



LE GOUVERNEMENT
DU GRAND-DUCHÉ DE LUXEMBOURG
Administration des enquêtes techniques

RAPPORT FINAL RÉVISÉ

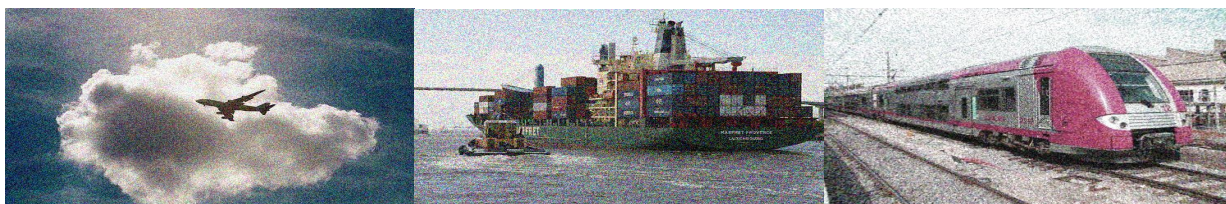
Accident survenu le 6 novembre 2002
à Luxembourg
au Fokker 27 Mk050 de Luxair
immatriculé LX-LGB

RAPPORT INITIAL: DÉCEMBRE 2003

RAPPORT RÉVISÉ: JUILLET 2009

ADMINISTRATION DES ENQUÊTES TECHNIQUES

AVIATION CIVILE – RAIL – MARITIME - RIVIERE



Ministère des Transports

Administration des Enquêtes Techniques

Rapport N° AET-2009/AC-01

RAPPORT FINAL REVISÉ

**Accident survenu le 6 novembre 2002
à Luxembourg
au Fokker 27 Mk050 de Luxair
immatriculé LX-LGB**

AET – Administration des Enquêtes Techniques

B.P. 1388 L-1013 Luxembourg

Tél: +352 247 84404

Fax: +352 26 47 89 75

Email: info@aet.etat.lu

Web : www.mt.public.lu/transports/AET

AVERTISSEMENT

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE de la Commission Européenne et à la loi du 30 avril 2008¹ 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.

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.

ADDENDUM

Le rapport final de cet accident a été publié en décembre 2003. Depuis cette date, des développements ont amené la commission d'enquête à publier un rapport final révisé.

¹ Remplaçant la loi initiale du 8 mars 2002 sur les enquêtes techniques et portant création de l'Administration des enquêtes techniques

TABLE DES MATIÈRES

GLOSSAIRE	7
SYNOPSIS	9
ORGANISATION DE L'ENQUÊTE	10
1. RENSEIGNEMENTS DE BASE	11
1.1. Déroulement du vol	11
1.2. Tués et blessés	11
1.3. Dommages à l'aéronef	11
1.4. Autres dommages	11
1.5. Renseignements sur le personnel.....	12
1.5.1. Commandant de bord.....	12
1.5.2. Copilote	12
1.5.3. Equipage de cabine.....	13
1.5.4. Service du contrôle de la circulation aérienne.....	13
1.6. Renseignements sur l'aéronef	14
1.6.1. Cellule.....	14
1.6.2. Moteurs	14
1.6.3. Hélices	14
1.6.4. Masse et centrage.....	14
1.6.5. Entretien et navigabilité.....	14
1.6.6. Certification de type de l'aéronef	15
1.7. Conditions météorologiques.....	15
1.7.1. Situation générale	15
1.7.2. Situation sur l'aérodrome	15
1.7.3. Situation sur l'aérodrome de dégagement	15
1.7.4. Informations météo disponibles pour l'équipage à Berlin.....	16
1.8. Aides à la navigation.....	16
1.9. Télécommunications.....	16
1.10. Renseignements sur l'aérodrome	17
1.11. Enregistreurs de bord	17
1.11.1. Opérations de lecture	18
1.11.2. Exploitation des enregistrements.....	18
1.11.3. Corrélation avec les enregistrements radar.....	22
1.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact	22
1.12.1. Description du site	22
1.12.2. Examen de l'épave.....	24

1.13. Renseignements médicaux et pathologiques	25
1.14. Incendie.....	25
1.15. Questions relatives à la survie des occupants.....	25
1.16. Essais et recherches	27
1.16.1. Essais complémentaires des enregistreurs	27
1.16.2. Système de régulation des hélices	29
1.16.3. Système de contrôle antiskid	33
1.16.4. Interprétation des paramètres moteurs enregistrés	34
1.16.5 Inspection des composants démontés de l'épave	37
1.16.6. Simulateur de vol Fokker 27 Mk050	44
1.16.7. Synchronisation des temps	44
1.16.8. Alimentation des enregistreurs CVR et DFDR	44
1.17. Renseignements sur les organismes et la gestion	45
1.17.1. Luxair	45
1.17.2. Autorité (Direction de l'Aviation Civile – DAC).....	47
1.18. Renseignements complémentaires.....	48
1.18.1. Evénements antérieurs.....	48
1.18.2. Opérations tout-temps de l'exploitant	50
1.18.3. Limitations opérationnelles des hélices (AFM du Fokker 27 Mk050).....	51
1.18.4. Trafic sur l'aéroport.....	51
1.18.5. Département ATC	53
2. ANALYSE	54
2.1. Scénario de l'accident.....	54
2.1.1. Descente	54
2.1.2. Approche intermédiaire	55
2.1.3. Approche finale, tentative d'interception du plan de descente.....	56
2.1.4. De l'extension du train d'atterrissage à l'impact.....	57
2.2. Répartition des tâches et travail en équipage	58
2.3. Entraînement	58
2.4. Aspects concernant l'organisation et la supervision	58
2.5. Systèmes de sécurité de la plage bêta.....	59
2.5.1. Conception du secondary stop.....	59
2.5.2. Fiabilité du secondary stop	59
2.6. Fonctionnement du département ATC.....	60
3. CONCLUSIONS	62
3.1. Constatations.....	62
3.2. Causes	62
4. RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ.....	64

4.1. Mesures de sécurité prises depuis l'accident.....	64
4.2. Améliorations de la conception du système de sécurité	65
4.3. Organismes et gestion.....	65
4.3.1. Luxair	65
4.3.2. Autorité.....	66
ANNEXES	68
Annexe 1: CAT II ILS DME RWY 24 (Jeppesen Chart).....	69
Annexe 2: Transcription du CVR.....	70
Annexe 3: Graphiques du DFDR	92
Annexe 4: Transcription du ATC	96
Annexe 5: Service bulletin ABSC N° Fo50-32-4, révision N° 1	102
Annexe 6: Service letter 137, Fokker Aircraft B.V.....	110
Annexe 7: Service bulletin Fokker Services B.V. N° F50-32-035.....	115
Annexe 8: Consigne de navigabilité LUX-2002-001	118
Annexe 9: AOF 50.028, Fokker Services B.V.	120
Annexe 10: Service bulletin Fokker Services B.V. N° F50-32-038.....	123
Annexe 11: Service bulletin ABSC N° Fo50-6004125-32-01	128
Annexe 12: Fokker Services B.V. MCNM-50-045	132
Annexe 13: Consigne de navigabilité LUX-2003-001	134
Annexe 14: Valeurs RVR (révisée).....	136
Annexe 15: Extraits de l'AOM de Luxair– Opérations tous temps (faible visibilité).....	138
Annexe 16: Plan horizontal de la trajectoire	142
Annexe 17: Coupe verticale de la trajectoire.....	146
Annexe 18: CVR Essais complémentaires	148
Annexe 19: Extraits de l'AFM de Luxair	172
Annexe 20: Consigne de navigabilité des autorités néerlandaises BLA nr. 2003-091.....	174
Annexe 21: Extraits du JAR 25.1155	176
Annexe 22: Commentaires de Fokker Services B.V.	179
ADDENDUM.....	182
Navigabilité continue.....	183
1. Evénements majeurs depuis l'accident Luxair	183
2. Recommandations de sécurité inscrites au rapport original	183
3. Nouveaux développements techniques.....	183
4. Conclusions	184
5. Liste des annexes	184
Annexe A: CS25 Amendement 5, EASA (2 pages)	185
Annexe B: AOF50.047, Fokker Services B.V.	187
Annexe C: SBF50-76-017, Fokker Services B.V. (première feuille).....	189
Annexe D: SBF50-31-023, Fokker Services B.V. (première feuille)	191
Annexe E: AD2009-0049, EASA.....	193
Annexe F: Défilement temporel de la documentation.....	195

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
IFR	Règles de vol aux instruments
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)
kts	Knot (s), noeud (s)
lb	Livre (s)
LH	Left Hand
LP	Turbine basse pression
LVP	Procédures faible visibilité, (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 09h 06min²

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)			
Equipage	2	1	-	Détruit	Détruit	-
Passagers	18	1	-			

² 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 07h 40min pour effectuer le vol LG9642/LH2420 à destination de Luxembourg.

La croisière est effectuée au FL180. A 08h 50min, le service de contrôle de Francfort demande à l'équipage d'arrêter la descente au FL90 avec cap sur Diekirch et à 08h 52min, le vol est transféré vers l'approche de Luxembourg. Le contrôle leur demande de rejoindre l'attente de Diekirch au FL90, de s'attendre plus tard à un guidage radar vers l'ILS 24 et leur donne les dernières valeurs RVR.

A 08h 59min, 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 09h 04min 36s, l'avion passe au-dessus de la balise ELU tout en maintenant 3000 pieds QNH.

A 09h 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 09h 05min 42s (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
Mortelles	2	18	-
Graves	1	1	-
Légères/Aucune	-	-	-
Total	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 multi-moteurs.
- 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 copilote 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
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 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 « wheel speed sensor » extérieur, le système était resté inopérant. Le problème avait été résolu le 5 novembre 2002 par le changement du « wheel speed sensor » 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 messages ATIS. Pour la période considérée, les valeurs météorologiques étaient les suivantes:

METAR de 07h 50min: 00000KT 0100 R24/250N FG OVC001 04/04 Q1024 NOSIG
 METAR de 08h 20min: 00000KT 0100 R24/250N FG OVC001 04/04 Q1024 NOSIG
 METAR de 08h 50min: 00000KT 0100 R24/250N FG OVC001 04/04 Q1023 NOSIG
 METAR de 09h 20min: 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 par l'ATC est une valeur actuelle, mise à jour toutes les 15 secondes. Les valeurs RVR par seconde ne sont pas enregistrées.

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

TAF de 06h 00min: 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 09h 00min: 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 dégagement

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.

1.7.4. Informations météo disponibles pour l'équipage à Berlin

Un dossier de vol pour le retour a été délivré à l'équipage par l'assistance en escale. Il n'a pas été possible de déterminer avec certitude si ce dossier contenait des informations météo. Ce type d'information détaillée n'est ni archivé ni conservé par l'assistance.

Cette information n'a pas pu être récupérée sur le site de l'accident. De toute manière, une nouvelle prévision n'aurait été disponible qu'à partir de 09h 00min, heure d'arrivée prévue à Luxembourg.

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 110,700 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 LGL 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 118.900 MHz
- fréquence tour 118.100 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 08h 44min 25s, 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 08h 49min 06s.

A 08h 50min 39s, le contrôleur transmet: «Luxair 9642 by request of Luxembourg stop your descent level 90 set course to Diekirch». L'équipage collationne.

A 08h 52min 15s, le contrôleur transfère l'avion vers l'approche du Luxembourg: «Luxair 9642 for lower and radar vectors contact Luxembourg 118,900 good bye».

Communications avec l'approche de Luxembourg

A 09h 01min 25s, 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 09h 02min 32s, 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 09h 02min 51s.

Communications avec la tour de Luxembourg

A 09h 02min 57s, 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 09h 03min 08s, l'équipage répond «... that's copied Luxair nine six four two... but we need three hundred meters for the approach».

A 09h 03min 18s, 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 09h 03min 28s, 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 09h 04min 57s, 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 09h 05min 05s, l'équipage annonce «Nine six four two Roger so we continue».

A 09h 05min 08s, le contrôleur répond «Nine six four two you are cleared to land wind one eight zero degrees....knots».

Ce message est collationné à 09h 05min 13s 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 de piste sont équipées chacune d'un ILS ;

- pour la piste 06, un ILS de catégorie I,
- pour la piste 24, un ILS de catégorie III.

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:

	DFDR	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.

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 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 09h 05min 00s: réduction de la puissance des moteurs

- cap : 239°
- vitesse indiquée : 165 kts
- 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 09h 05min 09s: début de sortie des volets

- cap : 240°
- vitesse indiquée : 152 kts
- 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 09h 05min 16s: début de sortie du train d'atterrissage

- cap : 238°
- vitesse indiquée : 145 kts
- 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 09h 05min 17s, le paramètre « blade angle » de l'hélice gauche passe de la valeur « normal » à la valeur « low pitch »³ signalant par là un calage d'hélice inférieur à 10°.

- cap : 236°
- vitesse indiquée : 144 kts
- 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 »⁴ de l'hélice droite passe également de la valeur « normal » à la valeur « low pitch » une seconde plus tard.

A 09h 05min 20s: début de rentrée des volets

- cap : 237°
- vitesse indiquée : 131 kts
- 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 09h 05min 26s: dernier point d'enregistrement

- cap : 244°
- vitesse indiquée : 125 kts
- 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 08h 33min 49s et la fin à 09h 05min 44s. Les données valides du CVR pour la séquence de l'évènement se terminent à 09h 05min 28s, suivies de brèves interruptions et des redémarrages. La durée enregistrée des données valides est de 31min 39s.

³ Ce paramètre est un binaire, c'est à dire qu'il n'a que deux états possibles: « normal » ou « low pitch »

⁴ 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

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 les échanges suivants entre les pilotes:

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

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

A 08h 44min 53s, 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 08h 45min 08s, 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 08h 46min 21s, 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 08h 47min 32s, le commandant de bord décide d'appeler les opérations de Luxair pour avoir la dernière information RVR.

A 08h 47min 57s, 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 08h 48min 35s, le commandant de bord demande aux opérations s'il y a un décollage de Cargolux prévu prochainement.

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

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

A 08h 51min 42s, le copilote demande à nouveau sur ce qu'il devrait dire aux passagers.

A 08h 52min 49s, au premier contact avec l'approche de Luxembourg, on leur 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 08h 53min 36s, 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 08h 54min 43s, le commandant de bord annonce à l'approche qu'il réduit la vitesse à 160 kts.

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

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

A 08h 58min 50s, l'approche leur demande de descendre vers 3000 pieds au QNH 1023 et de tourner à gauche au cap 130°.

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

A 09h 00min 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 09h 00min 50s, l'équipage entend l'ATC transmettre les valeurs RVR (début 275, mi-piste 275, fin piste 255 mètres) au LGL 8362.

A 09h 01min 06s, 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 09h 01min 15s, le copilote remarque que Cargolux devrait faire une remise de gaz. Ceci pour dissiper le brouillard et leur permettre ainsi d'atterrir.

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

A 09h 01min 42s, 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 09h 02min 09s, le commandant de bord annonce «le Loc est vivant et capturé ».

A 09h 02min 12s, le commandant de bord instruit le copilote : « Dis-lui.... que si on n'a pas 300 mètres à Echo, qu'on va alors faire une remise de gaz et procéder vers Diekirch ».

A 09h 03min 04s, après que la tour leur eut transmis les dernières valeurs RVR, le commandant de bord dit deux fois « Oh, ça n'apporte rien », et à 09h 03min 16s, il ajoute «Dis qu'on continue jusqu'à ELU, si alors on n'a rien, alors ehhe »

De 09h 04min 30s à 09h 04min 53s, l'équipage effectue la check-list BEFORE APPROACH.

A 09h 04min 46s, le commandant de bord dit au copilote «oui, bon on fait une remise de gaz, approche manquée ».

A 09h 04min 57s, la tour transmet une RVR de 300 mètres pour le seuil de piste.

A 09h 05min 00s, 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 09h 05min 02s, le copilote dit «ne suffit pas ».

A 09h 05min 08s, l'équipage est autorisé à l'atterrissage.

A 09h 05min 17s, 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 09h 05min 19s, le commandant de bord dit «Qu'est-ce que c'est? ».

A 09h 05min 27s, 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°, 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.

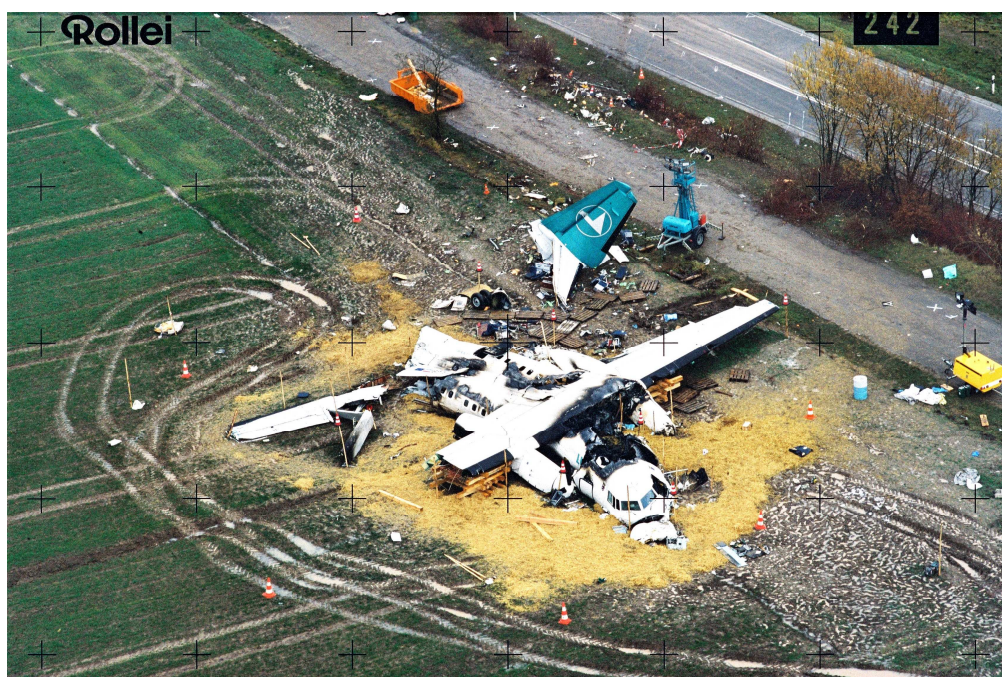


Vue aérienne de la route nationale 1 et du site

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 après les opérations de sauvetage par les enquêteurs. Il est possible que certaines de ces observations ne correspondent pas à la situation à 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 étaient 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 kts, la pinule était positionnée sur 101 kts. L'anémomètre de secours était à zéro kts.

- Panneau instruments central

Les paramètres des deux moteurs (vitesse d'hélice, RPM turbine HP et températures turbine) 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 kts, avec la pinule positionnée sur 91 kts.

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.

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

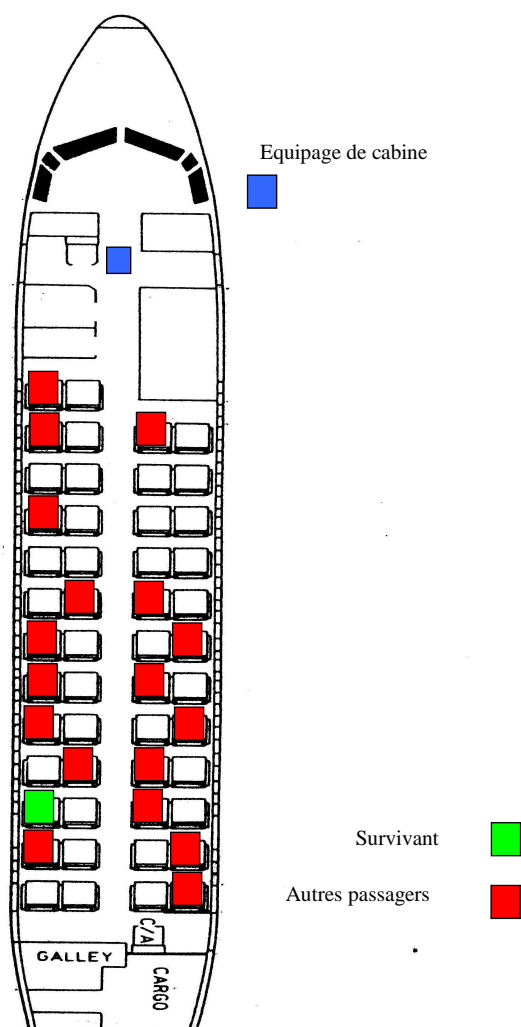
Le schéma ci-dessous reflète l'occupation des sièges telle qu'enregistrée à l'embarquement. Elle ne reflète pas nécessairement l'occupation réelle. Vu le nombre de passagers, il se peut que l'un ou l'autre ait pris place ailleurs que marqué sur sa carte d'embarquement.

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 09h 06min au numéro central national des urgences. L'intervention des sapeurs pompiers de l'aéroport a commencé à 09h 18min après positionnement des véhicules.

Les services de secours ont retrouvé des passagers, éjectés de la cellule, derrière l'aile gauche. Certains passagers étaient toujours attachés à leur siège, d'autres ne l'étaient pas. Le personnel de cabine a été retrouvé allongé dans le couloir près de la porte d'entrée avant. Le commandant de bord portait son harnais complet et le copilote uniquement sa ceinture ventrale.

Le poste de pilotage n'a pas brûlé et une ouverture a été découpée dans le fuselage pour extraire le commandant de bord qui avait survécu. Seul un des passagers éjectés avait survécu.



Occupation des sièges suivant check-in

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 09h 05min 26s (cette seconde incluse).

Il y a lieu de préciser que la position du levier de puissance n'est pas enregistrée.

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 plus, 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:

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

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

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.

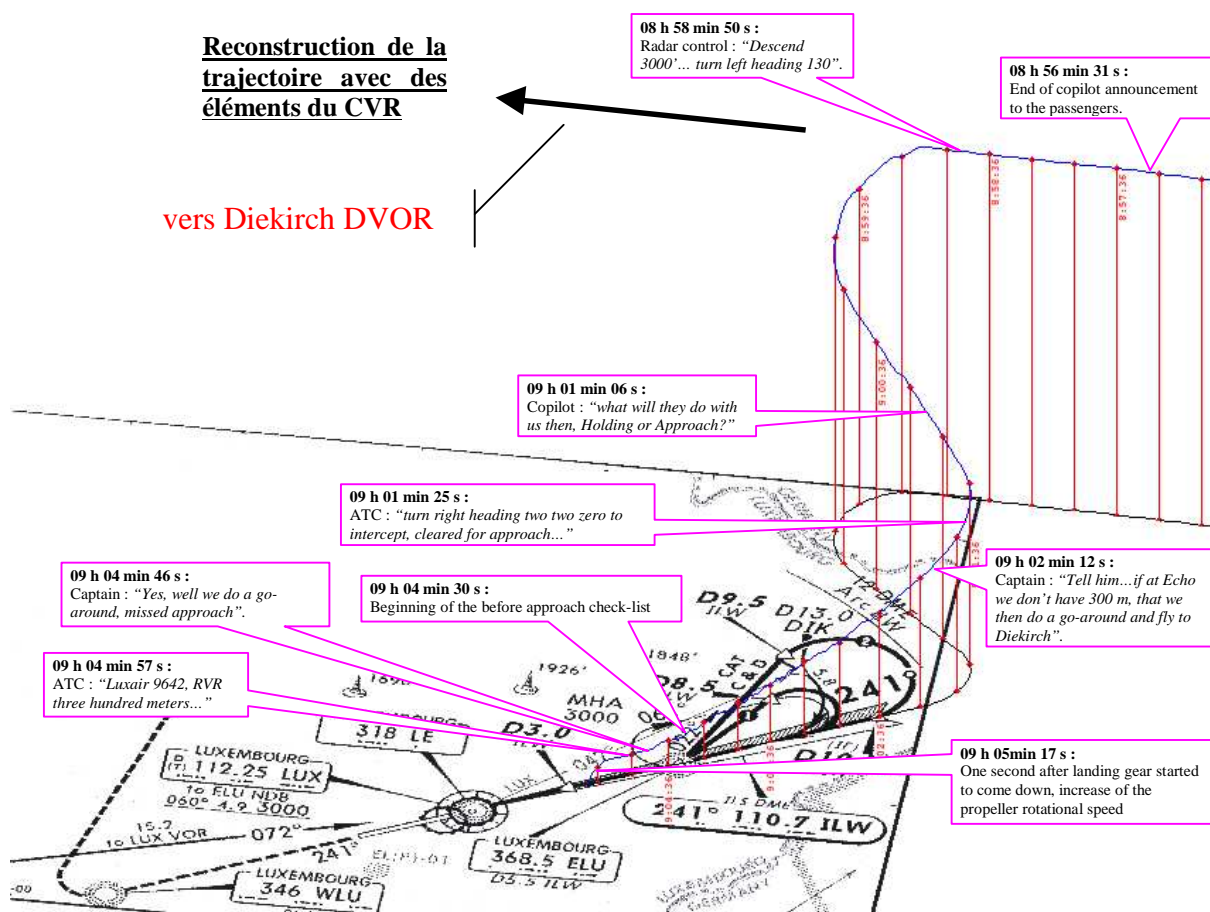
Les informations de l'altitude permettaient une corrélation de temps entre l'enregistrement radar et l'enregistrement DFDR. En effet, l'altitude pression prise en compte par les ordinateurs de l'avion, est enregistrée toutes les secondes sur le DFDR. Elle est simultanément transmise en format niveau 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 du radar, 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 d'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

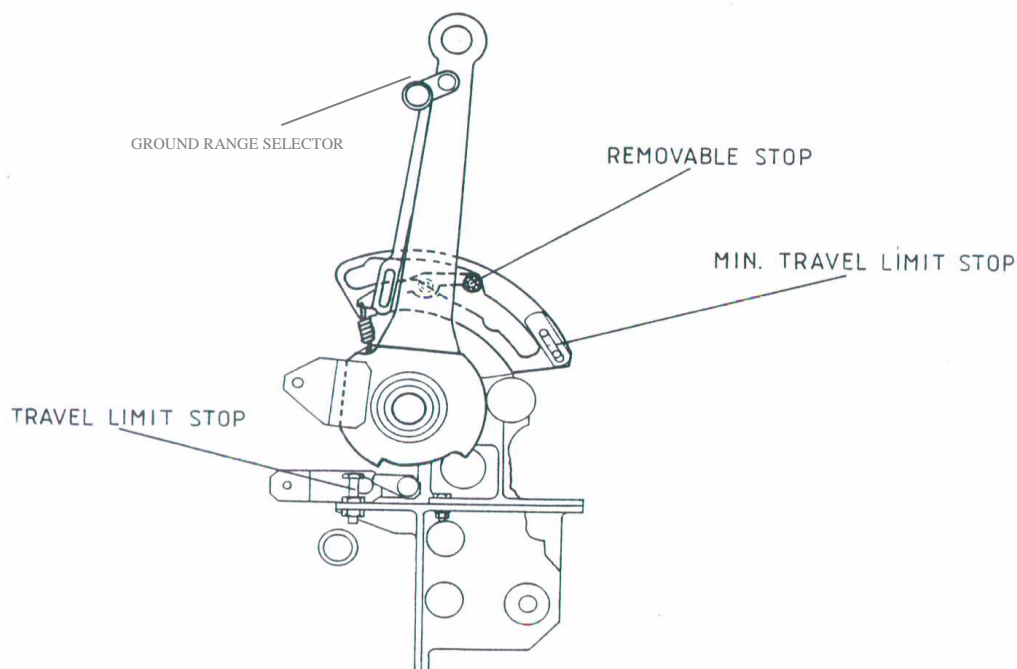
Les turbines entraînent chacune une hélice à six pales, à pas variable et à vitesse constante. Un indicateur de vitesse d'hélice est localisé sur le panneau central d'instruments moteurs. Le contrôle des hélices est assuré de deux manières:

- 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.

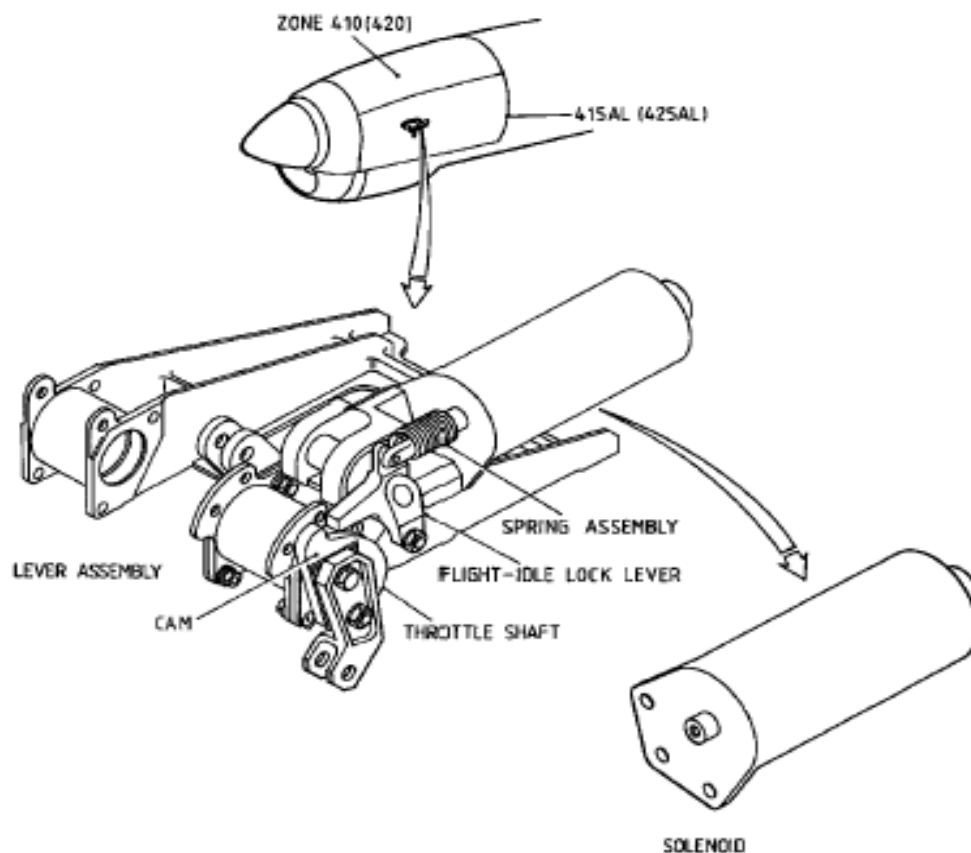
En vol, pour prévenir le positionnement des leviers de puissance en dessous du «flight idle», deux dispositifs de sécurité sont prévus:

- une sécurité primaire mécanique («ground range selector») installée sur les leviers de puissance. Cette sécurité primaire nécessite de la part du pilote une action positive, distincte et séparée, comme exigée par les règles de certification.



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

- une sécurité secondaire électrique (solénoïde «flight idle stop») sur chaque turbine.



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 chacun sur l'axe d'un train d'atterrissage principal détectent une vitesse des roues supérieure à 17 kts.

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

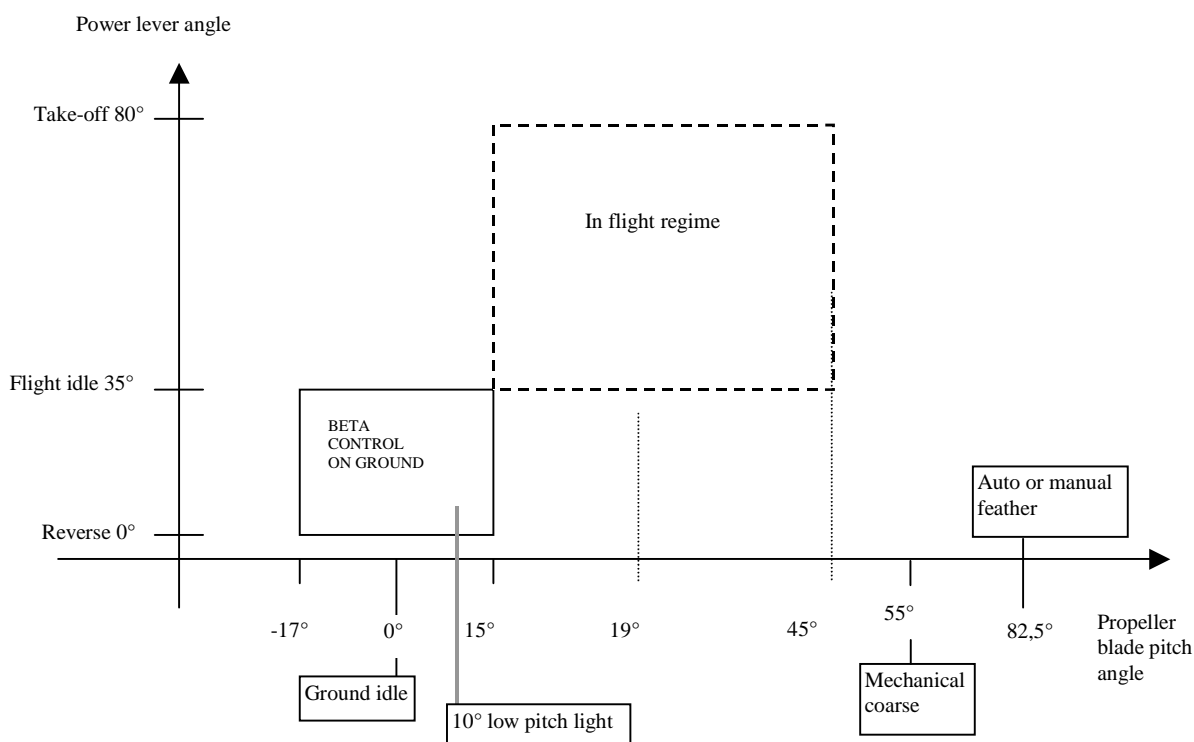
L'angle de pas des hélices en vol varie de + 15° jusqu'à approximativement + 45°. Il est contrôlé par l'équilibre entre la pression d'huile et la force exercée par les contrepoids fixés aux bases des pales.

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°, 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°.

L'enquête a montré qu'avec les leviers de puissance en position «flight idle» il est possible de soulever le «ground selector» (sécurité primaire mécanique) et de déplacer les leviers de puissance vers l'arrière sur une courte distance avant d'être bloqué par la sécurité secondaire (secondary lock). Il s'agit là d'une action intentionnelle du pilote.

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 quand 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°, 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 électrique 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.

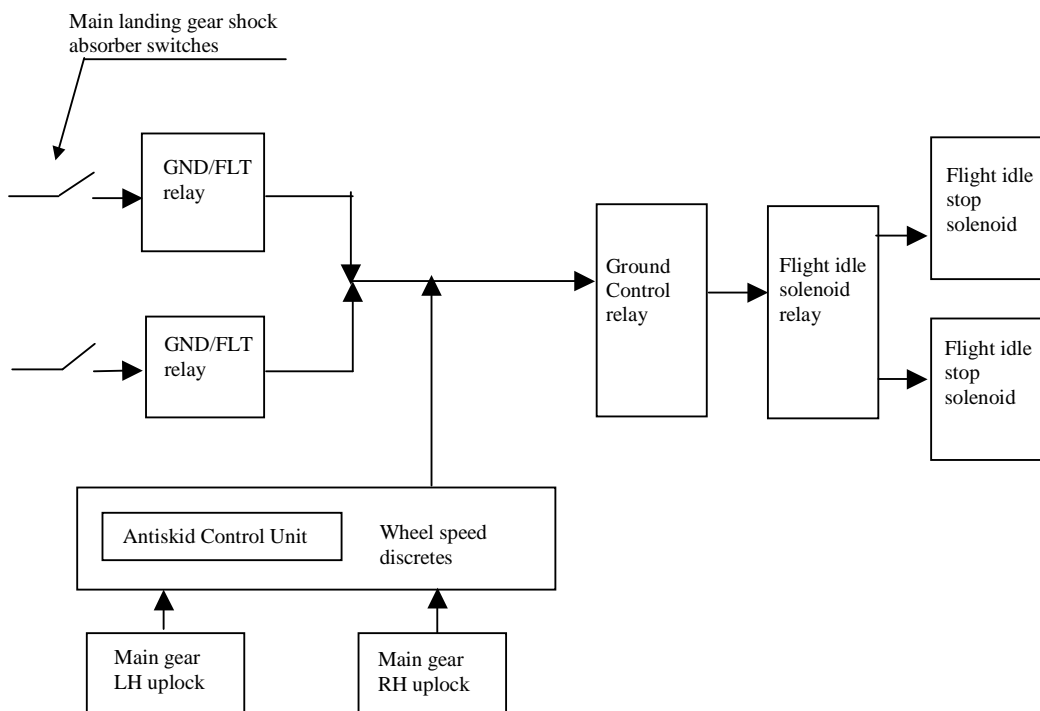
Le boîtier de contrôle antiskid reçoit des signaux d'entrée à partir des capteurs de vitesse des roues et fournit des signaux aux valves de contrôle antiskid pour contrôler la pression de freinage des roues du train principal. Le boîtier de contrôle antiskid connaît trois modes de fonctionnement: antiskid,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

- a) Le mode «antiskid» fonctionne à partir d'une vitesse des roues supérieure à 10 kts. 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 protection «roues bloquées» fonctionne à une vitesse des roues supérieure à 17 kts. 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 protection «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 kts, la vidange de pression de la valve concernée est arrêtée. A partir de ce moment, le mode «antiskid» fonctionne pour cette roue.

Le boîtier de contrôle antiskid surveille les signaux d'entrée venant de l'alimentation électrique double et des relais GND/FLT. En cas de différence au niveau d'une paire de signaux d'entrée excédent 15 secondes, un signal est envoyé à l'unité d'alerte intégrée (IAU). L'indicateur magnétique concerné du boîtier de contrôle antiskid identifie la défaillance.

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.

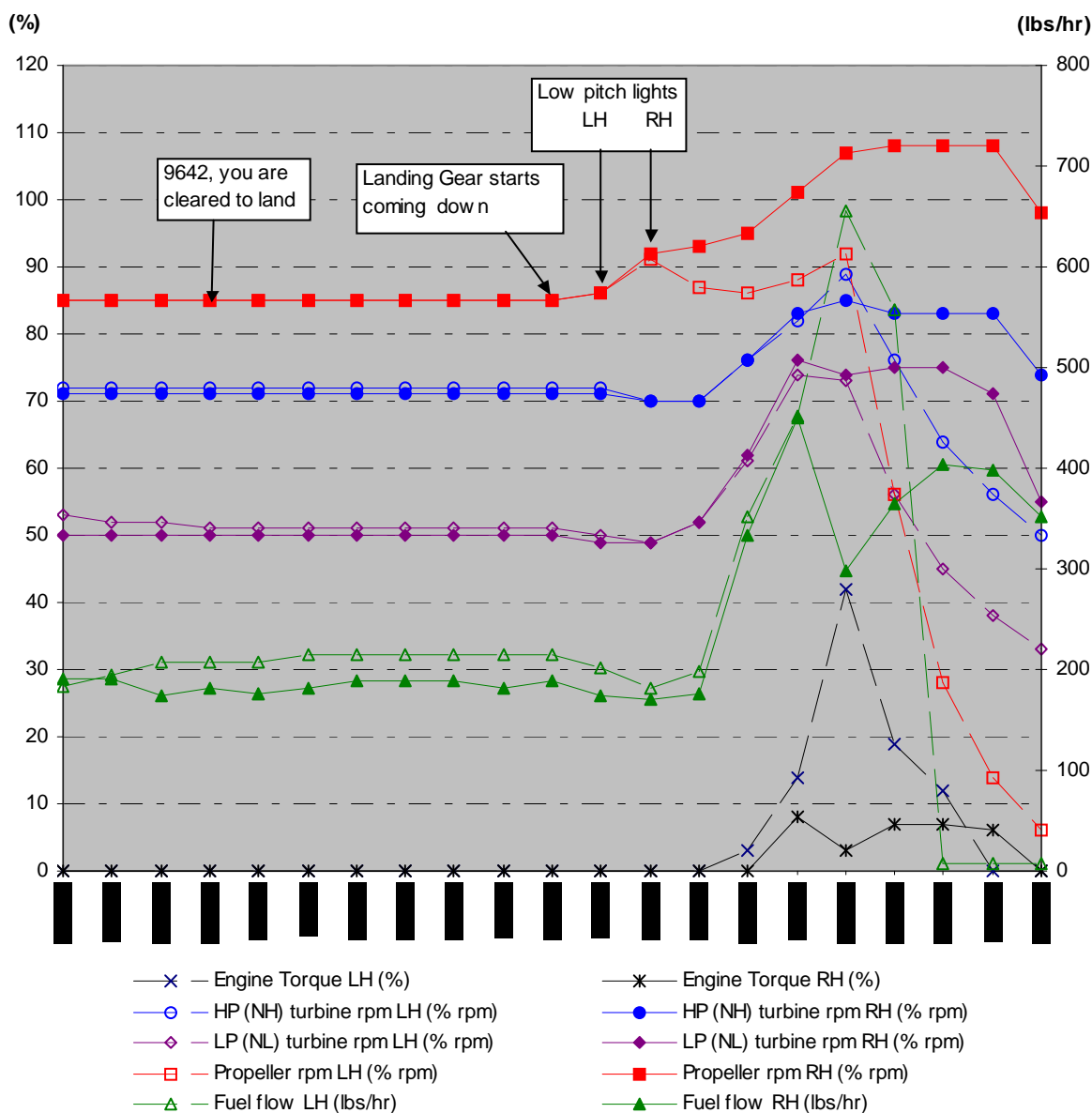
1.16.4. Interprétation des paramètres moteurs enregistrés

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

Temps	Engine		Fuel		HP (NH)		LP (NL)		Propeller	
	Torque	Torque	flow LH	flow RH	turbine	turbine	turbine	turbine	rpm LH	rpm RH
	LH	RH			rpm LH	rpm RH	rpm LH	rpm RH		
	(%)	(%)	(lbs/hr)	(lbs/hr)	(% rpm)	(% rpm)	(% rpm)	(% rpm)	(% rpm)	(% 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 09h 05min 26s 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» en vol 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 (19 approches disponibles), on retrouve cette valeur HP de 74% pour tous les vols où les moteurs sont au «flight idle» avec un couple zéro.

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

A 09h 05min 02s, 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 09h 05min 17s.

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

Le voyant « low pitch » ne s'allume que si l'angle de pale est en-dessous de 10°. 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 09h 05min 19s, 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 correspondant ne peut être identifié. Le bruit d'un tel mouvement de levier a été plus que probablement submergé, par le niveau intense des bruits au poste de pilotage à ce moment (voir annexe 22 pour une description détaillée de cette phase).

A 09h 05min 22s, 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 09h 05min 23,4s 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 09h 05min 25s, 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 09h 05min 25s, 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 09h 05min 26s, 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° , 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° environ. Considérant tous les paramètres enregistrés et considérant le pas de -17° pour la position «inversion complète», il y a lieu de constater que l'hélice se trouvait à un pas inférieur à -4° 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 09h 05min 23s. 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 pour essais. 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.

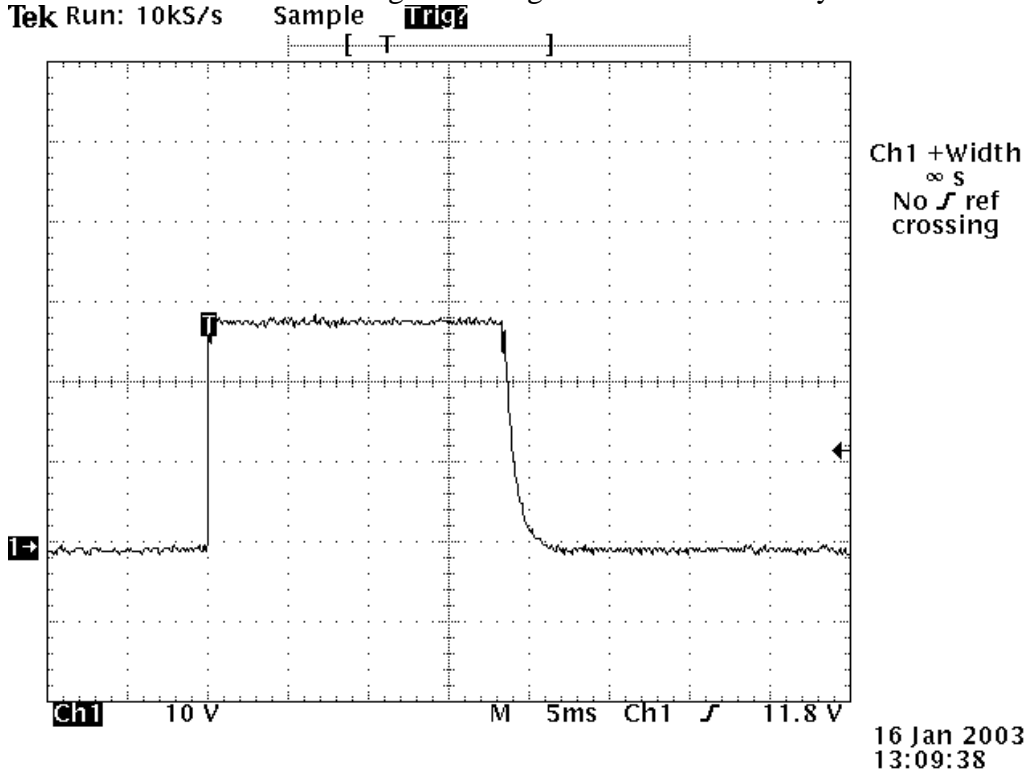
1.16.5.2. Système antiskid

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 ABSC et testés en présence de la commission d'enquête. Ledit boîtier est une pièce originale et non-modifié selon le bulletin de service N° F050-32-4.

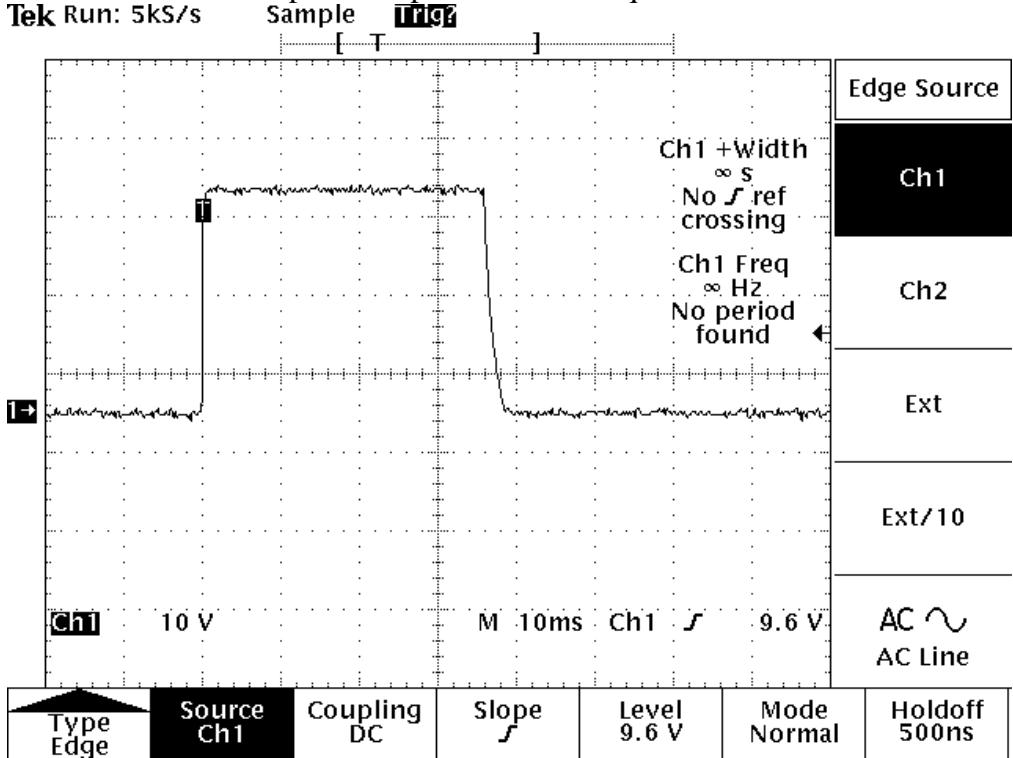
Puisque le boîtier de contrôle antiskid est installé dans l'étagère N° 1 du châssis avionique derrière le poste de pilotage, il a souffert quelques dégâts du feu et le boîtier était tordu par l'impact. Les techniciens ont réussi à ouvrir le boîtier en découpant les faces du boîtier et en les repliant 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 capteurs de vitesse des quatre 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, seule la durée 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 configuration 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, seules que les raisons du Service Bulletin avaient changées en indiquant maintenant de prévenir 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.

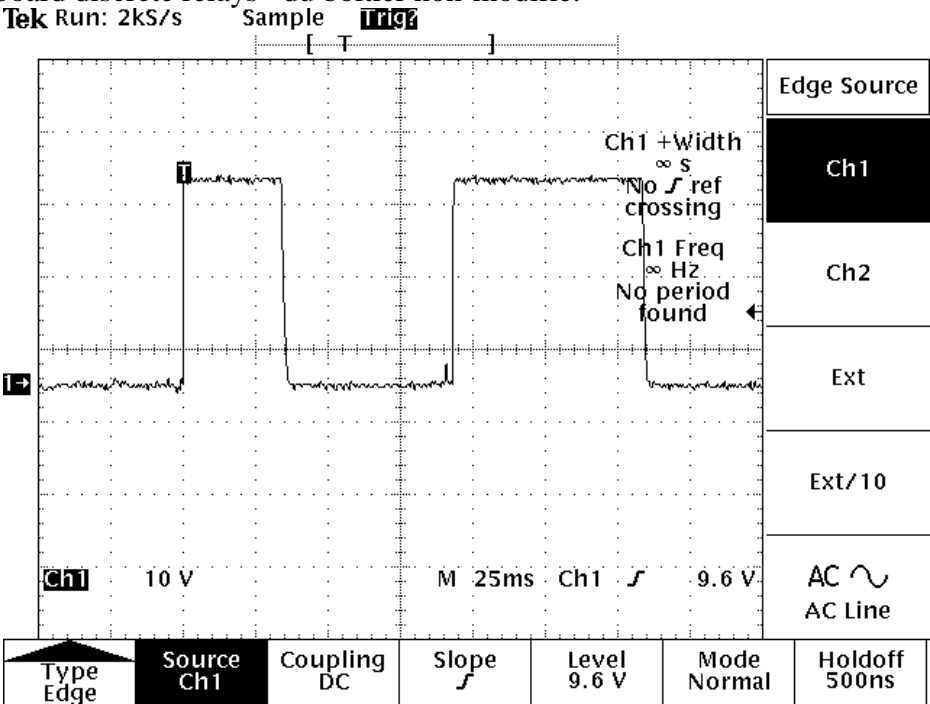
Après avoir complété les tests du boîtier non-modifié, un boîtier modifié disponible à l'usine a été soumis aux mêmes tests qui démontraient que ces impulsions étaient complètement supprimées.

1.16.5.2.1. Interférence électromagnétique (EMI)

En finale pour la piste 24, les avions passent près d'une station relai de satellites qui se trouve à droite de l'axe de piste prolongée et la question peut se poser quant à la possibilité de l'activation des solénoïdes par des interférences électromagnétiques de cette station relai ou éventuellement de téléphones portables retrouvés sur le site de l'accident.

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» en toutes circonstances rendant ainsi la sécurité secondaire inopérante.

Il a été démontré plus tard par Fokker Services B.V. (voir 1.16.5.4) que la durée de la première impulsion, lorsque les deux circuits du boîtier antiskid sont mis sous tension simultanément, était suffisamment longue pour alimenter les solénoïdes du «flight idle stop», ceci étant un phénomène généré par l'équipement de l'avion.

Il n'y avait toutefois aucune raison pour soupçonner qu'une interférence EMI était une condition de l'accident. Ceci d'autant plus que cette approche finale est utilisée régulièrement et contrôlée en vol sans aucune notification de ce type de conflit par les opérateurs.

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 assemblages d'hélice, les pales et autres composants ont été expédiés chez leur constructeur. Parmi ces composants se trouvaient: les PCU (Propeller Control Unit), les «feathering pumps», les «deicer brush assemblies» et les tubes bêta.

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 différentes composants, donnait à l'impact un angle de pas de -17° pour l'hélice droite et $+84^\circ$ pour l'hélice gauche, ce qui était équivalent respectivement aux angles «full reverse» et «full feather».

Les PCU ont été examinés et passaient avec satisfaction les essais fonctionnels. Les endommagements et distorsions mineurs étaient consistant avec l'impact et n'empêchaient pas leur fonctionnement correct.

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 et testés 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 en dessous du «flight idle», 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 suivants ont été expédiés chez Fokker Services B.V. pour essais.

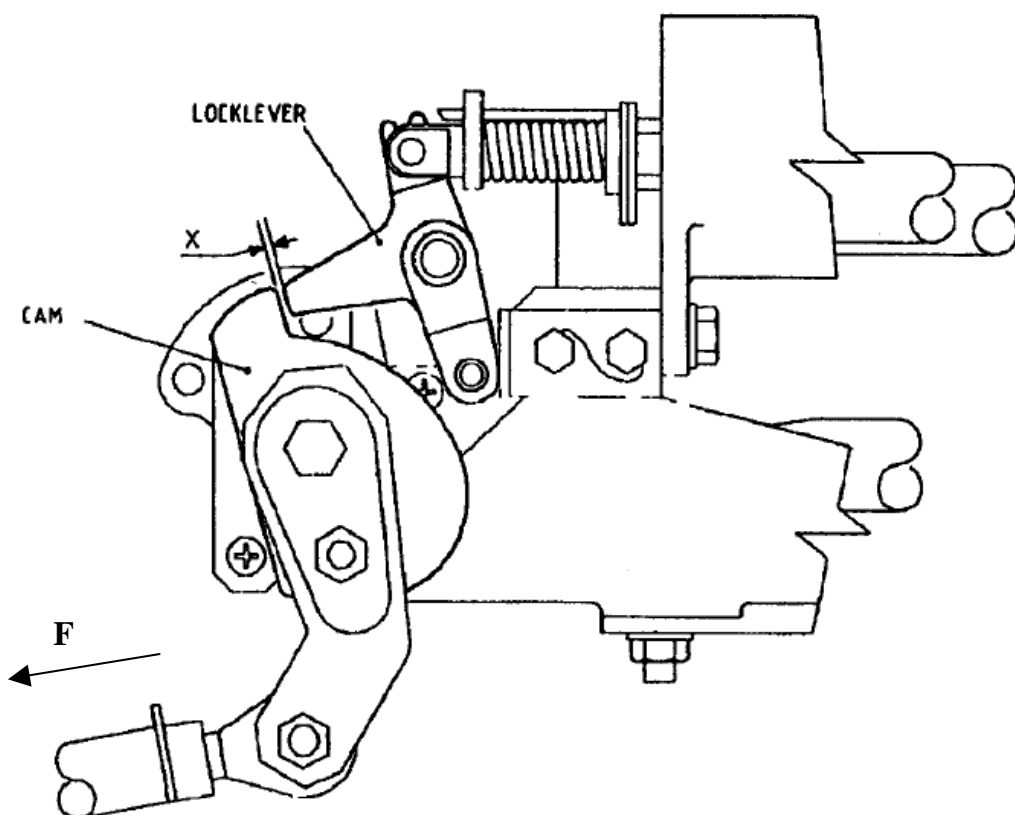
- Interrupteur GND/FLT gauche – équipement N° W0892B; cet interrupteur fournit le signal GND/FLT du train gauche au «ground control relay». Tous les tests fonctionnels étaient satisfaisants. La force appliquée pour opérer l'interrupteur était légèrement au-delà des limites, toutefois ceci ne devrait 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 discretes». 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 solenoid 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; p.ex. 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 44,5N, 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 agréé 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 tous 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 de vol 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

Le CVR et DFDR sont connectés tous les deux au même bus électrique, 115 VAC bus 1. Ce bus est alimenté aussi longtemps que l'une des génératrices délivre du courant.

Le DFDR reçoit les données à enregistrer de la «Digital Flight Data Acquisition Unit (DFDAU)». Cette unité est alimentée par un «DC Dual Bus» et reçoit les données des différents systèmes de l'avion. Ce «DC Dual bus» est alimenté aussi longtemps qu'une des génératrices produit du courant. La DFDAU collationne toutes les informations et génère les données vers le DFDR. Après la mise en puissance, le DFDAU requiert du temps pour effectuer les tests internes et la collation de données avant que des données valides sont transmises au DFDR. Ce temps est

communément appelé «temps de mise en route». En principe le DFDAU requiert 4 secondes pour devenir complètement opérationnel.

Les génératrices se déconnectent lorsque la vitesse de rotation de l'hélice (RPM) tombe en dessous de 50%, ce qui était le cas pour la génératrice gauche à 09h 05min 23,2s. La génératrice gauche débranchée, seule la génératrice droite alimentait les enregistreurs.

Le dernier enregistrement valide du DFDR était à 09h 05min 26s et 09h 05min 28s pour le CVR. Toutefois, à 09h 05min 41s, 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, les pilotes Luxair détiennent des licences professionnelles de neuf pays différents. Leur entraînement initial, qualification de type ou entraînement de conversion ont pu avoir lieu dans différents centres d'entraînement à l'étranger, en fonction des disponibilités ou d'autres facteurs.

Aucun programme d'entraînement n'a été approuvé 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 compagnie 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.

Rééquiper les avions Fokker 27 Mk050 avec un tel système, n'était pas possible du fait qu'aucun système n'avait été certifié par le manufacturier.

1.17.2. Autorité (Direction de l'Aviation Civile – DAC)

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 relatif à la délivrance et la à 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.

1.17.2.6. Audit OACI

Du 7 au 12 mars 2001, l'OACI a effectué un audit de sécurité de la Direction de l'Aviation Civile, audit portant sur l'annexe 1 (Licences), l'annexe 6 (Opérations) et l'annexe 8 (Navigabilité).

1.18. Renseignements complémentaires

1.18.1. Evénements 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 certains accidents sont dus à l'utilisation du mode bêta pendant la phase de vol, malgré la présence d'un «primary stop» mécanique 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 ce 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 involontaire 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 des problèmes au niveau du 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 1er 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 du « skid control unit ».

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 a 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 (EMI) 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 Fo50-32-4.

1.18.1.3. Fokker Service Letter 137 et sa distribution au sein de Luxair

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 cette 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 le département des opérations de Luxair a reçu cette Service Letter. Cependant, il n'a pas pu être déterminé à quelle date 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 et/ou utilisée lors des briefings d'équipages, ce qui a pu contribuer au fait que cette information importante s'est perdue avec le temps.

Il est cependant évident que le contenu existant du AFM, prônait déjà des limites opérationnelles des hélices concernant la sélection du «ground idle» en vol, spécifiant qu'en cas de panne du «flight idle stop» ceci mènerait à une perte de contrôle potentiellement irréversible (appendice 19).

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 copilot 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, callouts 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. Limitations opérationnelles des hélices (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

Pendant toute la matinée, la visibilité est très réduite et la RVR varie entre 225 et 275m. Les procédures LVP sont activées dès le petit matin, ce qui implique que le contrôle d’approche doit accroître les séparations entre les avions à l’arrivée afin de leur permettre de quitter l’aire sensible CAT II / III.

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 CAT III. Il n’y avait pas le trafic normal des vols VFR.

En période d’hiver, l’aéroport est ouvert à la circulation aérienne à partir de 05:00. En ce jour 24 avions ont décollé et 9 avions ont atterri avant l’accident.

Dans la période avant l'accident, le contrôle d'approche s'occupe des avions suivants :

Premier appel ⁵	N° de vol	Situation du vol
08h 35min 00s	LGL 6892	Atterri à 08h 47min 44s
08h 38min 09s	LGL 9512	Atterri à 08h 52min 12s
08h 43min 03s	LGL 8362	Intègre l'attente à DIK, FL80 à 08h 57min 56s
08h 43min 36s	SWR 750	Atterri à 08h 59min 22s
08h 45min 47s	LGL 9302	Atterri à 08h 55min 35s
08h 49min 36s	LGL 402	Intègre l'attente à DIK, FL 60 à 08h 53min 10s, quitte l'attente à 09h 00min 24s, autorisé 3000' QNH, cap 090°
08s 51min 07s	LGL 4452	Intègre l'attente à DIK, FL 90 à 08h 56min 01s
08s 52min 38s (vol accidenté)	LGL 9642	FL90 vers l'attente de DIK, puis à 08h 58min 48s autorisé 3000' QNH, cap 130°
09h 01min 38s	LGL 5432	FL100 vers l'attente de DIK

LGL 6892 et LGL 9512 sont en approche intermédiaire quand, à 08h 43min 03s LGL 8362 et à 08h 43min 36s SWR 750 contacte le contrôle d'approche toujours bien au sud de la frontière franco-luxembourgeoise. Environ 2 minutes plus tard, LGL 9302 se présente approximativement à 15NM au nord-est d'ELU.

Pendant que LGL 9302 continue vers ELU, LGL 402 et LGL 4452 font leur contact initial sur la fréquence et reçoivent les instructions pour intégrer l'attente de DIK.

A 08h 48min 27s LGL 8362 demande au contrôleur de pouvoir maintenir le FL80, de rejoindre l'attente de DIK et d'attendre l'amélioration de la RVR supérieure à 300m.

A 08h 57min 56s LGL 8362 atteint l'attente de DIK au FL80. Ils sont maintenant à trois dans l'attente.

Quand LGL 9302 est à environ 10NM du seuil, SWR 750 est toujours bien au sud d'ELU, ce qui donne au contrôleur l'opportunité de positionner ce vol derrière LGL 9302.

A 08h 52min 38s LGL 9642 contact le contrôle d'approche pour la première fois et le contrôleur décide de le maintenir au FL90 vers DIK.

A 08h 53min 10s LGL 402 annonce son entrée dans l'attente de DIK en passant du FL100 vers le FL60. 3 minutes plus tard, LGL 4452 rejoint également l'attente de DIK au FL90.

Depuis l'appel initial du LGL 9642, le contrôleur fournit des informations sur les valeurs RVR pour la piste 24 (250m). A aucun moment, le pilote informe le contrôle d'approche que les valeurs fournies sont en dessous de ses minimas. Pour le contrôleur, le vol peut donc être intégré dans la séquence d'approche normale.

Il y a maintenant trois avions dans l'attente, le LGL402 au FL 60, le LGL4452 au FL90, le LGL8362 au FL 80 et le LGL9462 s'approche de l'attente au FL90.

LGL9642 devra recevoir un autre niveau de vol pour des raisons de séparation (LGL4452). Comme le contrôleur devait de toute évidence s'occuper de ce vol s'approchant de l'attente de DIK, deux options se présentaient à lui, soit lui assigner un autre niveau de vol pour l'attente ou le guider vers l'approche finale. Comme il remarque qu'il peut placer ce vol derrière le SWR750

⁵ cf. Transcription ATC (Appendice 4)

et devant le LGL402 qui est au FL60 dans l'attente, son choix se porte sur une autorisation d'approche pour évacuer le trafic rapidement.

A 08h 58min 48s LGL9642 est à environ 10NM de l'attente de DIK quand le contrôleur instruit le vol de descendre vers 3000 pieds et tourner à gauche au cap 130°. Cette décision est prise parce que LGL9642 est le vol le plus proche d'ELU tout en réduisant les délais d'attente des autres vols à l'arrivée. Cette décision lui permet, entre autres, de faire passer le LGL 9642 à travers les niveaux de vol du LGL 402 et du LGL 4452, tous au nord de DIK. Ensuite, le LGL 9642 est dirigé pour intercepter l'ILS et autorisé à l'approche.

Ensuite le LGL9642 est transféré vers la tour de contrôle et après le contact initial quand le contrôleur fournit les valeurs actuelles de la RVR, alors seulement l'équipage répond qu'ils ont besoin d'une RVR de 300m.

Après l'accident, l'aéroport a été fermé pour cause de non-disponibilité des services de secours. En tout, quatre avions ont dû se dérouter.

1.18.5. Département ATC

Le manuel des services ATS (MATS) constitue la documentation de base pour les contrôleurs. L'usage du radar par les contrôleurs d'aérodrome y est décrit dans la Section 5. Chapitre 3.9.1. comme suit :

Le radar peut être utilisé aux fins suivantes pour l'accomplissement du contrôle d'aérodrome :

- a) information radar sur les avions en finale*
 - b) information radar sur tous les autres avions à proximité de l'aéroport.*
-

2. ANALYSE

2.1. Scénario de l'accident

Le scénario suivant basé sur les enregistrements du CVR, du DFDR et des faits techniques, analyse les actions de l'équipage confronté à des événements, tant à l'intérieur qu'à l'extérieur du poste de pilotage, durant l'approche sur Luxembourg jusqu'à l'arrêt des enregistreurs.

2.1.1. Descente

L'enregistrement du CVR commence à 08h 33min 49s alors que l'avion est toujours en croisière. A 08h 35min 15s est enregistrée la première consultation du message ATIS de Luxembourg par l'équipage. La RVR est en dessous de leur minima, et il apparaît rapidement qu'il y aura un délai, résultant soit en une attente soit en un dégagement.

L'équipage manifeste alors une certaine impatience et son souhait de pouvoir atterrir comme prévu à Luxembourg. Les conditions météorologiques peuvent s'améliorer entre-temps et ce soucis est d'abord évacué comme le souligne le travail normal de l'équipage jusqu'au début de la descente à 08h 41min 08s.

A 08h 44min 46s, le copilote écoute de nouveau l'ATIS. La RVR n'a pas changé par rapport aux 250 mètres annoncés précédemment, la valeur minimum requise pour entamer l'approche finale étant de 300 mètres.

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

A 08h 45min 45s le copilote reprend une remarque du commandant de bord au sujet d'un trafic CAT III derrière eux, remarque faite à 08h 45min 12s et qui fut interrompue par le déroulement du message ATIS. Le commandant de bord reprend sa théorie à 08h 45min 53s sans conclure sur la stratégie à suivre. En fait, aucune décision n'est prise quant à la manière de continuer le vol et en conséquence il n'y a pas de briefing d'approche. Simultanément, comme une amélioration rapide de la RVR n'est pas attendue, la probabilité de devoir attendre est grande. Ceci découle des discussions entre les membres d'équipage au sujet des valeurs RVR. En conséquence l'équipage a toujours le temps pour se préparer à l'approche.

A 08h 46min 21s commence une longue période, qui dure à peu près 10 minutes et pendant laquelle le copilote est occupé à préparer le message aux passagers, ce qui l'isole par rapport au commandant de bord, qui par ailleurs ne l'aide pas à accomplir cette tâche puisqu'aucune décision n'a alors été prise sur la stratégie d'approche.

En même temps, le commandant de bord appelle les opérations de Luxair pour avoir confirmation de la visibilité et de son évolution ainsi que pour obtenir quelques informations au sujet du décollage d'un vol Cargolux car il espère pouvoir profiter d'une augmentation momentanée de la RVR provoquée par le souffle des réacteurs de cet avion gros porteur lors du décollage.

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

Jusque là, rien ne compromet la conduite du vol et il y a lieu de noter qu'il s'agit d'un vol de routine pour un équipage rentrant à sa base. Leur plan d'action est à ce stade effectivement d'attendre, puisqu'ils calculent le carburant disponible avant de devoir divertir.

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

- Il semble que malgré leur désir d'arriver, ils sont convaincus qu'ils devront se mettre en attente. Ils s'échangent cependant peu et restent isolés dans des occupations différentes, alors qu'ils se laissent guider vers l'attente de Diekirch en attendant une amélioration de la visibilité.
- Ils utilisent beaucoup de leurs ressources pour rassembler des informations et pour imaginer des solutions afin d'améliorer la situation. Mais ceci constitue plutôt un élément de distraction et les amène à s'éloigner des procédures opérationnelles standard en utilisant une méthode de travail moins efficace (tâche inhabituelle confiée au copilote, le commandant de bord essaye de trouver des solutions alternatives mais non réalistes).

A ce moment ces facteurs ne constituent en rien une entorse aux procédures opérationnelles standard mais favorisent l'acceptation de l'approche par l'équipage lorsque le contrôle a changé de stratégie et les a dirigés vers l'approche. Le changement de rythme inopiné a provoqué la poursuite de l'approche dans des conditions dégradées, où l'équipage a eu du mal à respecter les procédures.

En effet, à 08h 58min 50s, l'instruction ATC de descendre vers 3000 pieds et de changer du cap 270° vers Diekirch vers le cap 130°, surprend l'équipage. C'est un 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 09h 01min 06s le copilote dit : « Oui, qu'est-ce qu'ils font avec nous, attente ou est-ce que c'est pour une approche ? ». Les opérations leur donnent 275 mètres, chiffre confirmé plusieurs secondes après par l'ATC, ce qui est en-dessous de leur minima.

2.1.2. Approche intermédiaire

A 09h 01min 25s, ils sont autorisés pour l'approche alors qu'ils passent 6000 pieds en descente à une distance de treize NM de l'aéroport. Ils manifestent de l'étonnement devant le fait qu'ils passent devant tous les autres avions dans l'attente et commencent à préparer l'avion pour l'approche. Mais, pris de court par la priorité qui leur est attribuée, ils n'ont pas eu beaucoup de temps pour le faire. Leurs actions s'apparentent au début d'une approche CAT II, mais ils n'en font jamais mention. Finalement ils divergent des procédures opérationnelles standard de Luxair pour ce genre d'approche; il n'y a par exemple, pas de transfert annoncé des activités de pilotage vers le copilote, ce qui laisse penser que le commandant de bord continue à être pilote en fonction contrairement à la répartition des tâches pour une approche de CAT II. Ils affichent la consigne -attachez vos ceintures-, sélectionnent l'altitude et sont alors interrompus par la capture du localiser ainsi que par le transfert vers la tour de contrôle quelques instants plus tard. Ceci souligne qu'ils n'ont pas le temps d'effectuer toutes les préparations et actions avant l'approche et, qu'ils n'ont en outre pas de plan d'action commun puisqu'ils ne suivent plus la répartition des tâches standard, peut-être troublés par les valeurs de RVR.

A 09h 02min 12s, le commandant de bord dit à son copilote. « Dis-luique 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 parce qu'au même moment, ils ont été transférés sur la fréquence tour. 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 09h 02min 57s, 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». Cette hésitation dans les instructions du commandant de bord confirme le manque de préparation et montre comment la détermination de l'équipage a pu dériver. A ce moment, l'attention de l'équipage est toujours fixée sur une amélioration de la RVR. Ceci explique, pourquoi rien ne se passe jusqu'au moment où ils ont presque atteint ELU. En fait, la fréquence de la balise n'était pas sélectionnée, probablement parce qu'ils n'avaient pas eu le temps de réorganiser les moyens de radionavigation, ce qui fait l'objet d'une remarque du copilote. Le commandant de bord répond que la distance DME peut remplacer la balise. Le ton de ces échanges montre qu'il y a néanmoins une atmosphère détendue au poste de pilotage. Ceci se situe approximativement trente secondes avant le survol d'ELU, ce qui revient à dire qu'ils se trouvent à environ 1,3 NM de la balise.

A 09h 04min 30s, à environ six secondes d'ELU, le copilote commence la BEFORE APPROACH check-list. Il exécute toujours cette check-list alors qu'ils survolent ELU. Le passage de la balise n'est annoncé ni au poste de pilotage ni à l'ATC.

A 09h 04min 46s, quelques secondes après que la dernière RVR (3x275m) est annoncée au vol MKA123, le commandant de bord répétant ces valeurs qu'il a entendu, décide l'exécution d'une remise de gaz telle que mentionné à 09h 02min 12s. La balise ELU a été franchie depuis dix secondes. 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. Cette mésentente résulte probablement du manque de préparation et de précision durant la phase précédente du vol. De plus, comme l'équipage n'a pas eu le temps de se préparer à une remise de gaz et comme l'avion ne se trouvait pas en descente, cette décision de remise de gaz ne nécessitait pas une action significative. L'avion est en vol horizontal à 3000 pieds et à vitesse constante.

A 09h 04min 57s, 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 est de 300 mètres.

D'après le CVR il est évident que le copilote assume les communications et check-lists ce qui sont des tâches PNF, en conséquence le commandant de bord assume les fonctions PF. Ceci est implicitement confirmé à 08h 46min 33s, lorsque le copilote dit «tu voles» en relation avec le message au public lui délégué par le commandant de bord. Aucun transfert des fonctions pilotage n'est annoncé pendant la période enregistrée.

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, choisit alors de reprendre l'approche sans l'annoncer.

Il n'existe cependant pas de 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 action se déduit des valeurs des RPM des turbines HP gauche et droite inférieures aux valeurs minimales pour le ralenti vol et par les bruits identifiés de l'enregistrement CVR. Le «secondary stop» installé sur les moteurs retenait alors les manettes de puissance dans une position très légèrement inférieure au ralenti vol (voir 1.16.5.1).

En réalité, le commandant de bord avait deux buts à atteindre, tous deux contradictoires. En effet, lorsqu'il a décidé de rattraper le plan de descente, l'avion se trouvait à 300 pieds au-dessus de celui-ci. Du fait du manque de temps et du manque de préparation depuis qu'ils avaient été autorisés à l'approche, l'équipage n'avait 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. La sélection d'une position levier en dessous du «flight idle» pour réduire la puissance au minimum devait aider à descendre sans augmenter la vitesse. L'enquête a montré que cela n'améliorait pas en pratique la décélération.

Il n'a pas été possible de déterminer si cette action était pratique commune ou une action instinctive isolée pour réduire la traction au minimum.

A 09h 05min 02s, le copilote dit «ne sera pas assez/suffisant» ce qui peut dire que malgré cette action du commandant de bord, il doutait que le taux de descente obtenu serait suffisant pour capturer le plan de descente.

A 09h 05min 05s, le copilote informe le contrôleur qu'ils continuent l'approche. L'équipage ayant notablement dévié des procédures opérationnelles standard, une certaine confusion règne alors dans le poste de pilotage. On peut noter que, tout en ayant décidé de continuer l'approche, le commandant de bord ne demande pas la sélection des volets et du train d'atterrissage. Il attend plusieurs secondes avant de mettre l'avion en descente. Toutefois, on peut noter que le copilote a essayé d'aider, en proposant l'extension des volets et ensuite du train d'atterrissage. L'avion commence alors à descendre, toujours bien au-dessus du plan normal de descente.

D'un autre côté et bien que la simulation n'ait pas été effectuée, il semble crédible d'un point de vue technique tout en considérant les conditions initiales quand l'avion entame sa descente pour rattraper le plan de descente, de continuer l'approche et d'atterrir.

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

Le «ground idle stop» a été effacé à 09h 04min 58s tel que prévu à la check-list DESCENT AND APPROACH. La première sécurité («ground range selectors») a été effacé à 09h 05min 00s tel que positivement identifié par l'analyse du CVR.

L'enquête a démontré que la cause la plus probable pour la désactivation du «secondary stop», était l'extension du train d'atterrissage à 09h 05min 16s qui a mis sous tension les solénoïdes du «secondary stop» au travers du boîtier antiskid.

Sous forte pression temporelle maintenant, le commandant de bord, privé de toutes les sécurités mécaniques et avec la pression de ses mains sur les leviers de puissance, a pu, de manière non intentionnelle, continuer à mouvoir les leviers de puissance plus en arrière sans réaliser qu'il se trouvait maintenant en mode beta et 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, un membre de l'équipage a rentré les volets. Les leviers de puissance ont été repositionnés dans la plage régime de vol, mais les hélices ne pouvaient pas sortir du mode bêta (voir paragraphe 1.16.4 ci-dessus et l'appendice 22). Devant l'impossibilité de rétablir la situation, le moteur gauche a sans doute été volontairement arrêté, suivi quelques secondes après par le moteur droit, comme le montre le déplacement des leviers de carburant en position «SHUT».

Les enregistrements du DFDR et du CVR s'arrêtent à ce moment. En l'absence de données il n'est pas été possible d'analyser la phase consécutive du vol.

L'avion a fini son vol en plané dans la couche de brouillard et l'équipage a sans doute fait ce qu'il a pu pour effectuer l'arrondi au dernier moment lorsqu'il a vu le sol.

2.2. Répartition des tâches et travail en équipage

Un certain nombre de procédures opérationnelles standard n'ont pas été appliqués du fait de la subite augmentation de la charge de travail provoquée par la réalisation de l'approche en direct alors que l'équipage s'apprêtait rejoindre l'attente de DIK. De ce fait, il n'y a pas eu de préparation de l'approche ni de briefing, ce qui veut dire, entre autres, que l'équipage n'a pas exprimé quel type d'approche allait être effectué. En tout état de cause, si cette RVR de 300 m avait été disponible à ce moment, l'unique issue opérationnelle aurait été d'exécuter une approche CAT II. La répartition des tâches correspondant à une approche CAT II n'a cependant pas été appliquée. Ceci a pu affecter le travail en équipage.

Les événements ci-dessus témoignent d'un manque de méthode et de professionnalisme de l'équipage pour faire face à cette situation imprévue. Une réaction évidente aurait pu être de refuser cette séquence d'approche. La combinaison de la routine et de la volonté d'atterrir à destination (« get home itis ») ont favorisé la décision de l'équipage d'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.

La pression supplémentaire que constituait la priorité qui leur était donnée par rapport aux autres avions, combinée à cette volonté de réaliser l'approche peuvent en partie expliquer l'interception du plan de descente par le haut et le positionnement en vol des leviers de puissance en dessous du «flight idle».

2.3. Entraînement

La 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.

Avant la mise en œuvre du JAR-OPS1 en mars 1998, les programmes d'entraînement n'ont pas été soumis pour approbation à l'autorité, considérant qu'à ce moment il n'existait aucune contrainte afférente.

Cependant, au chapitre 9.3 de l'annexe 6, 1^{ère} partie de l'OACI, intitulé « programmes de formation des membres d'équipage de conduite », il est marqué que « L'exploitant établira et tiendra à jour un programme de formation au sol et en vol homologué par l'Etat de l'exploitant... ». Cette annexe n'a pas été transposée en droit national.

Suite à l'introduction du JAR-OPS1 en 1998, il peut être noté que la documentation Luxair O.M. part D. Training Manual a été approuvé par l'autorité en 2001.

2.4. Aspects concernant l'organisation et la supervision

Il est apparu pendant l'enquête que les mécanismes existants de contrôle exercés par les autorités et l'opérateur, et incluant les entraînements récurrent, n'ont pas empêché l'équipage de s'écarter des procédures opérationnelles normales.

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 au cours de l'approche de l'avion accidenté, ainsi que l'atterrissage de l'autre Fokker 27 Mk050 en dessous des minima, indiquent que les méthodes en place pour garantir des opérations sûres ne sont pas suffisantes.

L'audit de l'autorité par l'OACI en mars 2001 (réf. 1.17.2.6.) a relevé un nombre d'insuffisances concernant :

- les procédures de supervision efficace des tâches déléguées pour assurer la cohérence et la fiabilité
- le manque d'un système formalisé de supervision des opérateurs.

Des considérations de navigabilité continue concernant les autorités et constructeurs étrangers ont été rajoutées à l'addendum de ce rapport révisé.

2.5. Systèmes de sécurité de la plage bêta

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 de passer au-delà, intentionnellement ou non, du «primary stop», c'est à dire que la fonction de sécurité de ce premier 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, du positionnement 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 fiable en vol 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) exigent également «une fiabilité telle que la perte des systèmes de sécurité soit peu probable».

2.6. Fonctionnement du département ATC

Le volume de l'espace aérien disponible pour intégrer les avions en approche est extrêmement limité. Pendant les périodes CAT I, les opérateurs souffrent de peu de délais, mais la situation change en conditions CAT II/III à cause de l'accroissement des séparations pour causes de restrictions aéroportuaires. Régulièrement des avions doivent être dirigés vers l'attente de DIK, soit pour des raisons de séparations soit pour cause des conditions météorologiques qui sont en dessous des minima des exploitants et les pilotes attendent les améliorations.

Lors du premier contact avec l'approche, il n'est pas prévu que les équipages annoncent leurs limitations opérationnelles. Lorsqu'ils sont dans la séquence d'approche ils sont néanmoins supposés prévenir le contrôleur de leur intention si les conditions météorologiques du moment sont en dessous de leurs minima, ce qui est fait par le LGL 8362 à 08h 48min 27s et ce qui n'est pas fait par l'équipage du vol accidenté. Lors de la prise en charge des vols précédents, le contrôleur annonce à chaque vol sa stratégie en lui fournissant un numéro d'ordre dans la séquence d'approche. Ceci n'a pas été fait pour le vol accidenté.

À 08h 43min 08s le vol LGL 8362 est planifié en numéro 4 et à 08h 48min 27s cet équipage informe l'ATC qu'ils veulent maintenir le FL80 jusqu'à ce que la RVR atteigne les 300m. En conséquence ils sont dirigés vers l'attente de DIK à ce niveau de vol. Cette séquence d'approche devenue tout à coup libre est donnée au vol SWR 750, originairement mis en numéro 5.

Une opportunité se créa pour expédier le trafic quand le pilote du LGL 8362 annula sa séquence d'approche. Le contrôleur décidait d'intégrer le LGL 9642 immédiatement dans la séquence d'approche vu qu'il était avantageusement placé en relation avec la balise ELU.

En fonction du déroulement des différents vols, le contrôleur constate, qu'au vu de la position du SWR 750 et du LGL 9642 (à 10NM à l'est de la balise de DIK) il peut faire évoluer sa stratégie en mettant le vol LGL 9642 en approche derrière le vol SWR 750.

Le contrôleur n'était pas conscient qu'une contrainte opérationnelle pouvait peser sur l'équipage du vol LGL 9642. Les contrôleurs ne connaissent généralement pas les autorisations d'exploitations des différentes compagnies aériennes et de leurs différents types d'avions, ni les limitations qui en découlent pour les différentes phases de vol. Ils n'ont en outre, compte tenu des formations qu'ils ont reçues, qu'une connaissance relative de l'évolution de la charge de travail des équipages pendant les différentes phases de vol. Seule l'observation individuelle et l'expérience peuvent apporter des renseignements sur les capacités et les limitations en approche des différents avions. Il faut noter que de ce fait, cet accès à l'information n'est ni formalisé ni harmonisé.

De plus, il y a lieu de mentionner qu'environ une heure plus tôt, un même type d'avion de la même compagnie a fait son approche et son atterrissage dans les mêmes conditions météorologiques avec des valeurs RVR fournies de 275m / 225m / 225m avant le passage de la balise ELU.

En fait, lors de la communication de la nouvelle RVR de 300m, le vol LGL 9642 a déjà dépassé la balise ELU, endroit où l'équipage aurait dû entamer sa descente. La question peut être posée quant à l'utilité d'annoncer cette information à ce moment précis du vol. Il est évident que les contrôleurs n'ont pas à savoir la séquence des procédures d'un poste de pilotage et quels éléments doivent être disponibles à quel moment pour déclencher des actions de pilotage

spécifiques. En tout état de cause, le passage de la balise ELU n'est ni annoncé au poste de pilotage, ni communiqué à l'ATC.

Les contrôleurs à la tour de contrôle disposent d'un affichage radar montrant le trafic dans les environs de l'aéroport. Il est principalement utilisé à titre d'information pour faciliter l'intégration du trafic VFR vers la finale en relation avec les arrivées IFR.

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. L'autorité de certification néerlandaise 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 a dévié des procédures opérationnelles de l'opérateur,
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 prise 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 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 positionnement des leviers de puissance en dehors du cran «primary stop» et conduisant à une perte du contrôle irréversible.

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, créa une désorganisation au poste de pilotage, menant à des actions non coordonnées de la part de chaque membre d'équipage.
2. Certaines 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 priorité donnée à l'approche par le contrôle aérien, qui facilitait la gestion du trafic par le contrôleur alors qu'il n'était pas conscient des implications opérationnelles engendrées.
 5. 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.
 6. Des points faibles latents au sein de l'Autorité et de la structure organisationnelle de l'opérateur, combinés à une application déficiente des procédures opérationnelles par 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 F50-32-7 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 (réf.: AOF 50.028) annonçant la publication de:

1. SB F50-32-038 de Fokker Services B.V.
2. SB Fo50-6004125-32-01 d'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 (réf.: 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 d'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 1er 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 immatriculés au registre luxembourgeois avaient été modifiés.

4.2. Améliorations de la conception du système de sécurité

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

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 garantisse 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 1er 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 des méthodes de travail des personnels navigants 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,
- S'assure que l'environnement de l'entraînement de l'exploitant est maintenu aussi stable et harmonieux que possible.

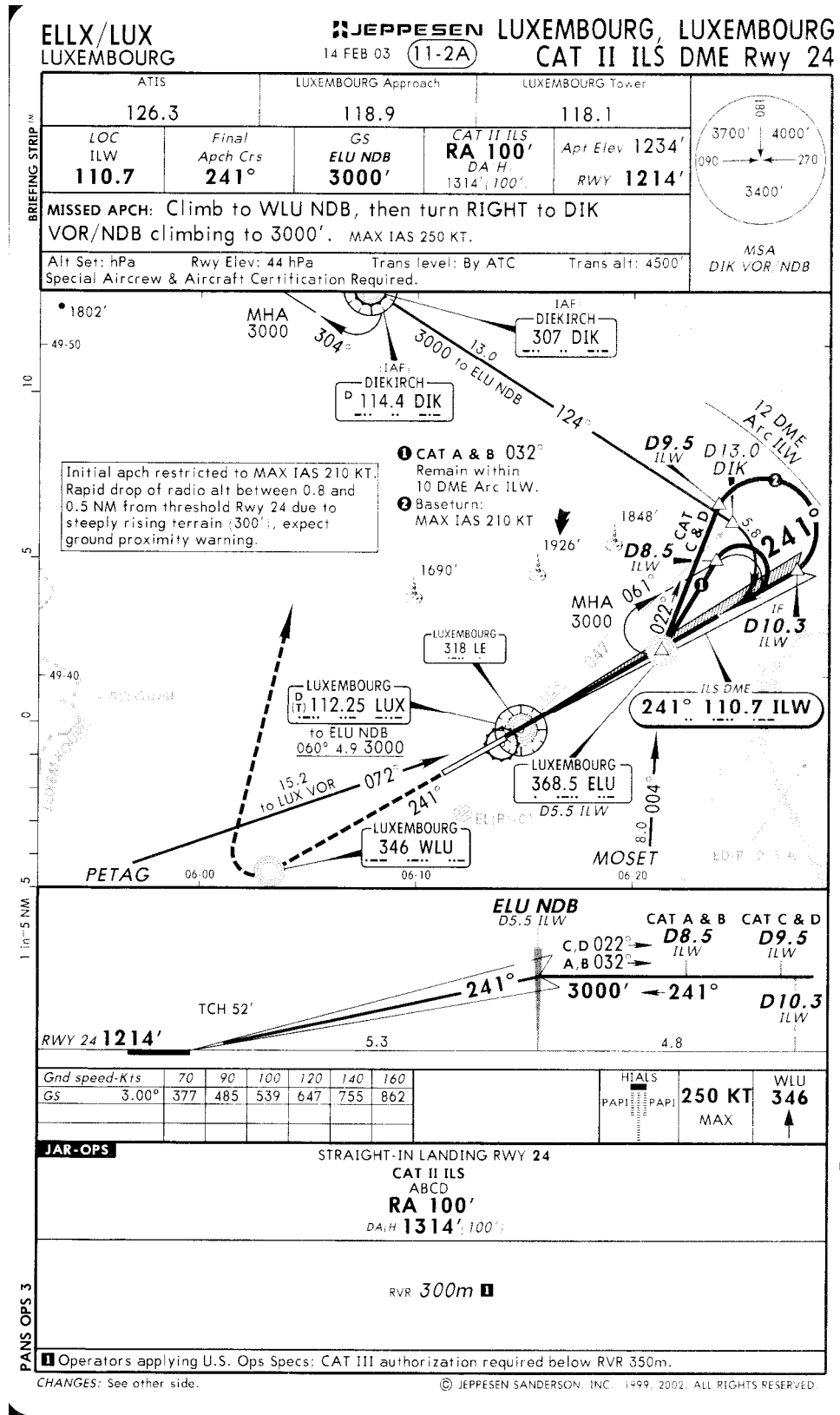
4.3.2.3. Vu qu'un écran radar est disponible à la tour de contrôle mais qu'aucune procédure n'existe dans la documentation du service pour tirer éventuellement un avantage maximum d'un tel équipement, il est recommandé :

- Que l'autorité identifie si la mise en place actuelle de l'équipement pourrait être utilisée à des fins de contrôle et d'assistance par le biais de procédures appropriées, de méthodes d'utilisation et d'entraînement.
-

Page sans contenu

ANNEXES

Annexe 1: CAT II ILS DME RWY 24 (Jeppesen Chart)



Annexe 2: Transcription du CVR

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou <i>explications</i>
08 h 33 min 49 till 08 h 35 min 14 08 h 35 min 15	I'm OFF Number one			START OF RECORDING Conversation irrelevant to the flight
08 h 35 min 15			ATIS: Visibility one hundred meters, RVR two five zero meters, no change, fog	
08 h 35 min 28		Two five zero meters ...ech muss awer hém, kaka mâchen goen et ass net méi fir lang hei ze holden		Two five zero meters...but I have to go home to relief myself <i>it is not to stay in the holding for long</i>
08 h 36 min 00		Oh yo		Oh yes
08 h 36 min 01 till 08 h 37 min 29				Conversation irrelevant to the flight
08 h 37 min 30			Luxair nine six four two contact Radar on one two four decimal four seven, Tschüss	
08 h 37 min 35		One two four point four seven, nine six four two, tschau		
08 h 37 min 46		Frankfurt Radar; Hello; Luxair nine six four two, flight level one eight zero, just overhead Mabob, Pemax next		
08 h 37 min 53			Luxair nine six four two, Frankfurt Radar, hello, identified	
08 h 37 min 57 till 08 h 41 min 06				Conversation irrelevant to the flight

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou <i>explications</i>
08 h 41 min 07		Hei, esch huelen hei zeréck		Here, I take it back here
08 h 41 min 08			Nine six four two, proceed direct Kirn, and descend flight level one four zero	
08 h 41 min 15		Direct Kirn, and descending flight level one four zero, Luxair nine six four two		
08 h 41 min 25				Conversation irrelevant to the flight
till 08 h 44 min 29				
08 h 43 min 02		Speed		
08 h 44 min 19			Luxair, nine six four two, contact Radar one two five decimal six	
08 h 44 min 22		Two five six, nine six four two, tschau		
08 h 44 min 29		Radar Hallo, Luxair, nine six four two, descending flight level one four zero, on course to Kirn		
08 h 44 min 35			Luxair, nine six four two, Frankfurt Guten Tag, identified, I call you back for further descend, set course direct to Echo Lima Uniform	
08 h 44 min 42		Direct Echo Lima Uniform, and we standby, Luxair, nine six four two		
08 h 44 min 46		Ech huelen nach eng Kéier dât		<i>I will check one more time the latest</i>

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], { ATIS }	Bruits, traduction ou explications
08 h 44 min 53	Scheisse	leschten Wieder, huh, müssen nach a besser schaffen.	<i>Listening to Luxembourg</i> ATIS: 0820 wind calm visibility 100 RVR 250 meters no change overcast 100 temperature 4 Dew point 4 no change	<i>weather, huh, have still to work a little</i>
08 h 45 min 04		Et ass nach emmer calme		Shit
08 h 45 min 08		No change		It is still calm
08 h 45 min 10	De Pap schafft nach mat allen Tricken	Dât dot geseit schlecht aus, mei Jong	<i>Listening to Luxembourg</i> ATIS: QNH 1023 transition level 50 Cat two Cat three in operation, latest RVR will be given on the ATC frequency Observation ROMEO...	This looks bad, my son
08 h 45 min 12	Waa mir elo den eischten sinn, a wann kén mat CAT drei hannert eis kennt, dann....			<i>Dad still works with all the tricks</i>
15		É moment,		<i>If we are now the first one and if nobody follows us with CAT III, then...</i>
08 h 45 min 40		Gutt, zereck		One moment,
08 h 45 min 45		Du wolls eppes verzielen vun enger CAT zwé, oder wât?		Good, back
08 h 45 min 47				You wanted to tell something about CAT II, or what ?
49		One to go ASEL		C – chord

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
51	Yo, Merci			Yes, Thank you
53	Nee, esch wees net wann et zwee honnert fönnef a siventzesch meter sinn, oder irgend eppes esou, froe mir vir an den Holding ze goen ELU drei dousent fouss, so bâl et drei honnert meter get, könne mir direkt...(unintelligible word) De problem ass, wann et zwé honnert fönnef a siventzech ass an du bass hei am Holding, an hien seet Ok, drei honnert, da fängst du un, an da get et irgenwéi ennerwé zwé honnert fönnef a siventzech, an da bass du schon erem gefullt			<i>No, I don't know if there are 275 m, or something like that, we will ask to go into the holding ELU 3000 feet, as soon as it goes to 300 m, we can go directly...(unintelligible word)</i> <i>The problem is, if it is 275 m and you are in the holding, and he says OK, 300, then you start and somehow on your way it changes back to 275, then you are screwed again</i>
08 h 46 min 08		Yo		Yes
08 h 46 min 10		Et ass awer zwé honnert foffzech		But it is 250
11	Yo, nén, um ATIS as et zwé honnert foffzech			Yes, no, on the ATIS it is 250
12		Yo, Yo		Yeh, yeh
14	Karayuu !			Exclamation!
18		Fönnef honnert fouss dén ass dann bei siwenzeng honnert zwanzech, hee,		500 feet, he is then at 1720, huh
21	Huess du de Leit schon eppes gesôt?			<i>Did you say something already to the people?</i>
22		Wât?		What?

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
	De Leit, hues du denen schon eppes gesôt?			<i>The people, did you tell them already something?</i>
23		Né		No
26	Dât muss du awer nach maan			You still have to do that
27		Wéi? Ech muss guer neischt!		What? I have to do nothing!
30	Wât? Muss du neischt?			What? You must nothing?
33		Du flitts		You fly
34	Nén, mé du mechs de Radio			No, but you do the radio
35		Soll ech de Leit eppes zielen, Ok		<i>Shall I tell something to the people, Ok</i>
36	Yo, du mechs de Radio			Yes, you do the radio
38		Ok		Ok
39	..Starker Nebel, es wird ne harte Landung..			<i>.. heavy fog, it will be a hard landing..</i>
43		Wât, soll ech de Leit da verzielen?		What shall I say to the people ?
45	Ech wéss et net			I don't know
46			Luxair nine six four two, descend flight level one hundred	
50		Descend flight level one hundred, Luxair, nine six four two		
08 h 47 min 05		Wât soll ech de Leit da verzielen; Et wir Niwel?		<i>What shall I say then to the people; that it is foggy?</i>

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
08h 47 min 06	Ma wéi d'Wieder ass, starker Nebel, bla, bla, bla, wann et da schief gét, könne mir soen, sorry, an dann soen ech souwisou eppes, wann et schief gét			<i>Well what the weather is like, heavy fog, bla, bla, bla, if it turns bad then, we can say, sorry, and then I will say something anyway, if it turns bad</i>
13		Yo		Yes
17		Soll ech et net elo verzielen datt mir villeicht eventuell e besser delai kré'en dodurch?		<i>Shall I not tell them already now that we might get some delay because of that?</i>
21	Yo, kanns du hinnen soen			Yes, you can tell them that
27	Yo, so hinnen dât			Yes, tell them that
32	Wârt, esch ruffen den Dispatch emol, OFF Number one			<i>Wait, I call Dispatch again, OFF number one</i>
34		Yo		Yes
39	Dispatch; moien, neng secks veier zwé,			Dispatch, good morning, 9642
45			<i>Dispatch: Neng secks veier zwé, gudde Moien,</i>	Dispatch: 9642, good morning
47	Yo, normaler weis, ann zeng minuten bis eng vierel Stonn			<i>Yes, normally in 10 minutes to a quarter of an hour</i>
51			<i>Dispatch: Yo, dât wir dann fir de Bravo veier</i>	<i>Dispatch: Yes, it will be then Bravo four</i>
54	Bravo veier, wéi geseit et aus mam Wierder momentan?			<i>Bravo four, how is the weather for the moment ?</i>
57			<i>Dispatch: RVR zwé honnert fofzech am moment</i>	Dispatch: RVR 250 for the moment
08h 48 min 02	Ann, varierert dât dann oder ass et			<i>And, is that changing or has it been like</i>

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
06	schons läng esou?		<p><i>Dispatch:</i> Also, eh, et ass schons eng gutt Zeit datt et net méi drei honnert gewisen huet, an, eh, bon.</p> <p>Komm mir kucken an dann wann wirklich neischt ass, an Saarbücken ass anderrei, da gess de op Saarbücken diverteiert.</p>	<p><i>that for long?</i></p> <p>Dispatch: Well, eh, it has been quite a while that it did not show 300, and, eh, well</p> <p><i>Lets see, and if there is really nothing and Saarbrücken is good, then you will be diverted to Saarbrücken</i></p>
21	Ok, merci, bis geschwönn			Ok, thank you, until later
25	Yo, esch sinn erem do			Yes, I am back
28	Wärt, ech maan			<i>Wait, I will</i>
29	Ah, Dispatch nach eng Ké'ér, vum neng secks veier zwé			<i>Ah, Dispatch once more from 9642</i>
33			<i>Dispatch:</i> Neng secks veier zwé	Dispatch: 9642
35	Dir west net zoufälllecher Weis of villeicht eng Cargolux oder esou ircuitwann eng ké'ér eraus gét, oder esou?			<i>You don't know eventually if perhaps a Cargolux, or something like that, will leave any time or so?</i>
41			<i>Dispatch:</i> Wät?	Dispatch: What?
42	Op eng Cargolux takeoff mecht an nächster Zukunft?			<i>If a Cargolux takes off in the near futur?</i>
48			<i>Dispatch:</i> Yo, elo, elo gét eng eraus, he	<i>Dispatch: Yes, now, now there is one leaving, he</i>
52	Elo an a puer Minuten oder elo direkt?			<i>Now in a few minutes or immediately?</i>

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], { ATIS }	Bruits, traduction ou explications
55			<i>Dispatch: Elo, si mecht elo takeoff</i>	<i>Dispatch: Now, they now take off</i>
57	Ah, Ok			Ah, Ok
08 h 49 min 07	Et ass schon l�ang keng drei honnert meter m�ei			<i>It is quite a while that there was 300 m</i>
10		Wivill ass et dann elo?		How much is it now?
13			Nine six four two, descend flight level six zero	
14		Descending flight level six zero, Luxair nine six four two		
25	Oh n�en, mir gin zwar, ech gin net op Saarbrecken			<i>Oh no, we go however, I will not go to Saarbr�ucken</i>
31		Ech sinn bei de Leit, he!		I am with the people, he!
33			<i>Listening to Saarbr�ucken ATIS until 08 h 50 min 36: 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</i>	
08 h 50 min 41			Luxair, nine six four two; on request from Luxembourg, stop your descend at flight level nine zero, set course to Diekirch	

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
48		Stop descend nine zero, direct Diekirch, Luxair nine six four two		
08h 51 min 42		Zereck; ech muss mer elo mol, wât ech de Leit soll zielen, dât ass emmer esou schwéier, ech hât dén Fall elo schon lîng net méi		<i>Back; I have now to, what I should tell the people, it's always so difficult, it has been a long time since I had this situation</i>
54		Ehh		Ehh
58		Ehh, wéi ass d'Wieder iwerhâpt? Niwelech, déif Wolleken		<i>Ehh, how is the weather anyway? Foggy, low clouds</i>
08 h 52 min 15			Luxair, nine six four two, for lower and Radar vectors contact Luxembourg one one eight decimal nine	
21		Ehh, one eight decimal nine, Luxembourg, nine six four two, bye, bye		
26		Kucken wât déi elo soen		Lets see what they now say
41		Luxembourg Radar, gudde Moien, Luxair nine six four two, descending level nine zero, on course to Diekirch		Luxembourg Radar, good morning, Luxair nine six four two,.....
49			Luxair, nine six four two, enter Diekirch holding, flight level nine zero, it will be vectors later on for ILS two four Cat two on two four, QNH one zero two three,	

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
08 h 53 min 06			current RVR beginning two five zero meters, mid two seven five meters, stop end two two five meters	
20	Wéi? One hundred for six zero, dat héscht dé gét elo durch eis Héicht	That's all understood, Luxair nine seven, correction nine six four two		<i>What? One hundred for six zero, that means he passes through our height.</i> [Captain refers to an ATC clearance given to another aircraft]
24		Ech sinn bei de Leit elo, he		I am with the people now, he
36		Ladies and gentlemen, good morning from the cockpit your first officer. Well the latest news from Luxembourg. The weather is for the moment very foggy and the temperature 4°. Unfortunately the fog is so dense that eh, at the moment we cannot land, so we have to wait a little bit for improvement, so that means that we are proceeding to a holding and to wait for weather improvement. Anyway we keep you informed as soon as we have some news and the time it might take for the weather to improve. Thank you for your attention.		[Co-pilot gives passenger info on public address until 08 h 56 min 31. Languages used: Luxembourg, then German and finally English]

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
08 h 54 min 43	Luxair, nine six four two is reducing speed to one six zero			
49			Roger, nine six four two	
08 h 56 min 34	Yo, Yo, dat war awer wirklesch Pech, ehh, Cargolux gét elo reischt eraus, wann se eis direct goen			<i>Yes, yes, it was really a pity, eh, Cargolux leaves only now, if they had let us directly</i>
38		Yo		Yes
	goen geloost hätten, da wiren mer elo just richteich gewiercht			let us go directly, then we would have been just right
44		Paula ? hun ech net zevill egal wât geschwart ? Alles OK ? Merci. Et ass alles ok, et ass just wénst dem Niwel. Wann d'Wieder elo besser get, et félt net vill, et félen 25 meter, wann mir déi hunn, dât misst goen, ok, tschau		[Call to cabin crew] <i>Paula ? Didn't I talk nonsense ? Everything ok ? Thank you. Everything is ok, it is only because of the fog. If the weather gets better now, its not missing a lot, we miss 25 meters, once we have those, it should be ok, bye</i>
51				[Co-pilot talks to cabin crew until 08 h 57 min 22]
08 h 57 min 31	Verflixt namol!			Damn it !
34	Dât wir wierklech ze vill schéin gewierscht vir eng Kéier mat der Cargolux			<i>It would have been really too nice to be able for once with Cargolux</i>
40		Established on the LOC (*)		
44	Swissair ass wierklech optimal elo (*)			<i>Swissair is really optimal now(*)</i> [The crew refers to another aircraft]

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
55	Se hätten eis sollen do hannen drunn hänken, blöd approche do			<i>They should have hooked us behind them, silly approach</i>
08 h 58 min 12	Se hun all net esou vill Spritt wéi mär hunn. Mär hun getankt, mé léiwen Jong, vir den (unintelligible word)			<i>They all don't have as much fuel as we have. We have filled up, my dear son, for the (unintelligible word)</i>
20		Mir können holden bis d'Pei		<i>We can hold until pay day</i>
23		Bis wéni, bis wivill Auer könne mer iwerhâpt holden, wât brauchen mer iwerhâpt vun Sprit?		<i>Until when, until what time can we hold anyway, what do we need as fuel anyway?</i>
26	Ehh, Fönnef honnert fofzech, ehh, sieven..... sieven honnert, né, achthonnert fofzech müssen mer hun nach wa mer den Holding verlossen			<i>Eh, 550, eh, seven...seven hundred, no, we need 850 when we leave the holding</i>
38		Wéi? Alternate drei honnert		<i>How? Alternate 300</i>
39	Dât héscht, mer können fönnef honnert fofzech kilo verbrennen hei			<i>That means, we can burn 550 kilos here</i>
43		Né, mir brauchen bis op den Alternate plus nach eng kéier zwanzech Minuten Reserve fir eng hallef Stonn erem hei, secks honnert Kilo brauchen mir der nach.		<i>No, we need until the alternate plus 20 more minutes reserve for half an hour back here, 600 kilos we still need</i>
48	Yo, mé ech hâlen den Holding awer och gär dofir			<i>Yes, but I like keep the holding also for that</i>
50			Luxair, nine six four two,	

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
			descend to three thousand feet on one zero two three, turn left heading one three zero	
57		Ass dat fir eis?		Is that for us?
58	Yo			Yes
59		Descend three thousand feet on QNH one zero two three and say again the heading?		
08 H 59 min 06			One three zero	
08		Left heading one three zero, Luxair, nine six four two		
13		Wât ass dât dann fir a scheiss		<i>What kind of shit is that</i>
35	Wéi ass d'RVR dann elo?			What is the RVR now?
37		Ech wéss et net		I don't know
49		Ech hun normal NAV		I am on normal NAV
50	Wât war den QNH? One zero			<i>What was the QNH? One zero</i>
51		Two three		Two three
59	Solle mer net elo den Dispatch froen wât d'RVR ass?			<i>Shouldn't we ask Dispatch now, what the RVR is now?</i>
09 H 00 min 01		Dach		Yes
02		Mechs du dât elo? Oder soll ech et mâchen?		<i>Do you do it now? Or, shall I do it?</i>
04	One two six decimal three sin mer, neen one three one decimal six two			We are 126.3, no 131.62

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, <i>[Dispatch]</i> , {ATIS}	Bruits, traduction ou <i>explications</i>
09		Correct		Correct
19	Ech sin nach eng Kéier OFF nummer eent			I am OFF number one again
20		Yo		Yes
22	Dispatch, nine six four two nach eng Keier			Dispatch, 9642 again
	Wéi fill de Moment d'RVR?		Dispatch: 9642 go ahead	
	Ok		Eh, 275	
38	Zwee sieven fönnef meter nach, wât machen mer elo?			275 meters, what do we do now?
41		Ech wéss et net		I don't know
50			[ATC transmits RVR] beginning 275, mid section 275, stop end 225 meters to Luxair eight three six two	
09 H 01 min 06		Yo, wât mâchen si dann mat eis, holding oder ass dât do fir eng approche?		Yes, what do they do with us then, holding or is it for an approach?
09	Dât ass fir eng approche			It's for an approach
15		So d'Cargolux soll én go- around mâchen zu Letzeburg		Tell Cargolux to do a go-around in Luxembourg
16	Wât?			What?
17		Se sollen a go-around mâchen		They should do a go-around

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
19	Né se sinn reischt take-off gemâch			No, they just made a take-off
21		Maja, se sollen eng Schleif mâchen an dann a go-around an dann mâchen se alles frei, an dann sssst		<i>Yes, they should make a circuit and then a go-around and then they clear up everything, and then sssst</i>
09 h 01 min 25			Niner six four two turn right heading two two zero to intercept cleared for approach report established on the localizer	
09 h 01 min 31		Right heading two two zero. and euh cleared approach... and we call you established on the localizer nine six four two		
09 h 01 min 42		Oh freck, da ginn mir nach virun all Mensch geholl hei		<i>Oh gosh, they bring us in before all the others</i>
09 h 01 min 43	He			
09 h 01 min 44		Mir gi nach virun jidwerengem virgeholl hei		<i>They bring us in before everybody</i>
09 h 01 min 58		Solle mer de seat belt umâchen?		<i>Should we switch on the seat belt?</i>
09 h 02 min 00	Yo yo dât wier villeicht net schlecht			<i>Yes Yes this wouldn't be a bad idea</i>
09 h 02 min 02	Mir müssen hei fir d'approche ehhhh			<i>We must here for the approach ehhhh</i>
09 h 02 min 04	100 Fouess			<i>100 feet</i>
09 h 02 min 07		Yo, ech hun dât schon dran		<i>Yes, I already dialled that in</i>

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
09 h 02 min 09	LOC ass alive an captured	Checked		LOC is alive and captured
09 h 02 min 12	So him, ech geng villeicht beschéd soen färer Weis dass wa mer bei Echo keng 300 meter hun, dass mer dann e go-around machen an op Dikrech fléen	Missed approach heading		<i>Tell him, I would rather say as a matter of fairness, that if at Echo we don't have 300 meters, that we then do a go-around and fly to Diekirch</i>
09 h 02 min 32		The Lux euh nine six four two is now established on the localizer		
09 h 02 min 37			Luxair niner six four two contact tower on one one eight decimal one, äddi	Äddi = goodbye
09 h 02 min 41		Eighteen one nine six four two , äddi		Äddi = goodbye
09 h 02 min 51		Turm, gudden Moien Luxair nine six four two is established I L S two four		<i>Tower, good morning.....</i>
09 h 02 min 52				Noise resembling a seat movement
09 h 02 min 57			Luxair nine six four two gudden Moien, continue approach. The wind is calm R V R beginning two five zero meters, mid section two five zero meters, stop end two two five meters	<i>Gudden Moien = good morning</i>
09 h 03 min 04	Oh, dat brengt neischt			<i>Oh, this doesn't bring a thing</i>
09 h 03 min 07	Oh, dat brengt neischt			<i>Oh, this doesn't bring a thing</i>
09 h 03 min 08		Euh... that's copied Luxair nine six four two... but euh		

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
09 h 03 min 16	So, mir gin weider fir bis ELU, wa mir dann neischt hätten, dann ehhhhhhh	we need three hundred meters for the approach		<i>Say, we continue up to ELU, if then we have nothing, then ehhhhh</i>
09 h 03 min 18		Yo	Nine six four two copied... euh so continue approach and I'll keep you advised we didn't have three hundred euh... euh during the last time	<i>Yes</i>
09 h 03 min 26		Oh		
09 h 03 min 28		Euh Roger nine six four two we keep you advised we're proceeding to ELU now and ...euh standing by nine six four two		C chord
09 h 03 min 38			Roger... and euh we have ehhh zero degrees wind	
09 h 03 min 42		Roger		
09 h 03 min 43			...schen , zero knots	
09 h 03 min 44		Roger		
09 h 03 min 52	Hä			Exclamation (questioning)
09 h 04 min 09	Sou, si mer de beacon, he nach net grât En ass 5,5 DME			Now, are we beacon, hey not yet It is 5,5 DME
09 h 04 min 16		Da muss é mol e beacon setzen, mei Jong		<i>Then one must select a beacon first, lad</i>

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, <i>[Dispatch]</i> , {ATIS}	Bruits, traduction ou <i>explications</i>
09 h 04 min 18	Yo, mé ech hun jo en DME			Yes, but I do have a DME
09 h 04 min 19		Ye Ye Ye		<i>Laugh</i>
09 h 04 min 23		Ye Ye Ye		
09 h 04 min 25	Laugh			
09 h 04 min 30		ASEL		
09 h 04 min 33		Three thousand sixty top		
09 h 04 min 35	Checked			
09 h 04 min 36		Landing altitude and briefing completed, altimeters euh set		
09 h 04 min 40		Speed ninety five one oh five one oh nine		
		Landing altitude		
09 h 04 min 43	Two seven five meters			
09 h 04 min 44		set		
09 h 04 min 46	Yo, bon mir mâchen en go-around, missed approach			<i>Yes, well we do a go-around, missed approach</i>
09 h 04 min 53		Ground idle stop off		
09 h 04 min 57			Luxair nine six four two RVR three hundred meters two seven five meters ... stop end two seven five meters	
09 h 04 min 58				Noises identified to probably be the displacement of the Ground Idle Stop
09 h 05 min 00				Variation of the turbine rotational speed
05 min 00				Noises identified to be the lifting of the

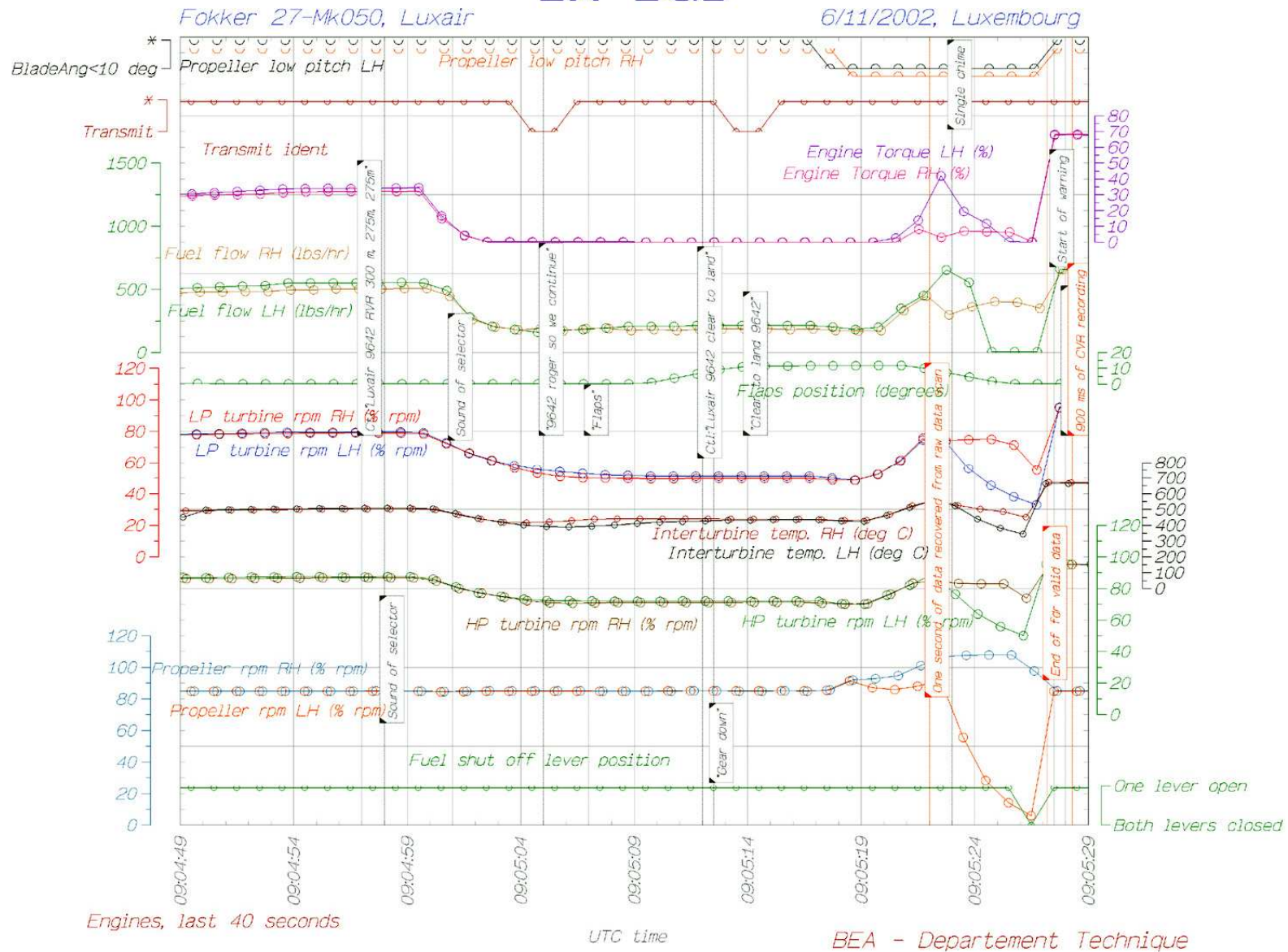
Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou explications
05 min 02	Oh mir sinflaps ten	gét net duer	Nine six four two you're cleared to land wind one eight zero degrees (unintelligible) knots	Ground Range selectors <i>will not be enough/sufficient</i>
05 min 05		Nine six four two roger so we continue		
05 min 07		Flaps?		
05 min 08				Oh we are... flaps ten
05 min 09 s 10				Noise identified to be the moving of the flap selector
05 min 11 s 20				Noise identified to be selecting Taxi Light
05 min 11 s 80		Gear down?		
05 min 12 s 70				
05 min 13 s 60		Clear to land nine six four two		
05 min 16 s 10				Noise similar to selecting gear down followed by gear extension noises
05 min 16 s 60	Wât ass dât	Dât do gett zwar....		<i>This will rather be.....</i>
05 min 17 s 70				Increase of propeller speed
05 min 19 s 40				Noise identified to be the power levers passing through the ground idle position What's that ?
05 min 21 s 20				Noise similar to flaps selection (no identification possible)

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, [Dispatch], {ATIS}	Bruits, traduction ou <i>explications</i>
05 min 21 s 60				Noise similar to a propeller speed variation
05 min 22 s 80	Hä			Exclamation (questioning)
05 min 22 s 90	Oh merde			Oh shit
05 min 23 s 40				Noise similar to electric transfer
05 min 23 s 70				Single Chime
05 min 26 s 20				Noise similar to a propeller speed reduction
05 min 27 s 00				Noise (no identification possible)
05 min 27 s 70				Start of GPWS alarm « Terrain »
05 min 28 s 00				Recording stops (1/3 s)
05 min 28 s 30 <i>Non validated time</i>		Bo dât war awer eng lenk		<i>Wow this was shrewd stuff</i>
				The recorded portion from 05 min 28 s 00 until the noise of electric transfer at 05 min 28 s 90 is a recorded portion from the beginning of the CVR and not newly overwritten
05 min 28 s 90 <i>Non validated time</i>				Noise similar to electric transfer
05 min 29 s 10 <i>Non validated time</i>	Oh merde	Heavy breathing		Oh shit
05 min 40 s 10				Restart of recording. The recorded portion from 05 min 40 s 10 until the noise of electric transfer at 05 min 40 s 80 is a recorded portion from the beginning of the CVR and not newly

Temps UTC	Commandant de bord	Copilote	Contrôle, <i>[Dispatch]</i> , {ATIS}	Bruits, traduction ou <i>explications</i>
05 min 40 s 80				overwritten.
05 min 41 s 60			Ready for push back next, Mike Kilo Alpha one two three	Noise similar to electric transfer
05 min 41 s 90				Double Chime (two single Chimes separated by 0.7 seconds)
05 min 44 s 60				End of recording

Annexe 3: Graphiques du DFDR

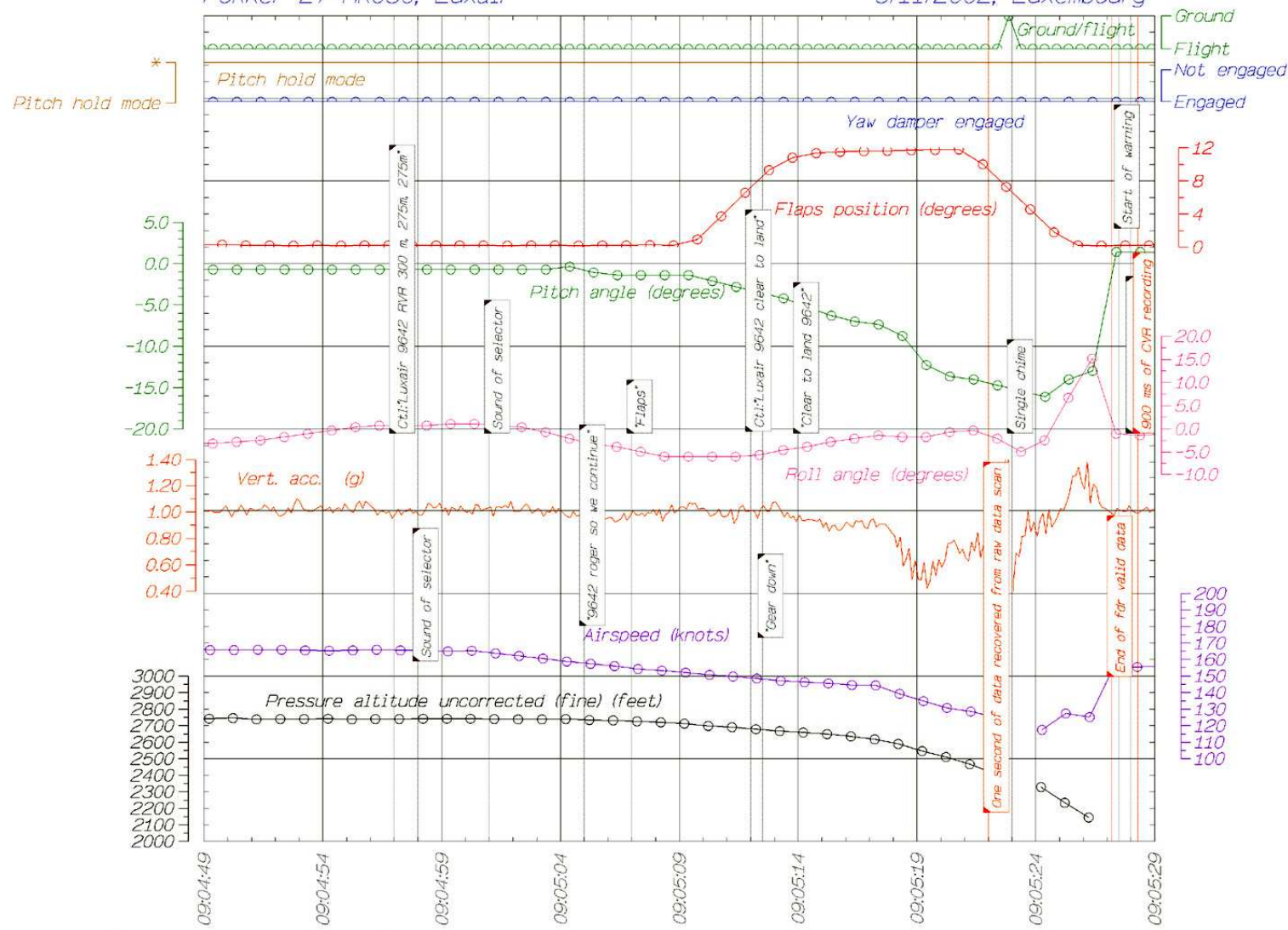
LX-LGB



LX-LGB

Fokker 27-Mk050, Luxair

6/11/2002, Luxembourg

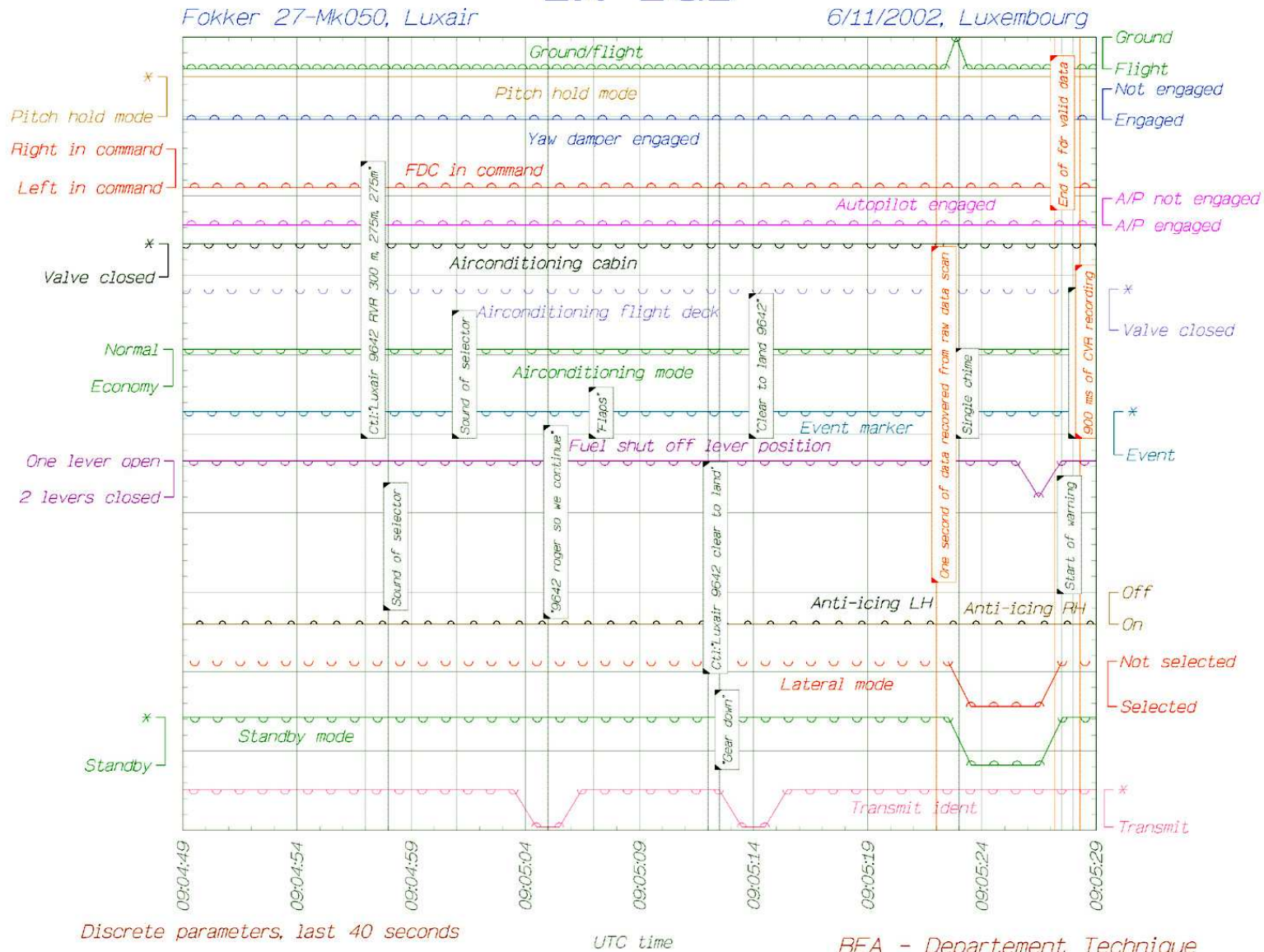


General parameters, last 40 seconds

UTC time

BEA - Departement Technique

LX-LGB



Annexe 4: Transcription du ATC

Transcription de l'enregistrement ATC

Contrôle d'approche radar

Fréquence 118.900

Time in UTC	From	To	Communications
08:52:38	LGL9642	APP	Luxembourg Radar gudde Muergen Luxair nine six four two, descending flight level nine zero, uh, on course to..., Diekirch.
08:52:47	APP	LGL9642	Luxair niner six four two enter Diekirch holding at flight level niner zero it will be vectors later on for an I_L_S approach category two on two four. Q_N_H is one zero two tree current R_V_R beginning two five zero on mid section two seven five, stop end two two five.
08:53:05	LGL9642	APP	That's all understood, uh, Luxair nine seven, correction nine six four two.
08:53:10	LGL402	APP	Uh, Luxair four zero tree is entering Diekirch hold, passing one hundred for six zero.
08:53:15	APP	LGL402	Roger four zero two.
08:53:26	LGL9302	APP	Luxair nine tree zero two are we cleared to land?
08:53:30	APP	LGL9302	Luxair nine tree zero two is cleared for approach, for landing contact tower one one eight one, bye bye.
08:53:36	LGL9302	APP	One one eight one, Luxair nine tree four two, bye.
08:54:44	LGL9642	APP	And Luxair nine six four two is reducing speed to one sixty.
08:54:47	APP	LGL9642	Roger nine six four two.
08:56:01	LGL4452	APP	Luxair four four five two entering hold Diekirch flight level nine zero.
08:56:05	APP	LGL4452	Roger four four five two.
08:56:15	APP	SWR750	Swiss seven five zero turn left heading tree tree zero base leg.
08:56:20	SWR750	APP	Left heading tree tree zero base leg, Swiss seven five zero.
08:56:45	APP	SWR750	Swiss seven five zero turn left heading two seven zero to intercept the localizer, report established on the loc.
08:56:51	SWR750	APP	Left heading two seven zero to intercept the localizer, we'll report established on the loc, Swiss seven five zero.
08:57:37	SWR750	APP	Established on the loc Swiss seven five zero.
08:57:39	APP	SWR750	Roger, Swiss seven five zero continue your approach, the sensitive area is not clear yet, we have a seven four seven about to depart.
08:57:47	SWR750	APP	Okay, we continue the approach in this case, Swiss seven five zero.
08:57:56	LGL8362	APP	Luxair eight tree six two entering Diekirch holding, flight level eight

			zero time five seven.
08:58:01	APP	LGL8362	Roger, eight tree six two.
08:58:14	LGL4452	APP	And approach, for info, Luxair four four five two we need two hundred meters for the approach.
08:58:28	APP	LGL4452	Four four five two say again, please.
08:58:30	LGL4452	APP	Uh, just for info, we need two hundred meters for the approach.
08:58:33	APP	LGL4452	Okay no problem.
08:58:35	APP	SWR750	Swiss seven five zero is cleared for the I_L_S category tree contact tower one one eight decimal one, bye bye.
08:58:41	SWR750	APP	One one eight one and cleared for the approach cat tree, Swiss seven five zero, bye bye.
08:58:48	APP	LGL9642	Luxair niner six four two descend to tree thousand feet on one zero two tree turn left heading ...one tree zero.
08:58:57	LGL9642	APP	Descending tree thousand feet on Q_N_H, uh, one zero two tree and say again the heading?
08:59:04	APP	LGL9642	One tree zero.
08:59:07	LGL9642	APP	Uh, left heading one tree zero Luxair nine six four two.
08:59:09	CLX778	APP	Cargolux seven seven eight airborne.
08:59:11	APP	CLX778	Cargolux seven seven eight climb flight level seven zero on runway heading.
08:59:17	CLX778	APP	Runway heading, seven zero, Cargolux seven seven eight.
08:59:23	APP	LGL402	Luxair four zero two report speed.
08:59:27	LGL402	APP	Speed two ten four zero two.
08:59:29	APP	LGL402	Roger four zero two bring it back to one eight zero.
08:59:35	LGL402	APP	Uh, for how long, because otherwise we are burning more fuel, four zero two
08:59:39	APP	LGL402	Uh, that's just to slow you down and then I'll take you out of the hold.
08:59:42	LGL402	APP	Okay no problem, so reducing one eighty, four zero two, merci.
09:00:24	APP	LGL402	Luxair four zero two, descend to tree thousand feet one zero two tree, turn right heading zero nine zero.
09:00:30	LGL402	APP	Roger right heading zero nine zero and down to tree thousand one zero two tree, four zero two.
09:00:40	LGL8362	APP	Approach, uh, eight tree six two, could you confirm our latest R_V_R_.
09:00:46	APP	LGL8362	R_V_R beginning two seven five, mid section two seven five, stop end two two five.
09:00:52	LGL8362	APP	Okay.
09:01:09	APP	CLX778	Cargolux seven seven eight turn right heading zero six zero, climb to flight level one two zero.

09:01:17	CLX778	APP	Right heading zero six zero, climb flight level one two zero, Cargolux seven seven fi...seven seven eight.
09:01:21	APP	LGL9642	Luxair niner six four two turn right heading two two zero to intercept. Cleared for approach, report established on the localizer.
09:01:30	LGL9642	APP	Right heading two two zero and, uh, cleared approach and we call you established on the localizer nine six four two.
09:01:38	LGL5432	APP	Luxembourg approach good morning, Luxair five four tree two descending flight level one tree zero to Diekirch, information Sierra.
09:01:44	APP	LGL5432	Luxair five four tree two, uh, gudde Muergen, descend to flight level one hundred enter Diekirch holding, vectoring later on to the I_L_S_ two four, cat two.
09:01:54	LGL5432	APP	Luxair five four tree two descend flight level one hundred enter Diekirch holding for vectors runway two four, uh, how bounds, uh, how much delay do you expect?
09:02:04	APP	LGL5432	Just couple of minutes.
09:02:06	LGL5432	APP	Roger.
09:02:13	APP	CLX778	Cargolux seven seven eight climb to flight level one seven zero.
09:02:18	CLX778	APP	Cleared flight level one seven zero, Cargolux seven seven eight.
09:02:20	APP	CLX778	I have to take you on a, uh, zero six zero heading to get you on top of the Diekirch holding
09:02:27	CLX778	APP	Roger, we are turning right.
09:02:30	LGL9642	APP	Luxair nine six four two is now established on the localizer.
09:02:34	APP	LGL9642	Luxair niner six four two contact tower one one eight decimal one Äddi.
09:02:39	LGL9642	APP	Eighteen one nine six four two. Äddi

Tour de contrôle

Fréquence 118.100

Time in UTC	From	To	Communications
09:02:48	LGL9642	TWR	Tuerm gudde Muergen Luxair nine six four two is, uh, established I_L_S two four
09:02:54	TWR	LGL9642	Luxair nine six four two gudde Muergen, continue approach the wind is calm R_V_R beginning two five zero meters mid section two five zero meters stop end two two five meters.
09:03:07	LGL9642	TWR	Uh, that's copied Luxair nine six four two, but we need tree hundred meters for the approach.
09:03:16	TWR	LGL9642	Nine six four two copied, uh, so continue approach I keep you advised. We didn't have tree hundred, uh, during the last, uh, time.

09:03:25	LGL9642	TWR	Uh, roger nine six four two we keep you advised. We're proceeding to Elu now and, uh, standing by, nine six four two.
09:03:35	TWR	LGL9642	Roger and we have, uh, zero degrees wind, uh.
09:03:40	TWR	LGL9642	Correction zero knots.
09:03:43	LGL9642	TWR	Roger.
09:03:45	TWR	SWR750	Seven five zero report entering parking number one please.
09:03:53	TWR	SWR750	Swiss seven five zero report entering the apron.
09:03:57	SWR750	TWR	We report entering the apron, Swiss seven five zero.
09:04:10	MKA123	TWR	Tower, good morning Mike Kilo Alpha one two tree, stand two with Romeo requesting start up please.
09:04:18	TWR	MKA123	Mike Kilo Alpha one two tree good morning, start up is approved, runway in use two four, Q_N_H one zero two tree, confirm you are parking number seven.
09:04:26	MKA123	TWR	Negative, Sir, parking two and we are cleared for start one zero two tree and could you just give us the position of that lowest value of R_V_R, please.
09:04:38	TWR	MKA123	We have now on the tree positions two seven five meters.
09:04:41	MKA123	TWR	Thank you.
09:04:48	SWR750	TWR	Uh, We are entering the apron behind marshaller (garbled transmission).
09:04:59	TWR	LGL9642	Luxair nine six four two R_V_R tree hundred meters two seven five meters stop-end two seven five meters.
09:05:03	LGL9642	TWR	Nine six four two roger, so we continue.
09:05:07	TWR	LGL9642	Nine six four two you are cleared to land, wind one eight zero degrees five knots.
09:05:11	LGL9642	TWR	Cleared to land, uh, nine six four two
09:05:16	TWR	MKA123	Mike Kilo Alpha one two tree Luxembourg (garbled due to simultaneous transmission).
09:05:16	SWR750	TWR	(Unreadable) ... we are at the apron.
09:05:22	MKA123	TWR	Was that for Mike Kilo Alpha one two tree?
09:05:24	TWR	MKA123	That's confirmed, Mike Kilo Alpha one two tree report ready for push back.
09:05:29	MKA123	TWR	Cleared to push, thanks, one two tree.
09:05:31	TWR	MKA123	Mike Kilo Alpha one two tree, I confirm report ready for push back.
09:05:39	MKA123	TWR	Ready for push back next, Mike Kilo Alpha one two tree.
09:05:42	TWR	MKA123	Roger.
09:06:57	TWR	LGL9642	Nine six four two Luxembourg.
09:07:08	TWR	LGL9642	Luxair nine six four two Luxembourg.

09:07:30	TWR	LGL9642	Luxair nine six four two Luxembourg do you read?
09:07:55	TWR	LGL9642	Luxair nine six four two Luxembourg do you read?
09:08:10	TWR	LGL9642	Luxair nine six four two Luxembourg.
09:08:39	TWR	LGL9642	Luxair nine six four two Luxembourg do you read?

The signers certify the completeness and correctness of the present transcript
Luxembourg Airport 13 November 2002

(s)

Head of Air Traffic Control
Luxembourg

(s)

Deputy head of Air Traffic Control
Luxembourg

Annexe 5: Service bulletin ABSC N° Fo50-32-4, révision N° 1

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS
Corporation

SERVICE BULLETIN

TO: HOLDERS OF SERVICE BULLETIN F50-32-4 FOR LANDING GEAR SKID CONTROL SYSTEM - CONTROL UNIT REWORK INSTRUCTIONS

Attached to this transmittal letter is Revision No. 1 of Service Bulletin F50-32-4 (basic issue dated Aug 1/92).

HIGHLIGHTS OF REVISION NO. 1 DATED 29 JUNE 1994

REVISION NO. 1 CONTAINS ALL PAGES OF THE SERVICE BULLETIN. Pages which have been revised are outlined below, together with the Highlights of the revision.

1. SECTION I, Page 1 of 6:

- A. Added Revision No. 1 and date.
- B. Removed reference to autobrake which was incorrect and added correct statement in the Reason paragraph (paragraph B).
- C. Removed blank page.

2. Replace Service Bulletin F50-32-4, pages 1 thru 7 with Service Bulletin F50-32-4, Revision No. 1, pages 1 thru 6, revised Jun 29/94.

Jun 29/94

F50-32-4
Page 1 of 1

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS
Corporation

SERVICE BULLETIN

SUBJECT: LANDING GEAR SKID CONTROL SYSTEM - CONTROL UNIT REWORK INSTRUCTIONS

SECTION I - PLANNING INFORMATION

- A. **EFFECTIVITY:** This Service Bulletin is applicable to all Control Unit Assemblies 6004125 used on F27 Mk050 (FOKKER 50) aircraft.
- B. **REASON:** This Service Bulletin is issued to inform operators of the new Control Unit 6004125-1 and provides instructions to modify the 6004125 control unit assembly into the 6004125-1 assembly. The new unit differs from the old only in the addition of one capacitor and one diode, one each per wheel board. These components prevent a condition during power up of the skid control box whereby a signal pulse is inadvertently sent to the ground control relay thus affecting the flight idle stop solenoids.

The modification does not eliminate any existing test functions. It does not affect the antiskid control functions.

- C. **DESCRIPTION:** The Service Bulletin provides rework instructions for:
- (1) Addition of one capacitor (C76) and one diode (CR10) on each wheel control board.
 - (2) Reidentifying reworked boards and control unit and performing testing at unit bench and aircraft levels.
- D. **COMPLIANCE:** Compliance with this Service Bulletin is to be accomplished at the option and expense of the operator. It is recommended this rework be accomplished when the control unit is removed or being repaired for another reason.
- E. **APPROVAL:** Compliance with this Service Bulletin does not alter FAA TSO conformance.
- F. **MANPOWER:** Eight man-hours (estimated) are required to modify, reidentify and test one control unit. This includes six hours allotted for minimum testing. This estimate does not include the time required to remove, install and test the unit in the aircraft.
- G. **MATERIAL - COST AND AVAILABILITY:** Obtain capacitor and diode locally from best source as required.
- H. **TOOLING:** None.
- I. **WEIGHT AND BALANCE:** None.
- J. **ELECTRICAL LOAD DATA:** Not affected.
- K. **REFERENCE:** AP-647 (32-47-56) Component Maintenance Manual for Skid Control Unit Assembly 6004125 (basic issue dated 14 February 1986), Revision No. 2 dated 21 March 1989.
- L. **OTHER PUBLICATIONS AFFECTED:** None.

Aug 1/92
Revision No. 1
Jun 29/94

(RELEASED: _____)

Fo50-32-4
Page 1 of 6

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS
Corporation

SECTION II - ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

The following instructions detail the steps required to rework the Control Unit Assembly 6004125 to 6004125-1.

CAUTION: PRINTED WIRING BOARDS CONTAIN DEVICES SUSCEPTIBLE TO DAMAGE OR DEGRADATION FROM ELECTROSTATIC DISCHARGE (ESD). HANDLING PRECAUTIONS AND REPAIR PROCEDURES APPLICABLE TO ELECTROSTATIC SENSITIVE DEVICES (ESSD) ARE REQUIRED.

A. Removal of Both Wheel Control Boards

- (1) Release turnlock fastener at the rear of the control unit.
- (2) Remove screw from the top of the control unit assembly and slide chassis subassembly free of cover. Retain the screw and cover until reassembly.

NOTE: Note location of subassembly serial number relative to "Inboard/Outboard" card slot location.

B. Rework of Wheel Control Boards

CAUTION: POLYURETHANE COATINGS MUST BE THOROUGHLY REMOVED FROM THE AREAS TO BE RESOLDERED OR AN INADEQUATE ELECTRICAL CONTACT WILL RESULT. POSITION COMPONENTS CAREFULLY TO ASSURE ADEQUATE CLEARANCE OF COMPONENT BODIES AND LEADS WITH REGARD TO ADJACENT COMPONENTS.

NOTE: For removal and application of urethane coatings, see Replacing Components on Circuit Boards paragraph in referenced Component Maintenance Manual.

- (1) Rework Control Board Subassembly 6004125 into 6004125-1 as follows (See Figure 1):
 - (a) Install Capacitor M39014/02-1411 (C76) and Diode JANTXIN4148-1 (CR10) on the non-component side of board as shown in Figure 1.

NOTE: Use Insulation Sleeving B7444-3-2-16B and Hysol 0151 Sealant as required.

- 1 Solder each component to board and trim ends.
- 2 When installing a new component, maintain 0.03 inch (0,76 mm) minimum space between the component and the surface of the board.

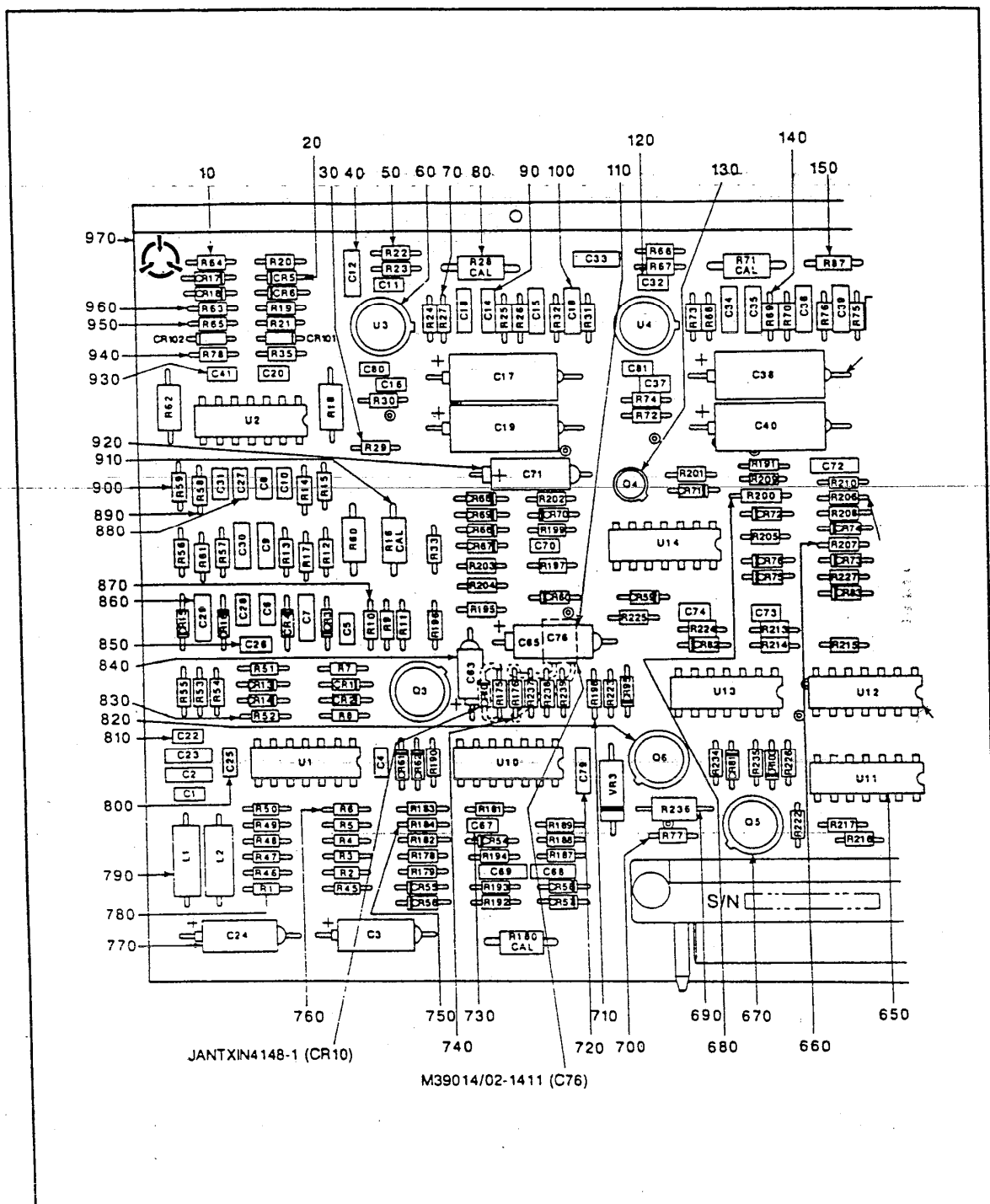
CAUTION: AVOID CONTAMINATION OF THE BOARD CONNECTOR PINS WITH RESIDUE FROM THE CLEANING AND COATING PROCESSES.

- 3 Clean components and reworked area with Freon TP-35 and allow to dry thoroughly.

Aug 1/92
Revision No. 1
Jun 29/94

Fo50-32-4
Page 2 of 6

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS Corporation

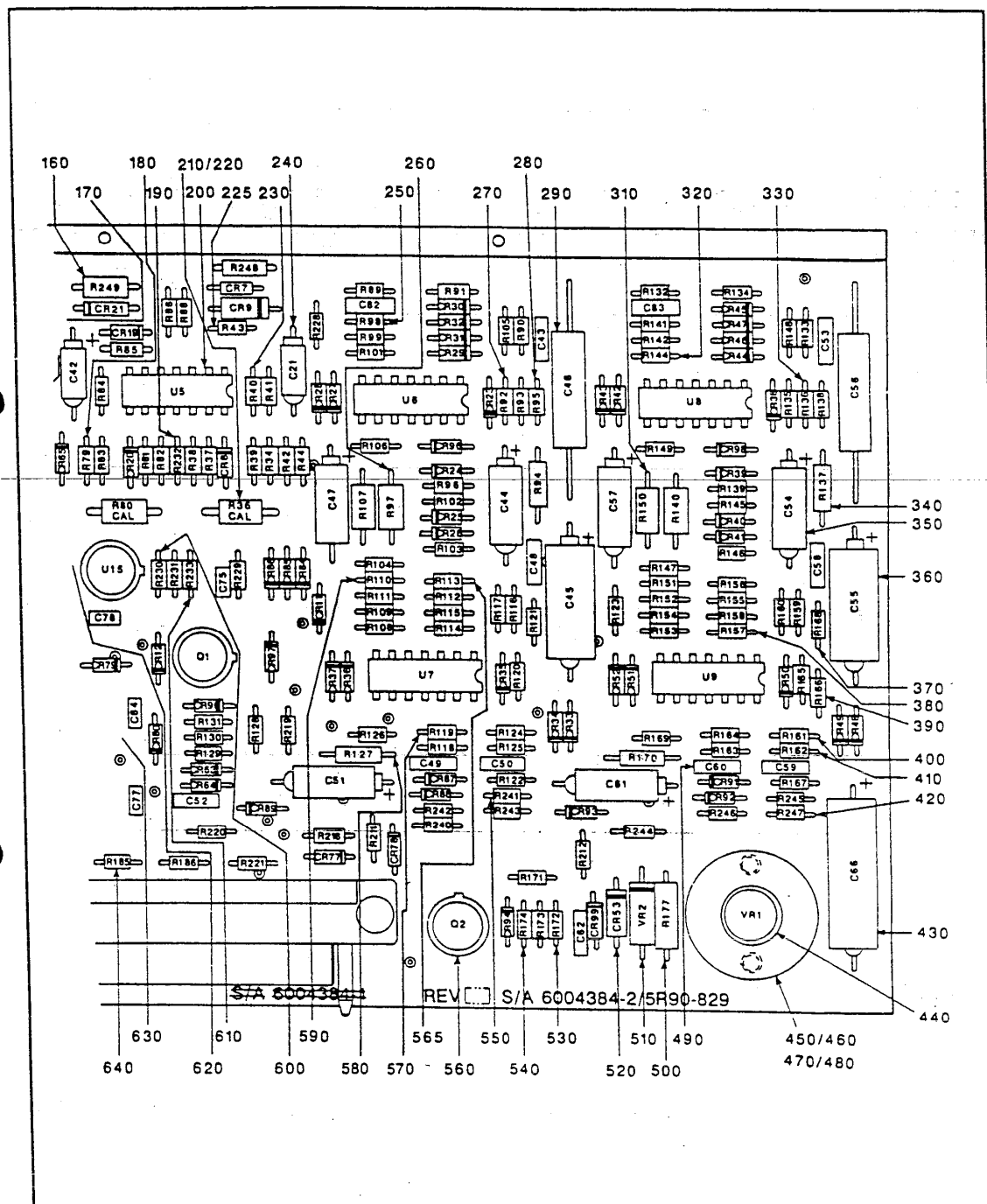


Modification of Wheel Control Board to 6004384-2/5R90-829
Figure 1 (Sheet 1 of 2)

Aug 1/92
Revision No. 1
Jun 29/94

Fo50-32-4
Page 3 of 6

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS Corporation



Modification of Wheel Control Board to 6004384-2/5R90-829
 Figure 1 (Sheet 2 of 2)

Aug 1/92
 Revision No. 1
 Jun 29/94

Fo50-32-4
 Page 4 of 6

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS
Corporation

WARNING: USE POLYURETHANE COATING ONLY IN A WELL-VENTILATED AREA. DO NOT INHALE FUMES AND AVOID PHYSICAL CONTACT WITH THE COATING.

- 4 Apply a protective coating of Hysol PC-29M or Humiseal 1B31 over each component and the repaired area of the board. Apply only a very thin coat, 0.002 inch (0,051 mm) maximum and do not allow a buildup of coating between the other parts of the board.

C. Reidentification of Control Boards

- (1) Board identification is located adjacent to the board connector as shown in Figure 1.
- (2) On each control board, cross out but do not obliterate existing identification.
- (3) Reidentify board as part number S/A 6004384-2/5R90-829 in 0.10 inch (2,54 mm) high characters, using a contrasting color epoxy marking ink, Hysol Wornowink, Series M.

D. Reidentification of Control Unit Assembly 6004125 to 6004125-1

- (1) Remove existing Identification Plate 6004357 from control unit and discard.
- (2) Using a new Identification Plate 6004357, metal stamp existing control unit serial number on designated pad and "-1" after part number 6004125 in 0.06 inch (1,52 mm) high characters.
- (3) Install new Identification Plate 6004357 on the control unit.

E. Control Unit Reassembly

- (1) Install each "S/A 6004384-2/5R90-829" Wheel Control Board Subassembly in appropriate card slot.
- (2) Slide chassis subassembly into the cover using retained screw. Secure turnlock fastener at rear of control unit.

F. Acceptance Testing of Control Unit Assembly 6004125-1

- (1) Perform full control unit assembly test in accordance with TESTING AND FAULT ISOLATION section of referenced Component Maintenance Manual, paragraph 3.

G. On-Board Aircraft BITE Test of Control Unit

- (1) An aircraft checkout (BITE test) of the control unit should also be performed with Auto-Brake powered down.

Aug 1/92

Fo50-32-4
Page 5 of 6

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS
Corporation

SECTION III - MATERIAL INFORMATION

- A. The following parts are required to rework each brake assembly.

New Part Number	Units Per Assembly	Nomenclature	Old Part Number	Disposition
M39014/02-1411	1	CAPACITOR	-	-
JANTXIN4148-1	1	DIODE	-	-
6004357	1	PLATE, Identification	6004357	Discard

- B. The following bulk material shall be required.

Bulk Material - As Required	Recommended Source
Cleaning Solvent TP-35 Freon	E.I. DuPont DeNemours & Company, Incorporated Petrochemicals Department Freon Products Division 1007 Market Street Wilmington, DE 19898
Insulation Tubing B7444-3-2-16B	Commercially available
Sealant 0151	Hysol Division The Dexter Corporation 211 Franklin Street Olean, NY 14760
Sealant, Polyurethane Coating Type PC-29M	Hysol Division The Dexter Corporation 1505 East Don Julian Road P.O. Box 1282 Industry, CA 91749-1282
Humiseal Electronic Component Protective Coating IB31	Columbia Chase Corporation Humiseal Division 26-60 Brooklyn-Queens Expressway West P.O. Box 445 Woodside, NY 11377-0445
Trichloroethane Specification MIL-T-81533	Commercially available
Stiff-Bristled Fiberglass Brush	Commercially available
Epoxy Marking Ink Hysol Wornowink Series M Specification MIL-I-43553	Hysol Division The Dexter Corporation 1505 East Don Julian Road P.O. Box 1282 Industry, CA 91749-1282

Aug 1/92
Revision No. 1
Jun 29/94

Fo50-32-4
Page 6 of 6

Annexe 6: Service letter 137, Fokker Aircraft B.V.



Fokker 50

SERVICE LETTER

ATA ch. 76

137

ENGINE CONTROLS

Automatic Flight Idle Stop - Operation of the Flight-Idle Stop Solenoids during Flight.

Effectivity: All F27 Mark 050 and 0502 aircraft.

Introduction

A primary (mandatory) mechanical stop is installed in the flight compartment to prevent inadvertent movement of the power levers into the Ground (or Beta) range during flight. In addition to this, a secondary (back-up) stop is installed on each engine, this is the automatic flight-idle stop.

This Service Letter informs the operators about two issues related to the operation of the automatic flight-idle stop; Firstly the possibility that pilots may lift the ground-range selector-levers and move the power levers through the primary stop during flight. Secondly, the possibility of inadvertent operation during flight of the secondary or so called automatic flight-idle stop.

Background information/Recommendations

Primary stop (Refer to figure 1)

It has been reported that handling of the ground-range selector-levers occurs during flight, e.g. when the hand of the pilot holds the selector levers during turbulent weather conditions. This may result in the situation that the power levers pass the primary stop and now rest against the secondary stop. When the engine controls are incorrectly adjusted this may result in a propeller RPM/drag increase. When the power levers remain against the secondary stop during aircraft landing, it may not be possible to move the power levers into the Ground range due to the imposed friction.

AFM procedures recommend operation of the selector levers only after nose wheel touch-down. For this issue it is considered the operators responsibility to take action where considered appropriate.

Page	1	2	3	4															
Revision	-	-	-	-															

Dec 20/94

Fokker 50
Service Letter 137
Page 1



Fokker 50

SERVICE LETTER

Secondary stop (Refer to figure 1 and 2)

The secondary or so called automatic flight-idle stop prevents inadvertent entering of the propeller into the Ground range during flight if the ground-range selector-levers are accidentally operated. The location of this secondary stop on the engine also ensures protection after a control cable failure.

When the flight-idle stop solenoids (one on each engine) are energized, the lock-lever is withdrawn from the power levers. This makes it possible to retard the power levers into the Ground range after landing of the aircraft. During normal operation of the system, the solenoids will be energized after landing when one of the following input signals is available:

- Wheel speed-up signal (20 MPH) from the anti-skid control system
- Ground signal from the Ground/Flight relays.

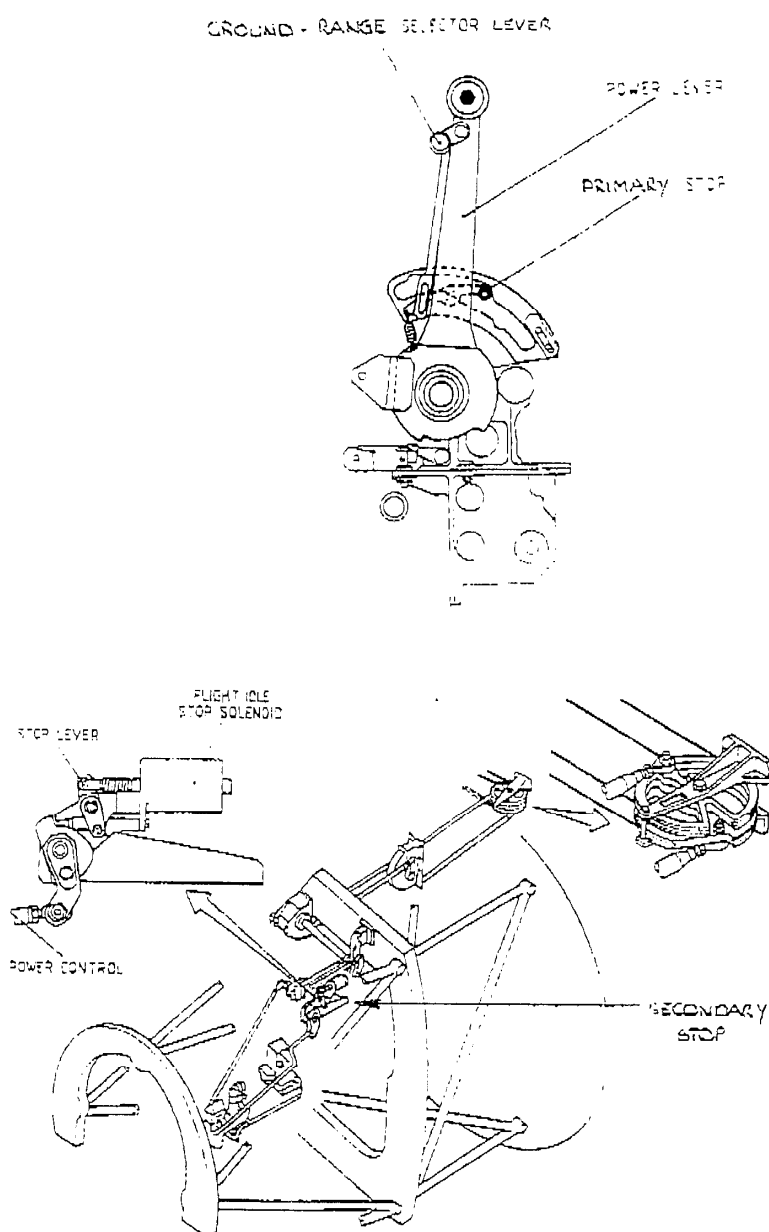
However in-service experience revealed that the flight-idle stop solenoids may also be energized, during flight, for a period of 16 seconds under the following circumstances:

1. When both the LH and RH main landing gear uplock-switches are de-energized at the exactly the same time. Although considered to be remote, this may happen during each flight when the landing gear is selected down.
The occurrence of this phenomenon can be prevented with a skid control unit modification. This modification, when incorporated, changes the partnumber of the skid control unit from 6004125 into 6004125-1 and is covered by Service Bulletin Fo50-32-4 from the vendor Aircraft Braking Systems. This modification was incorporated into anti-skid unit s/n AUG92-117 and subsequent.
2. During an operational check of the anti-skid system. The AOM recommends to perform this check before the landing when a lightning strike is experienced while the landing gear is down. Besides activation of the automatic flight-idle stop, also the rating on the ERP may change automatically to Go Around when the "Cruise rating in approach" modification is incorporated (refer to SBF50-73-010) into the aircraft. Fokker considers to include a note in the AOM which informs flight crews about this possible rating change.
3. When, during flight, the TOW switch is operated from NORMAL to TOW and back to NORMAL. There is no procedure recommended in the AOM to cycle the TOW switch during flight.



Fokker 50

SERVICE LETTER



The Automatic Flight Idle Stop
Figure 1

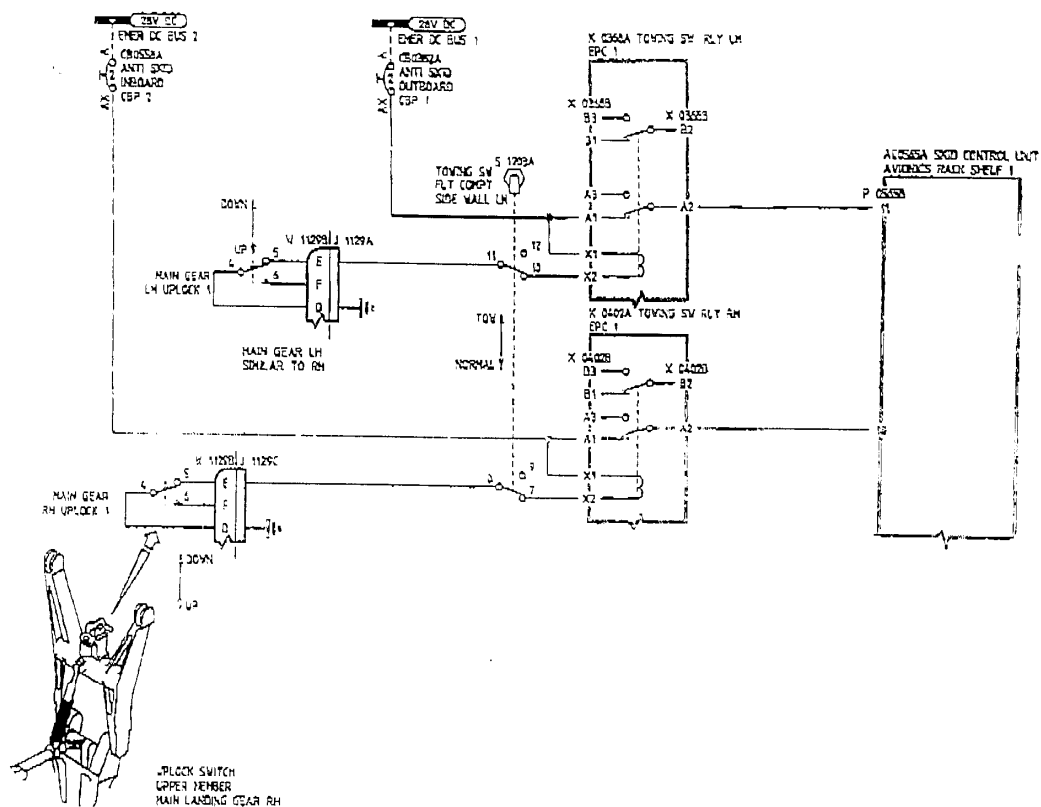
Dec 20/94

Fokker 50
Service Letter 137
Page 3



Fokker 50

SERVICE LETTER



The Anti-Skid Control System
Figure 2

Fokker 50
Service Letter 137
Page 4

Dec 20/94

Annexe 7: Service bulletin Fokker Services B.V. N° F50-32-035

LANDING GEAR

Wheels and brakes – Introduction of new ground connections for the Anti-Skid box.

1. Planning Information

A. Effectivity

- (1) F27 Mark 050, 0502 and 0604 aircraft serial numbers:

20103 thru 20335.

- (2) Production version: Not applicable.

B. Reason

- (1) Cases have been experienced of intermittent or no braking action from the normal braking system.
 Investigation has learned that this is caused by EMI disturbance signals. The EMI signals cause undesired signals in the wiring from the wheel speed sensors to the anti skid control box, which in turn could cause undesired dump-signals from the anti-skid control box. As a result of this hydraulic brake pressure will be dumped resulting in intermittent or no braking action.

This Service Bulletin is issued to inform the operators how to change the "ground" wiring to the anti skid control box.

C. Description

- (1) This Service Bulletin tells you how to:
- Remove the avionics shelf that holds the Anti-skid box.
 - Do rework on ground connections.
 - Install the shelf in the avionics rack.
 - Do the test procedures.

Page	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
Revision	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

Aug 02/99

SBF50-32-035

Page 1



D. Compliance

- (1) Recommended.

E. Approval

- (1) The technical information contained in this Service Bulletin has been approved under the authority of the JAA Design Organization Approval no. RLD.JA.001.

F. Manpower

- (1) Approximately 8 man-hours are necessary to do this Service Bulletin on 1 aircraft.

This table of manpower will help you to schedule and do this Service Bulletin:

Instructions	Men	Man-hours	Elapsed time (hours)
Inspection	-	-	-
Removal	1	1.5	1.5
Modification	1	3	3
Installation	2	3	1.5
Testing			
Total		8	6

- (2) The estimated hours are for direct labor done by experienced personnel. They are calculated based on the conditions given in the Service Bulletin Introduction, section 2.C., "Manpower".

G. Material - Cost and Availability

- (1) You can order the necessary parts as mod kit SBF50-32-035A, SBF50-32-035B or SBF50-32-035C.

H. Tooling - Price and Availability

- (1) Not applicable.

J. Weight and Balance

- (1) Weight change: none
-
- Index change: none.

K. Electrical Load Data

- (1) Not affected.

Annexe 8: Consigne de navigabilité LUX-2002-001

AIRWORTHINESS DIRECTIVE**AD : LUX-2002-001**

Grand-Duché de Luxembourg
Ministère des Transports
Direction de l'Aviation Civile
(DAC)



Applicability : Fokker F.27 Mk.050 and 0502 series airplanes; certificated in any category.

Note 1 : This AD applies to each airplane identified in the preceding applicability provision, regardless of whether it has been modified, altered, or repaired in the area subject to the requirements of this AD.

Compliance : Required as indicated, unless accomplished previously.
To prevent the selection of a lower pitch than the low pitch for flight.

Corrective actions :

1.
-LANDING GEAR SKID CONTROL SYSTEM – Control unit rework instructions in accordance with Fokker 50 Aircraft Braking Systems Service Bulletin F050-32-4 revision 1 dated 29/06/1994.
-WHEELS AND BRAKES – Introduction of new ground connections for the Anti-Skid Box in accordance with Fokker 50 Service Bulletin F50-32-035.
-ENGINE CONTROLS – Automatic Flight Idle Stop – Operation of the Flight-Idle Stop Solenoids during Flight in accordance with Fokker 50 Service Letter N°137/1994

2.
All responsible aircraft pilots have to be explicitly and expressly informed that there are certain conditions where the solenoids can be inadvertently activated in flight. The reference to the corresponding chapters in the Airplane Flight Manual (AFM) has to be noticed to the pilots.

Effective Dates

Corrective action 1 of this amendment becomes effective on January 1st, 2003.

Corrective action 2 of this amendment becomes effective on November 29, 2002.

Issued in Luxembourg, on November 29, 2002.

Airworthiness office, Direction of Civil Aviation

Annexe 9: AOF 50.028, Fokker Services B.V.



Fokker 50/60 All Operators Message

Dated : May 08, 2003

Sequence No. : **AOF50.028**
Ref. No. : TS03.52599
Page : 2 OF 3

Subject: Fokker 50 – Skid control unit modification, up-date #1.

This All Operators Message is to inform you that Service Bulletin SBF50-32-038 has been issued as a cover Service Bulletin for the ABSC SB 6004125-32-01 introducing a new modification of the Skid Control Unit to improve EMI protection and to suppress the 20 mph wheelspeed discretes during Skid Control Unit test (while retaining a previous modification), as already announced in AOF50.024.

Note: In the previous AOF the new ABSC SB was announced as SB Fo50-32-07, however, due to a new numbering system at ABSC, the subject SB got a new number:

ABSC SB 6004125-32-01

In AOF50.024 the background of the previous modification to the Skid Control Unit as well as the reason for the new modification were extensively explained.

The AOF ended with the expectation that the SB's introducing this new modification would be issued at the end of February 2003.

However, at a very late stage a shortcoming in the modification was discovered. The correction of this shortcoming caused a delay in issuing both SB's.

Fokker Services SBF50-32-038:

Fokker Service Bulletin SBF50-32-038 has been issued as a Fokker Services cover Service Bulletin requiring the accomplishment of a number of Service Bulletins to improve the Skid Control Unit.

This Service Bulletin requires the accomplishment of:

- ABSC SB 6004125-32-01
- Fokker Services SBF50-32-035

It is expected that this SB will be mandated by the CAA-NL with a compliance time of 1 year after the issue date of this SB for pre ABSC SB Fo50-32-4 units (identified as 6004125) and 1,5 year for post ABSC SB Fo50-32-4 units (identified as 6004125-1).

ABSC SB 6004125-32-01:

ABSC SB 6004125-32-01 has been issued to modify the Skid Control Unit electronic circuits in order to reduce the EMI susceptibility of the wheelspeed sensor input and test inputs of the Skid Control Unit. The SB also includes the modification introduced with ABSC SB Fo50-32-04 for those units which are still pre that SB.

Accomplishment of this Service Bulletin on the Skid Control Units p/n 6004125 and 6004125-1 will modify these Units into a Skid Control Unit p/n 6004125-2.

Sequence No. : **AOF50.028**
Ref : TS03.52599

Page 2 of 3

Fokker Services

Fokker Services SBF50-32-035:

Fokker Service SBF50-32-035 is an existing SB, which was already issued in Aug 1999. This SB introduces a modification of the aircraft wiring to reduce the levels of EMI on the wheelspeed sensor wiring by relocating the Skid Control Unit Signal grounds from the aircraft structure to the avionics shelf.

In conclusion:

With these modifications incorporated, abnormal braking, loss of braking at low speeds as well as unintended energizing of the flight idle stop solenoids are considered to be adequately covered.

Copies of the subject Service Bulletins are attached and also available at the Fokker Services web-site <https://www.myfokkerfleet.com> (restricted site for customers only) as an attachment to this All Operator Message.

Sincerely yours,

F.T. van de Pol
Vice President Technical Services
Fokker Services bv

Sequence No. : **AOF50.028**
Ref : TS03.52599

Page 3 of 3

Annexe 10: Service bulletin Fokker Services B.V. N° F50-32-038



Copyright All rights reserved by Fokker Services B.V. (The Netherlands). This document has been supplied by Fokker Services B.V. to its customers on a confidential basis subject to the provisions of an agreement. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than explicitly allowed by the aforesaid agreement, is not permitted except with the prior written permission of Fokker Services B.V.

LANDING GEAR

Wheels and Brakes - The Modification of the Skid Control Unit.

1. Planning Information

A. Effectivity

- (1) F27 Mark 050, 0502 and 0604 aircraft serial numbers:
20103 thru 20335.
- (2) Production version of this modification: Not applicable.

B. Reason

- (1) The Skid Control Unit has been modified to provide a solution for reported pulsating brake behavior and loss of braking at low speeds in the normal braking mode. Investigation of this behavior has shown that EMI, caused by failed components in other electronic systems and induced on the wheel speed sensor and/or test inputs of the Skid Control Unit was the cause of these problems. The modifications that are introduced provide a significant reduction of its EMI susceptibility.

The modified Skid Control Unit also provides suppression of the 20 mph wheel-speed discretes during the execution of a Skid Control System test in flight, which is recommended by the AOM to be performed after a lightning strike with landing gear down. This suppression was considered necessary because the 20 mph wheel-speed discretes activate the Ground Control Relay and Flight-Idle-Stop solenoid (for 16 sec) of the propeller control system. After modification inadvertent effects on the propeller control are eliminated.

Page	1	2	3	4													
Revision	-	-	-	-													

May 08/03

SBF50-32-038
Page 1



Service Bulletin Fokker 50/60

Copyright All rights reserved by Fokker Services B.V. (The Netherlands). This document has been supplied by Fokker Services B.V. to its customers on a confidential basis subject to the provisions of an agreement. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than explicitly allowed by the aforesaid agreement, is not permitted except with the prior written permission of Fokker Services B.V.

- (2) Aircraft Braking Systems Corporation has issued Service Bulletin 6004125-32-01 to introduce Skid Control Unit 6004125-2 with the modifications mentioned under paragraph (1) implemented.

NOTE: This new part number also includes the modifications that were introduced in Skid Control Unit with part number 6004125-1 to prevent inadvertent generation of 20 mph wheel-speed discretes during power-up at landing gear extension.

- (3) To reduce the level of EMI that may be induced on the wheel-speed sensor wiring, the ground connections of the skid control unit must also be adapted, refer to Fokker Services SBF50-32-035.

C. Description

- (1) This Service Bulletin tells you how to:
- Remove skid control unit pn 6004125 (all mods) or pn 6004125-1
 - Install skid control unit pn 6004125-2.
- (2) Before, or and the same time as, you do this SB, you must do:
- SBF50-32-035 - LANDING GEAR - Introduction of new Connections for the Skid Control Unit.

D. Compliance

- (1) Fokker Services recommends the accomplishment of this Service Bulletin within 12 months after the date of issue of this Service Bulletin if the Skid Control Unit is in a PRE ABSc Service Bulletin F50-32-4 configuration.
- (2) Fokker Services recommends the accomplishment of this Service Bulletin within 18 months after the date of issue of this Service Bulletin if the Skid Control Unit is in a POST ABSc Service Bulletin F50-32-4 configuration.

NOTE: It is expected that the CAA-NL will set the same compliance terms in the Dutch Airworthiness Directive (BLA) that will be issued with respect to this subject.

E. Approval

- (1) The technical information contained in this Service Bulletin has been approved under the authority of JAA Design Organization Approval no. RLD.JA.001.

F. Manpower

- (1) The normal time for removal/installation of the anti-skid control unit.
- (2) For the modification to the Skid Control Unit, refer to Aircraft Braking Systems Service Bulletin 6004125-32-01.

G. Material - Cost and Availability

- (1) Refer to the Aircraft Braking Systems Service Bulletin 6004125-32-01.



Service Bulletin Fokker 50/60

Copyright All rights reserved by Fokker Services B.V. (The Netherlands). This document has been supplied by Fokker Services B.V. to its customers on a confidential basis subject to the provisions of an agreement. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than explicitly allowed by the aforesaid agreement, is not permitted except with the prior written permission of Fokker Services B.V.

H. Tooling - Price and Availability

- (1) Not applicable.

I. Weight and Balance

- (1) Weight change: None
Index change: None.

J. Electrical Load Data

- (1) Not affected.

K. References

- (1) Fokker 50/60 Aircraft Maintenance Manual (AMM)
Fokker 50/60 Service Bulletin (SB):
 - SBF50-32-035
 Aircraft Braking Systems SB:
 - F50-32-4
 - 6004125-32-01
 Fokker internal reference(s):
 - ECR 52588.

L. Publications Affected

- (1) This SB affects the publications listed below:

(a) Maintenance Documentation

- Fokker 50/60 Wiring Manual (WM) - chapter 32-45
- Fokker 50/60 Illustrated Parts Catalog (IPC) - chapter 32-45.

NOTE: See attached Manual Change Notification MCNM F50-045.

(b) Maintenance Programs

Not affected.

(c) Operational Documentation

Not affected.

- (2) For incorporation of this Service Bulletin in your documentation refer to the Service Bulletin Introduction, section 4 "Incorporation of Service Bulletins in Documentation of Fokker Services".

May 08/03

SBF50-32-038
Page 3



Service Bulletin Fokker 50/60

Copyright All rights reserved by Fokker Services B.V. (The Netherlands). This document has been supplied by Fokker Services B.V. to its customers on a confidential basis subject to the provisions of an agreement. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than explicitly allowed by the aforesaid agreement, is not permitted except with the prior written permission of Fokker Services B.V.

2. Accomplishment Instructions

- A. Remove skid control unit pn 6004125 (all mods) or pn 6004125-1 (Refer to the AMM, chapter 32-45-01).
- B. Send the removed unit to an approved workshop for modification (Refer to Aircraft Braking Systems Service Bulletin 6004125-32-01).
- C. Install the modified skid control unit (Refer to the AMM, chapter 32-45-01). Use:
- 1 Skid Control Unit pn 6004125-2.
- D. Do the Operational Test of the Anti-Skid System (Refer to the AMM, chapter 32-45-00).

3. Material Information

This part is necessary to do this Service Bulletin on 1 aircraft:

<u>New Part Number</u>	<u>Qty</u>	<u>Keyword</u>	<u>Old Part Number</u>	<u>Instructions/ Disposition</u>
6004125-2	1	Unit, skid control	6004125 (all mods) or 6004125-1	Modification *

NOTE*: Send the unit to an approved workshop for modification (Refer to the Aircraft Braking Systems Service Bulletin 6004125-32-01).

Annexe 11: Service bulletin ABSC N° Fo50-6004125-32-01

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS
Corporation

SERVICE BULLETIN

Subject: LANDING GEAR - SKID CONTROL SYSTEM

INTRODUCTION OF SKID CONTROL UNIT ASSEMBLY 6004125-2

SECTION I - PLANNING INFORMATION

1. **EFFECTIVITY:** This Service Bulletin is applicable to Skid Control Unit Assemblies 6004125 and 6004125-1 used on the F27 MK050 (Fokker 50) Aircraft.
2. **CONCURRENT REQUIREMENTS:** Incorporation of Service Bulletin Fo50-32-4, Revision 1, dated 29 June 1994, to modify 6004125 Skid Control Unit to 6004125-1 Skid Control Unit.
3. **REASON:** This Service Bulletin is issued to inform operators of the new Skid Control Unit 6004125-2. It provides instructions to return existing control units to Aircraft Braking Systems Europe Limited (ABSEL) for modification of the 6004125 and the 6004125-1 control unit assembly into Skid Control Unit 6004125-2.

ABSC has received reports of degraded braking caused by too much antiskid activity. The cause is electromagnetic interference (EMI) from other avionics systems. EMI is conducted into the skid control unit through the aircraft wiring. This may cause incorrect antiskid activity, resulting in degraded braking. While the skid control unit is designed to reject a limited amount of EMI, aging effects on some aircraft have increased EMI radiation to the extent that normal antiskid operation can be affected.

In addition to the EMI hardening of Skid Control Units 6004125 and 6004125-1, the unit will be modified to disable the Wheel Speed Discrete circuit relays during manual application of the "Built-In-Test (BIT)" push button. "BIT" can be applied from the front panel test button or remotely from the cockpit if a Skid Control Unit is installed on the aircraft.


4. **DESCRIPTION:** This Service Bulletin notifies operators of the availability of the new Skid Control Unit 6004125-2 for use on the Fokker 50 aircraft.

One difference between Skid Control Unit Assemblies 6004125-1 and 6004125-2 is a hardware change to the wheel speed and built-in-test (BIT) circuits on the two (2) Control Board Subassemblies 6004384-2. The modified control board subassemblies will have the new part number 6004384-3.

A second difference is that the Auxiliary Printed Wiring Board (AUX Board) is also modified to disable the relays that control the Wheel Speed Discrete Circuit during manual application of the "Built-In-Test (BIT)". Additional hardware components from the BIT initiate switch will disable the discrete circuit when the BIT test switch is closed.

Inclusion of additional hardware will harden the noted modifications to EMI. Pins are added to the AUX Board connectors in the Control Unit Chassis. Two wires are added to the chassis wire harness to connect the new AUX Board connector pins to the BIT switch on the front panel of the chassis. The AUX Board will have the new part number 6004386-2.

May 07/03

(RELEASED: 05/07/03 )
© ABSC 2003 ALL RIGHTS RESERVED

Fo50
6004125-32-01

Page 1 of 3

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS
Corporation

5. COMPLIANCE: Refer to Fokker Services SBF50-32-038 for compliance instructions. This SB can be accomplished by returning the units to ABSEL to incorporate the necessary changes. To schedule the return of your units, please contact Customer Support after 14 March 2003 at the following address:

Aircraft Braking Systems Europe Limited
683-685 Stirling Road
Slough, Berkshire, England SL1 4ST
Phone: 44-1-753-696-006
Fax: 44-1-753-696-012
Telex: 846695-ABSEL-G
Sita: LHRLLCR
Reference ABSC Service Bulletin 6004125-32-01

6. APPROVAL: Compliance with this Service Bulletin does not alter FAA Parts Manufacture Approval (PMA) conformance. Fokker Services has approved this Service Bulletin.
7. MANPOWER: None.
8. WEIGHT AND BALANCE: No Effect.
9. ELECTRICAL LOAD DATA: No Effect.
10. SOFTWARE ACCOMPLISHMENT SUMMARY: Does not apply.
11. REFERENCE(S):
- A. AP-647 (32-47-52) Component Maintenance Manual for Skid Control Unit Assembly Part Numbers 6004125 and 6004125-1 (basic issue dated 14 February 1986), Revision No. 5 dated 28 June 1995.
 - B. Fokker 50 Service Bulletin Fo50-32-4, Revision 1, dated 29 June 1994.
12. OTHER PUBLICATIONS AFFECTED: Does not apply.
13. INTERCHANGEABILITY AND INTERMIXABILITY: Does not apply.

SECTION II - MATERIAL INFORMATION

1. MATERIAL - Price and Availability: The cost to modify to Skid Control Unit Assembly 6004125-2 is \$3,750.00 each for units modified through 31 December 2003. See COMPLIANCE on this page for returning antiskid control units.

May 07/03

Fo50
6004125-32-01
Page 2 of 3

AIRCRAFT BRAKING SYSTEMS
Corporation2. MATERIAL - Necessary Materials:

A. The parts necessary to do the changes given in this Service Bulletin are as follows:

New Part Number	Nomenclature	Old Part Number	Quantity	Disposition
6004125-2	SKID CONTROL UNIT ASSEMBLY	6004125 or 6004125-1	1	Return to manufacturer for modification

3. TOOLING - Price and Availability: Does not apply.SECTION III - ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

A. The modifications specified by this Service Bulletin cannot not be done by the operators. Return all skid control units to Aircraft Braking Systems Corporation for modification as told in COMPLIANCE in SECTION I - PLANNING INFORMATION.

May 07/03

Fo50
6004125-32-01
Page 3 of 3

Annexe 12: Fokker Services B.V. MCNM-50-045



MCNM-F50-045

- Subject : The Modification of the Skid Control Unit .
- Reason : This MCN is issued to provide you with the changes on the content(s) of the affected manual(s), due to the introduction of SBF50-32-038.
- Effectivity : F27 Mark 50 , 0502 and 0604 aircraft serial numbers: 20103 thru 20335.
- Compliance : Once you have determined the applicability of this MCN for one or more of your aircraft, incorporate this information into the applicable manual(s).
- Publications : The Illustrated Parts Catalog (IPC)
Affected : The Wiring Manual (WM)
- Change Note : **IPC**
Chapter 32-45-00 Fig. 01 ANTI-SKID SYSTEM
To be updated to show the new part number 6004125-2 of the modified Skid Control Unit (Refer to ABS SB6004125-32-01).
- Change Note : **WM**
Part 1, Equipment List, series PL
To be updated to show the new part number 6004125-2 of the modified Skid Control Unit (Refer to ABS SB6004125-32-01).

NOTE : If you have a Documentation Revision Service (DRS) with Fokker Services, this information will be included into your manuals at the earliest opportunity.

May 08/03

MCNM F50-045
Page 1 of 1

Annexe 13: Consigne de navigabilité LUX-2003-001

AIRWORTHINESS DIRECTIVE

AD : LUX-2003-001

Grand-Duché de Luxembourg
Ministère des Transports
Direction de l'Aviation Civile
(DAC)



Applicability : Fokker F.27 Mk.050 and 0502 series airplanes; certificated in any category.

Note 1 : This AD applies to each airplane identified in the preceding applicability provision, regardless of whether it has been modified, altered, or repaired in the area subject to the requirements of this AD.

Compliance : Required as indicated, unless accomplished previously.

Corrective action

-LANDING GEAR - SKID CONTROL SYSTEM – Control unit rework instructions in accordance with Aircraft Braking Systems Corp. Fokker 50 Service Bulletin ABSC SB 6004125-32-01 dated 07/05/2003.

-WHEELS AND BRAKES – THE MODIFICATION OF THE SKID CONTROL UNIT – Skid Control Unit modification to reduce the EMI susceptibility of the windspeed sensor input and test inputs of the Skid Control Unit and suppression of the 20 mph wheelspeed discretes in accordance with Fokker 50 Service Bulletin SBF50-32-038 dated 08/05/2003.

Reference

-Fokker All Operators Message AOF50.028 - Fokker 50 – Skid Control Unit modification, up-date #1 dated 08/05/2003.

-Fokker Manual Change Notification MCNM F50-045 – New part number 6004125-2 of the modified Skid Control Unit dated 08/05/2003.

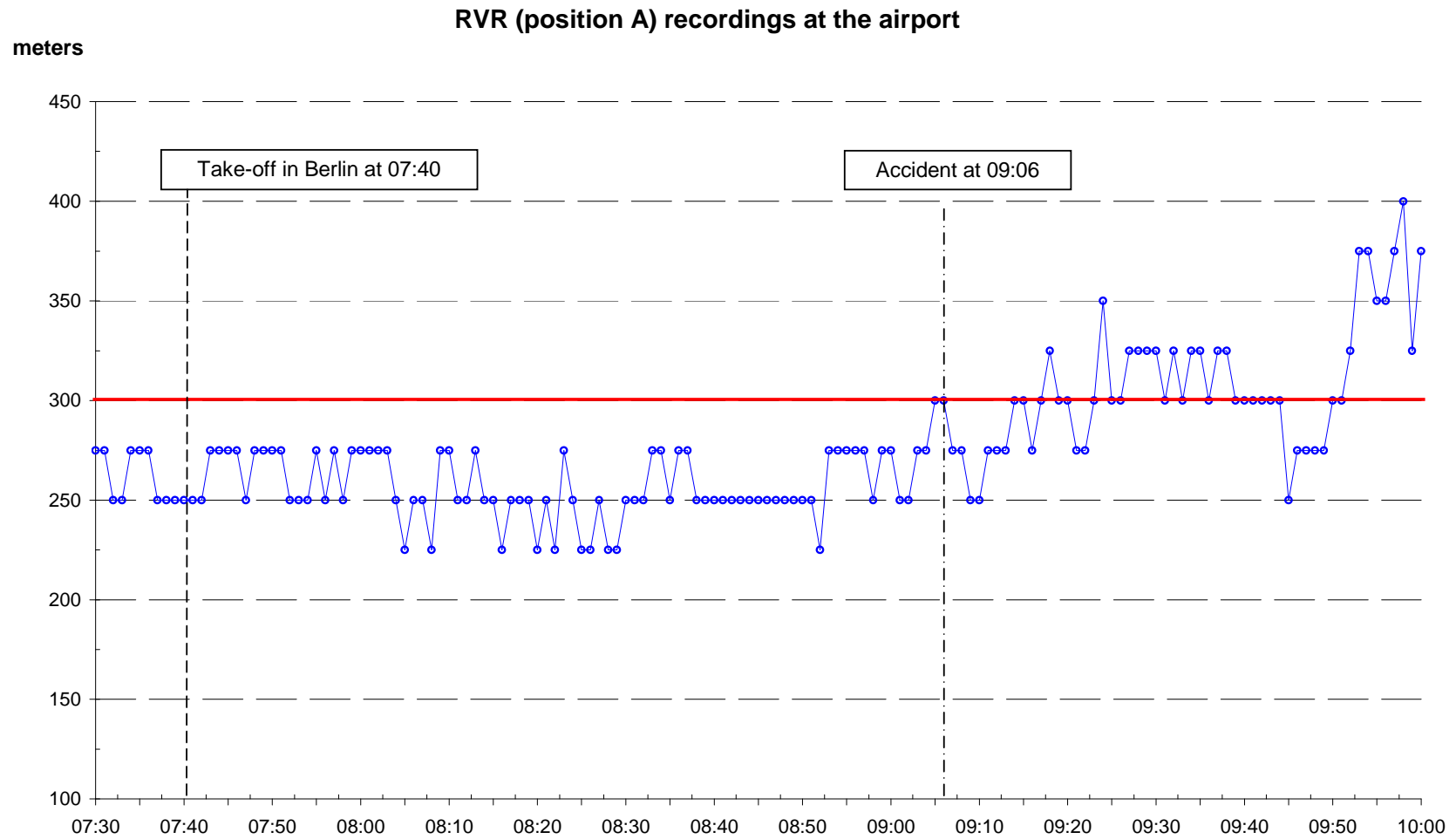
Effective Dates

This amendment becomes effective on November 1st, 2003.

Issued in Luxembourg, on May 12, 2003.

Airworthiness office, Civil Aviation Authority.

Annexe 14: Valeurs RVR (révisée)



Annexe 15: Extraits de l'AOM de Luxair– Opérations tous temps (faible visibilité)

F50 - NORMAL PROCEDURES

sheet 25

2.3.20 LOW VISIBILITY OPERATIONS**100 GENERAL**

Special aircraft and ground equipment are required as well as specific crew qualification.

Training for low visibility take-off and Cat II approaches will be performed in accordance with the Operations Manual Part D. Crew qualifications required and basic procedures are detailed in the Operations Manual Part A, General Basics, chapter 5 and chapter 8.4 respectively.

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

Because the barometric altimeter is not used for the determination of the landing minimum, there is no requirement to perform an altimeter check for Cat II approaches. The outer marker check must however be made.

Below 500 ft, the radio altimeter becomes the primary instrument to measure the height of the aircraft in relation to the ground.

Early detection of pilot incapacitation during low visibility approaches is utmost important.

The pressure altimeter bug shall be set to 500 ft above TDZ elevation rounded up to the nearest 20 ft.

The periodic practice of real or simulated low visibility approaches is a requirement.

NOTE: Due to the steep rising terrain in Luxembourg RWY 24, the barometric altimeter has to be used down to an altitude of 300 ft AAL. The altimeter bug will nevertheless be set to 1720 ft, **but** the "+200 – no flag" call shall be made passing 1520 ft on the barometric altimeter. Only now the radio altimeter becomes the primary altitude readout instrument.

200 OPERATIONAL REVIEW

To conduct actual Cat II approaches, both pilots must be qualified.

Prior to starting the approach (preferably before top of descent), check the Notams, airport status and Company minima.

Check the aircraft maintenance status.

For Cat II, the wind limits are:

- Total wind: 20 kts
- Crosswind component: 15 kts
- Tailwind component: 10 kts
- No gust, no shear

300 TASK DISTRIBUTION FOR CAT II APPROACHES

For Cat II (or monitored approaches in general), the F/O flies the aircraft through the A/P and the Commander lands the aircraft, if sufficient visual references are available at minima.



Rev 2: 15 Nov 00

A.O.M. F 2.3

F50 - NORMAL PROCEDURES

sheet 26

400 CALLOUTS DURING A CAT II APPROACH

The basic operational callouts described above for Cat 1 ILS approaches remain valid for Cat II, with the following exceptions:

- No altimeter check
- Additional callout performed at 500 feet above TDZ.

The F/O is acting as PF during approach till minimum, where the Commander takes over control of the aircraft if visual references are sufficient.

PF (F/O)	PNF
	Ann.: « LOC ALIVE »
Ann.: « CHECKED »	
At Loc capture, ann.: « LOCALIZER CAPTURE, SET MISSED APP. HEADING »	Sets and ann.: « CHECKED - MISSED APP. HEADING SET »
	Ann.: « GLIDE ALIVE »
Ann.: « CHECKED »	
At glide capture, ann.: « GLIDE CAPTURE, SET MISSED APP. ALTITUDE »	Sets and ann.: « CHECKED - MISSED APP. ALTITUDE SET »
Passing the OM or equivalent, ann.: « OUTER MARKER, (VALUE READ) FEET »	If satisfied, ann.: « CHECKED »
When passing 500 ft AAL call: « 500 FEET »	Call: « CHECKED »
200 ft above DA, call out: « + 200, NO FLAGS »	Confirms, ann.: « CHECKED »
100 ft above DA: « APPROACHING MINIMUM »	Call out: « CHECKED »
At DA, call out: « MINIMUM »	
<p>If the required visual references have been established, the Commander takes over control of the aircraft and announces: « LANDING ».</p> <p>The F/O answers « MONITORING », keeps "head down", monitors the flight path on instruments and calls out any deviations. At 50 ft RA, callout « 50 FEET ».</p> <p>The Commander disconnects the A/P and announces: « DISCONNECTED ».</p>	
<p>If no visual references at DH, the Commander calls out: « GO AROUND », the F/O answers « GO-AROUND, FLAPS 10 » and performs the missed approach procedure.</p>	

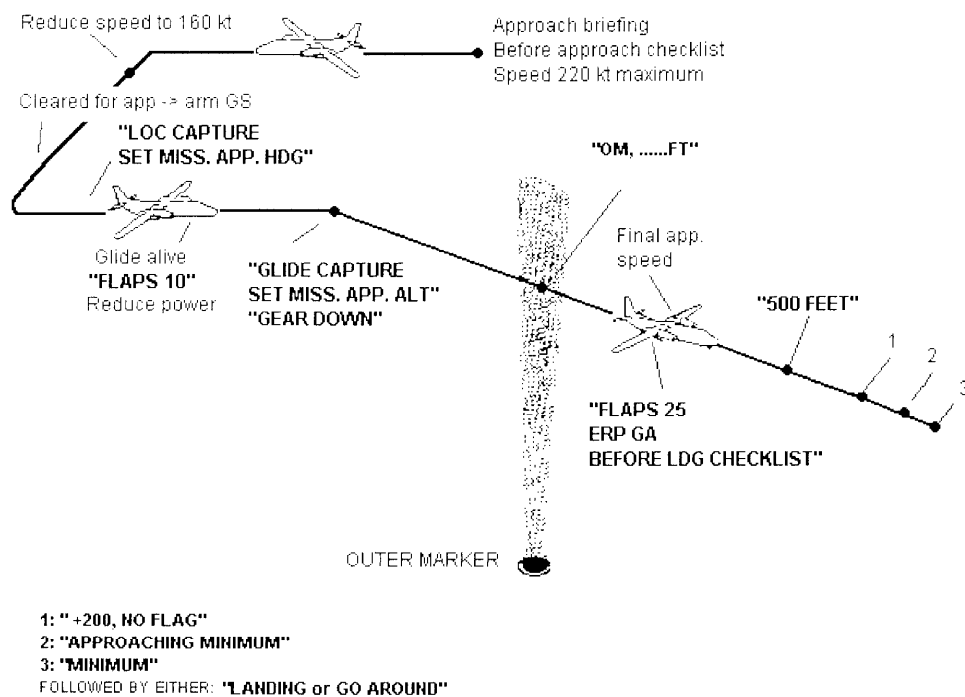


Rev 1: 10 May 00

F50 - NORMAL PROCEDURES

sheet 27

500 CAT II ILS PROFILE



Annexe 16: Plan horizontal de la trajectoire

Extraits de l'enregistrement ATC

Contrôle d'approche radar

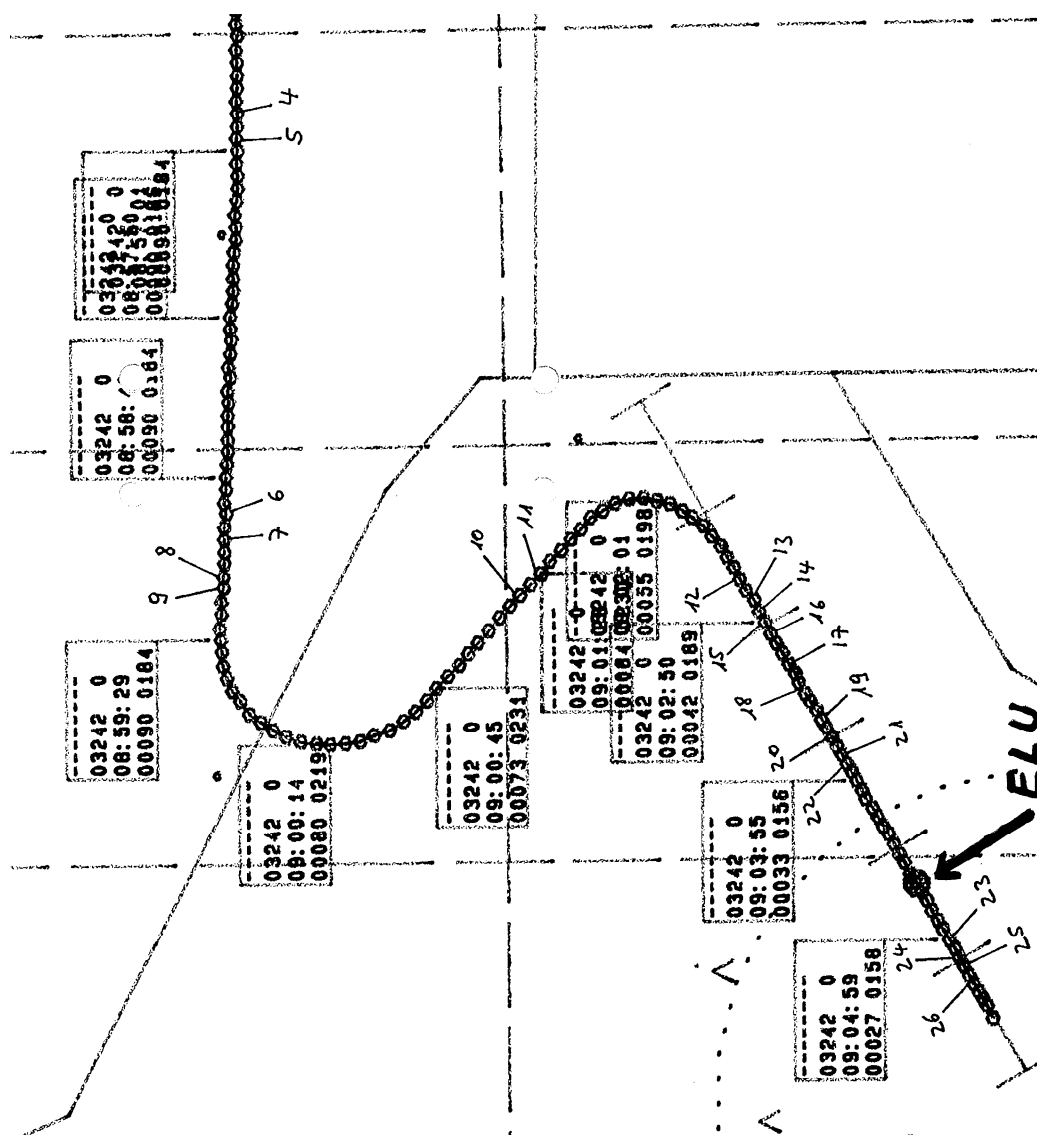
Frequency 118.900

Points	Time in UTC	From	To	Communications
1	08:52:38	LGL9642	APP	Luxembourg Radar gudde Muergen Luxair nine six four two, descending flight level nine zero, uh, on course to..., Diekirch.
2	08:52:47	APP	LGL9642	Luxair niner six four two enter Diekirch holding at flight level niner zero it will be vectors later on for an I_L_S approach category two on two four. Q_N_H is one zero two tree current R_V_R beginning two five zero on mid section two seven five, stop end two two five.
3	08:53:05	LGL9642	APP	That's all understood, uh, Luxair nine seven, correction nine six four two.
4	08:54:44	LGL9642	APP	And Luxair nine six four two is reducing speed to one sixty.
5	08:54:47	APP	LGL9642	Roger nine six four two.
6	08:58:48	APP	LGL9642	Luxair niner six four two descend to tree thousand feet on one zero two tree turn left heading ...one tree zero.
7	08:58:57	LGL9642	APP	Descending tree thousand feet on Q_N_H, uh, one zero two tree and say again the heading?
8	08:59:04	APP	LGL9642	One tree zero.
9	08:59:07	LGL9642	APP	Uh, left heading one tree zero Luxair nine six four two.
10	09:01:21	APP	LGL9642	Luxair niner six four two turn right heading two two zero to intercept. Cleared for approach, report established on the localizer.
11	09:01:30	LGL9642	APP	Right heading two two zero and, uh, cleared approach and we call you established on the localizer nine six four two.
12	09:02:30	LGL9642	APP	Luxair nine six four two is now established on the localizer.
13	09:02:34	APP	LGL9642	Luxair niner six four two contact tower one one eight decimal one Äddi.
14	09.02.39	LGL9642	APP	Eighteen one nine six four two. Äddi

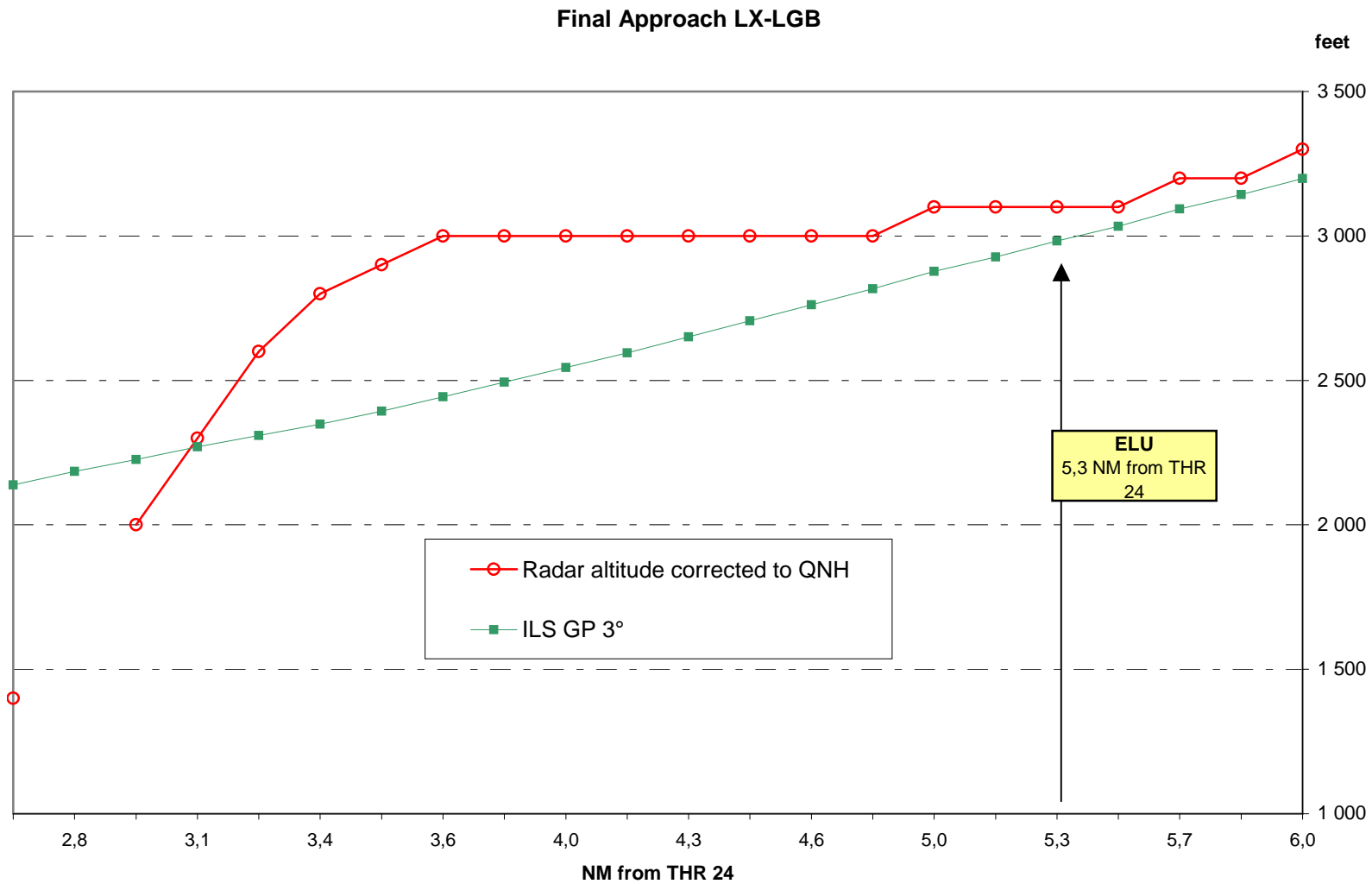
Tour de contrôle

Frequency 118.100

Points	Time in UTC	From	To	Communications
15	09:02:48	LGL9642	TWR	Tuerm gudde Muergen Luxair nine six four two is, uh, established I_L_S two four
16	09:02:54	TWR	LGL9642	Luxair nine six four two gudde Muergen, continue approach the wind is calm R_V_R beginning two five zero meters mid section two five zero meters stop end two two five meters.
17	09:03:07	LGL9642	TWR	Uh, that's copied Luxair nine six four two, but we need tree hundred meters for the approach.
18	09:03:16	TWR	LGL9642	Nine six four two copied, uh, so continue approach I keep you advised. We didn't have tree hundred, uh, during the last, uh, time.
19	09:03:25	LGL9642	TWR	Uh, roger nine six four two we keep you advised. We're proceeding to Elu now and, uh, standing by, nine six four two.
20	09:03:35	TWR	LGL9642	Roger and we have, uh, zero degrees wind, uh.
21	09.03.40	TWR	LGL9642	Correction zero knots.
22	09:03:43	LGL9642	TWR	Roger.
23	09:04:59	TWR	LGL9642	Luxair nine six four two R_V_R tree hundred meters two seven five meters stop-end two seven five meters.
24	09:05:03	LGL9642	TWR	Nine six four two roger, so we continue.
25	09:05:07	TWR	LGL9642	Nine six four two you are cleared to land, wind one eight zero degrees five knots.
26	09:05:11	LGL9642	TWR	Cleared to land, uh, nine six four two



Annexe 17: Coupe verticale de la trajectoire



Annexe 18: CVR Essais complémentaires



**Accident
survenu le 6 novembre 2002
en approche de l'aéroport
de Luxembourg
au Fokker 50
immatriculé LX-LGB
exploité par Luxair**

*Accident
occurred on November 6, 2002,
on approach to
Luxembourg Airport
to the Fokker 50
registered LX-LGB
operated by Luxair*

***RAPPORT D'EXPLOITATION DU CVR Essais
complémentaires***

Cockpit Voice Recorder REPORT: Additional tests

CVR - 2002 - BVD - 03

1	CIRCONSTANCES / <i>CIRCUMSTANCES</i>	150
2	ENREGISTREURS / <i>RECORDERS</i>	150
3	ESSAIS COMPLEMENTAIRES / <i>ADDITIONAL TESTS</i>	150
3.1	PROTOCOLE / <i>PROTOCOL</i>	151
3.2	ENVIRONNEMENT SONORE / <i>ACOUSTIC ENVIRONMENT</i>	152
3.3	ÉCHANTILLONS ENREGISTRÉS / <i>RECORDED SAMPLES</i>	153
3.4	IDENTIFICATIONS ET ANALYSES / <i>IDENTIFICATION AND ANALYSES</i>	154
3.4.1	09 h 04 min 58 s : "Bruit de sélecteur similaire au déplacement du Ground Idle Stop" / "Sound similar to the operation of the Ground Idle Stop Selector"	157
3.4.2	09 h 05 min 00 s : "Bruit similaire au soulèvement des Ground Range Selector" / "Sound similar to the lifting of the Ground Range Selector"	160
3.4.3	09 h 05 min 09 s : "Bruit similaire à la manoeuvre de la commande des flaps" / "Sound similar to the operation of flaps control"	162
3.4.4	09 h 05 min 11 s : "Bruit similaire à l'activation des Taxi Lights" / "Sound similar to Taxi Lights being switched on"	164
3.4.5	09 h 05 min 19 s : "Bruit" / "Noise"	164
3.4.6	09 h 05 min 21 s : "Bruit similaire à la manoeuvre de la commande des flaps" / "Sound similar to the operation of flaps control"	168
3.4.7	09 h 05 min 27 s : "Bruit" / "Noise"	169
4	CONCLUSIONS	170

1 CIRCONSTANCES / CIRCUMSTANCES

Le 6 novembre 2002 à 9h05 UTC, un Fokker 50 exploité par Luxair immatriculé LX-LGB s'écrase lors de son approche sur l'aéroport de Luxembourg peu après s'être établi en finale ILS 24.

On November 6, 2002 at 9.05 UTC time, a Fokker 50 operated by Luxair and registered LX-LGB crashes during the approach to Luxembourg just after establishing on ILS 24.

2 ENREGISTREURS / RECORDERS.

Le Fokker 50 était équipé de deux enregistreurs de vol :

The aircraft was equipped with two flight recorders:

	DFDR	CVR
Model	Fairchild F800	Fairchild A100A
Part number (P/N)	17M-800-251	93-A100-80
Serial number (S/N)	3672	56866




Les enregistreurs ont été lus le 7 novembre 2002 par un enquêteur technique du BEA (CF Rapport d'Exploitation des Enregistreurs).

The Flight recorders were read out on November 7, 2002, at the BEA (See Flight Recorders Report).

3 ESSAIS COMPLEMENTAIRES / ADDITIONAL TESTS

Le rapport d'exploitation des enregistreurs concluait sur la nécessité de réaliser des essais complémentaires avec l'aide de la compagnie. Ces essais ont été effectués entre le 31 mars et

le 1er avril 2003 à Luxembourg avec des membres de la commission d'enquête, assistés par un pilote de Fokker 50.

Leur but est de pouvoir valider les hypothèses émises lors de la transcription des bruits et alarmes présents sur le CVR de l'avion accidenté.

The flight recorders report concluded there was a need to proceed with additional tests with the assistance of the Airline. These tests were performed between March 31st and April 1st, 2003, in Luxembourg with members of the investigation commission, assisted by a Fokker 50 pilot.

The aim was to validate the hypotheses based on the transcription of the noises and alarms recorded on the CVR.

Protocole / Protocol

Afin de pouvoir recréer des conditions similaires au vol de l'accident, plusieurs séries d'essais ont été réalisées :

- Le même type d'enregistreur (un A100-A à bande magnétique) était utilisé sur tous les avions ayant servis aux tests. C'est également ce type d'enregistreur qui équipait l'avion accidenté.
- Un vol a été fait sur le Fokker 50 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 essais ont été enregistrés dans le Fokker 50 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 opérant 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.

In order to reproduce similar conditions to those during the accident, several tests were performed:

- *The same type of CVR (a magnetic tape A100-A) was used on every aircraft used to perform the tests. This was also the type of CVR installed on the crashed aircraft.*
- *A Luxair Fokker 50 registered LX-LGC flew from Paris to Luxembourg with a safety investigator present in the cockpit.*

- *Following this flight, the CVR was removed from the aircraft for read out and analysis of noises and alarms.*
- *The same aircraft was used for a ground recording of the tests.*
- *Finally, the same tests were recorded in the Fokker 50 LX-LGD on the ground in order to compare the results with a wider range of aircraft.*
- *During the tests, the air conditioning was turned on to recreate the main background noise generally heard on CVRs.*
- *Tests were performed several times on each aircraft in order to compare the transcribed noises with several samples.*

Environnement sonore / Acoustic environment

Les essais ayant été réalisés au sol, il n'y a aucun bruit aérodynamique ni de bruit de moteur. Cette différence n'entame cependant en rien la validité des résultats car les bruits aérodynamiques sont des bruits large bande que l'on retrouve sur tout le spectre. Ils ne modifient pas la signature spectrale du bruit étudié. Les moteurs de l'avion quant à eux ont une signature spectrale connue que l'on peut donc discriminer par rapport au bruit analysé.

Since the tests were carried out on the ground, there were neither aerodynamic noises nor engine noises. This difference, though, does not affect the validity of the results in so far as aerodynamic noises have a broad-band signature visible on the whole analysed spectrum. Thus, they do not modify the spectral signature of the analysed noise. Regarding the aircraft's engines, their signature was known and could thus be discriminated from the targeted noise.

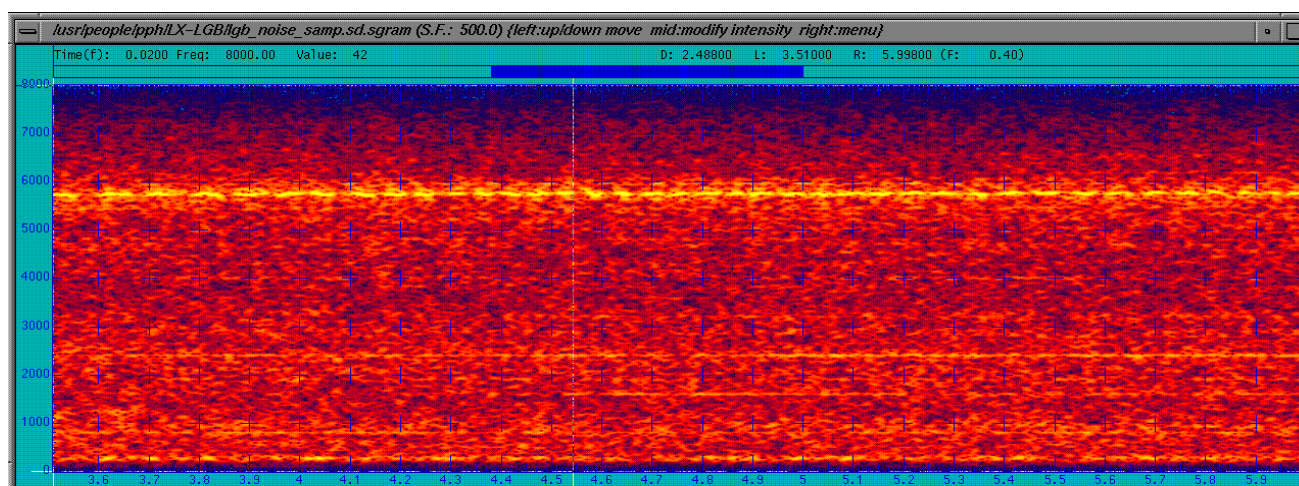


Fig. 1: Représentation Temps – Fréquence du bruit de fond du LX-LGB en vol. Time – Frequency representation of the background noise on LX-LGB in flight.

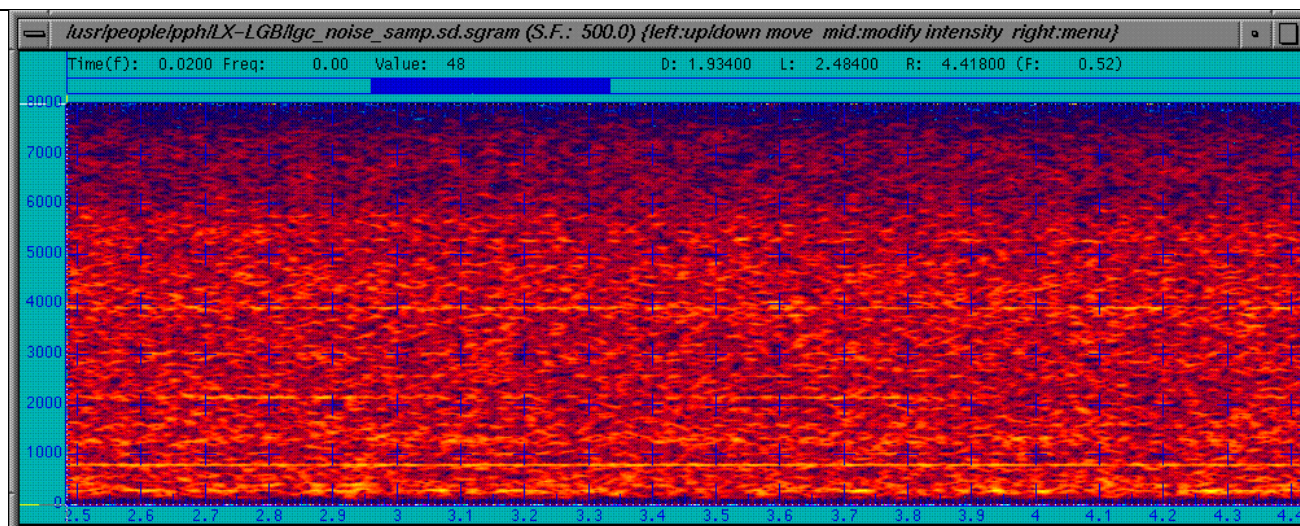


Fig. 2: Représentation Temps – Fréquence du bruit de fond du LX-LGC au sol. Time – Frequency representation of the background noise on LX-LGC on the ground.

Comme l'illustrent les deux figures précédentes, le LX-LGB (fig. 1) présente un signal plus bruité que celui du LX-LGC (fig. 2). Les hautes fréquences (autour de 5700 Hz) correspondent au bruit de la turbine de l'avion. Le bruit de fond est globalement plus élevé en raison du bruit aérodynamique caractérisé par un spectre large bande.

As shown in the previous figures, LX-LGB in flight (Fig.1) shows a signal with more noise than on LX-LGC on the ground (fig.2). Higher frequencies (around 5,700 Hz) match with the turbine noise whereas the global background noise has a wide range spectrum, consistent with aerodynamic noise.

Échantillons enregistrés / Recorded Samples

La liste suivante recense une sélection de bruits générés dans le poste de pilotage du Fokker 50. Cette sélection a été faite en concertation avec les membres de la commission d'enquête.

The following list summarizes a selection of noises and alarms generated in the cockpit of the Fokker 50. This selection has been done with the members of the investigation commission.

- Manœuvre de la commande des volets / *Flap selector operation,*
- Manœuvre de la manette des gaz / *Throttle operation,*
- Déplacement du siège dans 3 directions / *Seat motion in 3 directions,*
- Utilisation des accoudoirs / *Use of armrest,*
- (Dés)-activation des Taxi lights / *Taxi lights switching,*
- (Dés)-activation des Landing lights / *Landing lights switching,*
- (Dés)-activation de la Compass light / *Compass light switching,*
- (Dés)-activation du voyant cabine "Seat Belts On" / *"Seat Belts On" light switching,*
- Génération de l'alarme GPWS / *GPWS alarm generation,*
- Génération du Double et Triple Chime / *Double and Triple Chime generation,*
- Mouvements d'objets en poste / *Objects moving in the cockpit,*
- Ouverture et fermeture de la porte / *Door opening and closing.*

Identifications et analyses / Identification and analyses

Les paragraphes suivants rapportent les résultats des essais et les analyses de comparaison des signaux entre l'enregistrement du CVR accidenté et les enregistrements des essais. La méthodologie employée sera décrite en détail dans l'exemple suivant, les autres identifications reprenant le même principe. Ces identifications suivront l'ordre dans lesquels les bruits ont été transcrits, i.e. chronologiquement.

The following paragraphs report the results of the tests and comparison analyses between the recording of the accident CVR and the tests recording. A first example will be thoroughly explained, the other identifications following the same principle. The noises and alarms identification will follow the order in which they were transcribed, i.e. chronologically.

Exemple de l'identification de l'activation des *Taxi Lights* / *Taxi Lights Identification example:*

Afin de valider le bruit transcrit, l'analyse spectrale de ce dernier est comparée avec celles des différents essais enregistrés dans les autres avions. Pour accroître les probabilités et la fiabilité des identifications, il convient d'en comparer plusieurs aspects.

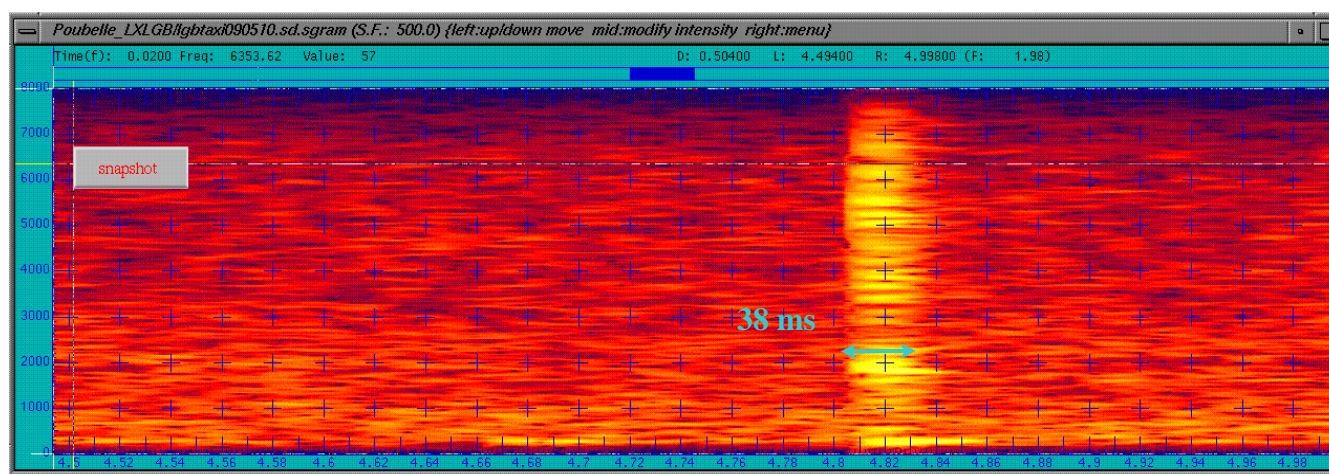


Fig. 3: Représentation Temps – Fréquence du bruit transcrit. Time – Frequency representation of the transcribed noise.

La figure ci-dessus représente le bruit enregistré sur le CVR de l'accident et transcrit comme l'activation des taxi lights. La figure suivante représente un enregistrement du bruit généré par l'activation des taxi lights lors des essais au sol.

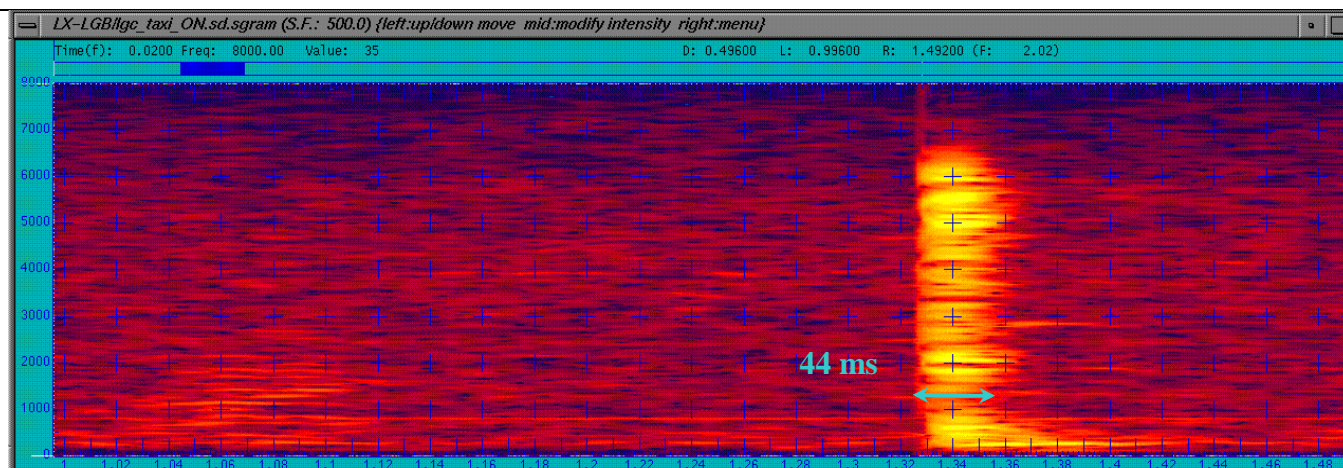


Fig. 4: Représentation Temps-Fréquence du bruit généré. **Time – Frequency representation of the generated noise.**

Le domaine temporel : / The time domain:

L'analyse du signal dans ce domaine consiste à mesurer la durée du signal global et sa cadence si le bruit se décompose en plusieurs parties.

The signal analysis consists in measuring the global signal duration and its cadence if the noise can be decomposed in several parts.

Dans cet exemple on a : / *In this example, we have:*

Durée du bruit transcrit / *Duration of the transcribed noise:* **38 ms**

Durée du bruit généré / *Duration of the generated noise:* **44 ms**

Le domaine fréquentiel : / The frequency domain:

L'analyse se fait ici sur la répartition des pics d'énergie selon la gamme de fréquence étudiée et sur la forme du signal. Cette dernière est définie par les durées respectives de chaque fréquence caractéristique du bruit étudié. Ainsi dans l'exemple étudié, on retrouve dans les deux représentations une composante basse fréquence plus longue que les autres fréquences. Cela est dû au montage de l'interrupteur sur le panneau supérieur du cockpit. A cet emplacement, une cavité existe sous le panneau supérieur et l'air qu'elle contient entre en vibration, expliquant cette composante basse fréquence.

The analysis is here done on the energy distribution over the range of frequencies studied and the shape of the signal. The latter is defined by the respective duration of each specific frequency of the analysed noise. Thus, in this example, both representations feature a low frequency peak longer than the other frequencies. This is due to the position of the switch on the over-head panel. At this location, a cavity exists below the panel and the air contained starts to vibrate, explaining this low frequency peak.

Les courbes ci-après constituent une coupe verticale de la représentation temps - fréquence décrite plus haut. On peut y voir à un instant donné (pris au milieu du bruit) les fréquences qui caractérisent le bruit analysé. On s'attache ici à la **répartition** des pics d'énergie pour identifier le bruit.

The graphs here-after are a vertical view of the time – frequency representation described above. They show, at a given time (taken in the middle of the noise), the frequencies that define the analysed noise. The distribution of these energy peaks is significant in identifying the noise.

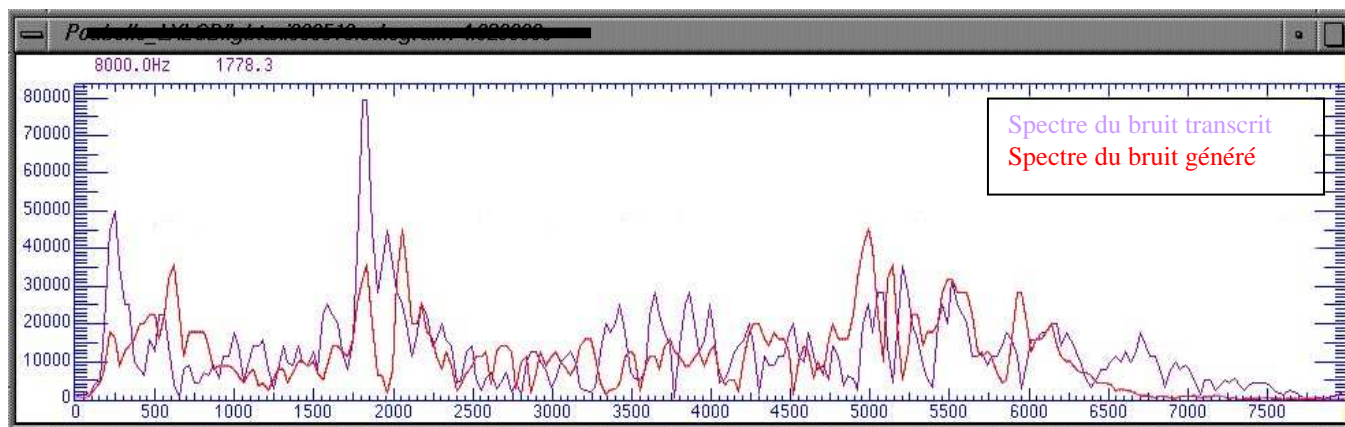


Fig. 5: Comparaison des composantes fréquentielles des bruits transcrit (en mauve) et généré (en rouge). Spectrum comparison between the transcribed noise (in mauve) and the generated noise (in red)

On retrouve les mêmes composantes fréquentielles, notamment aux basses fréquences et autour de **2000** et **5000** Hz.

As seen in figure 14, the same frequencies are visible, especially for low frequencies and around 2000 and 5000 Hz.

On conclut donc ici à l'identification positive de **l'allumage des Taxi Lights**.

*We can thus draw a positive conclusion on the identification of the **Taxi Lights turned On**.*

Par ailleurs, ces résultats sont à rapprocher de la phase de vol au cours de laquelle ces bruits interviennent et des procédures de vol qui prévoient, tous dysfonctionnements mis à part, les actions sur les instruments et manettes de l'aéronef.

Moreover, those results have to be compared with the period of the flight during which they occur and with expected flight procedures, assuming no malfunction occurred.

Enfin, il convient de prendre en compte dans ces analyses la perception de l'oreille humaine, assimilable à un puissant analyseur permettant de compiler tous les aspects précédemment développés et de reconnaître, par expérience et par simple écoute, le bruit d'un interrupteur. Ce facteur a une place importante dans l'analyse.

Finally, it should be taken into account the human perception of the hear, comparable to a powerful analyser which can compile all the previously described aspects and can recognize, by experience and through a single listening, the noise of a switch. This factor has an important part in the analysis.

Il est important de noter que dans ces analyses, il ne peut être tenu compte des intensités respectives des signaux transcrit et généré. En effet, les fonctions de contrôle automatique du gain atténuent le signal lorsque le bruit de fond est plus important afin d'éviter une saturation du signal. On ne peut donc pas raisonner sur les valeurs absolues de ces intensités.

It is important to note in these analyses that the respective intensities of the transcribed and the generated noises cannot be taken into account. Indeed, the automatic gain control functions attenuate the signal when the background noise is important in order to prevent the signal overload. We thus cannot analyse the absolute values of those intensities.

NB : Ce rapport présente les comparaisons entre un enregistrement du CVR accidenté et un enregistrement d'essai. Il convient de noter que ces analyses ont été faites pour les deux avions ayant servis aux test et permettent de confirmer que les manœuvres d'une même commande produisent sur les deux avions différents des résultats similaires

N.B.: *This report present the comparison between a recording of the accident CVR and one recording of the tests. It should be noted that these analyses were performed for both aircrafts and showed that the same command on the two different aircraft produced similar results.*

09 h 04 min 58 s : "Bruit de sélecteur similaire au déplacement du Ground Idle Stop" / "Sound similar to the operation of the Ground Idle Stop Selector"

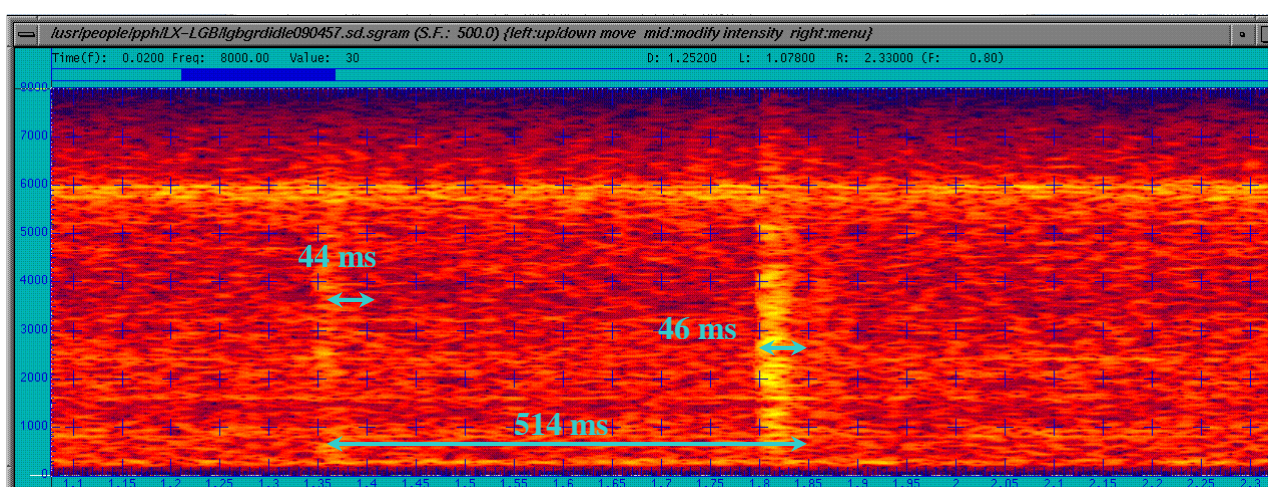


Fig. 6: Représentation Temps – Fréquence du bruit transcrit. Time – Frequency representation of the transcribed noise.

La figure précédente représente le bruit à analyser dans le domaine temps-fréquence. L'axe horizontal y représente le temps, l'axe vertical les fréquences, et un code de couleur l'énergie du signal (le bleu représentant les faibles énergies, le jaune ou blanc les plus fortes).

The previous figure represents the noise to be analysed in the time-frequency domain. The horizontal axis represents the time, the vertical axis the frequencies, and a colour code the energy of the signal (blue being the lowest energies, yellow or white the highest).

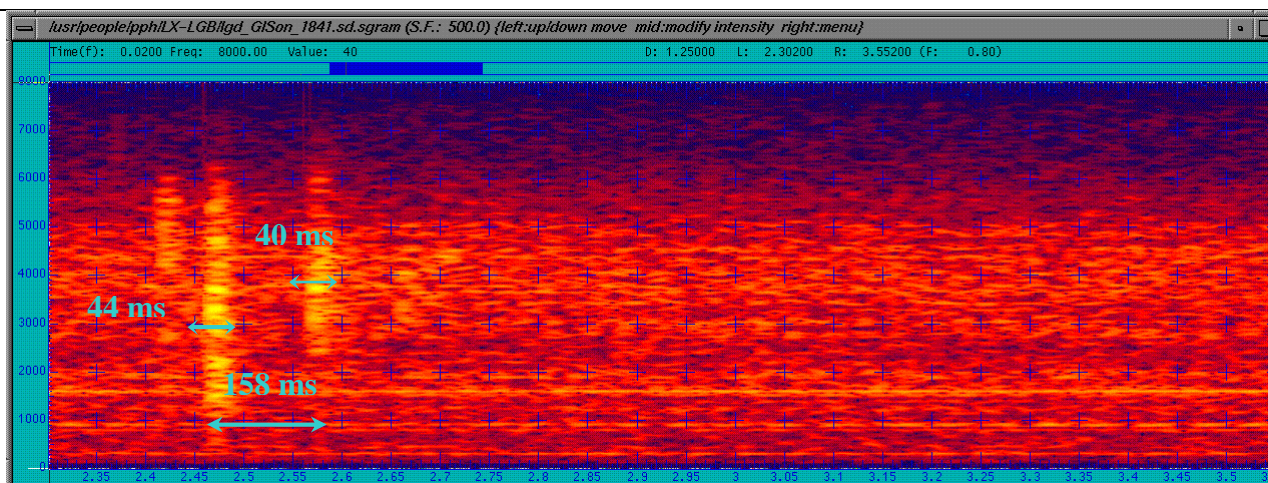


Fig. 7: Représentation Temps-Fréquence du bruit généré. Time – Frequency representation of the generated noise.

La figure précédente représente le bruit du déplacement du Ground Idle Stop vers la position OFF, dans le domaine temps- fréquence.

The previous figure represents the noise of the Ground Idle Stop selector set to OFF, in the time-frequency domain.

Dans le cas présent, les deux bruits ont une forme similaire et peuvent se décomposer en 2 parties. **Cette forme est a priori cohérente avec l'hypothèse de la manœuvre du sélecteur en question** (le *Ground Idle Stop*). En effet, manipuler ce sélecteur suppose sa levée d'une butée, sa translation puis son ré-enclenchement dans sa nouvelle position, d'où le double bruit. Cette cinématique est la seule à produire ce double bruit, à l'exception de la manœuvre des commandes de gaz, des volets et du train d'atterrissage. Ces deux dernières commandes cependant ont une signature spectrale bien différente que l'on ne peut confondre avec le bruit analysé ici.

*In the present case, both noises have a similar shape and can be defined as the conjunction of two shorter noises. **This shape is consistent with the hypothesis of an action on the selector in question** (Ground Idle Stop). In fact, moving this selector requires lifting it from its initial position, transferring it and then dropping it into its new position, which explains the double noise. This sequence of operations is the only one which produces this double noise, apart from the throttle, the flaps selector and landing gear levers. However, the two latter controls have quite different spectral signatures that cannot be confused with the noise analyzed here.*

Analyse temporelle / Time analysis :

La durée de ces bruits est du même ordre de grandeur : 44 et 46 ms pour le LX-LGB, et 44 et 40 ms pour le LX-LGD. A noter que la durée entre ces deux clics peut être facilement modifiée par la cinématique décrite ci-dessus.

The duration of these noises is about the same: 44 and 46 ms for the LX-LGB, and 44 and 40 ms for the LX-LGD. It should be noted that the duration between the two clicks can be easily modified due to the particular sequence of operations previously described.

Analyse fréquentielle / Frequency analysis :

Les courbes ci-après constituent une coupe verticale de la représentation temps - fréquence décrite plus haut. On peut y voir à un instant donné (choisi au milieu du bruit) les fréquences qui caractérisent le bruit analysé. On s'attache ici à la **répartition** des pics d'énergie pour identifier le bruit.

The graphs here-after are a vertical view of the time – frequency representation described above. They show, at a given time (taken in the middle of the noise), the frequencies that define the analysed noise. The distribution of these energy peaks is significant in identifying the noise.

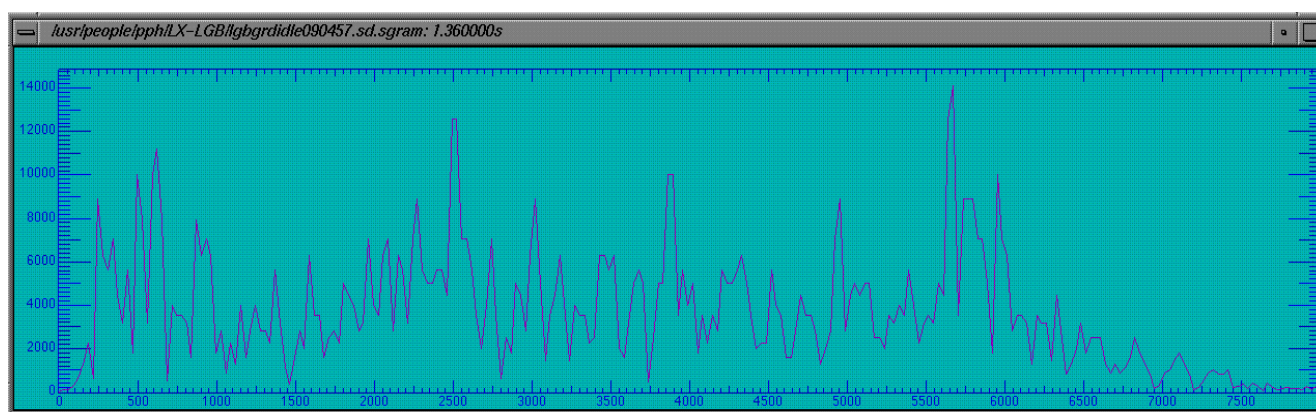


Fig. 8: Représentation Fréquentielle du bruit à identifier. Frequency representation of the noise to be identified.

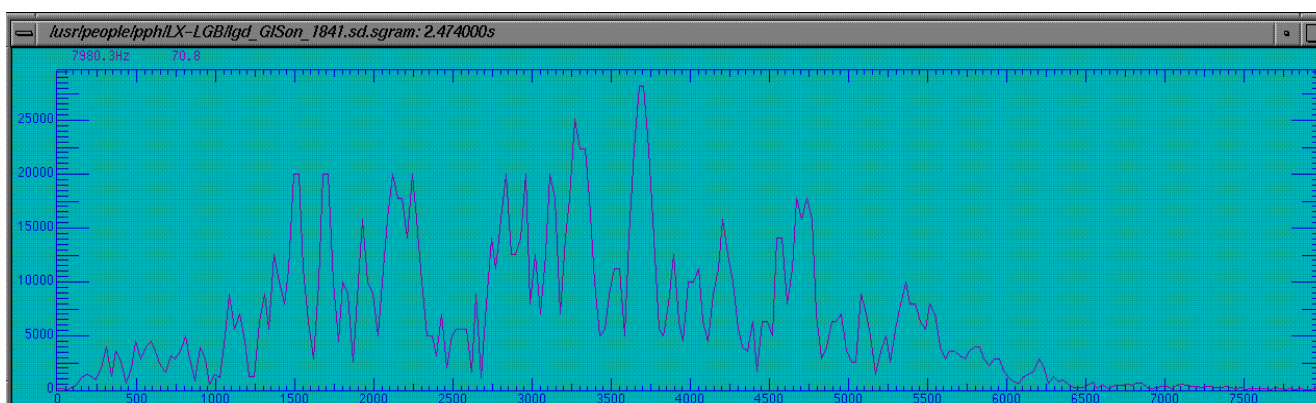


Fig. 9: Représentation Fréquentielle du bruit généré. Frequency representation of the generated noise.

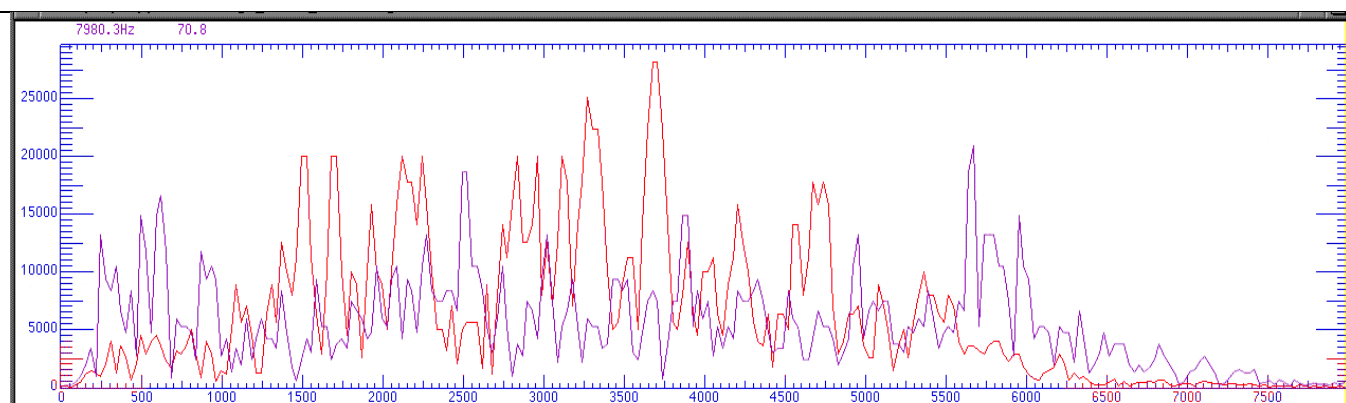


Fig. 9bis : Comparaison des composantes fréquentielles des bruits transcrit (en mauve) et généré (en rouge). Spectrum comparison between the transcribed noise (in mauve) and the generated noise (in red)

Comme expliqué précédemment, les figures 5 et 6 illustrent les différences de bruit de fond entre les deux CVR. Dans le cas du LX-LGB, le spectre est plus large en raison des bruits aérodynamique et des moteurs.

Cependant, on reconnaît des correspondances entre les deux spectres, notamment de **1500 à 2500 Hz** et entre **4500 et 5000 Hz**.

As explained above, figures 5 and 6 show the difference in the background noise between the two CVRs. In the case of LX-LGB, the spectrum is wider due to aerodynamic and engine noises.

*However, some frequencies match between the two spectrums, especially from **1,500 to 2,500 Hz**, and between **4,500 and 5,000 Hz**.*

Au vu des éléments décrits ci-dessus, il apparaît donc **probable** que la commande actionnée soit celle du Ground Idle Stop mis sur Off.

Given the data described above, it seems likely that the selector that was selected was the Ground Idle Stop command set to Off.

09 h 05 min 00 s : "Bruit similaire au soulèvement des Ground Range Selector" / "Sound similar to the lifting of the Ground Range Selector"

Ce bruit est généré lorsque, à partir de la position *Flight Idle* des deux manettes de puissance, le pilote soulève les deux leviers du *Ground Range Selector*, permettant le passage du cran amenant ces deux manettes en plage "Béta". Un bruit se fait entendre pour chaque levier, gauche et droit. Cependant, lorsque la manœuvre est faite pour les deux côtés en même temps, ces deux bruits sont alors confondus en un seul.

This noise is generated when, from the Flight Idle position of the throttles the pilot has to lift two levers called Ground Range Selector permitting the movement of the throttles into the Beat range. A noise can be heard for each lever, left and right. However, when the operation is done simultaneously for both sides, the two noises appear to be one.

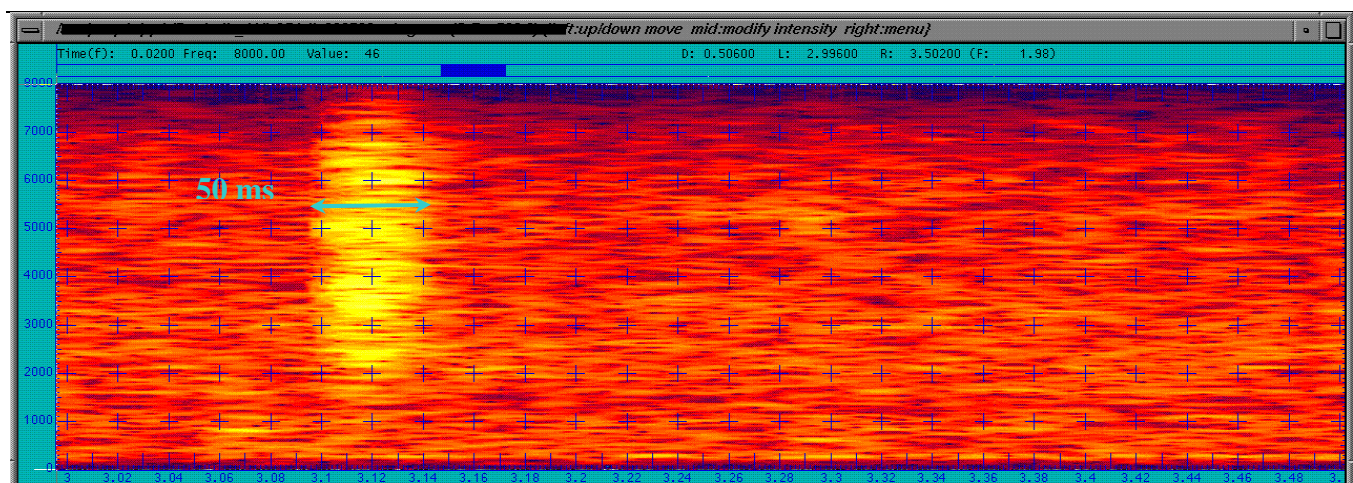


Fig. 10: Représentation Temps – Fréquence du bruit transcrit. Time – Frequency representation of the transcribed noise.

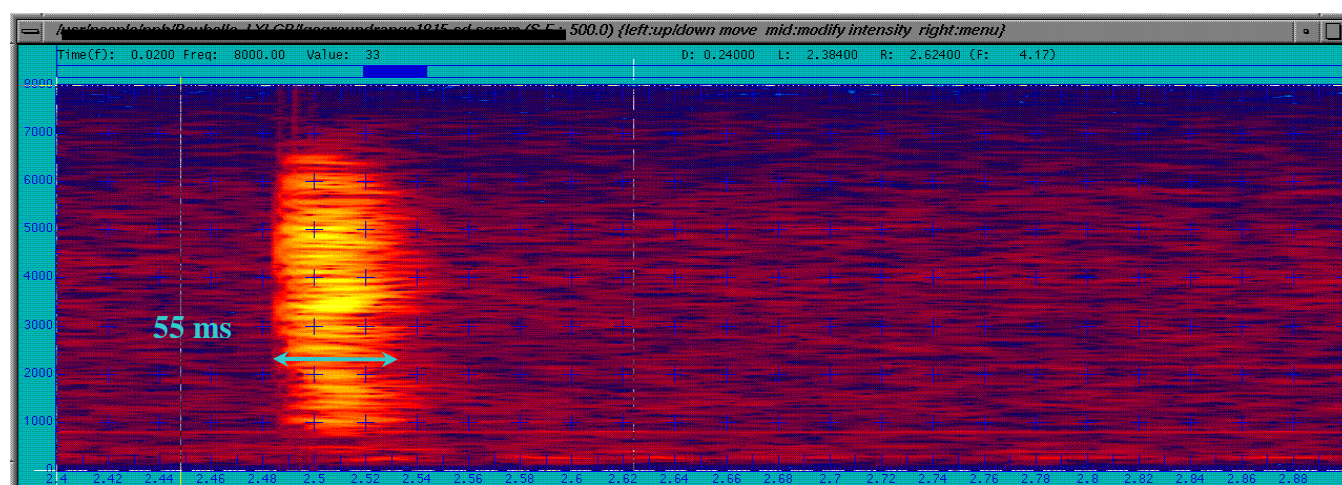


Fig. 11: Représentation Temps-Fréquence du bruit généré. Time – Frequency representation of the generated noise.

La figure ci-dessus représente le bruit du déplacement des *Ground Range Selector* dans le domaine temps - fréquence dans le cas où les deux leviers sont soulevés simultanément afin de retrouver une forme semblable à celle obtenue avec le bruit transcrit.

The above figure represents the noise made by the operation of the Ground Range Selector when the two levers are lifted at the same time in order to obtain a shape similar to the transcribed noise.

Analyse temporelle / Time analysis :

Durée du bruit transcrit / *Duration of the transcribed noise*: **50 ms**

Durée du bruit généré / *Duration of the generated noise*: **55 ms**

Analyse fréquentielle / Frequency analysis :

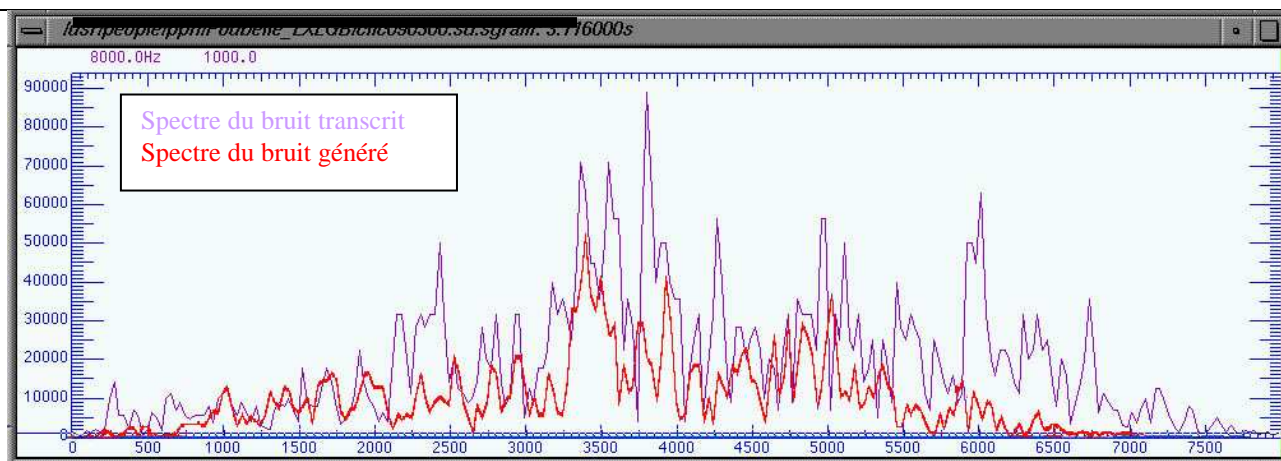


Fig. 12: Comparaison des composantes fréquentielles des bruits transcrit (en mauve) et généré (en rouge). **Spectrum comparison between the transcribed noise (in mauve) and the generated noise (in red)**

La figure ci-dessus est une superposition des représentations fréquentielles du bruit transcrit et du bruit généré. Les intensités du spectre du bruit transcrit apparaissent logiquement supérieures à celles du bruit généré (voir paragraphe **3.2 Environnement sonore / Acoustic environment**).

On constate ainsi que les deux spectres sont très proches. On rappelle que les pics entre 5500 et 6000 Hz proviennent du fonctionnement du turbopropulseur.

*The above figure is a superimposition of 2 spectra from the transcribed noise and the generated noise. The spectrum intensity for the transcribed noise is logically higher than for the generated noise (See paragraph **3.2 Environnement sonore / Acoustic environment**).*

Thus, both spectra are very similar. As a reminder, the peaks between 5,500 and 6,000 Hz come from the operation of the turboprop.

On peut donc conclure, en raison de la meilleure concordance des spectres de fréquences, que bruits transcrit et généré sont identiques : il s'agit du **soulèvement deux leviers du Ground Range Selector**.

*We can thus conclude, based on better matching between the frequency spectra, that the transcribed and the generated noises are the same: it is the **lifting of the two Ground Range Selector levers**.*

09 h 05 min 09 s : "Bruit similaire à la manoeuvre de la commande des flaps" / "Sound similar to the operation of flaps control"

Ce bruit intervient alors que l'équipage vient de mentionner la position des volets. A la suite de cette annonce et de ce bruit, les données du DFDR indiquent un déploiement des volets vers la position dix degrés.

This noise occurs as the crew members talk about the flaps position. After this communication and this noise, the DFDR data show that the flaps extended to ten degrees.

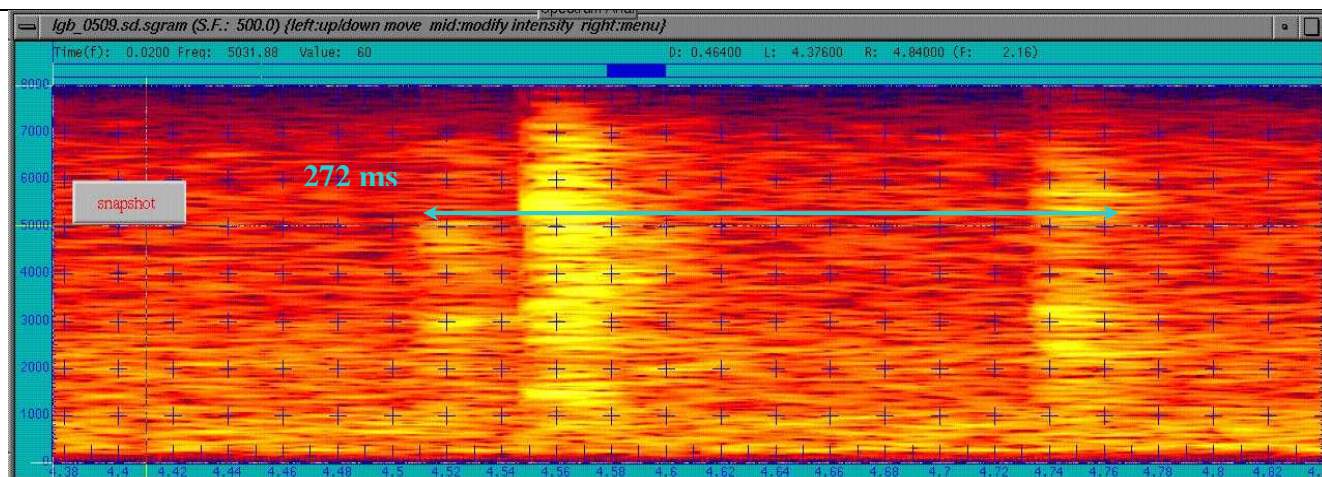


Fig. 13: Représentation Temps – Fréquence du bruit transcrit. Time – Frequency representation of the transcribed noise.

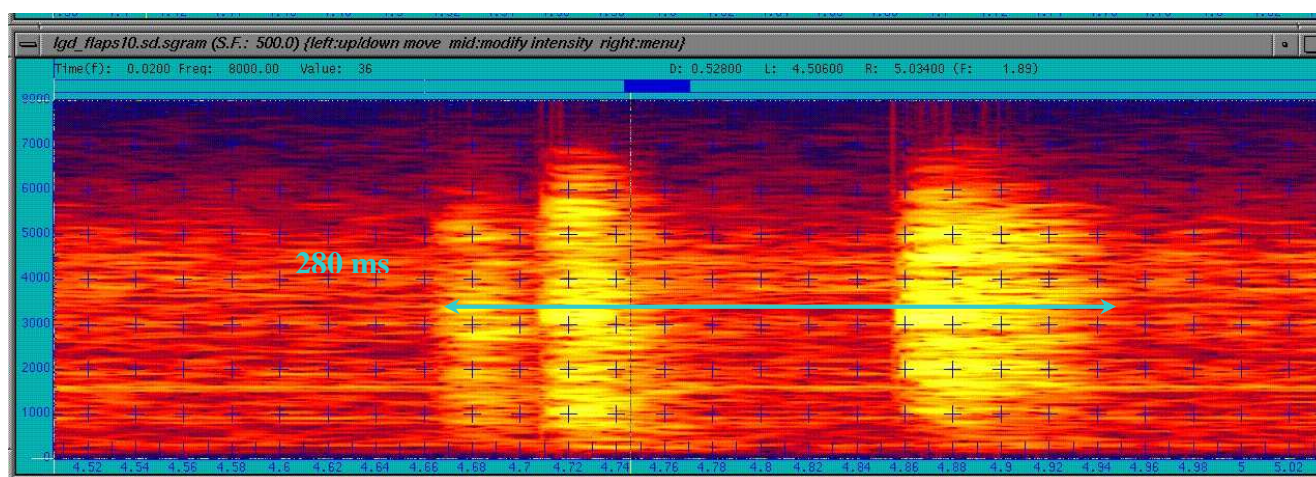


Fig. 14: Représentation Temps-Fréquence du bruit généré. Time – Frequency representation of the generated noise.

Analyse temporelle / Time analysis :

Durée du bruit transcrit / Duration of the transcribed noise: **272 ms**

Durée du bruit généré / Duration of the generated noise: **280 ms**

Les figures précédentes illustrent les similitudes existant entre les deux bruits, où l'on retrouve la même forme de signature, les mêmes cadences.

The preceding figures illustrate the similarities between the two noises, where the same signature shape and rates are found.

Analyse fréquentielle / Frequency analysis :

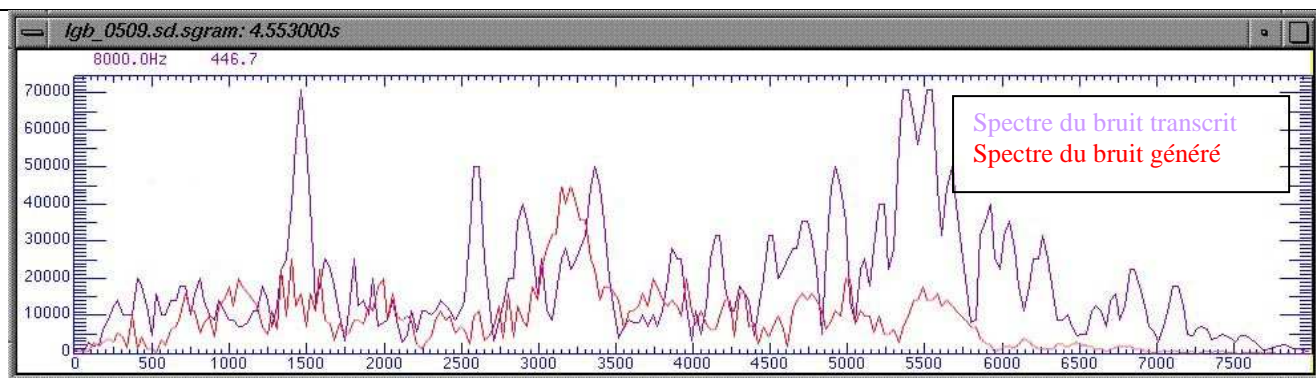


Fig. 15: Comparaison des composantes fréquentielles des bruits transcrit (en mauve) et généré (en rouge). **Spectrum comparison between the transcribed noise (in mauve) and the generated noise (in red)**

Bien que moins évidents, les résultats de la figure ci-dessus permettent de retrouver les points communs entre les deux bruits, notamment autour de **3250, 3800, 5000 et 5500 Hz**.

*Though not as clearly as in previous examples, the above figure shows the similarities between the two noises, especially around **3250, 3800, 5000 and 5500 Hz**.*

Tous les éléments précédents (durée, cadence, faciès, répartition des fréquences) permettent donc de conclure à **l'identification positive du bruit : le déplacement de la commande des volets**. Les données du DFDR confirme un **déplacement vers la position dix degrés**

*All the previous elements (duration, rate, shape, distribution of frequencies) allow us to reach a conclusion about the **positive identification of the noise: the setting of the flaps control**. The DFDR data confirm a **movement towards ten degrees**.*

09 h 05 min 11 s : "Bruit similaire à l'activation des Taxi Lights" / "Sound similar to Taxi Lights being switched on"

Voir l'exemple donné dans le paragraphe **3.4 Identifications et analyses / Identification and analyses**

*See the example given in paragraph **3.4 Identifications et analyses / Identification and analyses***

09 h 05 min 19 s : "Bruit" / "Noise"

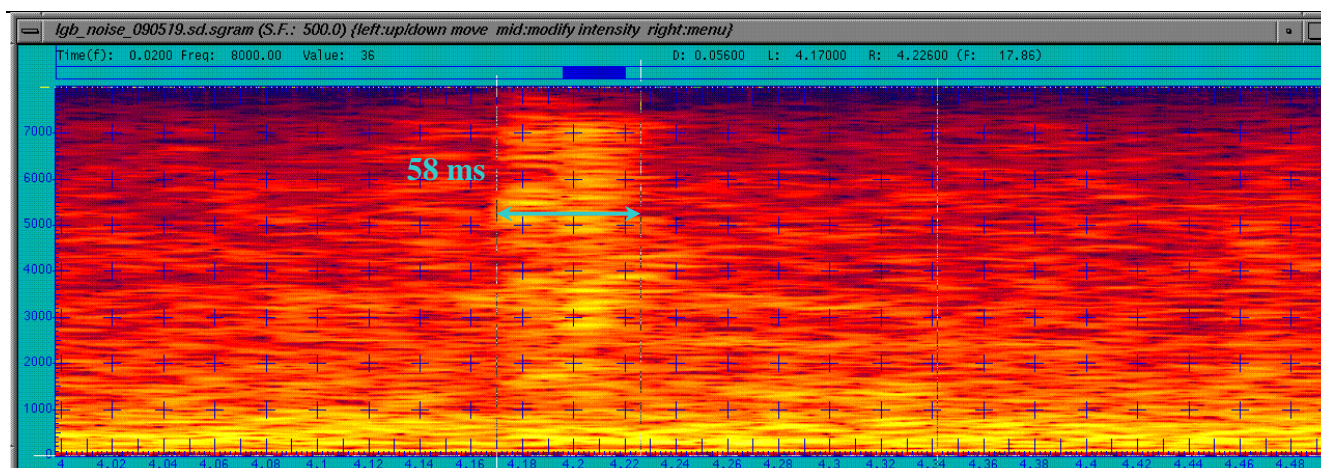


Fig. 16: Représentation Temps - Fréquence du bruit à identifier). *Time Frequency representation of the noise to be identified.*

Ce bruit peut se décomposer temporellement en deux parties correspondant à deux « clics » distincts mais très rapprochés. Sa durée totale est de **58 ms**.

*This noise can be decomposed temporally in two parts corresponding with two separate but adjacent noises. Its total duration is **58 ms**.*

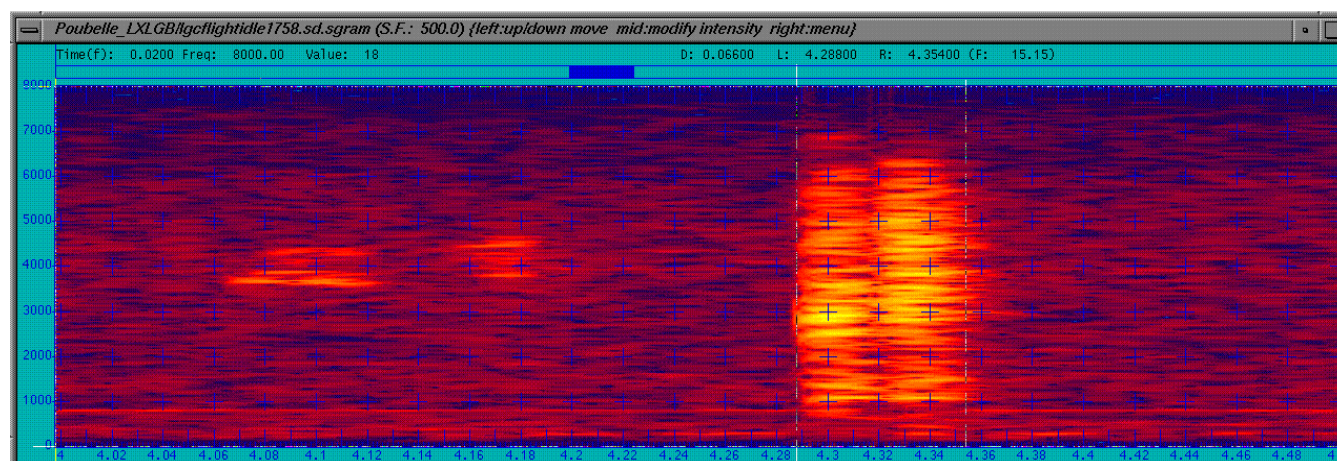


Fig. 17: Représentation Temps - Fréquence du mouvement de la manette des gaz mise en position « Flight Idle ». *Time Frequency representation of the operation of the throttle moved to « Flight Idle » position.*

La figure ci-dessus correspond à la manipulation des manettes des gaz sur le Fokker 50 immatriculé LX-LGC. Ces manettes étant en position *Ground Idle*, elles sont ramenées en position *Flight Idle*. On retrouve ici cette décomposition en deux clics distincts. La durée totale de ce bruit est de **70 ms**.

*The above figure corresponds to the movement of the thrust levers on the Fokker 50 registered LX-LGC. The thrust levers were moved to the Flight Idle position from the Ground Idle position. The same two separate clicks can be seen. The total duration of this noise was **70 ms**.*

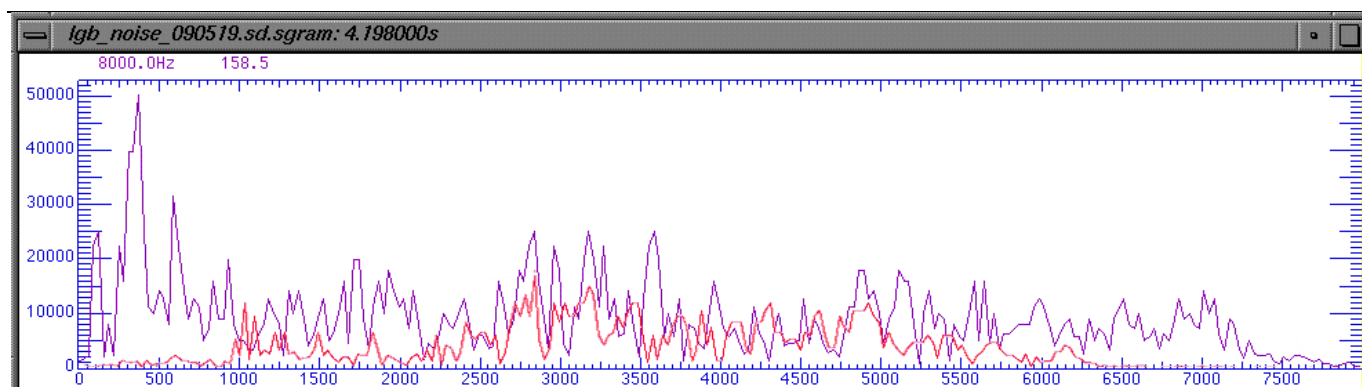


Fig. 18: Comparaison des composantes fréquentielles des bruits transcrit (en mauve) et généré (en rouge).
Spectrum comparison between the transcribed noise (in mauve) and the generated noise (in red)

Le bruit à identifier est rapproché de celui de mouvement de la manette des gaz dans la mesure où ce dernier est cohérent avec le faciès du signal (deux clics). La figure ci-dessus illustre les fréquences communes à ces deux bruits (2800, 3200, 5000 Hz...). Il s'agit ici du déplacement des manettes des gaz vers la position *Flight Idle*.

The noise to be identified is compared with that of the movement of the thrust levers in so far as the latter is consistent with the shape of the signal (two clicks). The above figure shows the common frequencies between these two noises (2800, 3200, 5000 Hz...). This represents the movement of the throttle levers to the Flight Idle position.

Une deuxième comparaison du bruit transcrit avec un autre mouvement de manette donne des résultats comparables. En ramenant cette fois les manettes de gaz en position *Reverse*, on obtient les résultats suivants :

A second comparison of the transcribed noise with another lever movement gives comparable results. By moving the throttle levers to the "Reverse" position, the following results are obtained:

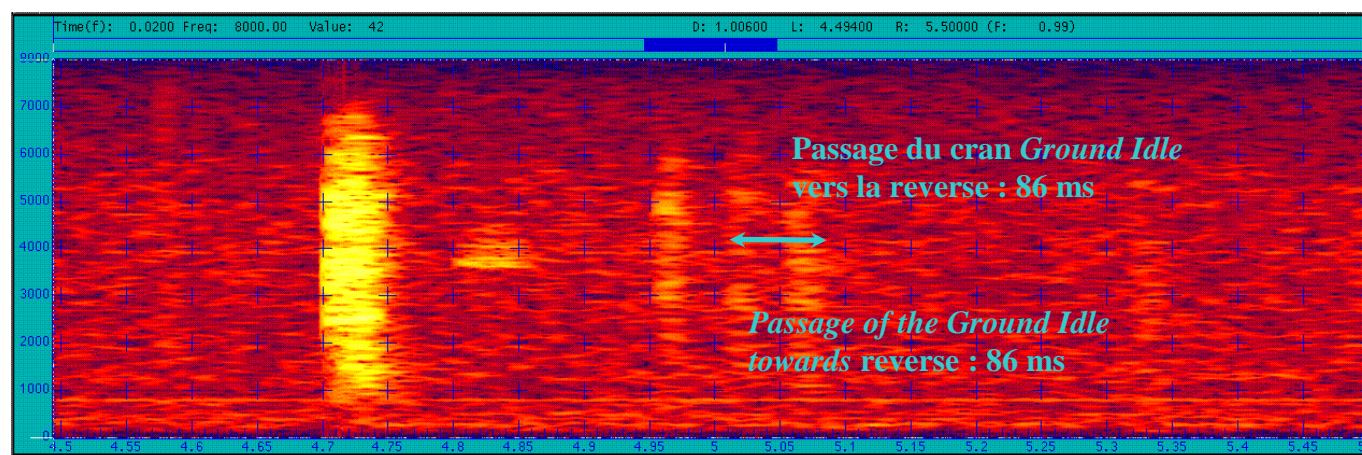


Fig. 19: Représentation Temps - Fréquence issue du mouvement de la manette des gaz mise en position « Reverse » depuis la position *Flight Idle*. **Time Frequency representation of the movement of the throttle from the Flight Idle position to the « Reverse » position.**

La figure ci-dessus illustre tout le mouvement des manettes de gaz de la position *Flight Idle* à la position *Reverse*. Les flèches indiquent le passage du cran *Ground Idle*.

The previous figure shows the complete displacement of the thrust levers from the Flight Idle position to the Reverse position. The arrows indicate the passage of the Ground Idle position.

S'agissant d'un mouvement de manette, on retrouve encore la même décomposition du bruit. Dans le cas présent, ce bruit est plus long que celui transcrit, avec les causes connues décrites au paragraphe 3.4.2. Les comparaisons des spectres donnent :

Since this is a movement of a lever, the same double signature of the noise is obtained. In this case, this noise is longer than the one transcribed, the known causes being as described in section 3.4.2. The comparison of the spectra shows :

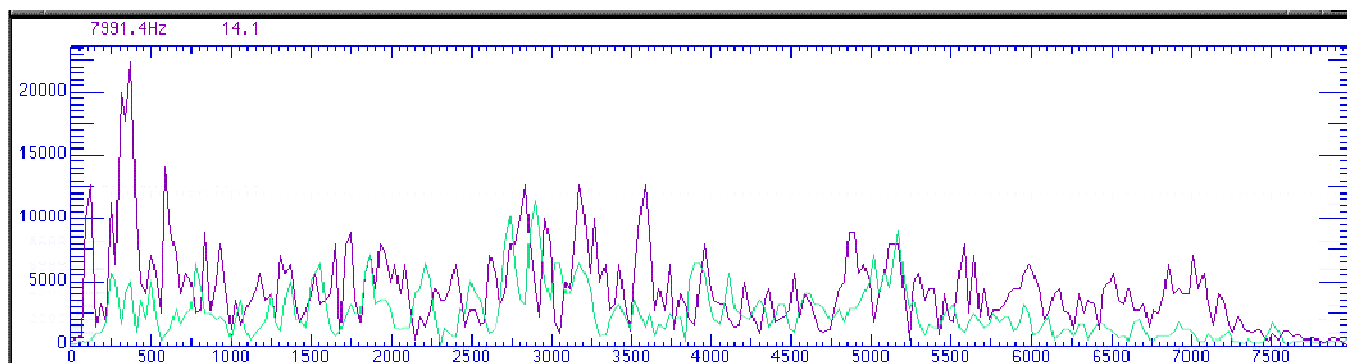


Fig. 20: Comparaison des composantes fréquentielles des bruits transcrit (en mauve) et générés (en vert). **Spectrum comparison between the transcribed (in mauve) and the generated noise (in green)**

Là encore, les spectres présentent des similitudes autour de 700, 1500, 3200, 4000 Hz, ... C'est pourquoi les deux précédents bruits testés ont été comparés entre eux afin d'établir une identification différentielle. On obtient alors les résultats de la figure suivante.

Here again, both spectra show similarities around 700, 1500, 3200, 4000 Hz... This is why the two previous noises tested were compared with each other in order to obtain a differential identification. The results in the figure below were thus obtained.

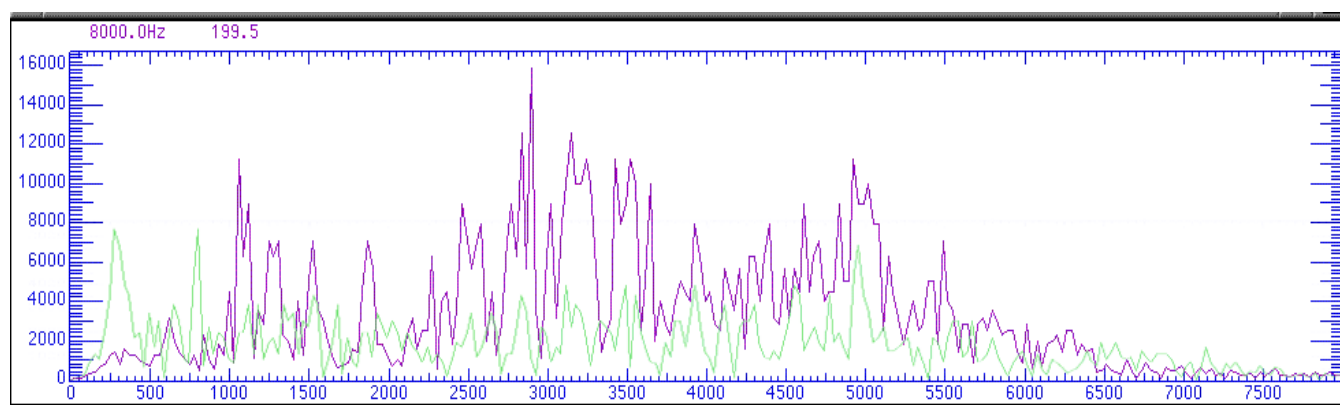


Fig. 21: Comparaison des composantes fréquentielles entre les manettes poussées en position Flight Idle (en mauve) et en reverse (en vert). **Spectrum comparison between the throttle set to Flight Idle position (in mauve) and Reverse position (in green)**

Les deux spectres présentent des caractéristiques générales proches ne permettant pas de distinguer les deux mouvements de manettes entre eux de manière systématique. Il convient donc de conclure que l'identification du bruit transcrit est **probablement celle d'un mouvement de manette, sans que l'on puisse conclure vers quelle position**. L'enregistrement DFDR montre une montée en régime des

moteurs consécutive à ce bruit, ainsi que le passage du paramètre enregistrant le calage de l'hélice en « Low Pitch ». **Ce dernier point est cohérent avec l'hypothèse du passage en Reverse.**

The two spectra show similar general characteristics, which makes it impossible to make a positive distinction between the two different lever movements in a systematic manner. It can thus be concluded that the identification of the transcribed noise is probably that of a thrust lever movement, though no conclusion can be reached as to which position it was moved to. The DFDR recording shows an increase in engine RPM following this noise and the recorded parameter for the propeller pitch switches to "Low Pitch". This is consistent with the hypothesis of the Reverse mode of the propeller.

09 h 05 min 21 s : "Bruit similaire à la manoeuvre de la commande des flaps" / "Sound similar to the operation of flaps control"

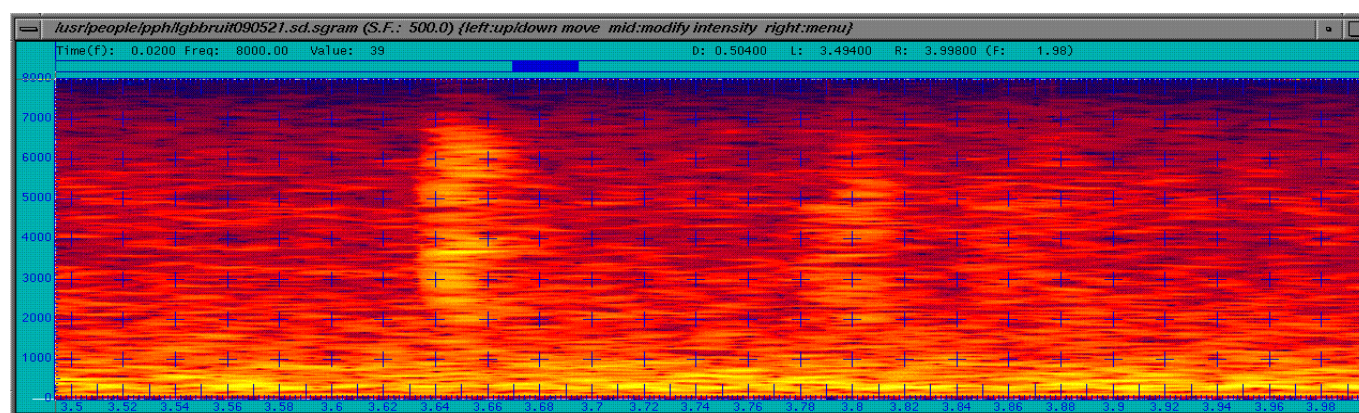


Fig. 22 : Représentation Temps – Fréquence du bruit. Time – Frequency representation of the noise.

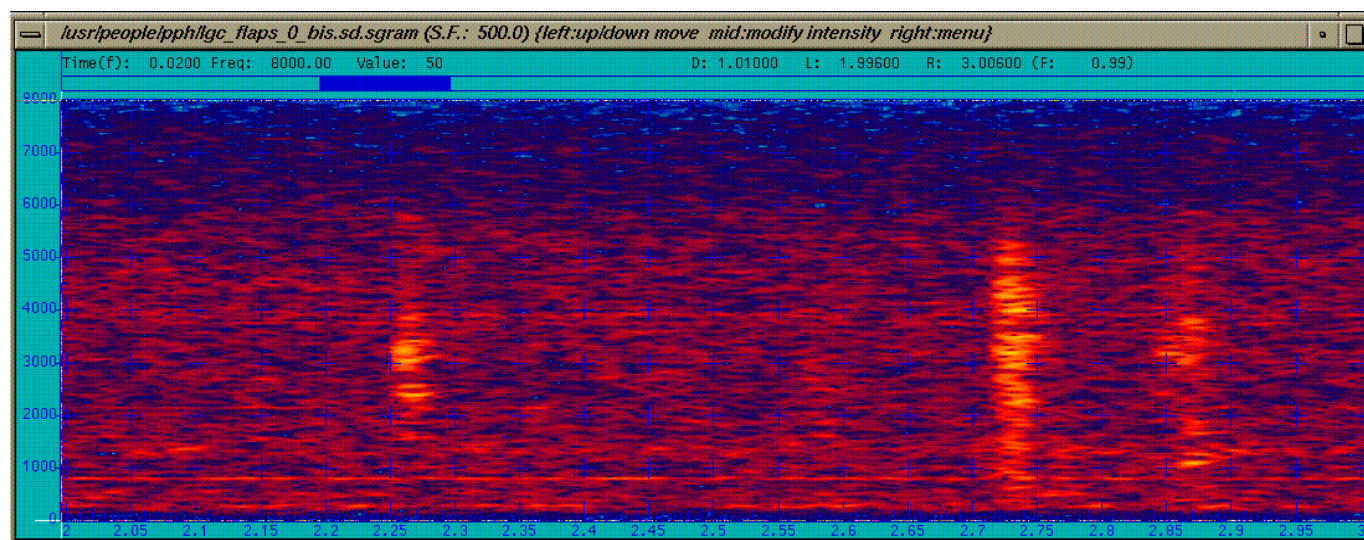


Fig. 23 : Représentation Temps – Fréquence du bruit de la commande des volets ramenée en position 0°. Time – Frequency representation of the flaps command noise moved to 0°.

Ce bruit intervient juste avant que les données DFDR indiquent un repliement des volets vers la position « rentrés ». A l'écoute, ce bruit est perçu comme proche des bruits de commande des volets. Cependant, les essais effectués ne permettent pas de valider cette identification, les spectres de fréquence (non représentés ici) ne présentant que peu de similarités.

This noise occurs just before the DFDR data show that the flaps returned to the retracted position. When listening to this noise, it sounds similar to the noise of the flaps control. However, this could not be validated by the tests performed due to the small similarities between the frequency spectra (not represented here).

09 h 05 min 27 s : "Bruit" / "Noise"

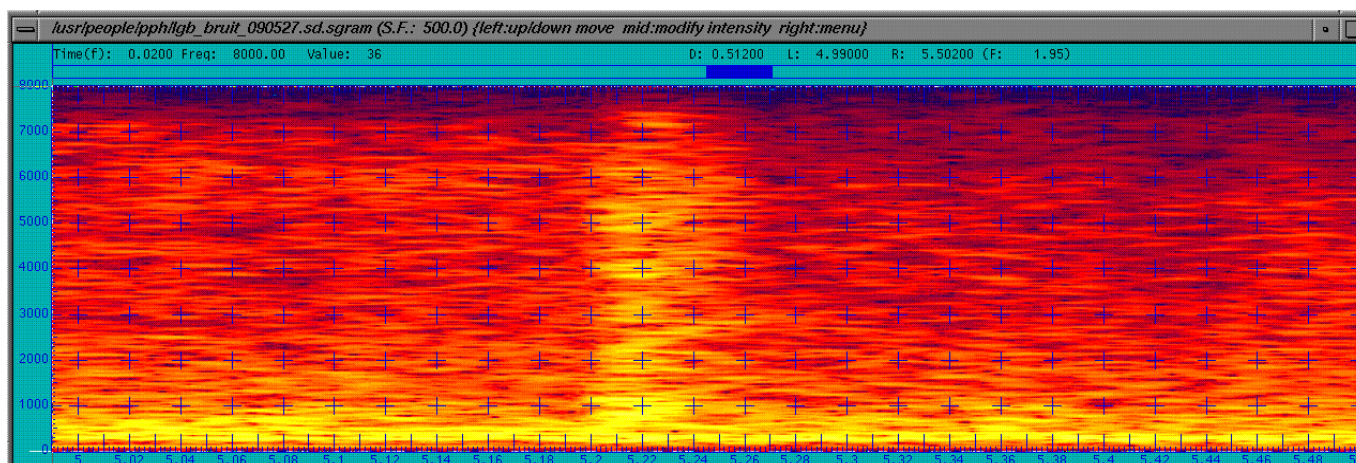


Fig. 23 : Représentation Temps – Fréquence du bruit. Time – Frequency representation of the noise.

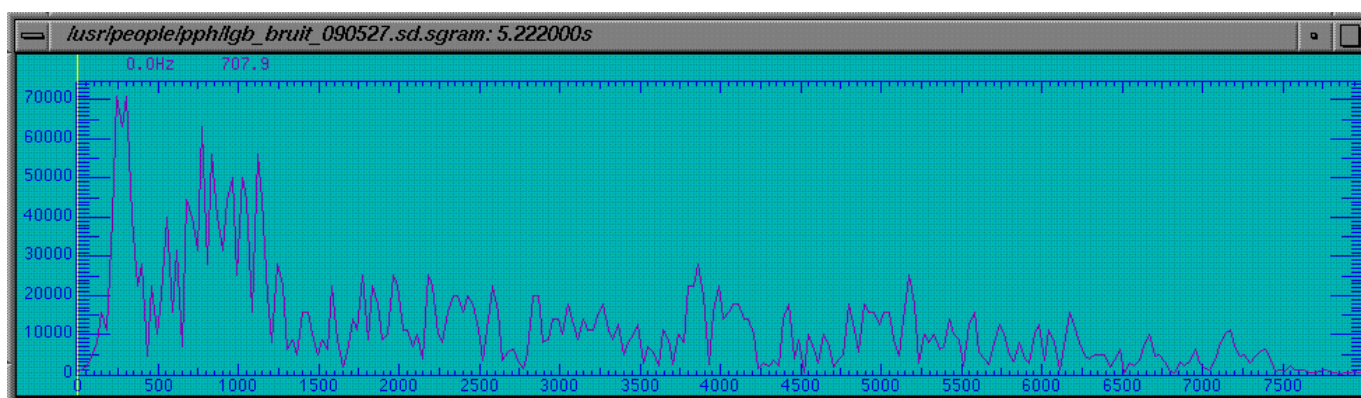


Fig. 24 : Spectre du bruit inconnu. Spectrum of the unidentified noise.

Ce bruit, caractérisé par de fortes énergies en basses fréquences, n'a pas pu être identifié par les essais.

This noise, characterized by high levels of energy at low frequencies, could not be identified by the tests.

4 CONCLUSION

Les essais effectués sur deux Fokker 50 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 l'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 :

Temps de la Transcription	Hypothèse	Résultat
09 h 04 min 58s	Déplacement du 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 du cran ground idle (positive)
09 h 05 min 21s	Commande des flaps	Pas d'identification possible
09 h 05 min 27s	-	Pas d'identification possible

The tests made on two Luxair Fokker 50's were used to compile a large number of noises in order to compare them to those recorded on LX-LGB. The tools available to identify them showed some characteristics of these noises, such as their duration, their rate and the main distribution of the frequencies. During analysis, it is important to note that the tests were recorded on the same type of aircraft, though different from the accident aircraft. Background noises may vary with the aircraft speed, its engine parameters, and flight configuration (flaps, propeller pitch, landing gear). Moreover, each switch or lever on the aircraft can have its own characteristics, different from those of the same part on another aircraft.

This analysis nevertheless gives the following results:

Time on the Transcription	Hypothesis	Result
09 h 04 min 58s	Ground Idle Stop movement	Probable
09 h 05 min 00s	Lift of the Ground Range selector	Positive
09 h 05 min 09s	Flaps control	Positive (towards 10°)
09 h 05 min 11s	Taxi Lights switching on	Positive
09 h 05 min 19s	-	Noise of the ground idle position (positive)
09 h 05 min 21s	Flaps control	No identification possible
09 h 05 min 27s	-	No identification possible

Les autres bruits testés et décrits en page six n'ont pas de correspondance avec des bruits transcrits.
The other tested noises described in page six do not have any match with transcribed noises.

Annexe 19: Extraits de l'AFM de Luxair



LIMITATIONS POWER PLANT LIMITATIONS

2.06.01
PAGE 3
VERSION 05
ISSUE 011

FLEXIBLE TAKE-OFF (PROCEDURE)

FLX shall not be used when:

- The runway is contaminated with standing water, slush, snow, or ice.
- The runway is wet unless the increased stopping distance is accounted for.
- Windshear is reported or expected.
- Skid control is inoperative.
- The operator cannot establish a means to verify the availability of max take-off power to ensure that engine deterioration does not exceed authorized limits.

PROPELLER OPERATING LIMITS

WARNING: 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.

To avoid high propeller stresses, stabilized ground operation in the propeller rpm range of 65 per cent to 90 per cent NP is not permitted with the airplane static.
Excluded from this limitation is the use of reverse during ground maneuvering in engine EC operating mode.

AFM FOKKER 50
CAA-NL APPROVED

Annexe 20: Consigne de navigabilité des autorités néerlandaises BLA nr. 2003-091

Transport and Water Management
Inspectorate
Civil Aviation Authority Netherlands



Airworthiness Directive Of The Netherlands

Bijzondere Luchtwaardigheids Aanwijzing - BLA

Correspondence address
P.O. Box 575, 2130 AN Hoofddorp, The Netherlands

Caution

In accordance with the Aviation Act 2001 (Wet Luchtvaart), Articles 3.22, the following Airworthiness Directive (BLA) is issued by the Minister of Transport, Public Works and Water Management. Airworthiness Directives affect aviation Safety. These are regulations which require immediate attention. You are cautioned that no person may operate an aircraft to which an Airworthiness Directive applies, except in accordance with the requirements of thereof

BLA nr : 2003-091

Date : 31. juli 2003

FOKKER SERVICES B.V.
(Fokker)

F.27 Mk.050, MK.502 AND MK.604

CAA-NL Type Certificate Nr.: T-050-87

LANDING GEAR - SKID CONTROL UNIT – REPLACEMENT

Description :

Several Fokker 50 (F.27 Mk.050) operators have reported pulsating brake behaviour and loss of braking at low speeds in the normal braking mode. Investigation of this phenomenon has shown that electromagnetic interference (EMI), resulting from failed components in other electronic systems and induced on the wheel speed sensor and/or test inputs of the Skid Control Unit, is the cause of these problems. The Aircraft Braking Systems Corporation (ABSC) has now developed a modified Skid Control Unit, Part Number (P/N) 6004125-2 and has issued Service Bulletin (SB) 6004125-32-01 to recommend the replacement of all earlier models (P/N 6004125 and 6004125-1). Concurrently, this modified unit also provides suppression of the 20 mph wheel speed signals during the execution of a Skid Control Unit test in flight, which is recommended by the AOM, to be performed after a lightning strike with landing gear down. Suppression is considered necessary because the aforementioned signals inadvertently activate the Ground Control Relay and Flight-Idle Stop solenoid for about 16 seconds of the Propeller Control System. The modified unit retains the modification of P/N 600425-1 preventing inadvertent generation of the 20 mph wheel speed signals during power-up at landing gear extension. The conditions as described above, if not corrected, could result in continued erratic brake behaviour and propeller control problems. Since an unsafe condition has been identified that may exist or develop on aircraft of this type design, this Airworthiness Directive (BLA) requires the replacement of the affected Skid Control Units.

Applicability: **Fokker Aircraft B.V.**, Model F.27 Mk.050, Mk.0502 and Mk.0604 aircraft, all serial numbers, if equipped with ABSC Skid Control Units P/N 6004125 or 6004125-1.

Effective date : September 1, 2003

Compliance: Required as indicated, unless accomplished previously.

- (a) Replace the affected Skid Control Units as follows
 - (1) For Skid Control Units with P/N 6004125 (pre-ABSC SB F50-32-4), within the next 8 calendar months after the effective date of this directive, in accordance with Part 2 Accomplishment Instructions of Fokker Services SB F50-32-038 dated May 8, 2003 or a later CAA-NL approved revision; or
 - (2) For Skid Control Units with P/N 6004125-1 (post-ABSC SB F50-32-4), within the next 14 calendar months after the effective date of this directive, in accordance with Part Accomplishment Instructions of Fokker Services SB F50-32-038 dated May 8, 2003 or a later CAA-NL approved revision;

Note: ABSC SB No.6004125-32-01 dated May 7, 200 also pertains to this subject.

- (b) Before or concurrent with the action as required by either paragraph (a)(1) or (a)(2) of this directive, as applicable, modify the Skid Control Unit ground wiring in accordance with Part 2 Accomplishment Instructions of Fokker Services SB F50-32-035 dated August 2, 1999 or a later CAA-NL approved revision;
- (c) After May 1, 2004, no spare Skid Control Units P/N 6004125 or 6004125-1 may be installed as replacement parts.

Remarks

- Operators of the affected aircraft may obtain copies of the referenced service information upon request directly from Fokker Services B.V., Technical Services Dept., P.O.Box 231, 2150 AE Nieuw-Vennep, The Netherlands; telephone (31) 252-627-350; facsimile (31) 252-627-211; e-mail technicalservices.fokkerservices@stork.com.
- Compliance with this directive must be recorded in the proper Aircraft Log Book(s).

Address inquiries concerning this AD to
Aircraft Division, Section C&D; telephone +31-23-566-3155; facsimile +31-23-566-3006; e-mail Info.Register@ivw.nl

Annexe 21: Extraits du JAR 25.1155

JAR-25

JAR 25.1141(f) (continued)

(2) In the case of valves controlled from the cockpit other than by mechanical means, where the correct functioning of such a valve is essential for the safe operation of the aeroplane, a valve position indicator operated by a system which senses directly that the valve has attained the position selected, unless other indications in the cockpit give the flight crew a clear indication that the valve has moved to the selected position. (See ACJ 25.1141(f).)

[Ch.14, 27.05.94; Ch.15, 01.10.00]

JAR 25.1143 Engine controls

(a) There must be a separate power or thrust control for each engine.

(b) Power and thrust controls must be arranged to allow --

- (1) Separate control of each engine; and
- (2) Simultaneous control of all engines.

(c) Each power and thrust control must provide a positive and immediately responsive means of controlling its engine.

(d) For each fluid injection (other than fuel) system and its controls not provided and approved as part of the engine, the applicant must show that the flow of the injection fluid is adequately controlled.

(e) If a power or thrust control incorporates a fuel shut-off feature, the control must have a means to prevent the inadvertent movement of the control into the shut-off position. The means must --

- (1) Have a positive lock or stop at the idle position; and
- (2) Require a separate and distinct operation to place the control in the shut-off position.

[Ch.12, 10.05.88; Ch.13, 05.10.89]

JAR 25.1145 Ignition switches

(a) Ignition switches must control each engine ignition circuit on each engine.

(b) There must be means to quickly shut off all ignition by the grouping of switches or by a master ignition control.

SECTION 1

JAR 25.1145 (continued)

(c) [Each group of ignition switches except ignition switches for turbine engines for which continuous ignition is not required, and each master ignition control must have a means to prevent its inadvertent operation.]

[Amdt. 16, 01.05.03]

JAR 25.1149 Propeller speed and pitch controls

(a) There must be a separate propeller speed and pitch control for each propeller.

(b) The controls must be grouped and arranged to allow --

- (1) Separate control of each propeller; and
- (2) Simultaneous control of all propellers.

(c) The controls must allow synchronisation of all propellers.

(d) The propeller speed and pitch controls must be to the right of, and at least one inch below, the pilot's throttle controls.

JAR 25.1153 Propeller feathering controls

(a) There must be a separate propeller feathering control for each propeller. The control must have means to prevent its inadvertent operation.

(b) If feathering is accomplished by movement of the propeller pitch or speed control lever, there must be means to prevent the inadvertent movement of this lever to the feathering position during normal operation.

JAR 25.1155 Reverse thrust and propeller pitch settings below the flight regime

[Each control for selecting propeller pitch settings below the flight regime (reverse thrust for turbo-jet powered airplanes) must have the following:

(a) A positive lock or stop which requires a separate and distinct operation by the flight crew to displace the control from the flight regime (forward thrust regime for turbo-jet powered airplanes), and it must only be possible to make this separate and distinct operation once the control has reached the flight idle position.

(b) A means to prevent both inadvertent and intentional selection or activation of propeller pitch settings below the flight regime (reverse [

SECTION 1

JAR-25

JAR 25.1155(b) (continued)

[thrust for turbo-jet powered airplanes) when out of the approved in-flight operating envelope for that function, and override of that means is prohibited.

(c) A reliability, such that the loss of the means required by paragraph (b) above is remote.

(d) A caution provided to the flight crew when the means required by paragraph (b) above is lost.

(e) A caution provided to the flight crew when a cockpit control is displaced from the flight regime (forward thrust regime for turbo-jet powered airplanes) into a position to select propeller pitch settings below the flight regime (reverse thrust for turbo-jet powered airplanes) outside the approved in-flight operating envelope. This caution need not be provided if the means required by paragraph (b) is a mechanical baulk that prevents movement of the control.]

[Amdt. 16, 01.05.03]

JAR 25.1161 Fuel jettisoning system controls

Each fuel jettisoning system control must have guards to prevent inadvertent operation. No control may be near any fire extinguisher control or other control used to combat fire.

JAR 25.1163 Powerplant accessories

(a) Each engine-mounted accessory must

(1) Be approved for mounting on the engine involved;

(2) Use the provisions on the engine for mounting; and

(3) Be sealed to prevent contamination of the engine oil system and the accessory system.

(b) Electrical equipment subject to arcing or sparking must be installed to minimise the probability of contact with any flammable fluids or vapours that might be present in a free state.

(c) If continued rotation of an engine-driven cabin supercharger or of any remote accessory driven by the engine is hazardous if malfunctioning occurs, there must be means to prevent rotation without interfering with the continued operation of the engine.

[Ch.12, 10.05.88]

JAR 25.1165 Engine ignition systems

(a) Each battery ignition system must be supplemented by a generator that is automatically available as an alternate source of electrical energy to allow continued engine operation if any battery becomes depleted.

(b) The capacity of batteries and generators must be large enough to meet the simultaneous demands of the engine ignition system and the greatest demands of any electrical system components that draw electrical energy from the same source.

(c) The design of the engine ignition system must account for

(1) The condition of an inoperative generator;

(2) The condition of a completely depleted battery with the generator running at its normal operating speed; and

(3) The condition of a completely depleted battery with the generator operating at idling speed, if there is only one battery.

(d) *Not required for JAR 25.*

(c) No ground wire for any engine may be routed through a fire zone of another engine unless each part of that wire within that zone is fireproof.

(f) Each ignition system must be independent of any electrical circuit not used for assisting, controlling, or analysing the operation of that system.

(g) There must be means to warn appropriate flight-crew members if the malfunctioning of any part of the electrical system is causing the continuous discharge of any battery necessary for engine ignition.

(h) Each engine ignition system of a turbine powered aeroplane must be considered an essential electrical load.

[Ch.9, 30.11.82; Ch.14, 27.05.94]

JAR 25.1167 Accessory gearboxes

For aeroplanes equipped with an accessory gearbox that is not certificated as part of an engine -

(a) The engine with gearbox and connecting transmissions and shafts attached must be subjected to the test specified in JAR-E 160 and JAR E 740, as applicable.

Annexe 22: Commentaires de Fokker Services B.V.

One of the observations of the Luxair wreckage was that the right hand propeller blades were found in the maximum reverse pitch position. The internal examination of the right hand engine showed that there was no combustion at the time of impact, indicating that the engine was shutdown prior to that. Shutting-down the engine would normally result in a feathered or partly feathered propeller (depending on the available time) because the fuel lever also moves the feathering valve to the feather position.

Propeller hang-ups in reverse pitch may be explained by a phenomenon observed in the so-called "Cranbrook manoeuvre". The objective of the "Cranbrook manoeuvre" is to demonstrate that if full reverse thrust is selected after landing and the crew decides to take-off again because the runway is obstructed, that full forward thrust can be selected rapidly without exceeding any powerplant limitations. It should be noted that the "Cranbrook manoeuvre" is a special Canadian requirement (ref.: Airworthiness Manual Advisory AMA/525/3) that is not part of the standard JAR/FAR 25. During a recent Fokker 50 Type Validation meeting with Transport Canada it was stated that the Fokker 50 would not be required to meet this requirement because of the original Type Certification date of the Fokker 50 was before the AMA 525 publication date.

From "Cranbrook manoeuvre" type testing it is known that, when slamming a power lever from full reverse to above flight idle, occasionally the propeller may not come out of reverse and may not get into feather either. This behavior requires a real slamming movement and can not be duplicated in case of a more gradual power lever movement. The phenomenon (which may be expected to be common for similar turboprop designs) can be explained as follows.

There are two means to move the propeller blades from the reverse position towards the take-off position (coarse pitch), hydraulically when the propeller is beta controlled or by means of counter weights in the constant speed range. Which of the two means applies depends on the power lever position, i.e. below flight idle this will be hydraulic pressure and above flight idle the counter weights. The counter weights will only force the propeller blade to the correct (coarse) direction from a positive blade angle as starting point.

The reverse pitch hang-up will occur when the power lever is moved out of the full reverse position into a position above the flight idle so quickly that the propeller blade has no time to achieve a positive blade angle. This because, if the blade angle is still negative when the oil pressure is dumped, the counter weights may return the blades to the full reverse position.

In addition with subsequent fuel shutoff, feathering is also not possible when the propeller is in the full reverse position and the power lever in the flight range because the relevant ports in the pitch control unit are blocked.

The Luxair FDR data for the right hand engine has been reviewed to determine if the reverse pitch hang-up could have been caused by an "in flight Cranbrook type manoeuvre". One significant phenomenon that is noticeable on the FDR is that when the propeller has entered beta range both propeller speed (N_p) and high pressure rotor speed (N_h) increase. The increase of propeller speed in that case is expected due to the windmilling effect. However, the Engine Electronic Control (EEC) should have reduced the fuel flow to minimum idle in an attempt to lower the propeller speed to the correct N_p speed schedule in the EEC. Furthermore, the propeller overspeed appears to be controlled at 108 percent, which indicates that fuel flow is not controlled by the EEC but instead by the overspeed governor (pneumatic setting). Shop testing of the fuel system components afterwards did not show any defects that could explain this uncontrolled fuel flow after beta entry.

If however the power lever is assumed to be in the flight range, i.e. above flight idle, while the propeller pitch is at maximum reverse, the EEC will control engine power regardless of propeller speed. When the propeller speed reaches the set point of the overspeed governor, the overspeed governor will limit the fuel flow. This scenario exactly matches the recorded data.



STORIK®

Fokker Services B.V.

Assuming that the crew operated both power levers simultaneously, it can be concluded that both power levers were far in the reverse range and that both were slammed forward. The FDR shows that both propellers were below the low pitch switch setting when the FDR stopped. On the ground however the LH propeller was found in the feather position while the RH propeller was found in reverse position. This indicates that the blade angle/beta tube positions on both propellers were marginal with respect to the ability to feather (apparently leading to the situation where the LH pitch control mechanism just received supply of feathering pump oil pressure, and the RH side not).

Had this phenomenon not occurred on the RH engine/propeller, thus assuming RH propeller had feathered after the last recorded sample as well, this would eventually have taken away the asymmetry, but would of course (given the shutdown of both engines) not have restored propulsion.

Fokker

ADDENDUM

Navigabilité continue

Le rapport final de l'accident de Luxair a été publié en décembre 2003. Depuis, des développements ont eu lieu qui ont incité la commission d'enquête à considérer la publication d'un rapport révisé.

1. Événements majeurs depuis l'accident Luxair

Le 10 février 2004, un Fokker F27 MK.050 opéré par Kish Airlines, s'est écrasé en approche sur l'aéroport international de Sharjah, à 2.6 nm du seuil de la piste 12.

Le rapport final sur cet accident a été publié le 21 avril 2005. L'enquête a conclu que:

Pendant l'approche finale, les leviers de puissance ont été déplacé par un pilote de la position «flight idle» vers le «ground control range», ce qui a conduit à une perte de contrôle irréversible.

Une des causes contributives figurant au rapport est:

La version non modifiée de la «skid control unit» n'a pas fourni la protection adéquate au moment de l'événement

Ceci figurait également comme une des causes contributives dans le rapport Luxair.

2. Recommandations de sécurité inscrites au rapport original

Le chapitre 4 de ce rapport traite des recommandations de sécurité et au paragraphe 4.2. – Améliorations de la conception du système de sécurité- il était spécifié entre autres:

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.

3. Nouveaux développements techniques

Le 22 octobre 2008, Fokker Services B.V. publiait un «All Operator Messages – Fokker 50/60» référencé AOF50.047 et traitant de la modification du «Automatic Flight-Idle Stop System» en introduisant le «Flight Idle Stop System Control Unit».

Cet «All Operator Message» a pour but d'informer sur la publication du Service Bulletin obligatoire SBF50-76-017 daté au 22 octobre 2008.

Il y est en plus précisé que:

Deux accidents avec des avions Fokker 50 se sont passés qui étaient le résultat d'une sélection par inadvertance du «ground range» pendant le vol.

Des enquêtes détaillées ont démontré que dans ces deux cas les équipages ont déviés des procédures opérationnelles standards tandis que la protection du «automatic flight-idle stop system» n'était momentanément pas disponible. Ceci a été redressé moyennant le Service Bulletin SBF50-32-038, une modification obligatoire de la «Anti Skid Control Box» (réf. All Operators Message AOF50-028, daté au 8 mai 2003).

Bien que le F50/F60 dans sa dernière version est complètement compatible avec les contraintes de certification applicables, Fokker Services B.V. en accord avec CAA-NL ont décidé que les moyens de protection pour prévenir la mise des leviers de puissance en mode beta pendant le vol (ground regime), seront alignés sur les standards de certifications plus récents tels que stipulés au CS25.1155 amendement 1.

.....

Après l'incorporation des Service Bulletin SBF50-31-023 et SBF50-76-017 le «automatic flight-idle stop system» fournira les alertes suivantes à l'équipage:

- Un «level 2 alert» sera généré pour alerter l'équipage d'une protection réduite des «flight idle stop solenoids» moyennant une annonce de faute au «automatic flight-idle stop control panel».*
 - Un «level 2 alert» sera généré pour alerter l'équipage d'un essai de positionner en vol les leviers de puissance en «ground regime» moyennant une "GND RANGE SEL" annonce au « central annunciator panel (CAP) ».*
-

Cet AOF50.047 est joint en annexe à cet addendum.

4. Conclusions

Par la publication des deux services bulletins pré mentionnés et l'incorporation des changements de documentation opérationnelles et de maintenance introduits par MCNO F50-023 et MCNM F50-068 (deux annexes au SBF50-76-017) dans les manuels affectés, les recommandations de sécurité du chapitre 4.2 – Améliorations de la conception du système de sécurité – ont été totalement acquises par Fokker Services B.V. et CAA NL.

Il est encore remarquable de mentionner que 6 ans sont passés avant que ce problème qualifié de mal fonctionnement possible (désactivation des «secondary stops») par le constructeur a finalement été redressé.

5. Liste des annexes

Annexe A: CS25 Amendement 5, EASA (2 pages)

Annexe B: AOF50.047, Fokker Services B.V.

Annexe C: SBF50-76-017, Fokker Services B.V. (première feuille)

Annexe D: SBF50-31-023, Fokker Services B.V. (première feuille)

Annexe E: AD2009-0049, EASA

Annexe F: Défilement temporel de la documentation

Annexe A: CS25 Amendement 5, EASA (2 pages)

CS-25 BOOK 1

(b) Each flexible control must be approved or must be shown to be suitable for the particular application.

(c) Each control must have sufficient strength and rigidity to withstand operating loads without failure and without excessive deflection.

(d) Each control must be able to maintain any set position without constant attention by flight-crew members and without creep due to control loads or vibration.

(e) The portion of each powerplant control located in a designated fire zone that is required to be operated in the event of fire must be at least fire resistant. (See CS 25.903(c).)

(f) For Powerplant valve controls located in the flight deck there must be a means:

- (1) for the flightcrew to select each intended position or function of the valve; and
- (2) to indicate to the flightcrew:
 - (i) the selected position or function of the valve; and
 - (ii) when the valve has not responded as intended to the selected position or function.

[Amdt. No.:25/1]

CS 25.1143 Engine controls

(a) There must be a separate power or thrust control for each engine.

(b) Power and thrust controls must be arranged to allow –

- (1) Separate control of each engine; and
- (2) Simultaneous control of all engines.

(c) Each power and thrust control must provide a positive and immediately responsive means of controlling its engine.

(d) For each fluid injection (other than fuel) system and its controls not provided and approved as part of the engine, the flow of the injection fluid must be adequately controlled.

(e) If a power or thrust control incorporates a fuel shut-off feature, the control must have a means to prevent the inadvertent movement of the control into the shut-off position. The means must –

- (1) Have a positive lock or stop at the idle position; and

(2) Require a separate and distinct operation to place the control in the shut-off position.

CS 25.1145 Ignition switches

(a) Ignition switches must control each engine ignition circuit on each engine.

(b) There must be means to quickly shut off all ignition by the grouping of switches or by a master ignition control.

(c) Each group of ignition switches except ignition switches for turbine engines for which continuous ignition is not required, and each master ignition control must have a means to prevent its inadvertent operation.

CS 25.1149 Propeller speed and pitch controls

(a) There must be a separate propeller speed and pitch control for each propeller.

(b) The controls must be grouped and arranged to allow –

- (1) Separate control of each propeller; and
- (2) Simultaneous control of all propellers.

(c) The controls must allow synchronisation of all propellers.

(d) The propeller speed and pitch controls must be to the right of, and at least 25 mm (one inch) below, the pilot's throttle controls.

CS 25.1153 Propeller feathering controls

(a) There must be a separate propeller feathering control for each propeller. The control must have means to prevent its inadvertent operation.

(b) If feathering is accomplished by movement of the propeller pitch or speed control lever, there must be means to prevent the inadvertent movement of this lever to the feathering position during normal operation.

CS 25.1155 Reverse thrust and propeller pitch settings below the flight regime

Each control for selecting propeller pitch settings below the flight regime (reverse thrust for turbo-jet powered aeroplanes) must have the following:

Amendment 5

CS-25 BOOK 1

(a) A positive lock or stop which requires a separate and distinct operation by the flight crew to displace the control from the flight regime (forward thrust regime for turbo-jet powered aeroplanes), and it must only be possible to make this separate and distinct operation once the control has reached the flight idle position.

(b) A means to prevent both inadvertent and intentional selection or activation of propeller pitch settings below the flight regime (reverse thrust for turbo-jet powered aeroplanes) when out of the approved in-flight operating envelope for that function, and override of that means is prohibited.

(c) A reliability, such that the loss of the means required by sub-paragraph (b) above is remote.

(d) A caution provided to the flight crew when the means required by sub-paragraph (b) above is lost.

(e) A caution provided to the flight crew when a cockpit control is displaced from the flight regime (forward thrust regime for turbo-jet powered aeroplanes) into a position to select propeller pitch settings below the flight regime (reverse thrust for turbo-jet powered aeroplanes) outside the approved in-flight operating envelope. This caution need not be provided if the means required by sub-paragraph (b) is a mechanical baulk that prevents movement of the control.

CS 25.1161 Fuel jettisoning system controls

Each fuel jettisoning system control must have guards to prevent inadvertent operation. No control may be near any fire extinguisher control or other control used to combat fire.

CS 25.1163 Powerplant accessories

(a) Each engine-mounted accessory must –

(1) Be approved for mounting on the engine involved;

(2) Use the provisions on the engine for mounting; and

(3) Be sealed to prevent contamination of the engine oil system and the accessory system.

(b) Electrical equipment subject to arcing or sparking must be installed to minimise the probability of contact with any flammable fluids or vapours that might be present in a free state.

(c) If continued rotation of an engine-driven cabin supercharger or of any remote accessory

driven by the engine is hazardous if malfunctioning occurs, there must be means to prevent rotation without interfering with the continued operation of the engine.

CS 25.1165 Engine ignition systems

(a) Each battery ignition system must be supplemented by a generator that is automatically available as an alternate source of electrical energy to allow continued engine operation if any battery becomes depleted.

(b) The capacity of batteries and generators must be large enough to meet the simultaneous demands of the engine ignition system and the greatest demands of any electrical system components that draw electrical energy from the same source.

(c) The design of the engine ignition system must account for –

(1) The condition of an inoperative generator;

(2) The condition of a completely depleted battery with the generator running at its normal operating speed; and

(3) The condition of a completely depleted battery with the generator operating at idling speed, if there is only one battery.

(d) *Reserved.*

(e) No ground wire for any engine may be routed through a fire zone of another engine unless each part of that wire within that zone is fireproof.

(f) Each ignition system must be independent of any electrical circuit not used for assisting, controlling, or analysing the operation of that system.

(g) There must be means to warn appropriate flight-crew members if the malfunctioning of any part of the electrical system is causing the continuous discharge of any battery necessary for engine ignition.

(h) Each engine ignition system of a turbine powered aeroplane must be considered an essential electrical load.

CS 25.1167 Accessory gearboxes

For aeroplanes equipped with an accessory gearbox that is not certificated as part of an engine –

(a) The engine with gearbox and connecting transmissions and shafts attached must be

Amendment 5

Annexe B: AOF50.047, Fokker Services B.V.

All Operator Messages - Fokker 50/60

Fokker 50/60 – Modification to the Automatic Flight-Idle Stop System to introduce the Flight Idle Stop System Control Unit

Dated: October 22, 2008
Sequence No.: AOF50.047
Fokker Ref.:
Subject: Fokker 50/60 – Modification to the Automatic Flight-Idle Stop System to introduce the Flight Idle Stop System Control Unit

This All Operator Message is to inform you about the release of mandatory Service Bulletin SBF50-76-017, dated 22 October 2008.

Applicability

F27 Mark 050, 0502 and 0604 aircraft serial numbers:
All

Required attention

This message contains safety-related information that may concern your whole organization. The recommendations contained herein are of special importance for:

>	flight operations, including flight crew training
>	maintenance, including maintenance training
	ground handling and servicing
>	engineering and modification planning
>	spares and logistics

Please see to it that the following information does reach those who need it, in particular if some activities are outsourced (for instance to an outside maintenance provider, ground handler or training/simulation company).

Background information

Two accidents have occurred with Fokker 50 aircraft that were the result of inadvertent ground range selections during flight. Detailed investigations have shown that on both occasions the crew deviated from the standard operating procedures while the protection from the automatic flight-idle stop system was temporarily not available. The latter has been corrected by means of Service Bulletin SBF50-32-038, a mandatory modification to the Anti Skid Control Box (ref. All Operators Message AOF50-028, dated May 08, 2003).

Although the F50/F60 in the latest mod status fully complies with the applicable certification requirements, Fokker Services agreed with CAA-NL that the means of protection to prevent in-flight beta entry (ground regime) will be upgraded to comply with the more recent certification standards as laid down in CS25.1155 amendment 1.

According CS25.1155 amendment 1 each control for selecting propeller pitch settings below the flight regime requires the following:

- (a) A positive stop, which requires a separate and distinct operation by the flight crew.
- (b) A means to prevent both inadvertent and intentional selection of propeller pitch settings below the flight regime.
- (c) Reliability, such that the loss of the means required by paragraph (b) is remote.
- (d) A caution provided to the flight crew when the means required by paragraph (b) is lost.
- (e) A caution provided to the flight crew when a cockpit control is displaced from the flight regime into a position to select propeller pitch settings below the flight regime.

A number of these requirements are already included in the current design but not all. The following requirements still had to be covered:

- A further improvement of the reliability of the Automatic Flight Idle Stop system.

- The introduction of a caution (level 2 alert) if the Automatic Flight Idle Stop system is inadvertently activated during flight.
- The introduction of a caution (level 2 alert) if the crew removes the primary stop, i.e. lifts the ground range selector levers, during flight.

Actions

A modification to the Automatic Flight-Idle Stop system has been developed to comply with the requirements. To provide the alerting for the modified Automatic Flight-Idle Stop system also a modification to the Integrated Alerting System has been developed.

The changes to the integrated alerting system, which are required to provide the alerting for the flight idle stop system, are described in Service Bulletin SBF50-31-023. This modification is introduced separately from SBF50-76-017 to give the operators the opportunity to upgrade the Integrated Alerting Unit (IAU) and Central Annunciator Panel (CAP) in advance.

Service Bulletin SBF50-76-017 introduces the Modification to the Automatic Flight-Idle Stop System and introduces:

- the Flight-Idle Stop System Control Unit (FISSCU)
- the Automatic Flight-Idle Stop (AFIS) panel
- a switch on each ground range selector lever
- a modification to the Maintenance and Test panel.

After incorporating of Service Bulletin SBF50-31-023 and SBF50-76-017 the Automatic Flight-Idle Stop system will provide the following alerting for the crew:

- a level 2 alert will be generated to alert the flight crew for reduced protection from the flight idle stop solenoids by means of a fault annunciator on the Automatic Flight-Idle Stop control panel.
- a level 2 alert will be generated to make the flight crew aware of an attempt to select the power lever into the ground regime while airborne by means of a "GND RANGE SEL" annunciation on the Central Annunciator Panel (CAP).

Manual Change Notifications MCNM F50-068 (AMM, IPC, WM and TSSM changes) and MCNO F50-023 (AFM, AOM and QRH changes) are attached to Service Bulletin SBF50-76-017.

Copies of subject Service Bulletin(s) and of the AD (once issued) are available at the Fokker Services web-site <https://www.myfokkerfleet.com> (restricted site for customers only) as an attachment to this All Operator Message.

Compliance

Fokker Services recommends the accomplishment of this Service Bulletin within 2 years after the date of issue of Service Bulletin SBF50-76-017.

It is expected that EASA will issue an Airworthiness Directive (AD) with respect to this subject with the same compliance terms. Refer to the EASA website for the publication of a Proposed Airworthiness Directive for comments.

Fokker Services advises operators to plan the Flight-Idle Stop System modification well in advance of the end of the compliance time as mentioned in the EASA Airworthiness Directive to make sure that the mod kits are available in time and the AD compliance time is respected.

Kind regards,

FOKKER SERVICES BV

Attachments:

[MCNM-F50-068 -.pdf \(9044KB\)](#) | [MCNO-F50-023 -.pdf \(384KB\)](#) | [SBF50-76-017 -.pdf \(6192KB\)](#)

Annexe C: SBF50-76-017, Fokker Services B.V. (première feuille)

Service Bulletin
Fokker 50/60

Copyright All rights reserved by Fokker Services B.V. (The Netherlands). This document has been supplied by Fokker Services B.V. to its customers on a confidential basis subject to the provisions of an agreement. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than explicitly allowed by the aforesaid agreement, is not permitted except with the prior written permission of Fokker Services B.V.

ENGINE CONTROLS

Power Control - Modification to the Automatic Flight-Idle Stop System to introduce the Flight Idle Stop System Control Unit.

1. Planning Information

A. Effectivity

(1) F27 Mark 050, 0502 and 0604 aircraft serial numbers:

20103 thru 20335

NOTE: For aircraft serial number 20327 only Part 3, Activating of the Flight Idle Stop Control Unit is applicable.

(2) Production version of this modification: Not applicable.

Page	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
Revision	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Page	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34
Revision	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Page	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51
Revision	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-			
Page	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67	68
Revision	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Page	69	70	71	72	73	74	75	76	77	78	79						
Revision	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-						
Attachments	58 Drawing sheets. For a detailed listing refer to pages 13 thru 16.																

Oct 22/08

SBF50-76-017
Page 1



Service Bulletin Fokker 50/60

Copyright All rights reserved by Fokker Services B.V. (The Netherlands). This document has been supplied by Fokker Services B.V. to its customers on a confidential basis subject to the provisions of an agreement. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than explicitly allowed by the aforesaid agreement, is not permitted except with the prior written permission of Fokker Services B.V.

B. Concurrent Requirements.

- (1) Before, or at the same time as you do Part 2 or Part 3 of this SB you must do:
 - SBF50-31-023 - INDICATING/RECORDING SYSTEMS - Central Warning System
 - The Introduction of a modified Integrated Alerting Unit and Central Annunciator Panel as a provision for the Automatic Flight-Idle Stop System Modification.

Step (2) is applicable for aircraft serial numbers 20103, 20133, 20141 and 20142.

- (2) Before, or at the same time as, you do this SB you must do:
 - SBF50-76-010 - ENGINE CONTROLS - Power Control - The Modification of the Electrical Installation of the Automatic Flight-Idle Stop System.

C. Reason

- (1) Detailed investigation of two incidents with the Fokker 50 aircraft has shown that the crew deviated from the standard operating procedures while the protection from the automatic flight-idle stop system was temporarily not available. To solve this matter a mandatory modification to the Anti Skid Control Box has been issued by means of SBF50-32-028. (ref. All Operators Message AOF50-028, dated May 08, 2003). Although the flight-idle stop system, after the installation of the modified Anti Skid Control Box, fully complies with the applicable certification requirements, it has been decided that the flight-idle stop system will be modified to comply with the more recent requirements in CS 25.1155 amendment 1. This means that monitoring of the flight-idle stop system and alerting of the crew will be added.
- (2) For alerting of the crew the following alerts are introduced:
 - a level 2 alert has been added to alert the flight crew for reduced protection from the flight idle stop solenoids by means of a fault annunciator on the Automatic Flight-Idle Stop control panel.
 - a level 2 alert has been added to make the flight crew aware of an attempt to select the power lever into the ground regime while airborne by means of a "GND RANGE SEL" annunciation on the Central Annunciator Panel (CAP).

D. Description

- (1) This Service Bulletin is divided into two parts as follows:

PART 1: Installation of the Micro Switches and related Wiring in the Pedestal.

This Part tells you how to:

- Install the micro switches on the power levers.
- Install the new wiring in the pedestal.
- Verify the adjustment of the switches.
- Do the after installation testing.

NOTE: It is allowed to do PART 1 separately from PART 2 (First Part 1 and later Part 2).

Annexe D: SBF50-31-023, Fokker Services B.V. (première feuille)

Service Bulletin
Fokker 50/60

Copyright All rights reserved by Fokker Services B.V. (The Netherlands). This document has been supplied by Fokker Services B.V. to its customers on a confidential basis subject to the provisions of an agreement. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than explicitly allowed by the aforesaid agreement, is not permitted except with the prior written permission of Fokker Services B.V.

INDICATING/RECORDING SYSTEMS

Central Warning System - The Introduction of a modified Integrated Alerting Unit and Central Annunciator Panel as a provision for the Automatic Flight Idle Stop System Modification.

1. Planning Information

A. Effectivity

- (1) F27 Mark 050, 0502 and 0604 aircraft serial numbers:
20103 thru 20335

NOTE: For aircraft serial number 20327 only Part 2, Installation of a modified Integrated Alerting Unit and Central Annunciator Panel is applicable.

- (2) Production version of this modification: Not applicable.

B. Concurrent Requirements

Step (1) is applicable for aircraft serial numbers 20103 thru 20108, 20110 thru 20116, 20119, 20120, 20129, 20133, 20141 and 20142.

- (1) Before, or at the same time as, you do this SB, you must do:
- SBF50-31-005 - INDICATING/RECORDING SYSTEMS – Central Warning System
 - The Wiring Change of the Integrated-Alerting-System Test-Receptacles.

Page	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
Revision	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Page	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27							
Revision	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-							
Attachments	29 Drawing sheets. For a detailed listing refer to pages 9 and 10.																

Sep 05/08

SBF50-31-023
Page 1



Service Bulletin Fokker 50/60

Copyright All rights reserved by Fokker Services B.V. (The Netherlands). This document has been supplied by Fokker Services B.V. to its customers on a confidential basis subject to the provisions of an agreement. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than explicitly allowed by the aforesaid agreement, is not permitted except with the prior written permission of Fokker Services B.V.

C. Reason

- (1) A recommended modification to the automatic flight idle stop system will be introduced by SBF50-76-017. The **changes to the integrated alerting system to provide the alerting for the flight idle stop system** are described in this SB.
- (2) This modification is introduced separately from SBF50-76-017 to give the operators the opportunity to upgrade the Integrated Alerting Unit (IAU) and Central Annunciator Panel (CAP) in advance.

D. Description

- (1) This Service Bulletin tells you how to:
 - Remove the present IAU and CAP.
 - Install the upgraded IAU and CAP.
 - Rework electrical wiring on avionics rack shelf 6.
 - Rework aircraft wiring and install dummy load resistor if applicable.
 - Install some wiring provisions for the flight idle stop system.
 - Perform functional tests for the affected systems.
- (2) To enable the installation of the modified units some wiring changes are needed. Also some wiring provisions for the flight idle stop system will be installed.
- (3) This SB is divided into 2 parts as follows:
 - Part 1: Installation of a modified Integrated Alerting Unit and Central Annunciator Panel including Wiring Changes and is applicable to ALL aircraft serial numbers EXCEPT aircraft serial number 20327.
 - Part 2: Installation of a modified Integrated Alerting Unit and Central Annunciator Panel based on the Installation and Deactivation of Flight Idle Stop system according to Fokker Services report no. FS-N616, and is applicable to aircraft serial number 20327

E. Compliance


- (1) Optional.

F. Approval

- (1) The technical content of this document is approved by EASA or under the authority of DOA nr. EASA.21J.059.

Annexe E: AD2009-0049, EASA

EASA AD No : 2009-0049

EASA	AIRWORTHINESS DIRECTIVE
	AD No.: 2009-0049 Date: 02 March 2009 Note: This Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EC) No 216/2008 on behalf of the European Community, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 66 of that Regulation.
This AD is issued in accordance with EC 1702/2003, Part 21A.3B. In accordance with EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.301, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an AD applies, except in accordance with the requirements of that AD, unless otherwise specified by the Agency [EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.303] or agreed with the Authority of the State of Registry [EC 216/2008, Article 14(4) exemption]..	
Type Approval Holder's Name : Fokker Services B.V.	Type/Model designation(s) : F27 Mark 050, Mark 0502 and Mark 0604 aeroplanes
TCDS Number : EASA.A.036	
Foreign AD : Not applicable	
Supersedure : None	
ATA 76	Engine Controls – Automatic Flight-Idle Stop Control Unit – Installation
Manufacturer(s):	Fokker Aircraft B.V.
Applicability:	F27 Mark 050, Mark 0502 and Mark 0604 aeroplanes, all serial numbers.
Reason:	<p>Detailed investigations of two accidents with Fokker 50 (F27 Mark 050) aeroplanes have identified as probable cause that the flight crew selected propeller reverse during flight while the protection from the automatic flight-idle stop system was temporarily not available. This action is not in accordance with approved operating procedures. In addition, it has become clear that in general, flight crews attempt to make power lever selections below flight-idle more frequently than anticipated.</p> <p>This condition, if not corrected, could lead to further events of inadvertent propeller reverse selection during flight, resulting in loss of control of the aeroplane. Even though the potential for this kind of event is primarily driven by operational (human) factors, corrective (AD) action is nevertheless considered justified.</p> <p>A direct cause of possible temporary unavailability of the automatic flight-idle stop protection has been addressed by CAA-Netherlands AD 2003-091.</p> <p>To improve the overall reliability of the flight-idle stop system, making the system less sensitive to intentional and inadvertent power lever selections below flight-idle, Fokker Services has developed a modification that meets the latest requirements.</p> <p>This modification has been published as Service Bulletin (SB) SBF50-76-017,</p>

EASA AD No : 2009-0049

	<p>which provides instructions to modify the flight-idle stop system and introduces additional monitoring and flight crew alerting which were not required during the original certification of the aeroplane.</p> <p>For the reasons described above, this AD requires the installation of an automatic flight-idle stop control unit and the accomplishment of associated modifications.</p>
Effective Date:	16 March 2009
Required Action(s) and Compliance Time(s):	<p>Required as indicated, unless accomplished previously.</p> <p>Within 24 calendar months after the effective date of this AD, install an automatic flight-idle stop control unit and accomplish the associated modifications in accordance with the Accomplishment Instructions of Fokker Services SBF50-76-017.</p>
Ref. Publications:	<p>Fokker Services SBF50-76-017 dated 30 September 2008.</p> <p>The use of later approved revisions of this document is acceptable for compliance with the requirements of this AD.</p>
Remarks :	<ol style="list-style-type: none"> 1. If requested and appropriately substantiated, EASA can approve Alternative Methods of Compliance for this AD. 2. This AD was published on 23 January 2009 as PAD 09-019 for consultation until 20 February 2009. No comments were received during the consultation period. 3. Enquiries regarding this AD should be referred to the Airworthiness Directives, Safety Management & Research Section, Certification Directorate, EASA; E-mail ADs@easa.europa.eu. 4. For any question concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact: Fokker Services B.V., Technical Services Dept., P.O.Box 231, 2150 AE Nieuw-Vennep, The Netherlands. telephone +31 (0)252-627-350; facsimile +31 (0)252-627-211 e-mail: technicalservices.fokkerservices@stork.com. The referenced publication can be downloaded from www.myfokkerfleet.com.

Annexe F: Défilement temporel de la documentation

Défilement temporel de la documentation

Identification	Issue	Manufacturer / Authority	Status of document	Reference
SB F050-32-4	01/08/1992	ABSC	optional	
SB F050-32-4 Rev1	29/06/1994	ABSC	optional	cf. Appendix 5
Service letter 137	20/12/1994	Fokker Aircraft B.V.	information	cf. Appendix 6
1996 FOKKER AIRCRAFT bankruptcy				
SBF50-32-035	02/08/1999	Fokker Services B.V.	recommended	cf. Appendix 7
AD LUX-2002-001	29/11/2002	DAC Luxembourg	mandatory	cf. Appendix 8
Fo50-6004125-32-01	07/05/2003	ABSC	as defined in SBF50-32-038	cf. Appendix 11
AOF50.028	08/05/2003	Fokker Services B.V.	information	cf. Appendix 9
SBF50-32-038	08/05/2003	Fokker Services B.V.	recommended	cf. Appendix 10
AD LUX-2003-001	12/05/2003	DAC Luxembourg	mandatory	cf. Appendix 13
BLA2003-091	31/07/2003	CAA-NL	mandatory	cf. Appendix 20
CS-25 Amendment 5	05/09/2008	EASA	regulation	cf. Addendum - Appendix A
AOF50.047	22/10/2008	Fokker Services B.V.	information	cf. Addendum - Appendix B.
SBF50-76-017	22/10/2008	Fokker Services B.V.	recommended	cf. Addendum - Appendix C.
SBF50-31-023	06/11/2008	Fokker Services B.V.	optional	cf. Addendum - Appendix D.
AD2009-0049	02/03/2009	EASA	mandatory	cf. Addendum - Appendix E.