme indiquant une éventuelle asymétrie des volets. Il y a certes deux témoins de volets (*flap indicators*) dans un instrument du cockpit, mais en pratique ceux-ci ne peuvent pas mettre en garde contre un problème d'asymétrie dans la mesure où les détecteurs sont couplés au système de synchronisation des volets et non aux volets eux-mêmes. Ainsi, tant l'instrument situé dans le cockpit que l'enregistrement du DFDR indiquent la position de ce système de synchronisation et non la position effective des volets.

### 1.6.3.3 Blocage des gouvernes

Avant l'accident, quelques pilotes ont signalé un décalage du gouvernail de direction lorsque le système de blocage des gouvernes (*gust lock*) était enclenché. Ce décalage de 5° sur la droite est acceptable selon le manuel d'entretien de Saab (27-72-20-4). D'ailleurs, le manuel d'entraînement des pilotes souligne que, pour enclencher le blocage des gouvernes, le gouvernail de direction doit présenter un angle de 7° environ à droite.

#### 1.6.3.4 Avertisseur de blocage des gouvernes

Avant l'accident, des problèmes concernant l'avertisseur de blocage des gouvernes (*gust lock warning*) ont été signalés. Après investigation, ceux-ci ont été attribués explicitement à un interrupteur situé dans la commande du dispositif. Après le remplacement de cet interrupteur et de la cosse du câble de raccordement, ce problème ne s'est plus manifesté. Par ailleurs, l'analyse des données DFDR n'indique aucun blocage des gouvernes au moyen du dispositif de blocage des gouvernes.

#### 1.6.3.5 Levier de déconnexion

Les débris d'un levier de déconnexion (*disconnect handle – DH*) ont pu être identifiés comme étant ceux d'un *DH roll*. Ce dernier se trouve dans le cockpit, sur la partie avant gauche de la console centrale. Ses composants électriques n'ont pas été retrouvés.

L'examen des débris mis en sûreté ainsi que l'analyse des données DFDR relatives à l'aileron de droite et des enregistrements du CVR ont permis de conclure que le *DH roll* n'a pas été activé.

### 1.6.4 Moteurs et hélices

#### 1.6.4.1 Moteur de gauche

Depuis sa construction jusqu'à l'accident, le moteur monté à gauche a accumulé 17856 h d'utilisation (*time since new – TSN*) et 18869 cycles de fonctionnement (*cycles since new – CSN*). Après remplacement du boîtier de transmission de l'hélice et du bloc de transmission, il a été monté sur l'avion HB-AKK en mai 1999. Depuis son installation sur cet appareil, ce moteur a accumulé 1555 h d'utilisation et 1450 cycles. Depuis la dernière révision de la partie froide, en mai 1998, ce moteur a fonctionné pendant 2634 h pour 2490 cycles. La dernière révision de la partie chaude et de la turbine de puissance date de mars 1997. Le nombre d'heures d'utilisation était alors de 4309 pour 4205 cycles.

Crossair exploitait ce moteur avec une puissance réduite, une procédure autorisée par GEAE et par la FAA (*GEAE operations engineering bulletin no. 11* du 29 juin 1993, *derivative engine takeoff rating program*).

Lors de l'impact, le moteur de gauche s'est sectionné en trois éléments principaux :

- arbre de transmission
- partie froide jusqu'au collet de liaison des carters du compresseur axial et du compresseur radial
- compresseur radial et partie chaude avec échappement

La rupture du moteur au niveau du collet de liaison des carters du compresseur axial et du compresseur radial n'a pas entraîné de grosse déformation de la bride, car les vis de raccordement se sont arrachées. De fait, les tiges des vis se trouvaient encore dans les plaquettes-écrous du carter du compresseur radial.

La partie chaude était ouverte sur une section d'environ 300° au niveau du collet de liaison, entre la chambre de combustion et le compresseur turbine. Dix-huit vis de raccordement étaient encore intactes, les autres ont été arrachées. Une partie des vis de raccordement ayant été arrachées et la chambre de combustion s'étant ouverte, un trou béant a pu être constaté sur cette partie.

Conclusions sur la base des traces relevées et de l'état du moteur :

- Aucun résidu ne permettant de conclure à une collision avec des oiseaux.
- Aucun signe d'obstruction de la prise d'air (corps étranger).
- Aucun dommage dû à la glace ou par corps étrangers (*foreign object damage – FOD*).
- Aucune surchauffe de la partie chaude.
- Aucun signe d'incendie.
- Aucune indication de panne moteur non maîtrisée avant l'impact.
- Aucun point de rupture ne permettant de conclure à une cassure de fatigue ; on peut raisonnablement penser que toutes les ruptures se sont produites au moment de l'impact en raison des fortes contraintes subies.
- Aucun signe d'erreur ou de dommage antérieurs.

Certaines traces montrent qu'au moment de l'impact, les rotors du moteur (compresseur et turbine de travail) tournaient à haut régime. Le frottement des ailettes du compresseur contre le carter a usé le revêtement antiabrasif (Al/Si). Des restes de ce revêtement ont été retrouvés sous forme de dépôts blancs dans le diffuseur du compresseur radial, sur la voûte de la chambre de combustion ainsi que sur les aubes directrices de la turbine. Les dépôts constatés dans ce moteur étaient moins importants que ceux relevés sur le moteur monté à droite. En revanche, les traces d'abrasion des ailettes entre les zones 4-5 et 5 du rotor du compresseur étaient nettement plus marquées. La destruction de la zone 1 du rotor de la turbine tend également à indiquer que le régime était très élevé lors de l'impact.

#### 1.6.4.2 Moteur de droite

Depuis sa construction jusqu'à l'accident, le moteur monté à droite a accumulé 17160 h d'utilisation (*time since new – TSN*) et 18153 cycles de fonctionnement (*cycles since new – CSN*). Après la révision des parties chaude et froide ainsi que du module de turbine de puissance en mars 1999, il a été monté sur l'avion HB-AKK en avril 1999. Depuis, ce moteur a fonctionné pendant 1766 h pour 1636 cycles.

Lors de l'impact, le moteur de droite s'est sectionné en trois éléments principaux :

- arbre de transmission
- partie froide avec la chambre de combustion
- compresseur turbine, turbine de puissance et échappement

La turbine et ses accessoires extérieurs ont été arrachés lors de l'impact. La rupture du moteur au niveau du collet de liaison entre la chambre de combustion et le compresseur turbine n'a pas entraîné de grosse déformation de la bride, car les vis de raccordement se sont arrachées. L'arbre de transmission a été arraché.

Conclusions sur la base des traces relevées et de l'état du moteur :

- Aucun résidu ne permettant de conclure à une collision avec des oiseaux.
- Aucun signe d'obstruction de la prise d'air (corps étranger).
- Aucun dommage dû à la glace ou par corps étrangers (*foreign object damage – FOD*).
- Aucune surchauffe de la partie chaude.
- Aucun signe d'incendie.
- Aucune indication de panne moteur non maîtrisée avant l'impact.
- Aucun point de rupture ne permettant de conclure à une cassure de fatigue ; on peut raisonnablement penser que toutes les ruptures se sont produites au moment de l'impact en raison des fortes contraintes subies.
- Aucun signe d'erreur ou de dommage antérieurs.

Certaines traces montrent irréfutablement qu'au moment de l'impact, les rotors du moteur (compresseur et turbine de travail) tournaient à haut régime. Le frottement des ailettes du compresseur contre le carter a usé le revêtement antiabrasif (Al/Si). Des restes de ce revêtement ont été retrouvés sous forme de dépôts blancs dans le diffuseur du compresseur radial, sur la voûte de la chambre de combustion ainsi que sur les aubes directrices de la turbine.

#### 1.6.4.3 Hélices

L'examen des hélices permet de conclure ceci :

- Au moment de l'impact, les deux hélices fonctionnaient normalement.
- Les dommages subis par les deux hélices sont comparables. La déformation des pales montre qu'au moment de l'impact, les deux hélices tournaient.
- L'angle d'attaque des pales, qui a pu être déterminé sur la base de la position du mécanisme de changement de pas, indique que la puissance affichée était élevée.
- Toutes les pales se sont détachées lors de l'impact.

#### 1.6.4.4 En résumé

L'analyse des données DFDR permet d'affirmer :

- que les deux moteurs ont fourni la puissance demandée pendant le vol ;
- que la performance des moteurs ne s'est pas détériorée par rapport à des vols antérieurs ;
- que le moteur de gauche était exploité sur une base détarée (*derivative engine takeoff rating program ; GE bulletin no. 11*) et que les caractéristiques de puissance correspondaient aux critères spécifiés dans le bulletin de GE ;
- que la puissance affichée des moteurs était comparable à celle de précédents décollages de Zurich ;
- qu'aucun signe de décrochage du compresseur ou d'extinction résultant de l'admission de glace ou de glace fondue dans les moteurs n'a été détecté ;
- que pendant la dernière phase du vol (vol en piqué) le couple des deux moteurs s'est accru en raison de l'augmentation simultanée de la pression dynamique et de la vitesse de vol (*ram air effect*).

Compte tenu de l'état de destruction, l'examen des moteurs permet d'affirmer :

- que les ailettes du compresseur n'ont été endommagées ni par de la glace ni par des oiseaux ;
- qu'il n'y a pas eu d'échauffement dans les parties chaudes ;
- qu'aucun des dégâts constatés ne peut être attribué à la rupture d'un composant interne en rotation ;
- que les deux systèmes de rotor (compresseur et turbine de travail) tournaient à haut régime au moment de l'impact.

## 1.6.5 Aménagement du cockpit

### 1.6.5.1 Généralités

Le Saab 340B est un avion de transport régional à turbopropulseurs conçu dans les années quatre-vingts. L'habitacle, équipé d'un « cockpit en verre » de la première génération, était alors considéré comme moderne pour un appareil de ce type. Le Saab 340B a été le premier avion de sa catégorie à obtenir la certification Catégorie 2 pour le vol aux instruments.

La taille du cockpit est à la mesure des dimensions relativement réduites de l'avion. Les commandes sont conventionnelles et disposées de manière usuelle.

Les manettes de poussée (*power levers*) sont disposées sur la gauche de la console centrale. Elles ont une course assez longue comparé à d'autres appareils. Sur la droite se trouvent les manettes de contrôle du régime des hélices (*condition levers*). Elles sont également longues et ont une course relativement grande.

Le blocage et le mécanisme de déverrouillage des gouvernes sont situés au milieu de la console centrale, entre les paires de manettes. Derrière les manettes de poussée se trouve un système de blocage mécanique dont l'avion a été équipé dans un deuxième temps pour éviter une inversion de poussée en vol (*inadvertent in-flight reverse*). À gauche et à droite de chaque paire de manettes se trouve un levier qui permet de régler la « dureté » des manettes (*friction lever*).

Le levier de commande des volets de courbure est situé sur la droite de la console centrale.

Tous les éléments décrits à ce stade sont positionnés à la hauteur de la cuisse du pilote lorsqu'il est assis. Sur l'avant de la console centrale, on trouve les instruments de surveillance de la pressurisation de la cabine et du système hydraulique.

La partie de la console centrale située derrière les leviers de commande des moteurs et des hélices a subi plusieurs modifications et réaménagements. Elle est essentiellement réservée aux instruments de radiocommunication et de radionavigation et abrite également les commandes de l'autopilote et le radar météo. Lorsque l'appareil a été équipé du FMS (B-RNAV), l'unité d'écran de contrôle (CDU) a été installée derrière les manettes de contrôle du régime des hélices. En janvier 2000, cette unité (clavier et écran) était placée à l'arrière de la console centrale sur tous les appareils de Crossair. Lorsque l'équipage était assis, celle-ci se situait à la hauteur du premier tiers de la cuisse des pilotes.

Les instruments moteurs placés sur la partie centrale de la planche de bord (*instrument panel*) sont de conception conventionnelle et disposent en outre d'un affichage numérique pour les fonctions suivantes : couple, température interturbine, régime du moteur et régime des hélices. Le couple – paramètre influencé par les manettes de poussée – est affiché à gauche de la rangée supérieure alors que le régime des hélices – paramètre influencé par les manettes de contrôle du régime des hélices – s'affiche à droite de la rangée centrale.

L'écran multifonctions est installé sous les instruments de secours, dans la partie inférieure gauche de la planche de bord.

Les éléments de commande du système de gestion de vol et une partie des instruments de radionavigation sont situés au milieu de la console sous le pare-brise (*glare shield panel*).

Les tableaux de sélection radio pour le réglage individuel des instruments de communication sont situés à la droite du copilote et à la gauche du commandant. Il s'y trouve aussi un interrupteur pour le microphone (*push to talk switch – PTT*), en plus de celui monté sur le manche.

La console supérieure (*overhead panel*) située au-dessus des pilotes comprend les commandes des systèmes de l'avion (carburant, chauffage, système électrique, etc.). Sa conception est conventionnelle.

## 1.6.6 Systèmes de guidage de vol

### 1.6.6.1 Système d'instruments de vol électronique (*electronic flight instrument system – EFIS*)

#### 1.6.6.1.1 Affichages électroniques des instruments

Les instruments électroniques du Saab 340B (« cockpit en verre » de la première génération) reproduisent sur des écrans (*cathode ray tube – CRT*) une partie des instruments électromécaniques de vol conventionnels. Si la disposition générale des instruments (*basic T*) est restée identique, l'horizon artificiel (EADI) et l'indicateur de situation horizontale (EHSI) sont affichés sur deux CRT distincts. Ces deux affichages ont été quelque peu améliorés et complétés au fil du temps ; citons par exemple le *mode annunciator indication* et le *de-clutter mode* sur l'EADI.

La représentation électronique des instruments électromécaniques implique aussi la reproduction de leurs particularités. Concrètement, cela signifie que dans l'EHSI un indicateur de cap (sélecteur de route avec barre de déviation) représente la modification d'un cap présélectionné en reproduisant fidèlement le modèle électromécanique. Lorsqu'un nouveau cap est capté sous forme de signal électrique, l'indicateur tourne de la position originale à la nouvelle position en empruntant le chemin (angle) le plus court, sans tenir compte de la direction du changement de cap calculée par le FMS.

#### 1.6.6.1.2 Description du système

Deux EFIS indépendants, complétés par un système d'affichage multifonctions, sont installés sur les Saab 340B de Crossair. Chaque EFIS se compose d'une unité de processeur d'écran (DPU), d'un tableau d'écran de contrôle (DCP), d'un indicateur électronique d'assiette (EADI) et d'un indicateur électronique de situation horizontale (EHSI). Le système d'affichage multifonctions comprend une unité de processeur multifonctions (MPU) et un affichage multifonctions (MFD). Fondamentalement, ce système travaille de manière autonome, mais en cas de panne d'une DPU, la MPU peut la remplacer. La DPU de gauche reçoit les signaux émis par les senseurs placés sur la gauche de l'avion, celle de droite ceux venant de la droite. En revanche, la MPU reçoit des signaux provenant des deux côtés. En cas de panne d'un ordinateur de l'assiette et des caps (AHC), il est possible de mettre en circuit celui qui se trouve du côté opposé.

L'EFIS comprend les composants suivants :

Unité de processeur d'écran (*display processor unit – DPU*)

La DPU reçoit des signaux numériques et analogiques provenant des systèmes suivants : radioaltimètre, ordinateur des données aérodynamiques, VOR/ILS/MB, DME, ADF, AHC, FCC (FD), radar météo et FMS (LRN). Ces signaux sont traités par la DPU qui les transmet ensuite à l'EADI et à l'EHSI où ils sont représentés graphiquement.

Indicateur électronique d'assiette (*electronic attitude director indicator – EADI*) et indicateur électronique de situation horizontale (*electronic horizontal situation indicator – EHSI*)

Ces dispositifs reçoivent des signaux de couleur émis par la DPU et les affichent sur un écran CRT.

Unité de processeur multifonctions (*multifunction processor unit – MPU*)

Sur le fond, la MPU fonctionne de la même manière que la DPU, mais les signaux émis sont dirigés vers le MFD. En cas de panne, la MPU peut remplacer une DPU.

Affichage multifonctions (*multifunction display – MFD*)

Le MFD fonctionne selon le même principe que l'EADI ou l'EHSI. Des boutons placés directement sur le MFD permettent de sélectionner l'affichage.

Tableau d'écran de contrôle (*display control panel – DCP*)

Deux DCP placés à gauche et à droite servent à sélectionner les informations à afficher sur l'EADI et l'EHSI.

Tableau de sélection de cap (*course heading panel – CHP*)

Le CHP sert à fixer les caps (*course* et *heading*). Les valeurs sélectionnées sont affichées sur les EHSI. CRS 1 sur l'EHSI de gauche et CRS 2 sur celui de droite. Le cap sélectionné est affiché sur les deux EHSI.

Interrupteur EFIS

En cas de dysfonctionnement d'un EADI ou d'un EHSI, l'indicateur resté en fonction peut être commuté en mode composite, ce qui signifie que le CRT encore en fonction fournit les informations relatives aux deux affichages. En cas de dysfonctionnement d'une DPU, un couple EADI/EHSI peut être commuté sur la MPU. En cas de dysfonctionnement d'un AHC, les informations peuvent être déviées sur l'AHC situé à de l'autre côté.

Boutons-poussoirs de sélection de la source de navigation  
(*nav source selection pushbuttons*)

Deux boutons-poussoirs désignés par NAVS L et NAVS R sont placés sur la console sous le pare-brise. Ils permettent de dériver les signaux de navigation venant de gauche ou de droite sur l'autopilote, en particulier sur le directeur de vol.

Tableau test EFIS (*EFIS test panel*)

Deux interrupteurs (EFIS 1 et EFIS 2) situés sur la console supérieure servent à déclencher un autotest de l'EFIS qui contrôle les différentes fonctions EFIS :

- tangage, roulis, cap en position test
- activation des voyants d'avertissement

#### 1.6.6.1.3 Panne EFIS après enclenchement de l'éclairage du logo

La panne suivante s'est produite sur l'avion HB-AKK en octobre 1996 :

- Juste après l'enclenchement de l'éclairage du logo, toutes les informations EFIS affichées à droite ont disparu.

Les experts ont expliqué cette panne de la manière suivante :

Les deux consommateurs, EFIS de droite (sur le *RH AVION START BUS*) et éclairage du logo (sur le *RH MAIN START BUS*) sont alimentés par le même bus (*RH BATTERY BUS*) via un coupe-circuit 25A (*CB 18PP*).

Ce coupe-circuit s'est échauffé en raison d'une cosse de câble mal sertie, raison pour laquelle il s'est déclenché lorsque l'éclairage du logo a été allumé (augmentation de la consommation).

Le remplacement de la cosse de câble du coupe-circuit 18PP et de celle du relais de la barre bus (*main start bus relay*) a remédié à cette panne. Aucun événement de ce genre n'a été signalé par la suite.

## 1.6.6.2 Système de pilotage automatique

### 1.6.6.2.1 Description du système

L'ordinateur de gestion de vol est l'élément central du système de pilotage automatique (*automatic flight system – AFS*). Il remplit les fonctions suivantes :

- autopilote
- directeur de vol
- amortisseur de lacet
- auto trim de direction
- auto trim de profondeur

L'ordinateur de gestion de vol reçoit des signaux provenant de plusieurs systèmes de l'avion qui servent à calculer les ordres de commande de vol.

Il affiche les commandes du directeur de vol et les modes sur l'EADI. Les modes de l'autopilote, de l'amortisseur de lacet et des fonctions auto trim sont affichés sur des écrans spécifiques.

Les pilotes contrôlent le directeur de vol et l'autopilote au moyen du tableau de sélection des modes, de l'instrument de présélection d'altitude avec alerte, le tableau de l'autopilote, les boutons de débrayage rapide de l'autopilote, les boutons de commande de remise des gaz (*go around*) et de synchronisation verticale (*VERT SYNCH*).

Le directeur de vol assiste les pilotes en mode de pilotage manuel ainsi que dans la surveillance visuelle de la fonction autopilote. Les commandes du directeur de vol sont affichées sur l'EADI.

Les modes du directeur de vol sont programmés sur le tableau de sélection des modes.

Modes verticaux

- *VS* (vitesse verticale)
- *IAS* (vitesse indiquée)
- *CLIMB* (montée)
- *ALT* (maintien de l'altitude)
- *ALTS* (sélection d'altitude)

### Modes latéraux

- *HDG* (cap)
- *NAV* (navigation LRN ou VOR)

### Modes combinés

- *APPR* (approche)
- *GA* (remise des gaz)

L'amortisseur de lacet sert à stabiliser l'avion sur son axe vertical et assiste les pilotes dans les virages coordonnés (*turn coordinator function*).

Les fonctions auto trim de direction et de profondeur servent à contrôler l'assiette sur les deux axes horizontaux.

L'AFS comporte les éléments suivants :

#### Ordinateur de gestion de vol (*flight control computer – FCC*)

Le FCC reçoit et traite des signaux de différents systèmes de l'avion tels que *ADC*, *AHC*, *RA*, *VOR/ILS* et *FMS*. Il calcule les ordres de commande de vol requis pour que l'avion puisse voler dans les différents modes latéraux et verticaux. Les fonctions du FCC sont contrôlées en permanence sur le plan interne.

#### Tableau de sélection des modes (*mode select panel – MSP*)

Le MSP, situé sur la console sous le pare-brise, est doté de boutons-poussoirs pourvus d'une lampe témoin pour sélectionner les modes latéraux et verticaux du directeur de vol. Une touche permet en outre de réduire de moitié le roulis commandé (*half bank*).

#### Tableau de l'autopilote (*autopilot panel – APP*)

L'APP est monté sur la console centrale. Deux interrupteurs permettent d'enclencher et de déclencher l'autopilote et l'amortisseur de lacet. Un commutateur (*turn selector*) sert à présélectionner le cap et une roulette (*pitch wheel*) à définir la vitesse verticale.

#### Commutateur de source de navigation (*NAV source selector*)

Les commutateurs de source de navigation (*NAV S L* et *NAV S R*) du GSP permettent de diriger les sources de navigation sur l'autopilote ou sur le directeur de vol.

#### Instrument de présélection d'altitude avec alerte (*altitude preselector alerter – APA*)

En mode de vol vertical, des avertisseurs optiques et acoustiques signalent que l'avion se rapproche ou quitte une altitude définie au moyen de l'APA.

#### Témoins d'avertissement

Les dysfonctionnements du directeur de vol sont affichés sur l'EADI. Les dysfonctionnements concernant le réglage automatique de l'assiette sont affichés sur le tableau central d'avertissement de panne (*central warning panel – CWP*).

#### 1.6.6.2.2 Représentation du directeur de vol

Dans l'EADI, le directeur de vol est une reproduction électronique du directeur de vol électromécanique de conception plus ancienne. Crossair a opté pour le système de représentation dit « barres en V ».

Par le passé, les constructeurs ont développé essentiellement deux types de représentation : *single pointer* (barres en V ou *V-bar*) et *cross pointer* (barres transversales ou *cross bar*). La littérature ne fournit pas de jugement définitif sur les avantages et inconvénients de ces systèmes. Traditionnellement, les exploitants de grands avions ont privilégié les barres transversales. De leur côté, certains pilotes affirment que les barres en V sont plus simples à utiliser mais que les barres transversales sont plus précises.

Avec les barres transversales, les paramètres de tangage et de roulis (*pitch/roll command*) sont dissociés, alors qu'avec les barres en V ils sont regroupés.

Dans la logique de l'horizon artificiel de conception russe, qui repose également sur une représentation dissociée du tangage et du roulis, les barres transversales semblent présenter un avantage en termes d'interprétation des données (cf. 1.16.5.1.1).

Les barres en V donnent des commandes de tangage et de roulis dont la représentation est caractérisée par des déviations relativement limitées tandis que les barres transversales présentent des limites de débattement plus amples.

Le directeur de vol ne renseigne pas sur l'assiette effective. Il donne des commandes pour atteindre les vitesses angulaires requises sur les axes de tangage et de roulis. La vitesse angulaire est prescrite de manière à assurer le confort des passagers.

En montée, le directeur de vol commande les modifications du roulis à raison d'un taux (vitesse angulaire) de 3°/s.

Le pilote surveille l'assiette, et par là le fonctionnement du directeur de vol, à l'aide des instruments de contrôle de l'assiette.

#### 1.6.6.2.3 Examen du MSP

Toutes les touches du MSP sont dotées de lampes-témoins qui sont activées par le FCC et indiquent le mode de travail du directeur de vol (*active feedback*).

Les ampoules soudées sur le circuit imprimé ont été examinées, ce qui a permis de constater qu'au moment de l'impact les témoins NAV et IAS du MSP de gauche étaient allumés. Les autres étaient éteints.

Cela signifie que les modes NAV et IAS étaient actifs, ce qui est plausible pour un vol de montée.

#### 1.6.6.2.4 Utilisation de l'AFS

L'autopilote n'a pas été activé pendant le vol CRX 498 (données DFDR). Après que l'avion a quitté la piste et que le train d'atterrissage a été rentré, le commandant a ordonné d'enclencher le directeur de vol, de présélectionner le mode de navigation (*NAV mode*), ce qui a été fait. Puis les deux pilotes ont confirmé que le système de navigation pour les grandes distances numéro 1 était engagé (*LRN 1 captured*). Le mode IAS avait déjà été activé avant le décollage.

## 1.6.6.3 Système de gestion de vol

## 1.6.6.3.1 Description

Lors de l'introduction de « B-RNAV Operation » dans l'espace aérien européen, Crossair a fait équiper ses Saab 340B d'un système de gestion de vol (*flight management system – FMS*) à une unité, modèle UNS-1K de Universal Avionics. Cet équipement supplémentaire a été certifié en tant que supplément au certificat de type (*supplemental type certificate – STC*).

Le FMS est un système entièrement intégré utilisé pour la planification du vol, les commandes de vol et la planification du carburant.

Le FMS calcule les données de navigation à l'aide d'un récepteur GPS intégré ainsi que de senseurs tels que DME, ADC et centrale des références d'assiette et de caps (*attitude heading reference system – AHRS*). La planification du carburant tient compte, d'une part, des données introduites manuellement lors de l'initialisation du vol, lesquelles sont mises à jour grâce aux informations sur la consommation calculée de carburant, et, d'autre part, du plan de vol.

L'ordinateur du FMS (*flight management computer – FMC*) utilise la position GPS ainsi que la position calculée sur la base de plusieurs stations DME (*scanning DME*) et calcule ainsi la position FMS (*best computed position*) ; les indicateurs DME (*DME interrogators*) sont automatiquement contrôlés par le FMS. Le FMS se procure les informations nécessaires sur les stations à sélectionner ainsi que leurs coordonnées géographiques dans la base de données pour la navigation (*navigation data base*). La position FMS est surveillée en permanence à l'aide d'autres paramètres (TAS, HDG) et, si nécessaire, le système lance un avertissement. Sur la base de la position ainsi calculée, le FMS guide l'avion le long des itinéraires normalisés de départ aux instruments (SID), des routes RNAV, des couloirs aériens, des circuits d'attente et des itinéraires normalisés d'arrivée aux instruments (STAR). Outre la position effective, le FMS calcule d'autres données de navigation telles que la route et la distance jusqu'au point de navigation, le vent, la vitesse par rapport au sol et l'heure d'arrivée prévue (*estimated time of arrival – ETA*). Le pilote peut visualiser ces informations sur l'EHSI et sur la CDU du FMS.

La planification du vol se fait par accès à la base de données pour la navigation du FMS qui contient des informations sur les points de navigation, les couloirs aériens, les arrivées, les départs, etc. Des routes aériennes complètes de la compagnie (*company routes*) y sont également enregistrées et peuvent être sélectionnées sans difficulté par le pilote. Une route sélectionnée lors de l'initialisation peut être modifiée à tout moment en vol, par exemple en raison d'instructions ATC. À ce sujet, il convient de mentionner les fonctions *direct to* (route directe) et *holding pattern* (circuit d'attente). Les données de base de la base de données pour la navigation sont actualisées par Jeppesen tous les 28 jours et sont chargées sur le FMC au moyen d'une unité de transfert de données. La base sur les routes complètes de la compagnie est constituée par l'exploitant et est actualisée au besoin. Le pilote peut modifier le déroulement d'une route de la compagnie, mais il ne peut pas modifier les données de base de la base de données pour la navigation.

Le FMS fournit les données de navigation telles que route désirée, déviation latérale, vitesse par rapport au sol, distance jusqu'au point de navigation, etc. aux deux DPU. Si le commutateur de source de navigation de gauche (*NAV S L*) est enfoncé et que LRN est sélectionné sur le DCP de gauche, les données FMS sont activées sur l'EHSI de gauche. Lorsque, dans cette configuration, le bouton 2<sup>nd</sup> CRS est enfoncé sur le DCP de droite, l'EHSI de droite affiche en plus la route désirée (*FMS desired track*). À l'inverse, si le commutateur de source de navigation de droite (*NAV S R*) est enfoncé et que LRN est sélectionné sur le DCP de droite, les données FMS apparaissent sur l'EHSI de droite. En enfonçant le bouton 2<sup>nd</sup> CRS sur le DCP de gauche, on active alors la route désirée (*FMS desired track*) sur l'EHSI de gauche.

Le FMS transmet un signal de commande de roulis au FCC. Ce signal est traité par l'ordinateur du directeur de vol (*flight director computer – FDC*) du FCC, puis il est dirigé sur les EADI via la DPU. La condition préalable est que le FCC fonctionne en mode de navigation LRN. En suivant le symbole du directeur de vol en forme de V (*V-bar*) sur l'EADI, le cap indiqué est maintenu. À basse altitude, l'angle de roulis ordonné est limité à 27°. Au-dessus de 15 000 ft AMSL l'angle de roulis est réduit progressivement à 15°. La vitesse angulaire de roulis (*roll rate*) ordonnée est de 3°/s. En cas de dysfonctionnement ou d'assiette extrême, le symbole *V-bar* disparaît.

Lorsque l'autopilote est enclenché, celui-ci maintient le cap de l'avion. Le signal est également traité par le FDC. En cas de besoin, des messages d'état du FMS sont affichés sur la CDU du FMS.

Le FMS comprend les composants suivants :

Unité d'ordinateur pour la navigation (*navigation computer unit – NCU*)

La NCU est située dans le boîtier de l'avionique (*avionics rack*). Elle comprend l'ordinateur central du FMS, la base de données pour la navigation, la base de données des routes de la compagnie ainsi qu'un processeur GPS autonome.

Unité d'écran de contrôle (*control display unit – CDU*)

La CDU se trouve dans la console centrale du cockpit. Elle constitue l'interface entre le pilote et l'ordinateur de navigation. Les données, saisies au moyen d'un clavier alphanumérique et de touches de fonction spécifiques, sont affichées sur un écran LCD.

Module de configuration (*configuration module*)

Lors de l'installation, les particularités de la configuration Saab 340B sont transférées et sécurisées dans le module de configuration via la CDU.

Unité de transfert de données (*data transfer unit – DTU*)

La DTU est placée dans la console centrale. Elle permet de charger des données (base de données pour la navigation, etc.) dans la NCU au moyen de disquettes 3,5".

Avertisseurs lumineux (*remote annunciators*)

Six lampes-témoins indiquant l'état du système sont installées dans le champ de vision immédiat des pilotes :

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

#### 1.6.6.3.2 Intégration

Les Saab 340B de Crossair ont été livrés sans FMS. Le FMS simple, modèle UNS-1K, de Universal Avionics a été intégré à l'occasion d'un *retrofit system* en vue de l'introduction de la nouvelle structure B-RNAV dans le ciel européen au 1<sup>er</sup> janvier 1998.

Le FMS intégré repose sur le FAA STC N° ST09384 SC émis pour le titulaire du STC, New Systems. Le STC repose quant à lui sur les schémas détaillés fournis avec le *master drawing* 227-00-0001. L'un de ces schémas détaillés est le *GPS top drawing* 227-00-0002 qui décrit ainsi la version valable pour Crossair (-3) : « *UNS-1K FMS/GPS WITH PEDESTAL MOUNTED DTU. SYSTEM INTERFACED WITH 5-TUBE EFIS SYSTEM, AND COLLINS PRO-LINE 2 VOR AND DME* ». Un aperçu des schémas applicables figure sur le plan N° 227-00-0000, *Saab 340B GPS installation drawing tree*. Les schémas établis par New Systems sont conformes aux normes industrielles américaines.

Pour la réalisation de l'intégration, des ordres de travail (*work orders – WO*) ont été créés dans le système AMOS de Crossair. Ces ordres ont été regroupés par tâches, zones et compétences. Les lacunes suivantes ont été constatées :

- WO522208 : renvoie au *GPS top drawing*, et non aux schémas détaillés correspondants (227-91-6000 et 227-91-7000).
- WO522190 : la référence au schéma 227-91-3000 manque ; le renvoi au seul STC est insuffisant.
- WO522186 : la référence au schéma 227-91-3000 manque ; le renvoi au seul STC est insuffisant.
- WO522191 : la référence au schéma 227-91-4000 manque ; le renvoi au seul STC est insuffisant.
- WO522183 : la référence est erronée, 227-81-1000 au lieu de 227-91-1000.
- WO522209 : les références aux contrôles de fonctionnement (*functional checks*) exigés font défaut.
- WO522193 : la référence au schéma 227-00-0006 manque ; le renvoi au seul STC est insuffisant.
- Aucun ordre de travail n'a été émis pour la configuration du système (227-00-0015).

Les kits de modification requis pour l'installation du FMS UNS-1K ont été fabriqués et livrés à Crossair par la société New Systems.

#### 1.6.6.3.3 Certification

Le FMS simple UNS-1K de Universal Avionics intégré dans les avions de Crossair a été certifié par le STC N° ST09384 SC.

Le processus de certification auprès de la FAA s'est déroulé sous le numéro de projet FAA ST4900SC-T. L'agrément (*type inspection approval – TIA*) a été délivré pour le Saab 340B immatriculé HB-AKA (*conformity inspection record*, 8100-1, dated 10-7-97).

New Systems a démontré la conformité du FMS aux prescriptions de la FAA et des JAA au moyen des documents 227-00-0017 et 227-00-0018.

Crossair a informé l'OFAC de la certification par courrier, le 8 octobre 1997, en vue d'obtenir la validation du FAA STC. Les documents requis étaient joints à cette lettre.

Comme la procédure de certification s'est déroulée sur la base d'un seul appareil (HB-AKA), Crossair Engineering a créé un test complémentaire qui vérifie toutes les interfaces du FMS avec les différents systèmes et qui a été effectués sur tous les avions.

Un complément au manuel de vol approuvé par la FAA a été livré avec le FAA STC. Ce complément a été intégré dans les manuels correspondants de Crossair Flight Operation.

Selon les indications du fabricant de l'appareil, Universal Avionics, le FMS UNS-1K remplit les exigences suivantes :

- TSO C-129a, Class A1
- TSO C-115b
- DO-178, Level C
- En ce qui concerne les systèmes, le FMS remplit les exigences des JAA selon 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 Formation

Le FMS n'a pas été intégré dans les simulateurs, ni à Bâle, ni à Arlanda. Le didacticiel pour le Saab 340B n'était pas équipé pour le système FMS. Un appareil d'entraînement FMS spécial était à disposition à Bâle. L'utilisation effective du FMS a été enseignée et apprise en vol.

#### 1.6.6.3.5 Expériences en vol

Le comportement du FMS en vol a été contrôlé de 1998 à 1999 sur la base d'ordres de travail AMOS. Les points suivants ont été signalés :

- Un certain nombre de notifications concernant le mode caps du FMS (*FMS HDG mode*) ont été enregistrées en 1998 (*No Heading Input, A/D HEADING FAIL, ANALOG INST FAIL, etc.*). Le problème a pu être réglé en chargeant le logiciel 602.5 de Universal Avionics, bulletin de service 34-2616.
- Un certain nombre de notifications concernant l'interface entre le FMS et le FCC ont été enregistrées en 1998 et en 1999. Le FMS affichait souvent le message *STEERING FAIL*. La barre du directeur de vol (*flight director bar*) disparaissait et l'indicateur du directeur de vol (*flight director flag*) apparaissait alors que l'autopilote fonctionnait normalement.
- Un certain nombre de notifications concernant l'interface entre le FMS et l'EFIS ont été enregistrées en 1998. Des affichages erronés ont été observés sur l'EHSI ainsi que sur le MFD. En 1999, aucune notification concernant ce problème n'a été enregistrée.

#### 1.6.6.3.6 Entretien

Le FMS a été utilisé quotidiennement par les équipages et son fonctionnement a été surveillé en permanence (*on condition monitoring*).

Le dépannage du FMS pose toutefois des problèmes en ce sens que de nombreux dysfonctionnements ne peuvent être reproduits à terre, après le vol, car ils surviennent uniquement dans certaines conditions ou scénarios qui ne peuvent pas être simulés au sol. En règle générale on lance alors un autotest afin de s'assurer que le FMC ne présente aucun problème de matériel ni de logiciel. Quelquefois, un appareil est remplacé par précaution. Souvent, le dysfonctionnement disparaît alors que rien n'a été fait – ou pas ce qu'il aurait fallu. Un facteur de difficulté supplémentaire tient au fait que les dysfonctionnements rapportés sont formulés de manières très diverses. Il n'y a pratiquement pas de terminologie standard.

Chez Crossair, la procédure de diagnostic (*trouble shooting*) relative au FMS se déroulait aussi de cette manière.

#### 1.6.6.3.7 Base de données pour la navigation

La base de données pour la navigation installée dans le FMS au moment de l'accident était la suivante :

- UNS1 *database update* 1350-D2 (S-1), valable pour AFR-EEU-EUR-MES du 30.12.1999 au 27.01.2000.
- UNS1 *database update* 1350-D2 (E-1), valable pour AFR-EEU-EUR-MES du 30.12.1999 au 27.01.2000.
- Crossair Saab 340B UNS-1K *flight management system company route database* (base de données des routes de la compagnie), valable du 30.12.1999 au 26.01.2000.

Tant avant qu'après l'accident, aucun équipage de Crossair n'a déposé de notification concernant l'itinéraire normalisé de départ aux instruments ZUE 1Y.

#### 1.6.6.3.8 Navigation conduisant à des erreurs (*misleading navigation*)

Navigation conduisant à des erreurs avec avertissement :

Le plus gros risque de navigation conduisant à des erreurs avec avertissement réside dans la détermination de la position effective. Le FMS dont est équipé le Saab 340B calcule la position à l'aide du GPS et du DME. Immédiatement après le décollage, le nombre de stations DME disponibles est généralement insuffisant. Si les conditions GPS (ainsi que la position de l'avion) sont inadéquates au même moment, la détermination de la position peut devenir critique. Le FMS lance alors un avertissement. Plusieurs notifications d'équipages (WO AMOS 852773, 920680) pourraient aller dans ce sens.

Navigation conduisant à des erreurs sans avertissement :

Le plus gros risque de navigation conduisant à des erreurs sans avertissement est inhérent à la base de données pour la navigation. Lors du processus ARINC 424, des points de navigation sont saisis manuellement, puis sont convertis dans un format compréhensible pour le FMC utilisé à l'aide d'un compilateur. Dans une base de données pour la navigation comportant des millions de données, la probabilité d'erreurs de saisie est relativement élevée, ce que l'on constate aussi dans la pratique. Les erreurs de saisie ont un effet direct sur la navigation et le pilote est le dernier maillon de la chaîne qui peut découvrir de telles erreurs.

Un autre risque réside dans les erreurs de programmation de la base de données des routes de la compagnie. Un tel cas de figure a été relevé dans le WO AMOS 436205, quoique l'erreur ait alors été commise par un équipage.

Le risque de navigation conduisant à des erreurs sans avertissement provenant du FMC lui-même est nettement plus improbable. Le fabricant de l'appareil, Universal Avionics, estime cette probabilité à  $10^{-5}$  événement par heure de vol.

#### 1.6.6.3.9 Utilisation du FMS

Normalement, le pilote aux commandes (PF) sélectionne les données FMS (LRN) sur son EHSI en tant que données de navigation primaires. Le pilote assistant (PNF) sélectionne, dans un but de surveillance, VOR 1(2) en tant que données de navigation primaires et LRN comme données secondaires (*2<sup>nd</sup> course*). La raison de cette méthode est que le FMS n'est certifié que comme instrument de navigation complémentaire (*supplemental means of navigation*).

Selon le STC, pour des questions de place, la CDU du FMS a été logée dans un espace libre de la console centrale. Crossair a tenu compte de la position de la CDU du FMS en introduisant une procédure de programmation du FMS en vol qui prend en considération les aspects de l'équipage double et des possibilités de représentation limitées. Cette procédure étant destinée à être utilisée en vol de croisière, l'utilisation malcommode de l'appareil était tolérable.

Selon les explications données par les équipages, l'autorisation ultérieure d'utiliser le FMS pour les décollages et les atterrissages (*terminal area*) a donné lieu, dans certaines situations, à des écarts par rapport à la procédure de programmation complexe publiée dans le manuel.

Le FMS UNS-1K de Universal Avionics possède une option pour la fonction DIR TO (*direct to*) qui n'est pas habituelle sur les autres FMS. Cette option permet de spécifier le sens de rotation. Le pilote peut entrer les valeurs gauche, droite et automatique (*left, right, auto*). Les fonctions gauche et droite ne nécessitent aucune explication. En mode automatique, le FMS UNS-1K se comporte comme les autres types de FMS, en choisissant le sens de rotation qui offre le plus petit angle entre le cap effectif et le nouveau cap. Cet angle est dans tous les cas inférieur ou égal à 180°.

Si aucun sens de rotation n'est sélectionné, le FMS se met en mode automatique. Lorsque le pilote sélectionne explicitement gauche ou droite, une petite flèche affiche cette information pour un court instant sur la CDU du FMS après l'exécution de la commande (*ENTER*), mais en mode automatique, le sens de rotation ne peut être déterminé.

Le sens de rotation ne s'affiche pas sur les autres visuels (EHSI, EADI, MFD).

La programmation correcte d'un DIR TO en vol est décrite dans le manuel PIH (*procedures, standard FMS procedures*, pages 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*

Sur le vol CRX 498, le FMS a été utilisé comme instrument de navigation primaire. Le FMS (LRN) avait été programmé avec l'itinéraire normalisé de départ aux instruments ZUE-1Y avant le décollage. Après le décollage, le LRN a été dérivé sur le directeur de vol.

#### 1.6.6.4 Autres dispositifs de navigation

##### 1.6.6.4.1 Affichages VOR

Les deux indicateurs radiomagnétiques (*radio magnetic indicators – RMI*) ont été retrouvés et attribués aux côtés gauche et droite. L'analyse des traces a débouché sur les résultats suivants :

RMI gauche, n° de série 2669

- Instrument fortement déformé, avec rose et aiguille à pointe double, aiguille à pointe simple manquante.
- La dernière position de l'aiguille à pointe simple n'a pas pu être déterminée. La dernière position de l'aiguille à pointe double est environ de 059°. Les deux commutateurs VOR/ADF étaient pointés sur VOR. L'indicateur de cap marquait environ 119°.

RMI droite, n° de série 1708

- Le degré de destruction rend une évaluation fiable impossible.

Le relèvement radiogoniométrique (*bearing*) entre le point d'impact et VOR ZUE correspond presque exactement à la valeur de 059°. La position des commutateurs ADF/VOR est cohérente avec un décollage au départ de Zurich. Cela tend à indiquer que le VOR-2 (aiguille à pointe double) était branché sur la fréquence de ZUE et fonctionnait normalement. Aucune remarque verbale (CVR) qui permettrait de conclure à un dysfonctionnement des systèmes VOR n'a été relevée.

#### 1.6.6.4.2 Centrale des données aérodynamiques

L'élément principal de la centrale des données aérodynamiques (*air data system – ADS*) de gauche est l'ordinateur des données aérodynamiques (*air data computer – ADC*) qui est connecté au système de pression statique, au système de pression dynamique et à une sonde thermique pour la température extérieure (OAT). Les signaux pneumatiques sont convertis en signaux électriques par l'ADC. Ces derniers sont ensuite numérisés. Enfin, les paramètres calculés arrivent sur les lignes de données. L'indicateur de vitesse (ASI), l'altimètre asservi (*servo altimeter*), l'indicateur de vitesse verticale (VSI), l'EFIS, le FCC, l'AHC, le GPWC, le limiteur de déflexion du gouvernail de direction (*rudder limiter*) et le FDAU reçoivent les résultats par le biais de lignes de données indépendantes les unes des autres.

Le traitement interne des données par l'ADC est surveillé en permanence. En cas de dysfonctionnement, les résultats erronés sont marqués comme tels. Le système de surveillance interne des systèmes clients (ASI, altimètre asservi, etc.) reconnaît ce marquage comme un signal d'erreur.

La validité des données fournies par l'ASI et l'altimètre asservi est surveillée. De même, le traitement des données internes de ces instruments est surveillé jusqu'à la boucle du servo. Les dysfonctionnements sont signalés par des alarmes (*warning flags*).

L'examen des dossiers de travail de l'ADS a donné les résultats suivants :

- Les ordres de travail étaient remplis de manière partiellement incomplète, ce qui a rendu la traçabilité plus difficile.
- La procédure de diagnostic appliquée était en partie inadéquate.

#### 1.6.7 Système d'avertissement d'inclinaison latérale

Tous les Saab 340B de Crossair ont été livrés équipés d'un ordinateur d'avertisseur de proximité du sol (GPWC Mark II). Ce modèle ne contient pas de système d'avertissement d'inclinaison latérale (*bank angle warning system*).

La fabrication du GPWC Mark II ayant été interrompue, les nouveaux Saab 340B livrés à partir du n° de série 367 étaient équipés du GPWC Mark VII qui est doté d'un système d'avertissement d'inclinaison latérale en option.

Le bulletin de service 340-34-092 de Saab définit les modalités de remplacement du GPWC Mark II par le GPWC Mark VII.

Jusqu'en mars 2001, aucun bulletin de service n'a été publié au sujet de l'activation de l'option du système d'avertissement d'inclinaison latérale dans le GPWC Mark VII, or cette opération requiert une transformation en profondeur de l'avion.

À ce jour, aucun nouvel avion Saab 340B n'a été certifié et livré avec le système d'avertissement d'inclinaison latérale (certificat de type).

Les JAR-OPS 1 section K et L ne prescrivent pas obligatoirement un système d'avertissement d'inclinaison latérale.

En Russie, le système d'avertissement d'inclinaison latérale fait partie de l'équipement minimum des avions de transport. Il comprend un avertisseur optique et acoustique qui se déclenche lorsque le roulis dépasse 30°. Des alarmes optiques spécifiques signalent un dépassement de l'inclinaison latérale à droite ou à gauche (lampes-témoins distinctes), ce qui n'est pas le cas dans les avions de conception occidentale. Certains États de la CEI (comme la Moldavie) ont repris les prescriptions russes en matière de certification en vertu d'un traité international.

Le Saab 340B de Moldavian Airlines (ER-SGA ex HB-AKP) n'était pas équipé du système d'avertissement d'inclinaison latérale, contrairement aux indications figurant dans le certificat de type de la MAK (commission aéronautique interne de la CEI)

### 1.6.8 Système avertisseur de proximité du sol

Le système avertisseur de proximité du sol (*ground proximity warning system – GPWS*) génère des alarmes optiques et acoustiques lorsque l'avion atteint involontairement une distance au sol présentant des dangers.

L'ordinateur d'avertisseur de proximité du sol (*ground proximity warning computer – GPWC*) surveille et traite certains signaux de l'avion et déclenche une alarme lorsque l'une des cinq restrictions (*warning envelopes*) est violée. Les situations suivantes (modes) sont surveillées au moyen de ces règles :

- mode 1 vitesse de descente excessive
- mode 2 vitesse excessive de rapprochement du sol
- mode 3 perte d'altitude après le décollage
- mode 4 hauteur minimale
- mode 5 descente involontaire au dessous de l'alignement de descente (*glide slope*)
- mode 6 avertisseur vocal de minima (équipement Crossair)

Il existe des alarmes acoustiques distinctes pour chaque mode. Si plusieurs alarmes acoustiques devaient se déclencher en même temps, un ordre de priorité leur est assigné. L'avertisseur de décrochage (*stall warning*) a la priorité sur les alarmes GPWS. Les alarmes des modes 1 à 4 sont signalées par le témoin optique *TERRAIN*, tandis que l'alarme du mode 5 déclenche le signal optique *BELOW G/S*. Pour que les différentes configurations de l'avion (volets, train) soient prises en considération, les alarmes des modes 2 et 4 sont subdivisées en sous-modes.

Pour analyser ces restrictions, le GPWC doit recevoir les signaux suivants : altitude radio, données aérodynamiques (V/S, IAS, altitude), déviation de l'alignement de descente, position des volets de courbure, position du train d'atterrissage.

Pour éviter une fausse alarme lors d'un atterrissage effectué volontairement volets rentrés, l'analyse de la position des volets peut être supprimée au moyen de l'interrupteur *GPWS FLAP (mode 4B, flaps override)*.

Un bouton *GPWS TEST* situé sur la console sous le pare-brise permet d'exécuter un autotest. Lors de ce test, les voyants d'alarme *TERRAIN* et *BELOW G/S* s'allument et l'alarme acoustique « *WHOO WHOO PULL UP* » retentit.

En principe, dans la dernière phase du vol CRX 498, les alarmes des modes 1 et 2 auraient dû se déclencher. Les raisons pour lesquelles cela ne s'est pas produit seront analysées au chapitre 2.

Le GPWC Mark II, n° de série 8496 a été retrouvé dans les débris de l'avion.

### 1.6.9 Performances de l'aéronef

Les paramètres mécaniques du vol enregistrés par le DFDR ont été contrôlés et analysés en collaboration avec le constructeur de l'avion. Ces données ont été comparées avec celles de vols précédents. Elles ont également été comparées avec celles obtenues au moyen d'une simulation des performances et du comportement mécanique de l'appareil. Les résultats de cette analyse technique (*engineering analysis*) sont les suivants :

- La simulation mécanique du vol coïncide très bien avec les données DFDR.
- La bonne correspondance entre les enregistrements du DFDR et les simulations permet de conclure que l'avion accidenté s'est comporté conformément aux prescriptions de construction du modèle Saab 340B.
- Aucun élément ne permet d'affirmer qu'avant le crash des forces exceptionnelles se sont exercées sur l'appareil ou qu'un élément structurel de l'avion s'est déformé ou a été endommagé de manière substantielle.
- Pendant tout le vol, l'avion a réagi normalement aux commandes des gouvernes et de puissance des moteurs.
- L'analyse des accélérations montre que, pendant le vol, l'avion n'a traversé aucune turbulence notoire.
- L'amortisseur de lacet a fonctionné correctement.
- Comme l'autopilote n'a pas été enclenché pendant ce vol, il faut en conclure que tous les débattements des gouvernes ont été commandés par l'équipage.
- Rien ne permet de conclure à l'influence d'une accumulation de glace sur l'avion.

### 1.6.10 Entretien de l'avion

#### 1.6.10.1 Rapports d'entretien (*maintenance records*)

Conformément aux dossiers fournis par Crossair, les travaux d'entretien prescrits par le programme de maintenance ont été exécutés entièrement. Une fois les travaux effectués, leur exécution était confirmée sur des ordres de travail ou sur des fiches de signatures spéciales. Les archives sont subdivisées en bulletins de service, contrôles, moteurs et hélices.

Le dossier sur le passé de l'avion, les notifications ainsi que la liste des pièces remplacées depuis le dernier contrôle de type C (contrôle C4 de juin 1998) ont été examinés de manière approfondie. Il en ressort ce qui suit :

- Les contrôles périodiques prescrits par le constructeur de l'avion et par les autorités (*scheduled maintenance*) ont été exécutés dans les intervalles fixés.
- Les composants dont l'utilisation est limitée dans le temps ne dépassaient pas les durées prescrites.
- Les rapports d'entretien étaient archivés sous forme de documents manuscrits (*fingerprints*) et sous forme électronique dans AMOS (*Airline Maintenance Operation System*).
- Lors du contrôle de type C4 (28.06.1998), les volets de courbure du HB-AKE ont été montés sur le HB-AKK après exécution du S/B 27-033. Remarques :
  - le transfert des volets du HB-AKE sur le HB-AKK ne figure pas dans les registres concernant le HB-AKK ;
  - les documents de travail (préparés par le service d'organisation du travail de Crossair) requis pour l'exécution du S/B 27-033 par la ferblanterie étaient incomplets.
- En ce qui concerne la double inspection requise en vertu du Manuel d'entretien 2 de Crossair, la signature du mécanicien autorisé, titulaire d'une licence, faisait défaut sur les documents de travail du contrôle de type C4 relatifs au remplacement des composants suivants :
  - câbles de commande
  - SB 27-033 volets de courbure
  - installation des volets de courbure
- Dans les documents de travail, les différentes étapes n'étaient pas toutes signées par l'exécutant lui-même mais par son supérieur.
- Aucun *JAA form one* (certificat de navigabilité après la fabrication ou des travaux d'entretien en atelier) ou certificat de conformité n'a pu être trouvé dans les documents de travail concernant le remplacement des câbles de commande (lors du contrôle C4).
- Le *JAA form one* faisait défaut dans le registre de l'hélice de droite pour la dernière révision/modification ainsi que pour les deux dernières réparations (remplacement des manchons de dégivrage). La raison de cette absence est le non-respect, par l'atelier, des prescriptions d'exploitation de Crossair (*MME/MOE*) pour ce processus. Sans *JAA form one*, l'hélice ne doit pas être montée sur un avion.
- Entre le contrôle de type C4 et l'accident, c'est-à-dire dix-huit mois, les pilotes ont notifié un dysfonctionnement du système des volets de courbure à vingt et une reprises. Les mesures de remise en état n'ont pas permis de déceler l'origine de ces dysfonctionnements qui n'ont donc pas pu être supprimés. Crossair ne disposait pas de procédures ou d'instruments fonctionnels qui permettraient de déceler et de supprimer des dysfonctionnements récurrents.
- L'état des modifications des appareils d'avionique analysés était à jour. Les indications étaient inscrites à la main sur les documents de travail.
- Différents cas de navigation FMS conduisant à des erreurs (*FMS misleading navigation*) lors de SID sont connus et répertoriés. Ces cas sont traités dans la section relative au FMS (1.6.6.3.8).
- Les problèmes concernant l'extinction de l'EFIS et l'avertissement de blocage des gouvernes ont été levés.

Lors du dernier contrôle de type A9 (4.12.1999), tous les contrôles de navigabilité et les bulletins de service obligatoires ont été effectués.

Les problèmes non résolus (liste de défauts) étaient inscrits dans le registre technique :

- *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 Procédures à la ferblanterie

Lors de l'analyse du système des volets de courbure, des irrégularités administratives ont été constatées dans les procédures relatives aux travaux de réparation et de modification exécutés par la ferblanterie de Crossair.

Les documents de travail (ordres et dossiers de travail) nécessaires pour une exécution correcte des réparations sur les volets faisaient défaut. La raison est l'absence d'instructions pour le service d'organisation du travail de Crossair (AVOR).

### 1.6.11 Analyse du carburant utilisé

Le carburant du camion-citerne qui a approvisionné le HB-AKK juste avant l'accident a été analysé par le Laboratoire fédéral d'essai des matériaux et de recherches (EMPA). Les résultats de cette analyse sont les suivants :

Type de carburant : JET A-1 ; apparence : transparence aqueuse, clair, pas de particules solides en suspension, pas d'eau.

Propriétés (méthodes de test appliquées) :

*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).*

Toutes les propriétés du carburant respectent les valeurs limites prescrites.

Deux paramètres ont été mesurés hors des tolérances :

Interface rating (ASTM D 1094) : valeur mesurée 2 ; tolérance 1

Micro separometer - MSEP (ASTM D 3948) : valeur mesurée 50 ; tolérance min. 70

L'EMPA a commenté ces résultats comme suit :

Citation :

« 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. »

Fin de citation.

## 1.7 Météo

### 1.7.1 Situation générale

Selon le bulletin de la centrale aéronautique de MétéoSuisse, le jour de l'accident la situation météorologique générale était la suivante :

« Eine schwache Kaltfront, welche die Schweiz am Vortag erreicht hat, liegt über der Alpen-nordseite 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 Situation à l'aéroport de Zurich

Conséquence du front froid du jour précédent, le ciel de l'aéroport de Zurich a été plombé toute la journée par plusieurs couches nuageuses de basse altitude (strato-cumulus). La base des nuages fluctuait entre 500 et 800 ft AGL. Cette couverture nuageuse a donné lieu à de faibles précipitations ou à une légère bruine jusqu'au moment de l'accident. Pendant toute la journée, la visibilité a varié entre 4 et 8 km. La température mesurée à 2 m AGL dans la zone aéroportuaire a oscillé entre 2 et 3° C pendant toute la journée. Le vent mesuré à 10 m AGL atteignait des vitesses moyennes de 2 à 4 nœuds et soufflait entre 290 et 360°.

À l'heure de l'accident, les annonces suivantes étaient diffusées par METAR pour l'aéroport de Zurich :

```
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
```

À l'heure de l'accident, l'annonce suivante était diffusée par ATIS :

```
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
```

Prévisions météorologiques aéronautiques concernant l'aéroport de Zurich :

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

Il n'y avait ni SIGMET ni AIRMET actif pour la région d'information de vol Suisse (FIR SWITZERLAND).

### 1.7.3 Situation sur le lieu de l'accident

Comme le lieu de l'accident n'est qu'à environ 4 km de la zone aéroportuaire et que la situation météorologique était très homogène sur le Plateau suisse (centre et Est), on peut raisonnablement imaginer que la situation sur le lieu de l'accident était identique à celle régnant sur l'aéroport de Zurich. De plus, le site de l'accident se situe dans le réseau de mesures météorologiques très dense de l'aéroport, ce qui justifie l'hypothèse émise ci-dessus.

### 1.7.4 Déclarations des pilotes

Les enquêteurs disposent des déclarations de treize équipages ayant atterri ou décollé de Zurich à l'heure de l'accident ou dans les 30 minutes précédentes ou suivantes. Ces déclarations reposent uniquement sur des souvenirs et non sur l'analyse des données de vol.

#### 1.7.4.1 Vent

Pratiquement tous les équipages ont déclaré que la situation était calme, quasi calme ou qu'il y avait une légère bise (env. 050/04 kt). Une seule déclaration faisait état d'un vent du nord-ouest soufflant à 30 nœuds à 2500 ft AMSL.

#### 1.7.4.2 Visibilité

La plupart des déclarations font état d'une bonne visibilité (env. 5000 m) sous la base des nuages. La déclaration la plus proche de l'heure de l'accident parle d'une visibilité moyenne (env. 2000 m).

#### 1.7.4.3 Couverture nuageuse

Les déclarations font état de plusieurs strates de nuages basses et nettes entre 400 et 1100 ft AGL. Le sommet des nuages oscillait entre 5000 et 8000 ft AMSL.

#### 1.7.4.4 Précipitations

Plusieurs déclarations parlaient d'une faible bruine ou d'une bruine légère (*drizzle*), d'autres équipages ont dit qu'il n'y avait pas de précipitations.

#### 1.7.4.5 Température au sol

Les déclarations font état de températures entre 2 et 3° C.

#### 1.7.4.6 Observations relatives au givrage

L'équipage qui a décollé juste avant l'avion accidenté (16:52 UTC) a parlé d'un très léger givrage pendant le vol de montée (*very light icing during climb-out*).

Un équipage qui a décollé environ une demi-heure après l'accident (17:30 UTC) a constaté un léger givre.

D'autres équipages qui ont décollé de Zurich entre 16:20 UTC et 17:30 UTC n'ont constaté aucun givrage. Aucun des avions ayant décollé pendant la période analysée n'a procédé à un dégivrage avant le décollage (*no de-icing on ground*) et tous ont utilisé le dispositif antigivrage (*engine anti-ice on*).

Plusieurs équipages ayant atterri pendant cette période ont constaté un givrage. Un équipage a fait état de légers dépôts de glace sur les ailes (*light wing icing*). L'altitude indiquée se situait entre les niveaux de vol 50 et 70.

Les déclarations relatives au givrage lors de l'atterrissage (ILS) étaient contradictoires. L'avertisseur de givrage (*severe ice detection warning*) s'est déclenché dans les deux MD11 en vol d'approche. Mais dans aucun des cas l'équipage n'a procédé à un contrôle visuel.

### 1.7.5 Givrage

Sur la base des profils atmosphériques verticaux dont on dispose, on peut estimer qu'à partir d'environ 2000 ft AMSL l'avion a traversé une zone de températures critiques en termes de givrage (0 à -3 °C) dans les nuages.

Le givrage dépend des facteurs suivants :

- température de l'air
- humidité atmosphérique
- teneur en eau liquide du nuage
- granulométrie des gouttes
- vitesse des courants ascensionnels

#### 1.7.5.1 Température de l'air

Des dépôts de glace peuvent se former entre 0 et -40° C, avec une probabilité et une intensité décroissantes dans les températures les plus basses. Entre 0 et -4° C la probabilité du givrage augmente fortement. Selon plusieurs études, la plus grande probabilité de givrage se situe entre -4 et -8° C.

#### 1.7.5.2 Humidité atmosphérique

Dans les nuages mixtes, les particules de glace se développent au détriment des particules d'eau, réduisant ainsi tant l'humidité atmosphérique relative que l'intensité du givrage. Étant donné que, dans la couche nuageuse traversée par l'avion accidenté, la différence de température par rapport au point de rosée (*spread*) était relativement faible, on peut estimer qu'il s'agissait d'un nuage d'eau. La probabilité de givrage était donc élevée.

#### 1.7.5.3 Teneur en eau liquide du nuage

Dans les stratus, comme dans le cas présent, la teneur en eau liquide est proportionnellement moindre que dans les nuages convectifs. Les valeurs maximales se situent dans les couches proches du sommet du nuage. La teneur en eau liquide, proche de 0 g/m<sup>3</sup> juste en dessous de la base des nuages, augmente de manière pratiquement linéaire dans les 700 à 1000 premiers pieds au-dessus de la base du nuage.

La teneur en eau liquide de la couche nuageuse considérée ne devait pas dépasser 0,75 g/m<sup>3</sup>. Cette valeur peut encore donner lieu à un givrage important.

#### 1.7.5.4 Granulométrie des gouttes

Dans un strato-cumulus ou un stratus, le diamètre moyen des gouttelettes oscille entre 8 et 13 µm. Avec des gouttes de cette taille, le givrage se limite à la face antérieure des surfaces très incurvées, mais il peut s'étendre, sans toucher toutefois les parties non exposées.

En cas de bruine givrante, le diamètre des gouttelettes peut atteindre 100 à 1000 µm. Dans cette situation, le givrage touche également les surfaces protégées et s'intensifie dans le filet d'air.

#### 1.7.5.5 Vitesse des courants ascensionnels

Plus la vitesse des courants ascensionnels est élevée dans le nuage, plus les gouttes grossissent rapidement, et donc augmentent la probabilité de givrage.

Dans le cas présent, la vitesse des courants ascensionnels était vraisemblablement faible pour les raisons suivantes :

- type de nuages observés (strato-cumulus/stratus)
- répartition verticale des températures
- observations d'autres équipages : pas de turbulences, approche calme

Le facteur vitesse des courants ascensionnels ne devrait donc pas avoir favorisé un givrage.

#### 1.7.5.6 Givrage dans des nuages avec précipitations

La probabilité de givrage dans un nuage avec ou sans précipitations est pratiquement la même, car les stratus desquels il a plu pendant longtemps ne peuvent avoir qu'une faible teneur en eau et contiennent donc plus de cristaux de glace.

### 1.7.6 Turbulences

Les données mécaniques du vol enregistrées par le DFDR ont été vérifiées et analysées avec le constructeur de l'avion. Cette analyse technique des accélérations montre que pendant le vol l'avion n'a pas rencontré de turbulences notoires.

## 1.8 Aides à la navigation

### 1.8.1 Dispositifs de navigation

VOR/DME Kloten (KLO) et VOR/DME Zurich East (ZUE) sont des radiophares omnidirectionnels fonctionnant sur le principe du Doppler. Tous deux sont équipés d'un dispositif de mesure de distance (DME).

#### DVOR/DME KLO

Position géographique	47 27 25.73 N, 008 32 44.14 E
Altitude	1414 ft AMSL
Zone de couverture horizontale (DOC)	50 NM/25000 ft
Fréquence	DVOR 114,85 MHz, DME canal 95 Y

DVOR/DME ZUE	
Position géographique	47 35 31.82 N, 008 49 03.55 E
Altitude	1730 ft AMSL
Zone de couverture horizontale (DOC)	80 NM/50000 ft
Fréquence	DVOR 110,05 MHz, DME canal 37 Y

Le 10 janvier 2000 entre 16:45 et 17:00 UTC, les installations DVOR/DME KLO et DVOR/DME ZUE étaient pleinement opérationnelles et ont fonctionné sans donner lieu à aucune réclamation.

### 1.8.2 Constellation des satellites GPS

Pour déterminer la position géographique, le FMS type UNS-1K installé dans le Saab 340B de Crossair requiert des signaux extérieurs. Outre les signaux conventionnels VOR/DME, il capte également les signaux du système de positionnement global (*global positioning system – GPS*) et les intègre dans ses calculs. La réception des signaux GPS est particulièrement importante pour l'initialisation du FMS au sol, car les signaux VOR/DME y sont généralement insuffisants.

Le processeur GPS du FMS doit capter le signal de quatre satellites pour pouvoir déterminer la position géographique et de cinq satellites pour le contrôle continu de la position (RAIM).

L'Institut de géodésie et de photogrammétrie de l'EPF Zurich a livré une expertise sur la constellation des satellites le 10 janvier 2000 à 16:50 UTC. Selon cette étude, six satellites étaient disponibles à la position de parcage F74 à ce moment-là. On peut en conclure que le FMS disposait d'un nombre suffisant de satellites pour l'initialisation. On peut aussi estimer que pendant le vol de montée, c'est-à-dire six minutes plus tard, il disposait également de suffisamment de satellites pour déterminer la position de l'avion.

### 1.8.3 Type et position des installations radar

Les contrôleurs de la circulation aérienne disposaient d'une représentation de l'espace aérien reposant sur les échos de plusieurs radars (*multi radar tracking – MRT*). Dans le cas de l'accident étudié, seules les données des installations radar de Lägern (primaire/secondaire) et de Holberg (uniquement analogique primaire/secondaire) ont pu être traitées car l'avion se trouvait encore à très basse altitude (cf. annexe 1).

Dans le secteur de contrôle pour les départs (*departure control – DEP*), les données radar de Holberg sont représentées en priorité. À la tour de contrôle (*tower – TWR*) l'affichage radar à grande brillance (*bright display*) ne représente que les distances.

## 1.9 Communication

### 1.9.1 Organes de contrôle de la circulation aérienne impliqués

<i>clearance delivery</i>	(CLD)	fréquence 121,80 MHz
<i>aerodrome control – tower</i>	(TWR)	fréquence 118,10 MHz
<i>departure control</i>	(DEP)	fréquence 125,95 MHz

### 1.9.2 Enregistrement des conversations

Les données suivantes de TWR et DEP sont enregistrées en permanence au moyen d'un système d'enregistrement numérique et sont sauvegardées sur bande magnétique audionumérique (*digital audio tape – DAT*) :

- Tous les canaux VHF utilisés ; en outre un appareil enregistreur est installé à DEP et un autre à TWR pour des enregistrements de courte durée.
- Toutes les liaisons câblées entre les postes de travail (*intercom*).
- Toutes les conversations téléphoniques aux postes de travail (*intercom*).

Les conversations ne sont pas enregistrées par un microphone d'ambiance dans la salle des radars et la vigie.

### 1.9.3 Installations de communication

À l'heure de l'accident, les enregistrements TWR et DEP ainsi que le registre du système de gestion (SYMA) ne font état d'aucune panne ou défaut des installations de communication du contrôle de la navigation aérienne. Il en va de même de toutes les liaisons internes (*intercom*, téléphone) de l'organe de contrôle de la circulation aérienne.

## 1.10 Informations relatives à l'aéroport

### 1.10.1 Généralités

L'aéroport UNIQUE Zurich Airport dispose de trois pistes :

Piste 16/34, dimensions 3700 x 60 m, altitudes des seuils de piste 1390/1386 ft AMSL

Piste 14/32, dimensions 3300 x 60 m, altitudes des seuils de piste 1402/1402 ft AMSL

Piste 10/28, dimensions 2500 x 60 m, altitudes des seuils de piste 1391/1416 ft AMSL

L'altitude et la température de référence de l'aéroport sont 1416 ft AMSL et 24,0° C.

### 1.10.2 Équipements des pistes

Les approches de précision CAT III B sont autorisées sur les pistes 14 et 16.

Aucune des autres pistes n'est équipée pour les approches de précision.

### 1.10.3 Service de sauvetage et service du feu

Le corps des sapeurs-pompiers de l'aéroport remplit les exigences de la catégorie 9.

## 1.11 Enregistreurs des données de vol

### 1.11.1 Enregistreur des paramètres de vol

#### 1.11.1.1 Descriptif technique

Le système d'enregistrement de vol (*flight recorder system*) comprend le module d'acquisition des données de vol (*flight data acquisition unit – FDAU*), l'enregistreur des paramètres de vol (*digital flight data recorder – DFDR*), le tableau d'entrée des données de vol (*flight data entry panel – FDEP*) et un accéléromètre triaxial (*triaxial accelerometer*), auxquels s'ajoutent une quantité élevée de senseurs (p. ex. potentiomètre, AHC, interrupteurs).

Le FDAU est installé dans le boîtier de l'avionique (*avionic rack*). Il interroge les divers senseurs analogiques et numériques à l'aide d'un programme selon un ordre prédéfini. Le rythme des interrogations dépend de la fréquence des changements de chacun des paramètres. Toutes les données reçues sont converties dans un format uniforme (*Harvard bi-phase*) puis stockées selon un ordre précis. Les paramètres sont enregistrés dans le DFDR sous cette forme. Pour les

analyser, il faut les convertir au moyen d'un logiciel au sol en unités usuelles (p. ex. caps en degrés, altitudes en pieds, etc.).

Le DFDR se trouve dans le boîtier des équipements (*equipment rack*) placé dans la queue de l'avion et il est équipé d'une balise de localisation sous-marine. Il enregistre les données mises en forme par le FDAU dans une mémoire à semi-conducteurs placée dans un coffret antichocs et antifeu. Le DFDR peut enregistrer 64 paramètres pendant environ 50 heures de vol. Lorsque la mémoire est pleine, les données les plus anciennes sont automatiquement écrasées.

Le FDEP est installé dans la console de gauche du cockpit et sert à saisir les paramètres de vol. Un bouton (*event button*) permet de signaler un événement particulier afin de le retrouver plus facilement par la suite. Deux lampes-témoins (FDAU et DFDR) s'allument lorsque le système de contrôle interne (*internal monitoring*) enregistre une erreur.

L'accéléromètre triaxial se trouve au milieu de l'appareil. Il enregistre les accélérations sur les trois axes de l'avion (*body acceleration*).

Les senseurs utilisés par le système d'enregistrement de vol sont répartis sur l'ensemble de l'avion et fournissent les données nécessaires pour les enregistrements.

Le système d'enregistrement de vol se met en marche dès qu'un moteur tourne et qu'un compresseur est en fonction. Toutefois, avant que des données puissent être enregistrées le FDAU doit lancer un programme d'initialisation qui vérifie les fonctions du système.

#### 1.11.1.2 Paramètres spécifiques

Étant donné que l'avion accidenté a atteint des attitudes de vol inhabituelles, il était important de déterminer s'il existe des limites pour les paramètres de tangage et de roulis.

Les enquêteurs ont pu constater que les paramètres de tangage et de roulis sont calculés dans le AHC. Le AHC contient un gyromètre (*rate gyros*) qui mesure la vitesse angulaire de rotation autour des trois axes de l'avion : taux de tangage et de roulis, cadence. Lors de l'initialisation au sol, une plate-forme virtuelle est créée et calibrée dans le AHC. En vol, les signaux du gyromètre permettent d'actualiser cette plate-forme virtuelle en permanence.

À la sortie du AHC, les signaux suivants sont fournis sous forme numérisée :

- angles d'Euler (tangage, roulis, lacet)
- vitesses angulaires
- accélérations linéaires
- accélérations locales
- cap

Les fourchettes des signaux fournis par le AHC sont les suivantes :

- tangage +/- 90°
- roulis +/- 180°
- cap +/- 180°
- vitesses angulaires +/- 128°/s
- accélérations +/- 5g

Dans la liste des paramètres du DFDR, la fourchette indiquée pour le taux de tangage est de +/- 90° et celle pour le taux de roulis de +/- 180°. Ainsi, le DFDR recouvre l'intégralité des fourchettes du AHC. Pendant le vol de l'avion accidenté, le DFDR a enregistré des valeurs maxima-

les de tangage et de roulis de  $-62,8^\circ$  et  $137,5^\circ$  respectivement. Ces données n'ont donc pas été limitées.

#### 1.11.1.3 Entretien et surveillance

Les enregistreurs des données de vol sont dotés d'un système de surveillance intégré pour les fonctions du DFDR qui opère tant au moment de l'initialisation que pendant l'utilisation du dispositif.

Pour contrôler le bon fonctionnement des senseurs, lors du contrôle de type C les données du DFDR sont transférées sur une carte PCMCIA et analysées en laboratoire.

#### 1.11.1.4 Enregistrement de la position de l'aileron de droite

Pendant tout le vol analysé, les données DFDR concernant l'aileron de droite présentent des débâtements extrêmes. Une partie des valeurs enregistrées correspondent à la position finale de l'aileron et la plupart d'entre elles n'affichent aucune corrélation avec les valeurs de l'aileron de gauche. En outre, l'enregistrement démontre des valeurs stochastiques.

Cette incohérence des données enregistrées peut être expliquée comme suit.

Pendant le vol examiné, les changements d'assiette autour de l'axe de roulis correspondent au débâtement de l'aileron de gauche et à celui, corrélé synthétiquement, de l'aileron de droite.

Les données concernant l'aileron de droite enregistrées au cours du vol concerné n'étaient pas correctes. Les vols qui ont précédé directement l'accident présentent aussi des enregistrements de ce type. La même erreur a pu être constatée sur un autre Saab 340B de Crossair.

La source de l'erreur a été identifiée explicitement comme étant le capteur (potentiomètre) de l'aileron. Dans le Saab 340B, ce capteur est utilisé de plusieurs manières. Le taux de défaillance de ce composant est réputé élevé.

### 1.11.2 Enregistreur des voix du cockpit

#### 1.11.2.1 Descriptif technique

Le système d'enregistrement des conversations se compose d'un enregistreur des voix du cockpit (*cockpit voice recorder – CVR*), d'un bouton d'accélération, d'un tableau de contrôle et d'un microphone d'ambiance (*cockpit area microphone – CAM*). Le CVR est placé dans la queue de l'avion. Le tableau de contrôle se trouve dans le cockpit, sur la console latérale de droite, et le CAM est logé dans la console supérieure.

L'appareil enregistreur installé dans l'avion était un CVR analogique Fairchild (Loral) type A100A, doté d'une balise de localisation sous-marine. Cet appareil est équipé d'une bande magnétique sans fin d'une durée de 30 minutes à quatre pistes (canaux) : P1 (commandant), P2 (copilote), PA et CAM. La bande magnétique se trouve dans un coffret antichocs et antifeu.

Les canaux P1 et P2 enregistrent les conversations du commandant et du copilote, respectivement, par le biais de leur micro girafe. Le canal CAM enregistre les conversations et les bruits du cockpit. Le canal PA enregistre les conversations entre le cockpit et la cabine ainsi que les annonces faites par le système d'annonces passagers.

### 1.11.2.2 Entretien

Selon les prescriptions du constructeur, le CVR doit être contrôlé après 4000 et 9000 h de vol. Le contrôle des 4000 h de vol est effectué dans l'avion et celui des 9000 h de vol en atelier. Ce dernier revient à une révision.

Dans la phase précédant l'allumage des moteurs, les enregistrements CVR du vol CRX 498 contiennent des voix et des bruits qui, de toute évidence, ne proviennent pas du vol en question. Dans cette phase, les pilotes ne portaient pas encore leur garniture de conversation (*boomset*), si bien qu'il s'est avéré préférable d'analyser les enregistrements du CAM. Toutefois, sur le canal CAM le niveau de conversation des enregistrements précédents et des enregistrements actuels était pratiquement aussi faible. En revanche, l'intelligibilité s'est nettement améliorée lorsque le copilote a utilisé le microphone à main pour la radiotéléphonie.

Après l'allumage des moteurs, les canaux du commandant et du copilote sont plus audibles, ces derniers portant alors leur garniture de conversation. Ils parlaient donc directement dans le micro girafe, élevant ainsi le niveau acoustique. À ce moment, on entend le bruit des moteurs sur le canal CAM, ne rendant ainsi compréhensibles que les voix relativement fortes (p. ex. l'assistante de cabine parlant dans l'habitacle) et les bruits de fonds. On relève également l'interférence d'une tonalité de 400 Hz, tout particulièrement sur le canal CAM.

Les enquêteurs ont pu constater que, sur le CVR de l'appareil HB-AKK, les enregistrements des vols précédents n'ont pas été entièrement effacés. Ce phénomène s'explique par des dépôts de bande magnétique sur la tête d'effacement dus au fait que les intervalles prescrits entre les services d'entretien sont trop espacés.

### 1.11.3 Lecture des enregistreurs des données de vol

Le DFDR et le CVR ont été retrouvés le mercredi 12 janvier 2000 à une profondeur d'environ 2 m. Ils étaient endommagés mais ont tout de même pu être analysés. Après leur récupération, le CVR a été décodé par la *Direction technique* du *Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST)*, en présence de représentants du Bureau d'enquêtes sur les accidents d'aviation (BEAA), de la commission suédoise *Statens haverikommission*, de Saab Aircraft AB et du constructeur du CVR. Par la suite, les données enregistrées ont été analysées par le personnel du BEAA, qui les a transcrites et synchronisées avec les enregistrements de radiotéléphonie.

Le DFDR a également été décodé par le BST. Tout comme la transcription du CVR, ces données ont également dû être synchronisées avec le temps UTC de la transcription ATC. De la sorte, toutes les données utiles, y compris les mouvements radar ATC (*ATC radar plot*), sont disponibles sur une base temporelle synchrone.

### 1.11.4 Communications CVR

Les conversations entre les pilotes et l'organe du contrôle de la circulation aérienne ont été enregistrées par le CVR et par le système de ATC. Les conversations qui se sont déroulées à l'intérieur du cockpit n'ont été enregistrées que par le CVR.

## 1.12 Informations sur l'impact, l'épave et le lieu de l'accident

### 1.12.1 Impact

Avant de s'écraser, l'avion a effectué une descente en spirale vers la droite. Au début de la spirale, le cap était au nord et au moment de l'impact il était environ de 120°.

Les dernières données de vol ont été enregistrées par le DFDR environ 2 sec. avant l'impact :

Vitesse descensionnelle :	27461 ft/min, soit 459 ft/sec, croissante
Vitesse affichée de l'avion :	285 KIAS (interpolation au point d'impact : 310 kt)
Cap :	080° (interpolation au point d'impact : 120°)
Tangage :	62° AND (interpolation au point d'impact : 63° AND)

### 1.12.2 Premiers constats sur le lieu du crash

Les constatations suivantes ont été faites sur le lieu du crash, juste après l'accident :

- Aucun survivant
- Cratère au point d'impact (terre soulevée)
- Grande concentration de débris au point d'impact
- Petits débris éparpillés sur une grande surface
- Incendie dans le cratère

### 1.12.3 Champ de débris

Le champ de débris était caractérisé par un cratère au point d'impact de l'avion. Vu la vitesse et l'angle d'impact, le degré de destruction de l'appareil était très important. Une grande partie des débris, notamment le cockpit et le fuselage se sont enfoncés dans le sol mou.

Environ 20 % des débris (surtout la partie arrière du fuselage et une partie de la structure des ailes) se sont répandus sur une grande surface dans la direction de la dernière trajectoire de vol.

L'ampleur de la destruction et la position des débris sont cohérents avec les dernières données enregistrées par le DFDR juste avant l'impact.

### 1.12.4 Récupération des débris

Avant le début des opérations de récupération, tous les éléments dispersés sur le sol ont été identifiés, numérotés, mesurés et reportés sur un plan. Les travaux de récupération ont consisté à dégager la terre et à trier les parties d'épave (plan détaillé, cf. annexe 2).

## 1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

### 1.13.1 Commandant

#### 1.13.1.1 Anamnèse et résultats des examens médicaux

Pendant sa formation et son activité de pilote, le commandant a été soumis régulièrement à des examens médicaux et psychologiques. Les examens médicaux aéronautiques ont été effectués sous le système de l'ex-Union soviétique (ex-URSS) qui prévoyait des examens cliniques complets ainsi que des examens psychologiques réguliers des pilotes. Les visites de contrôle périodiques étaient effectuées semestriellement dans un centre de médecine aéronautique et duraient environ une semaine. Par ailleurs, avant chaque service de vol, les pilotes étaient soumis à un bref examen médical qui se limitait généralement à un bref interrogatoire et à une mesure de la pression artérielle.

Les visites de contrôle périodiques ont été consignées par écrit dans un carnet médical qui a été remis complet aux enquêteurs et dont certaines parties ont été traduites. L'entretien mené avec la direction de l'Institut de médecine aéronautique à Chisinau a permis de compléter certaines

informations manuscrites illisibles. Les renseignements portent sur une période qui s'étend de 1979 jusqu'au dernier examen subi, le 30 septembre 1999.

Ainsi, l'aptitude au vol des pilotes reposait, d'une part, sur la décision prise par la Commission d'experts de médecine aéronautique (*vratchechnaya letnaya ekspertnaya komissia – VLEK*) et, d'autre part, sur le bref examen médical effectué avant chaque vol. Les examens cliniques étaient doublés d'examens médico-techniques (audiométrie, électrocardiographie, examens de laboratoire, examens radiologiques, électroencéphalogramme et tests dans la chambre à dépression). Les examens dentaires effectués régulièrement sont aussi consignés.

Le commandant n'a jamais subi d'examen de médecine aéronautique en Suisse. Aucun indice ne permet d'affirmer qu'il a consulté un médecin ou un dentiste privé pendant cette période.

Les résultats des examens médicaux peuvent être résumés comme suit :

- Les informations consignées n'indiquent pas l'existence de troubles de santé antérieurs ou éventuellement non résolus au moment de l'accident. Les organes des sens en particulier (vue, ouïe) ont toujours fonctionné normalement et n'ont été endommagés en aucune manière. Le commandant pesait entre 64,0 et 66,0 kg pour une taille de 166 cm ; il avait donc un poids normal pour sa stature, plutôt petite.
- L'anamnèse, les résultats des examens médicaux, ainsi que les entretiens menés avec la famille et les proches ne permettent pas de conclure à un quelconque abus d'alcool, de médicaments ou de stupéfiants. Toutes les sources consultées indiquent que le commandant ne fumait pas et ne consommait des boissons alcooliques que rarement et en petite quantité.
- Lors de l'examen des bagages du commandant (*crew bags*) retrouvés dans les débris de l'avion, les enquêteurs ont trouvé un emballage entamé de Phenazepam, un calmant de fabrication russe. Selon les informations fournies par l'épouse du commandant, ce dernier s'était procuré ce médicament disponible uniquement sur ordonnance car il souffrait, selon ses propres dires, de troubles du sommeil.
- Un examen effectué en 1999 suite à des douleurs abdominales indiquant la présence éventuelle de calculs biliaires a abouti à un résultat négatif. La cause exacte de ces douleurs n'a pas pu être expliquée.

#### 1.13.1.2 Résultats des examens médico-légaux

Vu la violence du choc, tous les organes vitaux des occupants de l'avion ont subi des lésions extrêmement graves. Tous les occupants, y compris le commandant, ont pu être identifiés au moyen de tests génétiques du sang. Néanmoins, en raison du degré de destruction élevé, il s'est avéré impossible de procéder à un examen morphologique des organes cardio-vasculaires et du système nerveux central (SNC) du commandant. Par conséquent, un diagnostic anatomopathologique d'éventuelles maladies antérieures était également impossible.

Les analyses chimico-toxicologiques du tissu musculaire du commandant ont révélé la présence d'alcool éthylique (valeur moyenne entre 0,00 et 0,35 g %) et de traces du médicament russe Phenazepam en concentration de 7 à 8 ng/g (nanogrammes par gramme).

Le Phenazepam est un médicament du groupe des benzodiazépines qui, à la connaissance de l'équipe d'enquête, n'est fabriqué qu'en Russie et dans les pays de l'ex-URSS.

Les renseignements suivants, tirés de l'expertise chimico-pathologique complémentaire réalisée par l'Institut de médecine légale (IRM) de l'Université de Zurich, donnent plus d'informations sur ce médicament (citation) :

« 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].

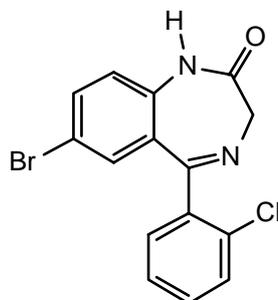


Abb. 1: Chemische Formel von Phenazepam, C<sub>15</sub>H<sub>10</sub>BrClN<sub>2</sub>O, MG = 349,62 [2].

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]. »

(fin de la citation de l'IRM, références bibliographiques dans le rapport original)

### 1.13.2 Copilote

Lors de sa déclaration d'aptitude, pendant sa formation et son activité de pilote, le copilote a été soumis régulièrement à des examens médicaux et psychologiques. Les premiers examens ont été effectués à Prague. Il a été impossible de retrouver les documents relatifs aux résultats de ces examens. Après la division de la Tchécoslovaquie, le service compétent à Prague aurait envoyé ces documents à l'hôpital militaire de Košice, compétent en la matière pour la République slovaque, mais ils n'ont jamais été reçus.

Ainsi, tous les examens dont on a encore une trace ont été effectués à l'hôpital militaire de Košice. Selon les informations fournies par les collaborateurs de l'institut, chaque séance d'examen de médecine aéronautique dure entre 5 et 6 heures et comprend un examen psychologique. Un examen plus approfondi d'une durée de deux jours a lieu tous les 5 ans. Les examens médico-techniques complémentaires (laboratoire, radios, ECG, etc.) recouvrent au moins ceux prescrits et effectués en Suisse (selon JAR-FCL).

Le dossier médical du copilote a pu être consulté à l'hôpital militaire de Košice et les parties les plus intéressantes ont été photocopiées. Les résultats des examens ont été expliqués et commentés par les collaborateurs compétents de l'institut. Une traduction a encore été effectuée en Suisse.

Dans les dossiers concernant les examens effectués de 1994 à 1999, la seule constatation intéressante sur le plan aéronautique est une légère myopie de -2 de dioptrie aux deux yeux, un défaut bien corrigé par les lunettes.

Le copilote n'a jamais subi d'examen médical en Suisse.

## **1.14 Incendie**

### **1.14.1 Examen des traces d'incendie constatées sur les débris de l'avion**

L'origine des traces d'incendie constatées sur l'épave, en particulier sur la structure de l'aile droite et de la nacelle du moteur droit, a été analysée.

Les traces d'incendie relevées sur les différentes structures sont isolées, ce qui signifie qu'elles ne sont apparues qu'après la désintégration de l'avion. En particulier, aucune trace dynamique n'a pu être identifiée ; de telles traces auraient été trouvées si l'incendie s'était déjà déclaré en vol.

### **1.14.2 Témoignages oculaires**

L'interrogatoire des témoins oculaires n'a pas permis de prouver que l'avion était en feu avant l'impact.

## **1.15 Chances de survie**

Les chances de survivre à cet accident étaient nulles.

## **1.16 Autres tests et expertises**

### **1.16.1 Compatibilité électromagnétique (CEM)**

Les autorités de surveillance aéronautique britanniques (CAA) ont procédé à des tests d'intensité de champ avec des téléphones portables sur deux types d'avions plus anciens et sont arrivées à la conclusion suivante (citation) :

*« 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 »*

(fin de citation)

Comme le modèle Saab 340B a été certifié avant décembre 1989, on pouvait suspecter qu'une partie de ses équipements tombe dans la catégorie mentionnée. C'est pourquoi un test de compatibilité électromagnétique (*electromagnetic interference – EMI*) a été effectué sur un Saab 340B dans les conditions suivantes :

- Avion : Saab 340B, HB-AKM
- Lieu : dans le hangar et dans le réducteur de bruit, aéroport de Bâle
- CVR installé : Fairchild P/N 93-A100-83, S/N 52765

- DFDR installé : Allied Signal P/N 980-4700-003, S/N 0781
- Téléphone portable 1 : 900 MHz, exécution spéciale avec puissance d'émission constante de 2 watts
- Téléphone portable 2 : 1800 MHz, exécution spéciale avec puissance d'émission constante de 1 watt
- Appareil enregistreur spécial pour l'écoute du CVR (boucle de contrôle d'écoute)

Les tests effectués sur l'avion HB-AKM permettent de conclure que les systèmes électroniques du Saab 340B sont insensibles aux signaux parasites émis par les téléphones portables. En revanche, une légère perturbation des systèmes audio a pu être constatée.

Le constructeur de l'avion a soumis le modèle Saab 340B à un test HIRF qui n'a permis de détecter aucun dysfonctionnement dû aux interférences électromagnétiques.

### 1.16.2 Volets de courbure

Certains dysfonctionnements du système des volets de courbure, par exemple de petites pertes d'étanchéité de l'un des vérins, peuvent provoquer une ouverture partielle et une fermeture non commandées des volets qui induit un effet de ballonnement (*flap ballooning*).

Des tests et mesures approfondis ont été menés sur un Saab 340B du même type que l'avion accidenté.

Cet examen a montré que l'hystérèse de la position des volets est inférieure à 2° dans la position *FLAPS UP*, soit une course de moins de 20 mm entre le bord de fuite des volets et le carénage des moteurs.

### 1.16.3 Vols de comparaison

Plusieurs vols de comparaison ont été effectués au départ de Zurich avec un Saab 340B. La géométrie de l'un de ces vols était identique à celle du vol de l'accident, cependant le virage à droite a été réalisé avec une valeur maximale de roulis de 20°.

Les données enregistrées par le DFDR lors de ces vols ne diffèrent pas fondamentalement de celles du vol de l'accident.

### 1.16.4 Ergonomie et charge de travail de l'équipage

Les procédures dans le cockpit sont influencées par l'ergonomie de l'habitacle et par les caractéristiques techniques des instruments (*design*).

Sur le Saab 340B, les phases du décollage et du vol de montée (*initial climb*) sont très intenses. Pour donner un exemple frappant de la quantité de procédures et de l'attention requise, on mentionnera l'utilisation du système CTOT/APR. Ce système sert à réguler la puissance des moteurs au décollage en fonction des conditions externes (longueur de la piste, masse de l'avion, température) et donc à réduire l'usure des moteurs. Après le décollage, au début du vol de montée, ce système doit être déclenché. Cette procédure requiert une grande concentration, en particulier de la part du copilote.

Les commandes et les affichages correspondants ne se trouvent pas obligatoirement dans le même angle de vision. Les instruments de vol, les commandes et les affichages des systèmes de l'avion ne sont pas regroupés.

C'est notamment dans ce contexte que le Saab 340B a été équipé, après coup, d'un FMS. Cette installation a requis l'implantation d'une interface entre le FMS et l'avionique existante, sans

toutefois que cela n'implique de modification trop coûteuse. De ce fait, les fonctions du FMS ne peuvent pas toutes être représentées sous forme graphique dans toute leur complexité. Par conséquent, la représentation alphanumérique sur la CDU du FMS est la référence primaire de l'utilisateur.

À cet égard, on peut citer en exemple la fonction DIR TO du FMS (1.6.6.3.9).

Une représentation tridimensionnelle du cockpit figure en annexe 3. Elle montre le champ de vision du copilote pendant l'exécution des commandes de puissance (*power setting*).

### 1.16.5 Aspects interculturels

L'équipe d'enquêteur s'est particulièrement intéressée au contexte social et aéronautique qu'a connu le commandant dans l'ex-URSS.

Ils ont constaté de sévères différences par rapport aux standards suisses :

- Instruments de vol
- Procédures dans le cockpit
- Gestion des ressources humaines
- Langues

#### 1.16.5.1 Instruments de vol

Plusieurs différences ont pu être constatées entre les instruments de vol dont sont équipés les avions de conception russe et les modèles occidentaux. Dans ce qui suit, seuls seront décrits les traits spécifiques du type AN-2 et en particulier du type AN-24, sur lesquels le commandant a servi.

##### 1.16.5.1.1 Horizon artificiel

Les indicateurs d'assiette et de direction (horizon artificiel) russes ne sont pas conçus sur le même principe qu'en Occident. Les Occidentaux ont opté pour la représentation dite *inside-out*, alors que les Russes ont choisi le principe *outside-in*

Avec le principe *inside-out*, la situation représentée sur l'horizon artificiel est identique à celle que verrait le pilote en regardant l'horizon naturel par la fenêtre. Un symbole placé au milieu de l'instrument reste fixe par rapport à un masque qui bouge à l'arrière-plan. L'horizon est représenté par une ligne qui sépare la zone bleue (ciel) de la zone marron (Terre). Lors d'une modification du tangage, la partie visible de chacune de ces zones se modifie aussi. En vol de montée (ANU), la partie visible de la zone marron (moitié inférieure du cadran) diminue au profit de la zone bleue (moitié supérieure du cadran), faisant apparaître le symbole placé au milieu de l'instrument sur fond bleu. Une échelle graduée indique la pente ascendante ou descendante.

Sur les horizons artificiels de conception occidentale, le roulis est représenté par une inclinaison latérale de la ligne d'horizon du côté opposé à l'inclinaison effective de l'avion. L'angle de roulis est indiqué par un index de gauchissement (*sky pointer*) qui parcourt une échelle graduée située dans la partie supérieure de l'instrument.

Par contre, dans l'horizon artificiel russe, le roulis est représenté par un symbole d'avion (maquette) qui s'incline devant la ligne d'horizon qui, elle, reste horizontale. La maquette s'incline dans le même sens que l'avion. L'angle d'inclinaison se lit à la pointe de l'aile la plus basse sur une échelle graduée située sur la couronne de l'instrument.

En ce qui concerne l'affichage du tangage, l'indicateur d'assiette russe fonctionne sur le même principe.

On relève donc deux différences majeures entre les horizons artificiels de conceptions russe et occidentale : d'une part, la représentation du roulis est inversée et, d'autre part, dans les instruments russes la représentation du tangage et du roulis est dissociée alors qu'elle est combinée dans les instruments occidentaux.

En Russie, depuis l'introduction d'horizons artificiels de conception occidentale sur certains types d'avion (TU-154, tous les types occidentaux) le risque de confusion dans l'interprétation de l'horizon artificiel et dans la lecture de l'assiette est connu. Une telle confusion a déjà causé plusieurs accidents.

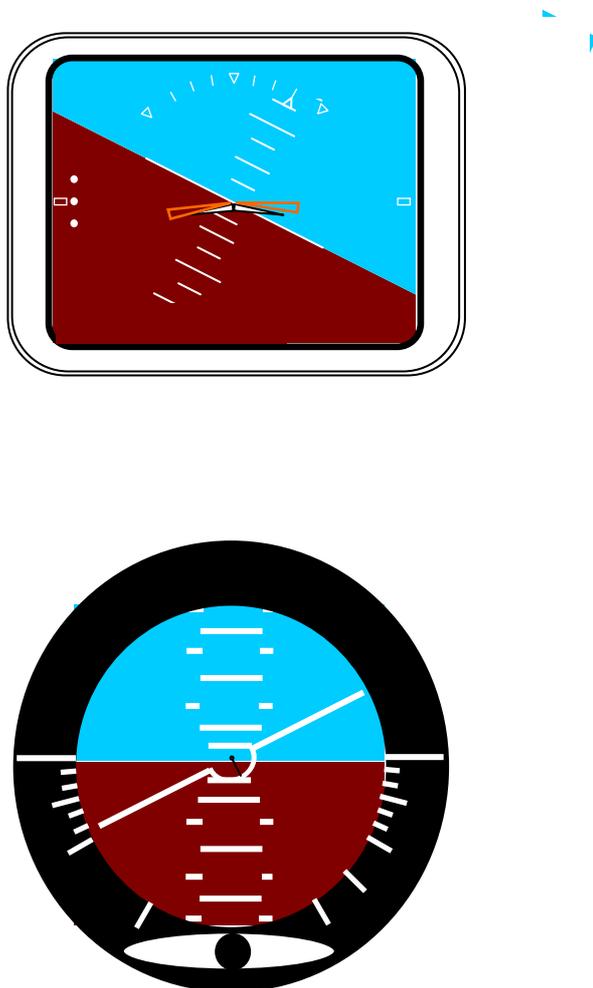


Illustration : Comparaison d'un horizon artificiel occidental avec un horizon russe pour un roulis de  $27^\circ$  à gauche et un tangage de  $1^\circ$  ANU.

#### 1.16.5.1.2 Gyrocompas

La conception des gyrocompas présente également de grandes différences (cf. annexe 5). Dans les gyrocompas de conception occidentale, la rose circonférencielle est graduée sur tout le pourtour et tourne autour de son centre. La ligne de foi (*lubber line*) disposée sur le bord supérieur de l'instrument permet de lire le cap actuel sur l'échelle graduée. Lors d'un changement de cap, la rose pivote dans le sens inverse du sens de rotation de l'avion. Donc en cas de virage à gauche, elle tourne dans le sens des aiguilles d'une montre.

Un indicateur de cap (*heading bug*) peut être déplacé sur la rose et pivote avec cette dernière. Il indique le cap désiré et est généralement couplé avec le mode cap du directeur de vol et de l'autopilote.

Les gyrocompas de conception russe se présentent comme ceux de conception occidentale. Cependant, la rose est positionnée de façon à ce que le cap désiré se trouve sous la ligne de foi. Lorsque l'avion change de cap, ce n'est pas la rose qui pivote mais une aiguille qui se déplace sur son pourtour et indique le cap actuel. L'aiguille tourne dans le même sens que le sens de rotation de l'avion. Dans ce cas, lors d'un virage à gauche l'aiguille tourne donc dans le sens contraire des aiguilles d'une montre.

#### 1.16.5.1.3 Système d'avertissement d'inclinaison latérale

Il convient également de signaler le cas du système d'avertissement d'inclinaison latérale installé sur tous les avions de transport de l'ex-URSS à partir des années soixante-dix. Ce système déclenche un signal acoustique et optique (lampes-témoins) en cas de dépassement de la valeur opérationnelle maximale de roulis qui est de 30°. Contrairement aux solutions adoptées en Occident, le système russe fait une distinction entre bâbord et tribord par des lampes-témoins différentes.

#### 1.16.5.2 Procédures dans le cockpit

Dans les États de la CEI, et autrefois dans toute l'URSS, les procédures dans le cockpit sont regroupées dans un recueil intitulé *Technologia* propre à chaque type d'avion et obligatoire pour tous les exploitants. La division du travail y est beaucoup plus détaillée pour les avions ayant un équipage de quatre, cinq, voire six personnes, que pour les équipages de deux personnes. Ainsi, l'ingénieur de bord est responsable des commandes des moteurs, alors que les pilotes ordonnent seulement les paramètres de puissance.

La navigation incombe au navigateur qui, dans les phases de vol critiques (par exemple approche aux instruments), indique cap et vitesse descensionnelle aux pilotes, de sorte que ceux-ci peuvent se limiter à « guider » l'avion.

D'une manière générale les compétences personnelles et la division du travail compensent un degré d'automatisation du cockpit moindre. L'utilisation de l'autopilote est généralement limitée aux vols de croisière et est souvent interprétée comme un signe de faiblesse.

Par ailleurs, la *Technologia* est nettement plus restrictive que les procédures standard d'opération en vol (SOP) occidentales. Les actes des membres d'équipage sont définis en fonction du temps, de la position de l'avion (distance par rapport à l'aéroport, altitude) et des paramètres de vol (en particulier de la vitesse) – sans tenir compte d'autres paramètres physiques – avec de très faibles tolérances. Les vitesses auxquelles le train d'atterrissage ou les volets de courbure doivent être actionnés (*gear and flaps operating speeds*) sont indiquées en kilomètres à l'heure avec une tolérance de +/- 10 km/h. La lecture des enregistreurs de données de vol

après chaque vol permet de détecter tout dépassement, par excès ou par défaut, de ces valeurs limites. Tout dépassement est considéré comme une violation des prescriptions.

L'attribution permanente des équipages sur ces appareils permet une excellente coordination entre les différents membres. Dans ce contexte, l'autorité du commandant n'est jamais contestée et sa mission de formateur, surtout pour le copilote, est reconnue et acceptée de tous.

La *Technologia* est établie par les ministères de l'aviation civile compétents. La systématique ne concerne pas que les procédures dans le cockpit, mais aussi la coordination avec le contrôle aérien. De fait, les contrôleurs aériens ont une connaissance très précise des procédures dans le cockpit. Des procédures comme l'approche à grande vitesse ou la séparation visuelle ne sont donc pas compatibles avec la *Technologia*.

### 1.16.5.3 Gestion des ressources humaines dans le cockpit

D'une manière générale, il faut relever que la formation du commandant ainsi que son expérience professionnelle jusqu'au début de son activité chez Moldavian Airlines l'ont préparé à une gestion des ressources humaines dans le cockpit (synergie et communication au sein de l'équipage) différente de ce qu'elle est aujourd'hui en Occident. L'image des pilotes ainsi que leur évaluation reposait en général sur leur capacité à maîtriser l'appareil en vol et sur la précision du pilotage. Les règles de collaboration au sein de l'équipage, très strictes, étaient entièrement codifiées et extrêmement hiérarchisées entre le commandant, le copilote et les autres membres, et elles n'étaient pas remises en question. Le commandant avait un rôle de modèle et de « maître » incontesté. Il avait aussi un pouvoir important sur la sélection des membres de son équipage, sur leur évaluation, et donc sur l'évolution de leur carrière.

Dans les cas d'urgence, on attendait généralement du commandant qu'il gère la situation alors que les autres membres de l'équipage devaient parcourir les check-lists. Dans l'ex-URSS, les valeurs les plus importantes d'un pilote étaient la force de caractère, la détermination, le calme et la sérénité. En revanche, les compétences de communication comme on les envisage en Occident n'étaient pas reconnues au même titre.

Pour la plupart des cas d'attitude de vol inhabituelle, l'équipage disposait de procédures de communication standard. Tel était le cas notamment pour une intervention du PNF en cas de dépassement de la valeur limite de roulis. Ces procédures étaient entraînées sur simulateur.

Exemple en cas de dépassement des valeurs de roulis à gauche :

PF	PNF
	« roulis gauche »
« compris, je corrige à droite »	
En l'absence de réaction :	« roulis gauche »
En l'absence de réaction :	« je reprends les commandes et corrige à droite »

### 1.16.5.4 Langues

Dans l'ex-URSS, tout le domaine aéronautique était régi en russe, tant la documentation que la communication dans le cockpit et les radiocommunications.

Les pilotes habilités à se rendre à l'étranger suivaient, et suivent aujourd'hui encore, une formation complémentaire comprenant notamment l'apprentissage de l'anglais. Aucune connaissance d'anglais n'était exigée des pilotes moyens en service dans le trafic domestique.

## 1.17 Informations sur les différentes organisations et sur leur gestion

### 1.17.1 Entreprise de transport aérien

#### 1.17.1.1 Généralités

Au moment de l'accident, l'entreprise Crossair était l'une des compagnies aériennes du SAir-Group. Elle était placée sous la direction opérationnelle de son fondateur et CEO. Une phase de forte croissance, marquée par une forte pression sur les coûts, caractérisait la branche depuis plusieurs années. Cette situation s'est traduite, en particulier sur le marché aéronautique suisse, par une carence de pilotes et, chez Crossair, par des salaires du personnel navigant relativement bas comparé au secteur de l'aviation de ligne en Suisse, et ce malgré un marché du travail assésché. Le conflit en cours avec l'association des pilotes de l'entreprise (*Crossair Cockpit Personnel – CCP*) avait considérablement détérioré l'ambiance de travail, pour les pilotes concernés tout comme pour la direction de l'entreprise.

#### 1.17.1.2 Structure

Au moment de l'accident, Crossair disposait d'une structure de direction conforme aux JAR-OPS 1. Ainsi, dans le domaine opérationnel, les postes de dirigeant responsable, de directeur des opérations aériennes, de directeur de la formation, de directeur des opérations au sol et de directeur de l'entretien étaient occupés. Il existait en outre un système de management de la qualité.

Toutefois, compte tenu de l'ampleur des activités aériennes et de la relative diversité des types d'avions utilisés, certains secteurs connaissaient une subdivision supplémentaire, dictée essentiellement par les flottes d'avions au sein desquelles les chefs pilotes (chefs de flotte), les instructeurs de vol en chef et les pilotes techniques jouissaient d'une grande autonomie.

Dans la perspective du retrait du service de la flotte de Saab 340B par Crossair, les ressources disponibles étaient au plus juste pour ces appareils. Ainsi, après le départ du chef de flotte, l'instructeur de vol en chef a été investi d'une double fonction. Ce dernier avait donc de grandes responsabilités opérationnelles (procédures, check-lists, etc.) mais aussi un droit de codécision important dans la sélection des pilotes. L'engagement de pilotes avec le grade de commandant (*direct entry captains*), par exemple, reposait pratiquement sur la seule opinion du chef de flotte. La surveillance de la formation et des contrôles de la flotte Saab 340B incombait également à cette personne.

La fonction de surveillance indépendante des flottes était du ressort du dirigeant responsable et du directeur des opérations aériennes. Il existait en outre un poste d'officier de la sécurité en vol responsable de toutes les flottes.

#### 1.17.1.3 Sélection des pilotes

##### 1.17.1.3.1 Procédure de sélection des pilotes engagés directement avec le grade de commandant

Crossair ne connaissait pas de procédure d'évaluation particulière pour l'acceptation directe du grade de commandant (*direct entry captains*). Tel n'était pas le cas pour les copilotes (cf. ci-dessous). La décision reposait essentiellement sur les informations relatives à l'aptitude au vol ressortissant de l'attribution de la licence et des vols de contrôle. En règle général, les pilotes en question étaient engagés directement par le chef de flotte dont la décision était aussi fortement influencée par le besoin.

#### 1.17.1.3.2 Procédure de sélection des copilotes

La procédure de sélection des copilotes était menée par un groupe d'évaluation (*assessment team*) et comprenait :

- une évaluation individuelle (présentation)
- une évaluation de groupe (jeu de rôle « expédition lunaire » ou similaire)
- un test psychologique (Wartegg, PF-16 ou figure de Rey, parties du test de créativité de Salzbourg, expertise graphologique)
- un test technique (matière ATPL)

À cela s'ajoutait une heure et demie de simulateur de vol et un entretien en présence de deux cadres de Crossair. Les décisions étaient prises par un bureau de sélection (*selection board*) qui siégeait à peu près tous les dix jours. Il n'était dressé aucun procès-verbal de ses délibérations. Seule était cochée la case *go* ou *no go*, et trois ou quatre signatures étaient ajoutées. La composition du bureau était variable. Une quinzaine de minutes était consacrée à chaque candidat.

Fondamentalement, toute proposition du groupe d'évaluation ou du bureau de sélection pouvait être renversée par la direction.

Dans les cas limites sur le plan qualitatif (p. ex. candidat ayant de bonnes qualités humaines mais dont la formation laissait à désirer), il était possible de différer la décision de quelque temps.

Il existait en outre des « dossiers jaunes » (*yellow files*) : il s'agissait de pilotes recevant un contrat de formation ou d'engagement avec réserves, et qui étaient placés sous observation par le chef de flotte.

Après la sélection, le cas était clos pour l'équipe d'évaluation. Le dossier était bouclé et transféré à l'administration des pilotes. Il était possible, pour le service de planification des équipes, de s'adresser au département des sélections.

#### 1.17.1.3.3 Surveillance des pilotes pendant la période d'engagement

Pendant la période d'engagement, le dossier personnel et le dossier des qualifications des pilotes étaient tenus par le chef de flotte. Ces dossiers contenaient essentiellement des formulaires relatifs aux contrôles subis et d'autres qualifications techniques, mais il s'y trouvait aussi des documents concernant des questions de gestion du personnel.

Les dossiers des pilotes impliqués dans l'accident du vol CRX 498 ne font état d'aucun précédent disciplinaire ou en relation avec les compétences de pilotage.

#### 1.17.1.4 Conditions d'engagement

Le commandant de l'avion accidenté était au service de Moldavian Airlines à Chisinau, République de Moldavie, depuis 1997. Son salaire mensuel de base était de 900 lei (150 USD) auxquels s'ajoutaient entre 350 et 500 USD au titre des frais. La famille, basée en Moldavie, disposait ainsi d'un revenu supérieur au standard local.

Dans une correspondance par télécopie datant de l'été, Crossair a convenu avec Moldavian Airlines de la location des services de deux commandants.

Selon cette correspondance, les pilotes loués à Moldavian Airlines recevaient toujours leur salaire de base de 900 lei (150 USD) à Chisinau, ainsi qu'une indemnité mensuelle de 1000 USD

plus 3 CHF par heure de service (*duty hour*). De son côté, la compagnie encaissait 3000 USD par mois (télécopie du 29.09.1999).

Il n'existe pas de contrat de leasing formel faisant état des compensations financières prévues.

Quant à lui, le CEO de Moldavian Airlines a déclaré : « *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 expenses of CHF 3 per hour were paid.* » (traduction : le contrat portait au total sur 5000 USD : 2000 USD pour le pilote et 3000 USD pour la compagnie. Le pilote conservait également son salaire de base de 150 USD (...) Crossair payait un appartement ainsi que des frais de voyage à hauteur de 3 CHF par heure de service au pilote loué)

Selon l'épouse du commandant du vol CRX 498, celui-ci recevait mensuellement 900 lei ainsi que 2000 USD, et envoyait 1000 USD au pays. Sur la base de ces chiffres, l'argent dont disposait le commandant pour vivre en Suisse correspondait à peu près à ce qui est considéré comme le minimum vital dans notre pays.

Le copilote était au bénéfice d'un contrat de travail ordinaire de pilote de Crossair.

#### 1.17.1.5 Ambiance de travail

Au moment de l'accident, les faits décrits ci-dessous influençaient l'ambiance de travail dans l'entreprise Crossair.

- Crossair sortait d'une longue période de forte expansion. Le roulement du personnel était important. Ces deux éléments ont rendu plus difficile le maintien et l'intégration de la culture de « grande entreprise familiale » qui avait caractérisé les débuts de l'entreprise.
- La croissance rapide de tout le secteur aéronautique a asséché le marché du personnel navigant. De ce fait, le corps des pilotes de Crossair était constitué d'un nombre assez élevé de ressortissants étrangers, de nationalités variées, ayant une « culture » aéronautique et une formation très diverses. De nombreux membres d'équipage disposaient donc d'une expérience professionnelle relativement brève dans plusieurs « cultures » aéronautiques.
- Crossair avait un système de prime destiné à l'ensemble de son personnel. Les primes dépendaient du résultat d'exploitation et étaient versées à la fin de l'année.
- Le conflit entre l'entreprise et l'association des pilotes portait en premier lieu sur la structure des salaires, en particulier sur le fait que le niveau des salaires du personnel navigant était relativement bas en comparaison nationale.
- D'une certaine manière, depuis sa fondation Crossair a toujours été en concurrence avec Swissair. Mais elle était aussi, dans bien des secteurs, son mandataire et était devenue une de ses sociétés affiliées depuis l'acquisition de la majorité des actions par SAirGroup.

Les avis sur l'ambiance de travail recueillis auprès des témoins interrogés sont très divergents.

La direction, qui se plaisait à décrire l'entreprise comme une grande famille, affirmait qu'en cas de problème le personnel pouvait toujours s'adresser à ses supérieurs en toute confiance. L'entreprise comptait donc sur la loyauté du personnel envers sa direction et considérait tout comportement déloyal comme une grave menace.

Les témoignages recueillis auprès d'une partie du personnel indiquent que la direction de l'entreprise gérait les critiques d'une manière telle que la plupart des employés ne se seraient pas laissés aller à exprimer une critique, pas même dans le domaine des opérations aériennes.

#### 1.17.1.6 Audit de Rolls Royce (Allemagne)

Après l'accident, Rolls Royce (Allemagne), entre autres, a demandé un audit de l'organisation de maintenance de Crossair. Le rapport publié relève notamment ce qui suit :

- Les tâches et les compétences sont déléguées aux cadres moyens sans attribution claire des compétences.
- Les manuels de l'entreprise ne sont conformes ni à la norme ISO 9000, ni à la norme EN 9100/AS 9100 applicable dans le secteur aéronautique et ne sont pas structurés en fonction des processus.
- Une gestion plus stricte est nécessaire dans les domaines de l'organisation du travail (AVOR), de la réparation des pannes et de la technique.
- L'organisation et les procédures de Crossair dans le domaine de la technique doivent être restructurées.

#### 1.17.1.7 Système de management de la qualité dans le domaine de la maintenance

Les documents suivants constituent la base du système de management de la qualité de Crossair dans les domaines de la technique et de la maintenance :

- Concept de contrôle de l'entretien (*maintenance management exposition – MME*)
- Concept d'organisation de l'entretien (*maintenance organisation exposition – MOE*)
- Manuels d'entretien 1 et 2 (*maintenance information handbook – MIH*)
- Programme de fiabilité Crossair (*Crossair reliability program – RELPRO*)
- Manuel qualité Crossair (*Crossair quality manual*)
- Programme d'entretien des avions Crossair (*Crossair aircraft maintenance program*)

Tous les documents ont été présentés à l'OFAC et, si requis par la loi, autorisés et acceptés par ce dernier.

#### 1.17.1.8 Système d'annonce

L'enquête a permis de montrer que le système d'annonce (*reporting system*) de Crossair comprenait les éléments décrits ci-dessous.

##### 1.17.1.8.1 Système d'organisation des services d'entretien

Crossair utilisait le système d'organisation des services d'entretien AMOS (*airline maintenance organisation system*). Ce système permettait d'enregistrer toutes les activités techniques liées à un avion.

- Chaque notification technique conduisait à l'ouverture d'un ordre de travail.
- La suppression du dysfonctionnement notifié se traduisait par la fermeture de l'ordre de travail.
- L'ordre de travail était numéroté et comprenait l'indication de l'immatriculation de l'avion, du numéro ATA, de la date, du mécanicien en charge, de l'état du travail, etc.
- Les ordres de travail pouvaient être triés instantanément selon les critères susnommés.
- L'ordre de travail contenait également des informations sur le remplacement de composants.

#### 1.17.1.8.2 Annonce d'événement

Les annonces d'événement (*occurrence report*) pouvaient être utilisées pour décrire plus précisément un dysfonctionnement technique afin d'observer plus attentivement le comportement d'un système exploité ou de communiquer un événement (*occurrence*).

- Les annonces d'événement étaient gérées dans une base de données Access séparée.
- Lorsqu'elle était à mettre en relation avec un ordre de travail, l'annonce d'événement portait le même numéro que l'ordre de travail en question.
- Les annonces d'événement étaient transmises au département des opérations (*operations departement*) qui les enregistrait et les distribuait au service des opérations aériennes (*flight operations – OCX*), du management de la qualité (*quality management – QM*) ou de la technique (*technics – TEC*).
- Suivant le contenu, le destinataire, par exemple le pilote technique, pouvait faire suivre le rapport.
- Le service qui transmettait l'information plus loin devait impérativement demander un accusé de réception qui était enregistré dans la base de données.

#### 1.17.1.8.3 Compte-rendu de fiabilité

Le compte-rendu de fiabilité (*reliability reporting*) servait à évaluer le comportement des systèmes de l'avion et des moteurs en vol, ainsi que la qualité des services d'entretien des avions et des ateliers (*aircraft maintenance* et *shop maintenance*). Il comprenait les éléments suivants :

- fiabilité de la distribution technique
- dix problèmes les plus fréquents (base : AMOS)
- fiabilité des composants (MTBUR), fiabilité des moteurs (IFSD/SVR)
- taux de réclamation des pilotes (base : AMOS)

#### 1.17.1.8.4 Rapports spéciaux

Pour les rapports spéciaux (*special reporting*), un formulaire spécifique est élaboré à chaque fois. Tel est le cas du formulaire de rapport pour les événements FMS (*FMS event reporting form*). Après l'installation du FMS de Universal Avionics, ce dernier a été utilisé relativement souvent pour déclarer et enregistrer d'éventuelles erreurs du logiciel. Le destinataire des formulaires de rapports spéciaux en rapport avec la technique est le pilote technique. Depuis l'introduction du logiciel FMS 602.5, le formulaire de rapport pour les événements FMS n'est plus utilisé que sporadiquement.

### 1.17.2 Autorité de surveillance

#### 1.17.2.1 Généralités

Comme dans la plupart des pays, la législation aéronautique suisse s'inspire des recommandations de la Convention de Chicago (OACI, 1944 et ss.) et de ses annexes. La Suisse a émis quelques réserves qui ne sont toutefois d'aucune importance dans le contexte de cet accident.

La législation suisse repose sur diverses lois et ordonnances. Les règles des *Joint Aviation Authorities (JAA)* européennes sont applicables dans le domaine du transport aérien commercial et ont été intégrées dans la législation nationale suisse.

Les autorités fédérales suisses ont délégué les compétences de surveillance de l'aviation civile à l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC).

### 1.17.2.2 Structure

Au moment de l'accident, l'OFAC était doté d'environ 150 employés répartis dans différentes sections.

Dans le contexte de l'accident du vol CRX 498, les activités des sections de l'OFAC énumérées ci-après sont importantes (situation en janvier 2000) :

- Section Opérations de vol (OP)
- Section Licences du personnel navigant (LP)
- Section Formation aéronautique (FA)

### 1.17.2.3 Réorganisation

L'introduction des réglementations JAR-OPS et JAR-FCL a nécessité de grands changements au sein de l'OFAC dans les années qui ont précédé l'accident. En outre, sous la pression politique, toute l'administration fédérale devait réduire son personnel. Ce processus de réorganisation est intervenu dans une phase de croissance effrénée de l'aviation commerciale. De concert avec la direction du Département fédéral de l'environnement, des transports, de l'énergie et de la communication (DETEC), l'OFAC a décidé de créer les capacités nécessaires à la maîtrise du nombre croissant de tâches de surveillance en externalisant certaines activités et en engageant un nombre réduit de nouveaux collaborateurs.

Dans ce contexte, les points suivants méritent d'être relevés :

- L'OFAC a régulièrement demandé, et obtenu, des postes supplémentaires (1999: 3 postes; 2000: 2 postes; 2001: 2 postes).
- Compte tenu de l'assèchement du marché du travail, il s'est avéré difficile de recruter du personnel qualifié pour l'autorité de surveillance.
- Au sein de l'office, le besoin de formation et de perfectionnement professionnel était important.
- Dans la section Opérations de vol, le roulement du personnel était élevé.
- Conformément aux stratégies d'assurance qualité des JAR-OPS, la surveillance des entreprises de transport aérien a été menée de manière plus prononcée sur la base des mécanismes de contrôle interne desdites entreprises, lesquelles étaient par ailleurs soumises à une forte pression économique et concurrentielle.

### 1.17.3 Rapports entre Crossair et l'autorité de surveillance

Crossair entretenait des relations de diverses natures, à différents niveaux, avec l'OFAC. Cette entreprise imposante avait affaire, du côté de l'office, à quelques collaborateurs isolés. Dans des rapports internes, le chef de la section Opérations de vol avait attiré l'attention sur cette problématique ainsi que sur la question du roulement du personnel dans son unité.

La section Opérations de vol, basée à Zurich, traitait toutes les questions opérationnelles alors que la section Licences du personnel navigant, à Berne, était responsable de toutes les questions relatives aux licences. Pour tout ce qui avait trait à la formation, les aspects liés à la licence (p.ex. *type rating course*) étaient gérés à Berne alors que ceux liés aux opérations (p.ex. *operator proficiency check*) l'étaient à Zurich.

Aucun dossier relatant des inspections formelles de Crossair par les sections compétentes (OP, LP et FA) de l'OFAC n'a été produit. En revanche, des audits ont eu lieu dans le domaine de l'entretien. Vu le manque de personnel, les travaux de la surveillance opérationnelle étaient

concentrés sur les divers types de contrôles continus (*continuous supervision*) tels que les rapports sur les opérations quotidiennes (*daily operation reports*), les réunions de coordination semestrielles, l'approbation des modifications des manuels des opérations, etc.

## 1.18 Autres informations

### 1.18.1 Appareils d'entraînement

#### 1.18.1.1 Aperçu

Crossair possédait les appareils d'entraînement suivants pour le Saab 340B :

- un simulateur de vol
- deux *FMS Trainer*

#### 1.18.1.2 Simulateur de vol

- Construit par Flight Safety International (USA) pour les Saab 340B de Crossair et installé par cette entreprise à Bâle en 1991.
- Certifié pour la dernière fois selon JAR-STD 1A, Level CG.
- Non doté du FMS.
- Vendu en 2000 dans la perspective du retrait du service de la flotte de Saab 340B par Crossair.
- Par la suite, les entraînements se sont poursuivis sur les simulateurs d'entreprises tierces.

##### 1.18.1.2.1 Certification du simulateur

- Première certification par l'OFAC le 19 août 1991 selon FAA AC 120-40A, Phase II.
- « Re-certifications » par l'OFAC à intervalles réguliers selon les exigences FAA/JAR.
- Non-conformités éliminées par Crossair à chaque fois.
- Dernière « re-certification » le 31 août 1999 selon JAR-STD 1A, Level CG.
- Aucune indication permettant de conclure qu'au cours de son utilisation par Crossair le simulateur de vol n'aurait pas rempli les exigences FAA/JAR.

##### 1.18.1.2.2 Installation du FMS

La flotte de Saab 340 de Crossair a été équipée d'un FMS à fin 1997. À cette époque, la vente des appareils était déjà prévisible. Compte tenu du coût élevé qu'aurait impliqué l'installation du FMS sur le simulateur de vol, l'exploitant a renoncé à cette intégration. Comme cela a déjà été indiqué, le simulateur de vol a été vendu en 2000 dans la perspective du retrait du service de la flotte de Saab 340B.

#### 1.18.1.3 FMS Trainer

Crossair a acquis deux appareils d'entraînement pour former ses équipages au FMS. L'un de ces appareils était basé sur PC, avec un logiciel de simulation FMS, l'autre étant un assemblage d'appareils incluant une CDU de FMS du même type que celle utilisée dans l'avion.

Sur le plan du fonctionnement, les deux appareils étaient pratiquement identiques et étaient conçus de telle sorte que toutes les fonctions principales du véritable FMS pouvaient être simulées. Aucun des deux appareils n'a été certifié formellement comme dispositif d'entraînement.

## 1.18.2 Horizons artificiels dans l'ex-bloc de l'Est

Lors de contacts avec les autorités d'enquête russes, les points suivants ont pu être mis en lumière.

L'horizon artificiel avec maquette mobile (cf. 1.16.5.1.1) s'est imposé dans l'ex-URSS dans les années cinquante. Cette décision avait été prise sur la base d'expertises psychologiques, psychophysiologiques et ergonomiques. L'argument était que le pilote passant la plus grande partie de sa vie à terre, son système de référence est spontanément terrestre. Par conséquent, la représentation de l'horizon artificiel *outside-in* devait s'imposer tout naturellement.

Dès la fin des années soixante, les nouveaux modèles d'avions ont peu à peu été équipés d'un horizon artificiel fondé sur le principe occidental (*inside-out*) afin d'améliorer leurs chances d'exportation. Depuis, dix-huit vols piqués en spirale se sont produits (situation au printemps 2000). Dans quinze cas, cette situation a conduit à un accident. Tous les avions concernés étaient équipés d'instruments représentant l'horizon artificiel à la manière occidentale. Ils étaient tous pilotés par des équipages formés à la représentation russe de l'horizon artificiel. Dans trois cas, le vol piqué en spirale a pu être maîtrisé. Dans ces trois cas, les instruments de l'appareil étaient de conception russe.

Une étude a examiné le temps que mettent des pilotes formés aux instruments russes pour analyser l'assiette. Une série de données se rapporte à l'utilisation d'instruments de conception russe, l'autre à l'utilisation d'instruments de conception occidentale.

Après une seconde, 98 % des pilotes avaient analysé correctement la situation en utilisant un horizon artificiel de conception russe. Mais seuls 32 % d'entre eux y parvenaient en utilisant des instruments de conception occidentale.

Les résultats de cette étude ont influencé les programmes de transition sur des appareils équipés d'instruments de conception occidentale (y compris les modèles russes TU-154, TU-204, IL-86, etc.). Le suivi psychologique des pilotes, en particulier, a pour but d'attester la capacité d'adaptation des candidats aux nouveaux instruments. Par ailleurs, dans la CEI, toute transition sur un nouvel avion se fait en principe dans la fonction de copilote. Pour obtenir une promotion comme commandant par la suite, le copilote devra avoir accumulé au moins 500 h de vol sur le nouvel avion. La compagnie russe Aeroflot a mis sur pied un imposant programme de reconversion pour les pilotes russes appelés à piloter des avions de conception occidentale.

### 1.18.2.1 Programme de reconversion des pilotes engagés sur des lignes internationales avec des avions occidentaux

Compte tenu des expériences faites les années précédentes, vers la fin des années quatre-vingt-dix Aeroflot International Airlines a développé un programme de reconversion de ses pilotes sur les types d'avion de conception occidentale. Ce programme dure plus de douze mois et va donc beaucoup plus loin que les programmes suivis habituellement dans la CEI. Ses caractéristiques sont les suivantes :

- Sélection restrictive des équipages dans le corps des pilotes russes, plus rarement directement dans les écoles (cibles : pilotes jeunes, ayant de bonnes connaissances d'anglais et remplissant les exigences médicales et psychologiques). Actuellement, Aeroflot forme ses pilotes dans ses propres écoles, autrement dit, ceux-ci ne sont plus instruits dans les écoles de pilotes d'État (Oulianovsk, Kirovograd). Les écoles de pilotes d'Aeroflot utilisent le système de Lufthansa.

- Sélection avec comme objectif de carrière la possibilité d'accéder à la fonction de commandant sur les vols internationaux.
- Préparation au travail en équipage double : entraînement CRM, introduction complète à la « philosophie » et aux techniques de travail, communication.
- Cours de langue dans le but d'être capable de lire et d'utiliser les manuels américains.
- Formation en vue des vols internationaux (droit de l'aviation, météorologie, système de mesures impérial, routes, etc.).
- À la fin de cette tranche de formation, nouveau test (psychologique) et sélection.
- Cours destiné à l'obtention d'un type d'avion (*type rating course*) – théorie et simulateur – avec vol de contrôle.
- Introduction aux routes, de préférence auprès d'une compagnie occidentale, par exemple en Allemagne ou au Canada.
- Introduction aux routes chez Aeroflot ; certains aéroports présentant un degré de difficulté élevé, comme Zurich, requièrent une introduction complémentaire.
- Contrôle lors d'un vol de ligne.
- Travail comme copilote.

Pendant chacune des phases de la formation, les candidats sont observés de très près et examinés régulièrement. Ensuite ils sont tous engagés d'abord comme copilotes puis passent commandant lorsqu'ils ont accumulé suffisamment d'expérience pratique.

### 1.19 Nouvelle méthode d'enquête

Après l'accident, les enquêteurs ont pris contact avec les constructeurs d'avionique Rockwell Collins et Universal Avionics afin de déterminer si leurs produits étaient équipés de mémoire non volatile (*non-volatile memory – NVM*). Collins a informé le BEAA que tel était le cas pour le tableau d'écran de contrôle (*display control panel – DCP*). Les deux DCP ont été retrouvés et ouverts. Au premier coup d'œil, il était clair que la NVM du DCP de droite était entièrement détruite. En revanche, il semblait que celle du DCP de gauche puisse éventuellement être lue. Les éléments à disposition étaient les suivants :

- tableau d'écran de contrôle (DCP-85) P/N 622-6320-002, S/N 662 (côté commandant)
- circuit imprimé A1 P/N 647-6838-xxx
- puce à mémoire non volatile U17 (a été identifiée comme type ER2055)

Une nouvelle demande chez Rockwell Collins a permis d'établir que la NVM enregistre des données intéressantes dans le cadre de l'enquête telles que la source de navigation sélectionnée, le cap sélectionné, etc.

Les enquêteurs ont alors pris contact avec une entreprise canadienne spécialisée dans la restauration et la lecture des puces à mémoire. L'étude préliminaire a confirmé la faisabilité de l'opération, justifiant ainsi les travaux requis pour lire cette puce.

Selon l'étude préliminaire, la puce NVM U17 devait être reconstruite de façon à pouvoir être décodée par un lecteur standard de Rockwell Collins, mais après éclaircissements, cette méthode est apparue trop risquée.

Les techniciens se sont alors concentrés sur une deuxième méthode consistant à recouvrir les cellules de mémoire d'une très fine couche de cristaux liquides et à rendre visible le contenu des cellules par polarisation au moyen d'une source lumineuse spéciale. Cette méthode a aussi dû être abandonnée, car la charge des cellules était trop faible pour influencer suffisamment les cristaux liquides.

Une troisième méthode a alors été testée. Celle-ci consiste à lire directement la puce en accédant aux circuits électriques des cellules. On a alors constaté que ni un laser ni un faisceau d'ions réglé (*focussed ion beam – FIB*) n'était nécessaire car la couche de passivation peut être traversée directement par le capteur. Toutefois, cette méthode nécessite un câble de mesure très particulier ayant une capacité électrique très faible.

Cette possibilité a été simulée sur une mémoire-test et il s'est avéré qu'il était pratiquement impossible d'effectuer les mesures avec plusieurs capteurs.

On a alors développé un circuit imprimé ayant la propriété de pouvoir rétablir, de manière conventionnelle, le câblage des connexions encore intactes de la puce de l'avion accidenté. L'objectif était de réduire le nombre de sondes nécessaires. En outre, une mémoire-test a été préparée de telle sorte qu'elle puisse prendre en charge les fonctions de commande manquantes de la puce endommagée du vol CRX 498.

Deux entreprises externes ont été chargées d'établir les autres connexions nécessaires (*micro wire bonding and FIB bonding*) sur la structure-test.

Après divers essais sur les mémoires-tests, la puce de l'avion accidenté a pu être donnée en lecture. Le premier groupe de quatre éléments binaires (eb 4 à 7) a été lu sans problème. Ensuite, quelques connexions devaient être modifiées. Malheureusement, d'autres connexions se sont rompues lors de cette opération, rendant toute lecture impossible.

Les quatre éléments binaires par octet qui ont pu être lus ne permettent pas, concrètement, d'émettre de conclusion sur les données enregistrées. Le test doit donc être considéré comme un échec.

## 2 Analyse

L'enquête sur l'accident du vol CRX 498 survenu le 10 janvier 2000 devait répondre aux questions principales que voici :

- L'avion était-il en état de voler lorsque l'équipage l'a pris en charge et cet état a-t-il évolué pendant le vol ?
- L'équipage était-il en état de piloter l'avion lorsqu'il a pris l'avion en charge et cet état a-t-il évolué pendant le vol ?
- Les procédures opérationnelles ont-elles eu une influence sur les circonstances de l'accident ?
- Des facteurs externes ont-ils eu une influence sur le déroulement du vol ?

### 2.1 Aspects techniques

#### 2.1.1 Système de guidage de vol

##### 2.1.1.1 Système d'instruments de vol électroniques (EFIS)

###### 2.1.1.1.1 Fiabilité

La moyenne des temps entre déposes non planifiées (*mean time between unscheduled removal – MTBUR*) des composants principaux de l'EFIS a été contrôlée. Les valeurs MTBUR observées se situent, comme escompté, aux alentours de plusieurs milliers d'heures de vol et correspondent donc aux normes industrielles en la matière.

L'analyse des ordres de travail AMOS n'a mis en évidence aucun élément particulier concernant le comportement en vol du système d'instruments de vol électroniques.

L'EFIS comporte diverses fonctions intégrées de surveillance qui déclenchent une alarme en cas de dysfonctionnement :

- La DPU surveille la présence de signaux de commande de roulis et de tangage (*digital bus activity monitor*). En cas de panne, la balise *ATT flag* apparaît sur l'EADI et l'affichage de l'horizon artificiel s'efface.
- Les DPU de gauche et de droite comparent les signaux de roulis et de tangage. Lorsqu'un écart supérieur à 4° est constaté, l'indication « *ROLL* » ou « *PITCH* » s'affiche sur l'EADI et l'alarme principale (*master caution*) se déclenche.
- Les fonctions des DPU sont surveillées par un monitoring du matériel et des logiciels. Les processeurs des DPU et les DPU elles-mêmes se contrôlent réciproquement. Suivant le mode de défaillance (*failure mode*) actif, l'indication « *DPU FAIL* » s'affiche sur l'EADI ou l'EADI en question s'obscurcit.
- Le signal de cap (*heading signal*) est surveillé de manière analogue.

Compte tenu du système de monitoring des logiciels et du matériel, la probabilité d'affichage erroné (p. ex. références d'assiette bloquées) sans déclenchement d'alarme est très faible.

#### 2.1.1.1.2 Disponibilité pendant le vol CRX 498

- Si l'on se réfère aux enregistrements du CVR, rien n'indique que l'équipage a rencontré des problèmes avec l'EFIS.
- Les enregistrements du CVR ne permettent pas de supposer que l'un des commutateurs de l'EFIS (DRIVE XFR, XSIDE DATA, ADI REV ou HSI REV) se soit trouvé dans une position autre que « *NORM* ».
- Selon les enregistrements du CVR et du DFDR, on peut estimer que l'avion était piloté en mode manuel et avec le directeur de vol.
- Le DFDR et la DPU de gauche reçoivent les données d'assiette et de cap de l'AHC de gauche. Lors de la reconstitution du vol à l'aide d'un modèle aérodynamique (*engineering model*) ces paramètres sont apparus plausibles jusqu'à la fin des enregistrements du DFDR. En raison du cycle de surveillance interne des DPU, il est fort peu probable que des données d'assiette et de cap générées correctement par l'AHC s'affichent de manière erronée sur l'EFIS sans que cela ne déclenche un message d'erreur.
- Les deux remarques du copilote (16:56:12 UTC et 16:56:24 UTC) se basaient vraisemblablement sur le sens de rotation (*heading rate*) et sur les paramètres de l'assiette. On peut donc en déduire que ces paramètres étaient affichés correctement sur l'écran multifonctions ainsi que sur l'EADI de droite.
- Le fait que le commandant a, selon toute vraisemblance, piloté l'avion en utilisant le directeur de vol sur l'itinéraire normalisé de départ aux instruments *Zurich East 1Y (SID ZUE 1Y)* et au début de la phase *direct to Zurich East (DIR TO ZUE)* à droite, permet de conclure que l'affichage du directeur de vol fonctionnait correctement sur l'EADI de gauche pendant chacune de ces phases du vol.
- Le radioaltimètre (RA) fournit l'altitude à la DPU de gauche sous forme analogique. L'altitude est affichée sous forme analogique sur l'EADI de gauche et est en outre transmise sous forme numérique au FDAU par la DPU. L'examen des données du DFDR a montré que les signaux RA étaient plausibles jusqu'à la fin des enregistrements. Cela signifie que la DPU a toujours transmis un signal RA valable au FDAU. réaménagement

Compte tenu de ces observations, une dysfonction de l'EFIS ayant des conséquences sur l'affichage de l'assiette dans cette phase critique du vol paraît fort improbable. L'apparition d'un tel problème sans déclenchement des alarmes correspondantes dans le cockpit peut être exclue avec une certitude quasi absolue.

#### 2.1.1.2 Système de pilotage automatique (AFS)

##### 2.1.1.2.1 Fiabilité

La MTBUR des composants principaux de l'AFS a été contrôlée. Les valeurs MTBUR du FCC et de l'APP sont proches de la limite inférieure fixée. Les autres correspondent aux normes industrielles en la matière.

L'analyse des ordres de travail AMOS n'a mis en évidence aucun élément particulier concernant le comportement en vol du système de pilotage automatique.

##### 2.1.1.2.2 Disponibilité pendant le vol CRX 498

- Selon les enregistrements du CVR et du DFDR, on peut estimer que l'avion était piloté en mode manuel et avec le directeur de vol.
- Si l'on se réfère aux enregistrements du CVR, rien n'indique que l'équipage a rencontré des problèmes avec le directeur de vol.
- Le fait que le commandant a, selon toute vraisemblance, piloté l'avion en utilisant le directeur de vol au début des phases *SID ZUE 1Y* et *DIR TO ZUE* à droite permet de conclure que l'affichage du directeur de vol fonctionnait correctement sur l'EADI de gauche pendant chacune de ces phases du vol.

- Le fait que les lampes-témoins NAV et IAS étaient allumées sur les deux MSP lors de l'impact permet de déduire qu'à ce moment-là le FCC était actif et affichait encore les modes sélectionnés.
- Lors de l'activation du compensateur de lacet (16:55:51 UTC), le gouvernail de direction a effectué un débattement vers la droite (*turn coordinator*). Lors de la reconstitution du vol à l'aide d'un modèle aérodynamique, ce débattement a pu être attribué à la valeur réelle du roulis.

Compte tenu de ces observations, une dysfonction du système de pilotage automatique pendant cette phase critique du vol peut être exclue avec une certitude quasi absolue.

### 2.1.1.3 Système de gestion de vol (FMS)

#### 2.1.1.3.1 Fiabilité

Les pannes des appareils faisant partie du FMS étaient relativement rares sur la flotte des Saab 340B de Crossair. Exception faite des problèmes d'interface entre le FMS et le FCC, le FMS s'est montré très fiable tout au long de la période examinée.

Le FMS UNS-1K de Universal Avionics est doté d'un système de monitoring intégré (*continuous bite*). Les dysfonctionnements constatés par l'un des moniteurs sont signalés par un message sur la CDU. Une lampe-témoin « MSG » placée dans le champ de vision des pilotes attire leur attention sur les messages de ce type.

Un certain nombre de remarques concernant l'interface entre le FMS et l'EFIS ont été inscrites dans le registre technique (*technical log*) en 1998. Aucune inscription concernant ce type de problème ne figure dans le registre à partir de 1999. La majeure partie des notifications n'étaient pas accompagnées d'un message du FMS, mais le problème avait tout de même été relevé par les équipages. L'absence de message FMS tend à indiquer que l'EFIS ne parvenait pas à décoder les données du FMS correctement.

#### 2.1.1.3.2 Disponibilité pendant le vol CRX 498

Après le décollage, le train d'atterrissage a été rentré. Ensuite, le commandant a ordonné d'activer le directeur de vol et le mode de navigation. Puis les deux pilotes ont confirmé que le système de navigation pour les grandes distances numéro 1 était engagé (*LRNI captured*).

#### Remarque

L'itinéraire normalisé de départ aux instruments SID ZUE 1Y avait été introduit dans le FMS avant le décollage. L'affirmation « *LRNI captured* » permet de conclure qu'à ce moment, le FMS livrait un signal de commande de roulis (*roll steering signal*) valable au FCC.

L'ordre de virer directement à gauche en direction du radiophare omnidirectionnel *Zurich East* (VOR ZUE) a été donné à 16:55:39 UTC. Au même moment, l'avion atteignait le point de navigation 2.1 DME KLO, c'est-à-dire le point du SID ZUE 1Y où il faut amorcer un virage à gauche afin de capter le faisceau directeur 255° (*radial 255*) de VOR KLO.

#### Remarque

Les enregistrements du DFDR confirment que l'avion a effectivement viré à gauche pendant quelques secondes avant d'entamer un virage à droite. Les paramètres de roulis tendent à montrer que l'avion était piloté à l'aide du directeur de vol.

Le copilote a informé le commandant, qui pilotait l'avion manuellement, que le système LRN était programmé pour *Zurich East* à partir de la position actuelle à 16:55:47 UTC (« *From present, LRN is to Zurich East, yeah* »). Le commandant lui a donné quittance, mais l'ordre du contrôle des départs de virer à gauche n'a pas été mentionné dans leur échange.

Remarque

Étant donné que le roulis à gauche a atteint son maximum de 16,9° à 16:55:45 UTC, avant de diminuer pour passer à droite à 16:55:52 UTC, on peut supposer que le changement de direction a été induit par la saisie d'un *direct to* (DTO) dans le FMS (LRN). Le cap effectif était approximativement de 270° à 16:55:45 UTC. Si la fonction *direct to* est activée dans cette situation sans indication du sens de rotation, le directeur de vol amorce automatiquement un virage à droite.

Les communications enregistrées dans cette phase du vol ne fournissent aucune indication quant à des difficultés techniques.

Entre 16:55:47 UTC et 16:55:55 UTC, le roulis a augmenté à raison de 3°/s à droite environ alors que le tangage restait constant, entre 13 et 14° ANU.

Remarque

Ces données correspondent à une situation où le virage à droite commandé par le FMS est exécuté avec précision à l'aide du directeur de vol (*DTO ZUE*). À ce moment le roulis atteignait 8,4° à droite.

Compte tenu du déroulement du vol, on peut estimer que jusqu'à 16:55:55 UTC le FMS avait transmis un ordre de roulis (*roll steering signal*) valable au directeur de vol et que celui-ci était affiché sur l'EADI.

A 16:56:14.6 UTC, le roulis a atteint 65,8° à droite et le commandant a murmuré « *oh-na-na* ». Lorsque le roulis atteint ces valeurs, toutes les données de l'indicateur électronique d'assiette (EADI) disparaissent, à l'exception des références d'assiette (*declutter mode*)

En *de-clutter mode*, la barre du directeur de vol disparaît également de l'EADI. Compte tenu du degré de fiabilité élevé du système, on peut exclure avec une certitude quasi absolue que le FMS ait cessé de transmettre un signal de commande de roulis valable au FCC entre 16:55:55 UTC et 16:56:14.6 UTC.

## 2.1.2 Autres équipements de l'avionique

### 2.1.2.1 Centrale des données aérodynamiques (ADS)

#### 2.1.2.1.1 Fiabilité

Les valeurs MTBUR (fiabilité technique) observées se situent dans la fourchette escomptée et correspondent aux normes industrielles en la matière. L'examen de la fiabilité opérationnelle n'a mis en évidence aucun élément particulier concernant le comportement en vol de la centrale des données aérodynamiques de gauche.

#### 2.1.2.1.2 Disponibilité pendant le vol CRX 498

- Si l'on se réfère aux enregistrements du CVR, l'équipage n'a rien signalé qui puisse laisser supposer un problème quelconque avec l'ADS.
- Deux secondes avant l'impact, le DFDR a enregistré des données plausibles pour l'ordinateur des données aérodynamiques (baro-altitude, vitesse aérodynamique, température extérieure).
- La valeur indiquée par l'altimètre asservi de gauche au moment de l'impact est plausible et est en corrélation avec les données enregistrées.
- L'indicateur de vitesse (ASI) de gauche était si endommagé qu'il n'a pas été possible de l'analyser.
- La vitesse de vol correspond à des valeurs normales jusqu'à 16:56:04 UTC, ce qui indique que les données de référence de vitesse étaient disponibles sur le directeur de vol et/ou sur l'indicateur de vitesse.
- L'altitude (altitude-pression) transmise par le transpondeur ATC (mode C) était correcte jusqu'à 16:56:22 UTC. Ce signal, transmis de l'ordinateur des données aérodynamiques au transpondeur ATC via l'altimètre asservi, a été enregistré par le radar de surveillance de la circulation aérienne.

Compte tenu de ces observations, on peut supposer avec une certitude quasi absolue que le commandant a disposé d'informations sur les paramètres aérodynamiques tout au long du vol.

#### 2.1.2.2 Système avertisseur de proximité du sol (GPWS)

En principe, pendant la dernière phase du vol les alarmes du mode 1 « vitesse de descente excessive » et du mode 2A « vitesse excessive de rapprochement du sol » auraient dû se déclencher au moment où l'avion est passé sous l'altitude RA de 2450 ft AGL.

Pour l'analyse des restrictions (*warning envelopes*) des modes 1 et 2A, l'ordinateur du GPWS utilise les signaux du radioaltimètre et ceux de l'ordinateur des données aérodynamiques.

Les antennes du radioaltimètre se trouvent sur la partie inférieure du fuselage et leur angle d'ouverture est de +/- 45°. Vu l'inclinaison latérale de l'avion au moment critique, ces antennes n'étaient pas dirigées vers le sol lorsque celui-ci est passé sous la limite des 2450 ft AGL. De ce fait, l'altitude RA est restée bloquée sur une valeur légèrement supérieure à 2450 ft AGL.

Les restrictions des modes 1 et 2A sont désactivées lorsque l'altitude RA dépasse 2450 ft AGL. Dans le cas étudié, comme l'altitude RA est restée légèrement au-dessus de 2450 ft AGL pour la raison expliquée, les alarmes ne pouvaient pas se déclencher.

### 2.1.3 Commandes de vol

#### 2.1.3.1 Système de volets de courbure

Au cours des dix-huit mois séparant le contrôle type C (juin 1998) et l'accident, les pilotes se sont plaints à vingt et une reprises d'un dysfonctionnement du système de volets de courbure. Les problèmes rencontrés étaient de deux ordres :

- sortie différée des volets avant l'atterrissage ;
- effet de ballonnement dû à une sortie puis à une fermeture non commandées des volets.

La question de la sortie différée des volets de courbure avant l'atterrissage n'est d'aucun intérêt dans le contexte de l'accident analysé.

Dans un premier temps, l'éventualité d'un effet de ballonnement dans la phase critique du vol CRX 498 a été prise en considération en tant que facteur ayant pu influencer sur le comportement de l'avion en vol. Pour cela, les enquêteurs ont interrogé les pilotes qui avaient constaté et notifié un tel effet sur le HB-AKK.

Ces entretiens ont montré que personne n'avait constaté de ballonnement dans un vol de montée à une vitesse inférieure à 150 KIAS. Néanmoins, si un tel problème s'était manifesté, cela n'aurait pas influé sur le comportement en vol de manière significative.

On peut exclure avec une certitude quasi absolue que des problèmes d'asymétrie des volets de courbure soient apparus au cours du vol CRX 498. Les cas connus se sont produits sur d'autres appareils, mais pas sur le HB-AKK, qui plus est dans la phase d'approche, lorsque les volets de courbure étaient entièrement sortis.

Après analyse à l'aide d'un modèle aérodynamique, il est apparu que tous les changements d'assiette enregistrés pendant le vol de montée et dans la phase d'accident qui a suivi sont le résultat d'ordres de commande de l'équipage.

#### 2.1.4 Moteurs et hélices

- Tous les dégâts constatés ont pu être attribués à l'impact des moteurs sur le sol.
- Les traces laissées par les ailettes des rotors montrent qu'au moment de l'impact les moteurs tournaient à haut régime.
- Aucun dégât antérieur à l'accident ayant pu entraîner une perte de puissance n'a été constaté sur les moteurs.
- Aucun signe de décrochage du compresseur ou d'extinction résultant de l'admission de glace ou de glace fondue dans les moteurs n'a été observé.
- Les résidus retrouvés dans les compresseurs ont été examinés visuellement et n'ont pas permis de conclure à une collision avec des oiseaux.
- Le carénage des moteurs ne présente aucun dégât qui pourrait être attribué à la rupture d'un composant interne en rotation.
- Des dépôts fondus de Al/Si ont été observés sur les parties chaudes des moteurs (chambres de combustion, turbines). Cela prouve que lors de l'impact les rotors du moteur tournaient à haut régime et ont usé le revêtement de surface (frottement des ailettes du compresseur contre le carter) et que la température des parties chaudes était très élevée.
- Dans les deux moteurs, les collets de liaison des carters du compresseur axial et du compresseur radial se sont rompus. Cela tend également à indiquer qu'au moment de l'impact les rotors des compresseurs tournaient à haut régime.
- Jusqu'à l'accident, les deux hélices étaient en état de fonctionner.

#### 2.1.5 Entretien

Les lacunes relatives aux rapports d'entretien, aux processus et à la qualité de l'entretien constatées au cours de l'enquête n'ont eu aucune influence sur l'accident de l'avion HB-AKK.

#### 2.1.6 Compatibilité électromagnétique (CEM)

Aucun élément concret ne permet d'affirmer qu'un téléphone mobile était en fonction à bord du HB-AKK pendant la phase critique du vol CRX 498. Sur la base des tests effectués, on peut estimer que même si un téléphone mobile avait émis à ce moment-là, cela n'aurait pas eu d'effet négatif sur les principaux systèmes de vol de l'avion et sur leurs paramètres.

#### 2.1.7 Navigabilité

L'avion HB-AKK a été remis à l'équipage du vol CRX 498 en état de voler. Rien ne permet d'affirmer que cet état a changé jusqu'à l'impact.

L'enquête a démontré que l'accident n'était pas dû à des défauts techniques.

## 2.2 Aspects humains et organisationnels

### 2.2.1 Équipage

#### 2.2.1.1 Commandant

##### 2.2.1.1.1 Généralités

Le commandant était fortement ancré dans la culture de l'ex-URSS et de la république indépendante de Moldavie. Avant d'être engagé chez Crossair, il n'avait eu que peu de contacts avec la culture occidentale.

##### 2.2.1.1.2 Formation aéronautique et professionnelle

Le commandant a suivi la filière de formation des écoles professionnelles. Cette formation lui ouvrait les portes d'une carrière qui aurait pu l'amener jusqu'à occuper la fonction de copilote sur AN-24. Une formation académique lui aurait ouvert les portes d'une carrière aéronautique complète dès le départ.

Grâce à des études par correspondance à l'Académie aéronautique civile de Leningrad, il a pu remédier à cet état de fait et suivre une formation qui aurait pu lui permettre de gravir les échelons jusqu'au grade de commandant sur un avion moyen ou de copilote sur un avion lourd.

Selon les affirmations collectées dans son milieu professionnel antérieur, le commandant a su compenser ses faiblesses dans le domaine du pilotage et des opérations par son assiduité et une grande détermination.

##### 2.2.1.1.3 Entraînement

La transition du commandant sur les systèmes occidentaux a été effectuée chez Crossair, à Bâle, sur mandat de Moldavian Airlines. Comparé à la procédure habituelle dans l'ex-URSS, cette transition a été accomplie dans des conditions inadaptées aux besoins spécifiques du commandant. À cette époque, Crossair n'avait pas conscience des différences de conception entre les instruments russes et occidentaux. De toute manière, vu le peu de temps à disposition, il n'aurait pas été possible d'accorder suffisamment d'importance à cette question.

Il convient cependant de relever que, globalement, ces différences sont méconnues dans les milieux aéronautiques occidentaux.

Dans le cadre de l'initiation aux procédures de Crossair (*changing operator course*) qui a eu lieu lorsque le commandant a commencé son activité en tant que pilote loué, son expérience de plus de 1600 h de vol sur Saab 34B avait été considérée comme une preuve suffisante de ses qualifications. Le fait que cette expérience avait été accumulée dans un contexte opérationnel différent n'avait pas été pris en compte.

##### 2.2.1.1.4 Connaissances linguistiques

Les connaissances d'anglais du commandant étaient suffisantes pour exécuter les opérations de routine dans le cockpit, y compris la communication radio standard. Elles étaient vraisemblablement tout juste suffisantes pour s'exprimer dans une situation de vol exceptionnelle ou pour mener une discussion privée. On doit d'ailleurs se demander si, de ce fait, il pouvait communiquer correctement dans le cadre des opérations de routines dans le contexte multilingue particulier à Crossair.

Une formation linguistique complémentaire au Wall Street Institute avait été ordonnée et planifiée, mais elle n'avait pas encore commencé.

Dans toute la documentation relative à la collaboration entre le commandant et le copilote pendant le vol de l'accident, on constate que la communication s'est limitée au strict minimum, à une exception près. Cela laisse songeur quant aux compétences linguistiques requises pour la communication dans les situations inhabituelles ou d'urgence.

#### 2.2.1.1.5 Situation sociale

La situation sociale du commandant était caractérisée par une séparation temporaire d'avec sa famille et par des conditions financières très modestes. Son réseau de relations sociales se limitait aux discussions téléphoniques quotidiennes avec sa famille et aux amitiés nouées avec les autres pilotes loués de Moldavian Airlines.

L'absence d'un contrat de leasing formel faisant état des compensations financières prévues pour l'activité du commandant chez Crossair tend à indiquer que la convention conclue entre les deux entreprises constituait une forme de « gentleman agreement ». Au cours de l'enquête, des divergences sont apparues au sujet des compensations financières entre les témoignages et la correspondance écrite. Pour résumer, les versements compensatoires se situaient entre 4000 et 5000 USD, dont 3000 attribués dans tous les cas à Moldavian Airlines. Par conséquent, le commandant devait recevoir un salaire entre 1000 et 2000 USD, plus 3 CHF par heure de vol au titre des frais, ainsi que son salaire de base de 900 lei (150 USD) versé en Moldavie. Selon les informations fournies par Crossair, cette dernière prenait en charge les frais de logement.

Travailler chez Crossair rapportait au commandant entre 1000 et 2000 USD par mois, un salaire élevé pour la Moldavie. Néanmoins, compte tenu du fait qu'il envoyait chaque mois 1000 USD chez lui, il devait mener une vie très modeste en Suisse.

#### 2.2.1.1.6 Aspects psychologiques

Au moment de l'accident, le commandant ne souffrait manifestement d'aucun trouble ou maladie psychique chronique. L'éventualité d'une crise psychotique accompagnée de déréalisation ne peut certes jamais être totalement écartée, mais ni les antécédents ni les expertises psychologiques approfondies auxquelles le commandant a été soumis au cours de sa carrière de pilote n'indiquent de prédispositions à une décompensation psychotique se traduisant par une vulnérabilité du sujet. Ainsi, la survenance d'un tel événement au cours du vol examiné paraît hautement improbable.

On peut donc estimer que, pendant le vol CRX 498, le commandant possédait toutes ses facultés cognitives (sens de l'orientation, concentration, attention, mémoire, intelligence) et que celles-ci n'ont pas été diminuées de manière brusque. Concernant l'effet éventuel des médicaments absorbés, cf. section 2.2.1.1.7.

Les tests psychologiques approfondis subis lors des examens médico-psychologiques de routine effectués en Moldavie confirment la stabilité de la structure de la personnalité du commandant ainsi que des capacités suffisantes pour exercer le métier de pilote professionnel. Il n'est pas exclu, mais fortement invraisemblable, que ces caractéristiques aient été différentes au moment de l'accident. En tout état de cause, l'analyse des 72 heures précédant l'accident ne fournit aucun indice qui pourrait corroborer une telle hypothèse.

À l'exception d'un « *oh, na, na* » à peine audible rapporté dans la transcription du CVR à 16:56:14 UTC, le commandant n'a plus parlé après 16:56:00 UTC. Bien que les débattements des commandes de vol enregistrés par le DFDR ne puissent être attribués explicitement au manche du commandant, on peut admettre avec une certitude quasi absolue que pendant cette brève phase finale du vol, le commandant possédait toutes ses facultés psychophysiques.

Après consultation d'ex-collègues de travail et de l'épouse du commandant, l'expression « *oh, na, na* » n'a pas pu être mise en relation avec une situation précise. Compte tenu des faits établis et de leur analyse, cette expression doit être attribuée à l'apparition d'un fait inattendu (*decluster mode*) et non à un malaise physique.

La séparation physique d'avec sa famille, due au changement de situation professionnelle, constitue un facteur de stress émotionnel évident. Quoi qu'il en soit, le commandant ne se trouvait dans un nouveau pays et dans un nouvel environnement culturel et linguistique que depuis quelques mois. Tous les témoignages convergent pour décrire une personne sociable, très fortement liée à son épouse et à ses enfants : en règle générale, ils avaient plusieurs contacts téléphoniques par jour. Apparemment, la possibilité d'un déménagement de la famille en Suisse avait été envisagée avec l'épouse. La charge émotionnelle résultant de la somme de tous ces facteurs ne doit pas être passée sous silence.

En résumé, les éléments recueillis permettent d'affirmer que, selon les critères psychologiques actuels, le commandant était en état de piloter un avion. Il convient de relever les facteurs déstabilisants et de stress émotionnel susmentionnés qui agissaient sur le plan subliminaire. Ceux-ci ne se répercutaient cependant pas obligatoirement de manière négative sur les capacités du commandant.

#### 2.2.1.1.7 Aspects médicaux

Selon tous les documents à disposition, au moment de l'accident le commandant était en bonne santé. Ni les antécédents médicaux ni le profil de risque du sujet n'indiquent un risque accru d'incapacité soudaine (*sudden incapacitation*) pouvant entraver l'aptitude à piloter du commandant. Les paramètres de vol enregistrés (CVR, DFDR) ne fournissent eux non plus aucun indice allant dans cette direction. Par ailleurs, de tels troubles ne peuvent être exclus avec une certitude absolue. Il convient donc d'analyser la probabilité d'une diminution brusque de l'aptitude à piloter du commandant, par exemple en raison d'une affection cardiaque ou neurologique soudaine.

- La quarantaine, non-fumeur, mince, le commandant pratiquait le sport avec modération. Les examens médicaux approfondis subis régulièrement n'indiquent aucun risque accru du métabolisme lipidique ou glucidique ainsi que de la fonction cardiaque. Il jouissait donc d'un profil de risque optimal en ce qui concerne les maladies circulatoires et leurs conséquences. Un tel profil n'exclut pas la survenance soudaine d'une maladie, mais il rend un tel événement extrêmement improbable.
- En outre, en cas de troubles soudains ou tout simplement d'indisposition d'un membre de l'équipage, ce dernier en informe en principe immédiatement son collègue. Ici également, on peut fortement douter que dans une situation analogue, le commandant ait omis d'en faire part au copilote.
- Enfin, on peut aussi admettre qu'en cas d'indisposition évidente (p. ex. perte de connaissance, fortes douleurs, etc.) d'un membre d'équipage, il y a de fortes chances que son collègue s'en rende compte rapidement et qu'il prenne immédiatement le contrôle de la situation. L'ordre du commandant « *set climb power* » donné à 16:56:00 UTC sur un ton normal et clairement compréhensible ne pouvait pas donner lieu à de tels soupçons de la part du copilote.

La somme de ces réflexions permet d'exclure avec une certitude quasi absolue une incapacité soudaine et évidente (*obvious sudden incapacitation*) du commandant avant l'accident.

Reste la possibilité d'une légère incapacité du commandant se traduisant par une compréhension et une analyse inadéquates des informations (*subtle incapacitation*). Une telle incapacité peut se manifester lors de légères dysfonctions neurologiques, cardiaques ou du métabolisme. Une hypoxie peut aussi se traduire par une incapacité de ce type. Toutefois, aucun indice ne permet de conclure positivement à l'une de ces causes.

La possibilité d'une légère incapacité du commandant peut donc également être qualifiée de hautement improbable.

Par contre, les traces de fénazépam retrouvées dans la dépouille du commandant permettent de conclure à la prise de ce médicament avant le vol, sans qu'il soit toutefois possible de préciser combien de temps avant. Les déclarations des témoins ne permettent pas de savoir si le commandant prenait ce médicament régulièrement ou même s'il présentait des symptômes d'accoutumance. Sur la base de la présence avérée de la substance active dans l'organisme du commandant et de l'extrait du rapport de l'Institut de médecine légale (IRM) produit ci-dessous, on peut tout au plus supposer un effet de ce médicament.

Examen toxicologique du taux musculaire de fénazépam (extrait du rapport de l'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-Muskelskonzentration 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. »

(fin de la citation de l'IRM, références bibliographiques dans le rapport original)

#### 2.2.1.2 Copilote

##### 2.2.1.2.1 Formation aéronautique et professionnelle

Les premières étapes de la formation du copilote ne mènent pas directement au métier de pilote de ligne.

Pendant et après sa formation de pilote, le copilote a exercé diverses activités, notamment celles de météorologue et, dans la compagnie Czech Airlines, de chef d'escale, de superviseur et d'agent commercial.

Même si sa situation familiale était apparemment propice à une carrière de pilote (son père était pilote), le copilote n'a pas emprunté pas cette voie tout de suite.

Il a été confronté pour la première fois aux règles de l'aviation commerciale lors de sa transition sur Saab 340B et de l'introduction aux routes chez Tatra Air, en 1997. C'est auprès de cette compagnie, et jusqu'à sa faillite en 1999, qu'il a eu sa première expérience, relativement courte, de pilote professionnel (à peine 1000 heures de vol). L'introduction aux routes s'est étalée sur 42 secteurs au lieu des 30 prévus.

Il a été engagé par Crossair peu de temps après la faillite de Tatra Air, après une introduction sur simulateur, un entraînement FMS, l'introduction aux routes et un vol de contrôle (*proficiency check*).

Il est évident que lors de son engagement et de son introduction chez Crossair, la procédure formelle, et habituellement suivie chez Crossair, « Sélection – Engagement – Formation – Introduction aux routes » n'a pas été respectée. La sélection, par exemple, est intervenue après que le copilote avait déjà été engagé. L'engagement lui-même n'a été effectif qu'après le début de la formation. Enfin, la déstructuration de l'organisation a été si loin que le copilote a déjà effectué des vols commerciaux deux jours avant la validité de sa licence de vol.

##### 2.2.1.2.2 Situation sociale

Le fait que le pilote est issu d'une famille de pilotes a vraisemblablement influencé son choix professionnel.

Très lié à sa famille, le copilote passait ses jours libres en Slovaquie auprès de sa femme et de son enfant dès qu'il le pouvait.

Financièrement, il bénéficiait du traitement d'un pilote de Crossair. Compte tenu du coût de la vie en République slovaque, son salaire était suffisant pour l'entretien de sa famille.

##### 2.2.1.2.3 Aspects psychologiques

Aucun indice ne permet de penser que le pilote souffrait d'une maladie psychique chronique. La possibilité d'une crise psychotique accompagnée de déréalisation peut être exclue car les enregistrements montrent qu'il avait conscience de la situation et parce qu'il s'est exprimé de manière compréhensible et adéquate jusqu'à peu de temps avant l'impact. On peut donc estimer avec une forte probabilité que ses facultés cognitives n'ont pas été diminuées au cours du vol examiné.

Les tests psychologiques approfondis subis lors des examens médico-psychologiques de routine effectués en Slovaquie confirment une structure de la personnalité à tendance légèrement instable mais des capacités suffisantes pour exercer le métier de pilote professionnel.

Au moment de l'accident, le copilote avait déjà pris des mesures en réaction aux facteurs de stress émotionnel manifestes (séparation physique de sa famille, nouvelle situation professionnelle dans un pays étranger avec une langue et une culture différentes) puisqu'il avait résilié son contrat de travail pour la fin janvier 2000.

Malgré le fait qu'il avait obtenu un permis de séjour pour sa femme et son enfant, le copilote n'a jamais fait émigrer sa famille. Même s'il avait résilié son contrat de travail, la charge émotionnelle était toujours présente. Elle pourrait même s'être accrue du fait du changement de travail et de vie que cela allait entraîner.

Son parcours de vie et les expertises psychologiques approfondies auxquelles il a été soumis pendant sa carrière de pilote (en particulier lors de l'évaluation de Crossair en août 1999) dénotent une résistance au stress plutôt faible (*higher emotional excitation*).

Au cours de l'évaluation menée par Crossair, le copilote avait tendance à s'impliquer et à intervenir avec réticence dans le cadre d'une équipe. Ces caractéristiques, bien que constatées, n'étaient cependant pas assez marquées pour le disqualifier dans le processus de sélection chez Tatra Air et chez Crossair.

Dans le cadre des procédures standard, ce type de faiblesse reste généralement sans conséquence. En fait, c'est un « privilège » des copilotes que de pouvoir se permettre encore un manque d'assurance. Néanmoins, dans la perspective des opérations sortant de l'ordinaire, ces traits de la personnalité recèlent un potentiel de risque qu'il est cependant impossible de quantifier. La composition de l'équipage contribue à augmenter ou à réduire ce risque. Les déficits de communication et de décision peuvent en revanche se cumuler si plusieurs membres de l'équipage ont un comportement analogue.

Concrètement, ces constatations se sont traduites de la manière suivante dans les instants qui ont précédé l'impact. Le copilote, remarquant que le sens de rotation de l'avion était incorrect, a réagi par une intervention discrète (16:56:12 UTC, « *turning left to Zurich east, we should left* »), ce qui était logique et correct dans l'hypothèse où il n'avait remarqué que le problème de rotation mais pas celui d'assiette.

Entre cet instant et le moment où un rétablissement allait devenir impossible (16:56:19/20 UTC), le copilote a disposé d'environ sept secondes pour réagir de manière ciblée. Selon des études psychologiques empiriques, cinq secondes est le temps minimal requis pour réagir convenablement à une situation nouvelle, inconnue et inattendue. Dans ce contexte, les systèmes dynamiques constituent un facteur de difficulté supplémentaire puisque les paramètres affichés changent rapidement et en permanence.

Si, en théorie, la réserve de sept secondes apparaît comme suffisante, il faut prendre en considération un certain nombre de facteurs rendant la situation plus complexe :

- Le problème de navigation a été constaté à un moment où le copilote était absorbé par l'exécution d'une procédure complexe (*power setting*).
- Une réaction adéquate aurait requis la définition immédiate de nouvelles priorités.
- Le fait que le danger n'ait été détecté qu'en partie (le sens de rotation mais pas l'assiette) a fait obstacle à une intervention plus ferme et au déclenchement d'une procédure d'urgence.
- En raison de l'absence de communication de la part du commandant, à cet instant le copilote ne disposait d'aucun signe extérieur d'urgence. Les accélérations étaient également inférieures aux seuils d'alarme sur tous les axes.
- L'intervention de ATC (16:56:17 UTC, « *Crossair 498 confirm you are turning left* ») a pu interrompre le copilote dans son analyse de la situation, mais elle n'en constituait pas moins une mise en garde essentielle. Dans la logique de son comportement, le copilote a accordé la plus grande attention à la communication avec ATC avant de reprendre le fil de son analyse.

La documentation sur la formation du copilote chez Tatra Air et Crossair montre que pendant toute sa carrière de pilote il a fait preuve d'une faiblesse latente quant à sa capacité à prendre des décisions et à fixer des priorités. Dans les rapports de qualification établis au cours de sa formation chez Tatra Air, l'attention du copilote a été attirée à plusieurs reprises sur le fait qu'il devait accorder la priorité aux communications avec ATC.

Le fait que le copilote a pris le temps de réfléchir à la dernière question de ATC permet de conclure qu'il n'avait pas perçu le danger dans toute sa dimension.

En résumé, dans le contexte qui nous intéresse l'état psychophysique du copilote ne peut être qualifié de pathologique au sens strict. Globalement, les éléments recueillis permettent d'affirmer que, selon les critères psychologiques actuels, le copilote était en état de piloter un avion. Il convient de relever les facteurs de stress émotionnel ainsi que la faible résistance au stress et la capacité décisionnelle limitée du copilote, qui agissaient sur le plan subliminaire. Ceux-ci ne se répercutaient cependant pas obligatoirement de manière négative sur ses capacités.

Le copilote a réagi de manière décidée (16:56:24 UTC, « *turning left, left, left, left .... left!* ») à un moment où aucune manœuvre de rétablissement ne pouvait être entreprise. Une prise en main simultanée des commandes par le copilote paraît probable sur la base des données examinées, mais elle ne peut être prouvée.

#### 2.2.1.2.4 Aspects médicaux

Selon tous les documents à disposition, au moment de l'accident le copilote était aussi en bonne santé. Ni les antécédents médicaux ni le profil de risque du sujet n'indiquent un risque accru d'incapacité soudaine (*sudden incapacitation*) pouvant entraver l'aptitude à piloter du copilote. Les paramètres de vol enregistrés (CVR, DFDR) ne fournissent eux non plus aucun indice allant dans cette direction. Les interventions du copilote enregistrées par le CVR dénotent un ton de voix calme et concis jusqu'à peu de temps avant l'impact.

On peut appliquer au copilote les mêmes réflexions que pour le commandant en ce qui concerne la probabilité de troubles de santé soudains pouvant entraver l'aptitude à piloter. De plus, puisque le copilote était plus jeune, son profil de risque médical peut même être qualifié de meilleur.

Dans son expertise toxicologique, l'IRM interprète comme ceci la très faible concentration d'alcool éthylique révélée par les analyses chimico-toxicologiques des tissus musculaires du copilote (citation) :

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

(fin de citation)

## 2.2.2 Environnement de l'équipage

### 2.2.2.1 Contexte social

Les deux pilotes ne vivaient en Suisse que depuis quelques mois et travaillaient sous des régimes de travail différents pour la compagnie Crossair. Aucun des deux n'était véritablement intégré dans le pays d'accueil. Les connaissances de l'une des langues nationales suisses nécessaires pour une telle intégration faisaient largement défaut dans les deux cas. Dans les deux situations, la proche famille résidait encore dans le pays d'origine. Tous deux avaient une situation financière modeste, caractéristique d'un immigré qui entretient sa famille au pays avec son revenu. La culture d'origine des deux pilotes était très différente de la culture suisse.

Aucun indice ne permet d'affirmer que les deux pilotes se connaissaient déjà avant la rotation, mais c'est une situation est très courante dans le milieu du pilotage en Suisse.

## 2.2.2.2 Contexte aéronautique général

### 2.2.2.2.1 Procédures

Au moment de l'accident, les procédures étaient pour la plupart conformes aux normes JAR-OPS 1 et publiées.

### 2.2.2.2.2 Heures de service

Les restrictions imposées en la matière ont été respectées.

### 2.2.2.2.3 Langue et communication

Les règles de communication étaient claires et publiées. L'anglais était la langue officiellement utilisée pour les check-lists et les procédures. Les deux pilotes ont respecté cette règle pendant toute la durée du vol.

On peut imaginer que, dans le cas présent, l'absence d'une langue maternelle commune, d'une part, et les connaissances d'anglais limitées des deux pilotes, d'autre part, ont rendu la communication verbale plus difficile face à une situation imprévue ou extrême.

## 2.2.3 Entreprise de transport aérien Crossair

### 2.2.3.1 Généralités

Crossair était alors dirigée par son fondateur et fortement empreinte de sa personnalité. La dernière instance de décision de la direction était cette personne. La « loyauté » était l'une des principales qualités attendues du personnel. Cet aspect était déterminant dans la manière d'aborder la critique et les conflits au sein de l'entreprise.

La différence de culture d'entreprise par rapport à Swissair se traduisait aussi par des différences fondamentales dans les secteurs des opérations et de la sécurité. Par exemple, Crossair n'a pas voulu d'un contrôle des pilotes au moyen d'un système d'acquisition des données auxiliaires (*auxiliary data acquisition system – ADAS*), même pour les avions sur lesquels cela aurait été possible du point de vue technique. L'argument fourni était qu'un tel contrôle reviendrait à espionner les pilotes.

La forte pression sur les coûts dans le secteur aérien à l'échelle mondiale s'est traduite, chez Crossair, par des salaires plus bas en comparaison nationale pour le personnel navigant. Ce facteur n'était pas sans influencer sur le recrutement du personnel et constituait l'un des motifs du conflit déjà mentionné opposant la direction à l'association des pilotes CCP.

Dans les années qui ont précédé l'accident, le marché du personnel navigant était complètement asséché, tant en Suisse qu'en Europe, ce qui a conduit les entreprises de transport aérien à engager de nombreux pilotes provenant d'autres pays, ayant des cultures différentes et dont la formation et l'expérience professionnelle étaient aussi différentes.

### 2.2.3.2 Structure

Le changement de structure de la flotte impliquant l'abandon de l'exploitation, par Crossair, des Saab 340B s'est traduit par une concentration sur quelques personnes des tâches relatives à la gestion de cette flotte.

L'instructeur de vol en chef du Saab 340B œuvrait simultanément comme chef de flotte pour ces appareils. Certaines décisions concernant le personnel, par exemple l'acceptation directe du grade de commandant lors de l'engagement d'un pilote, incombaient ainsi pratiquement à une seule et même personne.

### 2.2.3.3 Procédure de sélection des pilotes loués, engagés directement avec le grade de commandant

Le fait de renoncer à une évaluation formelle des pilotes loués, engagés directement avec le grade de commandant (*direct entry captains*) dans le cadre d'une procédure de leasing s'est traduit par un manque d'informations relatives à la personnalité et aux racines culturelles des personnes concernées. De fait, la procédure de sélection reposait dans une large mesure sur les compétences professionnelles. Compte tenu de l'importance de ces facteurs pour un CRM efficace, cette manière de procéder comportait un risque certain.

### 2.2.3.4 Procédure de sélection des copilotes

Les différentes étapes de la procédure de sélection des copilotes décrites dans la première partie du présent rapport peuvent être qualifiées de pratiques et appropriées. Il apparaît toutefois qu'à l'occasion la direction prenait des décisions contraires aux propositions du bureau de sélection.

### 2.2.3.5 Ambiance de travail

Le conflit du travail opposant l'association des pilotes à la direction a aussi été relayé par les médias et était empreint de part et d'autre d'une forte dose émotionnelle. Ce conflit n'était certainement pas propice à une bonne ambiance de travail.

Un conflit du travail figure au nombre des facteurs de stress induits par l'entreprise (*company stress*). Comme toutes les formes négatives de stress, celui-ci peut aussi entraîner une baisse de concentration chez les sujets concernés, et par là entraver la sécurité du travail, tout particulièrement dans les activités impliquant des procédures complexes.

Il convient toutefois de souligner que les deux pilotes du vol CRX 498 ne travaillaient pour Crossair que depuis quelques mois. Pour cette raison, il est probable qu'ils n'étaient pas véritablement concernés par ce conflit du travail.

## 2.2.4 Autorité de surveillance

Avec le temps, un rapport de confiance s'est instauré entre l'autorité de surveillance et des entreprises telles que Swissair et Crossair. Cette situation était notamment due au fait que ces entreprises avaient créé elles-mêmes les instruments d'assurance qualité qu'elles utilisaient. Il n'en reste pas moins que pendant des années, l'on a renoncé, dans une large mesure, à effectuer des contrôles formels dans les domaines des opérations et de la formation.

## 2.3 Aspects opérationnels

### 2.3.1 Présentation coordonnée dans le temps et analyse du déroulement du vol

Le 10 janvier 2000, l'avion HB-AKK opérant le vol CRX 842 en provenance de Guernesey (EGJB) a atterri à Zurich, puis il a rejoint la position de parcage F74 située non loin du seuil de la piste 28 à 16:00 UTC. Il a ensuite été préparé en vue du vol suivant. Aucune action de dégivrage n'a été entreprise.

L'équipage du vol qui a précédé le vol de l'accident a déclaré que l'avion ne présentait aucun déficit technique. Aucune autre anomalie n'a été constatée. Les deux équipages ont échangé quelques mots lors de la remise de l'avion à la nouvelle équipe. Aucun élément particulier n'a été observé à cette occasion.

Un collaborateur du personnel au sol (*red cap*) a également eu un contact avec l'équipage et n'a constaté aucune irrégularité.

Le vol CRX 498 à destination de Dresde (EDDC) a obtenu l'autorisation du service de contrôle du trafic aérien (DEL) à 16:39:14 UTC : « *runway two-eight, Dresden, Zurich East One Yankee departure, squawk three-zero-zero-four* » et a simultanément été invité à passer sur la fréquence du contrôle de l'aire de trafic (APRON). L'autorisation d'allumer les moteurs a été donnée à 16:45:00 UTC. À 16:49:22 UTC, le copilote a annoncé à APRON qu'il était prêt pour le roulage. Cette information a été corroborée par tous les enregistrements vocaux (CVR, DEL et APRON). Pendant cette phase, les deux pilotes ont exécuté divers travaux mais ne portaient pas leur garniture de conversation, raison pour laquelle les conversations n'ont été enregistrées que par le microphone d'ambiance (CAM). Ces enregistrements ne laissent aucun doute quant au fait que la mise en route des moteurs a été effectué conformément aux check-lists et aux procédures de Crossair.

La concentration régnait dans le cockpit et l'équipage n'a eu aucune discussion d'ordre privé.

Une brève interruption de l'assistante de cabine au début de la procédure de démarrage des moteurs a révélé une petite difficulté de communication entre l'équipage et l'assistante de cabine, difficulté qui a toutefois pu être résolue rapidement.

Les relations entre les pilotes et l'assistante de cabine étaient détendues.

En attendant l'autorisation de roulage, l'équipage, sur l'initiative du copilote, a exécuté quelques-uns des contrôles qui doivent être normalement effectués lors du roulage (*taxi check-list*). Cette mesure paraît appropriée car le trajet entre la position de parcage F74 et la piste de décollage est très court. De la sorte, l'équipage a pu prendre de l'avance sur les procédures prévues.

À 16:50:30 UTC, APRON a autorisé le vol CRX 498 à suivre un A320 de Swissair (SWR 014) jusqu'à la position d'attente de la piste 28. Cette communication a interrompu l'équipage dans sa mise au point de la procédure de décollage SID ZUE 1Y. L'interruption se traduit de la manière suivante dans la bouche du copilote : « *departure : we have Zurich East...* » Il n'est pas possible de savoir après coup si une discussion sur ce sujet avait déjà eu lieu avant le début des enregistrements du CVR. Dans la suite des opérations, aucun rappel de cette procédure n'a été enregistré.

Ayant reçu l'autorisation de roulage, le vol CRX 498 s'est mis en mouvement et l'équipage a encore effectué les derniers contrôles lors du roulage. Le point « *departure* » a été repris par le copilote, le commandant a confirmé par « *yeah* », puis le copilote a poursuivi : « *transponder, FMS checked* ». Le commandant a également confirmé ce point par « *yeah* ». Le point suivant de la check-list (*take-off briefing, speed bug*) a été mentionné, mais les enregistrements du CVR ne permettent pas de comprendre exactement la réponse du commandant. Il est cependant clair que par la suite il n'y a pas eu de briefing de décollage (*take-off briefing*) complet et que le calage de l'indicateur de cap (*speed bug*) a été contrôlé. On peut être quasi certain qu'un briefing de décollage en règle avait déjà été effectué (il n'existe cependant pas d'enregistrement CVR à ce sujet) et que l'équipage jugeait celui-ci approprié dans la situation présente. Si l'on se réfère à l'attitude générale du copilote, on peut aussi estimer que si ce briefing n'avait pas eu lieu précédemment il aurait suggéré de le faire à ce moment. Malgré deux interruptions radio, la liste des contrôles lors du roulage a été effectuée entièrement, ce que le copilote a confirmé à 16:52:14 UTC (« *taxi check is completed* »), alors que le commandant avait déjà donné confirmation de manière anticipée et pas tout à fait conforme à la procédure à 16:52:10 UTC.

Pendant le traitement des contrôles lors du roulage, le copilote a contacté la tour (TWR) à la demande de APRON, ce qui pourrait avoir semé le doute dans l'esprit du commandant quant à l'état de la check-list. En tout état de cause, il faut rappeler que le roulage s'effectuait dans l'obscurité et le commandant devait donc se concentrer sur ce qui se passait à l'extérieur de l'avion. À cet instant précis, le copilote accordait une grande priorité aux communications radio tout en conservant la vue d'ensemble sur les points en suspens de la check-list.

À 16:52:36 UTC, TWR a donné l'autorisation de s'engager sur la piste 28, sur quoi le commandant a commencé les contrôles lors de l'alignement (*line-up checklist*) à 16:52:41 UTC. Cette liste a été traitée de manière expéditive jusqu'au point autorisation de décollage (*take-off clearance*) ; il était alors 16:53:10 UTC. Copilote : « ... *next take-off clearance* » ; commandant : « *to go...* »

Après que l'avion s'est aligné sur la piste, il a dû attendre un assez long instant en raison de la situation du trafic. Le commandant suivait les communications radio des autres avions et les a même commentées dans un cas. Cela démontre qu'il était attentif et que son attention n'était pas diminuée. Après une demi-minute de silence, le copilote a tenté une remarque personnelle : « *in Slovakia only two runway ... runways have center line...* ». Le commandant n'y a pas répondu et 14 secondes plus tard, TWR a donné l'autorisation de décollage.

L'autorisation de décollage est arrivée à 16:54:00 UTC avec l'information suivante sur les vents : 300°/3 kt. Selon ATIS les conditions météorologiques à 16:50 UTC étaient les suivantes : vent au sol direction 290° à 2 kt ; visibilité 6 km ; bruine, base des nuages à 500 ft AGL ; température 2° C ; point de rosée 1° C ; QNH 1032 hPa. L'avion a commencé sa course au décollage à 16:54:10 UTC, dans l'obscurité, phares d'atterrissage allumés et volets de courbure à zéro degré (position normale). Précédemment, le commandant avait demandé : « *are you ready ?* », à quoi le copilote avait répondu en mentionnant le dernier point de la liste des contrôles lors de l'alignement : « *take-off clearance* ». Le commandant avait confirmé par « *received* » et le copilote avait conclu : « *line-up checklist completed, ready* ».

La course au décollage et le décollage lui-même se sont passés sans encombre. L'équipage a rentré le train d'atterrissage très tôt avec la garde au sol minimale, en suivant cependant correctement les étapes de la procédure.

Après le décollage, le train d'atterrissage a été rentré, puis le directeur de vol et le mode de navigation ont été activés sur ordre du commandant. Les deux pilotes ont ensuite confirmé que le système de navigation pour les grandes distances numéro 1 était engagé (« *LRNI captured* »). Cette procédure était usuelle sur la flotte de Saab 340B de Crossair car le FMS installé permettait la navigation sur les itinéraires de décollage RNAV. Le FMS a été affiché sur les instruments du pilote aux commandes. Dans le cas présent, le commandant était le pilote aux commandes et le FMS a été utilisé comme système de navigation primaire (LRN 1).

Après l'enclenchement du directeur de vol, celui-ci s'est affiché sur l'EADI des deux pilotes. À 16:54:45 UTC, le commandant a ordonné : « *flight director on* » et le copilote lui a donné quittance à 16:54:47 UTC : « *flight director on* ». Sur le Saab 340B, le directeur de vol est représenté sous forme de barres en V. Au début, le directeur de vol était en modes *heading* (cap ; mode latéral) et *speed* (vitesse ; mode vertical).

À 16:54:48 UTC, le commandant a ordonné : « *arm NAV* ». Le copilote a alors armé le mode de navigation LRN (*LRN mode*) du directeur de vol et confirmé, à 16:54:49 UTC : « *LRN 1 is captured* ». Cette procédure a remplacé les paramètres latéraux de l'indicateur de cap (*heading bug*) par les paramètres plus complexes du FMS. À la fin du processus d'armement du mode de navigation, l'inscription *LRN 1* est apparue dans l'angle supérieur gauche de l'EADI, confirmant ainsi que le directeur de vol traitait les ordres de commandes du FMS. En contrôlant cet affichage, le commandant a confirmé à 16:54:52 UTC : « *LRN 1... captured* ».

L'avion, piloté par le commandant (pilote aux commandes), est passé à un vol de montée stabilisé ; le tangage était de 15° ANU et la vitesse de 136 KIAS. Les enregistrements du DFDR ont confirmé que, par la suite, l'autopilote n'a jamais été enclenché. Selon les enregistrements du CVR, le copilote a continué d'occuper le rôle de pilote assistant pendant toute la durée du vol. La base des nuages ayant été signalée à 500 ft AGL, il est probable qu'au-dessus de 1900ft AMSL l'avion a rencontré des conditions de vol aux instruments.

Remarque : répartition des tâches entre le commandant et le copilote

L'utilisation de l'autopilote aurait très certainement permis d'éviter l'accident puisqu'il aurait empêché l'avion d'atteindre des valeurs d'assiette extrêmes. Les tâches d'assistance dévolues au copilote étaient très complexes et nécessitaient une grande concentration. Les instruments et les commandes utilisées par le copilote à ce moment précis ne se trouvaient pas dans le même angle de vision que l'indicateur d'assiette et de cap. Chez Crossair, la répartition des tâches dans la phase du décollage était toujours la même. En particulier, le décollage était toujours l'apanage du commandant, si bien que les copilotes ne disposaient que de peu d'expérience sur le pilotage de l'avion dans cette phase ainsi que sur les difficultés pouvant survenir. Il est possible que cela soit la raison pour laquelle le copilote du vol CRX 498 n'a accordé que peu d'attention à la route et à l'assiette lorsque le commandant était aux commandes de l'avion.

Le commandant a alors exécuté la procédure de synchronisation verticale (*vertical synch*) dans le canal de commande vertical du directeur de vol. La vitesse de croisière visée de 126 KIAS, calculée avant le décollage, induisait un tangage trop élevé en raison du faible poids de l'avion et de la température extérieure plutôt basse. Le tangage est limité à 15° ANU. Avec cette valeur, la nouvelle vitesse visée a été calculée à 137 KIAS. Cette vitesse a ensuite été définie comme nouveau paramètre théorique pour le directeur de vol en pressant sur le bouton de synchronisation verticale qui se trouve sur le manche. Cette valeur s'est affichée dans l'angle supérieur droit de l'EADI.

La trajectoire suivie au début (cap 276°) était dans l'axe de la piste jusqu'à 16:55:05 UTC. Le vol CRX 498 a alors passé sur la fréquence de DEP. Ensuite, les enregistrements radar indiquent un changement de trajectoire de 5° sud, ce qui coïncide avec le cap enregistré de 271°. Cette légère déviation a été réduite avant le passage au-dessus du point de navigation DME 2.1 KLO au moyen d'une courbe à droite.

Remarque :

L'enquête n'a pas permis de trouver une explication exhaustive à cette dérive vers le sud. Cette dernière ne dépassait pas 100 m par rapport à la route prévue et se situait donc dans les limites de tolérance de la navigation latérale. Par contre, les enquêteurs ont pu déterminer, en comparant la trajectoire d'environ 350 avions du type Saab 340B de la piste 28 en janvier 2000 (avec différentes conditions de vent), que la trajectoire du vol de l'accident était la plus au sud.

Le passage sur la fréquence radio de DEP a été ordonné par le contrôleur de la circulation aérienne de TWR : « *Crossair four nine eight, contact departure, adé* ». Le copilote a enchaîné « *departure, Crossair four nine eight, bye* » puis il a commuté la radio sur la fréquence présélectionnée et a remarqué, à l'adresse de l'équipage, « *calling* ».

L'équipage a pris contact avec DEP à 16:55:09 UTC : « *Grüezi departure, Crossair four niner eight, crossing two thousand eight hundred now* ». Le contrôleur de la circulation aérienne a répondu à peine 5 secondes plus tard, à 16:55:15 UTC, en donnant l'autorisation de monter au niveau de vol 110. Simultanément, le commandant demandait : « *aaah... CTOT/APR off* ».

Cet ordre s'inscrivait dans le déroulement logique des procédures après le décollage (*after take-off procedures*). À cet instant précis, le fait que le contrôleur de la circulation aérienne n'avait pas encore répondu à l'appel du copilote doit avoir échappé au commandant. Cet élément constitue la première superposition de tâches induite par l'équipage au cours de ce vol.

Le copilote avait désormais pour mission de poursuivre les communications radio avec DEP et de mettre en œuvre l'autorisation de prendre de l'altitude. Il a donné la priorité à ce processus par rapport à l'ordre du commandant qui lui demandait de déclencher le CTOT/APR, une procédure relativement complexe.

Les enquêteurs se sont aussi intéressés aux modulations de la voix du commandant lorsqu'il donnait des ordres. En effet, ses ordres étaient donnés sur un ton légèrement chantant, un peu déconcertant, nettement perceptible dans l'expression « *aaah... CTOT/APR off* ». Selon plu-

sieurs témoins, ces intonations inusuelles étaient une habitude du commandant et ne sont pas le signe d'un malaise psychique ou physique. Les analyses toxicologiques ayant confirmé la présence de fénazépam dans le sang du commandant, une substance qui peut entraîner une diminution des facultés du sujet, il n'est pas exclu que cette intonation particulière soit aussi due, en partie, à l'effet de ce médicament.

Après avoir donné quittance de l'autorisation de DEP, le copilote a réglé l'instrument de présélection d'altitude avec alerte (APA) au niveau 110 et a demandé confirmation à 16:55:21 UTC : « *one one zero, confirm* ». Le commandant a répondu une seconde plus tard « *checked* », marquant ainsi la fin de cette procédure exécutée rapidement et en entier.

À 16:55:22 UTC, le commandant a de nouveau ordonné « *CTOT/APR off* ». Le copilote a répondu – à l'intérieur du cockpit et très doucement – « *coming* », puis il a commencé les manipulations.

Pratiquement au moment où cette procédure s'achevait, à 16:55:39 UTC, l'équipage a reçu l'ordre de DEP de virer à gauche pour se diriger directement vers le radiophare omnidirectionnel *Zurich East (VOR ZUE)* : « *four nine eight, turn left to Zurich East* ». Le copilote a une nouvelle fois donné la priorité aux communications radio par rapport à ses autres tâches et à retourné l'ordre correctement par radio à 16:55:41 UTC : « *turning left to Zurich East, Crossair four niner eight* ».

Immédiatement après avoir reçu et confirmé l'autorisation de virer, le copilote a commencé à reprogrammer le FMS. Ce processus a eu lieu entre 16:55:41 UTC et 16:55:45 UTC. Il s'est achevé par l'activation du nouveau routage à 16:55:45 UTC.

Au moment même où l'équipage recevait l'ordre de DEP de virer à gauche, l'avion atteignait le point de navigation DME 2.1 KLO. À cet endroit, la procédure de décollage SID ZUE 1Y prévoit l'amorce d'un virage à gauche afin de capter puis de suivre la *radial 255* de VOR KLO. Les données enregistrées par le DFDR confirment d'ailleurs que l'avion a effectivement tourné à gauche pendant quelques secondes avant d'amorcer un virage à droite.

L'analyse des données du DFDR a montré que l'amorce du virage à gauche s'est effectuée avec un taux de roulis de 3°/s, ce qui laisse à penser que cette manœuvre a été effectuée en suivant le directeur de vol. À noter cependant que celui-ci traitait encore les paramètres fournis par le FMS sur la base de la programmation originale de ZUE 1Y. L'avion a commencé à s'incliner vers la gauche à 16:55:41 UTC. Le roulis à gauche a atteint sa valeur maximale de 16,9° à 16:55:45 UTC. Ensuite, la nouvelle programmation du FMS est entrée en action.

La procédure de programmation ne s'est pas déroulée conformément aux procédures standard d'opération en vol de Crossair, lesquelles décrivent clairement la répartition des tâches. Le résultat est que la commande « *direct to (DTO) – left – ZUE* » a été programmée uniquement comme « *direct to – ZUE* ».

## Remarque :

L'option de programmation qui permet de spécifier le sens de rotation lors de la procédure « *direct to* » est une particularité du FMS UNS-1K installé dans l'avion accidenté. Normalement, un FMS calcule le changement de direction en fonction de la position de l'avion par rapport au point de navigation suivant et du cap réel. En vol de croisière, ce changement n'est que de quelques degrés, voire quelques dizaines de degrés, mais dans la zone de circulation d'aérodrome, des angles plus importants sont parfois nécessaires lors de l'approche ou du décollage. Lorsque le changement de direction est supérieur à 180°, le FMS choisit l'angle le plus faible, de l'autre côté. C'est dans ces cas que l'option « gauche » ou « droite » du FMS UNS-1K intervient en permettant de choisir le sens de rotation, autorisant ainsi un changement de direction pouvant atteindre 359°.

Si aucun choix n'est fait (sélection du mode automatique ou annulation), le système passe en mode automatique et choisit le sens de rotation le plus court.

## Remarque : utilisation du système de gestion de vol (FMS)

Le FMS a été utilisé de manière impropre et à un moment défavorable sur le plan tactique. Lors de la programmation du FMS, le commandant n'a probablement pas réalisé que la commande « *direct to* » (DTO) a été saisie sans l'indication du sens de rotation. Les deux pilotes savaient peut-être que le FMS choisit le chemin le plus court lorsque l'on saisit la commande non spécifique *DTO – ENTER*. Mais il est difficile de penser qu'à cet instant ils étaient conscients du fait que l'angle le plus petit se trouvait à droite, compte tenu de leur position et du cap actuels.

Le copilote a programmé le FMS seul, alors que la procédure prévoit une surveillance et un contrôle par le pilote aux commandes. Ce dernier était absorbé par le pilotage manuel de l'avion. Il est prouvé que la commande « *left* » n'a pas été donnée, si bien qu'avec un cap de 271° et une ligne de position de 068° vers ZUE, le FMS devait commander un virage à droite. C'est aussi le copilote qui a activé la programmation du FMS (*ENTER*), il avait donc la possibilité de lire le sens de rotation vers ZUE sur la CDU du FMS.

Ce premier écart par rapport aux procédures standard a rompu le cycle « Ordre - Exécution - Contrôle ». C'est pourquoi l'erreur – qui ne devait pas obligatoirement conduire à une situation de danger et ne constituait encore qu'une erreur de navigation – n'a pas été décelée.

À 16:55:47 UTC, le copilote a informé le commandant (pilote aux commandes) qui pilotait manuellement qu'à partir de la position actuelle, le système LRN 1 était programmé pour ZUE (« *from present, LRN is to Zurich East, yeah* ») et le commandant lui a donné quittance par « *checked* ». L'ordre de virer à gauche donné par DEP n'a toutefois pas été mentionné.

## Remarque :

Étant donné qu'à 16:55:45 UTC le roulis à gauche a atteint son maximum à 16,9° pour diminuer par la suite et passer à une inclinaison à droite à partir de 16:55:52 UTC, on peut estimer que le changement de direction a été provoqué par la saisie d'un « *direct to* » dans le FMS (LRN1). Compte tenu de la répartition des tâches dans le cockpit, on peut estimer le copilote a activé la programmation (*ENTER*) avant d'en informer le commandant, à 16:55:47 UTC. Le FMS UNS-1K présente la caractéristique particulière de ne plus afficher le sens de rotation après l'activation de la programmation.

À ce moment l'avion effectuait un virage à gauche, ce dont le commandant pouvait avoir confirmation par les affichages de l'indicateur d'assiette et de cap. Il a entendu l'ordre radio du contrôleur de la circulation aérienne et la confirmation du copilote de virer à gauche en direction de ZUE. Il a aussi vu très distinctement sur son EHSI l'indicateur de cap du FMS (flèche de

couleur magenta) se déplacer dans le sens inverse des aiguilles d'une montre – donc vers la gauche – pendant environ 3 secondes du cap actuel de 225° vers le nouveau cap 068°. Cela était possible car l'aiguille avait déjà pivoté sur le nouveau cap 225°, nécessaire comme cap de référence (*interception heading*) sur la ligne de position KLO 255°. L'EHSI ne reçoit que le signal électrique du nouveau cap et pas d'indication sur le sens de rotation calculé par le FMS. C'est pour cela que l'aiguille s'est dirigée du côté de l'angle le plus petit, c'est-à-dire dans le sens inverse des aiguilles d'une montre.

Plusieurs impressions ont donc pu conforter le commandant dans l'idée que le virage à gauche allait se poursuivre. Cette interprétation partielle peut avoir été favorisée par une diminution de la capacité d'analyse du commandant due aux effets du médicament mentionnés précédemment.

Le virage à droite induit par la programmation du FMS a également été commandé par le directeur de vol au moyen d'un taux de roulis de 3°/s ; le point zéro (*wings level*) a été atteint à 16:55:52 UTC. Le changement de commande gauche - droite n'a en aucun cas été brusque. Il est donc possible que le commandant ait interprété les débattements des commandes à droite comme un mouvement de stabilisation du virage à gauche.

Remarque :

La stabilité spirale de cet avion est telle que le roulis doit être stabilisé par des débattements contraires des commandes, sans quoi il augmente de lui-même si les ailerons restent en position neutre.

Dans cette phase, le copilote était de nouveau absorbé par l'exécution des ordres de routine donnés par le commandant (« *CTOT/APR off, yaw damper on, bleed air on* ») et par le maintien du contact avec l'organe de contrôle de la circulation aérienne. Tous les paramètres de vol indiquaient alors un vol de montée stabilisé avec des débattements des gouvernes corrects. Les communications internes ne permettent pas de conclure à quelque difficulté que ce soit. Au contraire, aucun des pilotes n'a remarqué l'inversion du sens de rotation.

Entre 16:55:47 UTC et 16:55:55 UTC l'avion s'est incliné sur la droite à raison de 3°/s et le tangage est resté constant entre 13 et 14° ANU. Cette situation correspond à un virage à droite commandé par le directeur de vol (DTO ZUE) qui est effectué correctement, comme l'on démontré plusieurs vols de comparaison. À 16:55:55 UTC, le roulis avait atteint 8,4° à droite.

De 16:55:55 UTC à 16:56:00 UTC, le taux de roulis a augmenté et le nez de l'appareil a commencé à descendre, passant de 14,2° à 10,8° ANU. À ce moment, le roulis avait atteint 31,0°, le commandant a donné l'ordre « *set climb power* ».

Remarque :

Le directeur de vol transmet des commandes de roulis jusqu'à une inclinaison latérale de 27°. À l'approche de cette valeur limite, ou lorsque celle-ci est dépassée, le directeur de vol donne un ordre de roulis en sens contraire. C'est ainsi qu'à 16:56:00 UTC le directeur de vol a affiché une commande de roulis à gauche ainsi qu'une commande de montée.

Le roulis s'est enfin stabilisé entre 39 et 42° à droite pendant sept secondes (de 16:56:03 UTC à 16:56:10 UTC) suite à plusieurs débattements des commandes. Mais le tangage continuait à diminuer puisque aucun débattement du gouvernail de profondeur n'est intervenu pour compenser la perte de portance induite par l'ampleur du roulis. Le tangage s'est stabilisé à 16:56:06 UTC grâce à des débattements du gouvernail de profondeur et est resté aux alentours de 1° ANU pendant quatre secondes. En conséquence, l'avion a atteint son altitude maximale au cours de ce vol, soit 4720 ft AMSL. La vitesse avait augmenté de 139 à 158 KIAS. Selon les déclarations de l'équipage du vol précédent (SR014) le sommet des nuages se situait aux alentours de 5000 ft AMSL à ce moment.

Dans cette phase pas, plus que dans la précédente, les communications à l'intérieur du cockpit ne fournissent d'indices permettant de savoir si l'un des deux pilotes avait identifié l'anomalie de la trajectoire ou de l'assiette. Rien ne permettait au copilote de soupçonner une éventuelle inca-

pacité légère (*subtle incapacitation*) du commandant. Au contraire, l'ordre de routine « *set climb power* » du commandant semblait plutôt indiquer que le vol se poursuivait normalement. Le copilote a de nouveau confirmé l'ordre en disant « *coming* ». L'enclenchement de la puissance de montée l'a alors amené à porter son attention sur le secteur central du cockpit où se trouvent les manettes de puissance (console centrale) et les témoins des moteurs (au milieu du tableau de bord). De ce fait, son regard portait sur une zone relativement éloignée des indicateurs d'assiette et de cap, qu'il pouvait toutefois maintenir dans son champ de vision. L'affichage du MFD lui était plus accessible.

À 16:56:10 UTC a commencé un intervalle de neuf secondes, donc jusqu'à 16:56:19 UTC, pendant lequel l'assiette a été de moins en moins stable. Cette phase est caractérisée par des débattements désordonnés des ailerons vers la gauche et vers la droite. Sur le plan aérodynamique, l'avion s'est comporté conformément à ces débattements. Les débattements des ailerons vers la droite étant dominants, le roulis est passé progressivement de 42 à 80° à droite. Comme le gouvernail de profondeur était pratiquement en position neutre, avec une telle inclinaison latérale le tangage a augmenté jusqu'à 25° AND. L'avion a alors rapidement perdu de l'altitude et la vitesse a augmenté jusqu'à 207 KIAS.

Les indicateurs d'assiette et de cap ont alors radicalement changé d'apparence. Le directeur de vol affichait une commande de montée dans la partie supérieure de l'instrument (6° au-dessus de la maquette de l'avion) et une commande de roulis à gauche dans la partie gauche de l'instrument (inclinaison de 15° à gauche) alors que la ligne d'horizon (trait séparant la zone brune de la zone bleue) était affichée en biais dans le tiers supérieur droit de l'EADI. Dans le même temps, le gyrocompas tournait en moyenne de 5°/s dans le sens inverse des aiguilles d'une montre sur l'EHSI et le MFD. Sur l'EHSI, l'indicateur de cap fixé sur 276° tournait avec la rose du gyrocompas.

**Remarque : interprétation des instruments**

Les instruments de l'avion accidenté étaient conformes à la conception traditionnelle en Occident et étaient aussi très répandus. Il convient cependant de remarquer que les indicateurs d'assiette et de cap et les instruments de navigation n'étaient pas conçus de manière optimale pour l'interprétation des attitudes de vol inhabituelles. Ils n'étaient pas non plus dotés de fonctions auxiliaires permettant de déceler et d'empêcher des évolutions défavorables. Le système ne proposait pas non plus de solution.

À ce moment, il était déjà très difficile d'interpréter correctement les informations de l'EADI ; ce type d'affichage présente une visualisation intégrée des paramètres de tangage et de roulis qui complique particulièrement l'exercice d'abstraction. Cela est accentué par le fait que les horizons artificiels de conception russe offrent une représentation dans laquelle les inclinaisons latérale et longitudinale sont dissociées et peuvent toujours être lues directement et indépendamment l'une de l'autre. Dans le cas du vol analysé, l'inclinaison latérale était visualisée par l'angle formé par le déplacement de la ligne d'horizon de l'EADI sur la couronne de l'instrument. La dominance du brun et la fuite de la ligne d'horizon vers le coin supérieur gauche en rendaient la lecture de plus en plus difficile. L'index de roulis a dépassé la limite de graduation de l'échelle lorsque l'inclinaison latérale est passée au delà de 60°. L'indication de tangage ne correspondait alors plus vraiment à un déplacement vertical de la ligne d'horizon par rapport à la maquette de l'instrument. À mesure que le roulis augmentait, l'indication de tangage devenait plus une interprétation du centre de la ligne d'horizon par rapport à la maquette. En virage sur la tranche par exemple, un changement du tangage provoque un déplacement latéral de la ligne d'horizon.

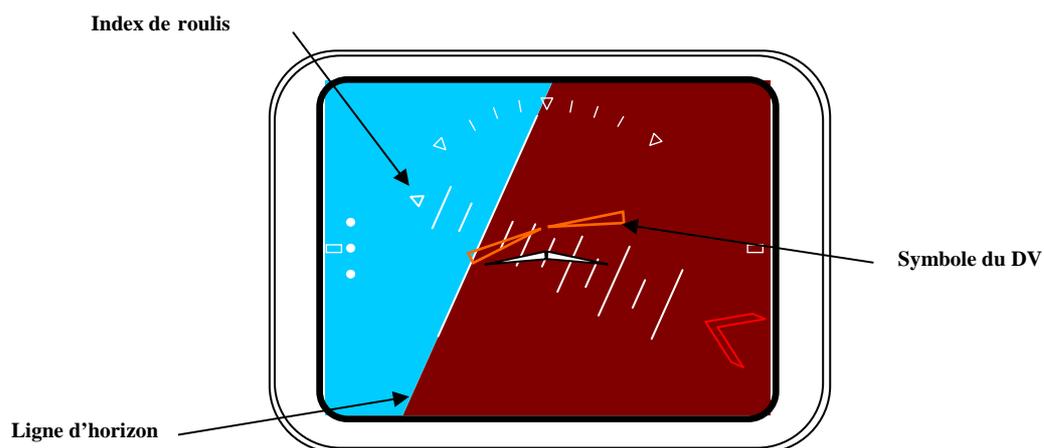


Illustration : Affichage de l'EADI avec le symbole du directeur de vol pour un roulis de  $65^{\circ}$  à droite et un tangage de  $15^{\circ}$  AND

Il est fort probable qu'à cet instant la perplexité du commandant face à l'assiette actuelle a pris le dessus. Il avait de la peine à interpréter l'EADI et à faire coïncider la trajectoire et l'assiette dans sa représentation mentale. Là encore, il ne faut pas exclure la possibilité que ses facultés aient pu être diminuées sous l'effet des médicaments.

Remarque : rappel des modèles appris précédemment (heuristique)

De plus en plus perplexe face à la situation, le commandant a fait appel aux modèles de résolution des problèmes appris précédemment. Cette perplexité face à l'assiette et aux corrections à entreprendre a été renforcée par le fait que le commandant avait été formé sur des instruments de conception russe et qu'il s'est probablement remémoré et a utilisé des modèles de réaction datant de ce temps-là. Il convient d'ajouter que le commandant n'avait pas eu l'occasion d'entraîner d'autres modèles de réaction.

En se remémorant les modèles de résolution des problèmes appris par le passé (heuristique), le commandant a pu interpréter la situation qui se présentait à lui de la manière suivante :

- La dominance du brun dans l'affichage de l'EADI était pour lui une indication claire d'un tangage négatif (*attitude nose down – AND*). Mais à ce moment-là il n'était probablement plus en mesure de le percevoir car il était de plus en plus absorbé par le problème de roulis.
- Sur les horizons artificiels de conception russe, l'angle de roulis se lit à l'extrémité de l'aile la plus basse de la maquette d'avion sur une échelle graduée située sur la couronne de l'instrument. Dans le cas présent, l'angle d'inclinaison pouvait être lu de deux manières : premièrement à l'aide du symbole du directeur de vol de couleur magenta situé dans l'affichage qui indiquait un roulis de 12° à gauche ; deuxièmement avec la ligne d'horizon dont l'inclinaison à gauche allait croissante.
- De plus, l'indicateur de cap de l'EHSI se déplaçait à raison d'environ 5°/s dans le sens inverse des aiguilles d'une montre, ce qui pourrait être la cause d'une confusion avec l'indicateur de cap d'un gyrocompas de conception russe qui afficherait lui aussi une rotation dans le sens contraire des aiguilles d'une montre lors d'un virage à gauche.

Ces éléments permettent d'expliquer comment le commandant a pu avoir la confirmation, dans son esprit, que le virage à gauche se poursuivait.

Au début de cet intervalle, à 16:56:11.7 UTC, le copilote a attiré l'attention du commandant sur le fait qu'il fallait virer à gauche vers ZUE : « *left, we should left* ». Cette intervention montre qu'il avait remarqué sur le MFD qui se trouvait dans son champ de vision que l'avion virait à droite. À ce moment-là, la rose du gyrocompas tournait dans le sens inverse des aiguilles d'une montre sur le MFD. En voyant le MFD, le copilote pouvait constater que le sens de rotation était faux, mais il ne parvenait pas ramener la cause à l'erreur de programmation dans le FMS. Il n'avait pas non plus d'indication directe sur la situation extrême de l'assiette et n'avait d'ailleurs aucune raison d'avoir des doutes à ce sujet. En effet, le commandant n'a donné aucune information laissant prévoir les difficultés auxquelles il était confronté et les accélérations sont restées inférieures aux limites de perception sur les trois axes.

À 16:56:14.6 UTC, le commandant a murmuré pour lui « *Oh... na, na* ». Le roulis était de 65,8° à droite, c'est-à-dire une valeur au delà de laquelle toutes les données de l'EADI disparaissent à l'exception des références d'assiette (*declutter mode*). L'apparence de l'instrument a donc radicalement changé et s'est présentée sous une forme que probablement ni le commandant ni le copilote n'avaient jamais eu l'occasion de voir auparavant.

Cela devait constituer pour les deux pilotes, notamment pour le copilote, une incitation à analyser l'attitude de vol inhabituelle.

Trois secondes plus tard, soit au milieu de la phase d'analyse et d'interprétation de la situation par le copilote, DEP a demandé confirmation que l'avion virait bien à gauche. Une fois de plus, le copilote a donné la priorité à la communication radio et répondu « *moment please, standby* ». Sur quoi DEP a ordonné à l'équipage de poursuivre son virage à droite (16:56:21 UTC). La réponse flegmatique du copilote ne reflétait toutefois pas nécessairement son état émotionnel. Il était déjà en situation de stress, était chargé de plusieurs tâches (enclenchement de la puissance de montée, communications radio, problème de navigation) et confronté simultanément à un affichage extrême des indicateurs d'assiette et de cap. Sa tâche est alors devenue extraordinairement difficile, car il n'était pas préparé à cette situation, qui était d'ailleurs à l'opposé de l'atmosphère calme et routinière qui avait régné dans le cockpit jusqu'à ce moment. La respira-

tion du copilote, que l'on perçoit plus profonde, est un indice supplémentaire de cette situation de stress.

Remarque : temps de réaction

Réagir à un changement brusque et radical de la situation ou à une évolution diamétralement opposée à ses attentes est un processus complexe qui nécessite nettement plus de temps qu'une réaction simple de type réflexe. La manière de réagir dépend aussi fortement de facteurs tels que la personnalité, l'éducation ou le contexte. Cinq secondes après s'être rendu compte de la situation et avoir signalé que le sens de rotation était incorrect, le copilote a commencé à respirer plus profondément et plus rapidement, signe qu'il avait commencé à rechercher une solution mais aussi, peut-être, qu'il commençait à être sous l'emprise de la peur. Ce n'est qu'après une interruption radio due à l'organe de contrôle de la circulation aérienne, à qui il donnait toujours la priorité, que le copilote a pu reprendre sa réflexion, soit douze secondes après avoir perçu le problème. Sa réaction était dans la logique de son tempérament et de la structure de sa personnalité : d'abord verbale puis, éventuellement, physique. Mais à cet instant, la dernière possibilité de sauver l'avion était déjà passée.

Dans le dernier segment du vol, qui ne devait durer plus que huit secondes, l'avion a entamé une descente en spirale. En raison de débattements massifs des ailerons, l'avion a atteint sa valeur de roulis maximale au cours de ce vol, soit 137°. À la fin des enregistrements du DFDR elle était encore de 76° à droite. Les moteurs fournissaient toujours une grande puissance. Le nez de l'avion s'est enfoncé jusqu'à la fin des enregistrements (16:56:25 UTC) pour atteindre 63° AND avec une vitesse de 285 KIAS. L'avertisseur de dépassement de vitesse a retenti lorsque la vitesse a atteint 250 KIAS. À 16:56:23.8 UTC le copilote a encore une fois fait vivement remarquer au commandant qu'il fallait virer à gauche (« *turning left, left, left, left ... left* »).

Remarque : communication

Pendant toute la période d'observation, les communications de l'équipage se sont limitées au strict minimum. Les faits avérés ainsi que les éléments qui ressortent de la biographie des deux pilotes laissent supposer que l'atmosphère qui régnait à bord ne pouvait laisser que peu de place à la spontanéité. Les deux pilotes ne pouvaient communiquer entre eux qu'en anglais, une langue étrangère et dont ils ne maîtrisaient que les expressions hautement standardisées propres au secteur aéronautique. Il n'est pas aisé d'évaluer dans quelle mesure cela peut avoir eu une influence sur la spontanéité de la communication dans le cockpit. Ce qui est toutefois certain, c'est que dans ces conditions, la personne aura plutôt tendance à réfréner une réaction spontanée face à une situation inattendue, comme une onomatopée ou un gros mot. De plus, l'équipage ne possédait visiblement pas d'un vocabulaire suffisant pour réagir verbalement à une anomalie de l'assiette – contrairement à ce qui se serait passé en cas de panne technique, par exemple.

À cet instant, le copilote avait vraisemblablement saisi la situation et interprété correctement les paramètres de vol, alors que le commandant, lui, commandait des débattements erratiques des ailerons, mais n'avait plus aucun contrôle sur l'assiette. Il est fort probable que sa perplexité était telle qu'il n'a pas compris la situation jusqu'à la fin. À 16:56:20 UTC il était cependant trop tard pour une intervention fructueuse du copilote car la faible altitude ne permettait plus de redresser l'avion (*engineering analysis*).

L'avion s'est écrasé à 16:56:27.2 UTC dans un champ à proximité de Au, Nassenwil/ZH (coordonnée : 677 850/258 200).

### 2.3.2

#### Répartition des tâches

Pour mieux visualiser le déroulement des opérations et les cycles de communication, les enquêteurs ont établi un tableau (cf. annexe 3). L'objectif était de visualiser les phases d'absorption de l'attention des pilotes. Il s'agissait aussi de déterminer si les procédures opérationnelles de l'équipage double ainsi que les procédures en boucle fermée (*closed loop procedures*) ont été

respectées, autrement dit, si les actes des pilotes se sont déroulés de manière synchronisée et normale.

Ce tableau montre que dans la phase critique du vol (à partir de 16:55:39 UTC), le commandant était complètement absorbé par le pilotage manuel de l'avion et par les instructions à donner selon les SOP. Le copilote était lui très occupé à l'exécution, parfois complexe, de ces instructions et au maintien des communications radio.

### 2.3.3 Analyse des actions de l'équipage

L'analyse temporelle des événements a montré que, pendant ce bref vol, la principale charge de travail incombait au copilote, ce qu'illustre bien le fait que sur une durée totale de 1 minute et 54 secondes (du décollage à l'impact) celui-ci n'a disposé en tout et pour tout que de dix secondes, au début du vol de montée, pour se consacrer exclusivement à la surveillance de l'assiette. Pendant le reste du vol, il a été constamment occupé par des manipulations ou par les communications radio.

D'une manière générale, on remarque chez le copilote une précision exagérée des manipulations, une précision qui va souvent aux dépens de la rapidité (un enregistrement vidéo effectué lors de sa formation de transition témoigne également de ce comportement). Il essayait de compenser cela en réagissant promptement aux instructions et aux ordres qui lui étaient impartis. D'ailleurs le temps de réaction extrêmement bref du copilote surprend et laisse supposer qu'il était souvent dans l'attente de l'ordre qu'il était prêt à exécuter, presque par anticipation. Ce trait de comportement avait aussi des implications « physiques » : souvent, on dirait presque qu'il a pratiquement déjà la main à l'endroit voulu au moment où il reçoit un ordre. Dans les communications, le copilote était précis et respectait les procédures.

Sa rapidité de réaction aux instructions et aux ordres s'exprime aussi à travers la promptitude de ses réponses dans les communications radio. Cette attitude peut sans doute être ramenée à son activité chez Tatra Air. Des documents datant de la période d'entraînement dans cette compagnie (*initial line introduction*) abordent cette problématique. En effet, lors des debriefing le copilote a été prié plusieurs fois et explicitement de répondre immédiatement à toutes les communications radios et d'exécuter immédiatement les instructions de ATC. Il a aussi été invité fréquemment à travailler plus rapidement.

Le copilote a effectivement donné la priorité aux communications radio à plusieurs reprises, et ce comportement peut être qualifié de typique chez cette personne. Dans deux cas critiques, cette attitude a eu des conséquences.

Alors que le copilote avait pratiquement achevé la procédure *CTOT/APR off*, à 16:55:39 UTC DEP a donné l'autorisation de virer à gauche vers VOR ZUE. Au lieu de donner d'abord quittance au commandant (*CTOT/APR off*) et de refermer ainsi la boucle de cette procédure, le copilote a interrompu une procédure presque terminée pour répondre à l'appel du contrôleur de la circulation aérienne. La conséquence de cette attitude est qu'il s'attribue lui-même, en contradiction avec les procédures standard, une tâche supplémentaire (programmation du FMS) qu'il exécute à toute vitesse. L'enregistrement CVR montre que le copilote a programmé le FMS sans que le commandant ne le lui demande et qu'il a activé la nouvelle programmation avant d'informer le commandant, ce qu'il a d'ailleurs fait de manière assez vague : « *from present, LRN is to Zurich East, yeah* ». Le commandant lui a donné quittance par « *checked* ». Ainsi, cette erreur grave commise par le copilote au cours du vol (programmation erronée du FMS) n'a pas été détectée.

Un peu plus tard, à 16:56:17 UTC, le copilote a une nouvelle fois donné la priorité à la radio lorsque DEP a demandé : « *... confirm you are turning left* ». Alors qu'il avait déjà tenté de prendre influence pour corriger la situation à 16:56:11 UTC (« *turning left to Zurich east, we should left* ») et qu'il était donc conscient qu'au moins la trajectoire, et peut-être même l'assiette, n'était pas correcte, il a interrompu sa tentative d'analyse et de correction pour répondre aux communications radio.

Pendant toute la durée du vol, le commandant a été occupé exclusivement par le pilotage manuel de l'avion et par les ordres à donner au copilote. On peut estimer que les ordres donnés s'accompagnaient de contrôles, notamment lorsque le copilote donnait confirmation de la fin d'une manipulation. Vers 16:55:00 UTC – sa charge de travail était alors faible – il aurait pu enclencher l'autopilote. Son choix de piloter l'avion manuellement alors que les conditions opérationnelles étaient difficiles (nuit, couverture nuageuse basse, risque de givrage, etc.) constituait un facteur de difficulté supplémentaire. À ce sujet, il convient de spécifier qu'au moment de l'accident il n'existait aucune directive contraignante à ce sujet et que l'utilisation de l'autopilote était perçue comme une faiblesse dans le milieu aéronautique dans lequel le commandant a fait ses armes.

L'analyse des enregistrements du CVR laisse l'impression que les procédures après le décollage ont été exécutées par l'équipage avec une grande routine. Mais il semble aussi que les pilotes n'ont pas fait preuve de toute l'attention critique (*complacency*) que l'on attendait d'eux. Les procédures ont été effectuées avec une certaine précipitation, qui ressort très nettement dans la procédure de rentrée du train d'atterrissage (*gear up procedure*). En effet, l'équipage a rentré le train d'atterrissage juste après le cabrage de l'avion et quelques pieds seulement au-dessus de la piste. Cela constitue déjà une première mise en danger non négligeable du vol. On reste d'ailleurs étonné de l'exactitude de la procédure sur le plan formel, car l'annonce du copilote « *positive rate, gear in transit* » n'a eu ici qu'une fonction d'alibi puisque, à ce moment précis, ni le radioaltimètre ni le variomètre ne pouvaient afficher un vol de montée.

#### 2.3.4 Gestion des erreurs

L'un des objectifs essentiels de l'application des principes du CRM dans les équipages doubles est une gestion des erreurs efficace. Cela implique de la vigilance, l'identification et l'analyse des erreurs et une correction appropriée des erreurs.

Le mode de travail des deux pilotes de l'avion accidenté est caractérisé par des attitudes contradictoires et de grandes fluctuations de la vigilance.

On remarquera en particulier l'attitude particulièrement attentive, presque exemplaire, du copilote après le démarrage des moteurs. Mais il y a aussi des moments pendant lesquels l'éventualité qu'il puisse commettre une erreur n'est pas prise en considération, par exemple lorsqu'il programme le FMS.

Bien que la majeure partie des opérations se soient déroulées correctement sur le plan formel, autrement dit en appliquant à la lettre les procédures de communication, l'équipage a failli dans le domaine de la gestion des erreurs, justement au niveau de la communication.

Le commandant a été incapable d'exprimer son incertitude quant à la trajectoire et à l'assiette de l'avion. Quelle que soit la cause de cette incapacité, il faut relever que le commandant ne disposait pas de compétences de communication très développées. Sa relation à son travail était de toute manière très fortement empreinte de sa carrière dans l'ex-URSS où il existait un véritable fossé d'autorité entre le commandant et les autres membres de l'équipage. C'est probablement pour cela qu'il lui était plus difficile d'admettre ses propres incertitudes, voir ses erreurs.

Parallèlement il est aussi vrai que le commandant était limité dans sa capacité d'expression. La seule langue commune des deux pilotes était l'anglais, langue que le copilote connaissait nettement mieux que le commandant sans toutefois la maîtriser parfaitement. L'anglais aéronautique du commandant était suffisant pour les situations opérationnelles normales mais il ne lui permettait pas de s'exprimer sur un plan plus personnel ou émotionnel. D'ailleurs tous les enregistrements du CVR révèlent que l'équipage n'a eu que des échanges verbaux à contenu strictement professionnel.

Pour identifier l'erreur, les pilotes n'ont eu qu'une vingtaine de secondes. Pendant cette période, le copilote a remarqué que le sens de rotation était incorrect, mais l'assiette extrême n'a été identifiée qu'à la fin.

La tentative de correction de l'erreur ne pouvait pratiquement plus se dérouler dans le cadre d'une opération coordonnée à deux. Le commandant est resté figé dans son analyse de l'erreur et a essayé de parvenir à un résultat de manière empirique. L'analyse du copilote n'était pas non plus assez mûre. Pour corriger l'erreur il ne disposait que des solutions suivantes :

- Son intervention verbale est restée sans résultat car elle n'envisageait qu'un aspect du problème (faux sens de rotation) et parce que, pour une raison inconnue, elle n'a déclenché aucune réaction du commandant.
- À première vue, le copilote n'avait pas de raison d'intervenir manuellement en prenant les commandes. Plus tard (après 16:56:22 UTC) il est possible qu'il soit intervenu manuellement, mais sans que cela n'influe sur la suite du déroulement de l'accident.
- Jusqu'à 16:56:17 UTC, mais pas plus tard, une intervention massive du copilote consistant à prendre les commandes aurait encore permis de redresser l'avion.

### 2.3.5 Gestion des ressources humaines (CRM)

En préambule, il convient de spécifier que ni le commandant ni le copilote n'ont suivi de formation complète en gestion des ressources humaines dans le cockpit (*crew resource management – CRM*). Au moment où ils ont été engagés par Crossair, ils auraient dû, en vertu des JAR-OPS 1, participer à un cours d'introduction au CRM (*initial CRM course*) et à un cours sur la conception du travail dans un cockpit à équipage multiple (*multi crew cockpit – MCC*).

Les JAR-OPS 1 et JAR-FCL 1 formulent des exigences formelles quant à la formation CRM. La période transitoire aménagée permettait toutefois de reconnaître l'équivalence d'une expérience MCC avec l'entraînement MCC.

Ces deux étapes de formation auraient permis aux pilotes de se familiariser avec les sources et les scénarios d'erreurs ainsi qu'avec les techniques de prévention, d'identification et de correction des erreurs. En outre, ils auraient eu l'occasion de consolider ces techniques par des exercices pratiques sur simulateur.

Les programmes de transition standard de Crossair contenaient des éléments intégrés de CRM qui supposaient toutefois des notions de base déjà acquises par les candidats pilotes. Dans le cas des pilotes de l'avion accidenté, le fait qu'avant d'être engagés par Crossair ils avaient déjà eu une expérience du CRM plus individualiste, incompatible avec les principes occidentaux du CRM, a eu une influence défavorable, en particulier pour le commandant. Il est fort probable que Crossair n'avait pas conscience du type et de l'ampleur de ces différences.

Pendant le vol de l'accident, les deux pilotes se sont efforcés d'appliquer les éléments de CRM appris lors de leur introduction chez Crossair. Cela ressort essentiellement dans le fait que l'équipage a respecté les règles de communication et les procédures prescrites dans le cockpit avec une assiduité parfois excessive, contribuant ainsi à créer cette atmosphère de travail froide dans le cockpit.

Le principal écart par rapport aux procédures, dont le but est de garantir une surveillance réciproque des pilotes afin de pouvoir déceler toute erreur possible, s'est manifesté lors de la programmation du FMS. Le copilote a saisi les données dans le FMS sans impliquer son commandant.

Le commandant n'est pas intervenu et n'a pas cherché, *a posteriori*, à faire une analyse critique de la programmation du copilote.

L'équipage ne devait pas nécessairement reprogrammer le FMS dans l'urgence à cause du raccourcissement de l'itinéraire de vol. La communication du contrôleur de la circulation aérienne a été faite sur un ton calme et ne demandait aucune précipitation. En outre, l'autorisation de poursuivre le virage à droite donnée peu avant l'impact montre que le contrôleur aérien disposait d'une certaine marge pour diriger le vol CRX 498.

Implicitement, les deux pilotes considéraient la programmation du FMS comme achevée (copilote : « *from present LRN is to ZUE, yeah...* » ; commandant : « *checked* »). Le copilote paraissait certain d'avoir effectué cette opération correctement. En observant le sens de rotation de l'indicateur de cap sur l'EHSI, le commandant a également pu avoir l'impression que le FMS avait été programmé pour l'itinéraire ordonné.

Dans la phase suivante d'incertitude du commandant quant à la trajectoire et à l'assiette, les mécanismes de l'équipage double n'ont plus été appliqués. Alors qu'extérieurement le vol semblait se poursuivre normalement avec la mise en œuvre des procédures après le décollage, la communication interne et la surveillance réciproque ont été délaissées. Les traits de comportement qui s'étaient déjà révélés dans le cadre des opérations normales, en particulier la communication des ordres selon les modèles appris et l'exécution hâtive des procédures, font que les pilotes paraissent poursuivre leur travail normalement d'un point de vue formel et de manière contrôlée, alors que parallèlement l'assiette prenait des proportions de moins en moins contrôlables.

### 2.3.6 Aménagement du cockpit

#### 2.3.6.1 Ergonomie

Les enquêteurs ont voulu savoir quels indicateurs d'assiette et de cap se trouvaient en face du copilote lorsqu'il effectuait certaines manipulations (cf. annexe 4). Cette question a été posée afin de savoir pourquoi à 16:56:11.7 UTC le copilote s'est exprimé au sujet de la trajectoire (« *left, we should left* ») alors que les valeurs extrêmes de tangage et de roulis auraient plutôt nécessité une intervention au sujet de l'assiette de l'avion.

Les témoignages de divers pilotes recueillis au cours de cette enquête se recoupent et confirment que, surtout lors des manipulations relatives aux moteurs (commandes de poussée, *CTOT/APR off*), les divers indicateurs d'assiette et de cap ne peuvent plus être observés simultanément. Lors des vols de comparaison, l'un des copilotes a affirmé que, pendant ces manipulations, il lui était plus facile de surveiller l'assiette sur les instruments du commandant.

Cette enquête a aussi permis de déterminer que, pendant l'enclenchement de la puissance de montée, le MFD se trouvait en face du visage du copilote. Il est clair que cet affichage ne fournit aucune information sur l'assiette. Mais lorsqu'il est en *rose mode* on peut au moins y lire la direction du vol et, en cas de changement de direction, le sens de rotation sur la rose. Ceci expliquerait l'exclamation « *left, we should left* » du copilote.

#### 2.3.6.2 Commandes et effort sur les gouvernes

La souplesse des commandes du Saab 340B est particulièrement évidente si l'on pense à l'effort nécessaire sur les gouvernes dans les avions russes, en particulier de l'AN-24. Sachant que le commandant avait pendant longtemps piloté des avions dont les commandes étaient plutôt dures, on peut imaginer que dans une situation de danger ses habitudes « primaires » ont refait surface et qu'il a pu, de ce fait, effectuer des mouvements de commande plus brusques sans le vouloir.

Dans cette hypothèse, on peut aussi penser que c'est là la raison pour laquelle le commandant n'a pas interprété comme un signal d'alarme l'effort plus important requis sur les gouvernes lorsque le roulis a dépassé 30°.

Pendant la phase initiale du vol, le commandant pilotait l'avion de manière très calme et précise – comme l'ont aussi montré les enregistrements d'autres pilotes lors des vols de comparaison. En revanche, dans la phase finale du vol, ses ordres de commande sont devenus de plus en plus désordonnés, imprécis et amples. Des caractéristiques de pilotage semblables ont été décrites par des instructeurs de vol russes comme étant typiques de pilotes qui ne sont plus en mesure d'interpréter convenablement l'assiette. Ceux-ci essaient alors d'arriver à une solution à leur problème par des tentatives irréfléchies. Lors de l'évaluation des pilotes, les débâtements des gouvernes sont, pour les instructeurs, un signe avant-coureur de désorientation.

En ex-URSS, ce type de comportement est connu et se manifeste surtout lors de la transition des pilotes russes sur des appareils dotés d'un horizon artificiel de conception occidentale (TU-154, IL-86, B-737, A-310, etc.). On peut donc estimer que les pilotes russes qui ont suivi une formation de transition ont vécu au moins des formes légères de désorientation en simulateur. La problématique étant connue, ce type d'expérience peut être exploité et contribuer ainsi à accroître la vigilance des pilotes face à ce phénomène. La compagnie Aeroflot a volontairement poussé cette réflexion plus loin et aborde aussi d'autres problèmes liés aux différences entre les cockpits de conception russe et occidentale dans ses cours de transition. Comme la formation de transition du commandant a eu lieu en Occident (Crossair, Bâle), dans un contexte où ce problème n'était pas connu, le commandant n'a pas eu l'occasion de prendre conscience de ce risque potentiel de désorientation.

#### 2.3.6.3 Représentation électronique des instruments

La reproduction d'instruments de vol électromécaniques conventionnels sur des écrans (CRT) ainsi que la mixité des affichages sur des indicateurs conventionnels (p. ex. altimètre) et sur des écrans (p. ex. représentation de l'indicateur de situation horizontale sur l'EHSI) se sont révélées confusionnelles dans une situation telle que celle du vol de l'accident. Le problème est ici la rotation de l'indicateur de cap sur l'EHSI de la position 225° à la position 068°, qui s'est effectuée très distinctement dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Comme cela a déjà été expliqué précédemment, en voyant cela le commandant a très bien pu être conforté dans son impression que le vol effectuait un virage à gauche vers VOR ZUE.

#### 2.3.6.4 Directeur de vol

Les ordres de commande du directeur de vol ne sont pas enregistrés par le DFDR. C'est pourquoi il a fallu reproduire cet affichage pour tout le vol au moyen d'une simulation. Si l'on compare l'EADI du Saab 340B avec directeur de vol activé avec l'horizon artificiel de l'AN-24, on constate qu'il existe un certain risque de confusion.

Le commandant a piloté l'avion en suivant les indications du directeur de vol jusqu'à 16:55:55 UTC, ou un roulis de 8,4° à droite. À partir de là, l'affichage du directeur de vol a commencé à s'incliner vers la gauche car le taux de roulis (*roll rate*) s'est accru à plus de 3°/s.

C'est dans la phase suivante, jusqu'à environ 16:56:03 UTC, que la confusion concernant l'assiette et la trajectoire a vraisemblablement commencé à s'installer dans l'esprit du commandant. Il semble assez probable qu'il ait alors, au moins un instant, pris le directeur de vol pour l'indicateur d'assiette du fait de sa ressemblance avec la maquette de l'avion sur l'horizon russe. Le directeur de vol était alors stable, incliné de 15° à gauche, sur la ligne médiane de l'ADI. Puis le nez de l'avion a commencé à s'abaisser et le directeur de vol est monté se fixer sur une position 6° au-dessus de la ligne médiane. Il était donc pratiquement au milieu de l'EADI.

### 2.3.7 Procédures dans le cockpit

#### 2.3.7.1 Généralités

Le Saab 340B requiert quelques procédures complexes pendant les phases de décollage et de montée, en particulier *CTOT/APR off* et puissance de montée.

La doctrine qui veut que seul le commandant soit autorisé à faire décoller le Saab 340B a peut-être été définie à cause de cette complexité et de la réserve de puissance plutôt faible de cet avion. Cette répartition des tâches figée a pour conséquence que le copilote hésite plus longtemps avant d'intervenir pendant les phases de décollage et de montée parce qu'il n'est pas habitué à effectuer ces procédures seul.

Dans le cas présent, il est fort probable que ce seuil d'intervention ait été placé encore plus haut en raison de la personnalité des deux pilotes impliqués.

Crossair avait conçu les procédures des équipages doubles de manière assez systématique en application de la théorie selon laquelle n'importe quel commandant doit pouvoir former un équipage efficace avec n'importe quel copilote.

### 2.3.7.2 Attitudes de vol inhabituelles

Le programme de formation des pilotes de Crossair intégrait des éléments d'entraînement aux attitudes de vol inhabituelles (*unusual attitudes*) visant à confronter les pilotes à des situations de vol particulières et à exercer leurs réactions, afin qu'ils soient capables de corriger activement l'assiette. Dans ce cas, contrairement à d'autres situations exceptionnelles, les procédures de l'équipage double n'étaient que vaguement ou pas du tout définies.

L'arrêt au décollage, par exemple, était défini et exercé comme une opération à deux (*two men operation*), avec des règles de manipulation et de communication (*wording*) très claires. De même pour la manœuvre de remise des gaz (*go around*). Par contre, en cas d'attitude de vol inhabituelle, le pilote assistant ne disposait d'aucun modèle de manœuvre et d'aucune procédure de communication clairement définie qu'il aurait pu exercer préalablement. Certes, il existait une convention selon laquelle le pilote assistant devait intervenir, mais le mode d'intervention n'était pas décrit ou défini. Dans ce cas, seules les procédures valables lors d'une incapacité d'un membre d'équipage (*crew member incapacitation*) pouvaient donc éventuellement être appliquées. Pour en revenir au cas du vol CRX 498, il aurait donc fallu que le copilote interprète d'abord le comportement du commandant comme étant le résultat d'une inaptitude à piloter l'avion.

Le copilote n'avait pas appris une procédure d'ordres ou de manipulations qui lui aurait permis d'agir de manière adéquate dans la situation à laquelle il était confronté. À cela s'ajoutent l'effet de surprise qu'a produit sur lui le constat de la situation de l'assiette, le « blocage » dû au fossé hiérarchique qui s'était instauré dans le cockpit, ainsi qu'une certaine incrédulité qu'il devait encore surmonter.

Les procédures de vol russes prévoyaient une succession de manipulations très claire en cas d'attitudes de vol inhabituelles( cf. section 1.16.5.3). Le commandant avait exercé cette procédure à plusieurs reprises au cours de sa carrière de pilote. Il faut donc admettre que le copilote n'est pas le seul à avoir eu de la difficulté à exprimer une mise en garde et à intervenir de manière appropriée. Son intervention verbale n'a pas été entièrement comprise par le commandant qui disposait, pour faire face à cette situation, d'un autre modèle. Il s'attendait à ce que son copilote prenne les commandes si le roulis atteignait des valeurs extrêmes. Mais ce dernier, outre ses fonctions de surveillance, était très occupé par d'autres activités. En d'autres termes, la non-intervention du copilote a constitué un indice, pour le commandant, selon lequel l'attitude de vol n'avait pas atteint des valeurs inhabituelles.

### 2.3.8 Service de la navigation aérienne

Au moment de l'accident, les postes de travail de TWR/APRON étaient occupés conformément au plan de service.

Pour les contrôleurs de la circulation aérienne de TWR/APRON, le vol CRX 498 s'intégrait dans des procédures de routine quotidiennes et ne présentant aucune irrégularité.

Lorsque l'avion est passé dans le secteur de contrôle de DEP, l'itinéraire de départ a été modifié. De tels changements des paramètres (*reclearances*) sont courants dans le trafic aérien et doivent être maîtrisés par tous les équipages des avions commerciaux.

Dans le cas présent, le moment auquel la modification de l'autorisation est intervenue a constitué l'un des facteurs de déclenchement de l'accident. Le contrôleur de la circulation aérienne est intervenu lorsqu'il a constaté que le vol CRX 498 virait à droite.

Après avoir constaté que l'avion ne virait pas à gauche comme il le lui avait demandé, le contrôleur de la circulation aérienne de DEP a fait preuve de souplesse en offrant à l'équipage du vol CRX 498 de poursuivre son virage à droite parce que cette manœuvre était possible vu la situation réelle du trafic aérien.

## 3 Conclusions

### 3.1 Faits établis

- Aucun indice ne permet de conclure à un incendie avant l'impact.
- Au cours des vols qui ont immédiatement précédé celui de l'accident (3 secteurs), aucune notification n'a été inscrite dans le registre technique (*technical log*).
- Les restrictions relatives à la durée du service de l'équipage ont été respectées.
- L'équipage du vol avait travaillé ensemble pendant les quatre jours précédant celui de l'accident.
- Le vol de l'accident était le neuvième que les deux pilotes effectuaient ensemble à la suite.
- L'avion n'a pas été dégivré avant le vol.
- Toutes les modifications de l'assiette au cours du vol de montée et dans la phase de l'accident sont uniquement le résultat des ordres de commande de l'équipage.
- Pendant ce vol, l'avion n'a pas rencontré de turbulences notables.
- Aucun indice de givrage n'a pu être constaté.
- Le système de gestion de vol (FMS) a été installé après coup, conformément aux prescriptions. Il remplit les exigences opérationnelles B-RNAV.
- L'avion était équipé de la bonne base de données pour la navigation.
- Au moment de l'accident, la constellation des satellites GPS était suffisante pour le calcul de la position. En outre, les équipements de navigation VOR/DME de KLO et ZUE étaient disponibles.
- Le directeur de vol était enclenché et a fonctionné dans les modes vitesse indiquée et navigation LRN (*IAS and NAV LRN mode*).
- L'avion accidenté n'était pas équipé d'un système d'avertissement d'inclinaison latérale. Cet équipement n'était pas obligatoire.
- Aucun indice ne permet de conclure que des interférences électromagnétiques (EMI) ont pu avoir une influence négative sur les systèmes de l'avion.
- Aucun indice ne permet de conclure à un dysfonctionnement des équipements de communication.
- Les enregistrements du CVR et du DFDR ont pu être analysés.
- Les affichages des instruments mécaniques relevés après l'impact se situent dans la même fourchette que les dernières données enregistrées par le DFDR.
- Les enregistrements du DFDR sont en corrélation avec ceux des vols de comparaison dans toutes les phases du vol.

- Pour sa flotte de Saab 340B, Crossair disposait d'un simulateur de vol et de deux appareils d'entraînement FMS.
- La dernière certification du simulateur de vol date du 31 août 1999 et a été effectuée conformément au JAR-STD 1A, Level CG.
- Le simulateur de vol n'était pas doté du FMS.
- Au cours de son utilisation par Crossair, le simulateur de vol remplissait les exigences FAA/JAR.
- Les contrôles d'entretien périodiques (*scheduled maintenance*) prescrits par les autorités et par le constructeur ont été effectués dans les intervalles fixés.
- Les contrôles d'entretien non périodiques (*unscheduled maintenance*) ont été effectués correctement.
- Le programme de fiabilité (*reliability program*) mis en œuvre par Crossair pour surveiller l'avion et ses systèmes est conforme aux standards du secteur.
- Les lacunes constatées dans les domaines des rapports d'entretien, du déroulement des processus et de la qualité n'ont eu aucune influence sur les circonstances de l'accident.
- Aucun indice ne permet de conclure que l'aptitude à la navigabilité de l'avion HB-AKK était diminuée au moment de l'accident, ou que des défauts ou des pannes techniques aient pu concourir à l'accident.
- À 16:55:39 UTC, ATC a modifié l'itinéraire au décollage (SID ZUE 1Y) en ordonnant un virage à gauche pour se diriger directement sur VOR ZUE.
- Le commandant a renoncé à utiliser l'autopilote pendant la phase intensive du vol de montée, dans des conditions de vol aux instruments.
- Selon les enregistrements du CVR, le copilote a programmé le changement du SID ZUE 1Y dans le FMS sans que le commandant ne le lui ait ordonné.
- L'analyse des paramètres de vol montre que le copilote a programmé le FMS sans indiquer le sens de rotation.
- Selon les enregistrements du CVR, après la modification du SID ZUE 1Y, l'équipage n'a pas fixé les priorités de manière adéquate.
- Le commandant disposait d'une longue expérience du pilotage sur des avions équipés d'instruments de conception russe.
- Les enregistrements du CVR dénotent une répartition du travail unilatérale avec une forte charge pour le copilote et une limitation de sa fonction de surveillance.
- Un emballage entamé du médicament russe Phenazepam (substance active : fénazépam ; psychotrope) a été trouvé dans le bagage du commandant.
- Les analyses chimico-toxicologiques des tissus musculaires du commandant ont révélé une concentration de fénazépam de 7-8 ng/g.

- Le commandant avait travaillé pendant plusieurs années sur un avion (AN 24) exploité selon les principes des équipages multiples en vigueur dans l'ex-URSS.
- Le commandant avait piloté un avion du type Saab 340B pendant environ deux ans dans le contexte opérationnel de la CEI. Il a ainsi accumulé plus de 1600 h de vol sur ce modèle jusqu'à sa prise de fonction chez Crossair.
- Les dossiers personnels du commandant montrent une personnalité plutôt calme, introvertie, évitant les conflits et ne demandant rien aux autres.
- Les dossiers personnels du copilote montrent une personnalité plutôt consciente de ses devoirs, obéissante, loyale, évitant les conflits et peu intervenante.
- L'équipage n'avait qu'une seule langue commune (anglais).
- L'équipage n'a pas appliqué systématiquement les principes de la gestion des ressources humaines dans le cockpit (CRM).
- Les connaissances d'anglais du commandant étaient limitées à un vocabulaire fonctionnel d'un niveau assez bas qui ne lui permettait pas d'intervenir dans une conversation simple.
- Les connaissances d'anglais du copilote ont été jugées comme bonnes par des employés de Crossair.
- Le commandant a été loué par Crossair directement avec le grade de commandant (*direct entry captain*).
- Lorsque la compagnie Crossair engageait un pilote directement avec le grade de commandant, elle renonçait à une procédure visant à certifier ses aptitudes (*assessment*).
- Aucun dossier relatant des inspections de Crossair par les sections compétentes de l'OFAC n'a été produit.

## 3.2 Causes

L'accident est dû à une collision avec le sol après une perte de contrôle de l'avion par l'équipage, provoquée par les éléments suivants :

- L'équipage a réagi de manière inadéquate à la modification, par ATC, de l'autorisation concernant l'itinéraire de départ SID ZUE 1Y.
- Le copilote a programmé une modification de l'itinéraire de départ aux instruments SID ZUE 1Y dans le FMS sans que le commandant ne le lui ait ordonné. Ce faisant, il a omis d'indiquer le sens de rotation.
- Le commandant a renoncé à utiliser l'autopilote pendant la phase intensive du vol de montée, dans des conditions de vol aux instruments.
- Le commandant a engagé l'avion dans une descente en spirale parce qu'il a vraisemblablement perdu son sens de l'orientation spatiale.
- Le copilote a pris des mesures insuffisantes pour empêcher ou rattraper le vol piqué en spirale.

Les facteurs suivants peuvent avoir contribué à l'accident :

- Le commandant est resté fixé sur une interprétation qui lui suggérait que l'avion virait à gauche.
- Dans une situation de stress, le commandant a fait appel à d'anciens modèles de réaction (heuristique) pour interpréter les indicateurs d'assiette et de cap.
- Il est possible que les capacités d'analyse et d'évaluation critique du commandant aient été diminuées sous l'effet de médicaments.
- Après la modification de l'itinéraire de départ aux instruments SID ZUE 1Y, l'équipage a fixé des priorités impropres et les pilotes sont restés concentrés sur leurs tâches individuelles.
- Le commandant n'avait pas été sensibilisé de manière systématique à la conception occidentale des instruments, des systèmes et des procédures dans le cockpit.

## 4 Recommandations de sécurité et mesures adoptées pour améliorer la sécurité aérienne

### 4.1 Recommandations de sécurité portant sur des aspects techniques et opérationnels

#### 4.1.1 Utilisation du système de gestion de vol (FMS)

##### 4.1.1.1 Déficit de sécurité

Lorsque la fonction *direct to* (DTO) est utilisée en mode automatique sans indication du sens de rotation, le FMS UNS-1K de Universal Avionics installé sur le Saab 340B fait virer l'avion dans le sens qui présente le plus petit angle de rotation. Dans la plupart des cas, en particulier pendant le vol de croisière, cet automatisme ne pose aucun problème car le point de navigation suivant peut généralement être atteint au moyen d'une légère modification du cap. En revanche, lorsqu'on utilise la fonction DTO sans indiquer explicitement le sens de rotation dans un secteur de surveillance rapprochée (*terminal control area – TMA*), où les angles de rotation prévus sont habituellement plus grands, il est possible que le FMS choisisse un sens de rotation qui ne correspond pas à celui ordonné par ATC.

##### 4.1.1.2 Faits établis

L'équipage s'est écarté de l'itinéraire standard de départ aux instruments (SID) après avoir passé le point de navigation DME 2.1 KLO en amorçant un virage à droite au lieu du virage à gauche vers VOR ZUE qui lui avait été ordonné. Cette navigation serait compatible avec un ordre de commande du directeur de vol résultant de la programmation d'un DTO ZUE dans le FMS sans choix explicite du sens de rotation.

##### 4.1.1.3 Analyse

Les procédures de Crossair pour le FMS installé sur les Saab 340B ne prescrit pas obligatoirement la programmation du sens de rotation ordonné par ATC. La programmation d'un DTO par l'équipage sans indication explicite du sens de rotation peut provoquer un conflit entre l'affichage du directeur de vol et le sens de rotation attendu par l'équipage. Cela peut avoir des conséquences graves sur la perception spatiale (*situational awareness*) de l'équipage.

##### 4.1.1.4 Recommandation de sécurité

Les procédures de programmation pour le FMS UNS-1K de Universal Avionics équipant les Saab 340B de Crossair devraient être complétées comme suit :

Lorsque ATC autorise un cap pour atteindre directement un point de navigation en précisant le sens de rotation, la programmation de la fonction DTO doit obligatoirement être effectuée en spécifiant le sens de rotation ordonné (LEFT, RIGHT). Cela doit être fait même si le changement de cap est de toute évidence inférieur à 180°. L'aptitude à utiliser le FMS devrait être soutenue par des mesures adéquates (p. ex. simulateur ou autre appareil d'entraînement).

##### 4.1.1.5 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)

« Description spécifique : une instruction 'direct to xxx' donnée avec le sens de rotation, p. ex. 'turn left direct to Zurich East' doit toujours **être programmée avec l'indication du sens de rotation** (*preferential direction*) dans le FMS (même si les pilotes peuvent anticiper, en fonction du plus petit angle, que le système de guidage de vol sélectionnera de toute façon le bon côté...).

Cette description de la procédure a non seulement été intégrée dans le PIH (manuel d'information des pilotes), mais aussi communiquée dans les 'Flight Ops News' du chef de flotte. (en gras dans l'original) »

#### **4.1.2 Procédure de programmation du FMS**

##### 4.1.2.1 Déficit de sécurité

Pendant la programmation du système de gestion de vol (FMS) il existe un risque que le pilote assistant (PNF) ne puisse assumer pleinement sa fonction de surveillance. De son côté, lors de la vérification de la programmation exécutée par le PNF, le pilote aux commandes (PF) peut être détourné de l'observation continue des instruments de vol. De plus, le mouvement de la tête du PF peut avoir une influence négative sur son sens de l'orientation.

##### 4.1.2.2 Faits établis

Après l'ordre de ATC « *turn left to Zurich East* », le commandant n'a pas ordonné de le programmer dans le FMS. Néanmoins le copilote a procédé à la reprogrammation du FMS de son propre chef et en a ensuite informé le commandant. Puis le commandant a engagé l'avion dans un virage à droite qui s'est terminé par une descente en spirale.

##### 4.1.2.3 Analyse

D'un point de vue ergonomique, la position de la CDU du FMS sur la console centrale n'est pas optimale. La procédure de programmation, en particulier, requiert un mouvement de la tête en direction de la CDU du FMS qui éloigne le regard des instruments de vol.

La conception de l'EFIS, dans le Saab 340B, ne permet pas d'y contrôler un changement de l'itinéraire programmé avant l'activation de la programmation. De ce fait, le PF doit effectuer cette vérification sur la CDU.

##### 4.1.2.4 Recommandation de sécurité

Sur le Saab 340B, l'autopilote devrait être enclenché avant chaque nouvelle programmation du FMS en vol.

##### 4.1.2.5 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)

L'OFAC a pris position conjointement sur ce point et sur le suivant (cf. 4.1.3.5).

#### **4.1.3 Utilisation de l'autopilote**

##### 4.1.3.1 Déficit de sécurité

Pendant le pilotage de l'avion dans des conditions de vol aux instruments, surtout de nuit et lorsque des modifications de l'itinéraire autorisé peuvent être escomptées, il peut se produire des situations dans lesquelles l'équipage est limité dans ses possibilités de surveillance des instruments de vol. Ces phases, qui impliquent souvent des tâches complexes, peuvent conduire à des situations critiques lorsque les auxiliaires mis à disposition, par exemple l'autopilote, ne sont pas utilisés.

#### 4.1.3.2 Faits établis

Le commandant a renoncé à utiliser l'autopilote pendant la phase intensive du vol de montée, dans des conditions de vol aux instruments.

Les procédures de vol de Crossair ne prescrivait pas obligatoirement l'utilisation de l'autopilote pendant un vol dans des conditions de vol aux instruments, en particulier dans l'obscurité.

#### 4.1.3.3 Analyse

L'utilisation de l'autopilote dans des conditions de vol aux instruments, en particulier de nuit, offrirait une protection suffisante contre la perte du contrôle de l'assiette.

#### 4.1.3.4 Recommandation de sécurité

L'utilisation de l'autopilote devrait être recommandée dans toutes les phases de vol. En particulier, elle devrait être obligatoire lors des décollages dans des conditions de vol aux instruments, pendant les phases impliquant des tâches complexes ainsi que dans les espaces aériens à forte densité de trafic.

#### 4.1.3.5 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)

« Description générale de l'utilisation de l'autopilote en rapport avec le FMS. Cela va dans la direction proposée par le BEAA selon qui l'autopilote devrait toujours être activé lorsque le FMS est utilisé comme source de navigation primaire ou dans les phases de vol impliquant des tâches complexes ou encore dans les espaces aériens à forte densité de trafic (SID et STAR).

Cela s'est traduit par une modification du OM-A (manuel des opérations) et du PIH. Cette problématique a aussi été expliquée de manière plus approfondie aux équipages des Saab 340B dans les 'Flight Ops News'. Dans l'optique d'une politique homogène pour toutes les flottes, aucune réglementation particulière n'a été introduite pour les Saab 340B dans le domaine des règles de vol aux instruments et des règles de vol à vue. Ce concept d'utilisation est valable pour toutes les flottes dans les conditions de vol aux instruments et dans les conditions de vol à vue. »

### 4.1.4 Harmonisation des procédures de décollage avec les procédures d'exploitation du Saab 340B

#### 4.1.4.1 Déficit de sécurité

La procédure de départ SID ZUE 1Y valable à Zurich au moment de l'accident n'est pas tout à fait compatible avec les procédures opérationnelles du Saab 340B en cas de modification de l'autorisation de départ pendant la phase initiale du vol de montée (*turn left to ZUE*).

#### 4.1.4.2 Faits établis

L'équipage du vol CRX 498 a été invité par DEP à virer à gauche vers VOR ZUE lorsque l'avion atteignait le point de navigation DME 2.1 KLO. Dans cette phase du vol de montée, la charge de travail dans le cockpit est particulièrement importante.

L'ordre de ATC a été mis en œuvre au moyen d'une nouvelle programmation du FMS, ce qui a contribué à accroître encore la charge de travail de l'équipage.

#### 4.1.4.3 Analyse

La pratique courante de ATC qui consiste à modifier l'autorisation de départ peu après le décollage se traduit par un accroissement de la charge de travail des équipages.

La reprogrammation du FMS en cas de modification de l'itinéraire de départ (SID) en vol peut, selon les types d'avions, constituer un facteur de difficulté pour l'équipage qu'il faut prendre en considération. Les modifications de SID ont pour objectif d'augmenter la capacité de l'aéroport, de réduire les retards et d'optimiser les procédures, ce qui est donc aussi dans l'intérêt des compagnies de transport aérien.

#### 4.1.4.4 Recommandation de sécurité

Pour s'assurer que les procédures de départ de l'aéroport de Zurich sont compatibles avec les procédures d'exploitations des différents types d'avions, comme le Saab 340B, et pour garantir simultanément une exploitation sûre et efficace en toute circonstance, les procédures de départ actuelles devraient être contrôlées.

#### 4.1.4.5 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)

« Cette recommandation est déjà commencé à être mise en application. Les premiers résultats intermédiaires tendent à indiquer qu'il n'est pas nécessaire de modifier les procédures de départ concernant le Saab 340B. Par ailleurs, les opérateurs sont déjà intégrés dans le processus de définition de ces itinéraires depuis longtemps, si bien que les besoins spécifiques de chaque type d'avion sont déjà couverts. »

## 4.2 Recommandation de sécurité portant sur des aspects humains et organisationnels

### 4.2.1 Validation des licences de pilote étrangères

#### 4.2.1.1 Recommandation de sécurité

Lors de la validation de licences étrangères qui n'ont pas été établies conformément aux JAR-FCL et qui doivent être délivrées pour l'aviation commerciale, il incombe aux autorités de s'assurer que le détenteur de la licence remplit les exigences JAR-FCL applicables. Cette responsabilité ne doit pas être déléguée aux opérateurs. D'une manière générale, une validation devrait être limitée dans le temps et ne devrait pas être renouvelable.

#### 4.2.1.2 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile

« Avant le 1<sup>er</sup> mai 2000, les validations suisses étaient délivrées exclusivement selon RFP. Les conditions étaient la preuve qu'un vol de contrôle CH-IR avec TRE avait été effectué, une copie de la licence étrangère portant l'inscription de l'autorisation de type (*type rating*), une copie du certificat médical étranger, une copie des six dernières pages du carnet de vol et un formulaire de demande 30.12 dûment rempli et contresigné par l'opérateur. Contrairement à la pratique de validation selon les JAR-FCL décrite ci-dessous, ni test d'aptitude ni certificat médical JAR n'étaient exigés.

Depuis le 1<sup>er</sup> mai 2000, les validations sont délivrées conformément au document 'Appendix 1 to JAR-FCL 1.015'. Les conditions figurent dans les listes de contrôle FS FA (...). Comparé à la validation selon RFP, les exigences sont nettement plus élevées. »

## 4.2.2 Validation de licences qui n'ont pas été délivrées en vertu des JAR-FCL

### 4.2.2.1 Recommandation de sécurité

Lors de la validation de licences qui n'ont pas été délivrées en vertu des JAR-FCL, en particulier de celles délivrées par des pays dont les programmes de formation ne sont pas connus, les autorités doivent contrôler les critères suivant individuellement :

- Compétences et connaissances selon les JAR-FCL.
- Expérience de pilotage en tenant compte des types d'appareils pilotés, des instruments, des compagnies aériennes et des régions géographiques et culturelles de référence. Il faut prêter une attention particulière aux candidats formés au vol aux instruments sur des avions dotés d'indicateurs d'assiette et de cap ayant des caractéristiques d'affichage différentes de celles des instruments de conception occidentale (types connus actuellement : IL-18, IL-62, AN-24, TU-134, JAK-40).
- Connaissances linguistiques suffisantes pour la région d'activité prévue (en particulier le niveau des connaissances d'anglais).
- Connaissance de la situation géographique et météorologique (en particulier expérience des massifs montagneux, expérience dans des conditions de givrage).
- Connaissance du système de mesure impérial.

Les déficits doivent être rattrapés au moyen d'une formation individualisée et ciblée.

Le vol de contrôle selon JAR-FCL (*proficiency check*) doit toujours être effectué par un inspecteur de l'autorité de surveillance à qui il incombe de vérifier plus spécifiquement les points susmentionnés. Ce contrôle ne peut en aucun cas être délégué aux entreprises de transport aérien (opérateurs) mais il peut être intégré dans les vols de contrôle de l'opérateur (*operator proficiency checks*).

### 4.2.2.2 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile

« À l'exception des compétences et connaissances énumérées sous le point 4.2.2.1 conformément aux JAR-FCL, lesquelles doivent être prouvées sur la base des listes de contrôle FS FA mentionnées, ces recommandations ne relèvent pas de la licence. Ces points sont régis de manière exhaustive dans la section N des JAR-OPS, en particulier aux chiffres 1.943 (Initial Operator's Crew Resource Management Training), 1.945 (Conversion Training and Checking) et 1.975 (Route and Aerodrome Competence Qualification). Voir également sous le point 4.2.4.2 ci-après (...).

L'exigence que les vols de contrôle selon les JAR-FCL soient exclusivement effectués par des inspecteurs de l'autorité de surveillance est aujourd'hui déjà prise en considération dans la mesure où les examinateurs agissent au nom et pour le compte de l'OFAC. Dans cette perspective, un contrat a été signé ou le sera dans les prochaines semaines avec chacun de ces examinateurs. Lors de leur formation, l'attention est portée en particulier sur l'indépendance nécessaire à l'exercice de cette fonction. Il est très probable que des examinateurs n'ayant absolument aucun lien avec l'opérateur offriraient une plus grande garantie d'indépendance. Toutefois, les ressources à disposition de l'office ne lui permettent pas d'avoir un TRE convenablement formé pour chaque type d'avion. »

### 4.2.3 Validation des certificats médicaux étrangers

#### 4.2.3.1 Recommandation de sécurité

En principe, les pilotes sans 'JAR-FCL 3 medical certificate' (certificat médical d'aptitude) devraient se soumettre à un premier examen mené conformément aux JAR-FCL. Le déroulement des examens peut être abrégé dans la mesure où certains résultats d'analyses faites dans le pays d'origine du candidat sont traduits et authentifiés, et si la méthode d'analyse est connue.

#### 4.2.3.2 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile

« En ce qui concerne le certificat médical, les exigences ont également été relevées : aucun certificat n'est reconnu et aucun premier certificat n'est délivré si un 'JAR-Medical' établi par un CH-AMC n'est pas produit. »

### 4.2.4 Engagement de pilotes étrangers titulaires d'une licence validée

#### 4.2.4.1 Recommandation de sécurité

Une entreprise de transport aérien (opérateur) devrait pouvoir partir du principe qu'un pilote titulaire d'une licence validée est apte à piloter un avion selon les standards locaux. Il faut aussi procéder à un examen approfondi des caractéristiques individuelles de ces candidats (connaissances CRM, culture, langue, expérience d'instruments inhabituels, connaissance des systèmes de mesure métrique et impérial, etc.). Ces caractéristiques doivent aussi être prises en considération lors de l'engagement de ces personnes et de leur affectation sur des vols.

#### 4.2.4.2 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile

« Un opérateur ne peut pas partir du principe qu'un pilote titulaire d'une licence validée peut opérer selon les standards locaux ! Il serait plus correct de dire : l'opérateur doit veiller à ce qu'un pilote soit capable d'opérer selon les standards locaux. Malgré l'effort d'harmonisation formelle entrepris sous l'égide des FAR et des JAR, des différences entre pilotes et entre opérateurs subsistent. Le BEAA a également désigné les causes principales de cette situation : ce ne sont pas les compétences professionnelles des pilotes qui divergent mais leur capacité d'agir au sein d'une équipe qui peut poser problème. Or cette capacité dépend surtout de la formation au travail d'équipe, de la culture de l'individu, du CRM et des procédures de la compagnie. Dans ce domaine, les opérateurs ont donc une grande responsabilité qui va au delà de la validation de la licence.

L'harmonisation et la standardisation dans le cadre des JAR constituent un grand pas en avant. Mais elles ne sont de loin pas une garantie d'assurance qualité pour les compétences autres que professionnelles ! Il conviendrait donc que nous examinions aussi, outre l'intégralité des programmes de formation strictement professionnelle, toutes les formations internes proposées par les entreprises ainsi que tous les contrôles qu'elles effectuent. Pour cela nous devrions toutefois disposer de **ressources affectées à cette tâche** (en gras dans l'original). »

## 4.2.5 Déclaration d'aptitude pour les membres d'équipage

### 4.2.5.1 Recommandation de sécurité

Les entreprises de transport aérien (opérateurs) devraient mettre en place des critères et des instruments de sélection des membres d'équipage adéquats, permettant de mettre en évidence le contexte culturel et les connaissances linguistiques des candidats afin que leur affectation dans un contexte multiculturel ne pose pas d'entrave à une gestion optimale des ressources humaines (CRM).

Un examen établi selon des critères reconnus devrait évaluer les connaissances linguistiques (d'anglais) des candidats afin de s'assurer que leur niveau est approprié.

### 4.2.5.2 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile

« Nous ne pouvons que nous associer à cette recommandation à l'intention des opérateurs. Dans ce domaine, un contrôle plus serré de notre part serait certainement souhaitable. Mais une fois de plus, la condition préalable serait que nous disposions de plus de ressources. »

## 4.2.6 Entraînement et constitution des équipages

### 4.2.6.1 Recommandation de sécurité

Les déficits des pilotes dans les domaines linguistiques et opérationnels doivent être supprimés au moyen d'une formation appropriée et individualisée. Lors de la constitution des équipages (*crew pairing*) un processus devrait permettre de faire en sorte que des déficits résiduels ne se cumulent pas au sein d'un équipage.

Pendant les entraînements en vue du vol de contrôle (*proficiency training*), il faudrait donner aux candidats la possibilité de surmonter leurs difficultés individuelles au moyen de méthodes adaptées (p. ex. entraînement aux attitudes de vol inhabituelles, formation en communication). Pendant le vol de contrôle, il s'agira de vérifier les résultats de cette formation individualisée.

### 4.2.6.2 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile

« Nous pouvons également nous associer à cette recommandation. Il est très important que, lors des vols de contrôle (et donc lors de chaque formation de transition, de chaque engagement selon JAR-OPS 1.945 : Changing Operator) l'opérateur applique des critères stricts pour l'organisation du cockpit et le CRM. À cet égard, il faudrait établir une norme de qualification à trois niveaux : 1) fully qualified, 2) conditionally qualified, 3) not qualified. Les pilotes qui restent 'accrochés' au niveau 3 devraient suivre une formation jusqu'à ce qu'ils atteignent au moins le niveau 2. Ces pilotes devraient ensuite être intégrés dans des équipages en fonction de ce critère, jusqu'au contrôle suivant, puis être soumis à une nouvelle évaluation.

L'évolution de la politique aéronautique intervenue dans l'entretemps ainsi que le nouveau rôle assumé par Crossair en tant que 'compagnie nationale' appliquant les anciennes règles de sécurité de Swissair fournissent une bonne occasion pour mettre cette recommandation en application. Cela permettrait aussi de franchir une nouvelle étape en direction de l'optimisation de la sécurité aérienne dans cette entreprise. »

## 4.2.7 Formation et introduction des pilotes engagés avec le grade de commandant

### 4.2.7.1 Recommandation de sécurité

Les pilotes engagés avec le grade de commandant (*direct entry captains*), en particulier ceux qui sont titulaires d'une licence validée, devraient faire l'objet de mesures d'introduction particulièrement soigneuses de la part des entreprises de transport aérien (opérateurs). Cette introduction devrait non seulement mettre l'accent sur les aspects opérationnels, mais aussi avoir pour objectif de familiariser ces pilotes avec les particularités de leur nouvel environnement culturel, linguistique et social. Lors du contrôle lors d'un vol de ligne, obligatoire, il convient notamment de vérifier que les critères suivants sont maîtrisés :

- CRM, compte tenu des particularités de l'équipage double (si applicable)
- Culture de la conduite
- Connaissances linguistiques appropriées pour les opérations actuelles

L'autorité de surveillance devrait pouvoir prendre connaissance des conditions d'engagement des pilotes engagés directement avec le grade de commandant et des pilotes loués (contrats de leasing).

### 4.2.7.2 Prise de position de l'Office fédéral de l'aviation civile

« Nous pouvons nous associer à cette recommandation à l'intention des opérateurs. Dans ce domaine, des contrôles plus approfondis de notre part seraient certainement souhaitables. Mais une fois de plus, nous devrions disposer de plus de ressources pour le faire. »

## 4.3 Mesures adoptées depuis l'accident pour améliorer la sécurité aérienne

Le 25 février 2002, l'entreprise de transport aérien Crossair a indiqué avoir adopté les mesures suivantes sur la base des recommandations de sécurité du BEAA :

Citation (traduction) :

- « En annexe [cf. annexe 8] se trouvent des extraits du manuel des opérations (Operations Manual) dans lesquels les paragraphes modifiés suite aux recommandations de sécurité sont mis en évidence. Il s'agit pour l'essentiel de la programmation du FMS, de l'utilisation de l'autopilote ainsi que de la répartition des tâches et de la surveillance dans le cockpit.
- Une autre mesure adoptée concerne les pilotes provenant de la CEI. Leur formation de base a été soumise à une analyse approfondie. Les critères de sélection des 'Direct Entry Commander' ont été redéfinis et précisés. Ces pilotes doivent désormais effectuer trois mois en service de vol sur le siège de droite afin de mieux se familiariser avec le cadre opérationnel.
- L'avertisseur d'inclinaison latérale du système avertisseur de proximité du sol a été activé sur toutes les flottes.
- La durée pendant laquelle un pilote est qualifié de 'inexperienced' après une formation de transition a été portée de 25 à 100 heures de vol. Cette limite a été intégrée dans le système de planification des équipages. »

Fin de citation.

## 5 Glossaire

A/P	autopilot	autopilote
APP	autopilot panel	tableau de l'autopilote
TWR	tower	tour de contrôle
ADC	air data computer	ordinateur des données aérodynamiques
ADF	automatic direction finding equipment	récepteur de balise non directionnel
ADI	attitude direction indicator	indicateur d'assiette et de direction
ADS	air data system	centrale des données aérodynamiques
AFS	automatic flight system	système de pilotage automatique
AGL	above ground level	au-dessus du sol
AHC	attitude heading computer	ordinateur de l'assiette et des caps
AHRS	attitude heading reference system	centrale des références d'assiette et de caps
AMOS	airline maintenance organisation system	organisation des services d'entretien d'une compagnie aérienne
AMSL	above mean sea level	au-dessus du niveau moyen de la mer
AND	attitude nose down	assiette descendante
ANU	attitude nose up	assiette montante
APA	altitude preselector alerter	instrument de présélection d'altitude avec alerte
APRON	apron	aire de trafic
APR	automatic power reserve	système automatique de réserve de puissance
ASI	airspeed indicator	indicateur de vitesse
ATA	American Transport Association	Association américaine des transports
ATIS	automatic terminal information service	service automatique d'information de région terminale
B-RNAV	basis area navigation	navigation latérale de base
CA	cabin attendant	assistante de cabine
CAM	cockpit area mike	microphone d'ambiance du cockpit
CB	circuit breaker	coupe-circuit
CDU	control display unit	unité d'écran de contrôle
CHP	course heading panel	tableau de sélection de cap
CMDR	commander	commandant
CRM	crew resource management	gestion des ressources humaines dans le cockpit
CRT	cathode ray tube	écran cathodique
CTOT	constant torque on take off	couple permanent pour le décollage
CVR	cockpit voice recorder	enregistreur des voix du cockpit
DCP	display control panel	tableau d'écran de contrôle
DEP	departure control	secteur de contrôle pour les départs
DFDR	digital flight data recorder	enregistreur des paramètres de vol
DME	distance measuring equipment	dispositif de mesure de distance
DOC	designated operational coverage	zone de couverture opérationnelle
DPU	display processor unit	unité de processeur d'écran
EADI	electronic attitude director indicator	indicateur électronique d'assiette
EFIS	electronic flight instrument system	système d'instruments de vol électroniques
EHSI	electronic horizontal situation indicator	indicateur électronique de situation horizontale
EICAS	engine indicating and crew alerting system	système électronique de surveillance et d'alerte pour l'équipage
ELEV	elevation	altitude
EMI	electromagnetic interference	interférences électromagnétiques
F/O	first officer	Copilote
FAA	Federal Aviation Authority	Autorités Fédérales de l'Aviation (USA)
FCC	flight control computer	ordinateur de gestion de vol
FD	flight director	directeur de vol

FDAU	flight data acquisition unit	module d'acquisition des données de vol
FDEP	flight data entry panel	tableau d'entrée des données de vol
FIB	focussed ion beam	faisceau d'ions réglé
FIR	flight information region	région d'informations de vol
FL	flight level	niveau de vol
FMS	flight management system	système de gestion de vol
ft	feet	piéd
GPU	ground power unit	groupe de démarrage au sol
GPWC	ground proximity warning computer	ordinateur d'avertisseur de proximité du sol
GPWS	ground proximity warning system	système avertisseur de proximité du sol
GSP	glare shield panel	console sous le pare-brise
HDG	heading	cap
HIRF	high intensity radio frequency	haute fréquence radio
METAR	aviation routine weather report	message d'observation météorologique régulière pour l'aviation
RNAV	area navigation	navigation latérale
TAF	aerodrome forecast	prévisions météorologiques d'aéroport
HSI	horizontal situation indicator	indicateur de situation horizontale
IAS	indicated airspeed	vitesse indiquée
SIGMET	Def: information concerning en-route weather phenomena which may affect the safety of aircraft operations	Renseignements relatifs aux phénomènes météorologiques en route qui peuvent affecter la sécurité de l'exploitation aérienne
ILS	instrument landing system	système d'atterrissage aux instruments
IMC	instrument meteorological conditions	conditions de vol aux instruments
IR	instrument rating	autorisation de vol aux instruments
ITT	inter turbine temperature	température interturbine
JAA	Joint Aviation Authorities	Joint Aviation Authorities
kt	knots	nœuds
KIAS	knots indicated airspeed	vitesse indiquée en nœuds
LAT	latitude	latitude
LRN	long range navigation system	système de navigation pour les grandes distances
LONG	longitude	longitude
MIH	maintenance information handbook	manuel d'entretien
MME	maintenance management exposition	concept de contrôle de l'entretien
MOE	maintenance organisation exposition	concept d'organisation de l'entretien
MRT	multi radar tracking	relevé radar à partir de sources multiples
MPU	multifunction processor unit	unité de processeur multifonctions
MFD	multifunctional display	affichage multifonctions
NM	nautical mile	nautique
NCU	navigation computer unit	unité d'ordinateur pour la navigation
NVM	nonvolatile memory	mémoire non volatile
OAT	outside airtemperature	température extérieure
PF	pilot flying	pilote aux commandes
PNF	pilot non flying	pilote assistant
AVOR	production engineering division, tooling	organisation du travail
RA	radio altimeter	radioaltimètre
ROC	rate of climb	taux de montée
ROD	rate of descent	taux de descente
RAIM	receiver autonomous integrity monitoring	récepteur de contrôle autonome d'intégrité
S/N	serial number	numéro de série
SB	service bulletins	bulletin service
STAR	standard instrument arrival	route standard d'arrivée aux instruments
SID	standard instrument departure	route de départ aux instruments
SOP	standard operating procedures	procédures standard d'opérations en vol
STC	supplemental type certificate	supplément au certificat de type
TOM	take-off mass	masse au décollage
TRK	track	cap reporté au sol
TAS	true airspeed	vitesse vraie
TC	type certificate	certificat de type

TR	type rating	autorisation de type
UTC	universal time coordinated	temps universel coordonné
USD	US Dollar	dollar américain
VSI	vertical speed indicator	indicateur de vitesse verticale
VOR	VHF omnidirectional radio range	radiophare omnidirectionnel
VFR	visual flight rules	règles de vol à vue
VMC	visual meteorological conditions	condition de vol à vue
WO	workorder	ordre de travail

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 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		
16:54:44	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 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		
16:55:03	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 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		
16:55:23	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					4.6		APR switch	engine instr.			
16:55:40	yoke	instrument scan	yoke				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 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	
16:56:10							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 flight instr.]	condition levers	
16:56:16							propeller RPM	70.3		condition levers	engine instr.	condition levers	
16:56:17	uncontrolled		uncontrolled			Crossair four nine eight,	1320	73.5		condition levers	[flight instr.]	condition levers	
16:56:18	left-right	v	left-right			confirm you are turning left	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			OK, continue right	alt 4048	103.8	..standby/ [even tone (stress?)]		[flight instr.]	PTT	
16:56:21	v	v	v			to Zurich East		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	CVR Commander	CVR cockpit area	CVR ATC	FDR	bank	CVR Copilot	left hand	eye focus

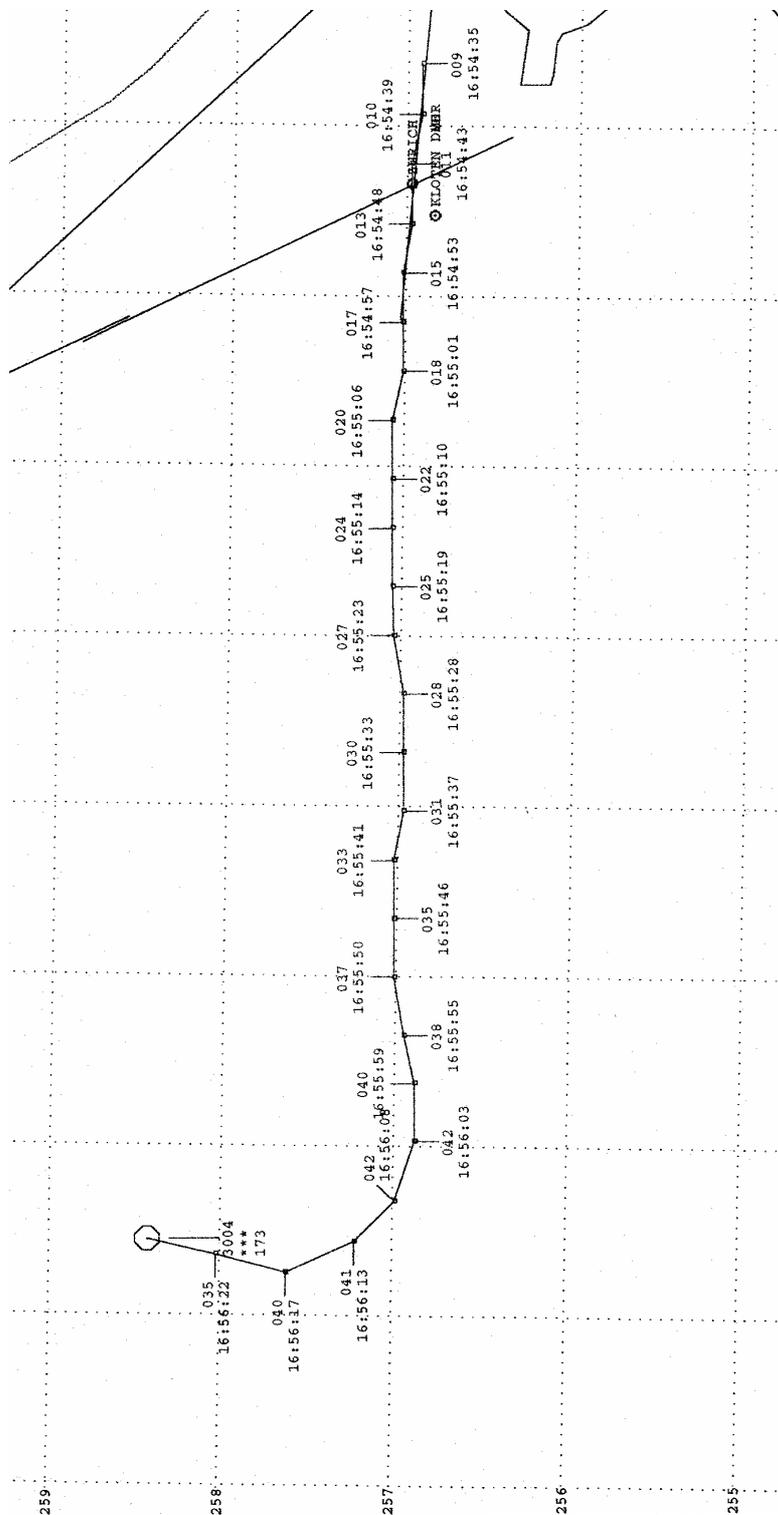
normal two-men-ops  
 deviation from SOP  
 aircraft deviates from flt path  
 aircraft cannot be recovered

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

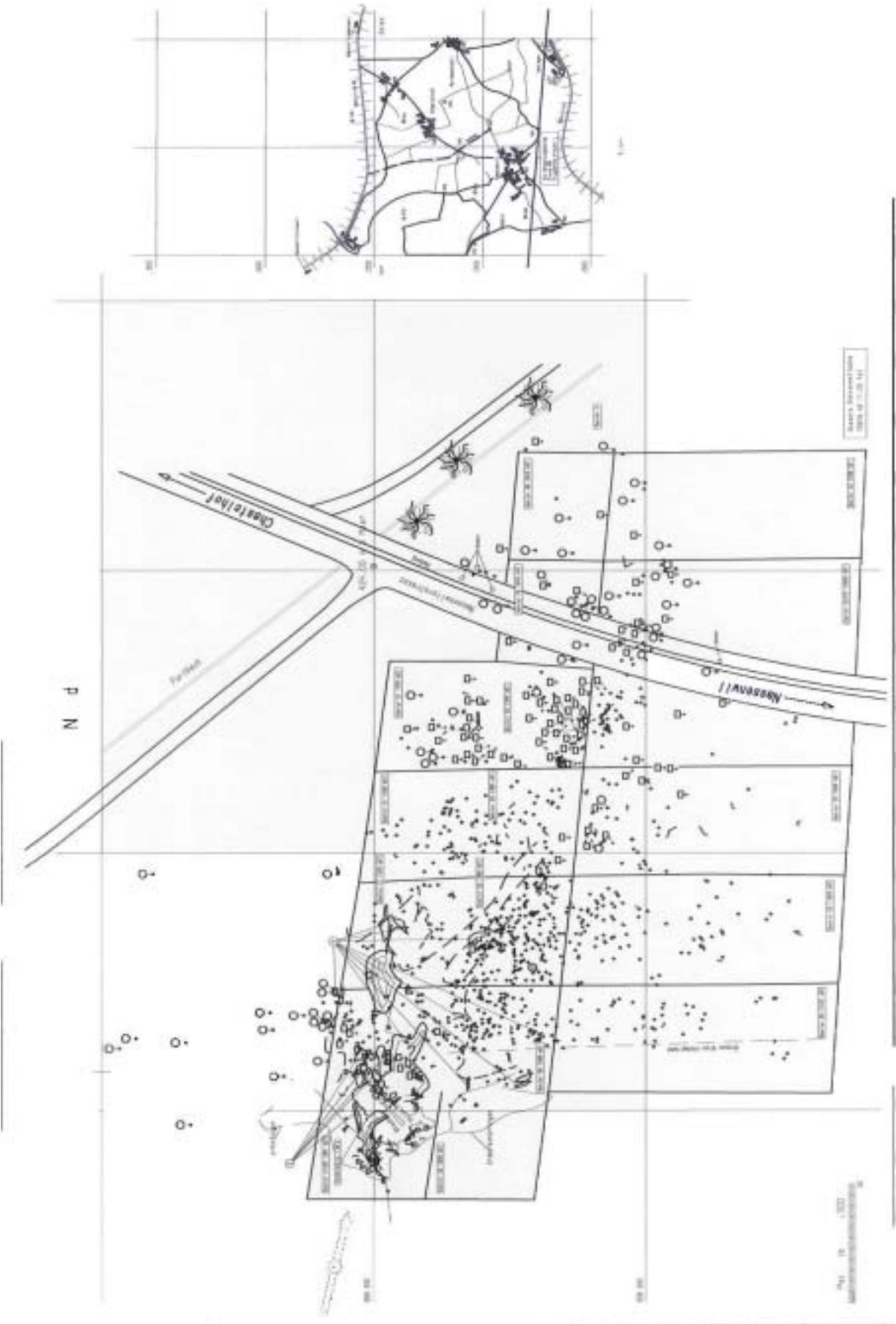
commander increasingly confused about aircraft attitude  
 copilot increasingly aware of aircraft attitude

## Annexe 2

Tracé radar du vol CRX 498



Annexe 3



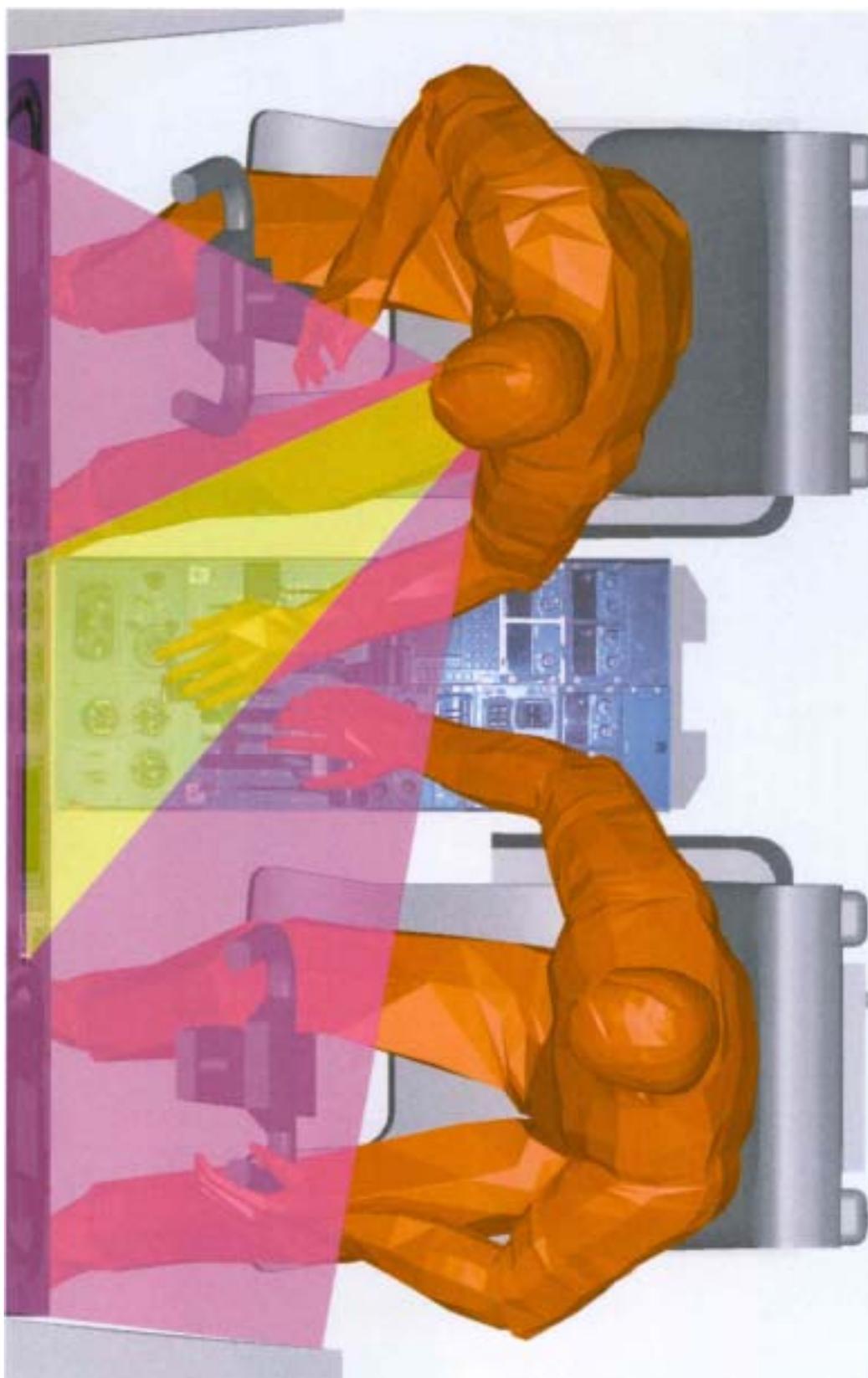
## Annexe 4

Emballage du médicament Phenazepam, trouvé dans le bagage du commandant



## Annexe 5

Champ visuel du copilote – vue en plan



Champ visuel – simulation



## Annexe 6

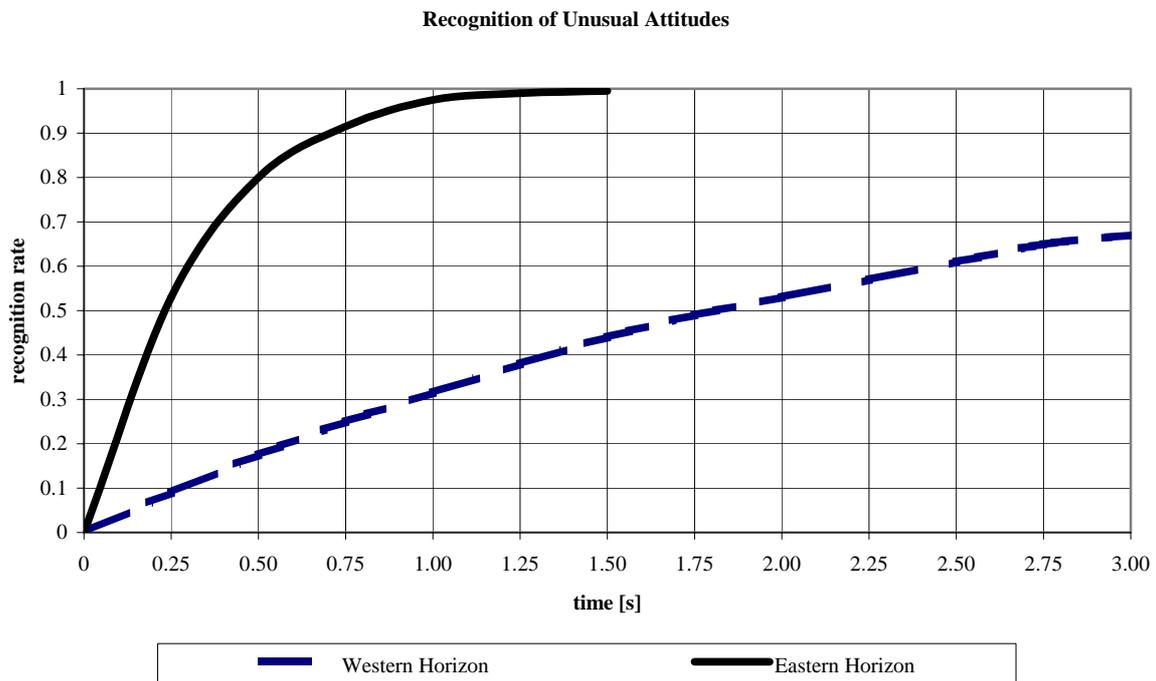
Compas gyroscopique de construction russe (figure supérieure) comparé à l'EHSI du SF-340 B (figure du bas), l'aiguille (signalée par la flèche rouge) tourne par rapport à la rose fixe. Sur l'instrument de construction occidentale la rose tourne et le heading bug (signalée par la flèche bleue) lui est solidaire.



## Annexe 7

La représentation graphique ci-dessous, donne les temps de réaction de pilotes formés sur une instrumentation de l'est, pour reconnaître une attitude de vol. La courbe en trait plein représente la situation en cas d'utilisation d'instrument de l'est; la courbe traitillée celle en cas d'utilisation d'horizon artificielle de conception occidentale.

Par exemple: 98% des pilotes ont reconnu une attitude de vol pour autant qu'ils aient utilisé un horizon de conception de l'est. Seuls 32% des pilotes ont reconnu une attitude de vol après une seconde avec un instrument de conception occidentale.



## Annexe 8

**AUSZUG OM A Kapitel 8C, Version July 1<sup>st</sup>, 2000**

- Aenderungen Gelb markiert
- Aenderungen 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

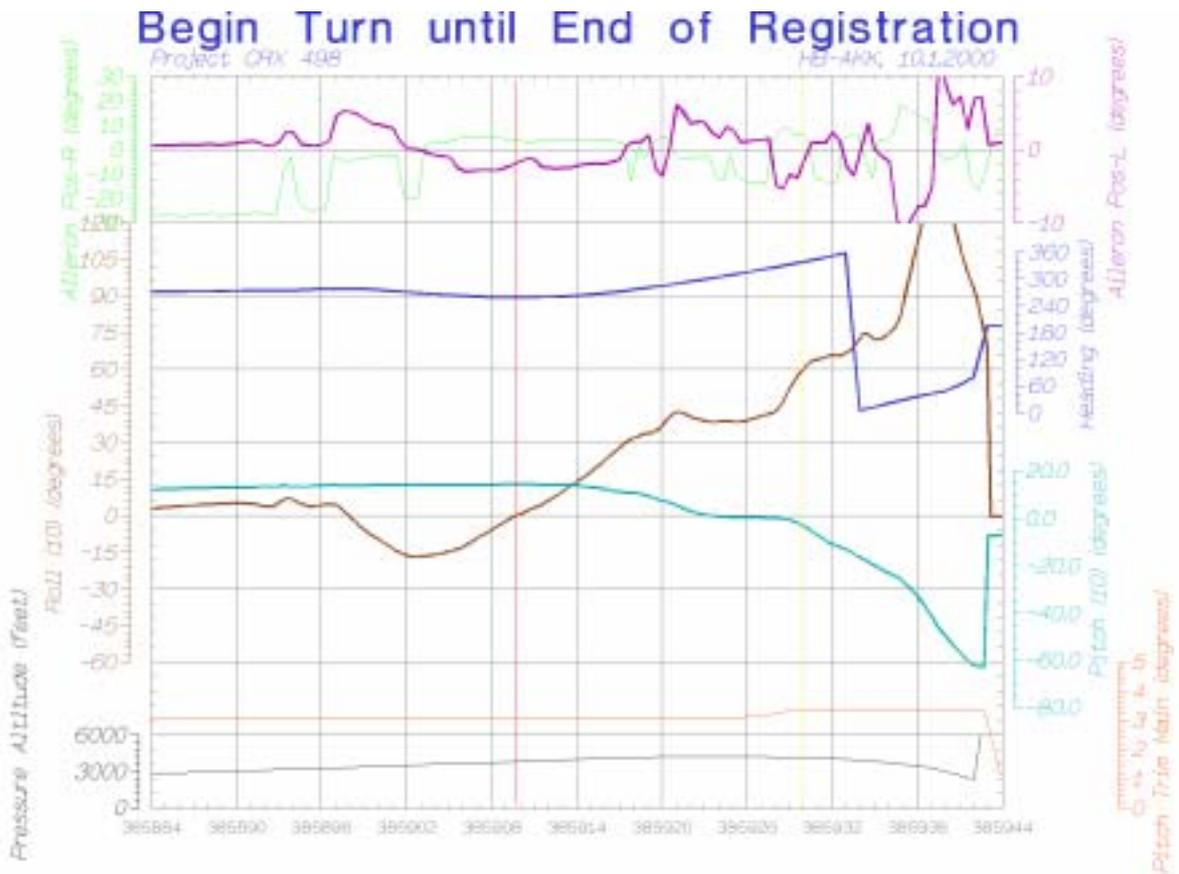
Flight without Autopilot/Autothrottle is permitted according to MEL (refer to OM B). However specific flight/cabin crew procedures must be established and a briefing performed prior to flight.

#### 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.

### Annexe 9

Extrait des enregistrements du *digital flight data recorder* (DFDR – enregistreur des paramètres de vol).



Revised: February 09, 2001

Swiss 41B



Revised: February 09, 2001

Swiss 41B