



GRAND-DUCHE DE LUXEMBOURG

MINISTERE DES TRANSPORTS

COMMISSION D'ENQUETE
SUR L'ACCIDENT SURVENU LE 6 NOVEMBRE 2002
AU LUXEMBOURG
AU FOKKER 27 MK050 IMMATRICULE LX – LGB
EXPLOITE PAR LA COMPAGNIE LUXAIR

RAPPORT PRELIMINAIRE

Janvier 2003

AVERTISSEMENT

Ce rapport exprime les faits et circonstances établis à ce jour dans le cadre de l'enquête technique.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, et 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, l'enquête technique n'est pas conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de l'évènement 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.

Une traduction anglaise du présent rapport sera disponible prochainement

TABLE DES MATIERES

GLOSSAIRE.....	5
SYNOPSIS	7
ORGANISATION DE L'ENQUETE.....	8
1. RENSEIGNEMENTS DE BASE	9
1.1. Déroulement du vol.....	9
1.2. Tués et blessés	9
1.3. Dommages à l'aeronef.....	10
1.4. Autres dommages.....	10
1.5. Renseignements sur le personnel.....	10
1.5.1. Commandant de bord	10
1.5.2. Copilote	10
1.5.2. Equipage de cabine	11
1.6. Renseignements sur l'aéronef	11
1.6.1. Cellule	11
1.6.2. Moteurs	11
1.6.3. Hélices	12
1.6.4. Masse et centrage	12
1.6.5. Entretien et navigabilité.....	12
1.7. Conditions météorologiques	12
1.7.1. Situation générale.....	12
1.7.2. Situation sur l'aérodrome	13
1.8. Aides à la navigation	13
1.9. Télécommunications	13
1.10. Renseignements sur l'aérodrome.....	15
1.11. Enregistreurs de bord.....	15
1.11.1. Opérations de lecture.....	16
1.11.1.1. FDR	16
1.11.1.2. CVR.....	16
1.11.2. Exploitation des enregistrements	16
1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact	19
1.12.1. Description du site.....	19
1.12.2. Examen de l'épave	21

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques	24
1.14. Incendie	24
1.15. Questions relatives à la survie des occupants.....	24
1.16. Essais et recherches.....	26
1.16.1. Synchronisation CVR et trajectographie radar	26
1.16.2. Système de régulation des hélices.....	27
1.16.2.1. Généralités	27
1.16.2.2. Mode de contrôle à vitesse constante	27
1.16.2.3. Pas des hélices.....	27
1.16.2.4. Contrôle en mode beta.....	27
1.16.2.5. Protection de surrégime	30
1.16.2.6. Dispositif de mise en drapeau	30
1.17. Renseignements sur LUXAIR	30
1.18. Renseignements complémentaires	30
1.18.1. Evénements antérieurs.....	30
2. MESURES DE SECURITE PRISES DEPUIS L'ACCIDENT	32
LISTE DES ANNEXES	33
ANNEXE 1 : Carte Jeppesen	34
ANNEXE 2 : Transcription du CVR	35
ANNEXE 3 : Courbes FDR.....	42
ANNEXE 4 : Transcriptions ATC	45
ANNEXE 5 : Service Bulletin ABSC N° Fo50-32-4, révision 1	50
ANNEXE 6 : Lettre Service 137, Fokker.....	57
ANNEXE 7 : Service Bulletin Fokker N° F50-32-035	61
ANNEXE 8 : Consigne de navigabilité LUX-2002-001	63

GLOSSAIRE

AOM	All Operator Message
BCMG	Becoming (message TAF)
BKN	Broken (message TAF)
BR	Brume (message TAF)
CVR	Cockpit voice recorder, Enregistreur phonique
DFDR	Digital Flight Data Recorder , Enregistreur numérique des paramètres de vol
DME	Distance Measuring Equipment, Dispositif de mesure de distance
FAF	Final Approach Fix
FDR	Flight Data Recorder
FG	Fog (message METAR)
FL	Flight level, Niveau de vol
FSK	Frequency Shift Keying
GA	Go Around
GPWS	Ground Proximity Warning System
HDG	Heading
hPa	Hectopascal
IAF	Initial Approach Fix
IAS	Indicated Airspeed
IFR	Instrument Flight Rules
ILS	Instruments Landing System
KT	Knot
LH	Left Handed
METAR	Message d'observation météorologique régulière pour l'aviation
NDB	Non Directional Beacon
NM	Nautical Mile
NOSIG	NO SIGNificative change (message METAR)
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale

OVC	Overcast (message METAR)
PCU	Propeller Control Unit
PEC	Propeller Electronic Control
PNC	Personnel Navigant Commercial
QFU	Direction Magnétique de la Piste
QNH	Pression atmosphérique réduite au niveau de la mer
RVR	Visibilité horizontale au seuil de piste
RN	Route Nationale
RH	Right Handed
SB	Service Bulletin
SCT	Scattered (message TAF)
TAF	Prévision météorologique d'aérodrome
UTC	Universal Time Coordinated
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omnidirectional Range

SYNOPSIS

Date de l'accident

Mercredi 6 novembre 2002 à 09 H 06⁽¹⁾

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 Détruit	Chargement Détruit	Tiers -
	Tué (s)	Blessé (s)	Indemne (s)			
Equipage	2	1	-			
Passagers	18	1	-			

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

ORGANISATION DE L'ENQUETE

Conformément à l'article 26 de la Convention de Chicago de l'OACI et à son annexe 13, le Grand-Duché du 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 constructeur néerlandais Fokker 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. Dans le même temps, les enregistreurs de vol de l'avion ont été conduits au BEA pour y être dépouillés et analysés.

Un représentant et 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 transportée dans un hangar sur l'aérodrome de Luxembourg.

Les Pays-Bas participent à l'enquête en tant qu'Etat constructeur de l'avion. L'Allemagne, qui déplore de nombreuses victimes, a dépêché des observateurs.

L'enquête technique et l'enquête judiciaire se coordonnent étroitement dans le respect de leurs procédures et de leurs objectifs respectifs.

Les travaux d'investigations portant sur la cellule, les moteurs, les hélices et les différents équipements de l'avion, ainsi que les deux enregistreurs ont été lancés dans les jours qui ont suivi l'accident. Ils se poursuivent encore à la date de ce rapport.

Les premiers résultats factuels de l'enquête sont rassemblés dans le présent rapport.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. DEROULEMENT DU VOL

Le Fokker 27 Mk050 immatriculé LX-LGB 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 niveau de vol 180. A 8 h 50, le service de contrôle de Francfort demande à l'équipage d'arrêter la descente au niveau 90 et à 8 h 52, il le transfère sur la fréquence d'approche de Luxembourg.

A 9 h 00, l'avion passe le niveau 75 en descente et, après un guidage radar pour rejoindre l'axe de piste, il poursuit sa descente vers trois mille pieds. Il est alors en ciel clair au-dessus d'une nappe de brouillard. La RVR est de deux cent soixante-quinze mètres. L'équipage évoque une remise de gaz si la RVR n'était pas de 300 mètres au passage de la balise ELU (ses minima pour l'approche de catégorie II sont de trois cents mètres).

A 9 h 04 min 57 s, le contrôleur transmet une RVR de trois cents mètres. Les manettes de puissance sont ramenées en position ralenti, les volets sont sélectionnés sur la position 10 et le train 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 entraîne 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 alors 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 à 700 mètres au nord de l'axe de la piste 24, à 3,5 kilomètres à l'est du seuil.

1.2. TUES ET BLESSES

Blessures	équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	2	18	-
Graves	1	1	-
Légères/Aucune	-	-	-
Total	3	19	-

1.3. DOMMAGES A L'AERONEF

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 du 16 mars 1999.
Date d'entrée chez Luxair : 1^{er} avril 1995.

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 (standby).

Derniers contrôles :

Hors ligne :	1 ^{er} juin 2002
En ligne :	12 juin 2002
Qualification F27 Mk050 :	20 février 1999
Visite médicale :	19 juin 2002, valide jusqu'au 5 juillet 2003.

1.5.2. Copilote

Homme, 32 ans, licence de pilote de ligne du 19 janvier 2001.
Date d'entrée chez Luxair : 4 décembre 2000.

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 le 1^{er} novembre 2002

Derniers contrôles :

Hors ligne : 22 juin 2002
 En ligne : 13 juin 2002
 Qualification F27 Mk050 : 19 juin 2001
 Visite médicale : 30 novembre 2001, valide jusqu'au 14 janvier 2003

1.5.2. Equipage de cabine

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

1.6. RENSEIGNEMENTS SUR L'AERONEF

1.6.1. Cellule

- Constructeur : Fokker Aircraft BV (Pays-Bas)
- Type : F27 Mk050
- N° de série : 20221
- Certificat de navigabilité :
 - o délivré le 26 juin 1991
 - o 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
Gauche	PW 125B	124315	20 372	22 060
Droit	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
Gauche	R352/6-123-F/1	DRG8487/89	18 008	16 958
Droite	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 déterminée 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.

La liste des travaux reportés fait état du non-fonctionnement du système d'antidérapage (antiskid) sur le 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 un élément du câblage 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.

1.7. CONDITIONS METEOROLOGIQUES

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

METAR de 8 h 50 :

00000KT 0100 R24/250N FG OVC001 04/04 Q1023 NOSIG

TAF de 9 h 00 :

060900 06 1019 18002KT 0100 FG BKN001 BCMG 1114 2000 BR BKN009
BCMG 1416 20010KT 9999 SCT015 BKN040=

1.8. AIDES A LA NAVIGATION

La procédure d'approche aux instruments 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, représentant le FAF

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

1.9. TELECOMMUNICATIONS

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 (A l'annexe 4 de la transcription des radiocommunications, le léger décalage avec la base du temps du CVR n'a pas, à ce stade, été recalée).

Communications avec le contrôle de Francfort :

A 8 h 44 min 25 s, Luxair 9642, au niveau de vol 140, prend contact avec le secteur K74 de 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 sur 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 d'approche de Luxembourg demande « 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'AERODROME

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 d'un radar 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 pour assurer les espacements IFR entre les aéronefs au décollage ou en phase d'approche finale.

1.11. ENREGISTREURS DE BORD

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

	FDR	CVR
Modèle	Fairchild F800	Fairchild A100A
Référence (P/N)	17M-800-251	93-A100-80
Numéro de série (S/N)	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.

1.11.1. Opérations de lecture

1.11.1.1. FDR

L'enregistreur de paramètres 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. Les six pistes ont été décodées en six fichiers binaires de données brutes avec un taux de synchronisation proche de 98 %.

Les paramètres annoncés par le constructeur étaient exploitables, à l'exception des accélérations latérale et longitudinale, des positions des commandes de profondeur (control wheel position, control column position), du stabilisateur horizontal (pitch trim wheel position) et de la gouverne de direction (rudder position).

La fin des données valides correspond au temps 9 h 05 min 26 s (cette dernière seconde incluse).

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. Enregistrement de données

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 : 165 kt
- altitude pression : 2742 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 17% et 15 %
- tours hélices (gauche et droite) : 85 % et 85 %
- fuel flows (gauche et droite): 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 : 152 kt
- altitude pression : 2 712 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 0 % et 0%
- tours hélices (gauche et droite) : 85 % et 85 %
- fuel flows (gauche et droite): 208 lb/h et 182 lb/h
- position volets : 1

A 9 h 05 min 16 s : début de sortie des trains

- cap : 238°
- vitesse : 145 kt
- altitude pression : 2 635 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 0% et 0 %
- tours hélices (gauche et droite) : 85 % et 85 %
- fuel flows (gauche et droite) : 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 « normale » à la valeur « low pitch »², signalant par là un calage d'hélice inférieur à 10°.

- cap : 236°
- vitesse : 144 kt
- altitude pression : 2 617 ft
- couples hélices (gauche et droite) : 0 % et 0 %
- tours hélices (gauche et droite) : 50 % et 49 %
- fuel flows (gauche et droite): 202 lb/h et 174 lb/h
- position volets : 12

Le paramètre « blade angle » de l'hélice droite passe également de la valeur « normale » à la valeur « low pitch » une seconde plus tard.

² Ce paramètre est un binaire, c'est-à-dire qu'il n'a que deux état possibles : « normal » ou « low Pitch ».

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

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

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

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

1.11.2.2. Enregistrement phonique

Dans un premier temps, seule une transcription partielle a été effectuée avec la base de temps fournie par le FSK. Cette transcription fait apparaître les communications en anglais avec le contrôle. Une transcription plus complète comprenant les échanges en luxembourgeois a été effectuée les 12 et 13 novembre 2002 en la présence d'un membre de la commission d'enquête et avec l'assistance d'un pilote de l'exploitant et d'un expert de Fokker. Cette transcription a ensuite été traduite en langues française et anglaise (voir annexe 2).

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

A 09 h 01 min 42 s, après 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 dit qu'ils informeront le contrôle que s'ils n'ont pas 300 mètres à ELU, il feront une remise de gaz et procéderont vers Diekirch.

A 9 h 03 min 04s, après la transmission de la dernière information RVR, le commandant de bord dit deux fois « *Oh, dat brengt neischt* » (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 neischt hätten, dann ehhhhhhh* » (Dis qu'on continue

jusqu'à ELU, si 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 approche.

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

A 9 h 04 min 57 s, le contrôle transmet une RVR de trois cents mètres au seuil de piste.

A 9 h 05 min 00 s, la puissance et la vitesse de rotation des moteurs diminuent. On entend un bruit similaire à la mise en position « idle » des leviers de puissance. 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 « *...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 perçoit une augmentation de la vitesse de rotation d'au moins une hélice, puis de nombreux bruits de sélecteurs 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 seconde et l'autre d'une durée de 0,7 seconde, 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 ne fait allusion à une panne quelconque des systèmes de l'avion.

1.12. RENSEIGNEMENTS SUR L'EPAVE ET SUR L'IMPACT

1.12.1. Description du site

L'avion est arrivé à proximité du sol avec un cap sensiblement égal à 295°, 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'atterrissages ainsi que par la trace du cône de queue.

Les marques de frottement sur la route, notamment du bout de l'aile gauche, montrent que l'avion l'a traversée avant de rebondir sur une butte située 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 labouré.



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'est détachée. On note sur le fuselage une déformation plus importante du côté droit que du côté gauche. La partie centrale du fuselage a brûlé.

Les volets de courbure (ailes gauche et droite) sont rentrés.
Les trains d'atterrissage sont arrachés.

Les moteurs ont subi peu de dommages, sauf sur la partie inférieure qui a été en contact avec le sol. A gauche, toutes les pales sont rompues au niveau de l'emplanture. A droite, trois pales sur six sont encore en place. Toutes les pales, en matériau composite, sont endommagées. Certaines sont ouvertes, d'autres sont complètement détruites.

Le calage de l'hélice gauche est proche de la position drapeau. Le calage de l'hélice droite est dans la plage Beta.

Aucun dommage n'a 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 commandes de puissance des moteurs n'est pas significative car les câbles ont été étirés et les secours sont intervenus dans cette zone pour dégager les pilotes.

Les manettes carburant gauche et droite sont en position ouvertes.

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

La commande du trim de direction est positionnée sur cinq unités à gauche.

La commande de sortie des volets est sur la position « rentrés ».

Le sélecteur « Ground Idle Stop » est en position OFF.

- Panneau instruments gauche

L'altimètre indique 998 pieds, avec un calage à 1023 hPa.
L'altimètre de secours affiche 690 pieds avec un calage à 1037 hPa.
L'anémomètre indique 110 nœuds, la pinule est positionnée sur 101 nœuds. L'anémomètre de secours est à zéro nœud.

- Panneau instruments central

Les paramètres des deux moteurs (vitesse d'hélice, du corps haute pression et température interturbine) sont proches de zéro. L'indicateur du nombre de tours du corps basse pression est à 92 % pour les deux moteurs.

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

Les deux indicateurs de couple moteur sont 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 sont à zéro.

La manette de train est sur « down ».

- Panneau instruments droit

L'anémomètre indique 125 nœuds, avec la pinule positionnée sur 91 nœuds.

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

Le RMI indique 295 degrés, l'aiguille simple sur 080°, l'aiguille double sur 295°.

- Bandeau central

Les EFIS côté droit et gauche sont 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 » sont sur « ON ».

Les poignées de percussion des extincteurs moteurs ne sont pas tirées. Les interrupteurs des boucles de détection incendie sont en position normale.

Les interrupteurs « ignition » LH et RH de l'Engine Control Panel sont en position « ON ».

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

Les interrupteurs des pompes carburant sont sur « ON ».

Les interrupteurs des pompes hydrauliques sont sur « ON ».

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

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

1.13. RENSEIGNEMENTS MEDICAUX ET PATHOLOGIQUES

Les résultats des analyses effectuées sur les prélèvements sanguins de l'équipage sont normaux.

1.14. INCENDIE

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

1.15. QUESTIONS RELATIVES A LA SURVIE DES OCCUPANTS

Le schéma ci-dessous, reflète l'occupation des sièges telle qu'enregistrée à l'embarquement. Elle ne reflète pas nécessairement l'occupation réelle. Vu le nombre de passager, il se peut que l'un ou l'autre ait pris place ailleurs que marqué sur sa carte d'embarquement.

L'avion a heurté le talus avec l'arrière de la cellule (derrière le bord de fuite de l'aile), cette partie a été partiellement éventrée et retournée de 90° vers la droite (en direction du vol).

L'accident a été signalé par un témoin à 9 h 06 au numéro central des urgences. L'intervention des sapeurs pompiers de l'aéroport a commencé à 9 h 18 après positionnement des véhicules.

Les services de secours ont retrouvé des passagers éjectés de la cellule et immobilisés en arrière de l'aile à gauche du fuselage. Certains passagers étaient retenus dans leur siège par la ceinture de sécurité et d'autres étaient éjectés de leur siège. Le PNC a été retrouvé décédé allongé dans le couloir à proximité de la porte d'entrée avant. Le commandant de bord portait son harnais complet et le co-pilote uniquement sa ceinture ventrale.

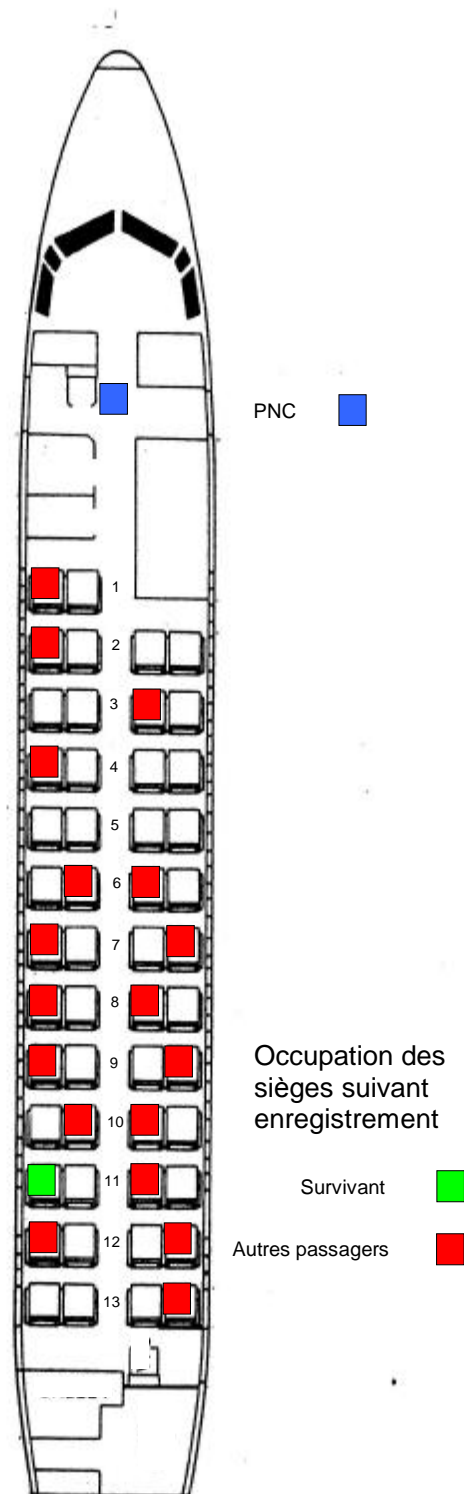
Les passagers non éjectés sont décédés soit du choc, soit de l'incendie survenu juste après.

Les passagers éjectés sont décédés lors du choc ou très peu de temps après à l'exception de l'un d'entre eux qui a survécu.

Le PNC n'a pas survécu.

Le copilote n'a pas survécu.

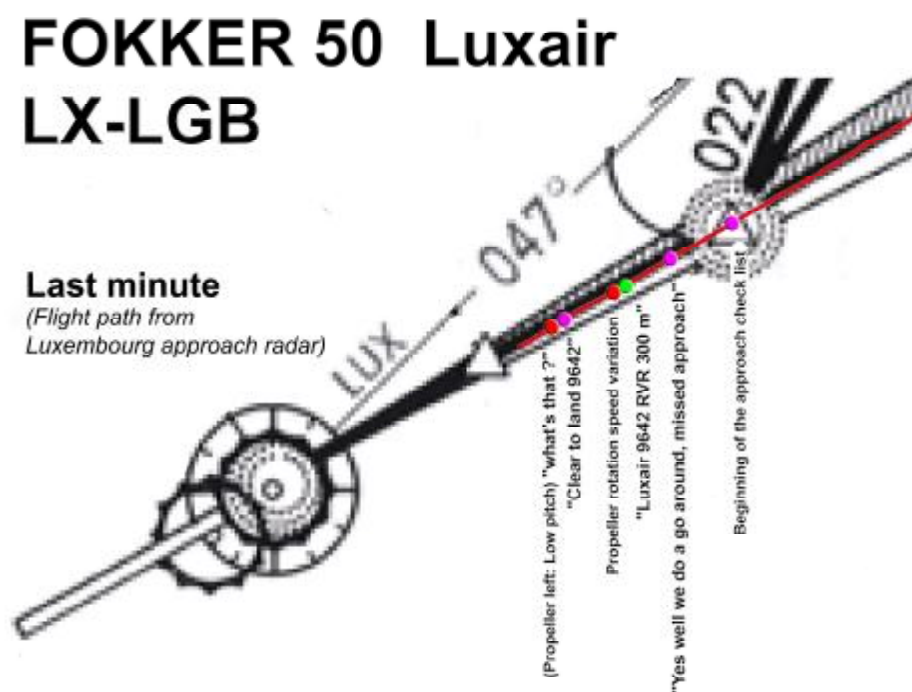
Le poste de pilotage n'a pas brûlé et une ouverture a été découpée dans le fuselage pour extraire le commandant de bord de son siège, celui-ci a survécu.



1.16. ESSAIS ET RECHERCHES

1.16.1. Synchronisation CVR et trajectographie radar

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



La trajectoire en deux dimensions ci-dessus a été réalisée à partir des données du radar d'approche de Luxembourg, alors que le profil vertical donné en annexe 3 présente également des paramètres enregistrés par le FDR. La précision de la synchronisation entre FDR et CVR est de une seconde.

Le profil vertical de la trajectoire 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

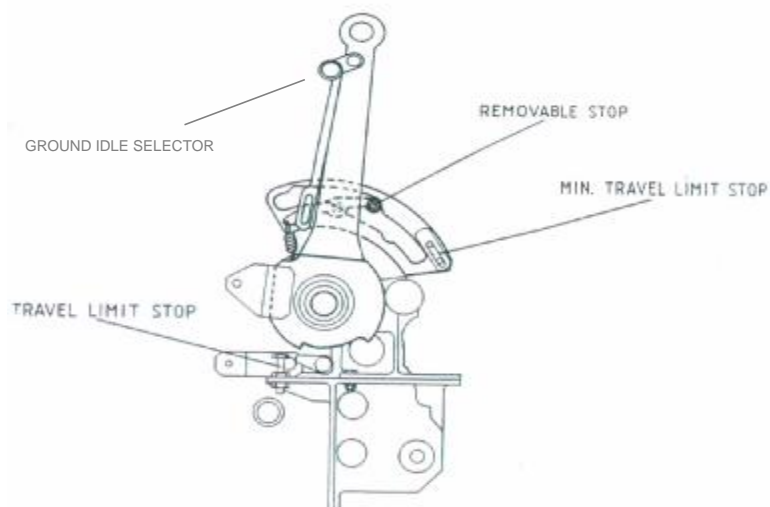
Les turbines entraînent chacune une hélice à six pales, à pas variable et à vitesse constante. Un indicateur de vitesse d'hélice est localisé sur le panneau central d'instruments moteurs. Le contrôle des hélices est assuré de deux manières:

- au-dessus du régime ralenti vol /petit pas (flight idle) la vitesse constante des hélices est réglée automatiquement en vol,
- au sol, c'est à dire en dessous du régime ralenti de vol/petit pas de vol (flight idle) et dans la plage du mode beta, le pas des hélices est contrôlé directement par la position des manettes de puissance.

Lorsque les hélices se trouvent dans un pas à caractère positif (au delà de $+10^\circ$), la force aérodynamique résultant de leur rotation est orientée vers l'avant et les hélices sont tractrices. Pour des incidences inférieures à 10° , la résultante aérodynamique s'annule, et s'inverse si l'angle de calage est encore réduit. Il en résulte un énorme effet de freinage aérodynamique.

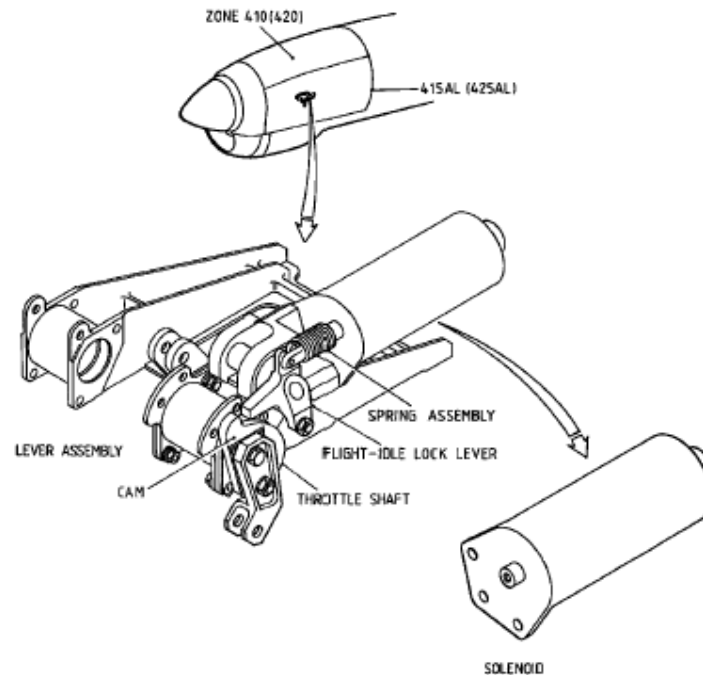
Afin d'interdire l'utilisation de cette plage en vol deux dispositifs de sécurité sont prévus :

- une sécurité primaire mécanique (ground idle selector) sur les manettes de puissance



Commande de puissance et sélecteur de plage beta

- une sécurité secondaire électrique (flight idle stop solenoid) sur les moteurs.



Pour pouvoir sélectionner le mode beta après l'atterrissage, il faut, à partir de la position vol (flight idle), saisir et soulever le levier (ground range selector) situé sur les manettes de puissance, puis déplacer les manettes vers l'arrière. Cette première butée mécanique au niveau des manettes de puissance est doublée par deux verrous (flight idle stop) placés chacun sur un moteur et actionnés par des solénoïdes, qui sont prévus pour empêcher la sélection d'un pas inférieur au petit pas vol (flight idle).

Les solénoïdes, une fois mis sous tension, débloquent les verrous et les manettes de puissance peuvent être manœuvrés vers l'arrière au-delà de la position petit pas vol (flight idle).

L'alimentation des solénoïdes est assurée lorsque :

- un des capteurs placé 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 supérieur à 17 kt.

1.16.2.2. Mode de contrôle à vitesse constante

Au-dessus de la position du régime ralenti de vol (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 en go-around. Le régime de vitesse de 85% est contrôlé lors des sélections de puissance de montée et en 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° (approche et atterrissage) jusqu'à approximativement + 45°. Il est contrôlé par l'équilibre entre les contrepoids aménagés sur les bases des pieds de pales et une force actionnée par de la pression d'huile.

Une pompe à huile haute pression alimentée par le système de lubrification moteur et entraînée par la boîte de réduction de l'hélice et faisant partie du régulateur de survitesse, fournit la haute pression requise. Dans le cas d'une perte de pression d'huile les contrepoids augmentent le pas à une valeur +55° entravant ainsi une survitesse et 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 en fonction de la vitesse affichée, jusqu'à l'apparition d'une mise en drapeau automatique ou manuelle.

Une butée variable de pas de pales empêche une réduction de pas intempestive en phase de vol. L'angle minimum de cette butée est de l'ordre de +15° pour la position Flight Idle et de +17° pour toutes les positions requérant une haute puissance.

1.16.2.4. Contrôle en mode beta

En dessous du régime ralenti de vol (flight idle), la commande de puissance contrôle directement l'angle de pas, approximativement de + 15° à - 17° (inversion complète - full reverse). L'entrée dans le mode beta est signalé par l'allumage d'un témoin bleu petit pas (low pitch light), localisé sur le panneau central des instruments principaux. Dans ce mode les signaux de commande du régulateur électronique de l'hélice sont ignorés. La vitesse de l'hélice est de l'ordre de 95% lorsqu'on se trouve en inversion complète (full reverse).

1.16.2.5. Protection de surrégime

En phase de vol, la protection du surrégime entre en vigueur lorsque la vitesse de l'hélice atteint 104%. Le régulateur de surrégime entraîné par la boîte de réduction de l'hélice, réduit le débit d'huile dirigé vers le mécanisme de variation de pas.

Lorsqu'il n'y a pas de réduction de vitesse, la vitesse de l'hélice atteint 108% et le régulateur de surrégime intervient directement en réduisant le débit de carburant.

1.16.2.6. Dispositif de mise en drapeau

Une pompe électrique (feathering pump), fonctionnant en automatique lorsqu'un tel mode est armé ou commandé par l'équipage et assistée par la force centrifuge des contrepoids montés sur les pieds de pales, amène l'angle de pas dans une position de 82°, réduisant au minimum la traînée aérodynamique (mise en drapeau).

1.17. RENSEIGNEMENTS SUR LUXAIR

La compagnie Luxair a été créée en 1962, elle a débuté 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 des avions était valide le jour de l'accident.

1.18. RENSEIGNEMENTS COMPLEMENTAIRES

1.18.1. Evénements antérieurs

Le 1^{er} août 1992, la firme ABSC a diffusé un service bulletin Fo50-32-4. Il s'agissait d'une modification du boîtier de contrôle anti-dérapiage par l'adjonction d'un condensateur et d'une diode contrôlant les roues de l'avion. Cette modification permettait que la déconnexion des capteurs de rotation des roues soit détectée convenablement.

Ce service bulletin n'a pas été repris par une consigne de navigabilité.

Le 29 juin 1994, la firme ABSC a diffusé une révision N°1 du service bulletin F50-32-4. Il s'agissait d'une modification du texte du service bulletin de 1992,

les composantes à ajouter évitaient que, lors de la mise sous tension du boîtier de contrôle anti-dérapiage, un signal ne soit transmis au relais gérant le contrôle au sol (ground control relay) et ne déverrouille les verrous de protection de la plage Beta (flight idle stop solenoids).

Ce service bulletin n'a pas été repris par une consigne de navigabilité.

Le 20 décembre 1994, Fokker a publié un service lettre N° 137 mettant en garde contre un possible déclenchement intempestif des verrous de protection de la plage Beta en vol. Fokker y identifiait une caractéristique de fonctionnement du système conduisant au déverrouillage en vol de la butée Flight Idle Stop.

Le 2 août 1999, Fokker a publié un service bulletin F50-32-035 proposant un changement de la connexion de mise à la terre du boîtier de contrôle anti-dérapiage. 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 passant par les câbles des capteurs de rotation des roues vers le boîtier de contrôle anti-dérapiage.

Ce service bulletin n'a pas été repris par une consigne de navigabilité.

2. MESURES DE SECURITE PRISES DEPUIS L'ACCIDENT

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

A ce jour, la commission d'enquête a émis trois recommandations :

- 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 50, immatriculés au registre luxembourgeois
 - o le bulletin de service N° Fo50-32-4-révision 1 de l'équipementier ABS Co
 - o le bulletin de service N° F50-32-035 de Fokker.

Cette consigne de navigabilité a été publiée le 29 novembre 2002.

Informé parallèlement de cette recommandation, Luxair a procédé à l'adaptation technique de ses avions entre le 15 novembre et le 8 décembre.

- 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.