



GRAND-DUCHÉ DE LUXEMBOURG

**MINISTÈRE DES TRANSPORTS**

**RAPPORT FINAL**

SUR L'ACCIDENT SURVENU LE 6 NOVEMBRE 2002

AU LUXEMBOURG

AU FOKKER 27 MK050 DE LUXAIR

IMMATRICULÉ LX – LGB

Décembre 2003

## **AVERTISSEMENT**

Conformément à la loi du 8 mars 2002 sur les enquêtes techniques relatives aux accidents et aux incidents graves survenus dans les domaines de l'aviation civile, des transports maritimes et du chemin de fer, à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, l'enquête technique n'est pas conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives.

L'unique objectif de l'enquête et du rapport final est de tirer de l'événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

---

**Le présent document est la version officielle du rapport d'enquête.**

**Une traduction anglaise est disponible.**

## TABLE DES MATIÈRES

|                                  |   |           |
|----------------------------------|---|-----------|
| <b>GLOSSAIRE</b>                 |   | 6         |
| <b>SYNOPSIS</b>                  |   | 8         |
| <b>ORGANISATION DE L'ENQUÊTE</b> |   | 9         |
| <b>1.</b>                        | <b>RENSEIGNEMENTS DE BASE</b>                     | <b>10</b> |
| <b>1.1</b>                       | <b>Déroulement du vol</b>                         | 10        |
| <b>1.2</b>                       | <b>Tués et blessés</b>                            | 10        |
| <b>1.3.</b>                      | <b>Dommages à l'aéronef</b>                       | 10        |
| <b>1.4.</b>                      | <b>Autres dommages</b>                            | 11        |
| <b>1.5.</b>                      | <b>Renseignements sur le personnel</b>            | 11        |
| 1.5.1.                           | Commandant de bord                                | 11        |
| 1.5.2.                           | Copilote  | 12        |
| 1.5.3.                           | Equipage de cabine                                | 12        |
| 1.5.4.                           | Service du contrôle de la circulation aérienne    | 13        |
| <b>1.6.</b>                      | <b>Renseignement sur l'aéronef</b>                | 13        |
| 1.6.1                            | Cellule   | 13        |
| 1.6.2.                           | Moteurs   | 13        |
| 1.6.3.                           | Hélices   | 13        |
| 1.6.4.                           | Masse et centrage                                 | 14        |
| 1.6.5.                           | Entretien et navigabilité                         | 14        |
| 1.6.6.                           | Certification de type de l'aéronef                | 14        |
| <b>1.7</b>                       | <b>Conditions météorologiques</b>                 | 14        |
| 1.7.1.                           | Situation générale                                | 14        |
| 1.7.2.                           | Situation sur l'aérodrome                         | 14        |
| 1.7.3                            | Situation sur l'aérodrome de dégagement           | 15        |
| <b>1.8.</b>                      | <b>Aides à la navigation</b>                      | 15        |
| <b>1.9.</b>                      | <b>Télécommunications</b>                         | 15        |
| <b>1.10.</b>                     | <b>Renseignements sur l'aérodrome</b>             | 17        |
| <b>1.11.</b>                     | <b>Enregistreurs de bord</b>                      | 17        |
| 1.11.1                           | Opérations de lecture                             | 17        |
| 1.11.1.1.                        | DFDR  | 17        |
| 1.11.1.2.                        | CVR   | 18        |
| 1.11.2.                          | Exploitation des enregistrements                  | 18        |
| 1.11.2.1.                        | DFDR  | 18        |
| 1.11.2.2.                        | CVR   | 19        |
| 1.11.3.                          | Corrélation avec les enregistrements radar        | 22        |
| <b>1.12.</b>                     | <b>Renseignements sur l'épave et sur l'impact</b> | 23        |
| 1.12.1                           | Description du site                               | 23        |
| 1.12.2.                          | Examen de l'épave                                 | 25        |
| <b>1.13.</b>                     | <b>Renseignements médicaux et pathologiques</b>   | 26        |
| <b>1.14.</b>                     | <b>Incendie</b>                                   | 26        |

|              |   |    |
|--------------|---|----|
| <b>1.15.</b> | <b>Questions relatives à la survie des occupants</b>      | 27 |
| <b>1.16.</b> | <b>Essais et recherches</b>                               | 28 |
| 1.16.1       | Essais complémentaires des enregistreurs                  | 28 |
| 1.16.1.1     | DFDR  | 28 |
| 1.16.1.2     | CVR   | 28 |
| 1.16.1.2.1.  | Identification des bruits                                 | 28 |
| 1.16.1.2.2.  | Synchronisation du CVR et de la trajectoire radar         | 29 |
| 1.16.2       | Système de régulation des hélices                         | 31 |
| 1.16.2.1     | Généralités   | 31 |
| 1.16.2.2.    | Mode de contrôle à vitesse constante                      | 32 |
| 1.16.2.3.    | Pas des hélices   | 33 |
| 1.16.2.4.    | Contrôle en mode Bêta                                     | 33 |
| 1.16.2.5.    | Protection de survitesse                                  | 34 |
| 1.16.2.6.    | Dispositif de mise en drapeau                             | 34 |
| 1.16.3.      | Système de contrôle antiskid                              | 34 |
| 1.16.4.      | Interprétation des paramètres moteurs enregistrés         | 36 |
| 1.16.5.      | Inspection des composants démontés de l'épave             | 39 |
| 1.16.5.1.    | Moteurs   | 39 |
| 1.16.5.1.1.  | Inspection du moteur gauche                               | 40 |
| 1.16.5.1.2.  | Inspection du moteur droit                                | 40 |
| 1.16.5.1.3.  | Boîtier électronique contrôle moteurs (EEC)               | 40 |
| 1.16.5.2.    | Système antiskid  | 41 |
| 1.16.5.3.    | Hélices   | 44 |
| 1.16.5.3.1.  | Régulateur électronique hélice (PEC)                      | 44 |
| 1.16.5.4.    | Inspection de divers composants chez Fokker Services B.V. | 44 |
| 1.16.5.5.    | Pylône central et ampoules                                | 46 |
| 1.16.6.      | Simulateur de vol Fokker 27 Mk050                         | 47 |
| 1.16.7.      | Synchronisation des temps                                 | 47 |
| 1.16.8.      | Alimentation des enregistreurs CVR et DFDR                | 47 |
| <b>1.17.</b> | <b>Renseignements sur les organismes et la gestion</b>    | 48 |
| 1.17.1.      | Luxair  | 48 |
| 1.17.1.1.    | Entraînement des pilotes                                  | 48 |
| 1.17.1.2.    | Audits  | 49 |
| 1.17.1.3.    | Analyse des vols  | 49 |
| 1.17.2.      | Autorité  | 50 |
| 1.17.2.1.    | Introduction du JAR-OPS1                                  | 50 |
| 1.17.2.2.    | Introduction du JAR 145                                   | 50 |
| 1.17.2.3.    | Licences  | 50 |
| 1.17.2.4.    | Surveillance technique                                    | 50 |
| 1.17.2.5.    | Surveillance opérationnelle                               | 50 |
| <b>1.18</b>  | <b>Renseignements complémentaires</b>                     | 51 |
| 1.18.1.      | Evénements antérieurs                                     | 51 |
| 1.18.1.1.    | Considérations générales                                  | 51 |
| 1.18.1.2.    | Fokker 27 Mk050   | 51 |
| 1.18.2.      | Opérations tout-temps de l'exploitant                     | 53 |
| 1.18.3.      | AFM du Fokker 27 Mk050                                    | 54 |

|             |   |           |
|-------------|---|-----------|
| 1.18.4.     | Trafic sur l'aéroport   | 54        |
| <b>2.</b>   | <b>ANALYSE</b>  | <b>55</b> |
| <b>2.1.</b> | <b>Scénario de l'accident</b>                                 | <b>55</b> |
| 2.1.1.      | Descente  | 55        |
| 2.1.2.      | Approche intermédiaire  | 57        |
| 2.1.3.      | Approche finale, tentative d'interception du plan de descente | 58        |
| 2.1.4.      | De l'extension du train d'atterrissage à l'impact             | 59        |
| <b>2.2.</b> | <b>Performances de l'équipage—déficiences opérationnelles</b> | <b>59</b> |
| 2.2.1.      | Déviations des procédures opérationnelles standard            | 59        |
| 2.2.2.      | Violations des règles et de la réglementation                 | 59        |
| 2.2.3.      | Manque de coopération entre les membres d'équipage            | 60        |
| <b>2.3.</b> | <b>Entraînement</b>   | <b>60</b> |
| <b>2.4.</b> | <b>Aspects concernant l'organisation et la supervision</b>    | <b>60</b> |
| <b>2.5.</b> | <b>Systèmes de sécurité de la plage Bêta</b>                  | <b>61</b> |
| 2.5.1.      | Conception du secondary stop                                  | 61        |
| 2.5.2.      | Fiabilité du secondary stop                                   | 61        |
| 2.5.3.      | Historique du système   | 61        |
| <b>3.</b>   | <b>CONCLUSIONS</b>  | <b>63</b> |
| <b>3.1</b>  | <b>Constatations</b>  | <b>63</b> |
| <b>3.2.</b> | <b>Causes</b>   | <b>64</b> |
| <b>4.</b>   | <b>RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ</b>                            | <b>65</b> |
| <b>4.1.</b> | <b>Mesures de sécurité prises depuis l'accident</b>           | <b>65</b> |
| <b>4.2.</b> | <b>Améliorations de la conception du système de sécurité</b>  | <b>66</b> |
| <b>4.3.</b> | <b>Organismes et gestion</b>                                  | <b>66</b> |
| 4.3.1.      | Luxair  | 66        |
| 4.3.2.      | Autorité  | 67        |

## Liste des annexes

69

## GLOSSAIRE

|        |  |
|--------|--|
| AFM    | Manuel de vol de l'avion   |
| AOM    | Manuel d'exploitation de l'avion                                       |
| ATC    | Service du contrôle de la circulation aérienne                         |
| ATIS   | Service automatique d'information de région terminale                  |
| ATPL   | Licence de pilote de ligne   |
| BECMG  | Devenant (message TAF)   |
| BKN    | Fragmenté (message TAF)  |
| BR     | Brume (message TAF)  |
| CAT II | Catégorie d'exploitation tout-temps (opérations par faible visibilité) |
| CPL    | Licence de pilote professionnel  |
| CRM    | Gestion des ressources de l'équipage                                   |
| CVR    | Enregistreur phonique  |
| DFDR   | Enregistreur numérique de paramètres de vol                            |
| DME    | Dispositif de mesure de distance                                       |
| EMI    | Interférence électromagnétique   |
| FAA    | Federal Aviation Administration (U.S.A.)                               |
| FAF    | Final Approach Fix   |
| FG     | Brouillard (message METAR)   |
| FL     | Niveau de vol  |
| ft     | Pied (s)   |
| GA     | Remise de gaz  |
| GPWS   | Avertisseur de proximité du sol  |
| HP     | Turbine haute pression   |
| hPa    | Hectopascal  |
| IAF    | Initial Approach Fix   |
| ILS    | Système d'atterrissage aux instruments                                 |
| IR     | Qualification de vol aux instruments                                   |
| JAA    | Joint Aviation Authorities (Européen)                                  |
| JAR    | Joint Airworthiness Requirements                                       |
| KHz    | Kilohertz  |
| KT     | Nœud (message TAF)   |
| kt     | Knot (s), noeud (s)  |
| lb     | Livre (s)  |
| LH     | Left Hand  |
| LP     | Turbine basse pression   |
| LVO    | Low Visibility Operations, opérations tout-temps                       |

|       |   |
|-------|---|
| METAR | Message d'observation météorologique régulière pour l'aviation        |
| MHz   | Mégahertz   |
| mph   | Miles à l'heure   |
| ms    | Millième d'une seconde  |
| NDB   | Radiophare non-directionnel   |
| NM    | Mille marin   |
| NOSIG | Pas de changement significatif (message METAR)                        |
| NSW   | Pas de temps significatif (message TAF)                               |
| OACI  | Organisation de l'Aviation Civile Internationale                      |
| OVC   | Ciel couvert (message METAR)  |
| PCU   | Propeller Control Unit  |
| PEC   | Propeller Electronic Control  |
| PF    | Pilote en fonction  |
| PNC   | Personnel navigant commercial – Equipage de cabine                    |
| PNF   | Pilote non en fonction  |
| PNT   | Personnel navigant technique  |
| PPL   | Licence de pilote privé d'avion                                       |
| QNH   | Calage altimétrique requis pour lire au sol l'altitude de l'aérodrome |
| RVR   | Portée visuelle de piste  |
| RN    | Route nationale   |
| RH    | Right Hand  |
| RPM   | Rotations par minute  |
| RMI   | Radio magnetic indicator  |
| RWY   | Piste   |
| SB    | Service Bulletin  |
| SCT   | Eparse (message TAF)  |
| TAF   | Prévisions d'aérodrome  |
| TDZ   | Zone de toucher des roues   |
| TEMPO | Temporairement (message TAF)  |
| TR    | Qualification de type d'avion   |
| TRTO  | Organisme de formation agréé pour les qualifications de type          |
| UTC   | Temps universel coordonné   |
| VHF   | Very High Frequency   |
| VOR   | Radiophare omnidirectionnel   |

## SYNOPSIS

### Date de l'accident

Mercredi 6 novembre 2002 à 09 H 06 <sup>(1)</sup>

### Aéronef

Fokker F27 Mk050 immatriculé  
LX-LGB

### Lieu de l'accident

Niederanven, 3,5 kilomètres à l'est du seuil  
de la piste 24 de l'aérodrome de Luxembourg

### Propriétaire

LUXAIR

### Exploitant

LUXAIR

### Nature du vol

Transport Public de passagers  
Vol LG9642/LH2420 Berlin - Luxembourg

### Personnes à bord : 22

2 PNT, 1 PNC, 19 passagers

### Résumé

En approche ILS pour la piste 24, alors qu'il est établi sur l'axe, l'avion disparaît des écrans radar. Il est retrouvé à 3,5 kilomètres à l'est du seuil de la piste, à 700 mètres au nord de l'axe de celle-ci.

| Personnes à bord | Personnes |            |             | Aéronef | Chargement | Tiers |
|------------------|-----------|------------|-------------|---------|------------|-------|
|                  | Tué (s)   | Blessé (s) | Indemne (s) |         |            |       |
| <b>Equipage</b>  | 2         | 1          | -           | Détruit | Détruit    | -     |
| <b>Passagers</b> | 18        | 1          | -           |         |            |       |

<sup>(1)</sup> Sauf précisions contraires, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en Temps Universel Coordonné (UTC).



## ORGANISATION DE L'ENQUÊTE

Conformément à la loi du 8 mars 2002 sur les enquêtes techniques relatives aux accidents et aux incidents graves survenus dans les domaines de l'aviation civile, des transports maritimes et du chemin de fer, à l'article 26 de la Convention de Chicago de l'OACI et à son annexe 13, le Grand-Duché de Luxembourg, pays d'occurrence, a ouvert une enquête technique. Une commission d'enquête a été instaurée par arrêté ministériel. Elle a fait appel au Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (BEA) français pour l'assister.

L'équipe d'enquêteurs, assistée par des experts du détenteur du certificat de navigabilité néerlandais Fokker Services B.V. et des experts des services de l'exploitation et des services techniques de Luxair, a travaillé sur le site de l'accident pour relever les indices matériels. Au même moment, les enregistreurs de vol de l'avion ont été conduits au BEA pour y être dépouillés et analysés.

Un représentant du motoriste Pratt & Whitney et du constructeur des hélices Dowty ont rejoint les enquêteurs et les travaux ont continué sur les premiers résultats des enregistreurs et sur l'épave qui avait été transportée dans un hangar sur l'aérodrome de Luxembourg.

Les Pays-Bas ont participé à l'enquête en tant qu'Etat constructeur de l'avion. L'Allemagne qui déplorait de nombreuses victimes, a dépêché des experts.

L'enquête technique et l'enquête judiciaire ont été étroitement coordonnées pendant la première phase de collecte d'informations techniques et d'examen des composants démontés de l'épave, dans le respect de leurs procédures et de leurs objectifs respectifs.

Les travaux d'investigation portant sur la cellule, les moteurs, les hélices et les différents équipements de l'avion ont été entamés immédiatement.

Les premiers résultats factuels de l'enquête ont été publiés dans un rapport préliminaire en janvier 2003.

A la suite d'investigations et d'analyses supplémentaires par les experts du BEA, toutes les lectures du CVR et du DFDR ont été validées et finalisées.

Certains composants et équipements de l'avion, démontés de l'épave, ont été envoyés aux constructeurs et à des laboratoires spécialisés pour examens et essais supplémentaires. Ces activités se sont déroulées en présence de la commission d'enquête.

De plus, la commission d'enquête s'est rendue sur un simulateur de vol Fokker 27 Mk050 afin de reproduire les dernières minutes du vol accidenté.

## 1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

### 1.1. DÉROULEMENT DU VOL

Le Fokker 27 Mk050 immatriculé LX-LGB et exploité par Luxair décolle de Berlin le 6 novembre 2002 à 7 h 40 pour effectuer le vol LG 9642/LH 2420 à destination de Luxembourg.

La croisière est effectuée au FL180. A 8 h 50, le service de contrôle de Francfort demande à l'équipage d'arrêter la descente au FL90 avec cap sur Diekirch et à 8 h 52, le vol est transféré vers l'approche de Luxembourg. Il leur est demandé par le contrôle de rejoindre l'attente de Diekirch au FL90, qui leur dit de s'attendre plus tard à un guidage radar vers l'ILS 24 et qui leur donne les dernières valeurs RVR.

A 8 h 59, bien avant d'atteindre l'attente de Diekirch, l'avion est autorisé à descendre vers 3000 pieds QNH et à virer vers la gauche au cap unité trois zéro. A ce moment, l'avion vole en ciel clair au-dessus de la nappe de brouillard. La RVR est de deux cent soixante-quinze mètres. L'équipage évoque une remise de gaz si la RVR n'est pas de 300 mètres au passage de la balise ELU (leurs minima pour une approche en CAT II).

A 9 h 04 min 36s, l'avion passe au-dessus de la balise ELU tout en maintenant 3000 pieds QNH.

A 9 h 04min 57s, le contrôleur ATC transmet une RVR de trois cents mètres. La puissance est réduite davantage, les volets sont mis en position 10° et le train d'atterrissage est sorti.

Immédiatement après la sortie du train d'atterrissage, le calage des deux hélices atteint simultanément une valeur inférieure à la valeur minimale en vol. Ce calage des hélices a entraîné une diminution très rapide de la vitesse et de l'altitude.

Dans les secondes qui suivent, le moteur gauche s'arrête, puis le moteur droit. Les enregistreurs de vol, n'étant plus alimentés, cessent de fonctionner. A 9 h 05 min 42 s (base de temps radar), l'avion disparaît de l'écran radar. Il est retrouvé immédiatement après dans un champ à 700 mètres au nord de l'axe de la piste 24, à 3,5 kilomètres à l'est du seuil.

### 1.2. TUÉS ET BLESSÉS

| Blessures             | Equipage | Passagers | Autres personnes |
|-----------------------|----------|-----------|------------------|
| <b>Mortelles</b>      | 2        | 18        | -                |
| <b>Graves</b>         | 1        | 1         | -                |
| <b>Légères/Aucune</b> | -        | -         | -                |
| <b>Total</b>          | 3        | 19        | -                |

### 1.3. DOMMAGES À L'AÉRONEF

L'avion est détruit.

## 1.4. AUTRES DOMMAGES

Il n'y a pas eu de dommages aux tiers.

## 1.5. RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL

### 1.5.1. Commandant de bord

Homme, 26 ans, licence de pilote de ligne

Heures de vol totales: 4242

Heures sur type: 2864

Derniers 3 jours: 0

Derniers 28 jours: 54

Derniers 30 jours: 57

Jour de l'accident: 1 heure et 36 minutes avant le dernier vol.

Le commandant de bord avait repris les vols le 6 novembre 2002, après un repos de 91 heures (stand-by).

Derniers contrôles:

Hors ligne: 1 juin 2002 (date fournie par Luxair, document pas au dossier)

En ligne: 12 juin 2002

Visite médicale: 19 juin 2002, valide jusqu'au 5 juillet 2003.

#### 1.5.1.1. Licences

- Licence FAA CPL N° 2501396 émise le 16.11.1994, validation luxembourgeoise N° 3488 datée 05.04.1995
- Examen théorique ATPL suisse réussi le 06.06.1995
- Licence suisse CPL N° 36314 émise le 07.11.1995 avec certification de type Fokker 27 Mk050 copilote, validation luxembourgeoise N°3721 du 20.02.1996
- Licence suisse ATPL commandant de bord Fokker 27 Mk050 émise le 16.03.1999

#### 1.5.1.2. Qualifications

- Qualification commandant de bord Fokker 27 Mk050 validée jusqu'à 14.12.2002
- IR/CAT II commandant de bord Fokker 27 Mk050 validée jusqu'à 14.12.2002

#### 1.5.1.3. Carrière aéronautique

- Contrat avec Luxair Commuter à partir du 1.04.1995 avec un total d'heures de vol d'environ 236 sur planeur, mono- et multimoteurs.
- Qualification copilote sur type Fokker 27 Mk050 en juillet 1995
- Contrat avec Luxair S.A. à partir du 10.02.1996
- Qualification copilote sur type B737 en juillet 1997
- Conversion et qualification commandant de bord sur type Fokker 27 Mk050 commencées début 1999.

## 1.5.2. Copilote

Homme, 32 ans, licence de pilote de ligne

Heures de vol totales : 1156  
Heures sur type: 443  
Derniers 3 jours: 0  
Derniers 28 jours: 50  
Derniers 30 jours: 54  
Jour de l'accident: 1 heure et 36 minutes avant le dernier vol.  
Dernier vol avant l'accident: 1 novembre 2002

Derniers contrôles:

Hors ligne: 22 juin 2002 (date fournie par Luxair, document pas au dossier)  
En ligne: 13 juin 2002  
Visite médicale: 30 novembre 2001, valide jusqu'au 14 janvier 2003

### 1.5.2.1 Licences

- Licence FAA CPL N° 2511212 émise le 28.04.1995
- Licence luxembourgeoise PPL N° 865 émise le 30.08.1996 avec qualifications d'acrobaties aériennes et de vol aux instruments
- Licence allemande ATPL N° 11500 émise le 19.06.2000 avec 700 heures de vol, validation luxembourgeoise N° 4971 du 12.12.2000.

### 1.5.2.2. Qualifications

- IR/CAT II validée jusqu'au 14 janvier 2003.

### 1.5.2.3. Carrière aéronautique

- Pilote indépendant volant sur Short Skyvan et Britten Islander avec environ 300 heures
- Entraînement ATPL entre 1998 – 2000
- Procédure de recrutement Luxair (entretien le 10.07.2000, examen psychologique le 13.07.2000, vol de contrôle le 26.07.2000 et recommandation le 28.11.2000)
- Contrat avec Luxair le 04.12.2000
- Cours de formation au sol pour Fokker 27 Mk050 complété en décembre 2000
- Conversion et qualification de type pour Fokker 27 Mk050 complétées en décembre 2000/janvier 2001.
- Qualification Fokker 27 Mk050 en juin 2001

## 1.5.3. Equipage de cabine

Femme 32 ans.  
Date d'entrée chez Luxair: 16 février 1995.  
Derniers contrôles: 18 mai 2002.

#### 1.5.4. Service du contrôle de la circulation aérienne

Le contrôle d'approche, qui reprend le trafic aérien des centres étrangers afin de l'intégrer dans la séquence d'approche, est réalisé dans une salle spécialisée radar. Le personnel présent au moment de l'accident était:

- Un contrôleur qualifié radar travaillant sur la position radar
- Un contrôleur qualifié radar travaillant sur la position assistant/coordonateur

Le contrôle aérodrome reprend le trafic du contrôle approche pour l'atterrissage. Le personnel présent au moment de l'accident était:

- Un contrôleur qualifié aérodrome travaillant sur la position aérodrome
- Un contrôleur qualifié aérodrome travaillant sur la position assistant/coordonateur
- Un stagiaire observateur sans attribution de tâches.

### 1.6. RENSEIGNEMENTS SUR L'AÉRONEF

#### 1.6.1. Cellule

- Constructeur: Fokker Aircraft B.V. (Pays-Bas)
- Type: F27 Mk050
- N° de série: 20221
- Certificat de navigabilité:
  - délivré le 26 juin 1991
  - valide jusqu'au 19 juin 2003
- Heures de vol à la date du 6 novembre 2002: 21 836
- Nombre de cycles à la date du 6 novembre 2002: 24 068

#### 1.6.2. Moteurs

Constructeur : Pratt & Whitney Canada

| Moteur        | Type    | N° de série | Heures de fonctionnement | Nombre de cycles |
|---------------|---------|-------------|--------------------------|------------------|
| <b>Gauche</b> | PW 125B | 124315      | 20 372                   | 22 060           |
| <b>Droit</b>  | PW 125B | 125004      | 18 454                   | 20 077           |

#### 1.6.3. Hélices

Constructeur: Dowty Propellers

| Hélice        | Type           | N° de série | Heures de fonctionnement | Nombre de cycles |
|---------------|----------------|-------------|--------------------------|------------------|
| <b>Gauche</b> | R352/6-123-F/1 | DRG8487/89  | 18 008                   | 16 958           |
| <b>Droite</b> | R352/6-123-F/1 | DRG11867/89 | 17 923                   | 19 470           |

#### **1.6.4. Masse et centrage**

L'avion était dans l'enveloppe de chargement et de centrage déterminé par le constructeur.

#### **1.6.5. Entretien et navigabilité**

La veille de l'accident l'avion avait fait l'objet d'une inspection dite « 230 flight hours inspection » dont le résultat avait été satisfaisant. Après achèvement de l'inspection, l'avion a été remis en service. (Certificat de remise en service N° 3769)

La liste des travaux reportés (HIL) faisait état d'un non-fonctionnement du système antiskid du train d'atterrissage droit jusqu'au 5 novembre 2002 (date de la visite). Cette anomalie avait été constatée une première fois en exploitation le 27 septembre 2002 et le « RH antiskid harness » avait été remplacé. Le 24 octobre 2002, le même système était tombé en panne. Malgré le changement du capteur extérieur, le système était resté inopérant. Le problème avait été résolu le 5 novembre 2002 par le changement du capteur intérieur du train droit. Ceci était inscrit dans la liste des travaux reportés HIL N° 00321 point D et le 5 novembre 2002, cette action a levé l'inscription.

#### **1.6.6. Certification de type de l'aéronef**

Le Fokker F27 Mk050 est un avion dérivé du F27. Beaucoup de modifications ont été introduites, notamment en équipant le poste de pilotage d'équipements très sophistiqués dont des écrans d'affichage des paramètres de vol et en remplaçant les moteurs et les hélices. Le premier vol du prototype a été réalisé le 28 décembre 1985.

Le certificat de type a été délivré le 15 mai 1987 par les autorités néerlandaises. La production a débuté en 1987 et s'est arrêtée en mai 1997. 208 avions ont été construits dont les deux prototypes.

Le certificat de type FAA a été délivré le 8 février 1989 et l'avion est en service auprès de 30 exploitants dans le monde.

### **1.7. CONDITIONS MÉTÉOROLOGIQUES**

#### **1.7.1. Situation générale**

Le Luxembourg était sous l'influence de hautes pressions, avec un centre dépressionnaire centré sur l'Islande et un système dépressionnaire se déplaçant lentement vers l'est.

Cela se traduisait par des brouillards persistants qui se sont dégagés en début d'après-midi.

#### **1.7.2. Situation sur l'aérodrome**

Les informations météorologiques enregistrées à l'aéroport sont incorporées dans les messa-

---

ges ATIS. Pour la période considérée, les valeurs météorologiques étaient les suivantes:

METAR de 7 h 50: 00000KT 0100 R24/250N FG OVC001 04/04 Q1024 NOSIG  
METAR de 8 h 20: 00000KT 0100 R24/250N FG OVC001 04/04 Q1024 NOSIG  
METAR de 8 h 50 : 00000KT 0100 R24/250N FG OVC001 04/04 Q1023 NOSIG  
METAR de 9 h 20: 00000KT 0100 R24/250N FG OVC001 04/04 Q1023 NOSIG

Chaque valeur RVR enregistrée (voir annexe 14) correspond à la moyenne d'une minute. La RVR fournie aux pilotes par l'ATC, est une valeur actuelle, mise à jour toutes les 15 secondes.

Les bulletins des prévisions établis pour la période considérée étaient les suivants:

TAF de 6 h 00: 060600 060716 18003KT 2000 BR BKN003 TEMPO 0710 0100 FG  
BKN001 BECMG 1113 18007KT 5000 NSW SCT015 BKN030 BECMG  
1215 18012 KT 9999 SCT020 BKN035=  
  
TAF de 9 h 00: 060900 061019 18002KT 0100 FG BKN001 BECMG 1114 2000 BR  
BKN009 BECMG 1416 20010KT 9999 SCT015 BKN040=

### **1.7.3. Situation sur l'aérodrome de décollage**

Pendant le vol, l'équipage a écouté l'ATIS de Sarrebruck (en Allemagne). L'information diffusée était la suivante :

Wind 1104 knots, visibility 2000 meters- few 200- broken 600 feet- temperature 2.6- QNH 1024- trend becoming visibility 3000 meters- broken 800 feet- expect ILS approach RWY 27- transition level 60- Wind 1104 knots- visibility 2000.

## **1.8. AIDES À LA NAVIGATION**

La procédure d'approche aux instruments CAT II ILS DME pour la piste 24 est basée sur les moyens suivants (voir carte Jeppesen annexe 1):

- un VOR/DME DIK 114,400 MHz matérialisant l'IAF avec un NDB co-implanté 307 kHz
- un ILS/DME ILW 110,7 MHz
- un NDB ELU 368,5 kHz à 5,5 NM du seuil.

Tous ces équipements étaient en état de fonctionnement au moment de l'accident.

## **1.9. TÉLÉCOMMUNICATIONS**

Le vol LG 9642 a été en contact, au cours des dernières minutes du vol, avec les services de contrôle en route de Francfort, du contrôle d'approche de Luxembourg et de la tour de contrôle de Luxembourg.

L'aérodrome dispose des moyens de radiocommunication suivants:

- Fréquence Approche 118.9 MHz

- 
- Fréquence Tour 118.10 MHz

Les équipements de radiocommunication étaient en état de fonctionnement au moment de l'accident.

Des extraits des communications avec les différents organismes sont reproduits ci-dessous avec la base de temps du CVR (Voir l'annexe 4 pour la transcription des radiocommunications).

#### Communications avec le contrôle de Francfort:

A 8 h 44 min 25 s, Luxair 9642, au FL 140, contacte Francfort qui lui demande de faire route sur ELU et de maintenir le niveau. A 8 h 46 min 43 s, il est autorisé à descendre au niveau 100, puis au niveau 60 à 8 h 49 min 06 s.

A 8 h 50 min 39 s, le contrôleur transmet: «Luxair 9642 by request of Luxembourg stop your descent level 90 set course to Diekirch». L'équipage collationne.

A 8 h 52 min 15 s, le contrôleur transfère l'avion vers l'approche du Luxembourg: «Luxair 9642 for lower and radar vectors contact Luxembourg 118,9 good bye».

#### Communications avec l'approche de Luxembourg

A 9 h 01 min 25 s, le contrôleur de l'approche de Luxembourg dit «Niner six four two turn right heading two two zero to intercept cleared for approach, report established on the localizer».

A 9 h 02 min 32 s, l'équipage annonce «The Lux euh nine six four two is now established on the localizer». Il est alors transféré sur la fréquence de la tour de Luxembourg qu'il contacte à 9 h 02 min 51 s.

#### Communications avec la tour de Luxembourg

A 9 h 02 min 57 s, le contrôleur tour répond «Luxair nine six four two gudden Moien, continue approach. The wind is calm RVR beginning two five zero meters, mid section two five zero meters, stop end two two five meters».

A 9 h 03 min 08 s, l'équipage répond «... that's copied Luxair nine six four two... but we need three hundred meters for the approach».

A 9 h 03 min 18 s, le contrôleur transmet «Nine six four two copied... uh so continue approach and I'll keep you advised we didn't have three hundred uh... uh during the last time».

A 09 h 03 min 28 s, l'équipage annonce «Euh Roger nine six four two, we keep you advised we're proceeding to ELU now and ... uh standing by nine six four two».

A 09 h 04 min 57 s, le contrôleur transmet une RVR de 300 m à l'équipage: «Luxair nine six four two RVR three hundred meters two seven five meters stop end two seven five meters».

A 9 h 05 min 05 s, l'équipage annonce «Nine six four two Roger so we continue».



A 9 h 05 min 08 s, le contrôleur répond «Nine six four two you are cleared to land wind one eight zero degrees...knots».

Ce message est collationné à 9 h 05 min 13 s par le copilote. C'est la dernière communication avec le contrôle.

## 1.10. RENSEIGNEMENTS SUR L'AÉRODROME

L'aérodrome dispose d'une piste unique orientée 241° / 061°, d'une longueur de 4000 m. L'altitude du seuil de la piste 24 est de 1214 pieds.

Les deux orientations sont équipées chacune d'un ILS ;

- pour la piste 06, un ILS de catégorie 1,
- pour la piste 24, un ILS de catégorie 3.

L'aéroport est équipé de radars primaire et secondaire d'approche, qui sont utilisés par le contrôle d'approche pour assurer, entre autres, les guidages en approche initiale et intermédiaire et les espacements IFR entre aéronefs au décollage ou en phase d'approche finale.

La catégorie de protection du feu de l'aéroport est 8, conformément à l'annexe 14 de l'OACI.

Tous les équipements techniques de l'aéroport fonctionnaient normalement.

## 1.11. ENREGISTREURS DE BORD

Le Fokker 27 Mk050 était équipé de deux enregistreurs de vol:

|                              | <b>DFDR</b>    | <b>CVR</b>      |
|------------------------------|----------------|-----------------|
| <b>Modèle</b>                | Fairchild F800 | Fairchild A100A |
| <b>Référence (P/N)</b>       | 17M-800-251    | 93-A100-80      |
| <b>Numéro de série (S/N)</b> | 3672           | 56866           |

Les enregistreurs ont été apportés au BEA le 7 novembre 2002 dans l'après-midi. L'extraction et la lecture des bandes ont été effectuées immédiatement.

Les données finales validées du CVR et du DFDR sont reprises aux annexes 2 et 3.

### 1.11.1. Opérations de lecture

#### 1.11.1.1. DFDR

L'enregistreur des paramètres de vol était encore fixé à son support, en bon état. A l'intérieur du boîtier protégé, la bande magnétique était en place et en parfait état apparent. La bobine sur laquelle est enroulée la bande magnétique dans l'enregistreur a été extraite et placée sur un lecteur adapté. Ce lecteur produit des fichiers qui rendent exactement les signaux analogues enregistrés sur la bande magnétique, mais ces fichiers doivent être décodés et synchronisés

---

par un logiciel approprié.

### 1.11.1.2. CVR

L'enregistreur phonique était encore fixé à son support. Il était peu endommagé mais son état a néanmoins nécessité une opération de découpage du boîtier. Après extraction, la bande a été transférée sur une bobine vierge standard.

La bande magnétique du CVR Fairchild A-100 comporte quatre pistes qui correspondent aux quatre voies enregistrées pendant trente minutes.

La lecture de la bande a été effectuée sur un lecteur REVOX adapté, après réglage de la vitesse de défilement grâce au signal 400 Hz correspondant à la génération électrique de bord. De plus, le CVR comportait sur la piste 2 un signal FSK (Frequency Shift Keying). Ce signal est composé de bips sonores espacés très précisément de 4 000 ms permettant d'affiner la vitesse de lecture de la bande. En outre, ces bips codent le temps UTC qu'il est possible de lire avec un boîtier de décodage spécialisé.

## 1.11.2. Exploitation des enregistrements

### 1.11.2.1. DFDR

On trouve ci-après quelques paramètres significatifs pour les trente dernières secondes d'enregistrement.

A 9 h 05 min 00 s : réduction de la puissance des moteurs

- cap : 239°
- vitesse indiquée : 165 kt
- altitude pression : 2742 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 17% et 15 %
- tours hélices (gauche et droite) : 85 % et 85 %
- débits carburant (gauche et droit) : 493 lb/h et 447 lb/h
- position volets : 0

A 9 h 05 min 09 s : début de sortie des volets

- cap : 240°
- vitesse indiquée : 152 kt
- altitude pression : 2 712 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 0 % et 0%
- tours hélices (gauche et droite) : 85 % et 85 %
- débits carburant (gauche et droit) : 208 lb/h et 182 lb/h
- position volets : 1

A 9 h 05 min 16 s : début de sortie du train d'atterrissage

- cap : 238°
- vitesse indiquée : 145 kt

- altitude pression : 2 635 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 0% et 0 %
- tours hélices (gauche et droite) : 85 % et 85 %
- débits carburant (gauche et droit) : 214 lb/h et 188 lb/h
- position volets : 12

A 9 h 05 min 17 s, le paramètre « blade angle » de l'hélice gauche passe de la valeur « normal » à la valeur « low pitch »<sup>(2)</sup> signalant par là un calage d'hélice inférieur à 10°.

- cap : 236°
- vitesse indiquée : 144 kt
- altitude pression : 2 617 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 0 % et 0 %
- tours hélices (gauche et droite) : 86 % et 86 %
- débits carburant (gauche et droit) : 202 lb/h et 174 lb/h
- position volets : 12

Le paramètre « blade angle »<sup>(3)</sup> de l'hélice droite passe également de la valeur « normal » à la valeur « low pitch » une seconde plus tard.

A 9 h 05 min 20 s : début de rentrée des volets

- cap : 237°
- vitesse indiquée : 131 kt
- altitude pression : 2 512 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 3 % et 0%
- tours hélices (gauche et droite) : 86 % et 95 %
- débits carburant (gauche et droit) : 352 lb/h et 334 lb/h
- position volets : 12

A 9 h 05 min 26 s : dernier point d'enregistrement

- cap : 244°
- vitesse indiquée : 125 kt
- altitude pression : 2 145 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 0 % et 0 %
- tours hélices (gauche et droite) : 6 % et 98 %
- débits carburant (gauche et droit) : 7 lb/h et 352 lb/h
- position volets : 0

### 1.11.2.2. CVR

Une transcription complète de l'enregistrement a été faite, montrant le début à 08 h 33 min 49 s et la fin à 09 h 05 min 44 s. Les données valides du CVR pour la séquence de l'évènement

<sup>(2)</sup> Ce paramètre est un binaire, c'est à dire qu'il n'a que deux états possibles: « normal » ou « low pitch »

<sup>(3)</sup> L'enregistrement du paramètre « low pitch » se fait une fois par seconde. De ce fait, la différence de temps entre l'état « normal » et « low pitch », peut avoir une valeur comprise entre un peu plus de zéro seconde et moins de deux secondes.

---

se terminent à 09 h 05 min 28 s, suivies de brèves interruptions et des redémarrages. La durée enregistrée des données valides est de 31 min 39 s.

Les communications entre les pilotes et l'ATC étaient en langue anglaise.

Les communications entre pilotes et celles avec leur compagnie étaient en langue luxembourgeoise. Ces passages ont été traduits en français. (voir annexe 2)

Durant les trente dernières minutes de l'enregistrement, on note en particulier les échanges suivants entre les pilotes:

A 08 h 35 min 15 s, l'équipage obtient les informations suivantes de l'ATIS: Visibilité 100 mètres, RVR 250 mètres, pas de changement, brouillard.

A 08 h 41 min 08 s, en contact avec Francfort, on leur demande de procéder KIRN direct et de descendre vers le niveau de vol 140.

A 08 h 44 min 53 s, le copilote contrôle encore une fois la météo: ATIS – 0820 vent calme, visibilité 100, RVR 250 mètres pas de changement, couverture 100, température 4, point de rosée 4, pas de changement.

A 08 h 45 min 08 s, le copilote fait un commentaire sur le temps qui semble inquiétant et le commandant de bord réplique « Papa travaille encore avec toutes les combines » et fait des plans sur les possibilités d'une attente et sur l'évolution de la RVR.

A 08 h 45 min 45 s, le copilote incite le commandant de bord à envisager une approche CAT II.

A 08 h 46 min 21 s, le commandant de bord demande au copilote s'il a déjà parlé aux passagers. Sa réponse est non. Il y a une incertitude sur qui doit le faire, le pilote aux commandes ou l'autre. Puisque le copilote s'occupait de la radio, le commandant de bord lui demande de faire l'annonce aux passagers, mais aucun d'eux n'est sûr de ce qu'il faut dire.

A 08 h 47 min 32 s, le commandant de bord décide d'appeler les opérations de Luxair pour avoir la dernière information RVR.

A 08 h 47 min 57 s, les opérations transmettent une RVR de 250 pour l'instant et rajoutent qu'il n'y avait pas eu 300 depuis longtemps et que, s'il n'y avait pas d'amélioration, ils seraient déroutés vers Sarrebruck.

A 08 h 48 min 35 s, le commandant de bord demande aux opérations s'il y a un décollage de Cargolux prévu prochainement.

A 08 h 49 min 25 s, l'équipage exprime son mécontentement d'être dévié vers Sarrebruck et le commandant de bord écoute l'ATIS de Sarrebruck.

A 08 h 50 min 41 s, le contrôle de Francfort leur demande d'arrêter la descente au niveau 90 et de mettre cap sur Diekirch.

A 08 h 51 min 42 s, le copilote parle à nouveau sur ce qu'il devrait dire aux passagers. Au premier contact avec l'approche de Luxembourg à 08 h 52 min 49 s, on lui dit de rejoindre l'attente de Diekirch, au niveau de vol 90 et qu'il y aurait plus tard un guidage radar

---

vers l'ILS 24 CAT II pour la 24, QNH 1023, dernières RVR début 250 mètres, milieu 275 mètres et fin 225 mètres.

A 08 h 53 min 36 s, le copilote commence son annonce aux passagers, d'abord en luxembourgeois, puis en allemand et finalement en anglais en disant qu'ils allaient rejoindre l'attente et attendre une amélioration du temps.

A 08 h 54 min 43 s, le commandant de bord annonce à l'approche qu'il réduit la vitesse à 160 kt.

A 08 h 56 min 44 s, le copilote demande à l'hôtesse s'il n'a pas dit n'importe quoi.

A 08 h 58 min 12 s, l'équipage parle du carburant à bord et de combien il leur faut pour l'attente et le dégageant.

A 08 h 58 min 50 s, l'approche leur demande de descendre vers 3000 pieds et de tourner à gauche au cap 130°.

A 08 h 59 min 35 s, le commandant de bord demande au copilote la dernière RVR. Le copilote répond qu'il ne sait pas.

A 09 h 00 min 22s, le commandant de bord appelle les opérations pour recevoir la dernière RVR qui était de 275 mètres. Sur ce, il demande au copilote: qu'est-ce qu'on va faire maintenant ? Le copilote répond: je ne sais pas.

A 09 h 00 min 50 s, l'équipage entend l'ATC transmettre les valeurs RVR (début 275, mi-piste 275, fin piste 255 mètres) à un autre avion.

A 09 h 01 min 06 s, le copilote se demande ce qu'ils vont faire d'eux, attente ou approche, et le commandant de bord lui répond que c'était pour une approche.

A 09 h 01 min 15 s, le copilote remarque que Cargolux devrait faire une remise de gaz. Ceci pour dissiper le brouillard et leur permettre ainsi d'atterrir.

A 09 h 01 min 25 s, l'ATC dit : tournez à droite au cap deux deux zéro pour intercepter, autorisé à l'approche et rappelez établi sur le localiser

A 09 h 01 min 42 s, après avoir reçu l'autorisation d'approche, le copilote remarque que le contrôle les fait passer devant d'autres avions (alors dans l'attente à Diekirch).

A 09 h 02 min 09 s, le commandant de bord annonce « *Loc ass alive an captured* » (le loc est vivant et capturé).

A 9 h 02 min 12 s, le commandant de bord demande au copilote : « *Dis-lui, je les préviendrait pour être honnête, que si on n'a pas 300 mètres à Echo, qu'on va alors faire une remise de gaz et procéder vers Diekirch* ».

A 9 h 03 min 04 s, après que la tour leur eut transmis les dernières valeurs RVR, le commandant de bord dit deux fois « *Oh, dat bréngt näischt* » (Oh, ça n'apporte rien), et à 9 h 03 min 16 s, il ajoute « *So, mir gin weider fir bis ELU, wa mir dann näischt hätten, dann ehhhhhh* ». (Dis qu'on continue jusqu'à ELU, si alors on n'a rien, alors ehhh)

De 9 h 04 min 30 s à 9 h 04 min 53 s, l'équipage effectue la check-list avant approche.

---

A 9 h 04 min 46 s, le commandant de bord dit au copilote « *Yo, bon mir maachen en go-around, missed approach* » (oui, bon on fait une remise de gaz, approche manquée).

A 9 h 04 min 57 s, la tour transmet une RVR de 300 mètres pour le seuil de piste.

A 9 h 05 min 00 s, est perçue une variation de la vitesse rotation turbine. On entend un bruit identifié comme le soulèvement des « *ground range selectors* ». Consécutivement et dans un intervalle de seize secondes, les volets sont sortis, puis le train d'atterrissage.

A 9 h 05 min 02 s, le copilote dit « *geet net duer* » (ne suffit pas).

A 9 h 05 min 08 s, l'équipage est autorisé à l'atterrissage.

A 9 h 05 min 17 s, une seconde après le début de la sortie du train, on entend une augmentation de la vitesse de rotation d'au moins une hélice, puis de nombreux bruits de sélections et des variations de régime.

A 9 h 05 min 19 s, le commandant de bord dit « *Wat ass dat?* » (Qu'est-ce que c'est?).

A 9 h 05 min 27 s, apparaît un début d'alarme GPWS; une seconde après, le CVR s'arrête.

On note ensuite deux portions d'enregistrements, l'une d'une durée de 0,9 secondes et l'autre d'une durée de 0,7 secondes, séparées entre elles de 11,2 secondes et représentant des portions d'enregistrements du début du CVR et non-ré-enregistrées.

A aucun moment du vol, l'équipage n'a fait allusion à une panne quelconque des systèmes de l'avion.

### **1.11.3 Corrélation avec les enregistrements radar**

Les enregistrements du radar de Luxembourg étaient disponibles en format habituel Astérix. Une conversion de ce fichier en format exploitable Rho/Thêta a été faite, afin de pouvoir être analysée facilement par un logiciel tableur.

Les graphiques montrant les trajectoires verticale et horizontale de l'avion pendant les dernières minutes sont joints en annexes 16 et 17.

---

## 1.12. RENSEIGNEMENTS SUR L'ÉPAVE ET SUR L'IMPACT

### 1.12.1. Description du site

L'avion a touché le sol avec un cap sensiblement égal à  $295^\circ$ , comme l'indique l'axe principal des débris. Les traces du premier impact sont situées en bordure sud de la route nationale RN1. Elles sont constituées par les traces des deux trains d'atterrissage ainsi que par la trace du cône de queue.

Des marques de frottement, notamment du bout de l'aile gauche, se trouvent sur toute la largeur de la route et l'avion a rebondi sur un talus situé du côté nord de la route nationale RN1.



*Vue aérienne de la route nationale 1 et du site*

La majeure partie des dégâts résulte de ce choc au cours duquel l'avion a perdu trois pales de l'hélice droite, deux pales de l'hélice gauche, les roues des trains d'atterrissage gauche et droit.

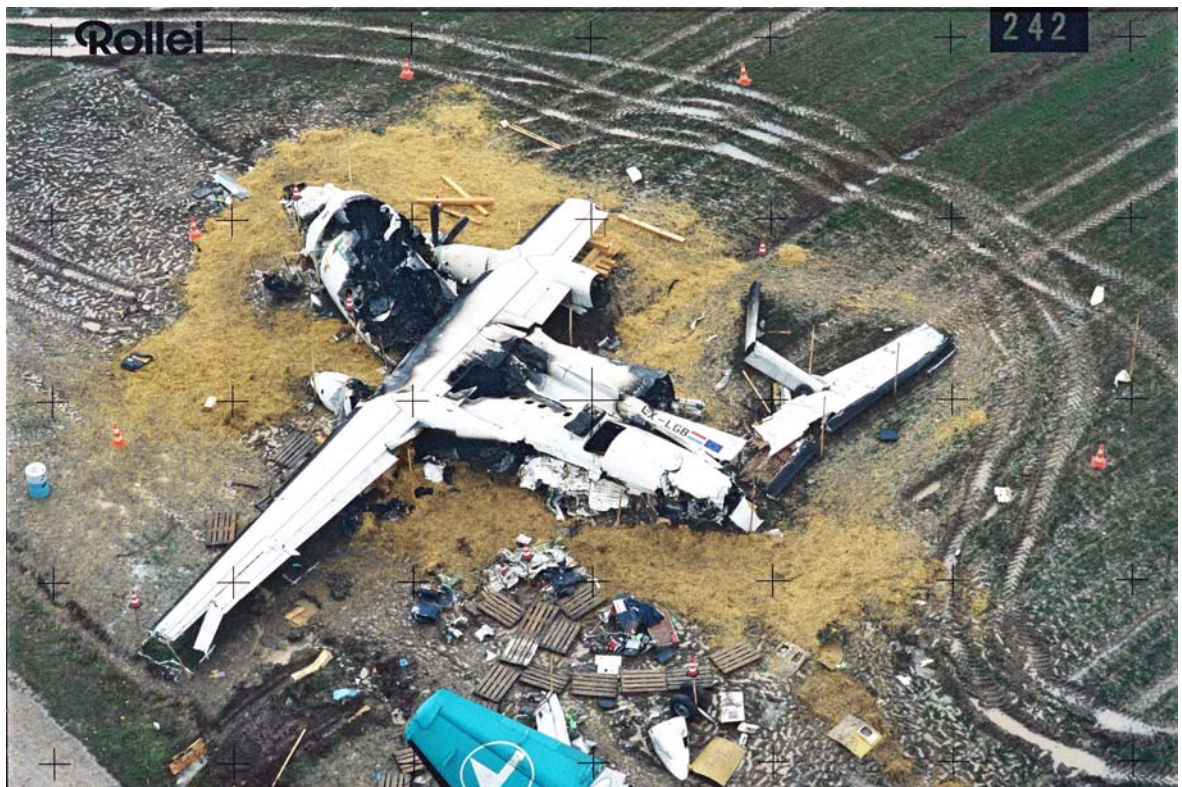
De plus, l'arrière du fuselage s'est disloqué au niveau du bord de fuite des ailes lors de ce choc.

Après ce rebond, l'empennage et une partie de l'extrémité de l'aile droite se sont désolidarisés, l'arrière du fuselage s'est retourné sur la droite et l'avion s'est immobilisé vingt-cinq mètres plus loin dans un champ.





*Vue aérienne du côté droit de l'avion*



*Vue aérienne du côté gauche de l'avion*



## 1.12.2. Examen de l'épave

Remarque: les relevés ci-après ont été effectués par les enquêteurs. Il est possible que certaines de ces observations ne correspondent pas à la situation avant l'impact, dans la mesure où le choc ou certaines opérations effectuées par les services de secours ont pu affecter des positions de commandes.

### Extérieur:

Le fuselage et les ailes sont restés solidaires. La partie arrière, comprenant la dérive et le plan horizontal, s'était détachée de l'avion. Les enregistreurs de vol ont été éjectés par l'impact et retrouvés près de la partie arrière du fuselage. On notait sur le fuselage une déformation plus importante du côté droit que du côté gauche. La partie centrale du fuselage avait brûlé.

Les volets (ailes gauche et droite) étaient rentrés. Les trains d'atterrissage étaient tous arrachés.

Les moteurs avaient subi peu de dommages, sauf sur les parties inférieures qui avaient été en contact avec le sol. A gauche, toutes les pales étaient rompues à leur base. A droite, trois pales sur six étaient encore en place. Toutes les pales, en matériau composite, étaient endommagées. Certaines sont ouvertes, d'autres étaient complètement détruites. Le calage de l'hélice gauche était proche de la position drapeau. Le calage de l'hélice droite était dans la plage Bêta.

Aucun dommage n'avait été décelé, ni sur les parties de la cellule exposées au vent relatif, ni dans les tuyauteries d'admission d'air des moteurs, pouvant correspondre à des impacts oiseaux.

### Poste de pilotage:

La position des leviers de puissance des moteurs n'était pas significative car les câbles ont été étirés et les secours étaient intervenus dans cette zone pour dégager les pilotes. Les leviers de carburant gauche et droit étaient en position « OPEN ».

La commande du trim de profondeur n'était pas cohérente avec la position du compensateur de profondeur. Comme pour les leviers de puissance, sa position avait pu être affectée par la traction ou la rupture des câbles et les opérations de secours.

La commande du trim de direction était positionnée sur cinq unités à gauche. La commande de sortie des volets était en position « OFF ». Le sélecteur « ground idle stop » était en position « OFF ».

- Panneau instruments gauche

L'altimètre indiquait 998 pieds, avec un calage à 1023 hPa. L'altimètre de secours affichait 690 pieds avec un calage à 1037 hPa.

L'anémomètre indiquait 110 kt, la pinule était positionnée sur 101 kt. L'anémomètre de secours était à zéro kt.

- Panneau instruments central

Les paramètres des deux moteurs (vitesse d'hélice, RPM turbine HP et températures tur-

bine) étaient proches de zéro. L'indicateur RPM turbine LP était à 92 % pour les deux moteurs.

L'indicateur de pression des freins était à zéro, ainsi que le totalisateur carburant.

Les deux indicateurs de couple moteur étaient à 25 % (butée minimum des indicateurs et position hors alimentation), le drapeau « OFF » étant apparent.

Les cadrans d'indication de température et de pression d'huile étaient à zéro.

La manette du train d'atterrissage était sur « DOWN ».

- Panneau instruments droit

L'anémomètre indiquait 125 kt, avec la pinule positionnée sur 91 kt.

L'altimètre indiquait 380 pieds avec un calage à 1023 hPa.

Le RMI indiquait 295°, l'aiguille unique sur 080°, l'aiguille double sur 295°.

- Bandeau central

Les EFIS côté droit et gauche étaient sélectionnés sur le mode NAV.

- Panneau supérieur

Les phares d'atterrissage, de roulage, l'anticollision, les feux de navigation, les strobes et les consignes lumineuses «attachez votre ceinture – interdiction de fumer» étaient sur «ON».

Les poignées de percussion des extincteurs moteurs n'étaient pas tirées. Les interrupteurs des boucles de détection incendie étaient en position normale.

Les interrupteurs «ignition» LH et RH du « Engine Control Panel » étaient en position «ON».

Les interrupteurs des PEC étaient en position «NORMAL» (PEC opérationnel).

Les interrupteurs des pompes carburant étaient sur «ON».

Les interrupteurs des pompes hydrauliques étaient sur «ON».

Le réchauffage du pare-brise et des pitots étaient sur «ON».

L'antigivrage des moteurs était sur «ON», celui des ailes était sur «OFF».

### **1.13. RENSEIGNEMENTS MÉDICAUX ET PATHOLOGIQUES**

Les résultats des analyses effectuées sur les prélèvements sanguins de l'équipage ne montraient aucune anomalie qui aurait pu affecter leur habilité à gérer le vol.

### **1.14. INCENDIE**

Une fois l'avion immobilisé au sol, un incendie s'est déclaré et a détruit la partie centrale du fuselage.



## **1.16. ESSAIS ET RECHERCHES**

### **1.16.1. Essais complémentaires des enregistreurs**

#### **1.16.1.1. DFDR**

Les experts du BEA ont effectué des essais complémentaires détaillés afin de valider les résultats initiaux.

Il a été confirmé que sur les 6 canaux du DFDR, un canal n'était pas complètement exploitable. Cependant ceci ne concernait pas le vol de l'accident qui était complètement disponible sur l'enregistreur. La fin des informations exploitables a été confirmée être le temps 9 h 05 min 26 s. (cette seconde incluse)

#### **1.16.1.2. CVR**

##### **1.16.1.2.1. Identification des bruits**

Il avait été conclu dès les lectures initiales du CVR, que des essais complémentaires étaient nécessaires. Ces essais ont été conduits par les experts CVR du BEA afin de valider les hypothèses basées sur les enregistrements des bruits et des alarmes sur le CVR.

Afin de reproduire des conditions similaires à celles de l'accident, différents essais ont été effectués.

- Le même type d'enregistreur CVR (un A100-A à bande magnétique) a été utilisé sur tous les avions ayant servi aux tests. C'est également ce type d'enregistreur qui équipait l'avion accidenté.
- Un vol a été fait sur le Fokker 27 Mk050 immatriculé LX-LGC de la compagnie Luxair entre Paris et Luxembourg avec un enquêteur technique du BEA présent en poste.
- A l'issue de ce vol, le CVR a été prélevé pour lecture des données et analyse des bruits et alarmes.
- Le même appareil a été utilisé pour un enregistrement des essais au sol.
- Enfin, les mêmes tests ont été enregistrés dans le Fokker 27 Mk050 LX-LGD au sol afin de comparer les résultats avec un panel plus large d'appareils.
- Lors des essais en poste, le conditionnement d'air était en fonctionnement pour recréer le principal bruit de fond entendu généralement sur un CVR.
- Les manipulations ont été réalisées plusieurs fois sur chaque appareil afin de bénéficier d'un plus grand nombre d'éléments de comparaison.

L'identification et l'analyse des bruits pertinents sont reproduits à l'annexe 18. Les conclusions principales sont les suivantes:

- Les essais effectués sur deux Fokker 27 Mk050 de la Luxair ont permis de recenser un grand nombre de bruits afin de les comparer à ceux présents sur le CVR du LX-LGB. Les outils disponibles pour ces identifications permettent de dégager certaines caractéristiques de ces bruits, comme leur durée, leur cadence et la répartition des fréquences majoritaires. Il convient lors de l'analyse de souligner que les essais ont été faits sur

un avion de même type, mais différent de celui accidenté. Les bruits de fond peuvent varier avec la vitesse de l'avion, ses paramètres moteurs, sa configuration de vol (volets, pas de d'hélice, train d'atterrissage). De la même façon, chaque interrupteur ou manette d'un appareil peut présenter des caractéristiques propres différentes du même élément d'un autre avion.

- Il ressort néanmoins de cette analyse les résultats suivants:

| <b>Temps de la transcription</b> | <b>Hypothèse</b>                         | <b>Résultat</b>                        |
|----------------------------------|--|--|
| 09 h 04 min 58s                  | Déplacement « ground idle stop »         | Probable                               |
| 09 h 05 min 00s                  | Soulèvement du « ground range selector » | Positif                                |
| 09 h 05 min 09s                  | Commande des « flaps »                   | Positif (vers 10°)                     |
| 09 h 05 min 11s                  | Activation des « Taxi Lights »           | Positif                                |
| 09 h 05 min 19s                  | -  | Passage cran « ground idle » (positif) |
| 09 h 05 min 21s                  | Commande des « flaps »                   | Pas d'identification possible          |
| 09 h 05 min 27s                  | -  | Pas d'identification possible          |

Pour conclure, il faut noter qu'en ce qui concerne le déplacement du « ground idle stop » à 09 h 04 min 58s, le résultat de l'analyse de bruit est renforcé par le fait qu'à 09 h 04 min 53 s, le copilote annonce « ground idle stop off », ce qui est le dernier point de la check-list avant approche. (BEFORE APPROACH check-list)

#### **1.16.1.2.2. Synchronisation du CVR et de la trajectoire radar**

Les enregistrements contenaient des informations de datage venant de sources différentes.

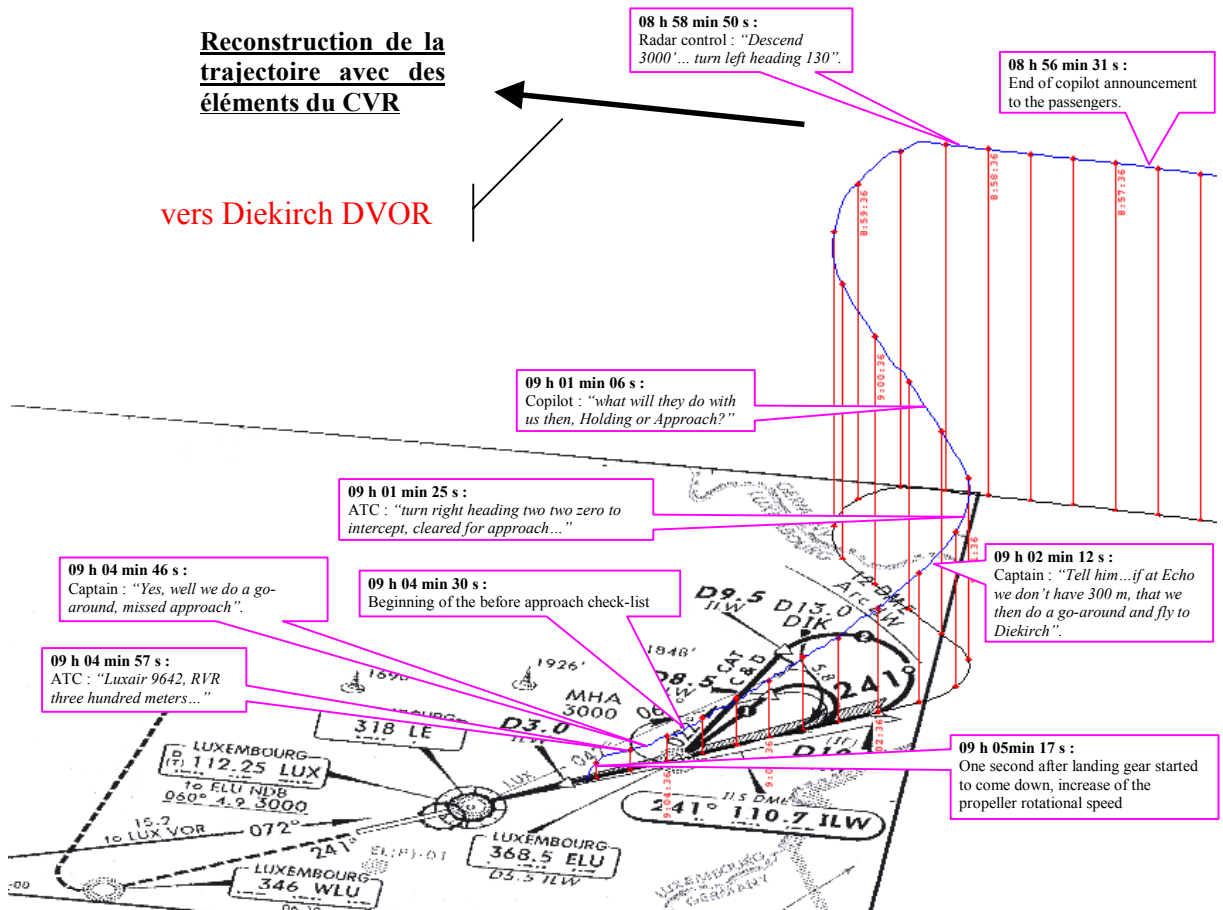
- La base de temps pour les enregistrements CVR est le signal FKS (enregistré toutes les 4 secondes) dont la source vient de l'horloge à bord. Le DFDR enregistre les paramètres « heures », « minutes » et « secondes » qui viennent aussi de l'horloge de bord.
- L'information du temps figurant sur les enregistrements radar provient de l'horloge GPS standard de l'aéroport.

Les informations de l'altitude permettaient une corrélation de temps entre l'enregistrement radar et l'enregistrement DFDR. En effet, l'altitude pression prise en compte par les ordinateurs de l'avion, est enregistrée toutes les secondes sur le DFDR. Elle est simultanément transmise en format niveau de vol (altitude arrondie à 100 pieds) et enregistrée par la station radar environ toutes les 4 secondes. Puisque l'enregistrement radar et l'enregistrement DFDR ont la même source pour l'altitude pression, on peut corréler leur base temporelle par relation avec le profil vertical d'approche obtenu des enregistrements. (voir annexe 17- coupe verticale de la trajectoire).

La précision de ces corrélations est estimée à quelques secondes, à cause de la résolution du niveau de vol de 100 pieds et de l'échantillonnage de la période radar environ toutes les 4 secondes.

Une bonne corrélation entre les enregistrements DFDR et CVR a été vérifiée par le paramètre binaire « transient ident », qui est actif pendant les communications entre l'équipage et l'ATC. Ce paramètre est enregistré toutes les secondes et la précision de cette corrélation peut être estimée à une seconde.

A partir des enregistrements du CVR et des éléments de trajectographie, une trajectoire décrivant la dernière phase du vol a été réalisée.



Cette trajectoire en trois dimensions a été faite sur base des données du radar de Luxembourg. La précision de synchronisation entre le DFDR et CVR est de une seconde.

Le profil vertical de la trajectoire, joint en annexe 17, fait apparaître que la descente finale de l'avion a été entamée nettement après la balise ELU.

## 1.16.2. Système de régulation des hélices

### 1.16.2.1. Généralités

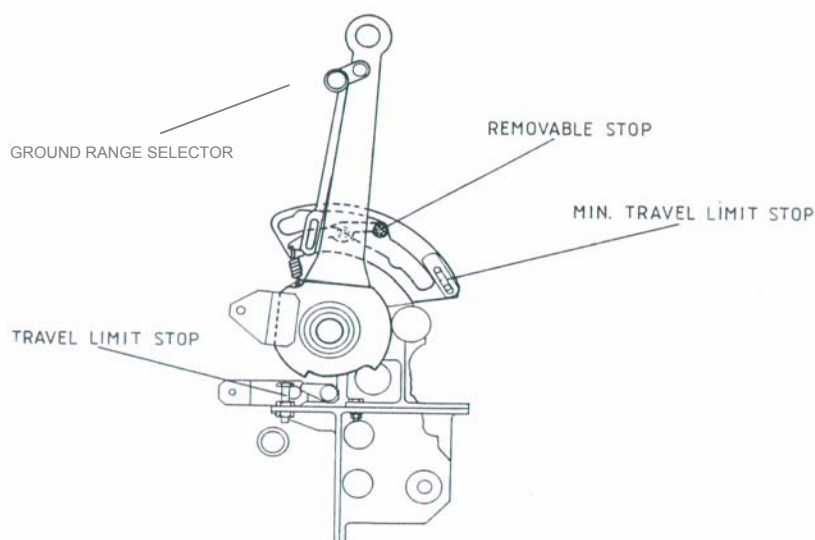
Les turbines entraînent chacune une hélice à six pales, à pas variable et à vitesse constante. Un indicateur de vitesse d'hélice est localisé sur le panneau central d'instruments moteurs. Le contrôle des hélices est assuré de deux manières:

- au-dessus du régime « flight idle », la vitesse constante des hélices est réglée automatiquement en vol,
- au sol, en-dessous du régime « flight idle » et dans la plage du mode bêta, le pas des hélices est contrôlé directement par la position des leviers de puissance.

Le pas de l'hélice pour lequel l'hélice produit un couple zéro, dépend de la vitesse de rotation de l'hélice et de la vitesse de l'avion. A un pas d'environ 26 degrés, la force aérodynamique tend vers zéro et commence à agir vers l'arrière si le pas de l'hélice est encore diminué.

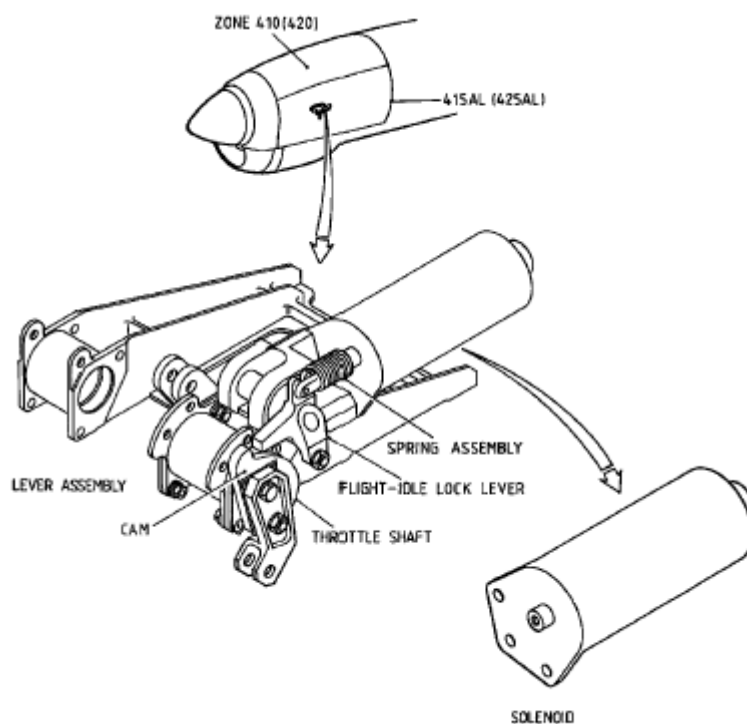
En vol, pour prévenir le positionnement des leviers de puissance en dessous du « flight idle », deux dispositifs de sécurité sont prévus:

- une sécurité primaire mécanique (« ground range selector ») installée sur les leviers de puissance



*Levier de puissance et sélecteur de plage bêta (« ground range selector »)*

- une sécurité secondaire électrique (solénoïde « flight idle stop »)



Pour pouvoir sélectionner le mode bêta après l'atterrissage, lorsque les leviers de puissance sont en position « flight idle », il faut soulever les « ground range selectors » situés sur les leviers de puissance, puis déplacer les leviers vers l'arrière. Cette première sécurité mécanique installée sur les leviers de puissance, est doublée par deux verrous « flight idle stop » montés chacun sur un moteur et actionnés par des solénoïdes.

Les solénoïdes, une fois mis sous tension, débloquent les verrous « flight idle stop » et les leviers de puissance peuvent être déplacés vers l'arrière au-delà de la plage vol des leviers de puissance.

L'alimentation des solénoïdes est assurée lorsque:

- un des capteurs placés sur les amortisseurs du train principal gauche et droit détecte un enfoncement de l'amortisseur à l'atterrissage, ou
- les deux capteurs montés sur l'axe d'un train d'atterrissage principal détectent une vitesse des roues supérieure à 17 kt.

#### 1.16.2.2. Mode de contrôle à vitesse constante

Au-dessus de la position du régime « flight idle », un régulateur électronique de l'hélice (PEC) contrôle la vitesse de l'hélice en changeant l'angle de pas des pales.

La vitesse est contrôlée au régime de 100% lors des sélections de puissance nominales de décollage, de régime maximum en continu, et de « go-around ». Le régime de vitesse de 85% est contrôlé lors des sélections de puissance de montée et de croisière.

La synchronisation des hélices est complètement automatique.



### 1.16.2.3. Pas des hélices

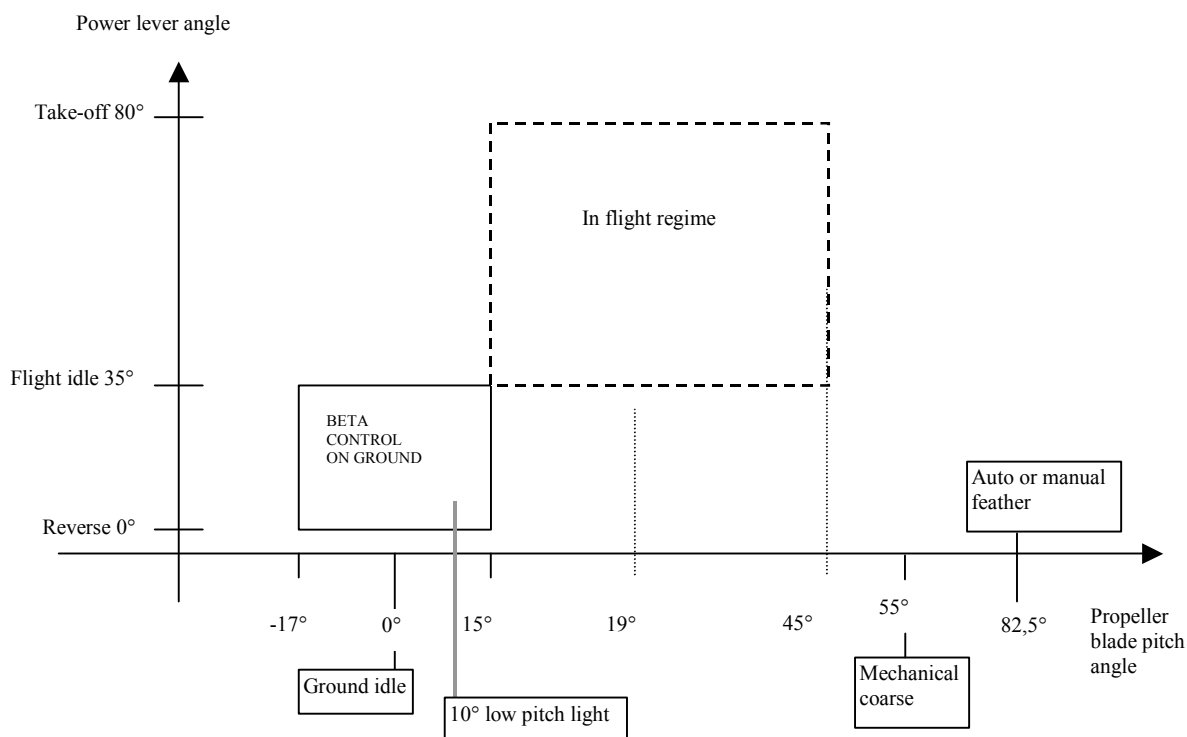
L'angle de pas des hélices en vol varie de + 15° jusqu'à approximativement + 45°. Il est contrôlé par l'équilibre entre la pression d'huile et la force exercée par les contrepoids fixés aux bases des pales.

Une pompe à huile haute pression, entraînée par le réducteur de l'hélice et faisant partie du régulateur de survitesse alimenté par de l'huile provenant du moteur, fournit la haute pression requise. En cas d'une perte de pression d'huile, les contrepoids augmenteront le pas à une valeur de +55 degrés, éliminant ainsi une survitesse de l'hélice tout en minimisant la traînée provoquée par le moulinage de l'hélice. L'entraînement séparé de la pompe haute pression assure le contrôle aussi longtemps que l'hélice mouline.

Dans le cas d'une panne moteur en vol, le système de régulation des hélices tente initialement de maintenir une vitesse constante de l'hélice en fonction de la vitesse indiquée, jusqu'au moment de la mise en drapeau automatique ou manuelle.

### 1.16.2.4. Contrôle en mode Bêta

En-dessous du régime « flight idle », les leviers de puissance contrôlent directement l'angle de pas, approximativement de + 15° à - 17° (inversion complète - « full reverse »).



En mode bêta, les commandes du régulateur électronique de l'hélice sont inhibées. L'angle des pas d'hélices est alors uniquement contrôlé par le mouvement des leviers de puissance (angle des leviers de puissance).

Un témoin bleu « low pitch », localisé sur le panneau central des instruments s'allume dès que

---

l'angle du pas d'hélice passe en-dessous de 10°.

#### 1.16.2.5. Protection de survitesse

En vol, la protection de survitesse est opérante lorsque la vitesse de l'hélice atteint 104%. Le régulateur de survitesse, entraîné par le réducteur de l'hélice, réduit le débit d'huile dirigé vers le mécanisme de variation de pas.

S'il n'y a pas de réduction de vitesse, la vitesse de l'hélice atteint 108% et le régulateur de survitesse intervient directement en réduisant le débit de carburant. Au sol, quand l'hélice est en mode bêta, la protection de survitesse est effectuée à 108% par réduction du débit de carburant.

#### 1.16.2.6. Dispositif de mise en drapeau

L'hélice peut être mise en drapeau automatiquement ou manuellement. L'hélice est mise en drapeau manuellement, lorsque le levier de carburant est mis sur « SHUT » ou « START ». La pompe de mise en drapeau est activée si :

- le système « autofeather » est activé si l'avion est au sol ou en l'air, ou
- le levier de carburant est mis sur « SHUT » ou « START ».

La pompe de mise en drapeau ramène le pas de l'hélice vers une position +82 degrés, minimisant ainsi la traînée aérodynamique.

#### 1.16.3. Système de contrôle antiskid

Le système antiskid offre un freinage optimal pour toutes les conditions de piste d'atterrissage et fonctionne uniquement avec le système de freinage normal. Les composants principaux du système sont:

- un boîtier de contrôle antiskid
- quatre capteurs de vitesse des roues
- deux valves de contrôle antiskid

Le système utilise aussi:

- le boîtier intégré alerte (IAU)
- le panneau test au poste de pilotage
- les relais GND/FLT
- les relais du « towing switch »
- les contacteurs de verrouillage du train principal (train rentré)

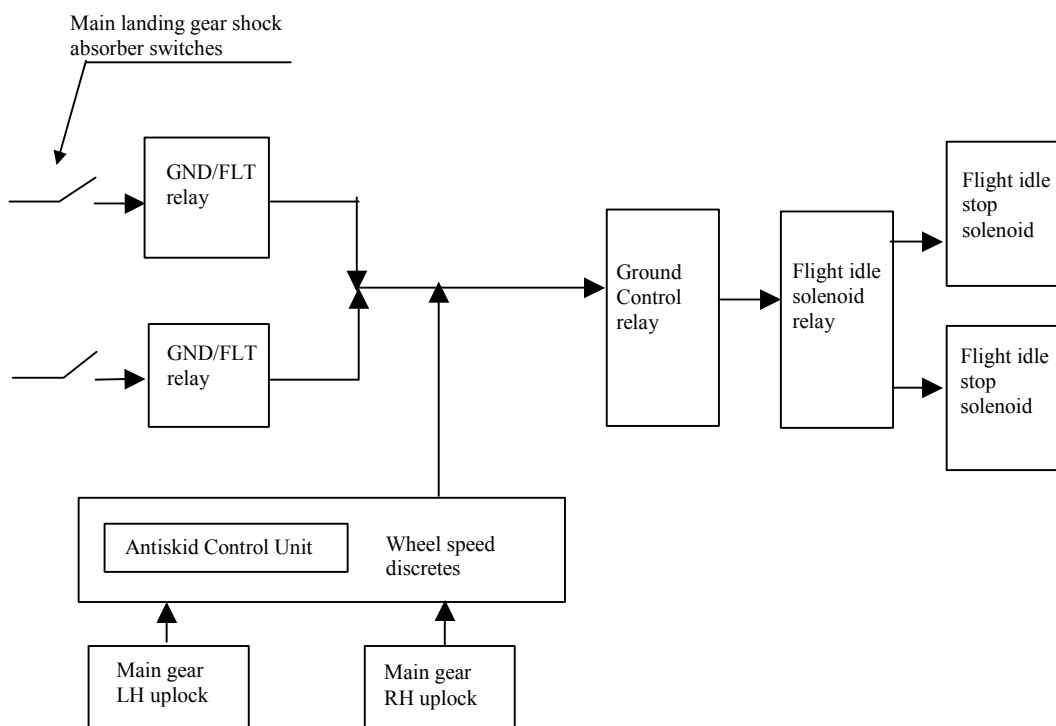
L'alimentation double du boîtier antiskid est effectuée par les deux contacteurs de verrouillage du train principal, lors de la séquence sortie du train, dès que ceux-ci sont relâchés.

Le boîtier de contrôle antiskid reçoit des signaux d'entrée à partir des capteurs de vitesse des roues et fournit des signaux aux valves de contrôle antiskid pour contrôler la pression de freinage des roues du train principal. Le boîtier de contrôle antiskid connaît trois modes de fonctionnement : antiskid, roues bloquées et toucher de roues.

- a) Le mode « antiskid » fonctionne à partir d'une vitesse des roues supérieure à 10 kt. Le boîtier de contrôle antiskid détectera une décélération d'une ou de plusieurs roues. La valve de contrôle antiskid réduira la pression de freinage en fonction du taux de décélération.
- b) Le mode « roues bloquées » fonctionne à une vitesse des roues supérieure à 17 kt. Si la vitesse d'une roue ralentit à tel point qu'elle pourrait se bloquer, la pression de freinage est relâchée complètement pour qu'elle puisse reprendre sa rotation.
- c) Le mode « toucher de roues » relâche toute pression des freins, train sorti, en vol et à l'atterrissage pendant sept secondes au cas où il n'y aurait pas de rotation des roues ( i.e.: aquaplaning). Si une vitesse de roue dépasse les 30 kt, la vidange de pression de la valve concernée est arrêtée. A partir de ce moment, le mode « antiskid » fonctionne pour cette roue.

Les signaux de rotation des roues ou les contacteurs des relais GND/FLT alimentent les solénoïdes du « flight idle stop » à travers le relais « ground control ». Le boîtier de contrôle antiskid détecte les signaux de rotation des roues. Les contacteurs du train principal déclenchent la transmission des signaux GND/FLT.

L'illustration suivante montre comment ces signaux sont conduits vers les solénoïdes.



La mise sous tension du boîtier de contrôle antiskid est effectuée à travers les contacteurs du verrouillage du train principal.

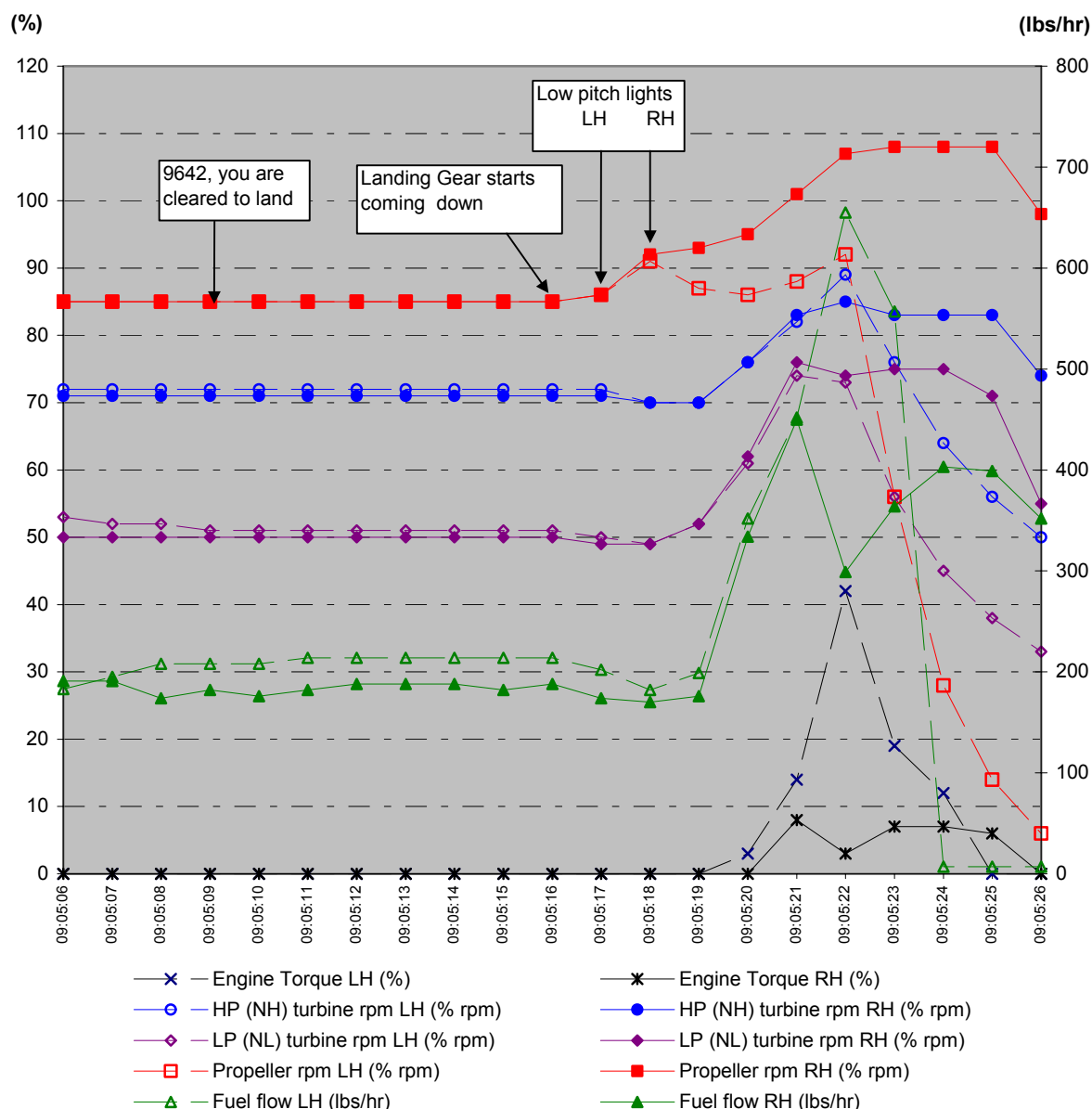
### 1.16.4. Interprétation des paramètres moteurs enregistrés

Pour les 20 dernières secondes enregistrées, de 09 h 05 min 06 s jusqu'à 09 h 05 min 26 s, les paramètres moteurs pertinents sont rassemblés dans le tableau suivant :

| Temps    | Engine        |               | Fuel             |                  | HP (NH)                |                        | LP (NL)                |                        | Propeller      |                |
|----------|---------------|---------------|------------------|------------------|------------------------|------------------------|------------------------|------------------------|----------------|----------------|
|          | Torque LH (%) | Torque RH (%) | flow LH (lbs/hr) | flow RH (lbs/hr) | turbine rpm LH (% rpm) | turbine rpm RH (% rpm) | turbine rpm LH (% rpm) | turbine rpm RH (% rpm) | rpm LH (% rpm) | rpm RH (% rpm) |
| 09:05:01 | 4             | 4             | 283              | 261              | 81                     | 80                     | 66                     | 66                     | 85             | 85             |
| 09:05:02 | 0             | 0             | 207              | 202              | 77                     | 77                     | 61                     | 61                     | 85             | 85             |
| 09:05:03 | 0             | 0             | 183              | 179              | 75                     | 74                     | 58                     | 57                     | 85             | 85             |
| 09:05:04 | 0             | 0             | 160              | 191              | 73                     | 72                     | 55                     | 53                     | 85             | 85             |
| 09:05:05 | 0             | 0             | 177              | 173              | 72                     | 71                     | 54                     | 51                     | 85             | 85             |
| 09:05:06 | 0             | 0             | 183              | 191              | 72                     | 71                     | 53                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:07 | 0             | 0             | 195              | 191              | 72                     | 71                     | 52                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:08 | 0             | 0             | 208              | 174              | 72                     | 71                     | 52                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:09 | 0             | 0             | 208              | 182              | 72                     | 71                     | 51                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:10 | 0             | 0             | 208              | 176              | 72                     | 71                     | 51                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:11 | 0             | 0             | 214              | 182              | 72                     | 71                     | 51                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:12 | 0             | 0             | 214              | 188              | 72                     | 71                     | 51                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:13 | 0             | 0             | 214              | 188              | 72                     | 71                     | 51                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:14 | 0             | 0             | 214              | 188              | 72                     | 71                     | 51                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:15 | 0             | 0             | 214              | 182              | 72                     | 71                     | 51                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:16 | 0             | 0             | 214              | 188              | 72                     | 71                     | 51                     | 50                     | 85             | 85             |
| 09:05:17 | 0             | 0             | 202              | 174              | 72                     | 71                     | 50                     | 49                     | 86             | 86             |
| 09:05:18 | 0             | 0             | 182              | 170              | 70                     | 70                     | 49                     | 49                     | 91             | 92             |
| 09:05:19 | 0             | 0             | 199              | 176              | 70                     | 70                     | 52                     | 52                     | 87             | 93             |
| 09:05:20 | 3             | 0             | 352              | 334              | 76                     | 76                     | 61                     | 62                     | 86             | 95             |
| 09:05:21 | 14            | 8             | 452              | 450              | 82                     | 83                     | 74                     | 76                     | 88             | 101            |
| 09:05:22 | 42            | 3             | 655              | 299              | 89                     | 85                     | 73                     | 74                     | 92             | 107            |
| 09:05:23 | 19            | 7             | 557              | 364              | 76                     | 83                     | 56                     | 75                     | 56             | 108            |
| 09:05:24 | 12            | 7             | 7                | 403              | 64                     | 83                     | 45                     | 75                     | 28             | 108            |
| 09:05:25 | 0             | 6             | 7                | 399              | 56                     | 83                     | 38                     | 71                     | 14             | 108            |
| 09:05:26 | 0             | 0             | 7                | 352              | 50                     | 74                     | 33                     | 55                     | 6              | 98             |

Le temps 09:05:26 est le dernier temps valide enregistré au DFDR.

Ces valeurs sont reprises dans le diagramme ci-après, dont découle l'interprétation qui suit.



Selon le constructeur des moteurs, la valeur HP (NH) pour le régime « flight idle » est de 74%. « Flight idle » correspond à un couple zéro, ce qu'on retrouve dans les paramètres enregistrés. On peut constater que les moteurs ne sont jamais stabilisés sur ces valeurs.

En analysant toutes les données des vols enregistrés au DFDR, on retrouve cette valeur HP de 74% pour tous les vols où les moteurs sont au « flight idle » avec un couple zéro.

Jusqu'à 09:05:00, la puissance affichée correspondait à la portion du vol horizontal à 3000 pieds QNH en passant ELU.

A 09:05:02, le couple hélice est zéro et la valeur HP 77%, laquelle passe pour le moteur gauche à 72% et pour le moteur droit à 71% dans les secondes suivantes, valeurs enregistrées à 09:05:17.

Avec ces valeurs de vitesse de turbine HP, les angles des pales d'hélices étaient entre 15° et 10°; ceci correspond à une position de levier puissance en-dessous de la position « flight idle »; 15° étant la valeur minimale pour le « flight idle » et 10° étant la limite à laquelle le voyant « low pitch » s'allume.

A 09:05:17, le paramètre « low pitch » de l'hélice gauche bascule vers « low pitch ». Une seconde plus tard, à 09:05:18, le paramètre « low pitch » de l'hélice droite bascule vers « low pitch ». A ce moment les deux valeurs HP étaient descendues à 70%.

Avant que les voyants s'allument, la vitesse des hélices était stable à 85% ce qui correspond à une sélection secteur croisière ou secteur montée.

A 09:05:19, une inversion de traction est sélectionnée pour les deux moteurs, ce qui se traduit par une augmentation rapide de tous les paramètres moteurs.

Un certain temps après, les leviers de puissance ont été replacés au-delà de la position « flight idle », dans la plage régime de vol. Au CVR, aucun bruit y étant relatif ne peut être identifié. Le bruit d'un tel mouvement de levier a été plus que probablement submergé à ce moment, par le niveau intense des bruits au poste de pilotage. (voir annexe 22 pour une description détaillée de cette phase)

A 09:05:22, pendant que les RPM des hélices gauche et droite continuaient à augmenter, le moteur gauche a été coupé en plaçant le levier de carburant en position « SHUT ».

A 09:05:23,4 les RPM de l'hélice gauche tombent en dessous de 50% et la génératrice gauche est déconnectée par l'unité de contrôle de générateur (GCU). Seule la génératrice droite alimentait alors tous les circuits électriques. Ceci est cohérent avec le fait qu'à ce moment le CVR enregistre un bruit similaire à un transfert électrique.

A 09:05:25, la turbine HP gauche descend en dessous de 60%. Aucune alerte de niveau 3 triple chime n'est enregistré au CVR, ce qui confirme que le moteur a été coupé manuellement.

Ceci peut raisonnablement être dit car, pour qu'une hélice puisse être mise en drapeau pendant le vol, trois conditions doivent exister:

- le levier de puissance est dans la plage régime vol,
- le signal GND/FLT est en mode «FLT»,
- et le levier carburant pas dans la position «OPEN».

(voir annexe 22)

L'hélice gauche a été retrouvée en position drapeau (full feather).

Avec la mise en drapeau de l'hélice gauche, l'effet de freinage de cette hélice commençait à diminuer.

A 09:05:25, la RPM de l'hélice droite atteint 108%. Ceci représente la valeur maximale permise par le régulateur de survitesse de l'hélice. A ce moment, le moteur droit a été coupé en plaçant le levier de carburant en position « SHUT ».

A 09:05:26, le dernier temps valide enregistré, les deux leviers de carburant étaient en position « SHUT ».

Toutefois, alors même que les trois conditions précédentes nécessaires existaient toujours, l'hélice droite n'est pas passée en drapeau, peut être pour les raisons suivantes:

- L'hélice droite était passée trop loin dans la plage inversion de traction.  
Dans ce cas particulier et avec le levier de puissance repositionné dans la plage

---

« flight idle », le tube Bêta était isolé hydrauliquement et la pression délivrée ne passait pas afin de repositionner l'hélice vers un calage positif.

- Le constructeur des hélices a précisé que si le calage de l'hélice est inférieur à  $-4^{\circ}$ , la résultante des forces agissant sur l'hélice la met en inversion complète. Lorsque le levier de puissance est en position « ground idle » (dans la plage bêta), le pas de l'hélice est de  $0^{\circ}$  environ. Considérant tous les paramètres enregistrés et considérant le pas de  $-17^{\circ}$  pour la position « inversion complète », il y a lieu de constater que l'hélice se trouvait à un pas inférieur à  $-4^{\circ}$  lorsque le moteur a été arrêté.

L'hélice droite était trouvée en position « inversion complète ». (voir annexe 22)

### 1.16.5 Inspection des composants démontés de l'épave

Les composants suivants ont été démontés de l'épave pour effectuer des inspections détaillées. Tous les essais et inspections ont été effectués en présence des membres de la commission d'enquête.

#### 1.16.5.1. Moteurs

Avant le démontage des moteurs de l'épave, la totalité des biellettes et balanciers des commandes moteurs ont été contrôlés à l'aide des tiges de gabarit appropriées. Tous les réglages étaient conformes aux spécifications.

De plus, comme pendant le vol aucune déviation des paramètres moteurs n'a été décelée, la possibilité de mauvais ajustages des manettes moteurs peut être écartée.

Avant l'envoi des moteurs PW125B chez le constructeur, les équipements suivants avaient été démontés pour les faire tester chez le constructeur des hélices: les PCU, les « feathering pumps », les tubes bêta et les « de-icer brush assemblies ».

Toutes les étapes de l'inspection des moteurs ont été documentées et photographiées.

L'examen des accessoires des deux moteurs révèle seulement des déviations mineures, qui ne sont pas considérées avoir eu une influence sur le bon fonctionnement des moteurs. Les deux moteurs montrent des signatures de contact sur les composants internes compatibles avec un moteur produisant peu ou pas de puissance à l'impact. Il n'y avait pas d'indications d'anomalies ou de pannes avant l'impact, qui auraient pu empêcher une opération normale des moteurs.

Les moteurs produisaient peu ou pas de puissance à l'impact, ce qui est consistant avec les données enregistrées au DFDR, données qui montrent une rapide diminution du débit de carburant jusqu'à zéro pour le moteur gauche à 09:05:23. Le dernier enregistrement valide montre aussi que les deux leviers de carburant étaient en position « SHUT » suggérant que les deux moteurs ont été arrêtés avant l'impact. Ceci est aussi cohérent avec le fait que les débris trouvés dans les chambres de combustion des deux moteurs ne montraient pas de signes de carbonisation ou de brûlures, indiquant qu'il n'y avait pas eu de combustion à l'impact. L'ingestion de ces débris était probablement due au fait que, bien que les moteurs étaient coupés, le compresseur LP tournait toujours à l'impact. Ceci est dû au temps d'arrêt du compresseur LP (minimum 180 secondes), temps plus long que le temps entre la coupure du carburant

et l'impact. (approximativement 20 secondes pour le moteur gauche et 15 secondes pour le moteur droit en tenant compte d'approximativement 15 secondes qui manquent entre la fin du temps valide enregistré et l'heure d'impact)

#### **1.16.5.1.1. Inspection du moteur gauche**

Ce moteur avait subi une inspection des sections chaudes à 15787 heures totales le 13 juin 2000. Depuis sa révision, 9099 heures et 9794 cycles avaient été accumulés.

Le moteur gauche ne montrait pas de dégâts structurels. De légères rayures en circonférence ont été notées sur le rotor basse pression (LP). Aucune rayure ni aucun frottement n'ont été notés sur les composants de la section chaude qui auraient pu indiquer des dégâts au-delà d'une détérioration normale supposée. Tous les rotors étaient libres de tourner et tous les roulements examinés étaient en bon état. Un peu de boue, des copeaux de bois et des débris ingérés de la cellule ont été trouvés dans le compresseur et les sections de combustion du moteur. Aucun de ces débris ne montrait cependant des traces de carbonisation ou de brûlure.

#### **1.16.5.1.2. Inspection du moteur droit**

Ce moteur avait subi une inspection des sections chaudes à 16640 heures totales le 13 juin 2000. Depuis sa révision, 8038 heures et 8247 cycles avaient été accumulés

Les dégâts structurels de ce moteur étaient limités à la fracture, due à l'impact, du réservoir d'huile. De légères rayures en circonférence ont été notées sur la turbine de puissance et le rotor basse pression (LP). Tous les rotors étaient libres de tourner et tous les roulements examinés étaient en bon état. Aucun dégât n'a été trouvé sur les composants de la section chaude au-delà de l'usure normale supposée. Comme pour le moteur gauche, boue, copeaux de bois et débris de la cellule ingérés ont été trouvés dans le compresseur et les sections de combustion du moteur. Aucun de ces débris ne montrait cependant des traces de carbonisation ou de brûlure.

#### **1.16.5.1.3. Boîtier électronique contrôle moteur (EEC)**

Un EEC contrôle chaque moteur. Les deux boîtiers ont été expédiés chez leur fabricant. L'EEC est un contrôleur digital à canal unique fonctionnant conjointement avec un contrôleur mécanique de carburant (MFC). Il surveille et ajuste la puissance du moteur.

Les deux boîtiers ont passé leurs essais de fonctionnement sans aucun dysfonctionnement.

---



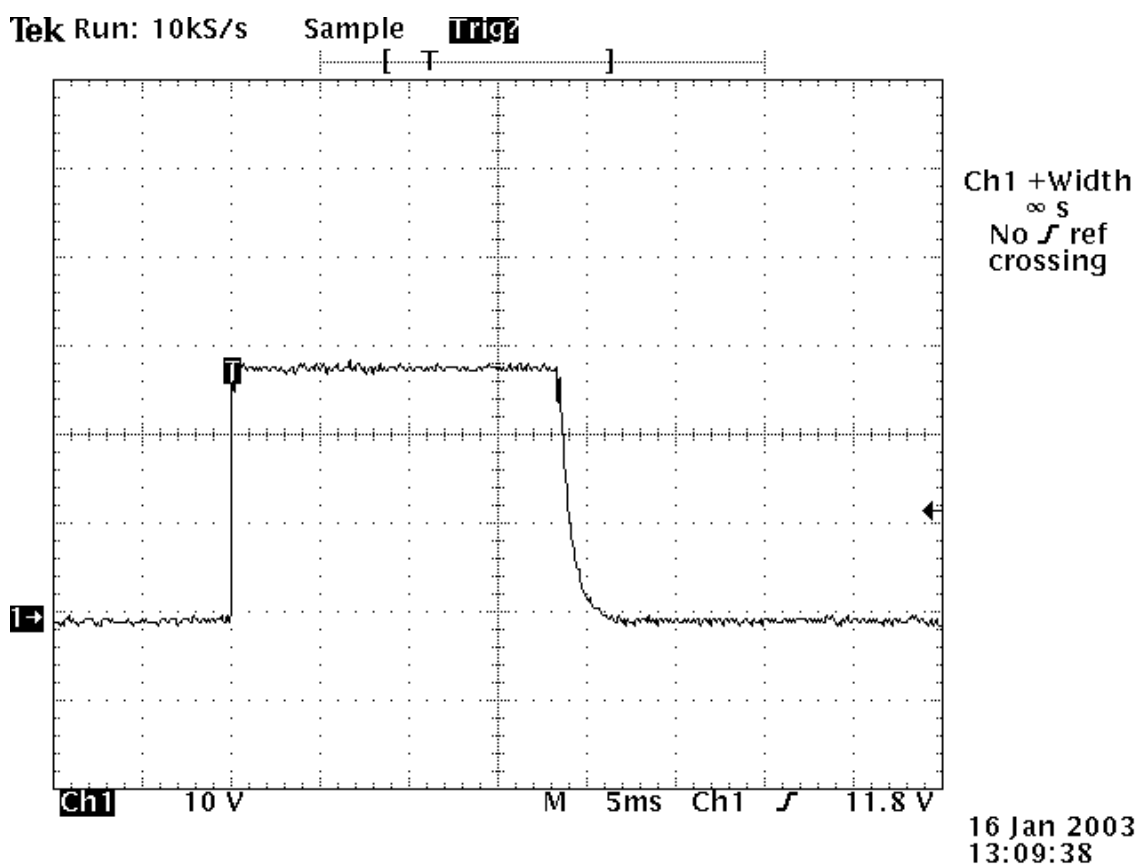
### 1.16.5.2. Système antiskid

Le boîtier de contrôle antiskid (numéro de pièce 6004125 / numéro de série AUG89-084) et les quatre capteurs de vitesse des roues (numéro de pièce 6004123-1) ont été expédiés chez leur constructeur et testés.

Puisque le boîtier de contrôle antiskid est installé dans l'étagère N° 1 du châssis avionique derrière le poste de pilotage, il a souffert quelques dégâts du feu et le boîtier était tordu par l'impact. Les techniciens ont réussi à ouvrir le boîtier en découpant les faces du boîtier et en les repliant pour sortir le châssis. Tous les circuits imprimés sur le châssis étaient intacts et l'unité pouvait être testée avec satisfaction conformément aux spécifications du constructeur.

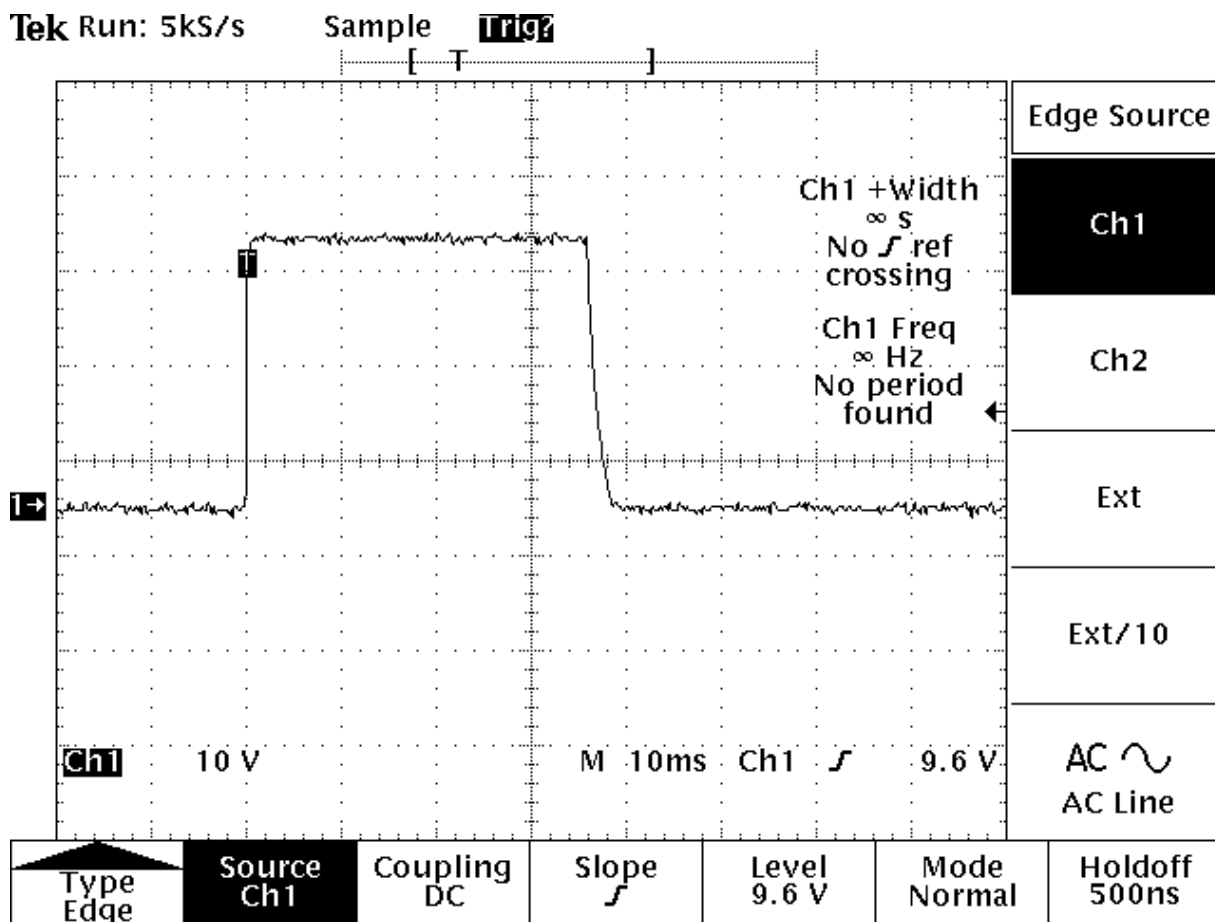
Les quatre capteurs de vitesse des roues ont été testés avec succès, conformément aux spécifications du constructeur.

Les quatre « wheel speed discrete relays » ont été testés séparément en mode FLT et GND afin de vérifier leur comportement lors de la mise sous tension. En mode FLT, la durée du signal de mise sous tension varie entre 13 ms et 20 ms pour les quatre relais. En mode GND, la durée de ce signal varie entre de 11 ms et 19 ms. Tous les signaux se ressemblaient, sauf la durée qui variait. Des tests répétitifs reproduisaient chaque fois les mêmes résultats. L'illustration suivante montre le signal du « right hand outboard relay ».



En vue de reproduire l'installation sur avion où deux relais, pour les trains gauche et droit, sont connectés en série, l'installation de test a été reconfigurée pour démontrer le comportement lors de la mise sous tension, cette fois uniquement en mode FLT, pour restituer la situation de l'avion. La durée du signal de mise sous tension était de 36 ms pour les côtés gauche et droit. Le signal du côté droit est illustré ci-après. Tous les signaux se ressemblaient et des

tests répétitifs reproduisaient chaque fois les mêmes résultats.



Ces essais reflètent les caractéristiques de fonctionnement du boîtier antiskid, numéro de pièce 6004125 installé sur l'avion accidenté.

Les modifications du boîtier antiskid, publiées en août 1992 par le Service Bulletin ABSC N° F050-32-4, étaient associées au changement du numéro de la pièce qui devenait 6004125-1 après modification.

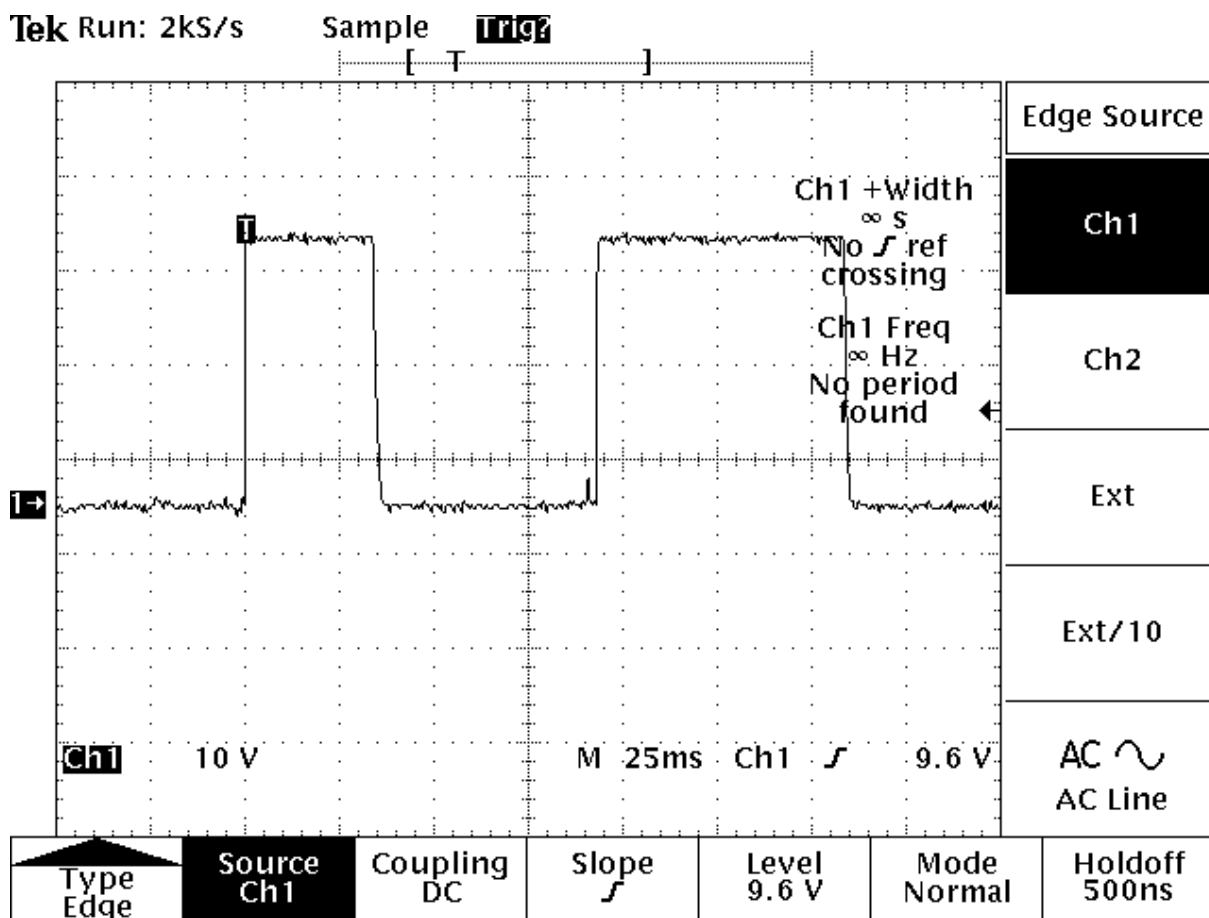
En juin 1994, une révision N° 1 du Service Bulletin N° F050-32-4 a été publiée. Les modifications recommandées restaient les mêmes, sauf que les raisons du Service Bulletin étaient changées et prévenaient maintenant une condition où, pendant la mise sous tension du boîtier antiskid, une impulsion est envoyée intempestivement au relais « ground control » affectant ainsi les solénoïdes du « flight idle stop » (secondary stop). Le numéro de pièce restait le 6004125-1.

Après avoir complété les tests du boîtier non-modifié, un boîtier modifié disponible à l'usine a été soumis aux mêmes tests qui démontraient que ces impulsions étaient complètement supprimées.

Toutefois, des essais supplémentaires ont été effectués sur le boîtier antiskid afin d'analyser ses performances en induisant des interférences électromagnétiques (EMI).

Un signal électrique était introduit au niveau de l'interrupteur TEST du boîtier, induisant ainsi un signal EMI pendant la phase de mise sous tension. Ces essais étaient exécutés en mode

FLT. On constatait qu'un nouveau signal d'environ 65 ms était produit de manière répétitive pendant la mise sous tension. Les essais étaient réalisés avec les boîtiers non-modifié et modifié. L'illustration suivante montre le signal de sortie des « LH outboard and LH inboard discrete relays » du boîtier non-modifié.



Le résultat était que la première impulsion (~35 ms) était due à la mise sous tension du boîtier à travers la libération des verrous du train et la deuxième impulsion (~65 ms) était due au signal EMI.

Les mêmes essais étaient effectués avec le boîtier modifié (modifié par ABSC SB F050-32-4) et montraient que la première impulsion, due à la mise sous tension, était étouffée mais que l'impulsion induite par l'EMI était toujours présente.

La question subsistait si la durée du premier signal (~35 ms) serait suffisante pour alimenter les solénoïdes du « flight idle stop ».

La durée de la deuxième impulsion (EMI) était certainement assez longue pour alimenter les solénoïdes du « flight idle stop ». Il n'y avait toutefois aucune raison pour soupçonner que ceci était une condition de l'accident.

Il a été démontré plus tard par Fokker Services B.V. (voir 1.16.5.4) que la durée de la première impulsion était suffisamment longue pour alimenter les solénoïdes du « flight idle stop ».

Finalement, les mêmes essais ont été effectués sur un nouveau prototype de boîtier antiskid. Il est à noter que pendant ces essais, les deux impulsions étaient totalement étouffées par les

---

modifications apportées à ce prototype.

### **1.16.5.3. Hélices**

Les deux assemblages d'hélice et les pales ont été expédiées chez le constructeur pour analyses. De plus, les composants suivants y ont été analysés et testés : les PCU, les « feathering pumps », les tubes bêta et les « de-icer brush assemblies ».

Les deux assemblages d'hélice ont été démontés. Tous les dégâts observés étaient cohérents avec l'impact et l'après impact. L'alignement des marques d'impact sur les différents composants, donnait à l'impact un angle de pas de  $-17^\circ$  pour l'hélice droite et  $+84^\circ$  pour l'hélice gauche, ce qui était équivalent à respectivement « full reverse » et « full feather ».

L'examen du « brush pack » gauche a montré que la fixation du capteur de vitesse avait été partiellement arrachée à l'impact. Les propriétés électriques de ce capteur étaient hors tolérances. Il a été déterminé que ceci provenait de l'isolation endommagée du câblage due à l'exposition à la forte chaleur provenant du feu après impact.

Les autres composants passaient avec satisfaction les essais fonctionnels.

#### **1.16.5.3.1. Régulateur électronique hélice (PEC)**

Deux boîtiers (un par hélice) ont été expédiés chez le fabricant testés. Des dégâts importants avaient été causés par le feu aux deux boîtiers. Des parties des boîtiers en aluminium avaient brûlé et fondu. Les connecteurs étaient également endommagés par le feu et il n'était pas possible de vérifier le fonctionnement des boîtiers tels quels.

Au vu des dégâts causés par le feu, les cartes des circuits imprimés des deux boîtiers présentaient un aspect remarquable. Vu les dégâts observés et causés par la chaleur aux cartes, il a été décidé de ne pas vérifier leur fonctionnement à l'état, considérant la possibilité réelle de corrompre les mémoires ou de changer leur état par ces essais. Il a donc été décidé de démonter les mémoires et de sécuriser leur contenu.

Considérant le fait que le PCU n'est en fonctionnement que si les leviers de puissance se trouvent dans la plage régime vol (au-dessus du « flight idle »), que le déroulement du vol a commencé à se dégrader lorsque les leviers de puissance étaient dans la plage du mode Bêta, que jusqu'à ce moment l'équipage n'avait pas mentionné de défaillance d'équipement, il a été retenu de clôturer l'examen de ces éléments.

#### **1.16.5.4. Inspection de divers composants chez Fokker Services B.V.**

Les composants suivantes ont été expédiés chez Fokker Services B.V. pour essais.

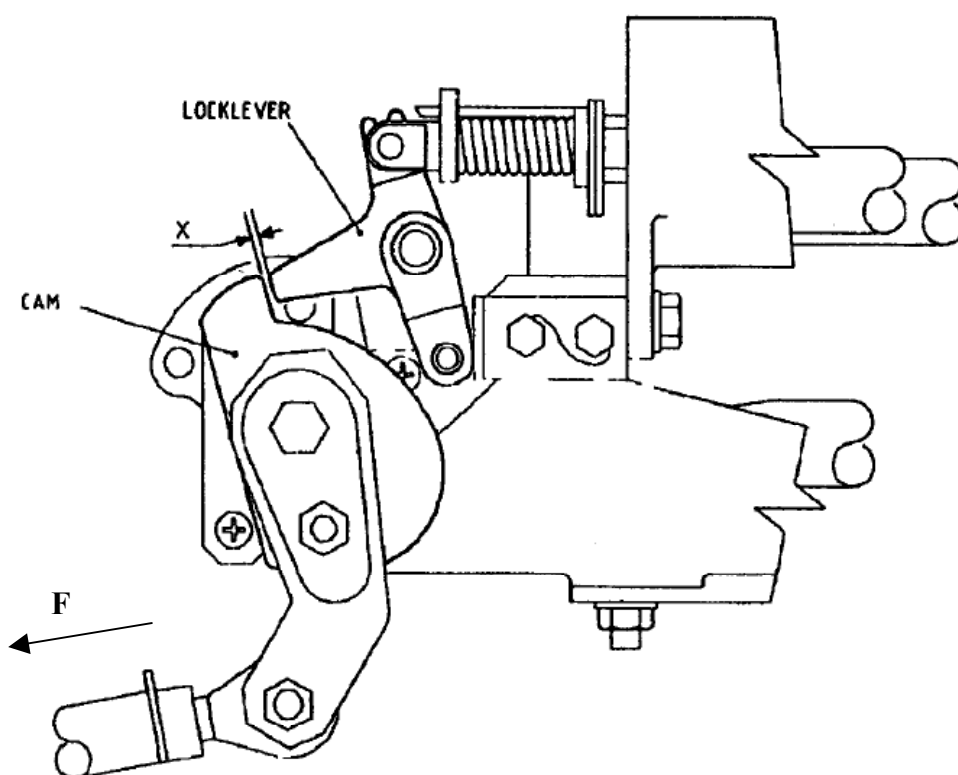
- Interrupteur GND/FLT gauche – équipement N° W0892B; cet interrupteur fournit le signal GND/FLT du train gauche au « ground control relay ». Tous les tests fonctionnels étaient satisfaisants. La force appliquée pour opérer l'interrupteur était légèrement au-delà des limites, toutefois ceci ne devrait pas avoir eu d'influence sur le bon fonctionnement de l'interrupteur.

- Interrupteur GND/FLT droit – équipement N°W0892B; cet interrupteur fournit le signal GND/FLT du train droit au « ground control relay ». Tous les tests fonctionnels étaient satisfaisants. L’interrupteur avait souffert de l’impact. Le poussoir de l’interrupteur était tordu et bloqué dans la position vol (position enfoncée). Afin de pouvoir reconstituer une opération normale, l’interrupteur a été démonté de son support et le fourreau autour du poussoir découpé sur une longueur d’un centimètre. Sur ce, le poussoir pouvait être bougé. Aucune anomalie n’a été notée pendant les essais.
- Relais – équipement N° K2046A; il s’agit du relais gauche GND/FLT qui reçoit le signal GND/FLT. Il est mené au « ground control relay ». La résistance électrique mesurée sur quelques contacts était un peu élevée. Cependant les valeurs mesurées ne devraient créer aucune anomalie côté avion.
- Relais – équipement N°K0260A; il s’agit du relais droit GND/FLT qui reçoit le signal GND/FLT. Il est mené au « ground control relay ». Aucune anomalie n’a été relevée pendant les essais.
- Relais – équipement N°K0887A ; il s’agit du « ground control relay » qui reçoit les signaux des GND/FLT relais et des quatre « wheel speed discrettes ». Ceux-ci sont conduits vers le « flight idle solenoid relay ». Aucune anomalie n’a été notée pendant les essais.
- Relais – équipement N° K2999A ; il s’agit du « flight idle solénoïde relay » qui déclenche les deux solénoïdes, gauche et droit, du « flight idle stop ». Aucune anomalie n’a été notée pendant les essais.
- Résistances – équipement N° R3001A et R3002A ; ces résistances sont placées en parallèle avec le « flight idle solenoid relay », une par solénoïde. Aucune anomalie n’a été notée pendant les essais.
- Flight idle stop solénoïde gauche – équipement N° L2723A avec ses supports, tringleries et bielles associées; ce solénoïde libère le mouvement du « flight idle locklever » du moteur gauche, permettant le mouvement du levier de puissance gauche à passer dans la plage mode Bêta. Aucune anomalie n’a été notée pendant les essais.
- Flight idle stop solénoïde droit – équipement N° L2723A avec ses supports, tringleries et bielles associées; ce solénoïde libère le mouvement du « flight idle locklever » du moteur droit, permettant le mouvement du levier de puissance droit à passer dans la plage mode Bêta. Le poussoir du solénoïde était corrodé. Ceci pourrait expliquer pourquoi la force mesurée était supérieure à celle prévue par les tolérances. Cependant, cet effort excessif n’a pas empêché le solénoïde de fonctionner lors du vol accidenté.
- Propeller Control Panel – équipement N° PL0011A; cet équipement donne des indications visuelles sur le fonctionnement des systèmes PEC et des pompes de mise en drapeau. Aucune anomalie n’a été notée pendant les essais.
- Engine Control Panel – équipement N° PL0010A; cet équipement donne les indications visuelles des pannes des systèmes moteur et carburant et permet le démarrage des moteurs et leur contrôle. L’illumination d’arrière plan du panneau éclairage était défectueuse. A part ce problème, l’unité fonctionnait correctement.

- Engine Rating Panel – équipement N° AC1608A; sur cet équipement, la sélection de puissance des moteurs est faite; i.e. mode décollage, mode croisière etc. Le connecteur J2 était arraché. Cependant, l'équipement pouvait être testé normalement. Pendant ces essais, les lampes témoins des interrupteurs fonctionnaient de manière intermittente. Aucune autre anomalie n'a été relevée pendant les essais.

Dans la suite, un essai supplémentaire a été réalisé sur le relais – équipement N° K0887A, afin de déterminer la durée d'impulsion minimale pour activer le relais. Les résultats étaient cohérents avec les données de la fiche technique du relais qui devait répondre à une durée d'impulsion de 20 ms.

Un dernier essai a été effectué pour déterminer la force requise pour empêcher la libération du « flight idle locklever » et du « flight idle cam » . (voir illustration ci-après)



Quand le « flight idle cam » est poussé contre le « flight idle locklever » et que le solénoïde est alimenté, la force (F) qui est appliquée détermine si le « flight idle locklever » peut se libérer.

Avec une force (F) en dessous de 44,5 N, appliquée sur la biellette du cam et avec le solénoïde sous tension, le « flight idle stop » se libérait. Avec une force supérieure, le « flight idle stop » restait bloqué. La valeur était la même pour les deux solénoïdes « flight idle stop ». Il était donc démontré qu'en appliquant une force importante sur les leviers de puissance contre le secondary stop avec les solénoïdes sous tension, le « flight idle locklever » restait bloqué.

#### 1.16.5.5. Pylône central et ampoules

Le pylône central et 196 ampoules ont été démontés de l'épave et expédiés vers un laboratoire

---

agrée par l'Etat français pour examen.

Les résultats sont les suivants:

- Concernant le pylône central, aucune conclusion sur la position des leviers de puissance n'était possible. Fonctionnellement aucune défaillance n'a été mise en évidence. Tous les mécanismes des leviers ainsi que les « ground range selectors » fonctionnaient tel que spécifié. Les essais de continuité électrique et le fonctionnement des micro-contacts montraient que ces composants étaient toutes dans un bon état de fonctionnement.
- Concernant l'analyse des ampoules, l'impact n'était pas assez violent pour conclure quels circuits électriques s'étaient trouvés sous tension au moment de l'impact.

#### **1.16.6. Simulateur de vol Fokker 27 Mk050**

Accompagnée de pilotes Luxair, la commission d'enquête a suivi une séance sur le simulateur de vol se trouvant à Maastricht et actuellement utilisé par la compagnie. Le but était de reproduire les dernières minutes du vol sur base des données enregistrées par les deux enregistreurs de vol.

Le simulateur étant configuré pour reproduire les manœuvres de l'enveloppe de vol normal, il a été démontré qu'il était impossible de reproduire la dernière minute de vol, plus particulièrement les conditions menant à la descente rapide.

En effet, les données du simulateur n'incluent pas les conditions de vol permettant la reproduction en vol d'une sélection mode bêta.

#### **1.16.7. Synchronisation des temps**

Les informations temporelles rassemblées dans les systèmes sol (radar et communications radio) et les enregistreurs de vol, bien que se référant toujours au temps UTC, varient légèrement parce que leurs bases temporelles sont indépendantes. Il est toutefois possible de mettre à égal les séquences individuelles puisque les communications ATC sont enregistrées au sol et au CVR de l'avion. En comparant ces deux enregistrements, il a été établi que la différence moyenne du temps était de 2 secondes.

#### **1.16.8. Alimentation des enregistreurs CVR et DFDR**

En exploitation normale les deux génératrices fournissent le courant électrique à travers un bus électrique aux deux enregistreurs de vol. Les génératrices se débranchent si la vitesse de l'hélice tombe en dessous de 50%, ce qui était le cas pour la génératrice gauche à 09:05:23,2. La génératrice gauche débranchée, seule la génératrice droite alimentait les enregistreurs.

Le dernier enregistrement valide du DFDR était à 09:05:26 et 09:05:28 pour le CVR. Toutefois, à 09:05:41, le CVR enregistre un message valide provenant de l'ATC à un autre avion ce qui veut dire qu'à ce moment le CVR était alimenté à travers le bus électrique.

---

## 1.17. RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES ET LA GESTION

### 1.17.1 Luxair

La compagnie Luxair a été créée en 1962 et commençait ses activités par des vols passagers en Fokker 27 sur le trajet Luxembourg – Paris. Des routes régulières vers les grandes capitales européennes et les destinations vacancières de la Méditerranée se sont ajoutées au fil des années.

Le Certificat de Transporteur Aérien était valide le jour de l'accident. Y sont inscrits trois Boeing 737/500, deux Boeing 737/400, quatre Fokker 27 Mk050 et huit Embraer 145.

Le certificat d'agrément pour l'entretien JAR 145 des avions était valide le jour de l'accident.

Luxair avait reçu le 9 avril 2001 l'agrément JAR-FCL1 TRTO des autorités belges pour l'entraînement de type sur Fokker 27 Mk050, Boeing B737-300 – 800 et Embraer 145. Avant cet agrément JAR-FCL, aucune procédure d'approbation n'existait pour l'entraînement.

La Direction de l'Aviation Civile du Luxembourg approuvait le manuel d'entraînement, partie D du manuel d'exploitation de Luxair le 15 octobre 2001. (révision 9 qui concernait tout le manuel)

Luxair recevait son premier certificat de transporteur aérien JAR-OPS1 le 18 février 1999. Avant cette réglementation, Luxair opérait sous le couvert d'un Certificat de Compétence en accord avec l'annexe 6 de l'OACI.

#### 1.17.1.1. Entraînement des pilotes

Puisque le Luxembourg n'émet pas de licences de pilote professionnel et valide uniquement les licences étrangères, aucune approbation de programme d'entraînement n'était requise par l'autorité. Toutefois, deux possibilités étaient détaillées dans le syllabus de Luxair en expliquant comment on peut devenir pilote Luxair:

1. Soit le candidat suivrait un programme d'entraînement ab-initio auprès de la Belgium Aviation School, ou une autre école sélectionnée. Puis le candidat devait passer un examen écrit, un test psychologique, un test médical et un test d'aptitude physique avant d'être engagé avec un contrat d'apprentissage auprès de la compagnie. Puis le candidat poursuivait l'école de pilotage pour obtenir les licences requises et conclure un contrat de travail avec Luxair.
2. Ou le candidat détenait déjà une licence commerciale CPL IFR avec un examen théorique ATPL. Avant d'être sélectionné, le candidat devait passer par des entrevues, un test psychologique et un test d'aptitude pratique avant de pouvoir conclure un contrat de travail avec la compagnie.

Puisque les deux pilotes détenaient, avant d'être employés par Luxair, une licence CPL associée aux qualifications multimoteurs et vol aux instruments, ils ont effectué les cours de conversion standard Luxair pour obtenir la qualification copilote sur Fokker 27 Mk050, associée à la qualification CAT II.



---

Il convient de noter que le dossier de sélection du copilote, tel qu'énoncé au point 2 ci-dessus, était disponible à la commission d'enquête. Aucun dossier de ce genre n'était disponible pour le commandant de bord.

Aujourd'hui, l'entraînement des pilotes est effectué conformément aux programmes approuvés de leur manuel d'exploitation partie D – manuel d'entraînement. Tous les cours théoriques sont assurés par des instructeurs sol Luxair dans son centre d'entraînement à Luxembourg. L'entraînement sur simulateur Fokker 27 Mk050 est exécuté aujourd'hui à Maastricht par les instructeurs Luxair ou instructeurs approuvés. Cela n'a pas toujours été le cas dans le passé où les entraînements au simulateur avaient été faits auprès de la SAS à Stockholm. Il convient de noter que l'entraînement de conversion sur simulateur du commandant de bord avait été effectué auprès de la MAS à Kuala Lumpur, bien que basé sur le syllabus Luxair. Un examinateur Luxair et un examinateur de l'autorité, si disponible, effectuent les examens au simulateur. Dans le cas du commandant détenant une licence suisse, c'était un examinateur suisse qui avait examiné le candidat.

Le copilote avait fait ses formations sol à Luxembourg et ses entraînements au simulateur à Maastricht.

#### **1.17.1.2. Audits**

Avant l'implémentation du JAR-OPS1, un audit avait été réalisé les 26 et 27 janvier 1998 par l'autorité pour évaluer la conformité de la structure et la documentation de la Luxair. Les points saillants de cet audit étaient:

- Adaptations à apporter aux manuels,
- Adaptations de la structure de la compagnie pour satisfaire aux exigences du JAR-OPS1, notamment l'implémentation d'une structure pour le système assurance qualité avec une personne en charge qualifiée et la désignation d'un responsable gestionnaire.

Suite à leur agrément JAR-OPS1, des audits réguliers sont effectués.

#### **1.17.1.3. Analyse des vols**

En novembre 2000, Luxair avait décidé d'équiper sa flotte d'avions à réaction (B735, B734 et E145) avec un système d'analyse des vols. Les premiers essais sur un B735 n'ont pas permis de valider le système. En septembre 2002, deux B734 et deux E145 étaient équipés pour entamer de nouveaux essais afin de valider et le matériel et le logiciel du système. Ceci accompli en février 2003, Luxair a décidé d'équiper ses autres avions à réaction avec ce système. Depuis août 2003, le système d'analyse de vol est opérationnel sur la flotte d'avions à réaction.

---

## **1.17.2. Autorité**

### **1.17.2.1 Introduction du JAR-OPS1**

Par règlement grand-ducal du 23 mars 1998, le JAR-OPS1 (version adoptée du 22 mai 1995) était rendu applicable au Luxembourg.

### **1.17.2.2. Introduction du JAR 145**

Le JAR 145 a été introduit par la directive CEE N° 3922/91 du 16 décembre 1991. Luxair recevait sa première approbation le 21 décembre 1993.

### **1.17.2.3 Licences**

Puisque le Luxembourg ne délivre pas de licences professionnelles, les licences étrangères sont validées en suivant et la pratique recommandée à l'annexe 1 de l'OACI et le règlement grand-ducal du 17 août 1994 pour l'application de la directive européenne N°91/670/CEE du 16 décembre 1991 traitant de la reconnaissance mutuelle des licences entre les Etats membres de l'UE.

A présent, Luxair emploie un total de 154 pilotes pour les trois types d'avions qu'elle opère (51 pour les B734/B735, 70 pour le E145 et 33 pour le F27 Mk050). Les licences professionnelles sont issues de neuf pays différents.

### **1.17.2.4. Surveillance technique**

Par arrêté ministériel du 7 novembre 1952, le contrôle, la délivrance et la revalidation des certificats de navigabilité des aéronefs immatriculés au Luxembourg ont été délégués au Bureau Veritas français.

### **1.17.2.5. Surveillance opérationnelle**

Par arrêté ministériel du 24 janvier 1967, le même Bureau Veritas a été désigné pour effectuer entre autres, la supervision opérationnelle au sol et en vol pour toutes les activités de transports commerciaux internationaux.

---

## 1.18. RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

### 1.18.1. Événements antérieurs

#### 1.18.1.1. Conditions générales

La possibilité technique d'utiliser l'inversion de poussée (mode Bêta) sur des avions à hélices, est une caractéristique spécifique de tous les avions turbopropulseurs. Une analyse des dossiers d'accidents des avions à hélices en général montre que quelques accidents sont dus à l'utilisation du mode Bêta pendant la phase de vol, bien que le primary stop mécanique soit installé pour éviter une telle situation. Il a été noté que les pilotes peuvent facilement enlever ce primary stop et sélectionner la poussée inverse en vol.

Les exigences requises pour la certification d'avions stipulent que cette sélection du mode Bêta ne peut se faire que par une action positive, distincte et séparée du pilote. La butée mécanique installée, pouvant être déverrouillée par le pilote, satisfait à ces conditions. Il n'existait aucune exigence pour l'installation d'un « secondary stop » au moment de la certification du Fokker 27 Mk050.

Vu les incidents et accidents répétitifs de ce genre, beaucoup de recommandations avaient été faites aux autorités de certification, allant de l'installation d'un avertissement dans le poste de pilotage jusqu'à l'installation de « flight idle stops » automatiques.

Depuis le début de la production du Fokker 27 Mk050, l'avion était certifié avec un « secondary flight idle stop », bien que ceci ne soit pas requis par les exigences de certification.

#### 1.18.1.2. Fokker 27 Mk050

Depuis les premiers jours d'exploitation en ligne de l'avion, le fonctionnement de l'unité de contrôle antiskid était source de problèmes. Au cours de travaux d'entretien de l'avion, plusieurs exploitants avaient découvert l'activation du « flight idle solenoid » dû au comportement du boîtier antiskid lors de sa mise sous tension. Ajoutant à la complexité du système, le boîtier fournit également des signaux à d'autres systèmes de l'avion, notamment la régulation des hélices à travers les solénoïdes du « flight idle stop », créant donc ainsi également des problèmes dans le système de régulation des hélices.

En 1988 un rapport d'un opérateur faisait état du fait que les leviers de puissance pouvaient passer en dessous du régime « flight idle » en vol après un reset du « towing switch ». Ce problème avait été identifié au cours de travaux d'entretien. Le système avait été revu par Fokker Aircraft B.V. qui confirmait l'irrégularité qui était due à la mise sous tension du boîtier antiskid. Fokker Aircraft B.V. déterminait qu'aucune action immédiate n'était requise à la lumière de la faible probabilité d'occurrence du défaut.

Cette conclusion avait été retenue parce que plusieurs conditions devaient être réunies simultanément avant qu'un effet opérationnel n'apparaisse. Les conditions identifiées par Fokker Aircraft B.V. étaient :

- le train d'atterrissage doit être sorti,
- le déverrouillage du train d'atterrissage doit se faire de la sorte que les canaux extérieurs et intérieurs du boîtier antiskid, qui sont alimentés par les contacteurs du train d'atterrissage gauche et droit, doivent être alimentés chacun environ 20 ms l'un de l'autre. Seulement sous cette condition, le secondary stop est libéré pour une durée de seize secondes.
- Les leviers de puissance doivent être en arrière de la position « flight idle » (l'équipage doit avoir soulevé les « ground range selectors »). Ceci n'est pas une position normale des leviers de puissance. Normalement, l'approche est effectuée avec environ 15% à 18% de couple (sélecteur de puissance en mode GA). Avec ce couple, les leviers de puissance sont au-dessus de la position « flight idle ».
- L'équipage doit continuer à tirer les leviers de puissance en arrière, dans cette fourchette des 16 secondes. (après la sortie du train d'atterrissage)

En 1990, Fokker Aircraft B.V. demandait à ABSC de définir une modification du boîtier de contrôle antiskid afin de corriger les anomalies surgissant lors de sa mise sous tension.

Le 1<sup>er</sup> août 1992, la firme ABSC diffusait un Service Bulletin N° Fo50-32-4. Il s'agissait d'une modification du boîtier de contrôle antiskid par l'adjonction d'un condensateur et d'une diode sur chaque carte de circuit imprimé des roues de l'avion. Cette modification permettait que la déconnexion des capteurs de rotation des roues soit détectée convenablement. Après application de cette modification, le numéro de pièce changeait en 6004125-1.

Ce Service Bulletin n'a pas été repris par une consigne de navigabilité, mais était incorporé en production à partir du numéro de série AUG92-117.

En 1993, un rapport d'incident était reçu par Fokker Services B.V. provenant d'un opérateur, concernant le mouvement des leviers de puissance en dessous du régime « flight idle » pendant l'approche. Des confirmations verbales furent également obtenues de plusieurs exploitants, que les « ground range selectors » étaient actionnés occasionnellement en vol, principalement lors de conditions météorologiques turbulentes.

Le 29 juin 1994, la firme ABSC diffusait une révision N° 1 du Service Bulletin N° F50-32-4. Il s'agissait d'une modification du texte du Service Bulletin de 1992, stipulant que les composants à ajouter évitaient que, lors de la mise sous tension du boîtier antiskid, un signal ne soit transmis intempestivement vers le relais « ground control » affectant ainsi les « flight idle stop » solénoïdes.

Ce Service Bulletin n'a pas été repris par une consigne de navigabilité, mais l'application du Service Bulletin était recommandée lorsque le boîtier de contrôle antiskid était démonté ou réparé pour une autre raison. Cependant, ceci n'était réalisé que sur demande expresse de l'exploitant. Bien que le boîtier ait été réparé plusieurs fois, Luxair n'a jamais exprimé une telle demande.

Le 20 décembre 1994, Fokker Aircraft B.V. publiait une Service Letter N° 137 mettant en garde contre un éventuel déverrouillage en vol des verrous du mode Bêta. Fokker Aircraft B.V. y identifiait une caractéristique de fonctionnement conduisant au déverrouillage en vol des verrous du « flight idle stop ».

En 1998, une plainte d'un exploitant était reçue concernant un comportement intermittent des freins et la perte du freinage à basse vitesse en mode freinage normal.

Le 2 août 1999, Fokker Services B.V. publiait un Service Bulletin F50-32-035 proposant un changement de la mise à la terre du boîtier antiskid. Ce changement a été proposé suite à des

cas de non-fonctionnement ou de fonctionnement intermittent des freins liés à des effets d'interférences électromagnétiques sur les câbles des capteurs de rotation des roues vers le boîtier antiskid.

Ce Service Bulletin n'a pas été repris par une consigne de navigabilité. Bien que les raisons de ce Service Bulletin ne soient pas directement liées à l'accident, son application aurait implicitement comporté l'application du Service Bulletin ABSC F50-32-4.

## 1.18.2. Opérations tout-temps de l'exploitant

Les procédures de vol sont inscrites au manuel d'exploitation (AOM). La partie A décrit les éléments de base et la partie B se réfère aux opérations du Fokker 27 Mk050.

Les extraits les plus significatifs pour la conduite du vol accidenté sont retranscrits ci-après.

Au AOM partie A, il est stipulé à la section 8.4.3 paragraphe 100 "Commencement and continuation of the approach", que:

*The captain or the pilot to whom conduct of the flight has been delegated may commence an instrument approach regardless of the reported RVR/visibility, but the approach shall not be continued beyond:*

- *The outer marker or equivalent position for precision approaches*
  - *1000 ft above aerodrome level for non precision approaches*
- if the reported RVR/visibility is less than the applicable minima.*

A la même section au paragraphe 200 "Applicability of aerodrome operating minima" il est stipulé que:

*When RVR assessments are actually available, the TDZ RVR is the deciding value for all approaches, except circle to land approaches, which require a minimum meteorological visibility.*

Au AOM partie A, il est stipulé à la section 8.4.4 paragraphe 100 "Definitions and principles" que:

*As opposed to a conventional approach where either the captain or the co-pilot may perform an approach and land at the captain's discretion, in the monitored approach procedure, the aircraft is flown by the co-pilot (through the autopilot as applicable) down to the applicable MDA/DA/DH for all type of approaches followed by a straight-in manual landing.*

*The landing, after the monitored approach, shall always be made by the captain.*

Dans la même section au paragraphe 200 "Work distribution", il est stipulé que:

*The co-pilot normally takes over controls at the top of descent, but at the latest when leaving the IAF or equivalent position when being radar vectored, till the captain announces << Landing >> and takes over the controls for landing.*

Au AOM partie B, il est stipulé à la section 2.3.18 (Monitored Approach Procedure) au paragraphe 100 "General Philosophy" que:

*CAT II approaches are always flown using the monitored approach procedure. The autopilot is a requirement for CAT II approaches.*

De plus, il est marqué à la section 2.3.20 (Low visibility operations), au paragraphe 100 "General" que:

*The approach briefing is performed by the PF. However, before any low visibility approach, the Commander shall perform an operational review of the procedures, call-outs and aircraft handling in case of missed approach.*

A la même section au paragraphe 300 "Task distribution for CAT II approaches", il est stipulé que:

*For CAT II (or monitored approaches in general), the F/O flies the aircraft through the autopilot and the captain lands the aircraft, if sufficient visual references are available at minima.*

Toute la section 2.3.20 (Low visibility operations) est jointe en annexe 15 au rapport.

### **1.18.3. AFM du Fokker 27 Mk050**

Au manuel de vol (AFM), à la section "Power plant limitations" paragraphe – Propeller operating limitations- la phrase ci-après est expressément identifiée comme une mise en garde.

*Do not attempt to select Ground Idle in flight. In case of failure of the flight idle stop, this would lead to loss of control from which recovery may not be possible.*

Une copie de cette page est jointe en annexe 19 au rapport.

### **1.18.4. Trafic sur l'aéroport**

Le trafic aérien présent au moment de l'accident était représentatif d'opérations en conditions CAT II / III. La majorité des exploitants commerciaux sont qualifiés pour des opérations CAT II et/ou III. Il n'y avait pas le trafic normal des vols VFR des aéroclubs ou écoles de pilotage.

En période d'hiver, l'aéroport est ouvert à la circulation aérienne à partir de 05:00. 24 avions ont décollé et 8 avions ont atterri avant l'accident. Un fait normal pour une exploitation en CAT II / III est que les séparations entre les avions à l'arrivée sont plus grandes et les avions au départ créent des délais additionnels pour les avions à l'arrivée. Dans un intervalle de neuf minutes, six avions (le dernier étant l'avion accidenté) ont contacté l'approche de Luxembourg pour un atterrissage et deux d'entre eux ont reçu une autorisation d'approche. Trois ont été dirigés vers l'attente à Diekirch, un d'eux attendant une amélioration météorologique. Le vol accidenté, initialement guidé vers la même attente, a reçu une autorisation d'approche dix NM avant d'arriver dans l'attente.

Après l'accident, l'aéroport a été fermé pour cause de non-disponibilité des services de secours. Entre-temps, un autre vol avait contacté l'approche et en tout quatre avions ont dû se dérouter.

## 2. ANALYSE

### 2.1. SCÉNARIO DE L'ACCIDENT

Le scénario suivant basé sur les enregistrements du CVR, du DFDR et des faits techniques, décrit le comportement et les actions de l'équipage confronté à des événements, tant à l'intérieur qu'à l'extérieur du poste de pilotage, en vue de mettre en évidence les défaillances pendant le vol.

#### 2.1.1. Descente

L'enregistrement du CVR commence à 08:33:49 alors que l'avion est toujours en croisière. A 08:35:15 l'équipage consulte l'ATIS de Luxembourg pour la première fois. Des remarques subséquentes faites par le copilote à ce moment sont les premiers signes des occupations à venir de l'équipage. En effet, comme la RVR était en dessous de ses minima, il est apparu qu'il y aurait un délai, résultant soit en une attente soit en un dégagement. Les réactions du copilote, quoique banales, reflètent une caractéristique du comportement humain qu'on appelle souvent «get-home-itis» et qui correspond à un effort constant à faire des actions et à prendre des décisions qui favorisent un but unique, notamment dans ce cas à pouvoir atterrir à temps à l'endroit désiré.

Cette phase n'a pas duré longtemps et l'équipage n'était pas trop soucieux, comme l'illustrent leurs discussions personnelles, considérant qu'il y avait toujours pas mal de temps avant leur arrivée. Ainsi ils ont poursuivi le vol d'une manière décontractée, débutant la descente à 08:41:08. A 08:44:46, le copilote écoute de nouveau l'ATIS. La RVR n'avait pas changé par rapport aux 250 mètres annoncés précédemment, la valeur minimum requise pour entamer l'approche finale étant de 300 mètres. A cette occasion le copilote a montré sa préoccupation en mentionnant que l'atterrissage à leur destination n'était pas assuré.

A 08:45:10 débutent quelques discussions sur différentes stratégies qui pourraient leur permettre d'atterrir en dépit des mauvaises conditions météorologiques.

A 08:45:45 le copilote incite le commandant de bord à examiner une procédure d'approche CAT II. Le commandant de bord n'a pas relevé, se focalisant sur la RVR qui de toute manière était en dessous de 300 mètres. En fait, aucune décision n'a été prise quant à la manière de continuer le vol et en conséquence il n'y a pas eu de briefing d'approche. Simultanément, comme la chance d'amélioration de la RVR était minime, la probabilité de devoir attendre était grande. Ceci découle des discussions entre les membres d'équipage au sujet des valeurs RVR. En conséquence, ils avaient toujours le temps pour préparer l'approche.

A 08:46:21 commence une longue période, qui dure à peu près 10 minutes et pendant laquelle le copilote est occupé à préparer le message aux passagers.

Cet épisode met en évidence un autre aspect de la coopération et du processus de décision entre les membres d'équipage. En effet, et sans en avoir discuté au préalable, le commandant de bord demande au copilote, « *Tu as déjà dit quelque chose aux gens?* ». La discussion qui s'ensuit révèle que la demande du commandant de bord se basait sur le fait que, lui il pilotait l'avion tandis que le copilote s'occupait des communications radio. N'ayant pas discuté le sujet, la surprise du copilote était réelle et il demande au commandant de bord quoi dire aux passagers.

La réponse du commandant de bord « *Je ne sais pas* » illustre qu'il n'y avait toujours pas de plan d'action établi. Les instructions données plus tard par le commandant de bord ne sont pas complètement claires : il suggère un genre de message d'attente aux passagers, mais n'indique pas clairement s'ils allaient attendre à Diekirch ou non. Le copilote mal à l'aise avec ces indications vagues répond : « .....*je dois maintenant voir, ce que je vais raconter aux gens, c'est toujours si difficile, ça fait longtemps que je n'avais pas ce cas*». Il était difficile pour lui de faire ce genre d'annonce (ceci sera confirmé plus tard par la question à l'hôtesse de l'air «*est-ce que je n'ai pas dit n'importe quoi*»). Ceci avait pour conséquence qu'il n'était pas disponible pour d'autres tâches pendant ces dix minutes.

Entre-temps, le commandant de bord appelle les opérations de Luxair pour confirmation de la visibilité et de son évolution ainsi que pour obtenir quelques informations au sujet du décollage d'un vol Cargolux.

A 08:52:49, l'instruction était donnée à l'équipage de rejoindre l'attente du DVOR Diekirch. Finalement à 08:53:24, le copilote passe le message aux passagers en trois langues, leur annonçant qu'ils allaient se mettre en attente le temps que les conditions météorologiques s'améliorent.

Peu après, le commandant de bord se plaint qu'on ne lui a pas offert un atterrissage après le départ d'un avion gros porteur.

Cependant jusque-là, rien n'avait mis compromis la conduite du vol et il y a lieu de noter qu'il s'agissait d'un vol de routine pour un équipage rentrant à sa base. A ce stade, leur plan d'action était effectivement d'attendre, tel qu'illustré par le calcul du carburant disponible avant de devoir dégager.

Deux remarques peuvent être faites à ce stade au sujet des activités de l'équipage.

- Il semblait que malgré leur désir d'arriver, ils étaient convaincus qu'ils devraient se mettre en attente, sans jamais l'exprimer clairement et, partant, ils n'ont jamais partagé un but commun. Ils sont restés plutôt isolés par différentes préoccupations, alors qu'il semblait inévitable qu'ils allaient procéder vers Diekirch en attendant l'amélioration de la visibilité. En conséquence, il n'y avait pas de pression temporelle, ils étaient sur le point de rejoindre l'attente ; donc il y avait toujours des opportunités pour faire le briefing approche et pour préparer l'atterrissage. On peut également mentionner à cet égard qu'il s'agissait de leur seul vol du jour.
- Les deux membres d'équipage étaient frustrés de devoir attendre. Beaucoup de leurs ressources ont été utilisées pour rassembler des informations et pour imaginer des solutions afin d'améliorer la situation. Mais ceci constituait plutôt une perte de temps et les a amené à abandonner leurs procédures opérationnelles standard et à utiliser une méthode de travail plus expérimentale mais moins efficace (une tâche inhabituelle a été réalisée par le copilote, le commandant de bord essayait de trouver des solutions alternatives mais non réalistes). L'ambiance au poste de pilotage était caractérisée par une certaine désorganisation, de nombreuses interruptions pour collationner des informations météorologiques, l'absence de briefings et de lecture de check-lists.

A 08:58:50 l'instruction ATC de descendre vers 3000 pieds et de changer de cap, de 270° vers Diekirch vers le cap 130°, laisse l'équipage perplexe. En effet, c'était le premier cap pour un guidage radar les amenant vers une interception du localiser. Leur première réaction est de vérifier à nouveau la RVR auprès des opérations Luxair et à 09:01:06 le copilote dit : « *Oui, qu'est-ce qu'ils font avec nous, attente ou est-ce que c'est pour une approche* ». Les opérations leurs



---

donnent 275 mètres, chiffre confirmé plusieurs secondes après par l'ATC, ce qui était en-dessous de leur minima. Cependant, l'équipage ne remet pas en cause l'autorisation ATC.

### 2.1.2. Approche intermédiaire

A 09:01:25, ils sont autorisés pour l'approche alors qu'ils passent 6000 pieds en descente à une distance de treize NM de l'aéroport. Ils deviennent alors préoccupés par le fait qu'ils vont atterrir devant tous les autres avions dans l'attente et commencent à préparer l'avion pour l'approche. Mais comme ils étaient pris de court par la priorité qu'on leur attribuait, ils n'ont pas eu beaucoup de temps pour le faire. Leurs actions ressemblent au début d'une approche CAT II, mais ils n'en font jamais mention. Finalement leurs actions ne sont pas conformes avec les procédures opérationnelles standard de Luxair pour ce genre d'approche ; il n'y a, par exemple, pas de transfert des activités de pilotage vers le copilote. Ils ont mis la consigne -attachez vos ceintures-, sélectionné l'altitude et ont alors été interrompus par la capture du localiser ainsi que par le transfert vers la tour de contrôle. Ceci signifiait qu'ils n'avaient pas le temps pour effectuer toutes les préparations et actions avant l'approche et, plus important encore, qu'ils n'avaient pas de plan d'action commun. En effet, ils étaient toujours troublés par la valeur de la RVR et ils n'étaient pas sûrs de comment maîtriser la situation.

A 09:02:12, le commandant de bord dit à son copilote. *«Dis-lui, je les préviendrais pour être honnête, que si on n'a pas les 300 mètres sur Echo, qu'on va alors faire une remise de gaz... »*. Ce message n'a jamais été transmis à l'ATC. La priorité qui leur a été attribuée dans la séquence d'approche et l'absence de la valeur RVR requise, ont mis des pressions supplémentaires sur l'équipage, bien que, conformément aux procédures ils puissent continuer jusqu'à la balise ELU.

A 09:02:57, le contrôle d'aérodrome confirme la RVR de 250 mètres, ce qui en fait constituait une tendance à la dégradation par rapport aux valeurs précédentes, incitant le commandant de bord à dire à son copilote: *«Dis qu'on continue jusqu'à ELU, si on n'a rien, alors ehhhh»* et le message du copilote à l'ATC était: *« Euh, ..., nous vous tennons au courant on continue sur ELU maintenant et ...euh standing by nine six four two »*. Ceci ne correspondait pas à ce que le commandant de bord avait dit initialement. La modification des instructions du commandant de bord confirme le manque de préparation et montre comment la détermination de l'équipage a dérivé. A ce moment, l'attention de l'équipage était toujours fixée sur une amélioration de la RVR. Ceci explique, pourquoi rien ne s'est passé jusqu'au moment où ils ont presque atteint ELU. En fait, la fréquence de la balise n'était pas sélectionnée, plus que probablement parce qu'ils n'avaient pas eu le temps de réorganiser les moyens de radionavigation, ce qui était l'objet d'une remarque faite par le copilote: *« Alors il faut encore sélectionner une balise, fiston »*. Le commandant de bord répondit qu'une distance DME pouvait remplacer une balise. Les membres d'équipage en ont fait une blague, ce qui montre qu'il y avait cependant une atmosphère détendue au poste de pilotage. Ceci se situe approximativement trente secondes avant de survoler ELU, ce qui revient à dire qu'ils étaient à environ 1.3 NM de celle-ci.

A 09:04:30, à environ six secondes d'ELU, le copilote commença la check-list avant approche. Ceci indique très précisément son image mentale à ce moment. Tout en n'ayant pas obtenu la bonne RVR, il se préparait pour l'approche finale.

Il exécute cette check-list alors qu'ils survolent ELU sans toutefois l'annoncer. Le commandant de bord décide d'exécuter une remise de gaz telle qu'envisagée précédemment, dix secondes après avoir passé ELU. Le copilote ne réagit pas et continue la check-list en plaçant le GROUND IDLE STOP en position OFF, ceci étant le dernier point de la check-list avant approche. Cette mésentente résultait plus que probablement du manque de préparation et de précision durant la

phase précédente du vol. De plus, comme l'équipage ne s'est jamais préparé à une remise de gaz et comme l'avion ne se trouvait pas en descente, cette décision de remise de gaz ne comportait pas d'action significative. Le commandant de bord a simplement maintenu l'avion en vol horizontal à 3000 pieds, tel que précédemment et sans modifier la vitesse.

A 09:04:57, dix secondes après que le commandant de bord a annoncé qu'ils allaient effectuer une remise des gaz, le contrôleur communique la dernière RVR qui était de 300 mètres. L'avion volait toujours en VMC au-dessus de la couche de brouillard.

### 2.1.3. Approche finale, tentative d'interception du plan de descente

Cette valeur RVR, qui correspondait exactement au minima requis, déclenche tout d'un coup un revirement de la décision du commandant de bord qui, de toute évidence, a alors choisi de reprendre l'approche sans l'annoncer. Ceci était anormal, car il n'existe aucune procédure pour intercepter le plan de descente par le haut après avoir passé le point d'approche finale. Le commandant de bord, sans dire un mot, a amené les leviers de puissance en position « flight idle » et au même moment a soulevé les « ground range selectors », pour amener les leviers de puissance légèrement en arrière dans une position en dessous du « flight idle ». Cette information est confirmée par les valeurs des RPM des turbines HP gauche et droite qui se trouvaient en dessous des valeurs minimales pour le ralenti vol et par les bruits afférents enregistrés au CVR. Cette action était toutefois prohibée en vol. Comme il y avait le secondary stop constitué par les solénoïdes sur les moteurs, (voir 1.16.5.1) le pilote a senti buter les leviers de puissance contre ces arrêts.

En réalité, le commandant de bord avait deux buts à atteindre, chacun étant en contradiction avec l'autre. En effet, lorsqu'il a décidé de rattraper le plan de descente, l'avion se trouvait à 300 pieds au-dessus de celui-ci. Dû au manque de temps s'aggravant et au manque de préparation depuis qu'ils avaient été autorisés à l'approche, l'équipage n'a pas eu le temps de ralentir l'avion et de le configurer pour l'atterrissage. Rattraper le plan par le haut voulait dire descendre rapidement et augmenter en conséquence la vitesse qui était encore relativement élevée. Ainsi le commandant de bord a utilisé une solution personnelle pour résoudre cette contradiction. La sélection d'une position levier en dessous du « flight idle » allait réduire la puissance et pourrait aider à descendre sans augmenter la vitesse. L'enquête a montré que cela n'a pas amélioré le taux de décélération. Considérant que le commandant de bord a réduit la puissance et placé les leviers de puissance en dessous du « flight idle » dans un même mouvement, indique que c'était une action délibérée.

A 09:05:02, le copilote a dit « *ne suffit pas* », ce qui pourrait signifier que malgré cette action du commandant de bord il doutait que le taux de descente obtenu serait suffisant pour intercepter le plan de descente.

A 09:05:05, le copilote informe le contrôleur qu'ils continuent l'approche. L'équipage avait tellement dévié des procédures opérationnelles standard, qu'une certaine confusion régnait dans le poste de pilotage.

Il est remarquable de noter que, tout en ayant décidé de continuer l'approche, le commandant de bord n'a pas demandé la check-list avant atterrissage. Bien qu'ayant besoin d'un taux de descente significatif pour intercepter le plan par le haut, le commandant de bord n'a pas demandé la sélection des volets et du train d'atterrissage qui sont les deux premiers points de cette liste. Il a attendu plusieurs secondes avant de mettre l'avion en descente, le pilote automatique étant toujours engagé. Toutefois, il faut remarquer que le copilote a essayé d'aider, en proposant

l'extension des volets et ensuite du train d'atterrissage. L'avion se trouvait engagé dans la descente, toujours bien au-dessus de l'angle de descente.

Finalement, il y a lieu de noter que les passagers n'ont jamais été informés de l'atterrissage imminent.

#### **2.1.4. De l'extension du train d'atterrissage à l'impact**

L'enquête a démontré que la cause la plus probable pour la désactivation du secondary stop, était l'extension du train d'atterrissage à 09:05:16 qui a mis sous tension les solénoïdes du secondary stop au travers du boîtier antiskid. Comme ces butées se sont effacées, les leviers de puissance étaient libres d'être amenés encore plus en arrière dans la plage du mode bêta.

Sous forte pression temporelle maintenant, le commandant de bord a pu ne pas sentir l'absence du secondary stop et avec la pression de ses mains sur les leviers de puissance, il a pu de manière non intentionnelle passer à travers la position « ground idle » (un double clic au CVR peut être attribué à cet événement) vers « full reverse ».

Les événements suivants se sont passés très rapidement. L'augmentation de la puissance inverse a déclenché une survitesse des hélices qui a été entendue et remarquée par l'équipage. Ressentant une augmentation énorme de la traînée accompagnée d'une décélération conséquente, l'équipage a rentré les volets. Les leviers de puissance ont été repositionnés dans la plage régime de vol (voir 1.16.4), puis le moteur gauche a été arrêté, suivi quelques secondes après le moteur droit, par le déplacement des leviers de carburant en position « SHUT ». Comme les enregistrements du DFDR et du CVR s'arrêtent à ce moment, il n'a pas été possible d'analyser la phase consécutive du vol.

L'avion en descente a pénétré la couche de brouillard et l'équipage a fait ce qu'il a pu pour effectuer l'arrondi au dernier moment lorsqu'il a vu le sol.

## **2.2. PERFORMANCES DE L'ÉQUIPAGE—DÉFICIENCES OPÉRATIONNELLES**

Dans le scénario ci-dessus de nombreuses déficiences opérationnelles ont été mises en évidence.

### **2.2.1. Déviations des procédures opérationnelles standard**

- Pas de préparation d'approche et de briefing, ce qui veut dire que l'équipage n'a pas exprimé quel type d'approche allait être effectué.
- Aucune observation des exigences CAT II.

### **2.2.2. Violations de règles et de la réglementation**

Initialement, le commandant de bord a élaboré plusieurs stratégies pour contourner le problème de la RVR. A un certain moment il a dit « *Papa travaille encore avec toutes les combines* ». Il se peut que cet état d'esprit l'ait amené à effectuer ses actions subséquentes, notamment :

- Interception du plan de descente par le haut.

- Positionnement en vol des leviers de puissance en dessous du « flight idle ».

### **2.2.3. Manque de coopération entre les membres de l'équipage**

- Répartition des tâches non standard ; confusion lors de l'annonce aux passagers, transfert du pilotage vers le copilote pour une CAT II non effectué ;
- Le commandant de bord a effectué à plusieurs occasions des communications radio avec les opérations ;
- Le copilote ne se conforme pas aux demandes et instructions du commandant de bord («*Dis-lui,....., que si on n'a pas 300 mètres à Echo, on va alors faire une remise de gaz*» n'a pas été transmis à l'ATC ; l'annonce de la remise de gaz est ignorée par le copilote) ;
- Le commandant de bord n'a pas annoncé ses intentions de continuer pour l'atterrissage ;
- Les volets et le train d'atterrissage ont été sélectionnés sur suggestion du copilote et non commandés par le commandant de bord.

Tous les événements ci-dessus témoignent d'une absence de méthode et de professionnalisme de l'équipage pour faire face à une situation normale. La combinaison routine et « get-home-itis » ont favorisé la décision de l'équipage à accepter l'autorisation d'approche, tout en n'y étant pas préparé. A ce moment précis, commence la chaîne des événements qui en fin de compte amène à des décisions et actions non coordonnées par les membres d'équipage.

## **2.3. ENTRAÎNEMENT**

La situation décrite ci-après s'appliquait à la période avant que le JAR-OPS1 ne soit mis en œuvre (juillet 1999). Les deux pilotes ont reçu leur entraînement Luxair pendant cette période.

Les pilotes de Luxair détiennent des licences de neufs pays différents. Leur entraînement initial, entraînement sur type d'avion, entraînement de conversion ont pu s'effectuer dans différents centres d'entraînement dans divers pays, en fonction des disponibilités ou d'autres facteurs.

Les programmes d'entraînement n'ont pas été soumis pour approbation à l'autorité, parce qu'il n'existait pas d'exigence à ce sujet.

Cette variété des entraînements ne favorise pas des procédures de travail et des méthodes de travail harmonisées. Cela peut contribuer aux déficiences précitées concernant la coopération entre les membres d'équipages.

## **2.4. ASPECTS CONCERNANT L'ORGANISATION ET LA SUPERVISION**

Il est apparu pendant l'enquête que les mécanismes existants de contrôle et d'entraînement récurrent n'ont pas empêché l'équipage de s'écarter radicalement des procédures standard. Il a en outre été découvert qu'environ une heure avant l'accident, un autre F27 Mk050 de Luxair a atterri sans avoir à aucun moment reçu une RVR égale ou supérieure aux 300 mètres requis.

Les déficiences notées de l'équipage de l'avion accidenté, ainsi que l'atterrissage de l'autre Fokker 27 Mk050, indiquent que les méthodes en place pour garantir des opérations sûres ne sont pas suffisantes.

## **2.5. SYSTEMES DE SÉCURITE DE LA PLAGÉ BÉTA**

### **2.5.1. Conception du secondary stop**

Le secondary stop a été introduit sur les avions turbopropulseurs pour éviter la sélection du mode bêta en vol. Les statistiques d'accidents pour les avions de type turbopropulseurs indiquent que l'utilisation intentionnelle du mode bêta en vol est parfois utilisée par des pilotes afin de dissiper de l'énergie excessive.

Le système du secondary stop installé sur le Fokker 27 Mk050 a été modifié en 1988 en remplaçant l'unique solénoïde installé dans le pylône central du poste de pilotage par deux solénoïdes installés chacun sur un moteur. Il faut noter que cette conception permet toujours au pilote de soulever les « ground range selectors » (également en vol) et de déplacer les leviers de puissance au travers du « primary flight idle stop ».

Cette conception n'empêche donc pas l'enlèvement, qu'il soit intentionnel ou non, du primary stop par le pilote, c'est à dire que la fonction de sécurité de ce mécanisme n'est pas garantie. Le primary stop et secondary stop du Fokker 27 Mk050 ont été certifiés conformément aux dispositions du JAR 25.1155 (Amendement 9). L'installation du secondary stop n'était pas obligatoire aux termes de cette réglementation. Il faut mentionner que la nouvelle version JAR 25.1155 (Amendement 16), des exigences en matière de certifications aéronautiques européennes promulguées en mai 2003 (initiative d'harmonisation mise en place par la FAA et les JAA), introduit cette notion « d'un moyen pour empêcher la sélection ou activation, intentionnelle ou non, des pas d'hélices en dessous du régime de vol. Des extraits de cette nouvelle exigence sont joints en annexe 21.

### **2.5.2. Fiabilité du secondary stop**

Au travers de la Service Letter N° 137 de Fokker Aircraft B.V. promulguée en 1994, les exploitants ont été informés des scénarios possibles menant à la désactivation du secondary stop. Fokker Aircraft B.V. n'a pas requis de mesure corrective parce qu'ils considéraient cette éventualité comme peu probable (voir 1.18.1.2.); cependant Fokker Aircraft B.V. indiquait dans la même lettre que cela était susceptible de se produire à chaque vol lors de la sélection de sortie du train d'atterrissage. Ces deux déclarations semblent incohérentes et des questions subsistent quant à la fiabilité du système.

Le but du secondary stop est d'être une ultime sauvegarde pour éviter une situation catastrophique. La philosophie de ce concept implique qu'il soit disponible à tout moment. Malgré la présence de deux systèmes de sécurité différents servant un seul but, le but initial de leur conception n'est pas rempli. Les nouvelles exigences JAR 25.1155 (Amendement 16) demandent également « une fiabilité telle que la perte des systèmes de sécurité soit peu probable ».

### **2.5.3. Historique du système**

Fokker Aircraft B.V. a identifié la désactivation potentielle du secondary stop dès 1988. La publication d'un Service Bulletin en 1992 a proposé une solution en modifiant le boîtier antiskid. Une explication exhaustive de la panne fut distribuée par Fokker aux services de maintenance des exploitants en décembre 1994 par Service Letter N° 137, datée au 20 décembre 1994. Luxair a reçu ce Service Letter par fax en date du 13 décembre 1994.

Deux remarques peuvent être faites à ce sujet : comme il s'agissait d'une note technique contenant également quelques informations opérationnelles, le département maintenance de Luxair l'a reçue. Il a pu être établi que les opérations de Luxair ont reçu cette Service Letter. Cependant, il n'a pas pu être déterminé à quel moment ils l'ont reçue. Aucune indication n'a pu être obtenue que l'information contenue dans ce document a été incorporée à ce moment dans la documentation opérationnelle, ce qui a pu contribuer au fait que cette information importante s'est perdue avec le temps.

---

### 3. CONCLUSIONS

#### 3.1. CONSTATATIONS

1. L'équipage était en possession des licences et qualifications nécessaires à l'exécution du vol.
  2. L'avion était muni d'un certificat de navigabilité en état de validité.
  3. Les autorités néerlandaises ayant approuvé le manuel de vol d'origine, celui-ci n'a pas eu besoin d'être approuvé par l'autorité luxembourgeoise,.
  4. La masse et le centrage de l'avion étaient dans l'enveloppe approuvée par le constructeur.
  5. Il n'y a pas eu de déficiences des systèmes de l'avion jusqu'au moment de la descente finale.
  6. Les aides à la navigation aérienne ont fonctionné normalement.
  7. La RVR était en dessous des minima d'approche approuvés de la compagnie pendant la descente initiale et intermédiaire.
  8. Pendant l'approche, l'équipage n'a pas respecté les procédures de l'exploitant.
  9. Nonobstant le fait que les conditions météorologiques pour une approche en CAT II prévalaient, aucun des préalables requis pour effectuer une telle approche, n'a été pris en compte par l'équipage.
  10. Le commandant de bord a continué l'approche finale après avoir annoncé une remise des gaz, sans réaction du copilote.
  11. Dans le but d'atteindre cet objectif, l'équipage a effectué plusieurs actions non standard, parmi lesquelles le positionnement prohibé des leviers de puissance en arrière du ralenti vol. L'AFM contenait une limitation qui prohibait ce positionnement en vol.
  12. La sélection du train d'atterrissage a déclenché la désactivation du secondary stop, ce qui constituait une défaillance possible identifiée par le constructeur.
  13. La traînée de l'avion s'est accrue d'une manière significative et la vitesse a diminué tandis que le taux de descente s'accroissait.
  14. Les deux moteurs ont été arrêtés en coupant l'alimentation en carburant.
  15. Après coupure des moteurs, les enregistreurs ont cessé de fonctionner.
-

## 3.2. CAUSES

La cause initiale de l'accident est l'acceptation de l'autorisation d'approche par l'équipage, alors qu'il n'y était pas préparé, avec notamment une absence de préparation pour une remise des gaz. Cela a conduit l'équipage à exécuter une série d'actions improvisées qui ont mené au surpassement prohibé du primary stop installé sur les leviers de puissance.

Les facteurs contributifs peuvent être énumérés comme suit :

1. Un manque de préparation pour l'atterrissage, découlant d'occupations non nécessaires provoquées par une valeur de RVR obtenue qui était en dessous des minima approuvés pour la compagnie. Cela a généré une désorganisation au poste de pilotage, menant à des actions non coordonnées de la part de chaque membre d'équipage.
  2. Toutes les procédures applicables telles qu'inscrites au manuel des opérations n'ont pas été suivies à un moment ou à un autre de l'approche. Tout ceci n'a pas directement causé l'accident, mais a créé un environnement où des actions individuelles ont été entreprises pour rendre l'atterrissage possible.
  3. La routine et la volonté d'arriver à destination ont pu mettre l'équipage dans un état psychologique, qui a pu être à l'origine des déviations des procédures standard telles que mises en évidence.
  4. La faible fiabilité du système de sécurité secondary stop installé, favorisée par la non-application du bulletin de service ABSC SB F050-32-4. Egalement, le mode de distribution de l'information de sécurité à l'exploitant (Fokker Services B.V. – Service Letter 137) ainsi que la distribution interne de l'exploitant à ses équipages, ne garantissaient pas que les équipages aient été au courant de la perte potentielle du secondary stop du contrôle du pas d'hélice et de ses circonstances.
  5. Le manque d'harmonie, résultant de l'utilisation de centres d'entraînement variés et des programmes non harmonisés ont pu avoir un impact négatif sur la synergie de l'équipage.
-



## 4. RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ

### 4.1. MESURES DE SÉCURITÉ PRISES DEPUIS L'ACCIDENT

Le 14 novembre 2002, le service technique de Fokker Services B.V. a émis un message à tous les exploitants (réf. AOF 50.022) pour rappeler, entre autres, à tous les exploitants de Fokker 27 Mk050 les caractéristiques des systèmes de sécurité des hélices.

La commission d'enquête a émis les recommandations suivantes:

- La première, la recommandation de sécurité N° 1, en date du 15 novembre 2002, stipulant que:

*Afin d'éviter la défaillance de la sécurité Flight Idle Stop, la commission d'enquête recommande que soit étudiée l'opportunité de rendre obligatoires les modifications du boîtier de contrôle de l'Antiskid, prévues par Service Bulletin pour tous les appareils de type Fokker 50.*

*En outre, et sans attendre cette modification, la commission d'enquête recommande que les équipages soient informés de la potentialité de fonctionnement du système évoquée plus haut et du contenu de la notice de Fokker aux opérateurs AOF 50.022 du 14 novembre 2002.*

- La seconde, en date du 28 novembre 2002, recommandant de publier une consigne de navigabilité rendant obligatoire pour tous les avions Fokker 27 Mk050, immatriculés au registre luxembourgeois
  - o le Service Bulletin N° Fo50-32-4-révision N° 1 de l'équipementier ABSC
  - o le Service Bulletin N° F50-32-035 de Fokker Services B.V.

Cette consigne de navigabilité LUX-2002-001 a été publiée le 29 novembre 2002. Informée parallèlement de cette recommandation, Luxair a procédé à l'adaptation technique de ses avions entre le 15 novembre et le 8 décembre 2002.

- La troisième, la recommandation de sécurité N° 2, en date du 23 janvier 2003, stipulant que :

*La commission d'enquête recommande, afin d'améliorer le fonctionnement de la sécurité secondaire Flight Idle Stop, que la publication annoncée du Service Bulletin Fo50-32-7 soit accélérée et que son application soit rendue obligatoire pour tous les appareils de type Fokker 27Mk050.*

Le 8 mai 2003, le service technique de Fokker Services B.V. a émis un message à tous les exploitants (ref. : AOF 50.028) annonçant la publication de :

1. SB F50-32-038 de Fokker Services B.V.
2. SB Fo50-6004125-32-01 de ABSC,

stipulant qu'avec ces modifications incorporées, freinage anormal, perte de freinage à vitesse réduite ainsi que l'activation non intentionnelle des solénoïdes du « flight idle stop » sont considérés être couverts de manière adéquate.

Le 8 mai 2003, le service technique de Fokker Services B.V. a diffusé une notification de

---

changement de manuel /Maintenance documentation (ref.: MCNM-F50-045) incorporant les modifications à effectuer au boîtier antiskid.

Le 9 mai 2003, une quatrième recommandation de sécurité a été faite, recommandant la publication d'une consigne de navigabilité stipulant que:

- le Service Bulletin N° Fo50-6004125-32-01 de ABSC et
- le Service Bulletin N° F50-32-038 de Fokker Services B.V.

soient rendus obligatoires pour les avions de type Fokker 27 Mk050 immatriculés au registre luxembourgeois.

Cette consigne de navigabilité LUX-2003-001 a été publiée le 12 mai 2003 rendant obligatoire les modifications pour le 1<sup>er</sup> novembre 2003.

Le 31 mai 2003, les autorités néerlandaises ont publié une consigne de navigabilité BLA N° 2003-091, rendant l'application du Service Bulletin N° F50-32-038 de Fokker Services B.V. obligatoire.

En date du 9 août 2003, tous les avions de type Fokker 27 Mk050 de Luxair avaient été modifiés.

## **4.2 AMÉLIORATIONS DE LA CONCEPTION DU SYSTEME DE SÉCURITÉ**

Nonobstant les recommandations et procédures existantes, il apparaît que le surpassement intentionnel en vol du primary stop sur les avions de type turbopropulseurs n'est pas exclue.

La conception existante du Fokker 27 Mk050 n'exclut pas la sélection en vol d'un pas d'hélice inférieur à celui d'un pas du régime flight idle.

Par conséquent il est recommandé de revoir la conception actuelle en vue d'examiner la possibilité d'interdire la sélection en vol, de manière intentionnelle ou non, des positions de pas d'hélice en dessous du régime flight idle.

En plus, considérant le nombre similaire d'accidents sur les avions turbopropulseurs en général, il est recommandé que les autorités responsables de la certification de ce type d'avion, vérifient si la conception de ces systèmes de sécurité tels que proposés par le JAR25-1155, ne devrait être rendue applicable à des conceptions existantes.

## **4.3 ORGANISMES ET GESTION**

### **4.3.1 Luxair**

4.3.1.1. L'enquête sur l'accident a mis en évidence des déficiences dans le domaine de coopération de l'équipage. En conséquence il est recommandé:

- que soit revu le contrôle opérationnel de la compagnie.

4.3.1.2. L'enquête a souligné que la variété de centres d'entraînement utilisés par Luxair avait pu avoir une influence sur la coopération entre les membres d'équipages. En conséquence il est recommandé:

- d'assurer que les procédures de recrutement, d'entraînement des pilotes,

---

d'entraînement CRM renforcé, et les entraînements récurrents permettent d'obtenir un standard harmonisé.

- 4.3.1.3. Considérant l'importance de l'information contenue dans différentes publications techniques émanant d'un constructeur et touchant aussi des points de sécurité opérationnelle, il est recommandé que:
- Luxair s'assure que leur organisation garantit la diffusion de ce genre d'informations à toutes les parties concernées.
- 4.3.1.4. L'annexe 6 de l'OACI recommande, « *qu'à partir du 1<sup>er</sup> janvier 2002, les exploitants d'avions avec un poids maximum au décollage dépassant 20,000 kg, établissent et maintiennent un programme d'analyse de vols dans le contexte de leur programme de prévention d'accident et sûreté des vols.* »

Ce système permet à l'exploitant de surveiller constamment les opérations et d'identifier les déviations. Un tel système est en place chez Luxair pour les avions de type E145, B734 et B735. En conséquence il est recommandé:

- Qu'un tel système soit également mis en place pour les avions de type Fokker 27 Mk050.

## 4.3.2. Autorité

- 4.3.2.1. L'enquête sur l'accident a mis en évidence des déficiences dans le domaine de coopération de l'équipage et d'application des méthodes. En conséquence, il est recommandé:
- Que l'autorité revoie ses méthodes de supervision de la compagnie aérienne.
- 4.3.2.2. La variété des centres d'entraînement qui ont été utilisés par Luxair a pu avoir une influence sur le manque d'application de méthodes standard, tel que souligné au scénario de l'accident. Comme il n'y avait pas de suivi formalisé ni de supervision des différents centres d'entraînement avant l'applicabilité du JAR-OPS1 et à la lumière de l'accident, il est aujourd'hui difficile d'évaluer la situation chez Luxair quant à cette standardisation. De plus, le manque de supervision de ces entraînements n'a pas permis de mettre en évidence ses faiblesses potentielles. C'est pourquoi qu'il est recommandé que l'autorité :
- Effectue un bilan des entraînements antérieurs dans le but de mettre en place des mesures pour atteindre une harmonisation adéquate,
  - Revoie les méthodes pour l'approbation et la supervision susceptibles d'améliorer la détection de déviations pendant l'entraînement,
  - Que l'autorité s'assure que l'environnement de l'entraînement de l'exploitant est maintenu aussi stable et harmonieux que possible.
-

Page sans contenu