

# Rapport

Accident survenu le **25 janvier 2007**  
sur l'**aérodrome de Pau Pyrénées (64)**  
au **Fokker F28 Mk0100**  
immatriculé **F-GMPG**  
exploité par **Régional, Compagnie Aérienne Européenne**

**BEA**

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses  
pour la sécurité de l'aviation civile

MINISTÈRE DE L'ÉCOLOGIE, DE L'ÉNERGIE, DU DÉVELOPPEMENT DURABLE ET DE L'AMÉNAGEMENT DU TERRITOIRE

# **Avertissement**

*Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet accident.*

*Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE et au Code de l'Aviation civile (Livre VII), l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet 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.*



# Table des matières

<b>AVERTISSEMENT</b>	<b>1</b>
<b>GLOSSAIRE</b>	<b>5</b>
<b>SYNOPSIS</b>	<b>7</b>
<b>ORGANISATION DE L'ENQUETE</b>	<b>9</b>
<b>1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE</b>	<b>11</b>
1.1 Déroulement du vol	11
1.2 Tués et blessés	12
1.3 Dommages à l'aéronef	12
1.4 Autres dommages	12
1.5 Renseignements sur le personnel	13
1.5.1 Equipage de conduite	13
1.5.2 Equipage de cabine	14
1.6 Renseignements sur l'aéronef	15
1.6.1 Cellule	15
1.6.2 Moteurs	16
1.6.3 Suivi des opérations de maintenance	16
1.6.4 Masse et centrage	17
1.6.5 Performances au décollage	17
1.6.6 Instrumentation en poste de pilotage	18
1.6.7 Commandes de vol	19
1.6.8 Système de dégivrage / antigivrage	21
1.6.9 Moyens de détection de givrage	21
1.6.10 Système carburant	21
1.7 Conditions météorologiques	23
1.7.1 Messages significatifs	24
1.7.2 Informations fournies à l'équipage	24
1.7.3 Etude du vol précédent	24
1.8 Aides à la navigation	24
1.9 Télécommunications	25
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	25
1.10.1 Le service de la navigation aérienne	26
1.10.2 Les moyens de dégivrage	27
1.10.3 La lutte contre le péril aviaire	27
1.10.4 Plan de secours de l'aérodrome	28
1.11 Enregistreurs de bord	28
1.11.1 Exploitation de l'enregistreur de conversations	29
1.11.2 Exploitation de l'enregistreur de paramètres	29
1.11.3 Synthèse des enregistrements	30
1.11.4 Etude du vol précédent	32
1.12 Renseignements sur le site et sur l'épave	32
1.12.1 Description du site	32
1.12.2 Description de l'épave	34
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	36
1.14 Incendie	36

1.15	Questions relatives à la survie des occupants	36
1.15.1	Portes et issues de secours sur Fokker F28 Mk0100.	36
1.15.2	Répartition de l'équipage et des passagers en cabine	37
1.15.3	Evacuation de l'avion	38
1.15.4	Questionnaire aux passagers	40
1.16	Essais et recherches	40
1.16.1	Examen de l'épave	40
1.16.1.1	Examen des commandes de vol	40
1.16.2	Turbulence de sillage	41
1.17	Renseignements sur les organismes et la gestion	42
1.17.1	L'exploitant	42
1.17.2	Formation et entraînement des équipages de conduite	42
1.17.3	Opérations en conditions givrantes	43
1.17.4	Procédure de visite extérieure	48
1.17.5	Procédure d'évacuation	48
1.18	Renseignements supplémentaires	51
1.18.1	Accidents au décollage dus au givrage au sol	51
1.18.2	Principaux accidents des avions de la famille Fokker F28	51
1.18.3	Mesures prises à la suite des accidents dus au givrage au sol	54
1.18.4	Aérodynamique	56
1.18.5	Répartition thermique sur la surface des ailes	60
1.18.6	Effet du groupe auxiliaire de puissance	62
1.18.7	Visibilité et taille des flocons	62
1.18.8	Données des caméras de surveillance	62
1.18.9	Témoignages	63
1.18.10	Communication radio en situation de détresse	64
<b>2</b>	<b>- ANALYSE</b>	<b>65</b>
2.1	Introduction	65
2.2	Dépôt de contaminants givrés au sol	65
2.3	Perte de contrôle au décollage	65
2.3.1	La rotation en tangage	65
2.3.2	Les oscillations en roulis	66
2.4	Absence de dégivrage	67
2.4.1	Formation des équipages	67
2.4.2	Documentation	69
2.4.3	Retour d'expérience	70
2.5	Evacuation	71
2.5.1	Procédure d'évacuation	71
2.5.2	Utilisation des issues de secours	72
<b>3</b>	<b>- CONCLUSIONS</b>	<b>73</b>
3.1	Faits établis	73
3.2	Causes de l'accident	75
<b>4</b>	<b>- RECOMMANDATIONS DE SECURITE</b>	<b>77</b>
	<b>LISTE DES ANNEXES</b>	<b>81</b>

# Glossaire

ACJ	Circulaire consultative commune
AESA	Agence européenne de sécurité aérienne
AF	Air France
AFCAS	Système de gestion de vol de l'avion
AFM	Manuel de vol
AMC	Moyen acceptable de conformité
AMM	Manuel de maintenance
AOM	Manuel d'utilisation
ATIS	Service automatique d'information de région terminale
ATPL	Brevet de pilote de ligne
ATS	Automanette
BKN	Nuages morcelés (5 à 7 octas), suivi de la hauteur de la base des nuages
BP	Basse pression
CAM	Corde aérodynamique moyenne
CAS	Vitesse conventionnelle
CdB	Commandant de bord
CDG	Aéroport de Paris Charles de Gaulle
CDN	Certificat de navigabilité
CRM	Compte rendu matériel
CVR	Enregistreur phonique
DAC	Direction de l'Aviation Civile
daN	Décanewton
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
ECP	Entraînements et contrôles périodiques
EFIS	Electronic Flight Instrument System
FAA	Federal Aviation Administration (USA)
FDR	Enregistreur de paramètres
FEW	Nuages rares (1 à 2 octas), suivi de la hauteur de la base des nuages
FIR	Région d'information de vol
FM(C) S	Flight Management (Computer) System
ft	Pied
GPWS	Avertisseur de proximité du sol
HP	Haute pression
hPa	Hectopascal
JAA	Joint Airworthiness Authorities
JAR	Joint Airworthiness Requirements
kHz	Kilohertz
kt	Nœud
lb	Livre
LOC	Position de contrôle en charge des arrivées et des départs
MANEX	Manuel d'exploitation

MFDU MFDS	Ecran d'affichage multifonctions
METAR	Message régulier d'observation météorologique pour l'aéronautique
MHz	Mégahertz
MTOW	Masse maximale au décollage
ND	Navigation Display
NM	Mille marin
NTSB	National Transportation Safety Board (USA)
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OGWLEHS	Système de chauffage des bords d'attaque de l'aile au sol
OVC	Ciel couvert (8 octas), suivi de la hauteur de la base des nuages
P/N	Référence de pièce
PF	Pilote en fonction
PFD	Primary Flight Display
PNC	Equipage de cabine
PNF	Pilote non en fonction
PNT	Equipage de conduite
QFE	Pression atmosphérique à l'altitude de l'aérodrome
QFU	Orientation magnétique de la piste (en dizaines de degrés)
QNH	Calage altimétrique requis pour lire l'altitude de l'aérodrome au sol
QT	Qualification de type
RHC	Régiment d'Hélicoptères de Combat, Aviation Légère de l'Armée de Terre
RVR	Portée visuelle de piste
SIV	Service d'information de vol
S/N	Numéro de série
SB	Bulletin service
SCT	Nuages épars (3 à 4 octas) suivi de la hauteur de la base des nuages
SIGMET	Messages de phénomènes météorologiques en route spécifiés
SSCVR	Enregistreur phonique à mémoire statique
SSLIA	Service de sauvetage et de lutte contre l'incendie des aéronefs sur les aérodromes
STAC	Services Techniques de l'Aviation Civile
T	Température de l'air
TAF	Message météorologique de prévision d'aérodrome
Td	Température du point de rosée
TEMSI	Carte de prévision du temps significatif
TWR	Contrôle d'aérodrome
VHF	Très haute fréquence (30 à 300 MHz)

# Synopsis

## Date de l'accident

Jeudi 25 janvier 2007 à 10 h 26<sup>(1)</sup>

## Lieu de l'accident

Aérodrome de Pau Pyrénées (64)

## Nature du vol

Transport public de passagers

Vol régulier AF 7775

Pau Pyrénées - Paris Charles de Gaulle

## Aéronef

Fokker F28 Mk0100

Immatriculé F-GMPG

## Propriétaire

Régional, Compagnie Aérienne Européenne

## Exploitant

Régional, Compagnie Aérienne Européenne

## Personnes à bord

2 PNT

2 PNC

50 passagers

<sup>(1)</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure en vigueur en France métropolitaine le jour de l'événement.

## Résumé

L'avion décolle en piste 13. Peu après l'envol, il s'incline à gauche, à droite, puis à gauche. L'aile gauche de l'avion, maintenant en descente, frotte sur le revêtement en limite droite du bord de piste. L'avion touche le sol légèrement incliné à droite, rebondit, roule dans les servitudes à droite de la piste, traverse le grillage d'enceinte de l'aérodrome et franchit une route en heurtant la cabine d'un camion. Les trains d'atterrissage principaux heurtent le talus opposé de la route et se séparent de l'avion. Celui-ci glisse dans un champ sur environ 535 mètres, à droite de la rampe d'approche de la piste 31.

## Conséquences

	Blessures			Matériel
	Mortelles	Graves	Légères/Aucune	
Membres d'équipage	-	-	4	détruit
Passagers	-	-	50	
Autres personnes	1	-	-	





## ORGANISATION DE L'ENQUETE

Le BEA a été informé de l'accident le jeudi 25 janvier vers 11 h 20. Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale et au Code de l'Aviation Civile (Livre VII), une enquête technique a été ouverte et un enquêteur désigné pour la conduire.

En application des dispositions internationales, un représentant accrédité néerlandais, accompagné de deux spécialistes de Stork, Fokker Services, a été associé à l'enquête au titre de l'Etat de conception de l'avion. Les moteurs sont de conception britannique (Rolls Royce) mais le suivi de navigabilité est de la responsabilité de la filiale allemande du constructeur. Aussi, le Bundestelle für Flugunfalluntersuchung (BFU), organisme d'enquête allemand, a été associé à l'enquête avec un spécialiste de Rolls Royce.

Huit groupes de travail ont été constitués dans les domaines suivants :

- performances de l'avion ;
- examen de l'épave et du site, exploitation de la documentation de maintenance ;
- opérations ;
- enregistreurs de vol ;
- plateforme aéroportuaire et contrôle aérien ;
- météorologie ;
- survie ;
- environnement.

L'ensemble des opérations effectuées sur le site ou sur l'avion l'ont été en coordination avec les responsables de l'enquête judiciaire.



# 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

## 1.1 Déroutement du vol

A 10 h 15 le jeudi 25 janvier 2007, l'équipage du Fokker F28 Mk0100 immatriculé F-GMPG termine la préparation du vol AF7775 Pau Pyrénées - Paris Charles de Gaulle. Le commandant de bord est pilote en fonction, le copilote est pilote non en fonction.

L'avion, avec le même équipage, avait atterri à 9 h 37 en provenance de Paris Charles de Gaulle ; auparavant, il avait effectué un vol Brest - Paris.

Après le briefing départ, le démarrage des réacteurs, le repoussage et les vérifications d'usage après la mise en route, l'équipage est autorisé à rejoindre le point d'arrêt de la voie de circulation N 5.

A 10 h 23 min 48, l'avion est au point d'arrêt. L'équipage reçoit l'autorisation de pénétrer, de remonter la piste et de s'aligner piste 13.

A 10 h 25 min 15, le contrôleur l'autorise au décollage. Quelques secondes plus tard, l'avion roule, la poussée TOGA est confirmée. Les paramètres de décollage sont conformes aux valeurs de performance calculées.

A 10 h 26 min 00, l'équipage aperçoit des oiseaux.

A 10 h 26 min 03, le copilote annonce « V1, VR on va dire ». La vitesse conventionnelle est de 128 kt.

A 10 h 26 min 08, l'avion est en vol. L'assiette est de 15° à cabrer, l'incidence de 11,9° et la vitesse conventionnelle de 144 kt.

A partir de 10 h 26 min 09, l'avion s'incline à gauche. L'inclinaison maximale enregistrée est de 35°. L'alarme BANK ANGLE se déclenche, elle sera audible pendant huit secondes. Le commandant de bord contre le mouvement en utilisant le volant et le palonnier vers la droite. L'avion bascule alors sur la droite et descend. L'inclinaison maximale enregistrée est de 67°. L'équipage contre le mouvement, toujours avec le volant et le palonnier. L'avion bascule une seconde fois sur la gauche. L'équipage contre à nouveau. L'inclinaison maximale enregistrée est de 59°. L'alarme GPWS DON'T SINK retentit.

Pendant cette phase de vol, les valeurs maximales enregistrées sont de 107 pieds pour la hauteur radiosonde et de + 17° pour l'incidence.

A 10 h 26 min 22, le train d'atterrissage principal droit touche le sol dans les servitudes à droite de la piste. La vitesse conventionnelle est de 160 kt. Le commandant de bord réduit la poussée des moteurs.

L'avion rebondit, sa vitesse conventionnelle varie entre 160 kt et 165 kt. Le commandant de bord décide de le plaquer au sol. L'avion reprend contact avec le sol à 10 h 26 min 27, dans les servitudes, sur la voie de circulation S0 située en extrémité de la piste 13, avec une vitesse conventionnelle de 163 kt.

A 10 h 26 min 29, les inverseurs de poussée sont déployés pendant environ trois secondes.

L'avion roule sur environ 340 mètres, heurte le grillage d'enceinte de l'aérodrome et franchit la route départementale 289 située en contrebas. Le train d'atterrissage gauche heurte la cabine d'un camion, puis les deux trains d'atterrissage principaux heurtent le talus opposé de la route et sont arrachés.

A 10 h 26 min 34, une alarme TRIPLE CHIME retentit. Le copilote annonce à 10 h 26 min 40 « Engine deux fail ».

L'avion glisse dans un champ sur environ 535 m, à droite de la rampe d'approche de la piste 31, avant de s'arrêter à 10 h 26 min 49. Le copilote annonce à la radio une situation de détresse (MAYDAY).

A 10 h 27 min 06, le commandant de bord demande de « tout percuter » et à 10 h 27 min 11, il annonce : « Allez...procédure ».

A 10 h 27 min 32, le commandant de bord annonce à l'équipage de cabine : « PNC ici le poste de pilotage à vos postes merci ».

A 10 h 27 min 39, le commandant de bord annonce : « Evacuation d'urgence » et, à 10 h 27 min 42, il transmet l'ordre à l'équipage de cabine.

## 1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	-	-	1
Graves	-	-	-
Légères/Aucune	4	50	-

L'accident a provoqué la mort du conducteur du camion qui passait sur la RD 289 située au-delà de l'enceinte de l'aérodrome au moment où l'avion la franchissait.

## 1.3 Dommages à l'aéronef

A part l'arrachement des trains d'atterrissage principaux et les dommages dus aux impacts successifs, la structure est restée entière. L'avion est toutefois considéré comme détruit en raison de l'importance des efforts subis.

## 1.4 Autres dommages

Le camion a été détruit.

Le grillage de clôture de l'aérodrome a été arraché dans l'alignement de la piste.

## 1.5 Renseignements sur le personnel

### 1.5.1 Equipage de conduite

#### 1.5.1.1 Commandant de bord

Homme, 44 ans

- Licence de pilote de ligne délivrée le 29 décembre 2000, valide jusqu'au 30 septembre 2007
- Date d'entrée dans la compagnie : 24 janvier 1995
- Dernier contrôle en ligne : 23 février 2006
- Dernier contrôle hors ligne : 12 janvier 2007
- Dernier entraînement au simulateur : 12 juin 2006
- Certificat d'aptitude médicale (classe 1) délivré le 21 août 2006
- Qualification de type obtenue le 4 décembre 2001

#### *Expérience aéronautique*

- 6 135 heures de vol dont 2 948 sur type
- 163 heures dans les 90 derniers jours, toutes sur type
- 55 heures dans les 30 derniers jours, toutes sur type

#### *Activité dans les trois jours avant l'accident*

- Lundi 22 janvier 2007 : repos
- Mardi 23 janvier 2007 : repos
- Mercredi 24 janvier 2007 :

N° de vol	de	à	Départ	Arrivée
AF5577	Vigo	Paris CDG	17 h 10	19 h 25
AF7732	Paris CDG	Brest	20 h 05	21 h 20

#### *Activité prévue le jeudi 25 janvier 2007*

N° de vol	de	à	Départ	Arrivée
AF7737	Brest	Paris CDG	5 h 35	6 h 55
AF7776	Paris CDG	Pau	7 h 35	9 h 05
AF7775	Pau	Paris CDG	9 h 45	11 h 15

#### Remarques :

- le vol AF7776 avait atterri à 9 h 37, ce qui avait retardé le départ du vol AF7775 ;
- la planification des vols du jeudi 25 janvier 2007 prévoyait la mise en place du commandant de bord et du copilote à Vigo par le vol AF 5576 prévu au décollage de Paris CDG à 14 h 25.

### 1.5.1.2 Copilote

Homme, 37 ans

- Licence de pilote de ligne délivrée le 23 août 2005, valide jusqu'au 31 juillet 2007
- Date d'entrée dans la compagnie : 14 septembre 2001
- Dernier contrôle en ligne : 25 septembre 2006
- Dernier contrôle hors ligne : 11 janvier 2007
- Dernier entraînement au simulateur : 20 juillet 2006
- Certificat d'aptitude médicale (classe 1) délivré le 17 mai 2006
- Qualification de type obtenue le 25 septembre 2006

#### *Expérience aéronautique*

- 6 295 heures de vol dont 287 sur type
- 162 heures dans les 90 derniers jours, toutes sur type
- 67 heures dans les 30 derniers jours, toutes sur type

#### *Activité dans les trois jours avant l'accident*

- Lundi 22 janvier 2007 : repos
- Mardi 23 janvier 2007 : repos
- Mercredi 24 janvier 2007 :

N° de vol	de	à	Départ	Arrivée
AF5576	Paris CDG	Vigo	14 h 25	16 h 35
AF5577	Vigo	Paris CDG	17 h 10	19 h 25
AF7732	Paris CDG	Brest	20 h 05	21 h 20

#### *Activité prévue le jeudi 25 janvier 2007*

N° de vol	de	à	Départ	Arrivée
AF7737	Brest	Paris CDG	5 h 35	6 h 55
AF7776	Paris CDG	Pau	7 h 35	9 h 05
AF7775	Pau	Paris CDG	9 h 45	11 h 15

### 1.5.2 Equipage de cabine

L'équipage de cabine avait également effectué les deux vols précédant l'accident.

#### 1.5.2.1 Chef de cabine

Homme, 31 ans

- Certificat de sécurité sauvetage délivré le 5 août 1997
- Certificat d'aptitude médicale délivré le 11 décembre 2006

- ❑ Derniers entraînement et contrôle périodique le 22 septembre 2006
- ❑ Qualification chef de cabine obtenue le 23 septembre 2006

### 1.5.2.2 Navigante de cabine

Femme, 31 ans

- ❑ Certificat de sécurité sauvetage délivré le 1<sup>er</sup> août 2002
- ❑ Certificat d'aptitude médicale délivré le 30 mars 2005
- ❑ Derniers entraînement et contrôle périodique le 31 mars 2006

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef



### 1.6.1 Cellule

Constructeur	Fokker Aircraft BV (Pays-Bas)
Type	Fokker F28 Mk0100
Numéro de série	11 362
Immatriculation	F-GMPG
Mise en service	18 octobre 1991
Certificat de navigabilité <sup>(2)</sup>	12 décembre 2006, valide jusqu'au 6 mai 2007
Temps d'utilisation <sup>(3)</sup>	28 586 heures de vol
Nombre de cycles	34 886

La configuration maximale certifiée est de cent neuf places. L'avion était exploité en version cent places (deux PNC).

<sup>(2)</sup> Depuis sa mise en service, l'avion faisait l'objet d'un renouvellement de CDN tous les trois ans. Le passage à six mois correspond à une période transitoire d'adaptation du cycle de renouvellement des documents de navigabilité à la nouvelle réglementation européenne.

<sup>(3)</sup> Mentionné dans le livret d'aéronef au 25 janvier 2007



### 1.6.2 Moteurs

Constructeur : Rolls-Royce (Royaume-Uni)

Type : Tay 620-15

	Moteur n° 1	Moteur n° 2
Numéro de série	17 074	17 109
Heures totales (au 20 novembre 2006)	22 381	20 113
Heures totales depuis RG (au 20 novembre 2006)	7 929	2 659
Nombre de cycles depuis RG (au 20 novembre 2006)	7 889	2 501

Les moteurs sont des turboréacteurs doubles-corps à double flux et soufflante. Ils sont installés dans des nacelles situées à l'arrière du fuselage et sont équipés d'inverseurs de poussée.

L'attelage basse pression comprend une soufflante à un étage et un compresseur intermédiaire à trois étages entraînés par une turbine à trois étages.

L'attelage haute pression comprend un compresseur à douze étages entraîné par une turbine à deux étages.

Les manettes de poussée sont commandées soit automatiquement par le système automanette soit manuellement.

Cinq taux de poussée peuvent être sélectionnés en appuyant sur le poussoir Thrust Rating Panel situé sur le pylône :

- TOGA, décollage ou remise de gaz,
- FLX, poussée réduite au décollage,
- CLB, montée,
- CRZ, croisière,
- MCT, maxi continu.

### 1.6.3 Suivi des opérations de maintenance

Entre le 15 et le 20 novembre 2006, une visite 3A et 3Y a été effectuée dans les ateliers de Sabena Technics à Dinard. Au cours de ces travaux, les moteurs ont également été vérifiés.

Le 11 janvier 2007, une visite de type AI (visite intermédiaire) a été effectuée à Brest. Au cours de cette visite, certains équipements des systèmes de commande de vol (servovalves) et du stabilisateur horizontal ont été vérifiés.

Aucun problème n'a été relevé lors de ces opérations de maintenance programmée.

#### 1.6.4 Masse et centrage

La feuille de calcul des masses et du centrage fournie par l'exploitant à l'équipage contient les informations suivantes :

	Masses (kilogrammes)	Indice	Centrage (en % CAM)
Masse de base corrigée	25 709	90,9	
Masse réelle sans carburant	30 609	54,57	18,42
Carburant emporté <sup>(4)</sup>	7 500		
Masse au décollage	37 909	58,37	20,99
Masse calculée à l'atterrissage	35 109	54,45	19,22

<sup>(4)</sup>Dont un forfait de 200 kg pour le roulage.

La feuille de chargement donne une masse passagers et bagages de 4 900 kg.

La quantité de carburant livrée à Pau a été de 4 577 litres, soit 3 661 kg.

Après l'accident, les mesures effectuées ont montré qu'il restait 7 660 kg de carburant dans les réservoirs. Compte tenu de la quantité consommée pour le décollage (environ 200 kg), la masse de l'avion au décollage de Pau était donc d'environ 38 450 kg, ce qui correspond à un centrage d'environ 21 %, à l'intérieur de l'enveloppe certifiée de centrage qui va de 9 % à 35 %.

La masse maximale au décollage est calculée en prenant en compte la masse maximale certifiée et les limitations de performances de décollage :

a) La masse maximale certifiée au décollage (MTOW) est de 41 990 kg.

b) La masse maximale au décollage liée aux performances est calculée sur la base de la feuille de performances fournie par l'exploitant (voir annexe 3). Pour le calcul, l'équipage a pris en compte les paramètres suivants :

- décollage piste 13,
- piste mouillée,
- température 0°C,
- QNH 1008,
- vent de travers,
- volets 8°,
- systèmes d'antigivrage des moteurs et des bords d'attaque de l'aile et du plan horizontal réglable activés.

Dans ces conditions la masse maximale autorisée au décollage est de 40 720 kg.

#### 1.6.5 Performances au décollage

Performances au décollage calculées par l'équipage et inscrites sur le carton de décollage :

- masse au décollage : 37 909 kg,
- EPR : 1,69,
- volets 8°,

- ❑ V1 = 123 kt
- ❑ VR = 127 kt
- ❑ V2 = 132 kt
- ❑ CG = 21 % (ce qui correspond à un calage du stabilisateur à une valeur légèrement supérieure à 3°).

Ces valeurs ont été confirmées par les calculs des enquêteurs effectués avec la masse au décollage de 38 450 kg.

Remarque : la distance théorique de roulement au sol avant arrêt de l'avion dans les circonstances de l'événement (vitesse 160 kt, sol naturel et configuration volets 8°) n'a pas pu être calculée en l'absence d'un modèle théorique adapté à ces circonstances particulières. A titre indicatif, en configuration volets 42°, VRF 127 kt, la distance d'atterrissage publiée d'un F28 Mk0100 à la masse de 38 000 kg est de 780 m dont 480 m de roulement au sol.

### **1.6.6 Instrumentation en poste de pilotage**

La planche de bord, inclinée pour une meilleure visibilité, est divisée en planche de bord commandant de bord, planche centrale et planche copilote.

Les planches des pilotes regroupent les mêmes instruments de vol primaires, secondaires et de navigation. Elles comportent chacune deux écrans superposés, un Primary Flight Display et un Navigation Display, qui présentent en couleurs les informations de vol et de navigation.

La planche commandant de bord contient les instruments de secours ; la planche copilote contient le totalisateur carburant et les indicateurs du système de freinage.

La planche centrale comprend deux écrans Multi Function Display Unit, placés côte à côte, où s'affichent les paramètres réacteurs, les alarmes, les procédures et des messages. Elle comprend également les commandes et contrôles du train d'atterrissage.

Le bandeau placé immédiatement au-dessus de la planche de bord contient les panneaux de commande de l'Electronic Flight Instruments System et de l'Automatic Flight Control and Augmentation System, les voyants principaux WARNING et CAUTION et les voyants d'alarme AUTO LAND.

Le panneau supérieur, au-dessus des pilotes, renferme les tableaux de commande et de surveillance des systèmes de l'avion.

Le pylône central porte principalement les commandes de poussée des réacteurs, de manœuvre des volets, du frein de parc, des destructeurs de portance, de déconnexion du poussoir de manche, le blocage des commandes de vol et la commande de secours du train d'atterrissage. Il contient également les commandes du Flight Management System, des MFDS et des systèmes de communication et de navigation ainsi que les volants de compensation des ailerons, de la profondeur et de la direction.



## 1.6.7 Commandes de vol

### 1.6.7.1 Généralités

Chaque réacteur entraîne deux pompes qui fournissent l'énergie hydraulique à deux circuits indépendants. Ces circuits alimentent les commandes de vol, les volets, les destructeurs de portance, les aérofreins, le train d'atterrissage, l'orientation des roues avant, les freins et les inverseurs de poussée.

Les commandes de vol principales se composent des gouvernes de gauchissement, des gouvernes de profondeur et de la gouverne de direction.

La manœuvre des différentes surfaces est réalisée par des liaisons mécaniques assistées par des servocommandes alimentées par les deux circuits hydrauliques. Il n'y a pas de retour d'efforts aérodynamiques en fonctionnement normal. En cas de perte d'un circuit hydraulique, le fonctionnement des commandes de vol n'est pas affecté, seul l'effort aux ailerons est augmenté. En l'absence totale de pression hydraulique, toutes les gouvernes peuvent être manœuvrées directement via les liaisons mécaniques.

Le plan horizontal est réglable. Il est utilisé pour la compensation en profondeur.

### 1.6.7.2 Gouvernes de gauchissement

Les ailerons sont interconnectés mécaniquement et chacun est commandé par une servocommande alimentée par un des deux circuits hydrauliques (la servocommande de l'aileron gauche est alimentée par le circuit hydraulique n° 1). Un compensateur d'asservissement sur chaque aileron est verrouillé en fonctionnement normal. En cas de dépressurisation d'une servocommande, le compensateur d'asservissement est déverrouillé pour aider au fonctionnement sans assistance de l'aileron concerné.

Le système à câble des liaisons mécaniques des ailerons est séparé au niveau du caisson central des ailes. Chaque côté comporte un dispositif de surpassement. En cas de blocage d'un aileron, ce dispositif assure le mouvement de l'aileron opposé par une surmotorisation (la force à appliquer sur la commande sera toutefois significativement plus élevée qu'en fonctionnement normal).

#### **1.6.7.3 Gouverne de direction**

En fonctionnement normal, la gouverne de direction est manœuvrée par une servocommande alimentée par le circuit hydraulique n° 2. En cas de panne de ce circuit, la gouverne est manœuvrée par une servocommande alimentée par le circuit n° 1. Le débattement de la gouverne de direction est limité à grande vitesse par un contrôleur RUDDER LIMIT.

#### **1.6.7.4 Gouverne de profondeur**

La gouverne de profondeur est constituée de deux demi-gouvernes mécaniquement interconnectées, normalement manœuvrées par deux servocommandes hydrauliques.

Chaque servocommande est alimentée par l'un des deux circuits hydrauliques (la servocommande gauche est alimentée par le circuit hydraulique n° 2). Un seul circuit suffit pour la manœuvre des deux gouvernes.

#### **1.6.7.5 Plan horizontal réglable**

Le plan horizontal réglable est manœuvré par une servocommande alimentée par les deux circuits hydrauliques, un seul circuit suffisant pour le manœuvrer. Lors de la vérification après la mise en route, il est positionné par l'équipage en fonction du centrage.

En vol, le plan horizontal est commandé par le système FLIGHT AUGMENTATION (FAS). En absence de pression hydraulique, il peut être manœuvré par un moteur électrique.

#### **1.6.7.6 Volets**

En fonctionnement normal, les volets sont actionnés par la pression hydraulique et, en secours, par un moteur électrique. Leur braquage va de 0° à 42°.

Les informations de position des volets et du levier FLAP sont envoyées vers plusieurs calculateurs, dont le calculateur d'alarme de décrochage. La position des volets est présentée sur le PFD. Une alarme est présentée en cas de désaccord entre la position du levier FLAP et la position réelle des volets.

Lorsque les volets sont manœuvrés hydrauliquement, le système assure une surveillance de dissymétrie. En cas de détection d'une dissymétrie, la pression hydraulique est coupée et une alarme est générée.

#### **1.6.7.7 Destructeurs de portance**

Les destructeurs de portance ont pour rôle de détruire la portance et de donner plus d'efficacité au freinage (cinq panneaux par aile). Ils n'ont pas de fonction de gauchissement en vol. Ils sont alimentés hydrauliquement par le circuit n° 1. Si l'alimentation hydraulique n'est plus disponible, des accumulateurs maintiennent suffisamment de pression pour une sortie et rentrée des éléments.

Le circuit peut fonctionner automatiquement ou manuellement. En cas de panne ou de perte de sécurité du circuit, une alarme est générée.

#### **1.6.7.8 Protection contre le décrochage (avion non contaminé)**

Le système de protection contre le décrochage est constitué d'une alarme avant décrochage et d'une récupération après décrochage.

- L'alarme avant décrochage est assurée par un vibreur sur chaque manche. Les deux vibreurs s'activent si le calculateur d'alarme de décrochage détermine que l'avion est proche du décrochage. Le calcul prend en compte l'information des sondes d'incidence, la position des volets, la vitesse et l'altitude de l'avion.
- La récupération après décrochage est assurée par un poussoir de manche pneumatique qui place le manche en position plein piqué lorsque le décrochage est détecté. La force appliquée par le poussoir n'empêche pas de ramener le manche au neutre si nécessaire.

Le système est protégé contre des fonctionnements intempestifs.

#### **1.6.8 Système de dégivrage / antigivrage**

De l'air prélevé sur les compresseurs des deux réacteurs est utilisé pour le conditionnement d'air et la pressurisation ainsi que pour le dégivrage / antigivrage des bords d'attaque des ailes, de l'empennage et des entrées d'air des réacteurs. Au décollage en mode TOGA, le dégivrage des bords d'attaque et de l'empennage est inhibé pendant soixante secondes après la mise en puissance.

#### **1.6.9 Moyens de détection de givrage**

L'avion est équipé d'une sonde de détection de givrage en vol. Elle est constituée d'une lame sensible qui vibre à une certaine fréquence. Lorsque qu'un dépôt de glace se produit et atteint 0,5 mm, la fréquence est modifiée et une alarme est envoyée en poste. Cette alarme consiste en l'allumage du voyant ICING et l'apparition d'un message d'alerte sur le MFDU.

#### **1.6.10 Système carburant**

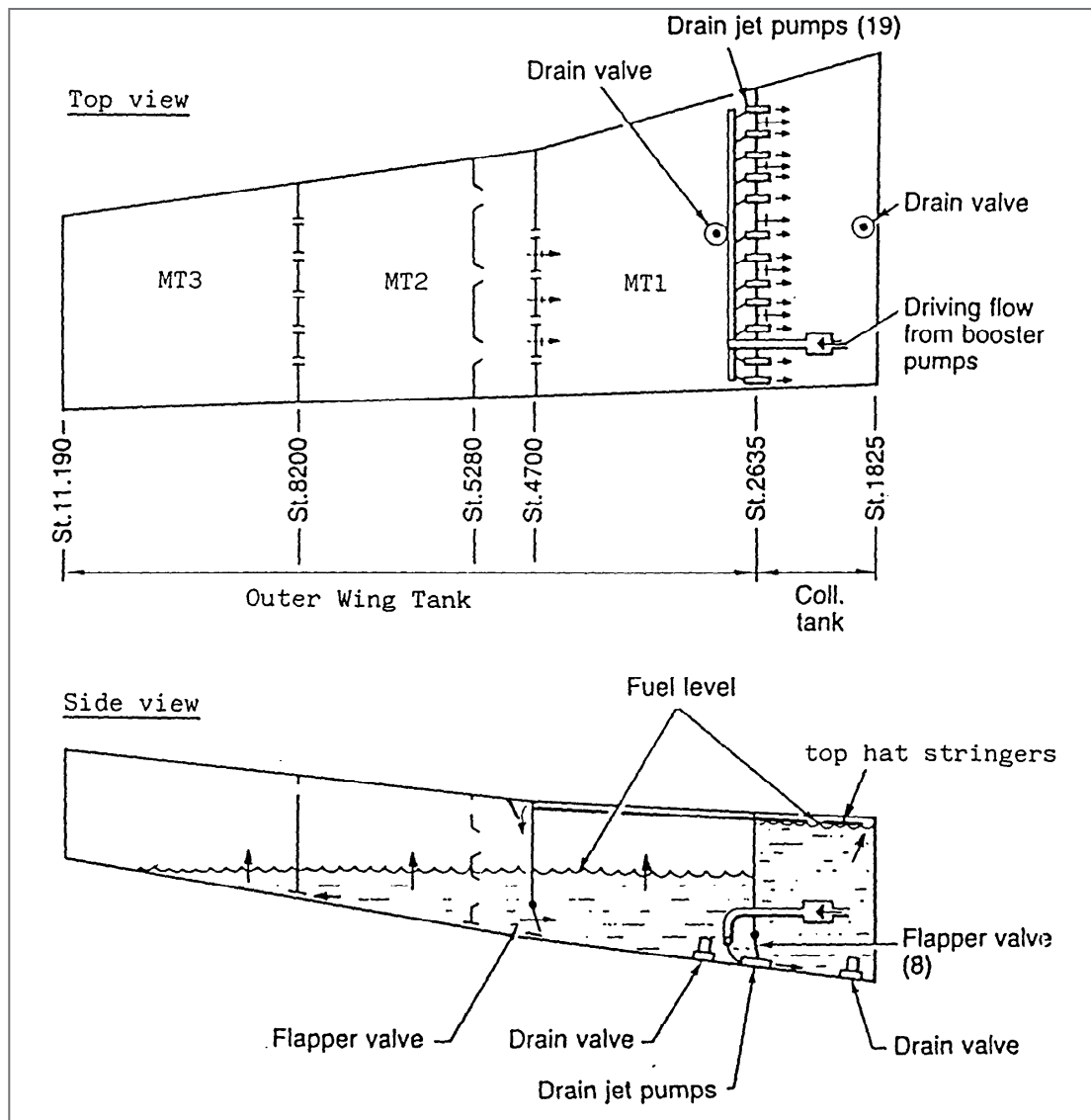
Le système carburant du Fokker F28 Mk0100 comprend un réservoir central de fuselage et des réservoirs de voilure. Chacune des voilures peut contenir 3 872 kilogrammes de carburant répartis entre une nourrice et trois caissons

par voilure. Le système maintient une quantité fixe (750 kg) dans les nourrices qui sont alimentées par gravité par le carburant contenu dans les caissons. En utilisation normale (avitaillement ou fonctionnement des moteurs), le trop-plein est renvoyé par des renforts d'ailes d'extrados vers le caisson MT2.

Pour le décollage du 25 janvier 2007, le réservoir central contenait 200 kg et les ailes 3 660 kilogrammes de carburant à gauche et 3 800 kilogrammes à droite<sup>(5)</sup>. Selon le constructeur, la répartition était la suivante :

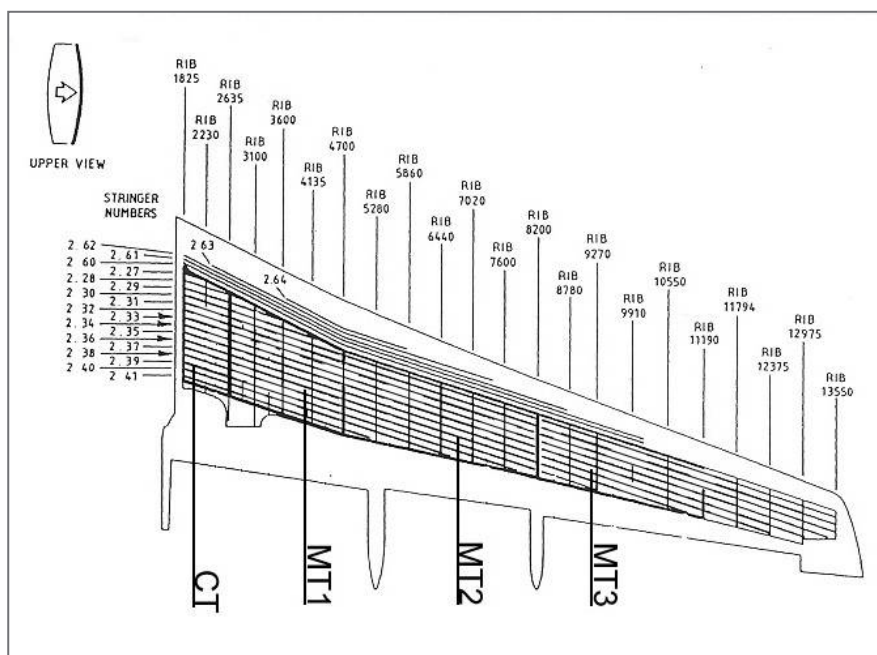
- ❑ jusqu'à la section de voilure 9 000, le carburant était en contact avec les surfaces de l'aile ;
- ❑ au-delà de la section de voilure 9 000, le carburant n'affleurait pas totalement la surface supérieure.

### Schémas des réservoirs<sup>(6)</sup>



<sup>(5)</sup>La faible différence de quantité de carburant entre l'aile droite et l'aile gauche (140 kg) n'était pas de nature à entraîner une quelconque difficulté de pilotage au moment du décollage.

<sup>(6)</sup>Le schéma présente l'architecture des réservoirs. La géométrie n'est pas représentative de la forme réelle de la structure. Les niveaux de carburant qui y figurent ne sont pas ceux du vol AF 7775.



## 1.7 Conditions météorologiques

Les vents en altitude étaient de nord à nord-est froids et cycloniques avec un minimum dépressionnaire sur l'Espagne, tandis qu'une puissante dorsale s'était établie sur les Iles Britanniques, donnant une tropopause particulièrement élevée et favorisant l'établissement d'une dépression au sol qui s'est creusée le 23 janvier 2007 au soir sur la côte normande.

Cette dépression s'est décalée lentement vers le sud. Elle était associée à une perturbation neigeuse active qui a donné en moyenne cinq à six centimètres de neige sur l'ouest de la France et qui s'est désagrégée sur les Pyrénées le 25 en fin d'après-midi (voir annexe 6).

A Pau, la température de l'air était de 0 °C, celle du point de rosée de - 1 °C, et la pression était en hausse marquée. Une neige légère a commencé à tomber vers neuf heures et s'est intensifiée une heure après pour s'arrêter en début d'après-midi. Dans le même temps la visibilité s'est dégradée ; elle a été évaluée par l'observateur à deux mille mètres environ au moment du décollage. La portée visuelle de piste (RVR) était supérieure à mille cinq cents mètres.

Remarque : il est vraisemblable, au regard de ces conditions, qu'il est tombé un mélange d'eau et de neige avant la chute de neige proprement dite.

Les relevés météorologiques réalisés sur l'aérodrome montraient l'existence de conditions propices au dépôt ou à la formation de contaminants givrés (température extérieure et du point de rosée négatives, humidité supérieure à 90 %).



### 1.7.1 Messages significatifs

#### METAR de Pau

25/01/07 09:58 : LFBP 251000Z 06010KT 030V090 6000 -SN BKN011 BKN030 M00/M01 Q1008 NOSIG=

25/01/07 11:05 : LFBP 251105Z 05008KT 020V080 0900 R31/P1500 R13/P1500-SN FG BKN009 M01/M01 Q1010 NOSIG=

#### TAF

TAF LFBP 250500Z 250615 06010KT 6000 -RASN BKN010 BKN020 TEMPO 0612 2000 SN BKN003=

TAF LFBP 250800Z 250918 06004KT 9999 SCT010 BKN025 TEMPO 0912 3000-SN OVC009=

#### SIGMET

LFBB SIGMET 4 VALID 250530/250930 LFBD-

LFBB BORDEAUX FIR/UIR SEV ICE OBS AND FCST BLW FL090 S OF N45 MOV S WKN=

LFBB SIGMET 5 VALID 250930/251330 LFBD-

LFBB BORDEAUX FIR/UIR SEV ICE OBS AND FCST BLW FL090 ¼ FIR MOV S WKN=

### 1.7.2 Informations fournies à l'équipage

Le dossier de vol remis à l'équipage contenait les informations suivantes :

- une TEMSI EUROCC valable à 9 h 00 (voir annexe 4) ;
- différentes cartes de vent en altitude ;
- une liste de METAR et TAF correspondant au vol, dont :

#### METAR de Pau

25/01/07 09:00 : LFBP 250900Z 06010KT 020V090 9999 -SN SCT011 BKN029 M00/M01 Q1006 NOSIG =

#### TAF de Pau

TAF LFBP 250800Z 250918 06004KT 9999 SCT010 BKN025 TEMPO 0912 3000 -SN OVC009=

### 1.7.3 Etude du vol précédent

L'avion a décollé de l'aérodrome de Paris Charles de Gaulle à 7 h 30. Il est resté stable à son niveau de croisière, le FL 300, pendant vingt minutes environ. La TAT enregistrée était voisine de - 30 °C. A noter que la température réelle donnée par le radiosondage de Bordeaux à ce niveau est de - 52 °C.

Lors de la descente vers Pau, l'avion a traversé une zone froide saturée d'humidité (- 12 °C à dix mille pieds – voir annexe 7).

### 1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

## 1.9 Télécommunications

Le vol AF 7775 a contacté successivement les fréquences suivantes :

- ☐ ATIS sur 128,475 MHz

L'information ECHO en vigueur, enregistrée à 10 h 02 et notée par l'équipage, était la suivante : piste en service 31, niveau de transition 060, oiseaux signalés aux abords de la piste, vent 060° / 10 kt, neige fraîche, BKN 1 100 - 3 000, température 0,0 °C, température du point de rosée - 0,2 °C, QNH 1008 hPa, QFE 986 hPa.

Remarque : l'information sur la présence d'oiseaux était donnée par précaution en raison de l'observation de nombreux vols, les jours précédents.

- ☐ SOL sur 121,75 MHz
- ☐ LOC sur 124,15 MHz

## 1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Pau Pyrénées est un aérodrome mixte, contrôlé, ouvert à la circulation aérienne publique. Il dispose d'une piste 13/31 (127° / 307°) longue de 2 500 x 45 mètres et équipée d'une raquette de retournement à chaque extrémité. L'altitude du seuil 31 est de 616 pieds, celle du seuil 13 est de 581 pieds. La pente est donc montante et régulière dans le sens du QFU 13 (0,4 %).

L'aérodrome est situé à dix kilomètres au nord / nord-ouest de la ville de Pau. Il est bordé :

- ☐ au nord par la route départementale 716 ;
- ☐ à l'ouest par la route départementale 208 ;
- ☐ au sud par les installations militaires du 5<sup>e</sup> Régiment d'hélicoptères de combat ;
- ☐ à l'est, par la route départementale 289 qui croise perpendiculairement l'axe de la piste à 350 mètres à l'est du seuil de piste 31. Le tracé initial de cette route a été rectifié lorsque la piste a été ouverte aux approches de précision catégories II et III. A cet effet, des travaux de terrassement ont permis de la décaisser jusqu'à une profondeur de 4,60 mètres au droit de l'axe de piste.

L'affectataire principal de l'aérodrome est le ministère des Transports et l'affectataire secondaire, le ministère de la Défense (armée de l'air et armée de terre).

Pau Pyrénées est rattaché à la Direction de l'aviation civile sud-ouest pour les services aéroportuaires et au Service de la navigation aérienne sud-ouest pour les services de la navigation aérienne.

La gestion de l'aérodrome est confiée à la Chambre de Commerce et d'Industrie de Pau.

Le jour de l'accident, deux inspections de piste ont eu lieu, à 5 h 05 et à 7 h 05. Aucune anomalie n'a été signalée. La piste n'était pas contaminée au moment du décollage.

**CARTE D'AERODROME**

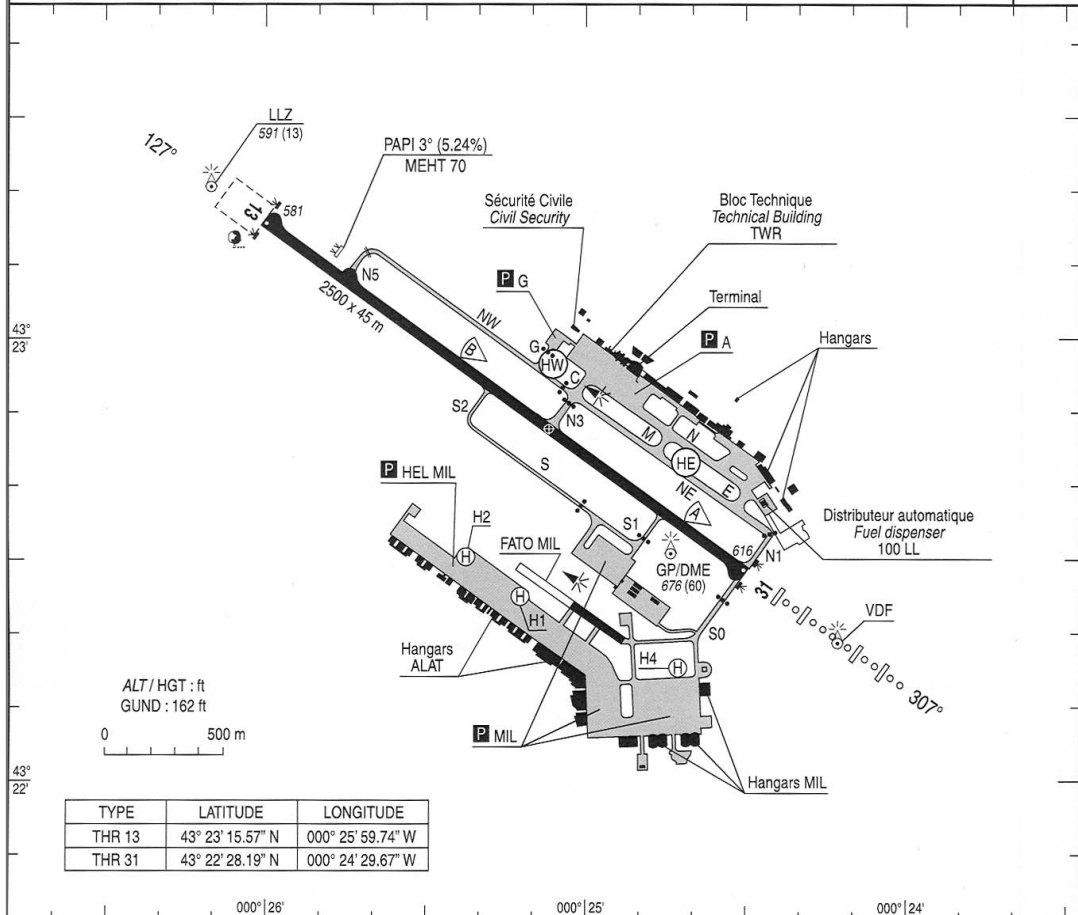
Aerodrome chart  
ALT AD : 616 (22 hPa)

Ouvert à la CAP  
Public air traffic

**PAU PYRENEES**  
43 22 48 N - 000 25 07 W

ATIS PAU 128.475  
GND (SOL) 121.75  
ATS : H24 - AD PAU PYRENEES ☎ 05 59 33 39 00  
BDP/BIA : BRIA de rattachement/Attaching BRIA : BORDEAUX (voir/see GEN).  
AVT : Carburants/Fuel 100LL - TRO (CIV-MIL)  
Lubrifiants/Lubricants : 80 - 100 (CIV-MIL) - 0.177 (MIL)  
0400-2200, HIV/WIN + 1HR. En dehors de ces HOR/Outside these HOR, O/R 1HR.  
Bons MIL et SFACT. Carte Bleue, AIR TOTAL/MIL or SFACT vouchers, credit card, AIR TOTAL.  
Distributeur automatique/Fuel dispenser 100LL ☎ 05 59 33 33 36  
Lutte aviaire/Bird control : Groupe C/Group C.

VAR  
1°W  
(05)



RWY	BALISAGE/Lighting		TORA	TODA	ASDA	LDA	NATURE Surface	RESIST. Strength	MINIMUM TKOF (RVR : m)			
	APCH	RWY							CAT A	CAT B	CAT C	CAT D
13	NIL	LIH	2500	2500	2500	2500	Revêtu	45 F/C/W/T	150	150	150	200
31	900 m LIH	LIH	2500	2700	2500	2500	Paved		150	150	150	200
RWY 31 : LVTO - RVR MNM = 75 m												

**BALISAGE / Lighting :**  
RWY 31 : Seuil - Extrémité HI/BI  
Zone de toucher des roues HI sur 900m  
RWY 13 : Seuil - Extrémité HI  
RWY 13/31 : Ligne axiale codée HI  
TWY N3 : Feux axiaux  
RWY 31 : THR - RWY end LIH/LIL  
TDZ LIH 900 m long  
RWY 13 : THR - RWY end LIH  
RWY 13/31 : Coded centre line LIH  
TWY N3 : Axial lights

**OBSERVATIONS / Remarks :**  
Atterrissage de précision CAT 2 et 3 :  
le dégagement de la piste s'effectue obligatoirement par la bretelle N3.  
Landing CAT 2 and 3 :  
RWY must be compulsorily vacated via TWY N3.

**1.10.1 Le service de la navigation aérienne**

Le centre de contrôle d'approche de Pau Pyrénées assure le contrôle d'approche à l'atterrissage et au décollage, il rend les services d'information de vol et d'alerte dans sa zone de responsabilité.

Le jour de l'accident, l'armement de la tour avait la configuration suivante :

- un chef de tour,
- un contrôleur au poste LOC, fréquences TWR/SOL groupées,
- un contrôleur au poste SOL assistant le contrôleur LOC,
- un contrôleur au poste APPROCHE, fréquences APP/SIV groupées,
- un contrôleur au poste COORDINATEUR.

Cet armement est conforme au manuel d'exploitation du centre.

### **1.10.2 Les moyens de dégivrage**

La Chambre de Commerce et d'Industrie de Pau assure la gestion de la plateforme en fournissant un certain nombre de moyens, notamment ceux de dégivrage / antigivrage au sol.

Le dégivrage / antigivrage des avions est effectué par le personnel de piste qui dispose pour cela des moyens suivants :

- un véhicule doté d'une nacelle,
- une réserve disponible immédiatement de mille litres de produit ECOWING 26 de type II qui permet de dégivrer cinq avions.

Un avion de transport militaire Casa CN 235 et quatre avions de transport civil, un ERJ 135, un A319, un A320 et le F-GMPG ont décollé entre 9 h 38 et 10 h 28. Un seul commandant de bord des avions de transport civil a demandé le dégivrage, celui de l'A320 (décollage à 10 h 21).

### **1.10.3 La lutte contre le péril aviaire**

Sur les aérodromes dotés d'un organisme de la circulation aérienne, le service de prévention du péril aviaire est rendu par les gestionnaires sous la responsabilité de l'Etat, conformément à l'arrêté et à l'instruction ministérielle du 24 juillet 1989.

Ce service concourt à la sécurité des vols par la mise en œuvre de moyens visant à minimiser les risques de collision entre oiseaux et aéronefs sur et à proximité immédiate des aérodromes.

L'aérodrome de Pau Pyrénées est classé au niveau C en matière de lutte aviaire, ce qui correspond aux moyens humains et techniques suivants :

- un coordonnateur local (chef du bureau Exploitation) ;
- un agent d'exécution disponible à la demande (agent SSLIA) ;
- un véhicule tout terrain disponible à la demande ;
- des moyens, à savoir :
  - un fusil à cartouches de chasse et/ou cartouches détonantes (portée cent mètres),
  - une paire de jumelles,
  - un pistolet à cartouches crépitantes et détonantes,
  - un effaroucheur acoustique,
  - un pistolet longue portée.

Remarque : une torche laser LEM 50 avait été livrée la veille de l'accident en complément des autres moyens et une séance d'instruction avait été programmée pour la matinée du 25 janvier 2007.

La SSLIA dont dépend le service de prévention du péril aviaire de l'aérodrome de Pau Pyrénées fait l'objet d'un contrôle annuel par l'expert coordonnateur Sûreté-Sécurité de la DAC-SO. Le dernier contrôle, réalisé le 21 juin 2006, fait état d'un matériel en bon état de fonctionnement et conforme à la réglementation ainsi que d'un personnel formé, qualifié et régulièrement entraîné par la cellule formation du SSLIA de l'aérodrome et par les spécialistes de la DGAC / STAC à Toulouse.

Les oiseaux vus par l'équipage sont vraisemblablement des vanneaux qui nichent sur l'aérodrome de Pau Pyrénées entre les mois de décembre et de février. En raison de l'hiver relativement clément, ils étaient plus nombreux. Les vanneaux se rassemblent en groupes plus ou moins importants et des vols spontanés après un dérangement peuvent se produire. A cette époque de l'année, l'herbe est assez haute et rend difficile la détection des oiseaux.

Pendant la phase des décollages du matin, l'agent chargé de la lutte aviaire effectuait des allers-retours entre les voies de circulation S 2 et S 1. Sur la piste, c'est dans ce segment que la plupart des avions décollent. Avant le décollage du F-GMPG, l'agent était positionné à hauteur de la tour de contrôle.

Bien que n'ayant pas aperçu d'oiseaux aux environs de la piste, il avait lancé des opérations d'effarouchement lors des décollages des trois avions précédant le F-GMPG, comme l'indique la feuille de relevé. Ces actions n'ayant provoqué aucun mouvement d'oiseaux, il avait arrêté les effarouchements.

#### **1.10.4 Plan de secours de l'aérodrome**

Pau Pyrénées possède un plan de secours spécialisé d'aérodrome. Pour le service du contrôle, les procédures sont décrites dans le « manuel d'urgence et de sécurité ». C'est le chef de tour qui déclenche et fait mettre en œuvre les procédures d'urgence (application des fiches réflexe).

### **1.11 Enregistreurs de bord**

Conformément à la réglementation, l'avion était équipé d'un enregistreur phonique (CVR) et d'un enregistreur de paramètres (FDR). Les deux enregistreurs ont été exploités au BEA. Ils étaient en bon état apparent.

**CVR** : équipement à bande magnétique capable de garder en mémoire les informations enregistrées pendant au moins les trente dernières minutes de fonctionnement (OPS 1.710).

- Marque : Fairchild A100A
- Numéro de type : 93-A100-80
- Numéro de série : 25 651

**FDR** : équipement à bande magnétique capable de garder en mémoire les informations enregistrées pendant au moins les vingt-cinq dernières heures de fonctionnement (OPS 1.720).

- Marque : Allied Signal UFDR (4100)
- Numéro de type : 980-4100-DXUN
- Numéro de série : 8 713

### 1.11.1 Exploitation de l'enregistreur de conversations

La bande magnétique, d'une durée enregistrée de trente et une minutes et deux secondes, a été extraite du boîtier protégé de l'enregistreur et relue sur un lecteur à quatre pistes REVOX équipé de têtes de lecture similaires à celles installées sur ce type de CVR. Une copie numérique a été effectuée.

Le CVR enregistre sur quatre pistes :

1. la VHF et le microphone à bouche du commandant de bord (place gauche) ;
2. les annonces de cabine, le signal FSK (codage du temps) et les alarmes générées par l'avion ;
3. le microphone d'ambiance ;
4. la VHF et le microphone à bouche du copilote (place droite).

Remarque : les pilotes n'utilisaient pas leur microphone à bouche.

L'enregistrement est de bonne qualité et l'intégralité du vol de l'accident est enregistrée. CVR et FDR ont été synchronisés en temps UTC d'après les paramètres *GMT Hours, Minutes, Seconds* et *VHF Key 1* enregistrés sur le FDR. L'enregistrement du dernier vol débute à 10 h 18 min 04. Sa transcription figure en annexe 1.

### 1.11.2 Exploitation de l'enregistreur de paramètres

La bande magnétique, d'une durée enregistrée de vingt-cinq heures et vingt-deux minutes, a été extraite du boîtier protégé de l'enregistreur et relue sur un lecteur REVOX C278. Huit pistes sont enregistrées sur la bande.

Le signal analogique a été numérisé puis décodé en données binaires, elles-mêmes converties en valeurs physiques avec le document de décodage Fokker référencé R-AV85.261.

Les données sont globalement de bonne qualité et l'événement a pu être identifié sur la piste n° 8. L'enregistrement des données du vol commence à 10 h 18 min 06, au cours de la mise en route du moteur 2, et s'arrête à 10 h 28 min 07 à l'arrêt du moteur 1. Au cours de ces dix minutes d'enregistrement, on constate une désynchronisation<sup>(7)</sup> de données entre 10 h 26 min 32 et 10 h 26 min 33.

Les paramètres sont cohérents<sup>(8)</sup> sur ces dix minutes, sauf pour certains dont les valeurs sont clairement invalides à partir de 10 h 26 min 33, notamment :

- Groundspeed* (vitesse sol),
- Pitch angle* (angle d'assiette longitudinale),
- Roll angle* (angle de roulis),
- Radio altitude* (hauteur radiosonde),
- N1 / EPR engine 2* (N1 / EPR moteur droit),
- Magnetic heading* (cap magnétique).

Les courbes de paramètres figurent en annexe 2.

<sup>(7)</sup>Lorsque le signal analogique est de bonne qualité, le décodage en données binaires doit produire 768 bits par seconde. Lorsque ce n'est pas le cas, on parle de désynchronisation et les données ne sont pas directement exploitables.

<sup>(8)</sup>Un paramètre est dit cohérent si son comportement et ses valeurs sont cohérents avec les autres informations disponibles.

### 1.11.3 Synthèse des enregistrements

Le moteur 2 est mis en route vers 10 h 18 min, le moteur 1 dans la minute qui suit. L'équipage débute la check-list « après mise en route » à 10 h 20 min 17. Les systèmes de dégivrage / antigivrage des moteurs sont enclenchés pendant le déroulement de cette check-list. La position du stabilisateur est vérifiée ; sa position enregistrée est de 3,07°.

Les commandes de vol sont déverrouillées à 10 h 21 min 20 et le débattement des gouvernes est vérifié.

L'équipage effectue le briefing départ à 10 h 21 min 28 et la check-list « roulage » à 10 h 21 min 49, les volets sont confirmés à 8°.

A 10 h 24 min 01, l'avion remonte la piste, l'équipage effectue les vérifications avant décollage. Les dispositifs de dégivrage / antigivrage des ailes et du stabilisateur sont sélectionnés.

A 10 h 25 min 33, l'avion est aligné au seuil de piste 13.

A 10 h 25 min 39, le PNF annonce « Full power ».

A 10 h 25 min 41, le paramètre *FCC active thrust mode* prend la valeur TAKE OFF.

A 10 h 25 min 42, le PF annonce « Takeoff takeoff vert ».

Deux secondes plus tard, les EPR des deux moteurs atteignent 1,70 et les valeurs de N1 90,5 % (moteur 1) et 86,5 % (moteur 2).

A 10 h 25 min 49, le PNF annonce « Poussée TOGA affichée ». La vitesse conventionnelle enregistrée est alors de 59 kt.

A 10 h 26 min 00, le PNF mentionne la présence d'oiseaux.

A 10 h 26 min 03, le PNF annonce « V 1 V R on va dire ».

A cet instant, la vitesse conventionnelle enregistrée est de 128 kt.

La rotation est effectuée à 10 h 26 min 04 à une vitesse conventionnelle de 131 kt. L'assiette augmente et atteint 15° à cabrer quatre secondes plus tard.

Les roues quittent le sol à 10 h 26 min 08. L'incidence atteint la valeur maximale de 11,9°. La vitesse de tangage calculée à partir des valeurs enregistrées d'assiette atteint 6,1 °/s lors du décollage.

L'avion commence à s'incliner à gauche. Deux secondes plus tard, alors que le roulis à gauche est compris entre 20° et 35°, l'alarme BANK ANGLE est enregistrée sur le CVR.

Les valeurs du paramètre *Aileron position* enregistrées pendant cette période correspondent à une commande de virage à droite. La valeur atteint 20,2° à 10 h 26 min 10 et la valeur maximale de 20,6° est enregistrée une seconde plus tard alors que le roulis diminue.

Des valeurs du paramètre *Rudder position* correspondant à une commande de virage à droite sont enregistrées à partir de 10 h 26 min 09. La valeur maximale de 29,7° est enregistrée à 10 h 26 min 12. Entre 10 h 26 min 08 et 10 h 26 min 10, l'incidence reste supérieure à 10,5° avec deux pointes à 11,9°.

Entre 10 h 26 min 10 et 10 h 26 min 15, le roulis de l'avion passe de 35° à gauche à 67° à droite et le signe du paramètre *Aileron position* s'inverse. La valeur de ce paramètre, correspondant alors à une commande de virage à gauche, atteint 19,2° à 10 h 26 min 13. Le paramètre *Rudder position* suit la même tendance avec deux secondes de retard. Sa position enregistrée atteint 23° à 10 h 26 min 16.

A 10 h 26 min 12, une nouvelle alarme BANK ANGLE est enregistrée sur le CVR. Le roulis enregistré est alors compris entre 25° et 2° à gauche.

A 10 h 26 min 14, une troisième alarme BANK ANGLE est enregistrée sur le CVR. Le roulis enregistré est alors compris entre 24° et 51° à droite.

Entre 10 h 26 min 13 et 10 h 26 min 16, les valeurs du paramètre *Aileron position* enregistrées restent voisines de 20°.

Entre 10 h 26 min 15 et 10 h 26 min 19, l'inclinaison de l'avion passe de 67° à droite à 59° à gauche et le signe du paramètre *Aileron position* s'inverse. La valeur de ce paramètre, correspondant alors à une commande de virage à droite, atteint 20,9° à 10 h 26 min 18. Dans le même temps, le paramètre *Rudder position* revient progressivement au neutre.

A 10 h 26 min 16, la valeur de la hauteur radiosonde enregistrée atteint son maximum de 107 ft.

A 10 h 26 min 17, une quatrième alarme BANK ANGLE est enregistrée sur le CVR. Le roulis enregistré est alors compris entre 60° et 14° à droite.

Entre 10 h 26 min 18 et 10 h 26 min 19, les valeurs du paramètre *Aileron position* enregistrées restent voisines de 21°.

Remarque : entre 10 h 26 min 09 et 10 h 26 min 18, l'assiette de l'avion varie entre 12° et 15° à cabrer.

A 10 h 26 min 19, une alarme DON'T SINK est enregistrée sur le CVR, confirmée par le FDR. A cet instant, la hauteur radiosonde enregistrée est de 50 ft. L'assiette de l'avion diminue vers des valeurs comprises entre 5° et 10° à cabrer.

A 10 h 26 min 22, le train principal touche le sol alors que la vitesse conventionnelle de l'avion est de 160 kt avec une assiette de 10° à cabrer et une inclinaison de 10° sur la droite. Le facteur de charge normal atteint 2,8 g. L'avion rebondit. La poussée des deux moteurs est réduite à 10 h 26 min 23.

L'avion retouche le sol à 10 h 26 min 27 à la vitesse conventionnelle de 163 kt avec une assiette de 4° à cabrer et les ailes à l'horizontale. La hauteur radiosonde maximale enregistrée pendant le rebond est de 15 ft.

A 10 h 26 min 29, les inverseurs de poussée sont déployés pendant environ trois secondes.

A 10 h 26 min 34, une alarme du type TRIPLE CHIME est enregistrée sur le CVR, suivie six secondes plus tard de l'annonce « Engine deux fail » par le PNF.

A 10 h 26 min 47, le PNF déclare à la radio une situation de détresse.

L'avion s'immobilise à 10 h 26 min 49.



A 10 h 27 min 06, le commandant de bord demande de « tout percuter ». Il demande la « procédure » à 10 h 27 min 11.

De 10 h 27 min 11 à 10 h 27 min 54, le copilote est en liaison radio avec le contrôleur.

Le commandant de bord lance la procédure d'évacuation cabine à 10 h 27 min 32 et à 10 h 27 min 42 ordonne l'évacuation.

A 10 h 27 min 55, la lecture de la procédure d'évacuation d'urgence débute dans le poste de pilotage.

Le moteur 1 est coupé à 10 h 28 min 08.

#### 1.11.4 Etude du vol précédent

Il ressort de l'exploitation du FDR qu'au cours du vol précédent l'équipage n'a pas mis en fonctionnement les dispositifs de dégivrage / antigivrage (bords d'attaque, moteurs, stabilisateur). Le CVR contient la remarque suivante du copilote à 8 h 31 min 19 : « on n'a même pas eu un icing ! ».

### 1.12 Renseignements sur le site et sur l'épave

#### 1.12.1 Description du site

L'avion repose sur le ventre dans un champ, au-delà de la RD 289 et à une centaine de mètres au sud de la rampe d'approche de la piste 31.

Sa trajectoire finale (voir annexe 5) peut être décrite ainsi :

- le saumon de l'aile gauche touche le revêtement sur la partie droite de la piste ;



Traces laissées par le train d'atterrissage droit et le saumon gauche

- le train d'atterrissage droit prend contact avec le sol, dans les servitudes, avant la voie de circulation S2, à environ 460 mètres de l'extrémité de piste. Le saumon droit effleure le sol ;
- l'avion rebondit sur la voie de circulation S0 et roule sur 340 mètres environ à droite de la piste, sensiblement parallèlement à elle. Il défonce le grillage d'enceinte et franchit la route ;



Traces laissées par le train d'atterrissage

- ❑ les trains d'atterrissage principaux heurtent le talus opposé et sont arrachés ;
- ❑ l'avion glisse sur le ventre sur une distance de 535 mètres.



Trains principaux

Vue générale de la trajectoire finale

Remarque : aucun débris d'oiseau n'a été retrouvé à proximité de la piste ou sur l'épave.

## 1.12.2 Description de l'épave

### 1.12.2.1 Trains d'atterrissage

Les trains d'atterrissage principaux sont arrachés et se trouvent dans l'axe de la trajectoire initiale à environ cent quatre-vingts mètres de la route.

Le train avant est toujours en place sur l'avion.

### 1.12.2.2 Moteurs



Vues du réacteur droit

Les capotages et les accessoires des deux moteurs ont été endommagés par les trains d'atterrissage au moment de l'arrachement de ceux-ci.

Le moteur droit est plus endommagé que le moteur gauche. La fixation de sa pompe hydraulique est rompue, cette dernière tient grâce à la tuyauterie et au câblage électrique.

Il n'y a pas d'indices de collision avec un volatile (odeur, débris, marques). Les inverseurs de poussée sont endommagés. Celui du moteur gauche est en position rentrée. Le mécanisme de déploiement a été détruit par des éléments extérieurs (éléments du train, de la cellule et du champ) qui l'ont bloqué au cours d'un mouvement de rentrée.

La paupière supérieure de l'inverseur de poussée du moteur droit est en position rentrée alors que la paupière inférieure est légèrement déployée, bloquée par un élément du fût du train d'atterrissage principal droit. Ce blocage est à l'origine de la rupture du mécanisme.

### 1.12.2.3 Cellule

Des marques du grillage d'enceinte sont visibles sur le radome et la partie avant du fuselage ainsi que sur le bord d'attaque des deux ailes.

Le saumon de l'aile gauche est relevé à trente degrés sur environ vingt centimètres. On y observe des traces de frottement dans le sens d'avancement de l'avion. Ces traces et cette déformation proviennent d'un contact avec la piste.



Saumon de l'aile gauche

Après arrachement, chaque train d'atterrissage principal a heurté le flanc du fuselage en arrière de l'emplanture de l'aile puis le dessous du capotage moteur.

Les volets sont en position 8°. Cette position correspond à celle sélectionnée pour le décollage.

Les deux panneaux intérieurs des destructeurs de portance sont légèrement relevés par rapport à leur position rentrée ; ils ne sont pas verrouillés (verrouillage géométrique). Les déformations observées autour des biellettes d'actionnement de ces destructeurs de portance indiquent qu'ils étaient sortis au moment de la rupture des trains. Les quatre conditions de leur sortie étaient remplies : l'avion était au contact du sol, les roues étaient en rotation, les moteurs étaient au ralenti et les inverseurs de poussée activés.

Le toboggan d'évacuation situé en porte avant droit est déployé. La porte-escalier avant gauche est ouverte. L'issue de secours arrière gauche est ouverte.

#### **1.12.2.4 Poste de pilotage**

L'équipage a effectué la check list avant évacuation. Les deux poignées de coupure générale (coupe-feu) sont tirées. La commande des volets est sur 42°, position demandée dans la procédure d'évacuation d'urgence au sol.

### **1.13 Renseignements médicaux et pathologiques**

Les prélèvements réalisés sur les deux pilotes n'ont rien fait apparaître de particulier.

### **1.14 Incendie**

Il n'y a pas eu d'incendie sur l'épave.

Un véhicule de commandement et trois véhicules incendie mousse de la SSLIA sont arrivés en respectivement quatre et cinq minutes (la collision entre l'avion et le camion a créé un important embouteillage sur la route départementale, très fréquentée). La nature instable du terrain les a contraints à rester sur le chemin longeant la rampe d'approche, à une centaine de mètres de l'avion. Un tuyau a été déroulé jusqu'à l'épave afin de parer à tout risque d'incendie. La Section de secours, d'incendie et de sauvetage du 5<sup>e</sup> RHC est également intervenue.

### **1.15 Questions relatives à la survie des occupants**

#### **1.15.1 Portes et issues de secours sur Fokker F28 Mk0100.**

Sur Fokker F28 Mk0100, les portes et issues de secours sont positionnées de la manière suivante :

- ❑ La porte d'embarquement des passagers, équipée d'un escalier, est située à l'avant gauche, derrière le poste de pilotage. Elle correspond aux exigences de certification pour une issue de type I. Elle s'ouvre vers l'extérieur et vers le bas. Elle mesure 1,71 m de hauteur et 0,86 m de largeur. Elle dispose de deux modes de fonctionnement, normal et secours. En mode normal l'ouverture et la fermeture sont contrôlées par un moteur électrique. En mode secours, l'ouverture s'effectue par gravité. Le mode secours permet une ouverture plus rapide. Il est déclenché en déplaçant le levier d'ouverture au-delà du cran correspondant à la position normale.
- ❑ La porte de service, équipée d'un toboggan simple, est située à l'avant droit, face à la porte d'embarquement des passagers. De type I, elle s'ouvre vers l'extérieur. Elle mesure 1,30 m de hauteur et 0,63 m de largeur. Elle peut être utilisée de l'intérieur en mode manuel ou automatique. Le mode d'utilisation est déterminé par un sélecteur se trouvant sur la porte. En utilisation normale, la porte est utilisée en mode manuel et le toboggan ne se déploie pas. Le mode automatique est utilisé en cas d'urgence : le toboggan se déploie et se gonfle automatiquement.

Ces deux portes sont destinées à être manœuvrées par l'équipage.

- ❑ Quatre issues d'aile (deux par côté) sont situées au centre des ailes au niveau des rangs 12 et 14. De type III, elles s'ouvrent vers l'intérieur. Elles mesurent 0,92 m de hauteur et 0,51 m de largeur. En cas d'évacuation, les panneaux doivent être rentrés, tournés diagonalement puis jetés vers l'extérieur.

Ces issues sont destinées à être manœuvrées par les passagers. Des instructions pour l'ouverture figurent sur le carton d'information situé dans la pochette de chaque siège et sur des étiquettes situées sur l'issue elle-même.

A la suite de l'accident, Régional a mis en place une fiche destinée aux passagers assis à proximité des issues d'aile. Cette fiche, présentée sous la forme d'une plaquette, apporte des explications détaillées sur l'utilisation des issues et des cheminements. Le personnel navigant de cabine est chargé de vérifier, avant la mise en route de l'avion, que les passagers en ont bien pris connaissance et de leur demander s'ils désirent des explications supplémentaires.

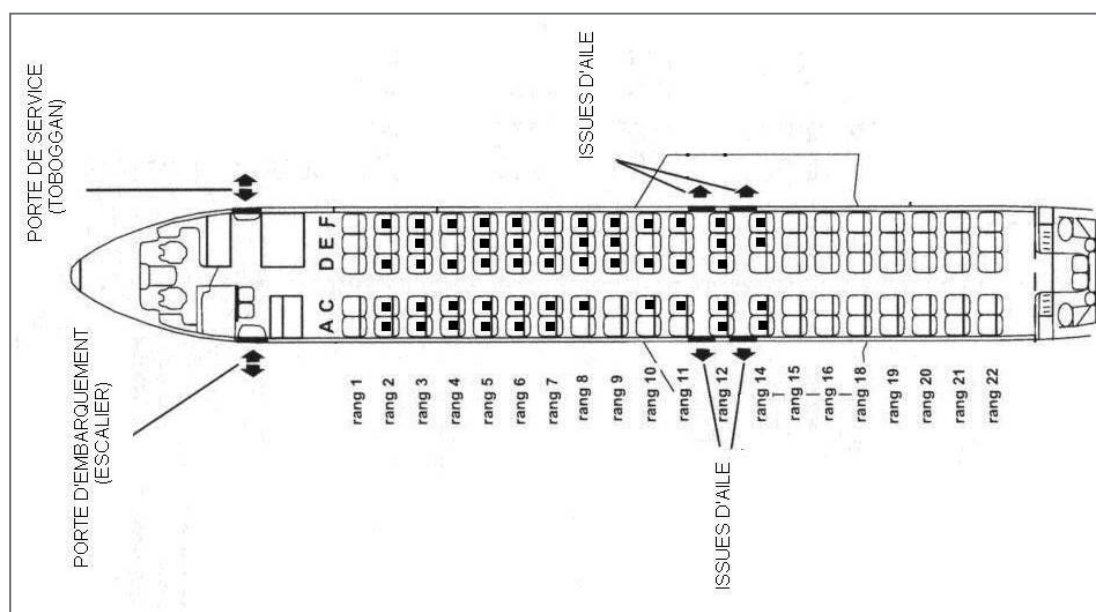
Pour l'évacuation par ces issues, les passagers doivent sortir de la cabine puis marcher sur l'aile et en descendre en glissant sur les volets sortis. Il n'y a pas de toboggan. Ce chemin d'évacuation est décrit sur les cartons d'information et est matérialisé sur l'aile par une bande et des flèches noires (voir photo page 37).

Il n'y a pas de portes ou d'issues de secours à l'arrière de l'appareil.

### 1.15.2 Répartition de l'équipage et des passagers en cabine

Dans la configuration d'exploitation de la compagnie, deux navigants sont en charge de la cabine ; l'un (généralement le chef de cabine) se trouve à l'avant, l'autre à l'arrière. Il n'en est pas prévu au niveau des issues d'aile.

Les sièges passagers n'étaient pas tous occupés. La répartition des passagers à l'embarquement est indiquée sur le schéma suivant. Selon une pratique habituelle dans la plupart des compagnies françaises, aucun passager n'avait reçu d'explications sur l'utilisation des issues d'aile avant le départ et sur son rôle éventuel en cas d'évacuation.



### 1.15.3 Evacuation de l'avion

A 10 h 27 min 11, le commandant de bord a lancé la procédure d'évacuation alors que le copilote était en communication radio avec le service du contrôle. Entre 10 h 26 min 47 (message de détresse) et 10 h 27 min 55 (début de la lecture de la liste de vérifications de l'évacuation d'urgence au sol), aucune action n'a été réalisée afin de sécuriser l'avion.

Un peu avant l'arrêt de l'avion, des passagers se sont levés. Le chef de cabine leur a demandé de se rasseoir. Il a demandé à sa collègue de se placer à hauteur des issues d'ailes. Il était alors 10 h 27 min 14.

A 10 h 27 min 42, le commandant de bord a donné l'ordre d'évacuation, donc avant que la procédure d'urgence PNT soit terminée..

Dès réception de l'ordre d'évacuation, le chef de cabine a ouvert la porte de service, le toboggan s'est déployé et l'évacuation a commencé.

Il a ensuite tenté l'ouverture de la porte d'embarquement en mode secours, sans succès en raison de l'effort important auquel il a été confronté. Il l'a alors ouverte en mode normal.

Remarques :

- les essais réalisés sur la porte ont montré que les deux circuits (normal et secours) étaient en état de fonctionnement mais que le passage sur secours nécessitait un effort supérieur à celui normalement rencontré dans cette configuration. Les difficultés d'ouverture en secours sont probablement dues aux déformations de la cellule.
- au moment de l'ouverture des portes le moteur gauche n'était pas encore arrêté.



La navigante de cabine a ouvert l'issue 14A (arrière gauche) et a jeté le panneau à l'extérieur en vérifiant l'absence d'obstacles et d'incendie puis elle a fait évacuer une quinzaine de passagers en leur précisant « jambe tête jambe » et en leur demandant de se regrouper. Aucune autre issue d'aile n'a été ouverte.

Les passagers sortis par l'issue latérale n'ont pas tous suivi le fléchage ; certains sont allés jusqu'à l'extrémité de l'aile, d'autres vers le bord d'attaque.



Issue d'aile arrière gauche

Les membres d'équipage sont sortis en dernier après avoir vérifié que la cabine était vide.



Cheminement d'évacuation

Selon le chef de cabine, l'évacuation a duré environ quarante-cinq secondes. Il n'y a pas eu de mouvement de panique.



Les passagers et l'équipage se sont rassemblés sur le chemin longeant la rampe d'approche. Quelques instants après, les premiers secours sont arrivés et les ont conduits dans une salle de l'aéroport où ils ont été pris en charge par une équipe médicale. Quatre passagers et le commandant de bord ont été transportés dans un établissement hospitalier afin d'y recevoir des soins complémentaires.

#### **1.15.4 Questionnaire aux passagers**

Le BEA a envoyé un questionnaire aux passagers (voir annexe 7) ; environ un tiers d'entre eux ont répondu. Les points suivants en ressortent :

- l'équipage de cabine a eu une bonne maîtrise de la situation ;
- de la gêne a été provoquée par l'emport de bagages à main ;
- aucun passager n'a ouvert une issue d'aile.

### **1.16 Essais et recherches**

#### **1.16.1 Examen de l'épave**

##### **1.16.1.1 Examen des commandes de vol**

Un examen de l'ensemble des commandes de vol (chaînes de gauchissement, profondeur et lacet) a été réalisé après que l'avion a été ramené dans l'enceinte de l'aérodrome.

Après la vérification visuelle de la continuité mécanique des commandes (aucune rupture ni déformation n'a été observée), un premier essai a été pratiqué en mode 3 (mode dynamique dégradé, sans assistance hydraulique) :

- chaîne de gauchissement : débattement correct du compensateur de chaque aileron, aucun point dur ;
- chaîne de profondeur : débattement correct, aucun point dur ;
- chaîne de direction : débattement correct, aucun point dur.

Une deuxième étape a consisté à valider le fonctionnement des commandes de vol en mode 1 (mode normal, avec assistance hydraulique). Après vérification des circuits hydrauliques et isolement des circuits endommagés de déploiement des inverseurs de poussée et de manœuvre du train d'atterrissage, puis mise en pression des circuits afin de confirmer l'absence de fuites, l'essai avec assistance hydraulique a donné les résultats suivants :

- chaîne de gauchissement : débattement conforme aux données techniques et aucun point dur ;
- chaîne de profondeur : débattement conforme aux données techniques et aucun point dur ;
- chaîne de direction : débattement conforme aux données techniques et aucun point dur ;
- plan horizontal réglable : débattement conforme aux données techniques et aucun point dur.

### 1.16.1.2 Autres examens

Les chaînes anémo-barométriques fournissant les informations de pression aux planches commandant de bord et copilote ont été testées à l'aide d'un banc pneumatique. Le principe de ce banc est de simuler des pressions d'entrée dans les tubes de Pitot et les prises de pression statique et de vérifier la cohérence des indications en poste de pilotage. Le circuit de secours, non utilisé, n'a pas été testé. Il a été vérifié que :

- ❑ l'indication de vitesse est correcte, c'est-à-dire conforme à la valeur entrée au banc, pour les deux circuits de mesure ;
- ❑ l'indication d'altitude est correcte, c'est-à-dire conforme à la valeur entrée au banc, pour les deux circuits de mesure ;
- ❑ le voyant CAUTION s'allume lorsque les mesures effectuées par les deux chaînes diffèrent de plus de sept pieds, conformément aux données du constructeur.

La vérification des deux sondes d'incidence a également été effectuée. Lorsque l'incidence atteint 14°, chaque sonde active le vibreur de manche correspondant<sup>(9)</sup>.

L'Air Data Computer ne comportait aucun enregistrement de panne pour le vol.

Des essais d'ouverture et de fermeture de la porte avant gauche, en normal et en secours, ont été réalisés. Les deux circuits fonctionnent normalement.

Un examen endoscopique a été réalisé sur les deux moteurs. Il a confirmé les premières observations (pas de traces d'oiseaux, dégâts dus aux débris de train d'atterrissage). Les données enregistrées sur le FDR montrent des paramètres de fonctionnement des moteurs conformes à ceux fournis par le constructeur (N1, T4, N2, EPR) et aux calculs réalisés par l'équipage (EPR). On peut ainsi conclure que les moteurs fonctionnaient correctement et fournissaient la poussée nécessaire au décollage et à la montée initiale.

### 1.16.2 Turbulence de sillage

Un Airbus A320 a décollé cinq minutes environ avant le Fokker. Les deux avions sont de masses voisines et classés par l'OACI dans la catégorie turbulence de sillage « moyenne ». Il n'existe pas de séparation minimum à appliquer entre le décollage de deux avions de la même catégorie.

Les simulations réalisées par Airbus ont montré que la turbulence de sillage engendrée quatre minutes après le décollage de l'A320, avec une composante de vent de travers de cinq nœuds :

- ❑ s'était éloignée latéralement à plus de cinq cents mètres de l'axe de piste pendant le roulage et le décollage du Fokker ;
- ❑ avait une intensité insignifiante (circulation < 100 m<sup>2</sup>/s).

Remarque : selon le NATS (UK), sur 2 542 cas de turbulence de sillage rapportés, dont 629 en montée sous six mille pieds, aucun ne correspondait à une séparation entre avions supérieure à 220 sec (3 min 40 s).

<sup>(9)</sup>La valeur d'incidence déclenchant les vibreurs de manche, aile propre, est fonction de la position des volets :

- < 5°, déclenchement à 18,5°
- entre 5° et 20°, déclenchement à 17°
- > 20°, déclenchement à 13,5°.

La vérification des sondes d'incidence a été réalisée après les essais en pression, l'avion étant sur chandelles et la manette de commande des volets sur 42°. Les volets se sont positionnés à une valeur supérieure à 20° mais inférieure à 42° en raison des détériorations du bord de fuite.

## 1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

### 1.17.1 L'exploitant

Régional, Compagnie Aérienne Européenne, est titulaire du certificat de transporteur aérien F – O 019 renouvelé le 24 octobre 2005 et valide jusqu'au 31 octobre 2008. Filiale à 100 % du groupe Air France, elle effectue des vols pour Air France (liaison Pau Paris, par exemple) et exploite ses lignes propres.

Sa liste de flotte compte soixante-trois avions dont quinze du même type que l'avion accidenté, répartis en versions Mk070 (cinq avions) et Mk0100 (dix avions).

La compagnie comprend entre autres une division « exploitation aérienne », elle-même divisée en plusieurs secteurs d'activité liés aux types d'avion, et une division « Analyse et Sécurité des vols » directement rattachée au Président-Directeur Général. La structure de direction est basée sur l'aérodrome de Nantes-Bouguenais.

La compagnie a déposé un manuel d'exploitation, accepté par l'autorité de l'aviation civile (DAC Ouest). Le dernier amendement (n° 40 du 26 octobre 2006) contenait la révision n° 5 des procédures de dégivrage / antigivrage de la compagnie (partie A du Manex).

### 1.17.2 Formation et entraînement des équipages de conduite

Le contenu du module de météorologie aéronautique de la formation ATPL ne traite pas des conséquences du givrage au sol sur les performances et le risque de perte de contrôle d'un avion au décollage. De même, le cours de mécanique du vol aborde de façon très sommaire l'influence que l'état de surface peut avoir sur la portance et les notions d'aérodynamique (en particulier l'incidence et le domaine de vol) sont considérées comme acquises.

Régional dispose de sa propre structure de formation agréée pour la délivrance des qualifications de type (TRTO). Les séances de simulateur Fokker F28 sont effectuées chez Flight Safety Training Center, au Bourget. Le programme des entraînements et contrôles périodiques (ECP) a été approuvé par la DGAC dont les représentants participent à certaines de ces séances.

Il comprend des cours de rafraîchissement :

- sur les systèmes de l'avion,
- sur les procédures et règlements opérationnels y compris en matière de dégivrage / antigivrage au sol,
- avec des exemples, sur le bilan des incidents - accidents et événements divers.

Dans le domaine du dégivrage / antigivrage, il comprend une partie théorique et une partie pratique et un rappel est fait annuellement.

Pendant la phase théorique de la qualification de type, il n'est pas prévu d'aborder les conséquences du givrage au sol sur l'aérodynamique de l'avion, que ce soit sous forme de rappel ou de présentation d'accidents.

Lors des sessions au simulateur (qualification de type, entraînement et contrôles périodiques) le phénomène du givrage au sol est abordé au travers de scénarios qui conduisent les commandants de bord à prendre la décision de dégivrer après avoir interprété un TAF ou un METAR. Ces séances sont surtout orientées vers l'impact des conditions givrantes sur les performances au décollage (piste contaminée, ingestion de glace par les moteurs) et non vers le risque de perte de contrôle lié à une contamination aérodynamique de l'aile. La vérification tactile, en particulier l'emplacement des points à vérifier, ne fait pas l'objet d'un atelier pratique. Pour reproduire une perte de portance importante lors du décollage, l'instructeur augmente en fait artificiellement la masse de l'avion. Les vitesses calculées n'étant plus valables, l'avion décroche dès l'envol.

Le cours des ECP dispensé en 2006 dans le secteur Fokker n'abordait pas les risques de formation de givre au sol. Le commandant de bord avait suivi ces cours du 2 au 4 mai 2006, le copilote lors de sa qualification de type. Les exemples exposés au titre du bilan incidents-accidents ne comportaient pas d'événement associé au givrage au sol.

Le programme de l'année 2007 déposé par Régional avait été approuvé par la DAC Ouest en décembre 2006. Un module plus complet avait été introduit, avec notamment une meilleure description des risques de givrage au sol et des procédures de vérification tactile. Un accident et un incident dus à une contamination givrante de l'avion au sol étaient présentés. Le commandant de bord et le copilote n'avaient pas encore suivi cet entraînement.

Tant en 2006 qu'en 2007, une vidéo a été utilisée pour présenter la détection du givrage au sol et la protection contre ce phénomène. Ce film montre notamment un commandant de bord utilisant un escabeau pour vérifier l'absence de glace ou de résidus de produit de dégivrage sur les volets d'un Airbus, seules parties de l'aile accessibles depuis sa position. A aucun moment il n'est fait mention de la vérification de la surface de l'extrados en plusieurs points. De plus, le commentaire « off » précise qu'en cas de doute sur l'état des surfaces, vues depuis la cabine, il est possible, sur certains avions, de valider leur état par l'observation du plan horizontal depuis les portes arrières.

### **1.17.3 Opérations en conditions givrantes**

#### **1.17.3.1 Documentation réglementaire de référence**

L'arrêté du 12 mai 1997 (OPS 1) précise au paragraphe OPS 1.345 que:

(a) *l'exploitant doit établir les procédures à suivre lorsqu'il est nécessaire d'effectuer le dégivrage et l'antigivrage au sol ainsi que les contrôles de l'état de l'avion correspondant*

(b) *le commandant de bord ne doit pas entreprendre un décollage, à moins que les surfaces externes ne soient dégagées de tout dépôt susceptible d'avoir une incidence négative sur les performances ou la manœuvrabilité de l'avion, sauf dans les limites spécifiées dans le manuel de vol.*

L'AMC OPS 1.345 (a) définit le contenu des procédures pour le dégivrage / antigivrage que doivent prévoir les exploitants.

L'AMC OPS 1.345 (g) définit les conditions givrantes en précisant que l'humidité visible peut se présenter, par exemple, sous la forme de brouillard avec une visibilité de 1,5 km.

L'AMC OPS 1.345 (j) définit le brouillard givrant en précisant que la suspension de gouttelettes réduit généralement la visibilité au sol à moins d'un kilomètre.

Remarque : en pratique, les pilotes intègrent souvent une valeur-seuil de visibilité (en général mille mètres) dans les paramètres définissant les conditions givrantes.

La DGAC, dans le cadre de sa participation au JAA Icing Research Committee, a rédigé et fait approuver un manuel de vulgarisation (en anglais) sur le givrage<sup>(10)</sup>. La structure de formation de Régional possède un exemplaire de ce document.

Remarque : le JAA IRC n'existe plus depuis le début de l'année 2007. L'Agence Européenne de Sécurité Aérienne est aujourd'hui chargée de la réglementation dans le domaine du givrage.

Le constructeur a rédigé un manuel de vol approuvé par l'autorité de certification et un manuel de maintenance. La compagnie détient un exemplaire de référence de chacun de ces manuels.

Le manuel de vol avait été révisé à la suite des accidents de La Guardia et de Skopje conformément à la consigne de navigabilité RLD 93-167(A) (voir paragraphe 1.18.3). La dernière modification de la partie 5 « Operations in icing conditions » datait de 2004. Elle insistait notamment sur l'obligation d'effectuer une deuxième vérification tactile après une opération de dégivrage lorsque l'avion n'était pas équipé du système de chauffage des bords d'attaque de l'aile au sol (On Ground Wing Leading Edge Heating System - OGWLEHS).

### **1.17.3.2 Documentation de l'exploitant**

#### *Manuel de vol des F28 Mk 0100*

La partie 5 du manuel de vol « Operations in icing conditions » est à jour.

#### *Manuel d'exploitation*

Régional a été autorisé à inclure des parties de l'AOM (Aircraft Operating Manual, document produit par le constructeur qui reprend et détaille le contenu du manuel de vol) dans son manuel d'exploitation<sup>(11)</sup>. Conformément à la réglementation en vigueur, les pages de l'AOM ont été traduites en français.

La modification 7 de la partie 7 de l'AOM « Adverse Weather Operations », datait de 2005. Elle tenait compte des premiers résultats de l'enquête sur l'incident grave de Turin, expliquant en particulier les conséquences du givre transparent sur les performances de l'avion. Le texte indique que la deuxième vérification tactile, après dégivrage, pouvait être remplacée par l'utilisation du système de chauffage des bords d'attaque au sol (si installé)<sup>(12)</sup>. Cette mise à jour déplaçait également un avertissement de la page 5 à la page 1 et reprenait les termes de la modification de l'AFM concernant la vérification tactile après une opération de dégivrage.

<sup>(10)</sup>[http://www.dgac.fr/html/actu\\_gd/sfatsecu/CIRA2000Icingflightmanual.pdf](http://www.dgac.fr/html/actu_gd/sfatsecu/CIRA2000Icingflightmanual.pdf). La DGAC participait également aux travaux du Collaborative Research Committee for Icing regroupant les JAA, la FAA et Transport Canada.

<sup>(11)</sup>Les parties relatives au givrage/dégivrage sont ainsi identiques dans les deux documents.

<sup>(12)</sup>Cependant, en présence de givre transparent, la nécessité d'une vérification tactile de la zone de l'extrados située face aux entrées d'air des réacteurs est maintenue après une opération de dégivrage au sol pour prévenir le risque d'ingestion de glace par les moteurs.

Le document était accompagné d'une note (TON 100.078) qui expliquait les mesures prises et présentait un synoptique des actions de vérification et de correction à conduire avant un décollage par temps froid (voir annexe 9).

Cette modification n'avait pas été prise en compte. L'avertissement figurait déjà dans le texte précédent, mais la philosophie et les procédures à utiliser afin de réduire les risques du givre transparent n'étaient pas mises à la disposition des équipages.

Le manuel d'exploitation contient les procédures requises par l'arrêté de 1997 concernant le givrage / antigivrage ainsi que les différents documents émis par le constructeur (All Operators Messages, Technical and Operational Notices).

La partie A (08-23/08-29) décrit de façon complète les diverses procédures de dégivrage / antigivrage ainsi que les mesures nécessaires à une bonne traçabilité des opérations.

La page A 08-24-02 rappelle les conditions qui peuvent conduire à la formation de givre ou de glace transparente sur l'intrados et l'extrados. Il est précisé qu'il est difficile de détecter ces accrétions.

La page A 08-29-07 décrit les procédures particulières au Fokker 70/100. Un contrôle tactile sur les ailes et les bords d'attaque est demandé après les opérations de dégivrage. Cette vérification doit être effectuée par un des membres d'équipage de conduite ou un agent sol qualifié. Il est demandé « *d'utiliser un escabeau de façon à atteindre l'extrados* », « *de vérifier à la main le bord d'attaque et la surface de l'extrados ainsi que toute l'envergure des deux ailes en quatre ou cinq points répartis le long de chaque aile* » et « *...de rechercher toute rugosité, accumulation de glace, neige ou givre* ».

La partie B 01-12-01 contient des généralités sur le givrage. Elle indique que les conditions givrantes au sol sont définies par les critères suivants :

- la température extérieure (OAT) est inférieure ou égale à 6 °C ;
- au moins une des deux conditions suivantes est vérifiée :
  - différence entre la température du point de rosée et l'OAT inférieure ou égale à 3 °C,
  - présence d'humidité visible (brouillard, pluie, bruine, neige, grésil...).

Remarque : l'inscription de ces critères dans la documentation opérationnelle est la conséquence de l'application de la consigne de navigabilité (RLD 93-167 (A)).

La partie B 02-05-01 (version du 29/10/04, voir annexe 9), page 3, rappelle que :

*Les couches de glace résultant du givre ou du brouillard givrant peuvent entraîner l'apparition d'aspérités (semblables à du papier de verre) sur les parties horizontales de l'avion. Ces aspérités peuvent détériorer les propriétés aérodynamiques des ailes et de l'empennage et menacer la sécurité du décollage.*

*Lorsque les réservoirs contiennent une quantité conséquente de carburant à une température inférieure à zéro (comme cela peut être le cas après un vol en altitude), l'accumulation de contaminant (neige humide, pluie ou neige) sur les ailes peut conduire à la formation de glace sur l'extrados pendant le roulage ou lors d'un arrêt au sol (même si l'OAT est supérieure à zéro degré). Ces couches de glace peuvent ne pas être visibles par l'observateur suivant sa position. La couche supérieure peut*

*apparaître humide et dissimuler une épaisseur de glace importante. L'absence d'une telle contamination sur les ailes doit être vérifiée lors de l'inspection extérieure précédant le décollage.*

La page 4 rappelle que :

*Une petite quantité de givre ou de contaminant sur le bord d'attaque et l'extrados peut entraîner une diminution importante de la portance maximum et augmenter la traînée.*

*Dans ces conditions, l'incidence de décrochage peut être beaucoup plus faible et l'augmentation de la vitesse de décrochage atteindre 30 kt.*

*Ces phénomènes peuvent induire une perte de manœuvrabilité, le décrochage d'une aile voire un décrochage brutal juste après la rotation.*

*L'aile étant contaminée, il est probable que le stick shaker ne s'active pas, son angle de déclenchement étant supérieur à l'incidence de décrochage.*

La page 5 présente un synoptique qui récapitule la séquence logique des actions de vérification et de correction à entreprendre avant un décollage par temps froid. Il est simplifié par rapport à celui proposé dans le TON 100.078. Il ne reprend pas les informations nécessaires aux décisions de vérification tactile et de dégivrage.

La page 6 détaille les inspections extérieures :

*Une bande noire est peinte sur l'extrados du bord d'attaque au bord de fuite de l'aile, près des extrémités de celle-ci, afin d'aider les équipages ou agents de piste à détecter toute contamination des parties horizontales de l'appareil.*

La procédure d'inspection extérieure demande de vérifier l'absence de neige, givre et glace sur les éléments suivants :

- ailes (voir vérification de l'état de l'aile), plan horizontal, gouvernes,
- volets, fences,
- trains principaux et roulette de nez,
- réacteurs, libre rotation des fans,
- entrée d'air APU,
- entrée/sortie Pack,
- drains, purges, ventilation, sonde,
- mise à l'air libre des réservoirs,
- radôme.

Pour la vérification de l'état de l'aile, il est précisé que :

*A moins que le dégivrage ne s'avère nécessaire, le CdB ou l'OPL doit s'assurer de l'état des ailes par vérifications tactiles.*

*Les ailes doivent être inspectée sur toute l'envergure, à l'extrados du bord d'attaque jusqu'au longeron principal.*

*A l'issue de cette vérification le CdB décide :*

- d'opérer un antigivrage ou un dégivrage,
- une utilisation normale de l'avion.

A la page 8 on note :

*Après le traitement d'antigivrage ou le dégivrage et pendant la durée de protection, le CdB doit s'assurer de nouveau de l'état des ailes.*

*Cette vérification doit être tactile et effectuée soit par un membre d'équipage, soit par une personne qualifiée.*

*De nouveau, les ailes seront inspectées sur l'envergure, à l'extrados du bord d'attaque jusqu'au longeron principal.*

*Les ailes doivent être libres de givre, glace ou neige.*

*La vérification tactile étant effectuée et les ailes libres de tout contaminant, le CdB peut envisager d'effectuer un décollage normal.*

Après un dégivrage au sol, en absence de vérification tactile par du personnel qualifié, il est prévu d'appliquer la procédure de décollage sans vérification tactile qui est décrite dans la partie B 02-05-01, pages 18 et 19 (utilisation Fokker 70/100)<sup>(13)</sup>. Cette procédure demande :

- de sélectionner le plus grand braquage de volets possible compatible avec TOW, altitude, T° ;
- d'utiliser la poussée TOGA ;
- d'effectuer une rotation lente ( $< 3 \text{ }^\circ/\text{s}$ ) pour afficher une assiette de  $10^\circ$  ;
- de rentrer le train d'atterrissage dès que le variomètre est positif ;
- de ne pas dépasser  $10^\circ$  d'assiette jusqu'à IAS  $V_2 + 20 \text{ kt}$  ;
- d'augmenter l'assiette tout en conservant une IAS  $> V_2 + 20 \text{ kt}$  ;
- de rentrer les volets à, ou au-delà de,  $V_{\text{rf}} + 20 \text{ kt}$ .

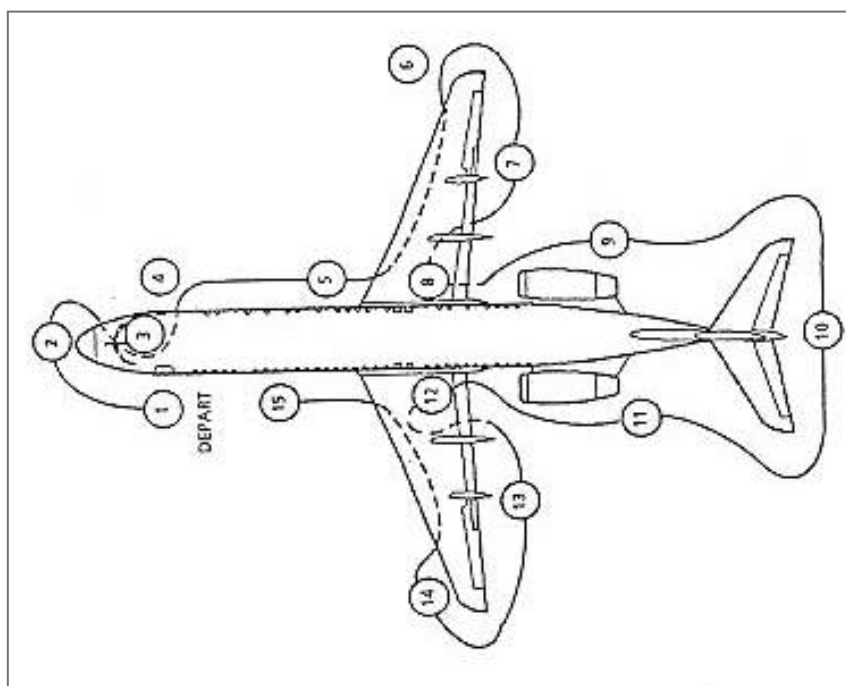
Remarques :

- cette procédure est pénalisante au plan des performances au décollage. Des calculs complémentaires sont à effectuer (la longueur de piste disponible au décollage doit être 20 % plus élevée que la distance de décollage requise pour un décollage à la MTOW) ;
- il est noté que « *cette variante de la technique habituelle de décollage qui peut, dans certains cas, être obligatoire, vise, lors de la montée, à améliorer les marges de sécurité face au décrochage* ».

<sup>(13)</sup> Application de la consigne de navigabilité RLD 93-167-2/ FAA 94-25-03.



### 1.17.4 Procédure de visite extérieure



La procédure normale de visite extérieure prévoit, entre autres, la vérification de l'état du bord d'attaque, du revêtement d'intrados, des trop-pleins de réservoir, de l'état du saumon et des divers feux et phares (points 6, 7, 13 et 14). Les surfaces de l'extrados ne sont pas mentionnées dans les parties de l'avion à vérifier.

Remarque : au tiers de l'aile depuis l'emplanture, le bord de fuite est à une hauteur de 2,10 mètres et la surface supérieure au bord d'attaque est à 2,32 mètres. La vérification de l'état de l'extrados ne peut donc être effectuée qu'à l'aide d'un escabeau ou d'un moyen comparable.

### 1.17.5 Procédure d'évacuation

#### 1.17.5.1 Equipage de cabine

Selon les procédures de l'exploitant, l'ordre d'évacuation est donné, dès l'immobilisation de l'appareil et l'arrêt des moteurs par le commandant de bord ou par l'équipage de cabine lorsqu'un danger évident apparaît et qu'il n'y a pas de réponse du poste de pilotage. L'évacuation se fait le plus rapidement possible par toutes les issues utilisables. La priorité est donnée aux portes d'accès et de service. Les issues d'aile viennent en complément. Les ordres d'évacuation doivent être brefs, précis et non négatifs.

L'équipage de conduite exécute sa procédure d'urgence obligatoire (voir 1.17.5.2) qui dure de quelques secondes à une minute puis donne l'ordre d'évacuer : « Ici le poste de pilotage, PNC à vos postes » suivi de « Ici le poste de pilotage, évacuation ».

L'équipage de cabine donne alors l'ordre aux passagers de détacher leur ceinture. L'annonce type est : « Détachez vos ceintures, laissez vos bagages, ouvrez les portes et/ou issues (à préciser), évacuez ».

L'équipage se positionne aux issues, les ouvre et fait sortir les passagers. Le navigant situé à l'avant ouvre d'abord la porte d'embarquement gauche puis ouvre ou vérifie l'ouverture de la porte de service droite. Celui situé à l'arrière doit faire sortir les passagers situés à l'arrière en leur demandant d'utiliser les issues d'aile.

Les premiers passagers à sortir reçoivent de l'équipage la consigne de faire s'éloigner les autres passagers qui sortent de l'avion.

Remarque : lorsque l'avion est complet, les passagers assis avant le rang 12 utilisent les portes avant, les passagers assis au rang 12 et après utilisent les issues d'aile.

Un atterrissage imprévu ne permettant pas la préparation de la cabine, les procédures insistent sur l'importance de la vérification avant les phases de décollage et d'atterrissage des points suivants :

- pas d'enfants, de personnes âgées ou handicapées aux issues d'aile,
- pas de bagages encombrants aux issues d'aile et portes.

Note 1 : l'autorité de l'aviation civile du Royaume-Uni exigeait des exploitants de Fokker 28-70/100 la présence d'un navigant aux issues d'aile, en raison de l'absence d'issue à l'arrière de l'appareil.

Note 2 : dans certaines compagnies aériennes étrangères, notamment nord-américaines, les passagers assis près des issues d'aile sont informés avant le départ sur leur rôle pour l'ouverture de ces issues en cas d'urgence et reçoivent une explication sur leur manipulation. Cela ne se pratique pas, de manière générale, dans les compagnies aériennes françaises, à l'exception des vols en partage de code en partance pour l'Amérique du Nord.

### 1.17.5.2 Equipage de conduite

Dans la méthode générale décrite dans la documentation de la compagnie, le traitement de la panne est déclenché par le commandant de bord qui appelle soit :

- « procédures MFDS xxx »
- ou « encadré xxx »
- ou « check list de référence xxx ».


Pour l'évacuation d'urgence au sol (Manex partie B 03 -02 -03), le commandant de bord annonce « ici le poste de pilotage, PNC à vos postes » puis il appelle « encadré évacuation d'urgence au sol ».

**ON GND EMER / EVAC PROCEDURE  
EVACUATION D'URGENCE AU SOL**

- Une évacuation d'urgence ne peut être déclenchée qu'après une analyse de la situation et la prise en compte de la sécurité des passagers :
  - Soit maintien à bord.
  - Soit évacuation.
- Cette procédure doit être effectuée au sol lorsqu'une urgence est imminente et que la situation (feu, risque de feu, dommages structurels et collision) rend nécessaire la prévention ou la lutte contre un incendie.
- Se référer aux consignes relatives aux évacuations d'urgence présentées dans le Manuel de Sécurité Sauvetege (MSS4-100-07 page 27 à 30).

C	→ PARKING BRAKE .....	APPLIQUER
C	→ VHF - COM 1 .....	UTILISER
	+ Seule la VHF-COM 1 est utilisable lorsque les réacteurs et l'APU sont éteints.	
C	→ ELT .....	COM NEC
	+ Si nécessaire, le CDB déclenche le fonctionnement manuel de la balise de détresse.	
P	→ BASCULEURS REVERSES .....	JET DIRECT
P	→ FLAP .....	42
P	→ LIFTD .....	DÉSARMER
	+ Sortir les volets et rentrer les lift dumpers permet de faciliter l'évacuation des passagers.	
P	→ LEVIERS FUEL 1 ET 2 .....	SHUT
C	→ EMER LIGHT .....	ON
P	→ POIGNÉES ENG FIRE 1 ET 2 .....	OVRD / TIRER
	+ Appuyer sur le poussoir OVRD situé sous la poignée ENGINE FIRE pour déverrouiller celle-ci.	
P	→ APU .....	OFF
P	→ DISCH : ENG FIRE 1 ET 2 , APU FIRE .....	COM NEC
	+ Tourner les poignées, ENGINE FIRE vers DISCH 1 pour l'ENGINE 1 et DISCH 2 pour l'ENGINE 2.	
C	→ PRESSURISATION .....	VÉRIFIÉE
C	→ ANNONCE PUBLIC ADDRESS .....	EFFECTUER
	+ Donner l'ordre d'évacuer ou de rester dans l'avion.	

**ATTENTION : NE PAS OUVRIR LES ISSUES SUR LES ZONES EN FEU.**

  
Manuel d'Exploitation  
Édition 2

Les items sont à effectuer, pas à pas, de mémoire (encadré, Memory Items) par le commandant de bord et le copilote (et non le PF ou le PNF).

Lorsque chaque pilote a effectué l'ensemble des actions qui lui sont dévolues, le PNF lit à titre de vérification les actions de l'encadré. En fonction de l'analyse de la situation et de la prise en compte de la sécurité des passagers, le commandant de bord décide de l'évacuation : « ici le poste de pilotage, évacuation » ou de l'arrêt de la procédure « ici le poste de pilotage, opérations normales ».

L'enregistrement du CVR montre que cette procédure a été globalement appliquée. Toutefois, le commandant de bord a attendu que le copilote soit disponible pour la relecture de l'encadré, ce dernier étant en communication radio avec le service du contrôle.

La fermeture des robinets carburants, initialement oubliée, a été effectuée à ce moment.

## 1.18 Renseignements supplémentaires

### 1.18.1 Accidents au décollage dus au givrage au sol

Une revue des accidents/incidents graves dus à la dégradation des performances aérodynamiques résultant d'un givrage au sol (F-GMPG inclus) entre 1968 et 2007 a permis d'identifier 51 accidents. Sur les 30 avions équipés de réacteurs, dix-huit n'avaient pas été dégivrés (cinq Fokker F28, dont Dryden en 1989 et Skopje en 1993), cinq avaient été dégivrés mais avaient décollé après la période de protection correspondante au produit utilisé (dont un Fokker F28 à La Guardia en 1992) et quatre avaient décollé après un dégivrage incorrectement exécuté (dont un Fokker F28 Mk070 à Turin en 2002<sup>(14)</sup>).

La plupart de ces accidents se sont produits sur des avions avec des bords d'attaque en flèche non équipés de dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque (ailes dites «dures» ou hard wing), comme les Fokker de la famille F28 ou certains Douglas DC 9 (Philadelphie 1985, Denver 1987, Cleveland 1991) et plus récemment le Bombardier CRJ (Birmingham 2002, Baotou 2004).

### 1.18.2 Principaux accidents des avions de la famille Fokker F28

Le premier événement sur Fokker F28 s'est produit en 1969 au décollage de l'aérodrome de Hanovre. Dès l'envol, l'avion est entré en oscillation de roulis et l'équipage l'a plaqué au sol. Les premières études approfondies sur la perte de portance de l'aile des Fokker de la famille 28 ont été réalisées à cette occasion.

#### 1.18.2.1 Dryden (Canada)

Le 10 mars 1989, un Fokker F28 s'était écrasé quelques secondes après son décollage de l'aérodrome de Dryden (Canada) : il avait décollé sans prendre de hauteur, avait retouché la piste cent mètres avant son extrémité puis avait heurté la cime des arbres. L'avion était resté trente minutes au sol, son groupe auxiliaire de puissance ne fonctionnait pas et aucun groupe de puissance extérieur n'était disponible à l'escale. Afin d'alimenter le minimum d'équipements de bord et d'avitailier, l'équipage avait donc maintenu un moteur en fonctionnement. A l'époque, le constructeur et l'exploitant interdisaient le dégivrage de l'avion lorsque tous les moteurs n'étaient pas arrêtés ; l'avion n'avait donc pas été dégivré. Au cours du roulage et du décollage, il avait été soumis à des précipitations neigeuses ; de plus, la piste était contaminée par de la neige fondante (slush). L'enquête avait déterminé que le givrage au sol était l'une des causes de l'accident. Cet événement a été à l'origine de nombreuses études sur les accidents systémiques.

<sup>(14)</sup>Cet événement est dû à une perte de puissance consécutive à une ingestion de glace par les moteurs. Il est donc de nature différente des autres événements décrits dans cette section, qui sont caractérisés par une perte de portance.

### **1.18.2.2 La Guardia (Etats-Unis)**

Le 22 mars 1992, le Fokker F28 immatriculé N485US, vol USAir 405, s'était écrasé quelques secondes après son décollage de la piste 13 de l'aéroport de La Guardia (New York). Il y avait eu vingt-quatre survivants sur les cinquante et un passagers et membres d'équipage. L'observation météorologique effectuée quelques minutes avant l'accident relevait les paramètres suivants : plafond indéfini à 700 pieds, ciel invisible, vent 070° / 13 kt, visibilité trois-quarts de mille terrestre (1 200 mètres environ), neige modérée, brouillard, température extérieure 30 °F (- 1 °C), température du point de rosée 30 °F (- 1 °C).

L'enquête avait retenu le givrage de l'aile comme cause probable de l'accident. L'avion avait été dégivré deux fois avec du produit de dégivrage de type I (mélange à cinquante pour cent d'eau et de glycol, durée d'action estimée à quinze minutes dans des conditions de température extérieure de 0 °C) (l'utilisation du type II [de l'époque], dont la durée d'action est supérieure, était interdite pour des raisons environnementales). L'avion avait décollé trente-cinq minutes après le second dégivrage.

La rotation avait été effectuée cinq nœuds avant la vitesse V1 calculée.

Les essais et simulations avaient montré que l'incidence de décrochage de l'aile passait de douze à neuf degrés avec une aile contaminée et que des valeurs d'incidence de douze degrés pouvaient être atteintes, en fonction du type de rotation appliqué.

Quinze recommandations avaient été émises par le NTSB. Trois d'entre elles demandaient au constructeur et à la NASA de réaliser des études aérodynamiques (performances d'une aile contaminée, influence d'une aile avec et sans becs de bord d'attaque, influence de l'assiette de décollage sur les marges de décrochage). Deux portaient sur la diffusion d'informations aux équipages relatives à l'utilisation de produits dégivrants et antigivrants. Aucune ne portait sur les éléments de prise de décision avant le dégivrage.

### **1.18.2.3 Skopje (ERYM)**

Le 5 mars 1993, le Fokker F28 Mk0100 immatriculé PH-KXL, vol Palair PMK 301, s'écrasait quelques secondes après le décollage de la piste 34 de l'aéroport de Skopje (ex-République Yougoslave de Macédoine). Il y avait eu quatorze survivants sur les quatre-vingt-dix-sept personnes à bord.

Les conditions météorologiques relevées étaient les suivantes : vent 350 ° / 5 kt, neige modérée, température extérieure 0 °C, température du point de rosée - 1 °C.

L'enquête avait montré que l'aile avait décroché à une incidence de dix degrés. L'avion avait subi un roulis brutal suivi de balancements des ailes que l'équipage n'avait pas pu maîtriser.

L'enquête avait retenu les causes suivantes :

- portance insuffisante de l'aile au décollage due à sa contamination par de la glace ;

- ❑ absence de dégivrage de l'avion alors que les conditions météorologiques pouvaient conduire à une situation de givrage au sol. De plus, l'avion avait été soumis à ces conditions pendant une heure et demie. Les deux compléments de plein effectués pendant cette période avaient pu conduire à une nouvelle répartition du carburant favorisant le dépôt de givre en extrémité d'aile.

Trois recommandations étaient émises par le service d'enquêtes yougoslave :

- ❑ informer les exploitants de Fokker F28 et F100 des causes de l'accident ;
- ❑ amender la documentation opérationnelle afin que les équipages soient contraints d'effectuer la vérification extérieure de l'avion ;
- ❑ prescrire un dégivrage des F28 et F100 avant le vol lorsque les conditions givrantes existent, quel que soit le résultat de la vérification extérieure de l'avion.

Les observations de l'organisme d'enquête néerlandais se présentaient sous la forme d'un document au format d'un rapport OACI étudiant notamment l'aérodynamique de l'aile et la répartition des températures sur sa surface. Quatre recommandations étaient relatives au domaine de la lutte contre le givrage au sol :

- ❑ que la compagnie aérienne revoie ses consignes opérationnelles et méthodes d'entraînement afin de s'assurer qu'elles contiennent les critères relatifs au dégivrage et à l'antigivrage à l'usage des équipages et du personnel au sol ;
- ❑ que la compagnie s'assure que les consignes opérationnelles et les méthodes d'entraînement soulignent les difficultés d'appréciation de la contamination de l'aile à température proche de zéro lorsqu'elle contient du carburant refroidi après une exposition longue à une température négative et que ces consignes prennent en compte également le fonctionnement du système carburant ;
- ❑ que des moyens de simulation capables de représenter les caractéristiques de manœuvrabilité de l'avion au décollage avec une aile contaminée soient développés et que cette démonstration fasse partie de la formation initiale et des entraînements et contrôles périodiques afin que les pilotes aient conscience du comportement de l'avion avec les ailes contaminées et des résultats des actions sur les commandes de vol ;
- ❑ que l'autorité de tutelle demande aux exploitants de lui soumettre des directives et des procédures pour les opérations par temps froid avant de débuter une telle activité.

Deux autres recommandations concernaient l'utilisation du CVR et la location des avions.

Les observations de l'organisme d'enquête néerlandais n'ont pas été annexées au rapport yougoslave. Elles n'ont donc pas eu la diffusion souhaitée.

### 1.18.3 Mesures prises à la suite des accidents dus au givrage au sol

Après l'accident de Denver (DC 9, 1987), la procédure d'inspection des ailes avant le décollage recommandée par le NTSB avait été rejetée par la FAA. Comme les progrès constatés (communications vers les compagnies et les constructeurs) étaient jugés satisfaisants, le NTSB n'avait pas insisté pour l'application des autres recommandations<sup>(15)</sup>.

Après l'accident de Cleveland (1991), la FAA avait modifié le manuel de vol du Douglas DC 9, incluant un avertissement sur les risques de perte de portance de l'aile en cas de givrage au sol. Elle avait publié une consigne de navigabilité demandant l'inspection tactile des ailes lorsque la température extérieure était inférieure à six degrés Celsius, que la différence entre la température extérieure et celle du point de rosée était inférieure à trois degrés et que le taux d'humidité de l'air ambiant pouvait conduire à la formation de givre sur les ailes (AD 93-11-01). Cette consigne de navigabilité demandait également l'installation d'un dispositif de chauffage des bords d'attaque au sol.

Des conférences internationales sur les problèmes de sécurité associés au givrage ont été organisées par la FAA. Celle de Reston en 1992 avait conclu que les avions à ailes dures étaient plus sensibles à une contamination aérodynamique due à un givrage au sol et avait insisté sur la nécessité d'une sensibilisation et d'un entraînement des personnels concernés avant les périodes hivernales. Les conclusions indiquaient également que les différences entre les ailes dures et les ailes munies de becs, n'étaient pas suffisamment significatives pour autoriser les opérations avec des avions contaminés, quelque soit leur type.

En 1993, à la suite des accidents de La Guardia et de Skopje, Fokker Aircraft lançait un plan d'action « No more ground ice accidents over the next 20 years » qui comprenait :

- ❑ Un programme de sensibilisation comportant la réalisation d'une vidéo, des présentations aux compagnies aériennes<sup>(16)</sup>, l'introduction de paramètres givrage au simulateur et diverses publications.
- ❑ L'extension des bandes noires de bords d'attaque (sections de voilure 11290) jusqu'au bord de fuite de l'aile (SBF100-51-004 (1992) pour permettre une meilleure détection en vol de la présence de givre sur une aile peinte en blanc ou gris). Le marquage précédent (bande noire sur le bord d'attaque) avait été jugé peu visible par les membres d'équipage en poste et peu efficace par les enquêteurs du NTSB<sup>(17)</sup>. Ces bandes étaient initialement destinées à remplacer la vérification tactile. Les procédures Fokker récentes (2005) précisent cependant que la vérification tactile reste indispensable avant le vol.
- ❑ L'installation d'une bande noire plus large sur les sections de voilure 3700 (SBF100-51-005). Comme les autres, elle devait permettre la détection de contamination sur l'extrados en lieu et place de la procédure d'inspection tactile. Les essais n'ont pas permis de valider son utilité. Cette bande a cependant été posée sur de nombreux avions.

<sup>(15)</sup> Aircraft  
Accident report  
PB93-910402  
(La Guardia) :  
commentaires  
du Board.

<sup>(16)</sup> Régional  
n'existait pas à  
cette époque.

<sup>(17)</sup> Aircraft  
Accident report  
PB93-910402  
(La Guardia).

- ❑ L'introduction d'un nouveau directeur de vol permettant d'augmenter les marges avec la vitesse de décrochage au décollage en utilisant une assiette initiale de décollage inférieure à celle usuellement utilisée (SBF100-22-048). Proposé en 2000, il n'a pas pu être installé, pour des raisons techniques, sur les Fokker F28 Mk0100 de Régional équipés de moteur Tay 620 et en particulier sur le F-GMPG livré en 2005 (interférences erratiques avec le système de régulation moteur).
- ❑ L'installation d'un système de chauffage des bords d'attaque au sol (On Ground Wing Leading Edge Heating System -OGWLEHS-, SBF100-30-018). Cet équipement disponible depuis 1997 diminue le risque d'un dépôt au sol de contaminants givrés sur les surfaces vulnérables du bord d'attaque, réduisant ainsi le risque de détériorer les marges de décrochage, et permet de s'affranchir d'une deuxième vérification tactile après une opération de dégivrage. La FAA a exigé que les exploitants américains de F28 installent ce dispositif (AD 2002-14-7) mais l'autorité hollandaise, autorité primaire de certification des Fokker à l'époque, n'a pas émis de consigne de navigabilité pour rendre obligatoire la modification en Europe. Lors de la revue des bulletins de service réalisée en 2005 (arrivée en flotte du F-GMPG), Régional avait décidé de ne pas installer ce dispositif.

Le constructeur avait fourni en mai 1995 aux exploitants et constructeurs de simulateurs de Fokker F28 Mk0100 une modification du modèle aérodynamique de l'avion. Le modèle modifié est représentatif du comportement d'une aile contaminée d'une épaisseur uniforme sur les ailes et le stabilisateur paramétrable par l'instructeur, et pouvant aller jusqu'à 19 millimètres, ce qui correspond à une masse de glace de 2 222 kilogrammes. Ce modèle modifié existe bien sur le simulateur en place au Bourget depuis mars 1998 et utilisé par divers exploitants dont Régional pour l'entraînement de leurs pilotes. Régional n'avait pas eu connaissance de cette modification et n'utilisait pas cette fonctionnalité.

La seule procédure utilisée par Régional pour simuler un décollage avec une aile contaminée consistait en une augmentation importante de la masse de l'avion, en général de quatre tonnes. Comme cela a été vu au 1.17.2, c'est un scénario sanction, l'oubli du dégivrage conduisant systématiquement à l'accident.

De son côté, l'autorité de l'aviation civile des Pays-Bas imposait une modification du manuel de vol (consigne de navigabilité RLD 93-167). Cette modification :

- ❑ indique les conditions qui peuvent conduire à un givrage au sol ;
- ❑ impose à l'équipage de vérifier l'absence de givre avant le décollage lorsque ces conditions sont réunies ;
- ❑ propose une procédure optionnelle de décollage en conditions givrantes offrant des marges plus importantes par rapport au décrochage. Il est cependant précisé que cette procédure ne garantit pas un décollage en sécurité avec des dépôts de givre sur les surfaces portantes.



Les évolutions ultérieures du manuel de vol ont précisé que :

- ❑ l'absence de givre doit être vérifiée par un examen tactile. Le manuel de vol renvoie à l'AMM pour les détails de la procédure de vérification avant décollage ;
- ❑ une nouvelle vérification tactile doit être effectuée après l'utilisation de produits dégivrants ou antigivrants. L'utilisation du système de chauffage des bords d'attaque au sol ou l'application de la procédure optionnelle avec des vitesses majorées permettent de s'affranchir de cette deuxième inspection. Elles ne permettent cependant pas de s'affranchir de l'obligation de la première vérification tactile d'absence de givre.

A la suite de l'accident, Régional a réalisé une revue de documentation et intégré les dernières modifications apportées au manuel de vol. Le nouveau programme de formation dédié au givrage a été appliqué et la note annuelle relative au givrage, éditée par le secteur Fokker et distribuée avant la saison hivernale 2007 / 2008, a rappelé l'ensemble des conditions pouvant conduire à un givrage au sol, les critères météorologiques devant être pris en compte par les commandants de bord pour leur décision de dégivrer ou anti-givrer ainsi que les procédures applicables pour s'en préserver.

Remarque : au cours de l'enquête le BEA a pu constater que la vérification manuelle ou le dégivrage ne sont toujours pas systématiquement effectués quand ces actions sont requises du fait des conditions météorologiques : certains pilotes semblent encore convaincus que l'absence constatée de givrage en vol implique l'impossibilité de givrage au sol.

#### **1.18.4 Aérodynamique**

##### ***1.18.4.1 Caractéristiques aérodynamiques du Fokker F28 Mk0100***

Les essais réalisés par le constructeur lors de la certification du Fokker F28 Mk0100 ont démontré les caractéristiques aérodynamiques suivantes (avion non contaminé) :

##### *Vitesses de roulis et de tangage*

La configuration utilisée était la suivante :

- ❑ masse comprise entre 37 560 kg et 37 660 kg,
- ❑ volets rentrés,
- ❑ vitesse calculée (CAS) : 157 kt.

Des actions coordonnées sur les commandes de gauchissement et de direction, à débattement maximal, permettent de faire évoluer l'inclinaison de l'avion de - 30° à + 30° en trois secondes. La vitesse maximale de roulis obtenue par action sur les commandes est donc de vingt degrés par seconde.

La comparaison des résultats des essais réalisés avec et sans action sur la commande de direction permet de quantifier le roulis induit par la commande de direction. Sa valeur n'excède pas trois degrés par seconde.

Il a également été démontré qu'il était possible de décoller en sécurité avec une vitesse de rotation en tangage comprise entre 8,5 et 15 °/s.

### *Décrochage*

L'aile du Fokker F28 Mk0100 est conçue de sorte qu'en cas de décrochage, la séparation de la couche limite commence près de l'emplanture et au milieu de l'aile. Lorsque l'incidence de l'avion augmente, les ailerons sont ainsi affectés en dernier et l'efficacité de la commande de gauchissement est préservée.

La documentation du constructeur indique que, pour une masse au décollage de 38 450 kg et un positionnement des volets à 8°, la vitesse de décrochage du Fokker F28 Mk0100 est de 110,5 kt. La position du train d'atterrissage n'a pas d'influence sur cette valeur.

L'angle d'incidence de portance maximale est de 16° (voilure lisse, non contaminée). Le décollement de la couche limite à la surface de l'aile s'étend entre 16° et 19°, valeur à laquelle le contrôle en roulis commence à être affecté.

### **1.18.4.2 Contamination des ailes**

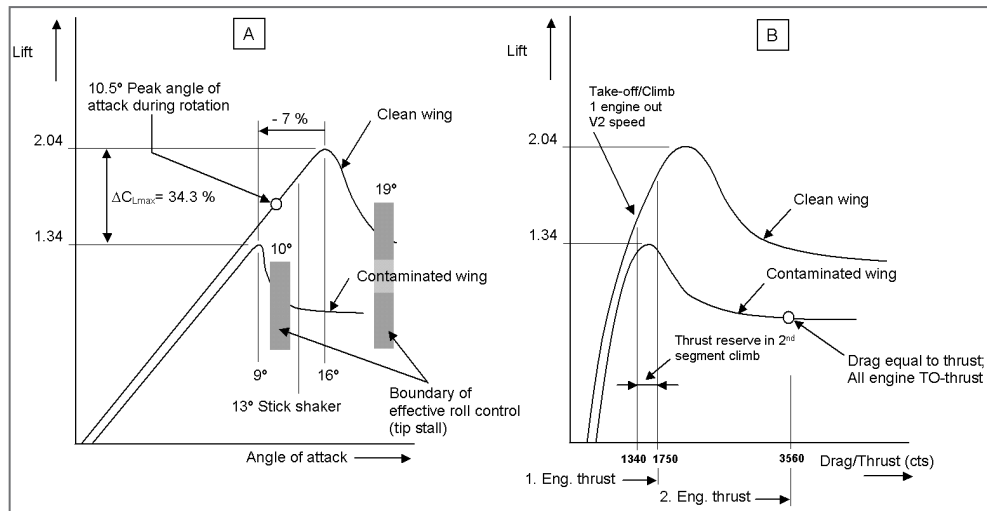
#### *Rugosité relative*

Les caractéristiques aérodynamiques de l'aile, particulièrement la portance, peuvent être altérées de façon significative par une légère rugosité de la surface, notamment à forte incidence. Localement, le flux d'air peut décoller de la surface, induisant une perte de portance.

#### *Essais aérodynamiques*

A la suite de l'incident de Hanovre en 1969, le constructeur a réalisé des essais en soufflerie sur une aile contaminée par des grains correspondant, à l'échelle réelle, à des aspérités d'un millimètre répartis sur la surface de l'extrados à raison d'une aspérité par centimètre carré. Cela correspond à une contamination légère par une chute de pluie verglaçante ou de neige. Ces essais ont montré que, lorsque le bord d'attaque est contaminé, la réduction de la portance maximale est de l'ordre de 25 % et celle de l'incidence de portance maximale d'environ 6°.

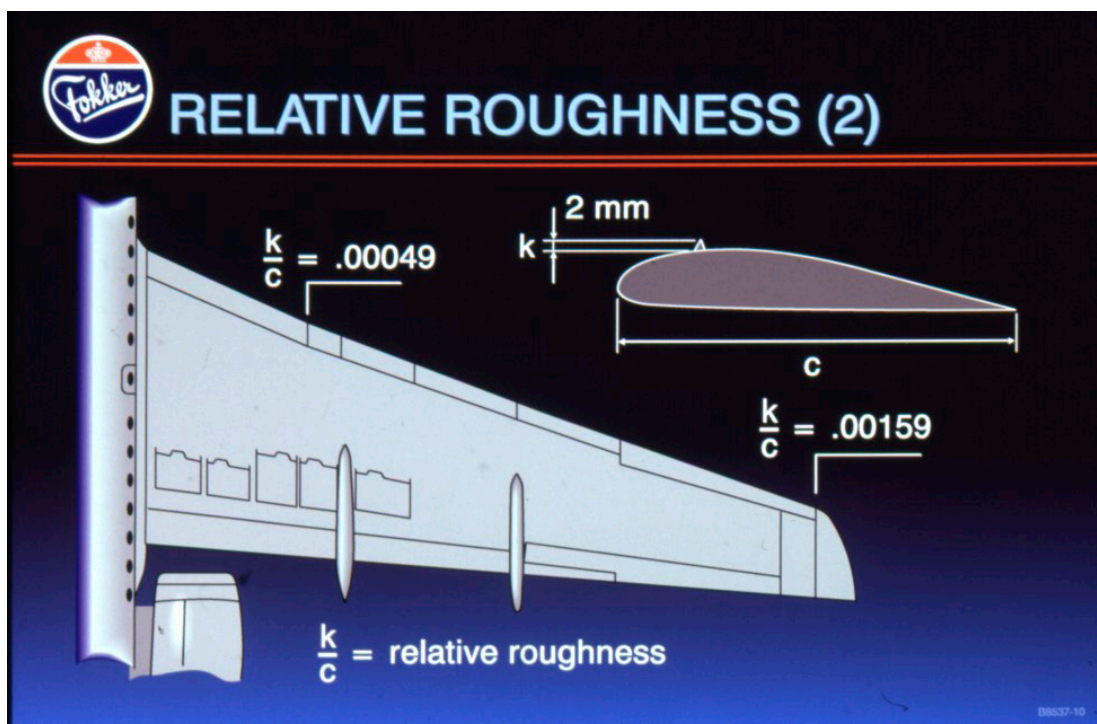
A la suite de l'accident de Skopje, des essais complémentaires ont été réalisés. Des surfaces avec des rugosités différentes, correspondant à des grains dont la taille varie, à l'échelle réelle, de 0,5 millimètre à 12 millimètres, ont été essayées. La densité allait jusqu'à un grain par millimètre carré, ce qui correspond à une contamination importante : l'aile est couverte de neige ou de glace, sans accumulation. Ces essais en soufflerie ont montré que la perte de portance maximale associée à cette contamination pouvait atteindre 34,3 % et que l'incidence de portance maximale pouvait diminuer de 7°. Une rugosité près du bord d'attaque (de l'ordre de 20 % de la corde) a une influence déterminante sur la perte de portance observée.



(18)  $k$  est la hauteur de l'élément de rugosité et  $c$  la corde du profil

Les essais ont montré que la valeur du paramètre  $k/c$ <sup>(18)</sup> influence directement la perte de portance, l'incidence de portance maximale et l'augmentation de la traînée. Ce paramètre est plus important en extrémité d'aile qu'à l'emplanture. Ainsi, contrairement à une aile propre, une aile contaminée de façon homogène peut avoir tendance à décrocher à partir de son extrémité. Cette perte de portance, associée à un grand bras de levier, peut induire une instabilité en roulis et une perte d'efficacité de la commande de gauchissement. De plus, une dissymétrie de la répartition de la contamination entre la voilure droite et la voilure gauche peut entraîner un décrochage dissymétrique.

Dans le cadre de l'enquête des essais ont été réalisés sur un simulateur de développement programmé pour reproduire le comportement d'un Fokker F28 Mk0100 contaminé. Il a été quasiment impossible aux pilotes expérimentés de la compagnie et du constructeur de maîtriser l'avion en roulis. La reproduction exacte du comportement de l'avion le jour de l'accident est toutefois difficile à assurer car il dépend de la nature de la contamination et des actions du pilote.



#### 1.18.4.3 Sensibilité de certains avions au givrage au sol

La revue de l'expérience en service montre que les incidents ou accidents liés au givrage au sol touchent plus fréquemment certains types d'avion, en particulier ceux équipés d'une aile à bord d'attaque en flèche sans bec. L'absence de bec ne semble pas avoir d'effet direct sur la sensibilité à une contamination givrée et il n'a pas été possible d'identifier précisément toutes les caractéristiques aérodynamiques qui permettraient d'expliquer cette observation. Cependant, quelques explications peuvent être avancées :

- ❑ la marge au décrochage (en termes de marge d'incidence) est plus grande pour un avion équipé de becs que pour un avion non équipé, ce qui permet de tolérer une perte d'incidence de décrochage due à la contamination plus importante ;

Ce phénomène est illustré dans le tableau ci-dessous, pour des valeurs typiques de coefficients de portance maximale et de pente de portance :

	Avion à ailes équipées de becs	Avion à ailes non équipées de becs
Coefficient de portance maximale $C_{lmax}$	2.0	1.6
Pente de portance $dC_l/d\alpha$ (par degré)	0.1	0.1
Coefficient de portance au décollage à $1,2 V_s$ $C_{lmax}/1.44$	1.39	1.11
Marge de coefficient de portance au décollage par rapport au décrochage	0.61	0.49
Marge d'incidence au décollage par rapport au décrochage (en degré)	6.1	4.9

- ❑ les avions sans bec sont généralement parmi les plus petits. Les rugosités dues au givrage au sol étant de taille constante, elles sont proportionnellement plus grandes sur ces avions et leur effet sur les performances est donc plus important.

#### 1.18.4.4 Simulation sur profils théoriques

Des recherches ont été conduites pour évaluer dans quelle mesure les fluides de dégivrage / antigivrage éventuellement contaminés par de l'eau dégradent le comportement aérodynamique de l'aile, en particulier au moment de la rotation.

Un article de Guy Fortin et Jean Perron<sup>(19)</sup> rend compte d'une étude par simulation numérique de la congélation spontanée de fluides due à la réduction de température induite par la diminution de pression sur l'extrados à la rotation. Cette étude a été réalisée sur deux profils d'aile (le NACA 0012, profil symétrique qui n'est plus utilisé pour la conception des ailes, et le profil du Boeing 737-200). Les paramètres retenus étaient les suivants :

- ❑ corde du profil d'aile : un mètre ;
- ❑ vitesse de l'air égale à 65 m/s ;
- ❑ augmentation de l'incidence de 4° vers 8° au moment de la rotation ;
- ❑ température de l'aile égale à 0 °C.

<sup>(19)</sup>G. Fortin et J.Perron, Temperature drop of a wet wing at takeoff, American Institute of Aeronautics and Astronautics 2003-0654.

Deux fluides ont été étudiés : l'eau et un mélange d'eau et d'éthylène glycol dans une proportion de 83 % d'eau. L'épaisseur de fluide sur la surface de l'aile était de deux millimètres.

Sur le profil NACA 0012, la simulation a montré que, lors de l'accélération, la diminution de pression sur l'extrados induit l'évaporation du fluide. Un transfert de chaleur se produit entre le fluide évaporé et le fluide résiduel dont la température décroît vers  $-1,3\text{ °C}$ . Cette baisse de température provoque la congélation du fluide résiduel. L'épaisseur de glace augmente progressivement. Après la rotation, elle atteint son maximum (trente-six microns) sur le bord d'attaque.

Les résultats des simulations réalisées sur le profil d'aile du B 737-200 sont équivalents. Après la rotation, l'épaisseur de glace est maximale sur le bord d'attaque (vingt-sept microns).

Remarque : il n'y a pas eu d'essais sur avion (Boeing 737 ou Fokker 28 Mk0100).

Il résulte de ces recherches que, dans les conditions de l'accident, la congélation spontanée d'eau liquide présente sur l'aile au moment de la rotation au décollage n'était pas impossible. Cependant, l'ordre de grandeur des rugosités qu'elle aurait pu produire (quelques microns) était insuffisant pour induire à elle seule des perturbations aérodynamiques de l'ampleur de celles observées et enregistrées.

#### ***1.18.4.5 Variation d'assiette et incidence au décollage***

Des statistiques réalisées sur l'ensemble de la flotte de Fokker F28 Mk0100 de Régional entre janvier 2006 et janvier 2007 montrent que les vitesses de tangage au décollage sont généralement comprises entre  $1,3\text{ °/s}$  et  $3\text{ °/s}$ . Ces valeurs sont inférieures à celle préconisée par le constructeur, soit  $3\text{ °/s}$  (voir annexe 8). La valeur de  $6,1\text{ °/s}$  n'a été atteinte qu'une seule fois, lors du vol de l'accident.

Les valeurs maximales de l'incidence enregistrées sur la même période sont voisines de  $8\text{ °}$ . Lors des derniers décollages du F-GMPG à Brest ou à Paris, des valeurs comparables ont été enregistrées et le braquage de la gouverne de profondeur a atteint environ  $-8\text{ °}$ . Durant la montée initiale du vol de l'accident, l'incidence a atteint  $11,9\text{ °}$  et le braquage de la gouverne de profondeur  $-16\text{ °}$ .

#### **1.18.5 Répartition thermique sur la surface des ailes**

##### ***1.18.5.1 Bilan thermique avant le complément de plein***

L'avion a effectué le vol Paris Charles de Gaulle – Pau à un niveau de vol où la température réelle extérieure relevée par Météo-France est de  $-52\text{ °C}$ . La température totale enregistrée par le FDR est voisine de  $-30\text{ °C}$ . La température du carburant a donc décru au cours du vol pour se rapprocher de cette valeur.

A l'atterrissage, la surface des ailes était à température négative (voisine de  $-20\text{ °C}$  pour les surfaces en contact avec le carburant selon les calculs). Des échanges thermiques ont commencé avec l'air très humide notamment au

travers de la condensation sous forme de glace de la vapeur d'eau en particulier à l'intrados. La température extérieure et le vent ont favorisé le phénomène. Puis l'extrados a reçu des précipitations d'eau et de neige pendant quarante-cinq minutes environ. Consulté sur les aspects thermodynamiques, le Centre d'études de la neige<sup>(20)</sup> a indiqué qu'au regard des conditions météorologiques en vol et de celles relevées sur l'aérodrome, l'aile du Fokker était probablement suffisamment froide pour permettre la condensation solide et l'adhérence de toute précipitation.

Le bord d'attaque, qui ne contient pas de carburant, a une faible inertie thermique et s'est réchauffé au cours de la descente pour atteindre à l'arrivée au parking une température proche de la température extérieure. Cependant, on ne peut pas exclure l'existence de résidus de contamination sur le bord d'attaque (non détecté par les systèmes ou l'équipage) ni d'échange thermique entre la surface des ailes et le revêtement des bords d'attaque.

#### **1.18.5.2 Bilan thermique après le plein et au décollage**

Au sol, la température des surfaces des réservoirs est restée négative en raison de l'inertie thermique du carburant.

Des mesures réalisées par Fokker après l'accident de Skopje ont montré que la répartition thermique sur la surface des ailes n'est ni uniforme ni symétrique. Elle varie dans le temps en fonction des phases d'avitaillement ou de transfert du carburant vers les réacteurs. La voilure gauche est plus lente à se stabiliser en température et, plus généralement, elle reste à une température plus basse que la droite probablement en raison de la distribution non uniforme du carburant entre les deux ailes.

Remarque : les mesures réalisées par le constructeur l'ont été à une température extérieure de 5,5 °C, la température moyenne des réservoirs était voisine de 6 °C et celle du carburant de 15,5 °C.

Ainsi, pendant l'avitaillement avec un carburant plus chaud que celui contenu dans les réservoirs, la nourrice (CT1) et le caisson intérieur (MT1) des réservoirs d'aile, déjà plus chauds que les autres en raison de la présence des pompes et de la proximité du système de climatisation de la cabine, se réchauffent plus vite que les deux caissons extérieurs (MT2 et MT3). La différence de température se résorbe très lentement. Les mesures de température montrent que le carburant froid est chassé vers le caisson extérieur. Il y a donc du carburant à des températures différentes dans chacun des caissons.

Pendant la phase de fonctionnement des pompes de transfert, les différences de température de surface demeurent. La température du caisson MT3 varie peu.

En utilisant la méthode semi-empirique développée après l'accident de Skopje (voir annexes 10 et 11), Fokker a estimé que la température moyenne de la surface de l'aile était de - 3,5 °C. Il est effectivement difficile de déterminer les paramètres intervenant dans cette méthode et de calculer la température exacte des surfaces de l'aile. Le BEA a estimé que l'extrados de l'aile pouvait être à une température moyenne comprise entre - 0,9 °C et - 4,8 °C.

Fokker a également estimé l'effet sur la température de la répartition non homogène du carburant :

- ❑ jusqu'à la section de voilure 4 700, le carburant et les surfaces de l'aile étaient à une température supérieure à celle du mélange parfait. Elle devait être positive ;
- ❑ entre les sections de voilure 4 700 et 9 000, le carburant et les surfaces de l'aile étaient à une température proche de celle du mélange parfait. Elle était négative et il existait une différence entre l'aile droite et l'aile gauche ;
- ❑ au-delà de la section de voilure 9 000, la température des surfaces s'était ajustée à celle de l'extérieur mais celle du carburant restait inférieure à celle du mélange parfait. Elle était négative.

#### **1.18.6 Effet du groupe auxiliaire de puissance**

Au regard du stationnement de l'avion et de la direction et de la vitesse du vent, les gaz chauds provenant du groupe auxiliaire de puissance n'ont eu aucun effet sur la répartition thermique de la voilure.

#### **1.18.7 Visibilité et taille des flocons**

Une étude réalisée par le National Center for Atmospheric Research (Etats-Unis) a montré que le potentiel givrant d'une précipitation neigeuse n'est pas nécessairement liée à la visibilité. Dans cinq cas d'accident qui se sont produits au décollage sous précipitations neigeuses, dont ceux de La Guardia et de Denver, la visibilité observée variait de deux miles (3,2 km environ) à un quart de mile (400 m environ), les précipitations neigeuses étant qualifiées de « légères » à « fortes ». Cependant, la quantité équivalente d'eau mesurée<sup>(21)</sup>, c'est-à-dire le potentiel givrant, était sensiblement la même. Dans ces cas, la différence de visibilité était principalement due à la structure des flocons : un flocon « duveteux » entraîne une diminution de visibilité environ dix fois supérieure à celle d'un petit flocon « dense » contenant la même quantité d'eau.

#### **1.18.8 Données des caméras de surveillance**

Le gestionnaire de l'aérodrome a installé plusieurs caméras afin d'assurer la sûreté des installations. La caméra n° 5 cadre le poste où stationnait le F-GMPG et la caméra n° 2 montre les opérations de dégivrage sur l'Airbus A 320.

L'enregistrement réalisé par la caméra n° 5 montre les séquences suivantes<sup>(22)</sup>:

- ❑ à 10 h 39 min 09 : arrivée du Fokker au poste 5. Il stationne au cap 040° ;
- ❑ à 10 h 46 min 18 : une personne descend l'échelle de la passerelle télescopique et se rend sur le côté droit de l'avion. Elle n'est pas vue contourner l'aile droite ;
- ❑ à 10 h 47 min 24 : arrivée de la citerne de carburant ;
- ❑ à 10 h 48 min 09 : une personne est vue sous la dérive de l'avion ;
- ❑ à 10 h 48 min 15 : la personne est vue sous le bord de fuite de l'aile gauche, sensiblement à la moitié de celle-ci ;

<sup>(21)</sup>Pour des raisons techniques, cette quantité équivalente n'a pas pu être mesurée à Pau.

<sup>(22)</sup>L'heure locale indiquée n'a pas été corrélée avec celle des enregistreurs : elle présente un écart de quelques secondes avec l'heure de référence. La fréquence d'enregistrement des images ne permet pas de voir la totalité des actions.

- ❑ à 10 h 48 min 19 : après avoir parcouru quelques mètres sous l'aile gauche, elle ressort du côté du bord d'attaque, au niveau de la bande noire peinte au plus près de l'emplanture ;
- ❑ à 10 h 48 min 22 : elle revient vers l'échelle de la passerelle ;
- ❑ à 11 h 02 min 24 : départ de la citerne de carburant ;
- ❑ à 11 h 16 min 10 : début du repoussage ;
- ❑ à 11 h 19 min 00 : début du roulage.

Le recoupement de divers témoignages a permis de confirmer que c'est bien le commandant de bord qui est vu descendre l'escalier et réaliser un tour de l'avion.

Les images montrent une aggravation des conditions météorologiques au moment du repoussage (la précipitation neigeuse s'intensifie et réduit la visibilité).

### **1.18.9 Témoignages**

#### ***1.18.9.1 Equipage de conduite***

Le commandant de bord a confirmé que la mise en poussée a été normale. L'automanette était sur ON. Le copilote a annoncé « des oiseaux », puis « tire » (aux alentours de V1), « vitesse » et « rotation ». Il estime avoir affiché peu d'assiette. La V1 était inférieure à Vr (environ 3 kt). A la rotation l'avion est parti en roulis à gauche mais le commandant de bord est parvenu à le ramener. Il n'a pas ressenti de départ en lacet. Il a entendu l'alarme Bank Angle puis l'avion est reparti violemment en roulis à gauche, « sur la tranche », et il a dû appliquer toutes ses forces « à deux mains ». Les ailes de l'avion sont revenues à l'horizontale. L'avion est alors parti en virage à droite et en piqué, il a touché le sol et le commandant de bord a vu le grillage. L'avion a rebondi, avec une tendance à partir en roulis, il a décidé de le plaquer au sol. Le temps de réponse des commandes était important, avec beaucoup d'inertie. Il a vu un camion, a remis les ailes à plat, tiré et posé l'avion. Une fois arrêté, il a déclenché l'évacuation.

Il n'a pas eu le temps de regarder les instruments ni de faire l'annonce VARIO POSITIF-GEAR UP. Il ne peut pas estimer la hauteur de l'envol.

Avec le copilote, il a exécuté la procédure d'évacuation puis a vérifié son application. La manette des volets est positionnée sur 42 parce que la procédure d'évacuation le demande.

Le copilote a confirmé les déclarations du commandant de bord. Il a vu le départ en roulis à gauche, bloqué par le commandant de bord, puis un départ violent à droite. Il a dû aider le commandant de bord aux commandes. Les ailes de l'avion sont revenues à l'horizontale puis il a ressenti un enfoncement. L'avion est revenu à plat, a passé la route. Il a ressenti un petit rebond. C'est probablement à cet instant que le commandant de bord a réduit la poussée des moteurs. Il a eu l'impression que l'avion ne voulait pas voler et il n'y a pas eu de déclenchement du vibreur de manche.

Pour l'arrivée sur Pau, les dispositifs de dégivrage / antigivrage n'ont pas été mis en fonctionnement. Ils avaient le sol en vue et ils n'ont traversé que des barbules, non une couche nuageuse dense. Sa remarque sur l'absence d'alarme



ICING venait confirmer leur décision de ne pas mettre en fonctionnement les dispositifs antigivrage avant la descente. Avant le décollage, l'avion ne semblait pas contaminé.

#### **1.18.9.2 Autres témoignages**

L'assistant du chef de service de piste a vu le commandant de bord qui finissait la visite avant vol de l'avion. Il a remarqué qu'il avait passé la main sur le bord d'attaque de l'aile gauche. Il a lui-même touché l'emplanture de l'aile gauche et a constaté qu'elle était humide mais pas givrée.

Le commandant de bord d'un A320 de la compagnie Air France qui s'était dérouté de Biarritz et avait atterri peu après 9 h 00 a vu un dépôt neigeux se limitant à une surface d'un mètre carré environ en aval du pylône moteur de chaque aile de son avion. Il a demandé au service de piste de dégivrer l'avion. L'agent chargé du dégivrage a confirmé que l'emplanture de chacune des ailes était couverte de givre qui a disparu dès l'aspersion du produit.

L'agent chargé de l'effarouchement a fait des allers-retours sur le chemin de lutte aviaire entre les points SIERRA 2 et SIERRA 1. Lors du décollage du F-GMPG, il se trouvait à proximité de SIERRA 2. Il n'a pas vu d'oiseaux mais à cette époque de l'année l'herbe est assez haute et rend difficile la détection des vanneaux qui pourraient se trouver en bordure de piste.

#### **1.18.10 Communication radio en situation de détresse**

Le manuel de radiotéléphonie de l'OACI (doc 9432-AN/925) précise au chapitre 9 (détresse et urgence, interruption des communications) :

*une station qui répond (ou qui est à l'origine d'une réponse) à un aéronef en état de détresse ou d'urgence ne doit donner que les avis, informations et instructions qui sont nécessaires pour aider le pilote. Des renseignements superflus peuvent être une cause de distraction à un moment où le pilote a déjà beaucoup à faire.*

Le manuel de phraséologie de l'Ecole Nationale de l'Aviation Civile, dans la partie « détresse », demande au contrôleur d'émettre des messages vers l'avion qui ne répond plus aux appels. Rien n'est précisé après que le contact est rétabli.

Le manuel d'exploitation de la tour de contrôle de Pau Pyrénées ne précise pas si, à la suite d'un accident, le contrôleur doit continuer à demander des informations à l'équipage.

Aucun texte à portée opérationnelle ne précise ce que doit faire un équipage dans une telle situation.

## 2 - ANALYSE

### 2.1 Introduction

L'examen de l'épave et l'exploitation des données enregistrées montrent que l'avion était en état de vol, que l'ensemble de ses systèmes fonctionnait, que ses moteurs fournissaient la puissance nécessaire à son accélération au sol et en vol et qu'il évoluait dans les limites de masses et centrage certifiées.

Les oscillations en roulis non corrélées avec des mouvements de gouvernes proviennent d'une perturbation des caractéristiques aérodynamiques de l'avion. Différentes études et essais aérodynamiques ont montré que des rugosités sur l'extrados de l'aile, comme celles résultant d'un givrage au sol, conduisent à de telles perturbations aérodynamiques.

Etant donné la situation météorologique, c'est-à-dire l'existence de conditions givrantes, de la glace s'est déposée sur les surfaces de l'avion, au sol, entre l'atterrissage de l'avion et son décollage.

### 2.2 Dépôt de contaminants givrés au sol

Le dépôt de contaminants givrés au sol est dû à la combinaison de trois phénomènes :

- ❑ la condensation de l'humidité atmosphérique sur des surfaces à température négative après l'atterrissage ;
- ❑ la congélation sur ces surfaces de gouttelettes de pluie et de flocons de neige ;
- ❑ l'accrochage de flocons de neige.

La température ambiante, voisine de zéro degré, et le réchauffement lent et progressif des ailes, y compris après l'avitaillement, à cause de l'inertie thermique du carburant qu'elles contenaient, ont permis le maintien et l'augmentation de ces dépôts, au moins partiellement, jusqu'au décollage.

Cette contamination, peu visible à distance, était difficile à identifier sans vérification tactile. Le commandant de bord n'a pas pu l'apprécier lors de la vérification extérieure de l'avion : sans escabeau ou moyen comparable, il ne pouvait pas réellement vérifier l'état de la surface des ailes, notamment pour l'extrados.

### 2.3 Perte de contrôle au décollage

#### 2.3.1 La rotation en tangage

A l'annonce de V1, les pilotes ont vu des oiseaux. Le commandant de bord, aux commandes, a tiré sur la commande de profondeur plus rapidement que d'habitude et avec un braquage plus important, conduisant à une vitesse de rotation en tangage de 6,1 °/sec. Cette action réflexe a rapidement amené l'assiette vers 15°, valeur habituelle pour les montées initiales. L'incidence maximale atteinte au cours de cette manœuvre a été nettement supérieure à la valeur habituelle enregistrée qui est au plus de 8° chez Régional.

Dès que les roues du train principal ont quitté le sol, l'avion s'est incliné à gauche. Ce départ brutal en roulis, sans action aux commandes, indique que les surfaces portantes ont décroché totalement ou partiellement.

La vitesse conventionnelle enregistrée lors de la rotation (128 kt) était pourtant supérieure à celle calculée par l'équipage et la marge prévue avec la vitesse de décrochage théorique dans la configuration adoptée (110,5 kt) était préservée.

Les essais en soufflerie réalisés après les accidents de La Guardia et Skopje sur le même type d'avion ont montré une dégradation importante des performances lorsque l'aile est contaminée. Cette dégradation est caractérisée par une perte de portance asymétrique et une diminution de l'incidence de portance maximale. Dans ces deux accidents, l'aile avait décroché à une incidence voisine de 10°, or l'incidence atteinte à Pau a été supérieure à 11°. Ceci permet donc d'expliquer la perte de contrôle, mais aussi de remarquer qu'avec une vitesse de tangage plus proche des valeurs habituelles, l'aile n'aurait peut-être pas décroché malgré sa contamination. L'avion aurait cependant décollé alors avec une marge par rapport au décrochage très inférieure à celle prévue.

L'équipage n'a pas été averti du risque de décrochage. En effet, le vibreur de manche ne s'est pas activé, son incidence de déclenchement (17°, volets en position 8°) n'ayant pas été atteinte.

A la suite d'accidents précédents, le NTSB avait recommandé de revoir les marges au décollage par rapport aux vitesses de décrochage. La procédure de décollage qui limite l'assiette à 10° jusqu'à V2 + 20 kt ou l'utilisation du nouveau directeur de vol (non installé sur ce modèle), proposées par Fokker, sont basées sur ce principe.

Cependant, dans le cas du décollage du F-GMPG, l'application de la procédure et/ou l'équipement de l'avion n'auraient probablement pas empêché le pilote, surpris par les oiseaux, d'appliquer par réflexe une vitesse de rotation rapide et ne lui auraient permis ni de surveiller l'augmentation d'incidence induite ni d'accroître les marges de décrochage, l'avion étant parti en roulis avant d'atteindre l'assiette de consigne.

### **2.3.2 Les oscillations en roulis**

On a vu que la rotation à gauche n'a pas été déclenchée par l'équipage, les gouvernes de gauchissement demeurant dans le lit de l'écoulement sur les deux voilures. Le pilote aux commandes l'a contrée en positionnant les gouvernes de gauchissement et de direction en plein débattement à droite. Cette manœuvre coordonnée des commandes a été effectuée dans une phase où l'avion, à très faible hauteur, s'inclinait à 30°. Les gouvernes ont eu une certaine efficacité puisque la rotation à gauche s'est arrêtée mais l'avion est parti en rotation à droite puis de nouveau à gauche. L'enquête a montré que ces mouvements ne pouvaient résulter des seules actions aux gouvernes. Les vitesses de rotation en roulis enregistrées sont supérieures à celles démontrées en certification. Dans ces conditions, l'avion était difficilement contrôlable comme cela a d'ailleurs pu être constaté lors des essais décrits au paragraphe 1.18.4.2 : les pilotes n'ont effectivement pas réussi à contrôler les oscillations en roulis qui se succédaient.

Un phénomène similaire avait été observé à Skopje.

Le seul moyen de maîtriser ces oscillations est de diminuer l'incidence, ce qui n'est pas intuitif, en particulier près du sol. Le pilote du F-GMPG n'avait jamais été confronté à une telle situation, même au simulateur. On peut cependant noter qu'il a effectivement poussé sur le manche, alors que l'avion descendait, ce qui a réduit l'amplitude des oscillations et a vraisemblablement permis d'éviter la catastrophe.

## **2.4 Absence de dégivrage**

Au cours de l'enquête, les échanges avec l'équipage du F-GMPG et d'autres pilotes ont montré que la communauté des pilotes de ligne est plus sensibilisée au risque de givrage en vol qu'au sol, certains croyant en outre que le givrage au sol ne peut exister que s'il y a givrage en vol. Il apparaît que peu de pilotes ont conscience qu'une contamination de la voilure au sol, même mineure, peut considérablement dégrader les caractéristiques aérodynamiques d'un avion, en particulier au décollage, et que cette dégradation peut être plus ou moins importante suivant les caractéristiques de l'avion et la nature de la contamination.

Ce n'était pas son premier vol de la journée et l'équipage n'avait pas constaté la formation de givre au cours de la descente vers Pau. Les conditions potentiellement givrantes au sol, même si elles répondaient aux critères du manuel d'utilisation, ne se manifestaient pas de façon évidente ; c'était une journée « banale » d'hiver en France. Par ailleurs, la pratique consistant à prendre en compte une visibilité seuil dans l'identification des conditions givrantes a pu contribuer à convaincre l'équipage que les conditions n'étaient pas givrantes.

La vérification des ailes « sur toute l'envergure, à l'extrados du bord d'attaque jusqu'au longeron principal », comme le demandent les procédures d'opération par temps froid de l'exploitant, aurait imposé l'utilisation d'un escabeau ou d'un moyen comparable. L'inspection réalisée par le commandant de bord n'a pas permis de corriger l'erreur de représentation de l'équipage.

Les décisions opposées de dégivrage prises, dans le même intervalle de temps, par deux autres commandants de bord d'un autre exploitant amènent à s'interroger sur la formation, la documentation disponible et le retour d'expérience qui participent au processus de prise de décision.

L'absence de prise en compte des risques liés au givrage et une formation peu adaptée pouvaient conduire à la décision de ne pas dégivrer malgré l'existence de conditions givrantes telles que définies dans le manuel d'utilisation de l'avion.

### **2.4.1 Formation des équipages**

La formation dispensée semble informer plus qu'alerter les pilotes sur les conséquences aérodynamiques sur Fokker F28 Mk0100 lorsqu'une quantité, même faible, de glace se forme sur les ailes. De plus, les accidents précédents qui illustrent le phénomène de givrage au sol ne sont pas mentionnés lors des entraînements spécifiques annuels.

Au simulateur, le phénomène n'est abordé qu'au travers de scénarios conduisant à des prises de décision de dégivrer déduites de la lecture d'un TAF ou d'un METAR. Les pilotes ne sont pas réellement mis en situation. Il n'est pas possible de lier les informations météorologiques à la réalité ni, évidemment, de mettre en œuvre les procédures de vérifications extérieures spécifiques, vérification tactile par exemple.

Le scénario de décollage avec une aile contaminée utilisé aujourd'hui fait appel à une augmentation importante de la masse de l'avion. Il se traduit par un décrochage brutal et une collision avec le sol sans que l'équipage puisse réagir.

Trop éloigné de la réalité, d'une part il ne donne pas aux pilotes une image réaliste du comportement de l'avion et d'autre part, il peut entretenir une erreur de connaissance en associant le givrage à une perte de contrôle totale et systématique de l'avion au lieu de l'associer à une perturbation aérodynamique dont la manifestation dépend également des conditions du décollage. Comme en exploitation normale les avions ne décrochent pas au décollage, même quand la situation météorologique est propice au givrage, ce scénario peut même renforcer le sentiment qu'une faible quantité de glace (faible effet de masse) n'aura qu'un impact négligeable sur le comportement de l'avion.

Il est donc nécessaire que l'exercice soit revu afin de programmer des affichages adaptés et d'introduire des perturbations extérieures. Cela permettrait d'entraîner les pilotes à identifier et éventuellement récupérer une perte de contrôle en roulis et de réintroduire des notions d'aérodynamiques connues mais rarement utilisées en exploitation normale.

Les accidents précédents ne sont pas présentés. Un rappel de la situation météorologique, des circonstances de l'accident, des valeurs d'inclinaison et d'incidence maximales atteintes pourrait être fait par exemple.

La qualification de type n'inclut pas non plus la démonstration de la procédure de vérification tactile et ne s'étend pas sur les conditions qui doivent conduire à l'application de cette procédure. Les cours au sol suivis par le commandant de bord et le copilote lors des entraînements et contrôles périodiques de 2006 n'insistaient pas suffisamment sur les conditions de formation du givrage au sol et sur les techniques adaptées à son identification. Il n'est pas habituel pour un équipage d'utiliser un escabeau. La formation, qui n'insistait pas sur l'importance de la vérification tactile de l'absence de glace et qui ne faisait pas apparaître la nécessité de recourir à un moyen extérieur et à une technique particulière pour vérifier la surface de l'extrados aux endroits définis par le constructeurs, ne permettait pas d'installer les réflexes souhaitables. De plus, le commentaire de la vidéo laisse croire que la vérification visuelle du plan horizontal valide, sur certains avions, l'état de la surface de l'extrados de l'aile.

En résumé, la formation initiale et les entraînements et contrôles périodiques ne permettent pas d'établir l'attention qu'il convient d'accorder à la maîtrise du risque de givrage au sol. Rien au cours de l'enquête n'a fait paraître que cet état de fait soit propre à Régional ni même qu'il soit exceptionnel dans le transport aérien.

## **2.4.2 Documentation**

### **2.4.2.1 Documentation de base**

L'autorité de l'aviation civile des Pays-Bas et le constructeur ont traduit sous forme de consignes opérationnelles les enseignements tirés des accidents de La Guardia et Skopje.

La documentation de base au jour de l'accident définissait parfaitement les paramètres permettant de caractériser des conditions givrantes et fournissait les informations nécessaires pour réaliser un décollage en sécurité.

Remarque : la dernière modification de l'AOM (non intégrée dans la documentation de Régional le jour de l'accident) et la note explicative (TON 100.078) indiquent que la procédure de vérification tactile de la zone des bords d'attaque après une opération de dégivrage, pouvait être remplacée par l'utilisation (si installé) du système de chauffage des bords d'attaque au sol.

Cette procédure peut paraître en contradiction avec la philosophie du constructeur de l'aile propre et avec le libellé de la vérification tactile décrite dans l'AMM. Il conviendra donc de s'assurer que la mise en œuvre de cette mesure n'introduira pas de confusion quant à la nécessité de vérifier sur l'avion l'efficacité du dégivrage.

Toutefois il est à noter que cette procédure n'était pas applicable dans le cas de l'accident, puisque l'équipage n'avait pas pris la décision de dégivrer et que l'avion n'était pas équipé de ce système.

### **2.4.2.2 Documentation de l'exploitant**

Avec les informations dont il disposait et ses connaissances, le commandant de bord n'a pas estimé nécessaire l'application des procédures de dégivrage.

Le manuel d'exploitation à sa disposition comprend les informations essentielles concernant le givrage en général ainsi que les avertissements et les procédures spécifiques au Fokker F28 Mk0100. La nature du risque y est décrite comme dans la documentation de référence du constructeur. Les procédures dédiées au givre transparent n'étaient pas prises en compte, les avions n'étant pas équipés des dégivreurs de bord d'attaque au sol.

Le synoptique présenté, simplifié par rapport à celui proposé par le constructeur, ne contient pas toutes les informations nécessaires aux décisions de vérification tactile et de dégivrage. Ces informations se trouvent sous forme de textes dans les pages précédentes et suivantes. Cette dispersion des informations peut conduire à un oubli. Les différents modificatifs émis par le constructeur, et notamment le dernier, auraient dû inciter l'exploitant à amender le chapitre « Opérations par temps froid » de façon à rendre plus aisée et rapide la prise de décision en ce qui concerne l'identification des conditions givrantes et l'application des procédures de dégivrage / antigivrage adaptées.

### 2.4.3 Retour d'expérience

A la suite de plusieurs accidents sur avion à bords d'attaque en flèche non munis de dispositifs hypersustentateurs (DC 9, Fokker F28), de nombreuses recommandations de sécurité avaient été émises par le NTSB dans le domaine du dégivrage / antigivrage. Deux consignes de navigabilité relatives aux Fokker F28 et DC 9-10 ont été émises par la FAA. L'autorité hollandaise a émis une consigne de navigabilité relative au Fokker F28.

Après les accidents de La Guardia et de Skopje, le constructeur et les autorités ont diffusé une quantité importante d'informations sur les risques associés au givrage au sol. Les procédures sur le Fokker F28 Mk-0100 ont été modifiées pour tenir compte de ce risque. Or l'enquête a montré que l'équipage n'avait pas réellement conscience de ce risque et qu'il ne constituait pas un cas isolé, loin de là.

Sa prise de décision, dans des conditions météorologiques considérées comme givrantes pour le Fokker F28 Mk-0100, est liée à la culture aéronautique en France et à la formation reçue dans le domaine du givrage/dégivrage.

L'accident du F-GMPG est le premier cas avéré de givrage au sol en transport public, en France. Il s'est produit dans des conditions météorologiques régulièrement observées en hiver sur la plupart des aérodromes métropolitains desservis par des lignes régulières. Le contexte opérationnel lors de l'escale était également représentatif des pratiques habituelles des compagnies aériennes.

L'enquête a montré que les pilotes français tendraient à considérer que le givrage au sol concerne essentiellement les régions du monde sujettes aux hivers rudes et, exceptionnellement, la France en cas de précipitations abondantes, le phénomène étant alors évident (dépôts visibles sur les ailes par exemple).

Les informations sur l'accident de Skopje n'ont pas, ou peu, atteint les exploitants et les pilotes de Fokker F28 Mk0100 ; les recommandations qui en sont issues ont été prises en compte au niveau du constructeur et de l'exploitant impliqué dans cet accident. Les observations faites par le service d'enquêtes néerlandais n'ont pas été annexées au rapport yougoslave.

Les informations sur l'accident de La Guardia ont été plus largement diffusées mais elles portaient principalement sur l'utilisation de produits dégivrants et antigivrants et non sur la prise de décision avant le dégivrage.

L'installation du dispositif de chauffage des bords d'attaque au sol, imposée aux exploitants américains par la FAA, n'avait pas été rendu obligatoire par l'autorité primaire de certification des Fokker (autorité hollandaise à l'époque des accidents de La Guardia et Skopje). L'Agence Européenne de Sécurité Aérienne prépare une consigne de navigabilité afin d'imposer l'installation de ce dispositif. S'il avait été installé, ce dispositif aurait vraisemblablement éliminé la contamination du bord d'attaque, zone la plus critique de l'avion ce qui aurait pu probablement évité cet accident. Toutefois, ce dispositif n'agissant pas sur la contamination éventuelle du reste de la voilure, il ne permet pas de garantir la sécurité des décollages sans vérification de l'absence de contaminants givrés.

Au regard de l'ensemble des études et essais réalisés, il peut être considéré comme établi qu'à de nombreuses reprises depuis 1993 un Fokker F28 a décollé avec une contamination de l'aile, dans des conditions proches de celles de l'accident de Pau. En l'absence de perturbation extérieure lors du décollage, les valeurs d'incidence atteintes, légèrement inférieures à l'incidence de portance maximale du profil contaminé du moment, n'ont pas conduit à des pertes de contrôle. Ces situations n'ont pas été détectées en raison même de l'insuffisance des méthodes de vérification avant vol usuellement appliquées. On a vu par ailleurs que, rapprochées des conditions de l'entraînement au simulateur, elles conduisent à ce qu'il est convenu d'appeler une « formation négative ».

La dégradation des marges liées à un givrage modéré au sol peut affecter tout type d'avion, même si l'expérience montre que les effets de cette contamination paraissent plus sensibles sur les avions à ailes dures. Il est donc nécessaire que la conscience de ce risque soit développée dans l'ensemble de la communauté aéronautique.

## **2.5 Evacuation**

Il n'y a pas eu de blessés lors de l'évacuation. Cependant, les premiers passagers sont sortis alors que le réacteur gauche était en phase de coupure. D'autre part, en plus des deux portes avant, une seule issue de secours latérale a été utilisée.

Il n'y a pas eu de mouvement de panique, probablement en raison de l'état de l'avion (pas d'incendie ni de dislocation de la structure) et de l'attitude de l'équipage de cabine.

### **2.5.1 Procédure d'évacuation**

Le commandant de bord a donné l'ordre d'évacuation à 10 h 27 min 42. Cependant, l'exécution de la procédure qui permet de sécuriser l'avion n'a effectivement débuté qu'à 10 h 27 min 55 à l'issue de la conversation du copilote avec le service du contrôle.

De ce fait, les premiers passagers ont quitté l'avion alors que le régime du moteur gauche diminuait seulement.

Après un accident où le stress des acteurs est à un niveau élevé, le copilote n'a probablement pas pris conscience que ses échanges avec le service du contrôle allaient retarder et perturber l'évacuation. La notion de temps est alors contractée. Le stress a pu perturber une séquence maintes fois répétée au simulateur.

La procédure d'évacuation d'urgence de l'exploitant est rédigée comme une procédure normale, même si les items sont dédiés et encadrés (memory items). La sécurisation n'est en fait réalisée qu'à l'issue de la relecture. Une procédure simplifiée sans tâches dédiées permettrait une exécution plus rapide même en cas d'indisponibilité ou d'incapacité d'un des pilotes.



### **2.5.2 Utilisation des issues de secours**

Les passagers voyageant sur la plupart des lignes françaises ne reçoivent généralement pas de consignes particulières avant le vol sur l'utilisation des issues de secours d'ailes de type III, bien que ces issues soient destinées à être manœuvrées par les passagers eux-mêmes. Or, sur des avions qui ne possèdent pas d'issues à l'arrière comme le Fokker 28, l'absence d'utilisation des issues d'aile peut perturber, voire retarder l'évacuation.

Il apparaît donc souhaitable que, comme souvent à l'étranger et en particulier aux Etats-Unis, les passagers assis près des issues d'aile soient informés, avant le départ, de leur rôle en cas d'évacuation d'urgence et reçoivent une explication sur l'utilisation et la manipulation des portes. C'est à cela que visent les nouvelles dispositions prises par Régional comme cela a été vu au paragraphe 1.15.1 (voir annexe 13).

## 3 - CONCLUSIONS

### 3.1 Faits établis

- ❑ L'équipage possédait les licences et qualifications requises et en état de validité.
- ❑ L'avion avait un certificat de navigabilité en état de validité.
- ❑ L'avion évoluait dans les limites de masse et centrage certifiées.
- ❑ Le carburant était réparti uniformément dans la voilure.
- ❑ Les différents systèmes de l'avion fonctionnaient normalement et aucune gouverne, partie mobile ou fixe ne s'est détachée ou n'a été arrachée de la cellule avant l'impact. Aucune dissymétrie dans le fonctionnement des gouvernes ou des dispositifs hypersustentateurs n'a été enregistrée ou constatée.
- ❑ Les moteurs de l'avion fournissaient la poussée nécessaire à l'accélération de l'avion au sol et en vol. Aucune dissymétrie ou perte de poussée n'a été enregistrée ou constatée.
- ❑ L'équipage et l'avion avaient effectué un vol Brest - Paris Charles de Gaulle puis un vol Paris Charles de Gaulle - Pau. L'avion avait atterri à Pau à 9 h 37. Au cours de la descente l'équipage n'avait pas constaté de formation de givre.
- ❑ L'équipage effectuait le vol Pau - Paris Charles de Gaulle, dernière étape de sa journée.
- ❑ Les conditions météorologiques (température extérieure 0 °C, température du point de rosée - 1 °C, humidité relative supérieure à 90 %) correspondaient aux conditions givrantes définies pour l'avion dans le manuel d'exploitation et aux risques de dépôts contaminants givrés sur les surfaces de l'avion.
- ❑ Des conditions météorologiques comparables sont régulièrement rencontrées en hiver en France.
- ❑ Les navigants sont en général moins sensibilisés aux conditions conduisant à la formation de givre au sol qu'à celles conduisant à la formation de givre en vol. Il en va de même pour les risques associés à ces deux phénomènes.
- ❑ Un épisode neigeux a débuté vers neuf heures et s'est intensifié au début du roulage.
- ❑ Les calculs indiquent qu'avant le décollage, la température des surfaces d'aile décroissait de l'emplanture à l'extrémité. Compte tenu du vol Paris Charles de Gaulle - Pau effectué au FL 300, la température moyenne était comprise entre - 0,9 °C et - 4,8 °C.
- ❑ Dans ces conditions, des dépôts de glace se sont constitués provoquant une contamination de l'aile.
- ❑ Le commandant de bord d'un Airbus A 320 a observé une contamination de l'aile de son avion au droit du moteur gauche. Il a demandé le dégivrage de l'avion.

- ❑ Deux autres avions de transport civils ont décollé au cours de la même plage horaire, sans qu'une contamination de voilure soit observée ou qu'un dégivrage soit demandé.
- ❑ La vérification du Fokker faite avant le vol ne permettait pas, sans escabeau ou moyen comparable, de détecter la présence de givre ou de glace sur l'extrados ou les extrémités des ailes.
- ❑ Le commandant de bord n'a pas demandé le dégivrage de l'avion.
- ❑ L'Airbus A 320 a décollé cinq minutes avant le Fokker. Sa turbulence de sillage s'était dissipée au moment du décollage de ce dernier.
- ❑ Avant la rotation, des oiseaux se sont envolés devant le Fokker. Avant cela, aucun oiseau n'avait été aperçu aux environs de la piste, y compris à l'occasion de trois actions d'effarouchement préventif.
- ❑ Le pilote aux commandes a alors appliqué une vitesse de rotation en tangage de 6,1° par seconde, supérieure à celle communément utilisée par les pilotes Fokker de l'exploitant et à celle recommandée par le constructeur. Cette valeur est toutefois inférieure à celle démontrée en certification.
- ❑ Aucun oiseau n'est entré en collision avec la structure ou les moteurs de l'avion.
- ❑ L'incidence enregistrée au moment de l'envol était voisine de douze degrés, inférieure à celle de portance maximale du Fokker F28 Mk0100 non contaminé.
- ❑ Plusieurs rapports d'enquêtes relatifs à des accidents au décollage liés à une contamination de l'aile par de la glace dans différents pays et sur différents types d'avion ont déjà été publiés. La majorité de ces événements concerne certains types d'avions équipés d'ailes à bord d'attaque en flèche et sans becs de bord d'attaque.
- ❑ L'avion s'est incliné à gauche jusqu'à une valeur enregistrée de trente-cinq degrés puis à droite jusqu'à une valeur de soixante-sept degrés et de nouveau à gauche jusqu'à une valeur de cinquante-neuf degrés. Les vitesses de rotation en roulis observées étaient supérieures aux vitesses qui peuvent résulter du braquage maximal des commandes de vol.
- ❑ Au cours de ces oscillations l'avion a commencé à descendre, l'équipage a alors agi sur la profondeur en diminuant l'incidence, ce qui a probablement eu pour effet d'atténuer l'amplitude du roulis.
- ❑ L'avion en vol quasiment horizontal a touché le sol avec le saumon gauche puis avec le train d'atterrissage principal droit. L'équipage a réduit la poussée des moteurs.
- ❑ L'avion a roulé sur 340 mètres puis a défoncé le grillage d'enceinte de l'aérodrome.
- ❑ L'avion a franchi la route située en contrebas en heurtant la cabine d'un camion qui passait.

- ❑ Le train d'atterrissage principal a été arraché en heurtant le talus opposé de la route et l'avion a glissé sur le ventre sur environ 535 mètres.
- ❑ Le commandant de bord a ordonné l'évacuation d'urgence. Les deux portes avant et une issue d'aile gauche ont été ouvertes. Tous les passagers et membres d'équipage sont sortis indemnes.
- ❑ Au moment de l'ouverture des portes, le moteur gauche n'était pas complètement arrêté.
- ❑ L'attitude de l'équipage a contribué à éviter qu'un mouvement de panique se développe dans l'avion.

### **3.2 Causes de l'accident**

L'accident résulte d'une perte de contrôle au décollage causée d'une part par la présence de contaminants givrés sur la surface des ailes liée à une prise en compte insuffisante de la situation météorologique pendant l'escale, et d'autre part par la rotation rapide en tangage, réaction réflexe à l'envol d'oiseaux.

Ont pu contribuer à cet accident :

- ❑ la conscience limitée au sein de la communauté aéronautique française des risques associés au givrage au sol et des modifications des performances de l'avion qu'entraîne ce phénomène ;
- ❑ la sensibilité particulière des petits avions non équipés de becs aux effets du givrage au sol ;
- ❑ une sensibilisation insuffisante des navigants aux procédures de vérification tactile de l'état des surfaces en conditions givrantes et l'absence de mise en place par l'exploitant d'une organisation adaptée aux escales ;
- ❑ l'aspect ordinaire du vol et notamment de la situation météorologique rencontrée, qui n'était pas de nature à inciter l'équipage à une vigilance particulière.



## 4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Rappel : conformément à l'article 10 de la Directive 94/56/CE sur les enquêtes accidents, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident ou un incident. L'article R.731 2 du Code de l'aviation civile stipule que les destinataires des recommandations de sécurité font connaître au BEA, dans un délai de quatre-vingt-dix jours après leur réception, les suites qu'ils entendent leur donner et, le cas échéant, le délai nécessaire à leur mise en œuvre.

N.B. : la plupart des recommandations ci-après peuvent également intéresser les autorités de l'aviation civile d'autres pays

### 4.1

L'enquête a montré l'insuffisance actuelle, au sein de la communauté aéronautique française, de la conscience du risque associé au givrage au sol.

C'est pourquoi le BEA recommande que :

- **la DGAC, en coopération avec les constructeurs, s'assure qu'une information relative, d'une part, au comportement aérodynamique de l'avion lorsqu'il est soumis à un givrage au sol et, d'autre part, aux accidents liés à ce phénomène soit fournie aux pilotes lors des qualifications de type et des entraînements et contrôles périodiques.**

### 4.2

Plus généralement, la formation des navigants pourrait être améliorée par une meilleure prise en compte des accidents connus notamment ceux qui correspondent aux caractéristiques des avions sur lesquels ils volent ou ceux qui sont survenus dans un contexte d'exploitation comparable ou au sein de leur compagnie aérienne.

C'est pourquoi le BEA recommande que :

- **la DGAC s'assure que les exploitants, en coopération avec les constructeurs, fournissent aux navigants une information relative aux accidents connus pouvant concerner les types d'avions sur lesquels ils sont affectés, leur contexte d'exploitation et leur compagnie aérienne.**

### 4.3

L'enquête a montré que, même si les procédures paraissent satisfaisantes, l'organisation, les moyens et la formation mis en place pour la détection et l'identification du givrage au sol sont insuffisants.

C'est pourquoi le BEA recommande que :

- **la DGAC s'assure que les exploitants ont mis en place l'organisation et les moyens y compris en matière de formation permettant une mise en œuvre effective des procédures de vérification de l'état des surfaces lorsqu'il existe un risque de givrage au sol.**

#### 4.4

Une protection contre un phénomène dangereux tel que le givrage sol recherchée uniquement au travers de procédures opérationnelles peut présenter des failles, par exemple exécution imparfaite d'une procédure ou apparition d'une certaine contamination lors du roulage. Des études spécifiques sur le comportement des avions contaminés par des dépôts givrés ont conduit après plusieurs années d'exploitation à développer des mesures correctives. Il serait souhaitable que ces études soient réalisées systématiquement lors du développement des avions de façon à déterminer la sensibilité éventuelle de ceux-ci à la contamination de leur voilure et le cas échéant à reconstituer un niveau suffisant de sécurité en cas de défaillance des procédures opérationnelles.

C'est pourquoi le BEA recommande que :

- **tout en veillant à maintenir les exigences opérationnelles relatives au contrôle du dégivrage avant le vol, l'AESA s'attache à faire évoluer les spécifications de certification pour demander l'analyse du comportement des avions lorsque les surfaces d'ailes sont contaminées au sol et pour garantir le maintien des marges de sécurité acceptables en cas de contamination légère.**

#### 4.5

Fokker propose l'installation d'un dispositif de réchauffage du bord d'attaque au sol. Il est obligatoirement installé sur les avions du même type exploités aux Etats-Unis. Ce dispositif réduit le risque de contamination sur une partie sensible de la voilure, en particulier dans le cas où des conditions givrantes sont rencontrées dans la période comprise entre la vérification tactile et le décollage.

C'est pourquoi le BEA recommande que :

- **l'AESA impose l'installation du dispositif de réchauffage au sol des bords d'attaque sur la flotte Fokker 28.**

#### 4.6

Lors de l'évacuation, des passagers sont sortis de l'avion alors que le moteur gauche n'était pas complètement arrêté. Il apparaît que la procédure de l'exploitant conduit à une ambiguïté dans les rôles et un risque d'oubli d'actions importants. De plus, plusieurs secondes ont été perdues lors d'échanges radio.

C'est pourquoi le BEA recommande que :

- **Régional s'assure que ses procédures d'évacuation d'urgence sont conformes à celles décrites dans l'AFM et qu'elles puissent être réalisées rapidement même en cas d'indisponibilité ou d'incapacité d'un des pilotes.**

## 4.7

Lors de l'évacuation, aucun passager n'a pris l'initiative d'ouvrir une des issues latérales de secours. Les exploitants français n'informent pas les passagers assis à proximité des issues de secours sur le rôle qu'ils auraient à jouer en cas d'évacuation, même si un navigant de cabine n'est pas positionné à proximité.

C'est pourquoi le BEA recommande que :

- **la DGAC étudie en coopération avec les constructeurs et les exploitants, l'opportunité d'imposer une information et une formation suffisante des passagers assis à proximité des issues de secours.**





# *Liste des annexes*

## **annexe 1**

Transcription du CVR

## **annexe 2**

Courbes de paramètres

## **annexe 3**

Feuille de calcul de performances

## **annexe 4**

Carte EUROCC de 9 h 00 du dossier de vol

## **annexe 5**

Trajectoire de l'avion

## **annexe 6**

Coupe météorologique à l'arrivée

## **annexe 7**

Questionnaire sur l'évacuation

## **annexe 8**

Statistiques sur les assiettes de décollage enregistrées sur F 28-100

## **annexe 9**

Extraits de la documentation de l'exploitant (AFM, AOM, Manex)

## **annexe 10**

Etude Fokker sur la répartition des températures sur la surface des ailes

## **annexe 11**

Etude Fokker appliquée à l'accident de Pau

## **annexe 12**

Consigne Régional



# annexe 1

## Transcription du CVR

Accident F-GMPG à Pau le 25/01/2007

Transcription au 31/01/2007

1

### TRANSCRIPTION DU CVR

#### AVERTISSEMENT

Ce qui suit représente la transcription des éléments qui ont pu être compris au cours de l'exploitation de l'enregistreur phonique (CVR). Cette transcription comprend les échanges entre les membres de l'équipage, les messages de radiotéléphonie et des bruits divers correspondant par exemple à des manœuvres de sélecteurs ou à des alarmes.

L'attention du lecteur est attirée sur le fait que l'enregistrement et la transcription d'un CVR ne constituent qu'un reflet partiel des événements et de l'atmosphère d'un poste de pilotage. En conséquence, l'interprétation d'un tel document requiert la plus extrême prudence.

Les voix des membres d'équipage sont entendues par l'intermédiaire du microphone d'ambiance. Elles sont placées dans des colonnes séparées par souci de clarté. Deux autres colonnes sont dédiées aux autres voix, bruits et alarmes également entendus.

Les communications radio non entendues par l'équipage en poste ne sont pas transcrites.

#### GLOSSAIRE

Temps UTC	Temps UTC enregistré sur le CVR par l'intermédiaire du signal FSK ou obtenu à partir des enregistrements de la tour
Contrôle	Contrôleur de la fréquence utilisée [TWR]. Dans la même colonne sont présentées les communications en provenance d'un autre aéronef [AF xxxx], et les messages du PNC [PNC].
PF	Pilote en fonction
PNF	Pilote non en fonction
PNC	Personnel navigant de cabine
VS	Voix synthétique de l'aéronef
→	Communication en direction du contrôle, du sol ou du PNC par l'interphone.
[ ? ]	Communication qu'il n'a pas été possible d'attribuer à un des membres d'équipage (à mettre entre les colonnes de ceux susceptibles d'avoir prononcés cette phrase)
(...)	Mots ou conversations ne concernant pas la conduite du vol
( )	Les mots ou groupes de mots placés entre parenthèses n'ont pu être établis avec certitude
(*)	Mots ou groupes de mots non compris

Temps UTC	PF	PNF	Contrôle, sol, PNC	Remarques, bruits
10 h 21 min 05 s		Prêt à copier Roméo Tango		
10 h 21 min 07 s			[TWR] Je vous rappelle dans quelques secondes [PNC] Votre ceinture s'attache, se serre et se détache de la façon indiquée. We are showing you how to fasten securely and unfasten your seat belts. En cas de dépressurisation de la cabine les masques à oxygène tomberont automatiquement à votre portée. Dans ce cas tirez sur un masque, placez le sur le visage, et respirez normalement. In case of rapid decompression oxygen masks will fall in front of you, should this happen, pull the mask down, hold it over your face and breathe normally	
10 h 21 min 08 s	(*) six minutes ... (feux de) roulage	Reçu		
10 h 21 min 14 s		Et... y'a pas grand chose		
10 h 21 min 22 s		(*P V)		
10 h 21 min 25 s		Take off config		
10 h 21 min 26 s				Bruit similaire à l'ouverture ou la fermeture d'une porte
10 h 21 min 28 s	(Bon j'ai) j'ai décollage treize TOGA anti-ice engine ON (*) l'arrêt j'annonce j'exécute la panne dans l'axe			
10 h 21 min 31 s			[AF7639] Décollage Air France soixante seize trente neuf	
10 h 21 min 32 s		V un différent de V R		
10 h 21 min 34 s	V un c'est bon		[TWR] Reçu zéro soixante degrés huit	

Temps UTC	PF	PNF	Contrôle, sol, PNC	Remarques, bruits
10 h 21 min 35 s	Et le terrain est encore accessible et le départ ça va être à venir		nœuds	
10 h 21 min 39 s	Peut-être un ... je sais pas je suis fatigué ... on va voir ... allez check roulage			
10 h 21 min 45 s		Allez check (*) roulage	[PNC] Une notice placée dans la pochette de votre siège résume toutes ces consignes de sécurité. A safety card's located in seat pocket in front of you. Nous vous remercions de votre attention. Thank you for your attention.	
10 h 21 min 48 s	(*) pocket ouais c'est ça			
10 h 21 min 49 s		F M P		
10 h 21 min 50 s	A T S NAV PROF vérifié			
10 h 21 min 51 s	Huit carton (*)	Flaps		
10 h 21 min 52 s		Lift		
	Armé			
10 h 21 min 53 s	OFF	Flight control lock		
10 h 21 min 54 s	Norm	Take-off config		
10 h 21 min 55 s		Briefing décollage		
10 h 21 min 56 s	Effectué	M F D S		
10 h 21 min 57 s	Vérifié	No smoking		
10 h 21 min 58 s	ON			Gong cabine
10 h 21 min 59 s		Terminé		
10 h 22 min 00 s	Roger			
10 h 22 min 04 s			Air France Roméo Tango j'ai votre clearance	
10 h 22 min 06 s		→ Allez-y le stylo en frétille d'avance		
10 h 22 min 09 s			Je n'en doute pas... et bien ce sera un	

Temps UTC	PF	PNF	Contrôle, sol, PNC	Remarques, bruits
10 h 22 min 20 s		→La TAN deux echo quatre mille mille neuf quarante trois zéro six Roméo Tango	départ TAN deux echo en montée vers quatre mille pieds mille neuf le transpondeur quarante trois zéro six	
10 h 22 min 24 s			C'est correct Roméo Tango rappelez-moi prêt au point d'arrêt nombre cinq sur la fréquence tour cent vingt quatre décimale cent cinquante	
10 h 22 min 29 s		On rappelle sur cent vingt cent vingt quatre quinze Roméo Tango		
10 h 22 min 33 s		Ils ont tous pris l'habitude avec ces conneries de pfff donner tous les chiffres		
10 h 22 min 37 s			Air France soixante sept trente neuf identifié radar contactez l'approche cent vingt et un décimale cent soixante-quinze	
10 h 22 min 41 s		Quarante trois zéro six ... quatre mille mille euh neuf		
10 h 22 min 44 s			[AF7639] vingt et un cent soixante-quinze soixante-seize trente neuf et à demain	
10 h 22 min 45 s	C'est vérifié			
10 h 22 min 46 s		Et TAN deux echo		
10 h 22 min 47 s			Demain	
10 h 22 min 48 s	Voilà...on vérifie			
10 h 22 min 49 s	C'est celle où on va ... ah bien c'est celui-là d'avant y'en a qu'un			
10 h 22 min 58 s	OK			
10 h 22 min 59 s		La check est faite		

Temps UTC	PF	PNF	Contrôle, sol, PNC	Remarques, bruits
10 h 23 min 01 s	Ouais	hein		
10 h 23 min 03 s	(*)	(*)		
10 h 23 min 09 s		On monte (douze cents) pieds virage gauche après (*)		
10 h 23 min 13 s		(*) téléphone		
10 h 23 min 19 s	Qu'est qui fait (...) là (*)			
10 h 23 min 21 s		Je sais pas		
10 h 23 min 23 s	(...)			
10 h 23 min 28 s				Gong cabine
10 h 23 min 33 s				Sonnerie interphone
10 h 23 min 34 s	Chope			
10 h 23 min 35 s		Yo man		
10 h 23 min 37 s		→Yo man alors la cabine est prête ?		
10 h 23 min 38 s				[?] Est-ce que tu pourrais nous renvoyer (*)
10 h 23 min 39 s		→OK tu as bien armé hein ?		
10 h 23 min 41 s			[PNC] Oui j'ai armé effectivement	
10 h 23 min 42 s		→D'accord ça roule merci et bien on y va dans minute		
10 h 23 min 44 s			[PNC] OK merci	
10 h 23 min 48 s		→Et Roméo Tango point d'arrêt on est prêt		
10 h 23 min 50 s			Air France Roméo Tango pénétrez remontez alignez-vous piste treize et rappelez prêt	
10 h 23 min 55 s		→On pénétre on remonte on s'aligne et on rappelle prêt Roméo Tango		
10 h 24 min 01 s	Bien procédure paré décollage sécurité et check			
10 h 24 min 07 s	(...)	(...)		
10 h 24 min 14 s		OK cab		



Temps UTC	PF	PNF	Contrôle, sol, PNC	Remarques, bruits
10 h 24 min 16 s	Départ			
10 h 24 min 17 s		Ignition		
	Normal ... euh auto			
10 h 24 min 19 s		Exterior lights		
10 h 24 min 20 s	On			
10 h 24 min 20 s		Anti-icing		
10 h 24 min 21 s	Alors euh... mouais			
10 h 24 min 23 s		Ah ouais		
10 h 24 min 24 s	Ca servira engine			
10 h 24 min 25 s	euh wing	D'accord... vérifié		
10 h 24 min 27 s		Brake TEMP		
10 h 24 min 28 s	Alors vérifié			
10 h 24 min 29 s		Transpondeur		
10 h 24 min 31 s	Un TARA (...)			
10 h 24 min 32 s		porte du poste		
10 h 24 min 34 s	(no lock)	(*) Roger		
10 h 24 min 35 s	(...)			
10 h 24 min 36 s		(*)( Vas-y)		
10 h 24 min 40 s	(...)			
10 h 25 min 00 s				Bruits similaires à des pages tournées
10 h 25 min 12 s		→ Super prêt Roméo Tango		
10 h 25 min 15 s	(*)		[TWR] Et bien Roméo Tango vous êtes super autorisé à décoller en piste trente-et-une le vent zéro cinquante degrés six nœuds	
10 h 25 min 17 s	ouah c'est super le décollage (lui y compris quoi)			
10 h 25 min 20 s		→ Autorisé décollage treize Roméo Tango		
10 h 25 min 23 s	Y'a un PNC qui s'appelle (...) et (*) y'a un (...) hein. (*) au départ			
10 h 25 min 23 s			Piste treize pardon oui	
10 h 25 min 28 s		Ah ouais		
10 h 25 min 29 s	→ (...) préparez pour le départ merci			

Temps UTC	PF	PNF	Contrôle, sol, PNC	Remarques, bruits
10 h 25 min 31 s				Rires
	Paré			
10 h 25 min 32 s		(*)		
10 h 25 min 33 s	Allez top			
10 h 25 min 34 s		Et et j'avais pas compris ce que tu me disais avec (...)		
10 h 25 min 36 s				Rires
10 h 25 min 39 s		Full power		
10 h 25 min 40 s		A y est		
10 h 25 min 42 s	Take-off take off vert			
10 h 25 min 43 s		C'est ce que je disais		
10 h 25 min 44 s				Rires
10 h 25 min 49 s		Poussée TOGA affichée		
10 h 25 min 52 s		Vitesse		
10 h 25 min 54 s		Quatre-vingt		
10 h 25 min 55 s	Quatre-vingt-un			
10 h 25 min 55 s				
10 h 26 min 00 s		Ah les piafs		
10 h 26 min 02 s	Oh putain de dieu			
10 h 26 min 03 s		V un VR on va dire		
10 h 26 min 05 s	[?] Ouais	[?] Allez		
10 h 26 min 06 s		Merde (*)		
	(*)			Interjection
10 h 26 min 07 s			[PNC] Faites attention au rang... au niveau du rang six s'il vous plaît	
10 h 26 min 08 s				Bruit similaire à celui d'un sélecteur
10 h 26 min 09 s		Oh putain		
10 h 26 min 10 s				[VS] Bank angle bank angle
10 h 26 min 12 s	Allez... (de suite)	Je (navigue) je (*) poussée		[ou pousser]
				[VS] Bank angle bank angle
10 h 26 min 14 s				[VS] Bank angle bank angle
10 h 26 min 15 s			[PNC] un rack s'est ouvert	
10 h 26 min 17 s		(*)		[VS] Bank angle bank angle
10 h 26 min 19 s		(*)		[VS] Don't sink Don't sink

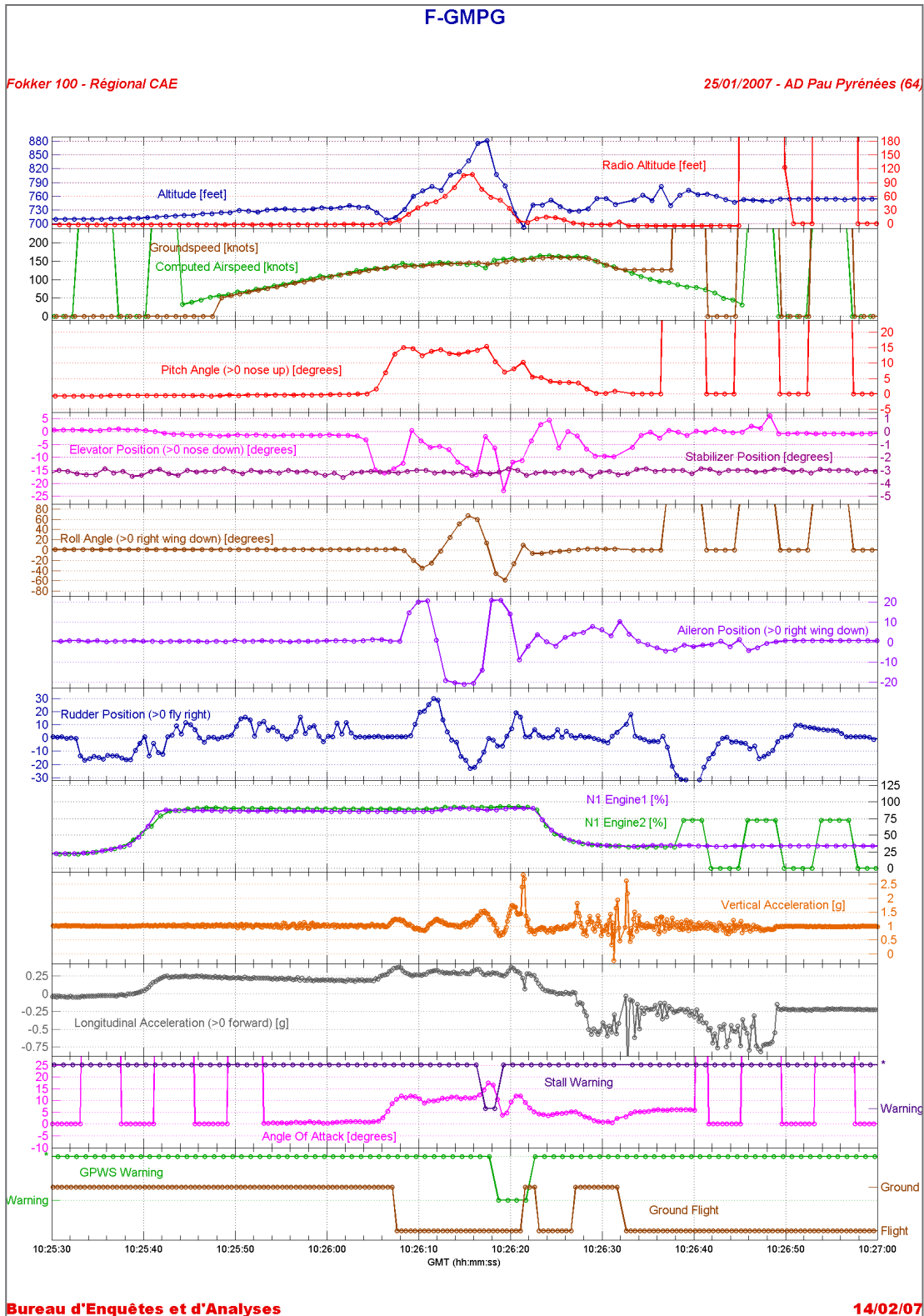
Temps UTC	PF	PNF	Contrôle, sol, PNC	Remarques, bruits
10 h 26 min 21 s				Bruit similaire à un impact
10 h 26 min 22 s	Allez			
10 h 26 min 24 s		(*) (pose le)		
10 h 26 min 25 s	(on se roule)	Serre		
10 h 26 min 27 s	Allez			Bruit d'impact
10 h 26 min 34 s				Triple Chime
10 h 26 min 35 s		(*)		
10 h 26 min 37 s	Ah la vache			
10 h 26 min 40 s		Engine deux fail		
10 h 26 min 41 s	Ah ouais (*)			
10 h 26 min 42 s			[PNC] Restez assis deux secondes restez assis s'il vous plait	
10 h 26 min 43 s		Vérifié		Single chime
10 h 26 min 44 s	J'y suis			Single chime
10 h 26 min 46 s		Oh		
10 h 26 min 47 s		→Le sol air france roméo tango mayday mayday mayday	[PNC] Restez assis un instant s'il vous plait	Single chime
10 h 26 min 50 s			[TWR] Reçu on envoie les secours Roméo Tango vous me vous avez un feu ou quelque chose ?	Triple chime
10 h 26 min 51 s			[PNC] Restez assis	
10 h 26 min 53 s	→(* ici le poste de pilotage)			
10 h 26 min 55 s	→Assis attaché			
10 h 26 min 56 s		Euh		Double chime
10 h 26 min 57 s	→Attends			
10 h 26 min 58 s		→Moteur deux euh coupé		
10 h 27 min 00 s	Ouais			
10 h 27 min 01 s		→Pardon		
10 h 27 min 03 s	Ouais			
10 h 27 min 03 s			[Sécu 7] Euh sol euh sécu sept je demande l'autorisation de traverser la piste	
10 h 27 min 05 s		Je percute		

Temps UTC	PF	PNF	Contrôle, sol, PNC	Remarques, bruits
10 h 27 min 06 s	Vas-y percute tout			
10 h 27 min 07 s			[PNC] (Tout est) calme tout va bien... pour l'instant	
			[TWR] Sécu sept traverse la piste rappelle dégagé	
10 h 27 min 11 s	Allez... procédure		[TWR] Roméo Tango vous me recevez toujours ?	
10 h 27 min 13 s		→ Je vous reçois Roméo Tango on évacue ... on évacue		
10 h 27 min 14 s			[PNC] (...) tu t'avances vers les issues pour l'instant s'il te plaît merci	
10 h 27 min 17 s			[TWR] Reçu vous êtes pour moi euh en bout de piste dans le champ qui est de l'autre côté de de la route c'est correct	
10 h 27 min 19 s	Ah... oh la vache			
10 h 27 min 22 s		→ C'est confirmé et devant apparemment y'a rien avion incliné de cinq degrés sur la droite		
10 h 27 min 27 s	Allez			
10 h 27 min 29 s			(D'accord) répétez euh Roméo Tango	
10 h 27 min 31 s		→ On évacue l'appareil Roméo Tango		
10 h 27 min 32 s	→ P N C ici le poste de pilotage à vos postes merci			
10 h 27 min 34 s			Reçu évacuez et euh donc on vous envoie les secours	
10 h 27 min 39 s	Evacuation d'urgence			
10 h 27 min 40 s		OK		
10 h 27 min 42 s			[PNC] Oui	
	→ Ici le (pilote) du poste de pilotage évacuation			
10 h 27 min 44 s			[PNC] OK tout le	

Temps UTC	PF	PNF	Contrôle, sol, PNC	Remarques, bruits
10 h 27 min 47 s			monde debout détachez vos ceintures s'il vous plaît nous allons évacuer merci  [ATC] Roméo Tango vous avez des blessés manifestement  [PNC] Laissez vos bagages à main...would you please unfasten your seat belts get up and go outside thank you	
10 h 27 min 48 s		→ On n'a pas d'information de derrière pour l'instant à priori euh PNC en cours de communication hein je vous rappelle		
10 h 27 min 54 s			Reçu Roméo Tango	
10 h 27 min 55 s		Parking brake VHF COM un E L T	[Sécu 6] Sécurité six pour instructions	Bruit similaire un bruit de moteur
10 h 27 min 56 s			[TWR] Sécurité six je vous rappelle  [PNC] Let's go	
10 h 27 min 58 s	OK vérifié			
10 h 27 min 59 s			[PNC] C'est pas grave on s'en fout	
10 h 28 min 00 s		Basculeur reverse	[TWR] Sécu six donc le Fokker s'est ...crashé là du côté de... l'autre côté de la route en bout de piste dans le champ de l'autre côté de la route et euh	
10 h 28 min 01 s	J'ai tiré vérifié			
10 h 28 min 02 s		Flaps quarante deux... lift dumper		
10 h 28 min 03 s	Vérifié			
10 h 28 min 04 s	Sans objet			
10 h 28 min 05 s		Levier fuel un et deux shut		
10 h 28 min 07 s	Vérifié	Emer lights		
10 h 28 min 08 s	Négatif il est pas shut... ils sont pas			

# annexe 2

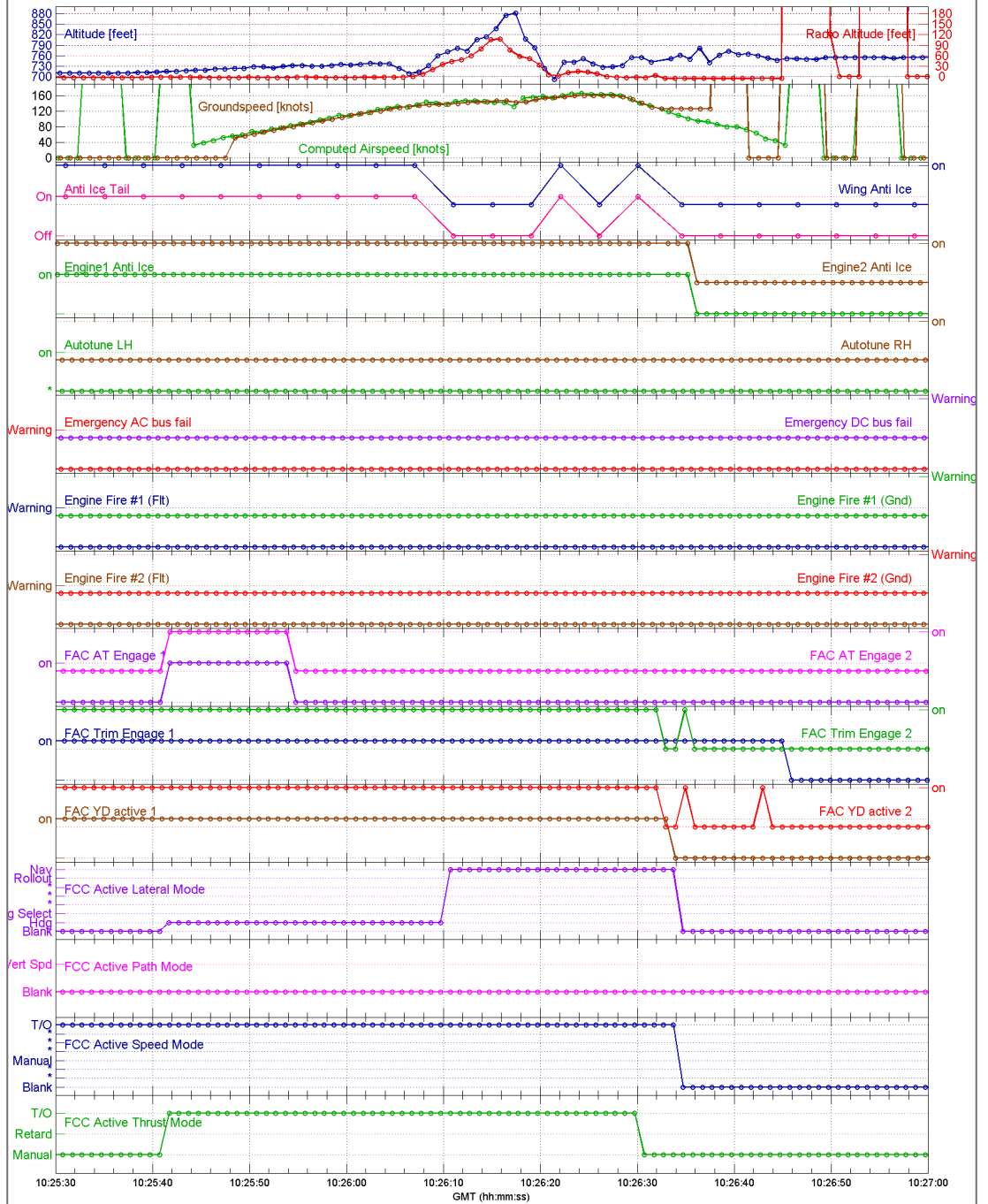
## Courbes de paramètres



# F-GMPG

Fokker 100 - Régional CAE

25/01/2007 - AD Pau Pyrénées (64)



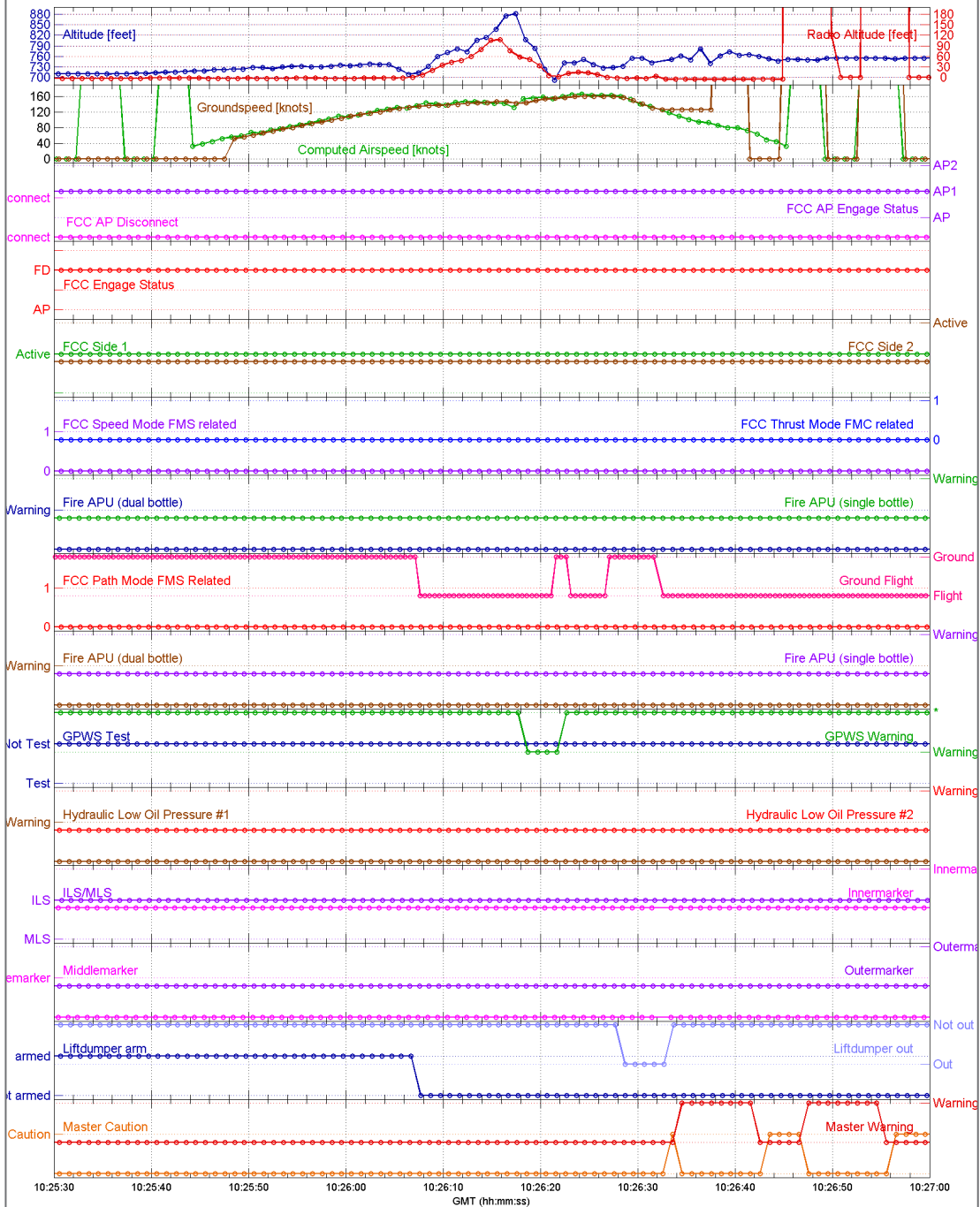
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

14/02/07

# F-GMPG

Fokker 100 - Régional CAE

25/01/2007 - AD Pau Pyrénées (64)



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

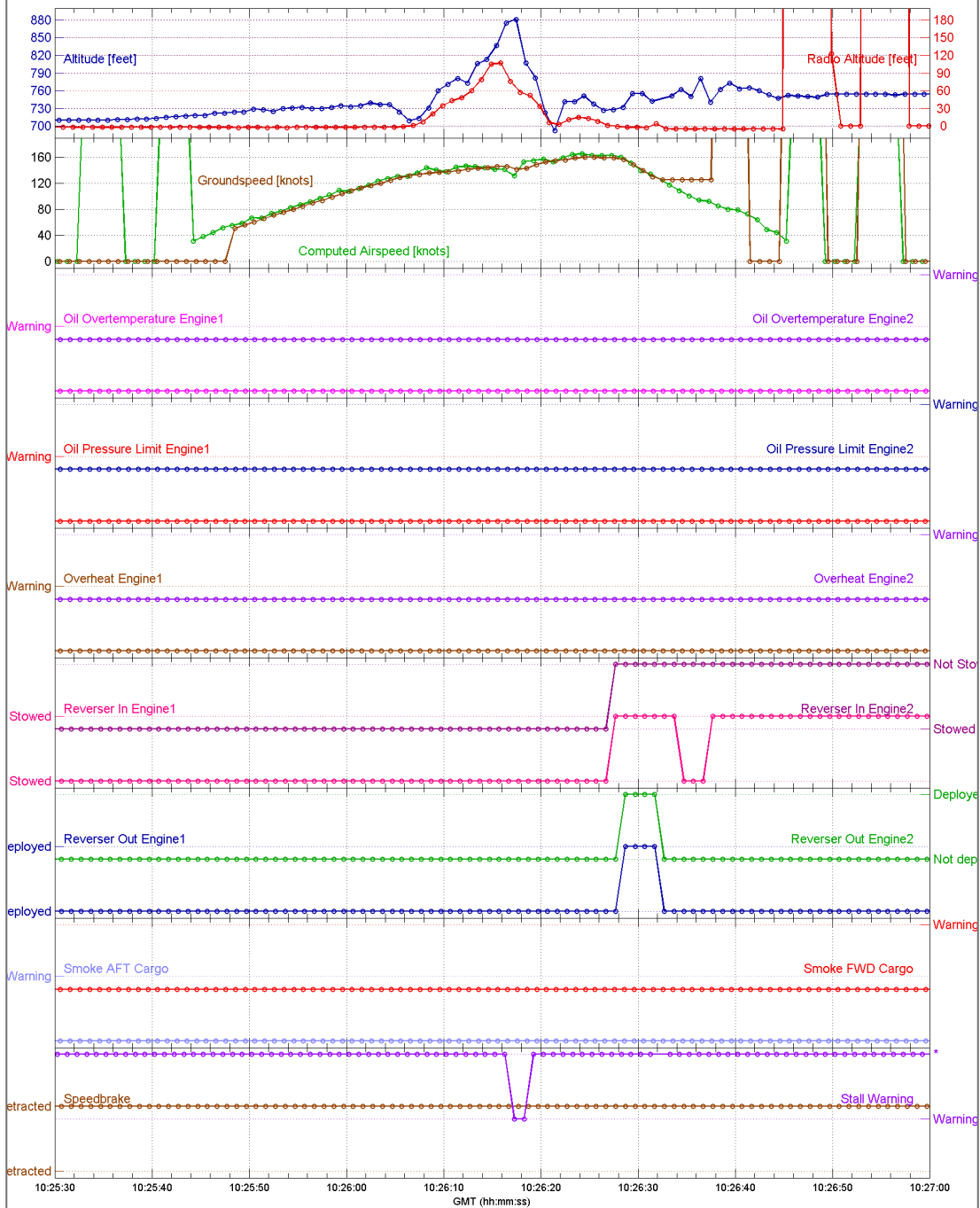
14/02/07



# F-GMPG

Fokker 100 - Régional CAE

25/01/2007 - AD Pau Pyrénées (64)



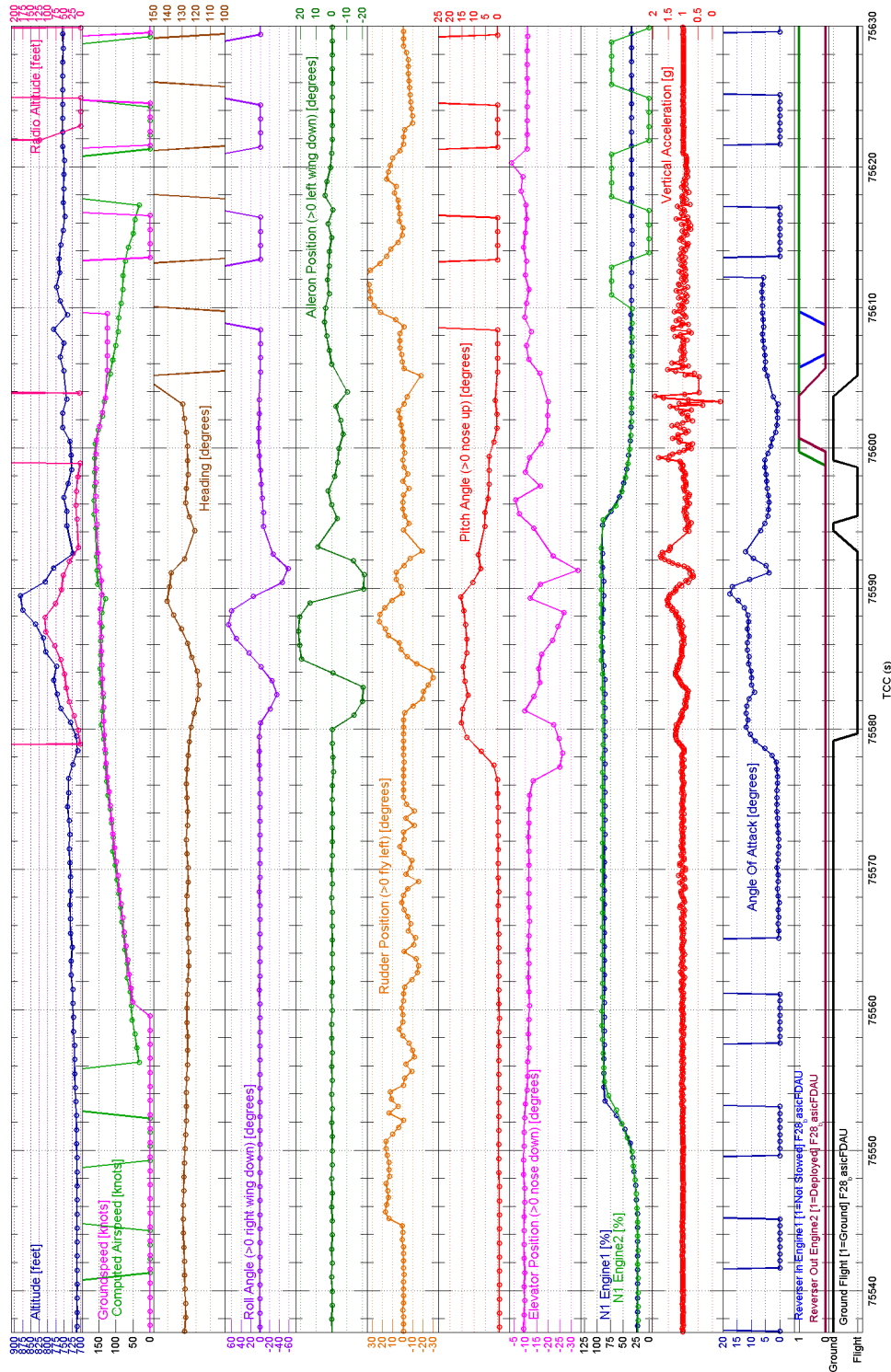
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

14/02/07

# F-GMPG

25/01/2007 - AD Pau Pyrénées (64)

Fokker 100 - Régional



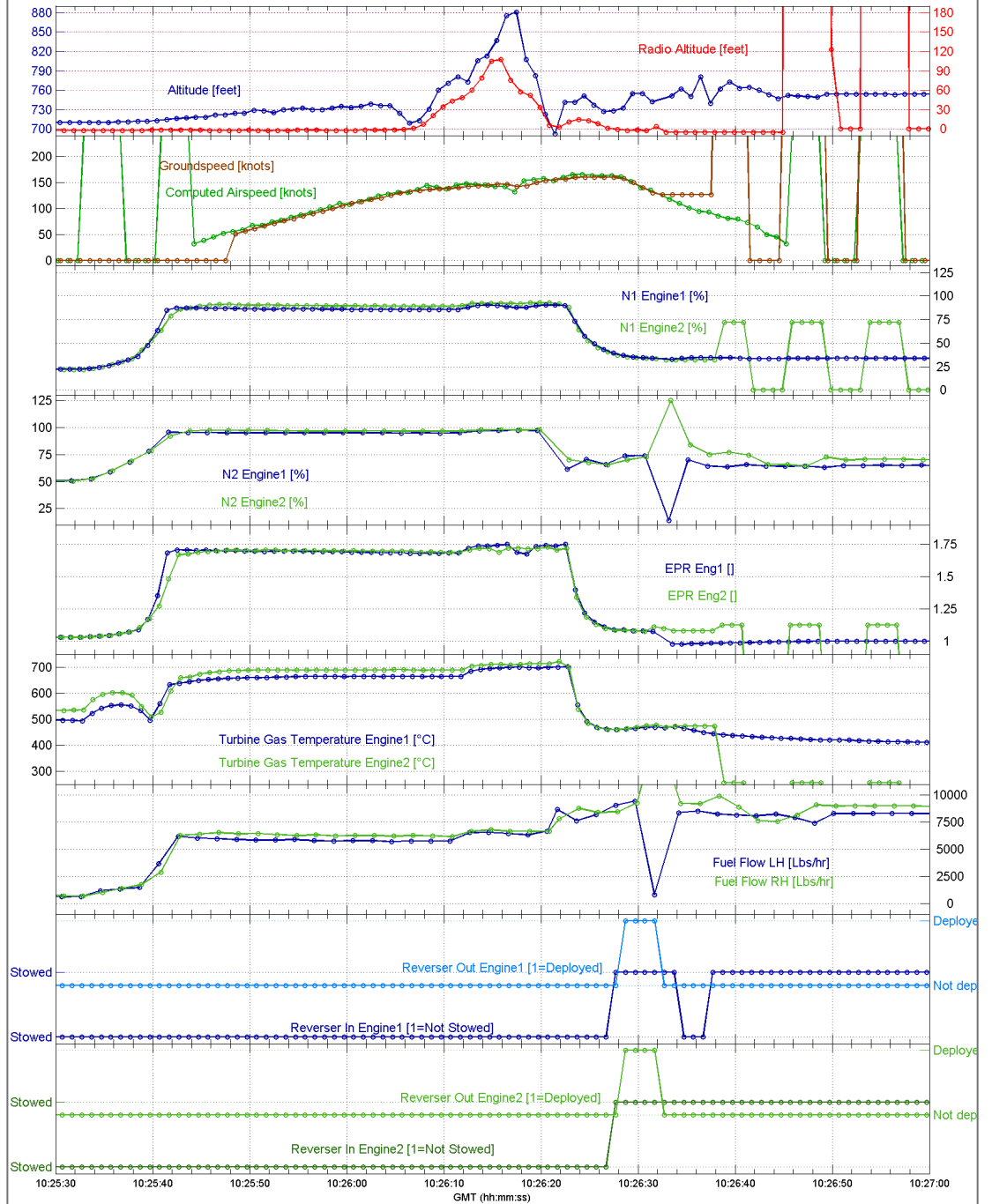
Données préliminaires - 26/01/07

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

# F-GMPG

Fokker 100 - Régional CAE

25/01/2007 - AD Pau Pyrénées (64)



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

14/02/07

## annexe 3

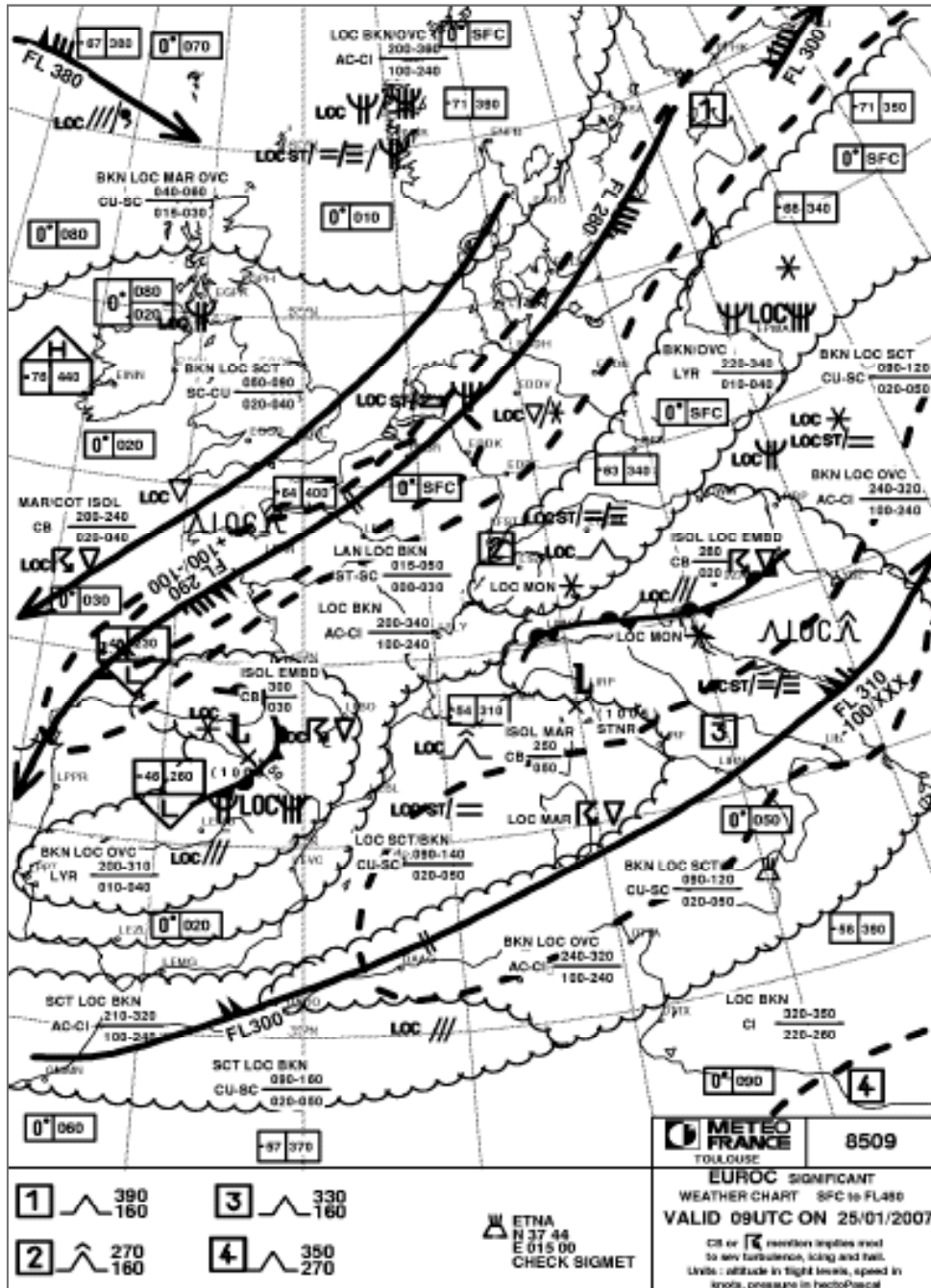
### Feuille de calcul de performances

<b>PAU - LFBP</b>						<b>QFU : 13</b>
T/O LIMITATIONS CODES		ELEVATION = 616 ft				<b>Flaps 8° (F100 - 620)</b>
B - BRAKES	R - RUNWAY	TORA = 2500 m				
C - CLIMB	T - THRUST	TODA = 2500 m				
F - FINAL	W - TYRE	ASDA = 2500 m				
O - OBSTACLE		SLOPE = + 0,5 %				
- Trajectoire droite - Décollage obligatoire depuis le seuil de piste (extrémité de bande)						
<b>Procédure N-1</b> Monter dans l'axe vers PU Lctr puis monter dans l'attente à 3000 ft et aviser l'ATC.						
<b>ASD = 1700 ft</b>		Obstacles par rapport au début du seuil de piste :				
		Altitude (ft) : 700				
		Distance (m) : 3780				
<b>TAKE-OFF WEIGHT (kg) - LIMITATION</b>						<b>PISTE MOUILLEE</b> V1 / VR = 0,91 V2 / VS = 1,2 QNH = 1013
OAT (°C)	Vent Arrière		Vent nul	Vent de Face		Masse lim 2 <sup>nd</sup> Seg <sup>1</sup>
	-10 kt	-5 kt		+10 kt	+20 kt	
0	42920	43670	44370	44800	45250	44490
2	42890	43640	44350	44780	45230	44490
4	42860	43620	44320	44750	45210	44480
6	42780	43590	44290	44720	45190	44490
8	42750	43560	44260	44690	45160	44490
10	42720	43530	44230	44660	45140	44490
12	42690	43490	44200	44640	45120	44490
14	42650	43460	44170	44620	45100	44490
16	42610	43420	44130	44590	45070	44500
18	42580	43390	44110	44570	45050	44500
20	42540	43350	44080	44540	45030	44500
22	42510	43310	44040	44500	45000	44500
24	42470	43270	44010	44460	44960	44500
26	42360	43170	43900	44360	44860	44490
28	42250	43060	43800	44250	44750	44480
30	41810	42620	43350	43800	44270	44070
32	41240	42010	42770	43220	43670	43260
34	40660	41420	42100	42540	43020	42490
36	39990	40760	41430	41840	42260	41810
38	39350	40060	40740	41150	41550	41090
40	38730	39440	40070	40470	40880	40380
42	38110	38810	39440	39810	40200	39670
44	37510	38170	38790	39170	39540	38920
46	36840	37530	38110	38480	38840	38240
48	36280	36920	37500	37840	38190	37570
50	35700	36310	36880	37220	37570	36890
<b>Abattement de masse pour l'Anti-ice</b>						
Moteur	130	120	130	120	120	70
Mot + Ailes	2620	2690	2820	2920	3000	3420

20/01/2006

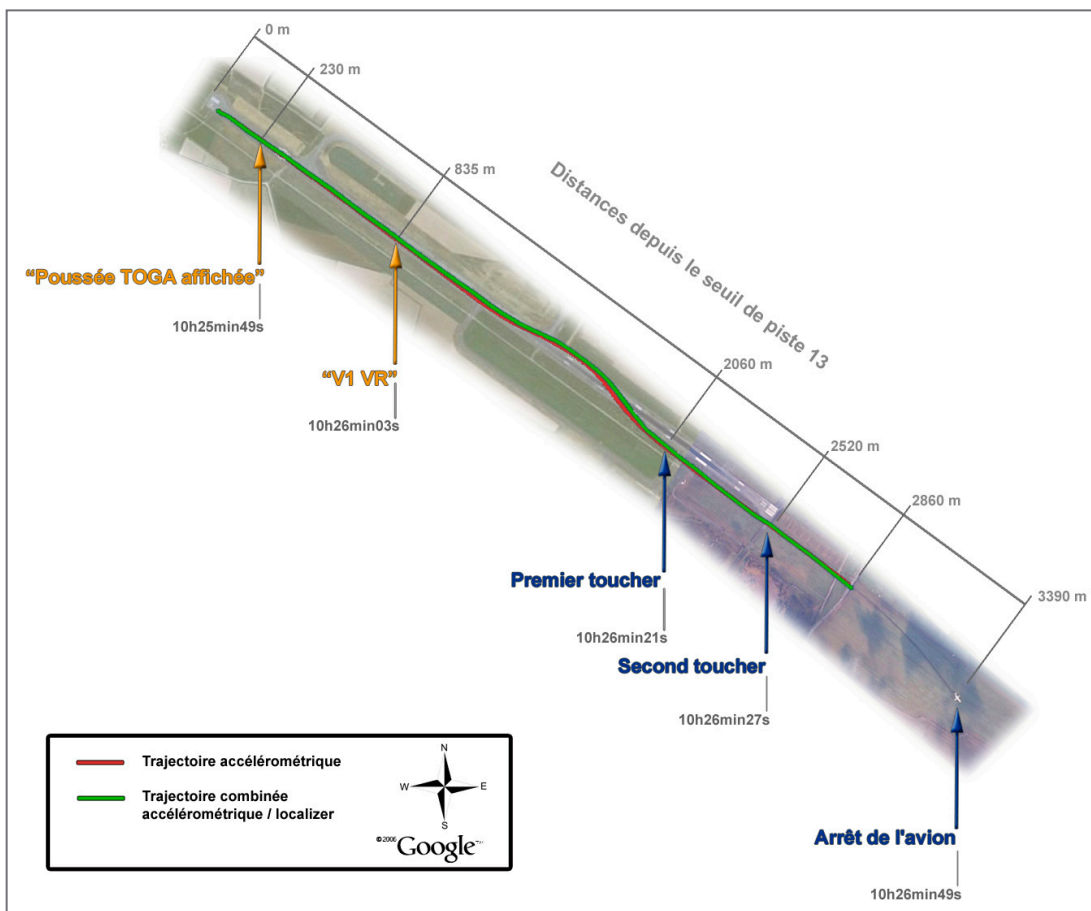
## annexe 4

### Carte EUROCC de 9 h 00 du dossier de vol



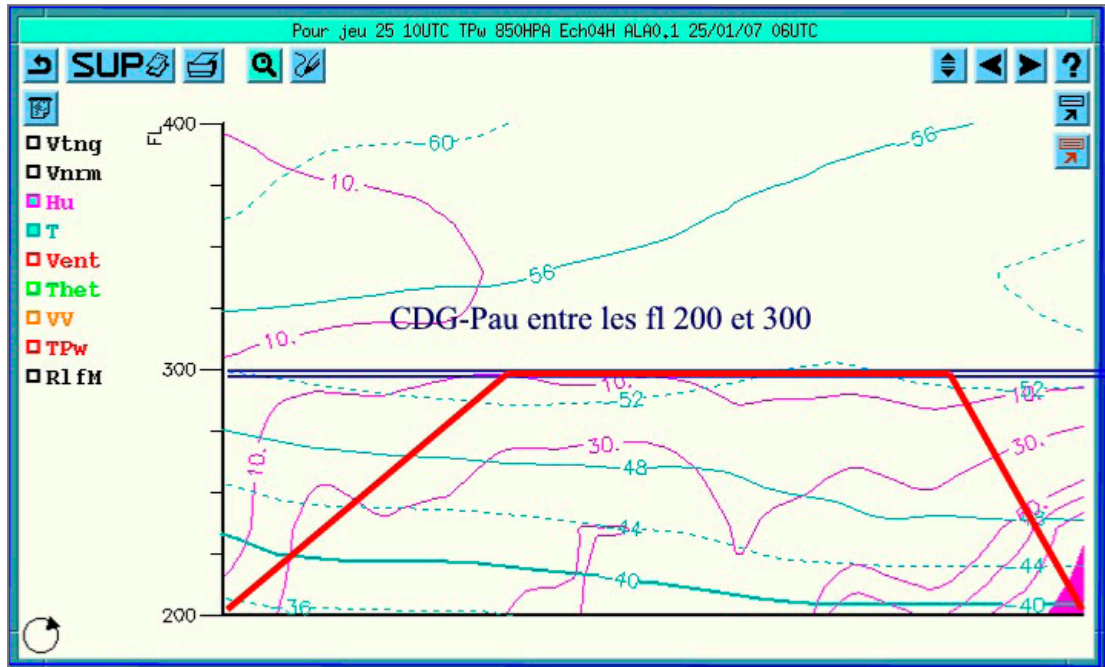
# annexe 5

## Trajectoire de l'avion



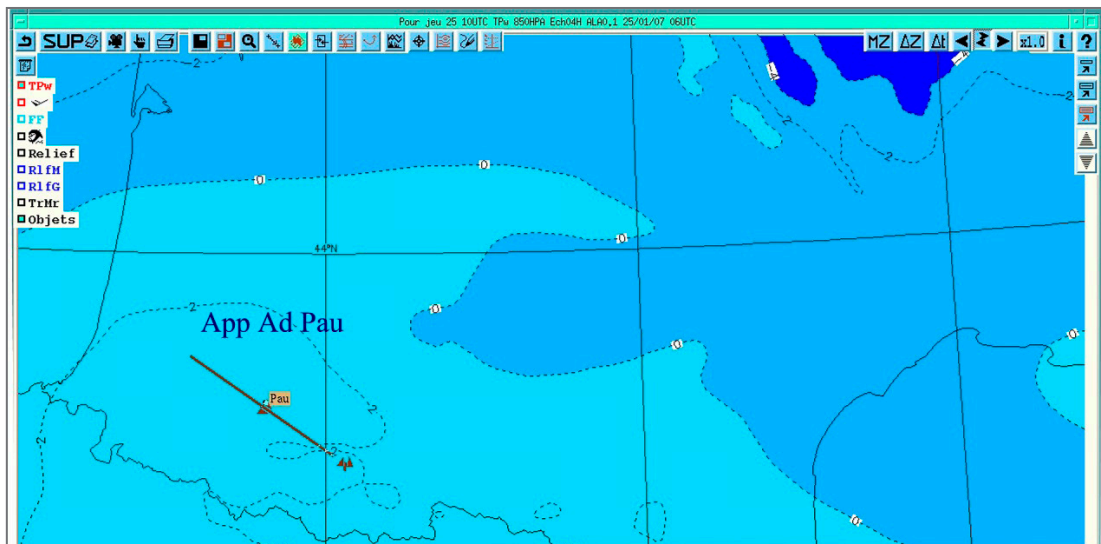
## annexe 6

### Coupe météorologique à l'arrivée



Profil du vol précédent

En vert la température, en violet l'humidité, en rouge la trajectographie de l'avion



Axe d'arrivée à Pau



Représentation des conditions aérogiques de la descente du Fokker à partir d'une prévision Aladin à maille de 0.1 ° pour 10 h UTC.



**annexe 7**  
**Questionnaire sur l'évacuation**

---

**QUESTIONNAIRE SUR LA SÉCURITÉ DES PASSAGERS**

---

---

**Régional**

---

---

**Le 25 janvier 2007, Pau (France)**

---

---

**Répondre à ce questionnaire devrait prendre**

---

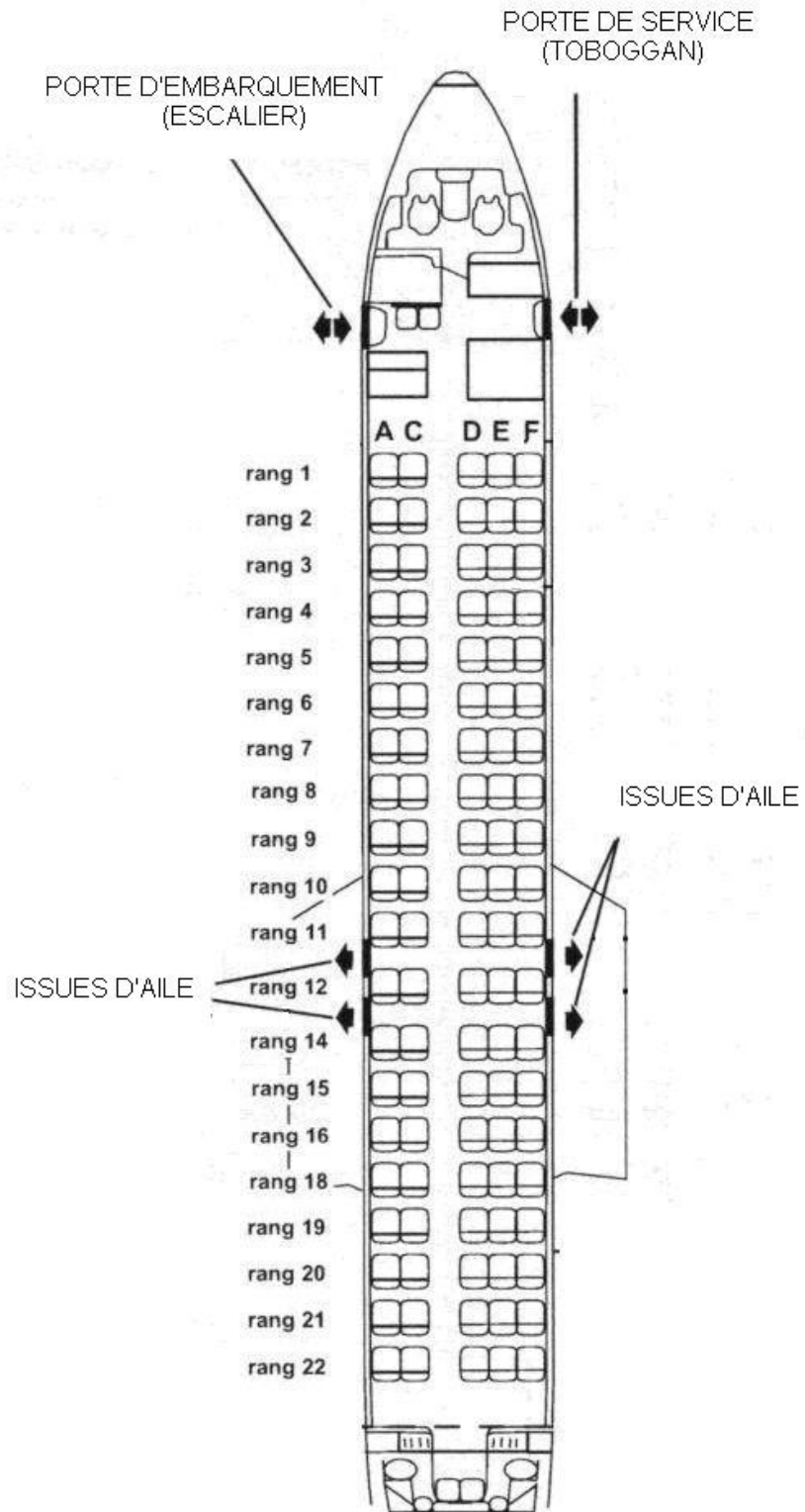
---

**environ 15 minutes.**

---



2. Veuillez faire un X sur le diagramme ci-dessous pour indiquer l'endroit où vous étiez assis (e). Précisez le numéro de siège sur lequel vous étiez assis (qui était peut-être différent du numéro attribué sur votre carte d'embarquement) si vous disposez de cette information.



3. Par comparaison avec la ceinture de sécurité de votre voiture, jusqu'à quel point avez-vous serré votre ceinture ? Encercliez le chiffre approprié sur l'échelle ci-après.

- 1                       2                       3                       4                       5  
Très lâche                      Presque de la même façon                      Très serrée

4. Quand avez-vous détaché votre ceinture de sécurité ? Ne cochez qu'une seule case.

- Avant que l'avion ne touche le sol.  
 Après que l'avion a touché le sol, mais pendant qu'il roulait encore.  
 Après l'immobilisation de l'avion.

5. Lorsque l'avion a touché le sol, où était le personnel de cabine ? Ne cochez qu'une seule case.

- Se trouvait debout dans les allées ou espaces de service  
 Se trouvait assis à leur poste  
 Autre  
 Je ne suis pas certain(e)

6. Veuillez indiquer qui a ouvert la ou les issues, en cochant la case appropriée.

- Un membre d'équipage  
 Un passager  
 Quelqu'un d'autre (précisez)  
 Je ne sais pas

7. Quand vous êtes-vous levé(e) ?

- Avant que l'avion ne touche le sol.  
 Après que l'avion a touché le sol, mais pendant qu'il roulait encore.  
 Après l'immobilisation de l'avion, mais avant que l'équipage de cabine m'y invite.  
 Après l'immobilisation de l'avion, sur demande de l'équipage de cabine.

8. Quand vous êtes-vous dirigé(e) vers les issues ?

- Avant que l'avion ne touche le sol.  
 Après que l'avion a touché le sol, mais pendant qu'il roulait encore.  
 Après l'immobilisation de l'avion, mais avant que l'équipage de cabine m'y invite.  
 Après l'immobilisation de l'avion, sur demande de l'équipage de cabine.

9. Avez-vous dû enjamber des sièges pour évacuer l'appareil ?

Oui (décrivez la raison)

---

---

---

---

Non

10. Veuillez indiquer sur le diagramme qui précède le chemin que vous avez emprunté pour évacuer l'appareil. Si vous avez essayé d'emprunter une des issues et que vous avez dû revenir sur vos pas pour vous rendre à une autre issue, veuillez l'indiquer sur le diagramme.

11. Avez-vous essayé d'emporter votre bagage à main avant d'évacuer l'appareil ?

Oui

Non

12. Avez-vous évacué l'appareil avec votre bagage à main ?

Oui

Non

13. Avez-vous entendu les directives de l'équipage durant l'évacuation ?

Oui

Non

14. Veuillez indiquer les directives que vous avez entendues.

---

---

---

---

---

---

15. Quels autres renseignements auraient pu vous aider à évacuer l'appareil plus facilement ?

---

---

---

---

---

16. Veuillez indiquer les problèmes auxquels vous avez été confronté(e) durant l'évacuation, en cochant les cases appropriées.

- J'ai eu du mal à détacher ma ceinture.
- J'avais des blessures.
- J'ai eu du mal à comprendre les directives d'évacuation à cause de la langue utilisée.
- Les membres de l'équipage n'ont pas donné assez de renseignements pour l'évacuation.
- La visibilité était réduite à cause de la fumée dans la cabine.
- L'évacuation a été ralentie en raison des bagages à main, soit que des gens essaient de récupérer leurs bagages à main, soit que des bagages à main bloquaient le passage.
- De l'équipement bloquait le passage (par exemple chariots de service).
- Des morceaux de structure de l'avion bloquaient le passage (par exemple panneaux intérieurs, porte-bagages, tringles à rideau).
- Des personnes enjambaient les sièges et bouscuaient les autres pour passer.
- L'issue que j'ai voulu emprunter n'était pas ouverte et je n'ai pas réussi à l'ouvrir.
- L'issue que j'ai voulu emprunter n'était pas ouverte et j'ai dû en emprunter une autre.
- Le toboggan était inutilisable et j'ai dû me rendre à une autre issue.
- Le toboggan que j'ai emprunté ne fonctionnait pas correctement.
- Il y avait trop de monde au bas du toboggan.
- L'escalier était difficile d'utilisation.
- Je n'ai pas compris le chemin d'évacuation une fois sur l'aile.
- Je devais m'occuper d'un bébé.
- Je devais m'occuper d'une personne âgée.
- Je devais m'occuper d'une personne aveugle.
- Je devais m'occuper d'une personne en fauteuil roulant.

- Autre problème (précisez).

---

---

---

---

17. Si vous avez utilisé un escalier pour évacuer, veuillez cocher les cases appropriées.

- L'escalier était aussi facile d'utilisation que lors d'un débarquement en conditions normales.
- L'escalier était plus facile d'utilisation que lors d'un débarquement en conditions normales.
- L'escalier vous a paru trop difficile d'utilisation.

18. Si vous avez utilisé un toboggan, veuillez cocher les cases appropriées.

- Vous étiez chaussé(e).
- Vous avez glissé seul.
- Vous avez glissé aux côtés d'un autre passager.
- Vous avez glissé aux côtés d'un membre d'équipage.

19. Si vous avez utilisé une issue d'aile, veuillez cocher les cases appropriées.

- Vous êtes descendu de l'aile vers l'avant de l'appareil.
- Vous êtes descendu de l'aile vers l'arrière de l'appareil.
- Vous pensez avoir utilisé le chemin d'évacuation indiqué.
- Vous pensez avoir utilisé le chemin d'évacuation approprié.
- Vous avez ouvert une issue d'aile.
- Vous avez essayé d'ouvrir une issue d'aile mais vous n'y êtes pas parvenu.
- Vous avez essayé d'ouvrir une issue d'aile mais le personnel d'équipage vous en a empêché.
- Vous n'avez pas essayé d'ouvrir une issue d'aile.

20. Si vous étiez assis aux rangées 12 ou 14, vous a-t-on expliqué l'utilisation des issues d'aile en cas d'atterrissage d'urgence ?

- Oui
- Non

21. Si oui, veuillez indiquer à quel moment vous avez reçu cette explication.

---

---

---

---

22. Si non, cela vous a-t-il étonné ?

- Oui  
 Non

23. Vous a-t-on déjà expliqué ces procédures lors d'un vol précédent ?

- Oui  
 Non

24. Si oui, veuillez indiquer sur quelle compagnie et sur quel vol.

---

---

---

---

---

25. Décrivez le plus gros problème auquel vous avez été confronté(e) pendant l'évacuation.

---

---

---

---

---

26. Décrivez ce qui s'est passé correctement durant l'évacuation. Autrement dit, quels sont les éléments les plus importants qui ont contribué au bon déroulement de l'évacuation?

---

---

---

---



27. Veuillez compléter la phrase suivante. Ne cochez qu'une seule case.

Une fois au sol :

- Je suis resté sur place.
- J'ai bougé spontanément.
- J'ai bougé sur ordre de passagers.
- J'ai bougé sur ordre de l'équipage.
- J'ai bougé sur ordre des secours.
- J'ai suivi le mouvement.

28. Avez-vous subi des blessures ?

- Oui
- Non

29. Si vous avez subi des blessures, veuillez décrire ce qui s'est passé avec le plus de détails possible.

---

---

---

---

---

30. Si vous avez subi des blessures, avez-vous été amené(e) à l'hôpital en ambulance ?

- Oui
- Non

31. Veuillez indiquer les problèmes médicaux qui ont eu une incidence sur votre capacité d'évacuer l'appareil. Veuillez cocher toutes les cases appropriées.

- Déficience de la vue
- Déficience de l'ouïe
- Réduction de la mobilité

32. Veuillez indiquer les langues que vous comprenez.

- Anglais
- Français
- Autre (précisez) :

**Questions facultatives**

33. Des recherches ont établi que l'âge, la taille, le poids, le sexe, les expériences de vie, entre autres, peuvent influencer sur notre capacité d'évacuer un avion en situation d'urgence. Pour cette raison, auriez-vous l'obligeance de nous fournir les renseignements personnels suivants :

Votre âge :

Votre taille :

Votre poids :

Votre sexe :

Votre profession :

Votre expérience de l'aviation (nombre de vols par année, pilote, agent de bord) :

---

---

---

34. Il se peut que nous devions communiquer avec vous pour obtenir d'autres renseignements. Pour nous faciliter la tâche, pourriez-vous nous fournir les renseignements suivants :

Votre nom :

Votre numéro de téléphone (le jour) :

Votre numéro de téléphone (le soir) :

Votre adresse électronique :

# annexe 8

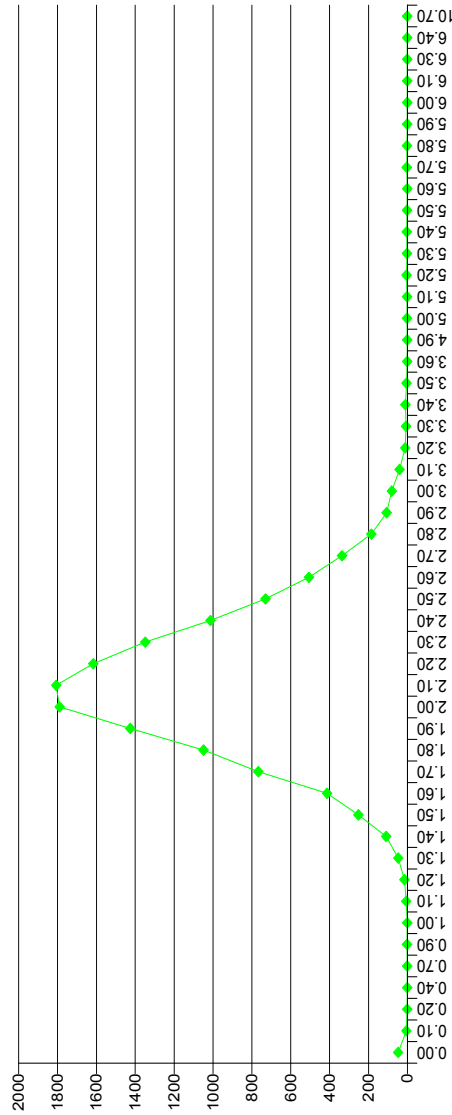
## Statistiques sur les assiettes de décollage enregistrées sur F 28-100

### PITCH RATE (MAXIMUM VALUE)

Période d'étude: 01/01/2006 00:00:00  
31/01/2007 23:59:59

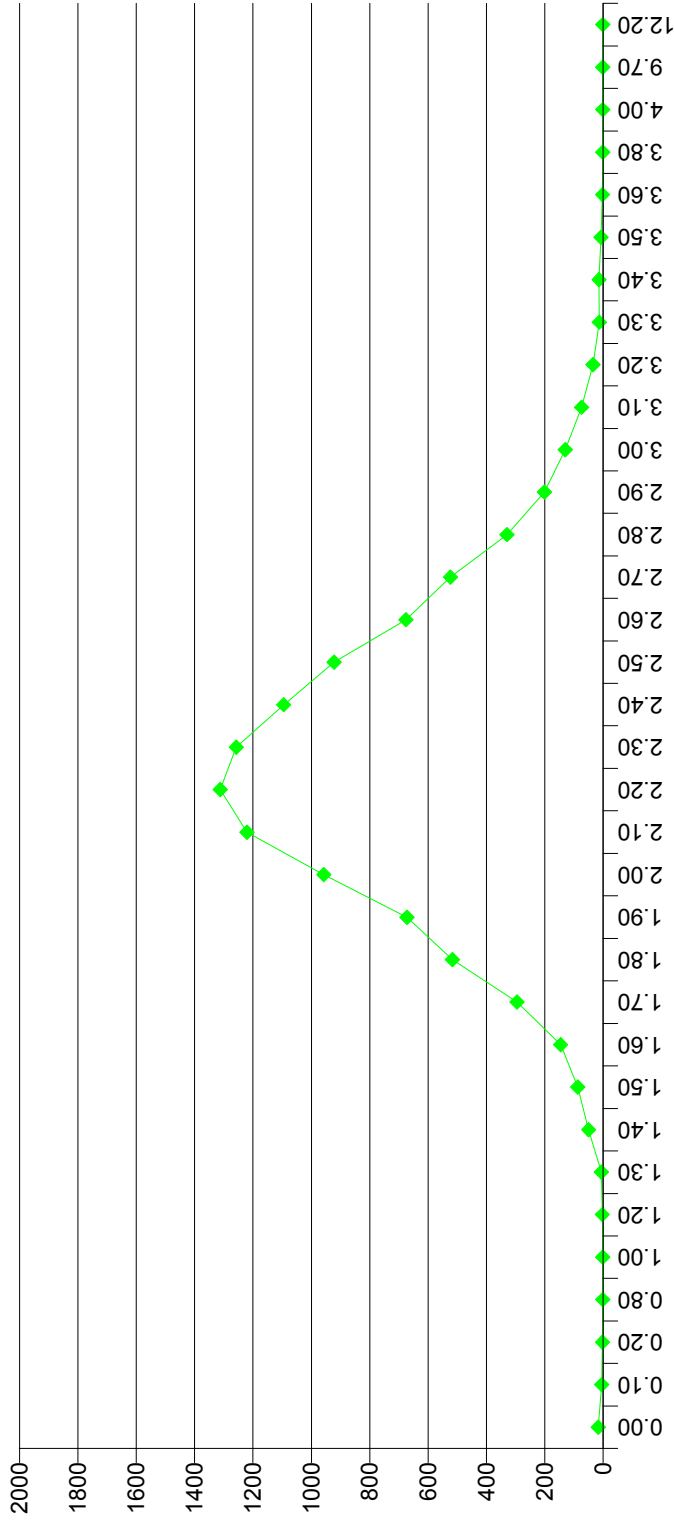
100

NB FLIGHTS	48	5	1	1	1	2	1	6	15	47	109	252	413	767	1049	1428	1789	1807	1616	1348	1013	730	506	336	165	107	80	40	11	7	10	4	1	1	2	2	4	2	3	2	1	3	2	1	1	1	1	1	
PITCH MAX TO	0	0,1	0,2	0,4	0,7	0,9	1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9	2	2,1	2,2	2,3	2,4	2,5	2,6	2,7	2,8	2,9	3	3,1	3,2	3,3	3,4	3,5	3,6	4,9	5	5,1	5,2	5,3	5,4	5,5	5,6	5,7	5,8	5,9	6	6,1	6,3	6,4	10,7



# F70

NB FLIGHTS	17	5	2	1	1	3	6	50	87	146	295	516	672	957	1221	1312	1257	1095	922	676	523	330	201	130	74	35	13	14	7	2	1	1	1	
PITCH MAX TO	0	0.1	0.2	0.8	1	1.2	1.3	1.4	1.5	1.6	1.7	1.8	1.9	2	2.1	2.2	2.3	2.4	2.5	2.6	2.7	2.8	2.9	3	3.1	3.2	3.3	3.4	3.5	3.6	3.8	4	9.7	12.2



# annexe 9

## Extraits de la documentation de l'exploitant (AFM, AOM, Manex)

**FLIGHT TECHNIQUES  
ADVERSE WEATHER OPERATION**

7.11.01  
PAGE 1  
VERSION 05  
ISSUE 007

### COLD WEATHER

#### General

THE KEY TO A SAFE COLD WEATHER OPERATION IS TO ADHERE TO THE CLEAN AIR-CRUISE CONCEPT. Unless the flightcrew has ensured that the wings, horizontal tail, control surfaces, engine inlets and other critical surfaces of the airplane are free of ice, frost and snow.

The following, and especially the paragraph "De-icing / anti-icing", provides one means, but not the only means, to ensure this. Alternative means must be shown to yield an equal level of safety.

**CAUTION:** THE DETECTION OF CLEAR ICE ON THE UPPER WING SURFACES CAN ONLY BE GUARANTEED BY A PHYSICAL (HANDS-ON) CHECK.

#### WARNING:

SMALL QUANTITIES OF ICE OR OTHER CONTAMINATION (EQUIVALENT TO MEDIUM GRID SANDPAPER) ON THE UPPER PART OF THE LEADING EDGES OF THE WING CAN CAUSE SIGNIFICANT LOSSES IN MAXIMUM LIFT AND CAN CAUSE THE AIRPLANE TO STALL AT A LOWER THAN EXPECTED ANGLE OF ATTACK. STALL SPEEDS CAN BE INCREASED BY UP TO 30 KNOTS AND DRAG CAN BE INCREASED CONSIDERABLY, RESULTING IN CONTROL PROBLEMS, WING DROP OR EVEN A COMPLETE STALL SHORTLY AFTER TAKE-OFF. THE WING CAN STALL BELOW THE ANGLE OF ATTACK FOR STICK SHAKER ONSET. IT IS NOT ENSURED THAT THE STICK SHAKER WILL BE ACTIVATED BEFORE THE STALL.

#### Ground Icing Conditions

Ground icing conditions are considered to exist when the Outside Air Temperature (OAT) is below +6 degrees C (42 degrees F), and either the difference between OAT and dewpoint temperature is less than 3 degrees C (5 degrees F), or visible moisture (fog, rain, drizzle, sleet, snow or ice-crystals) is present.

In addition, ice can form on a "cold-soaked" wing and/or a wingtank with sufficient fuel or subzero temperature in conditions of high humidity or visible moisture when temperatures well above +6 degrees C (42 degrees F) are present. It must be noted that ice can also form on the fuselage at certain angles. A physical (hands-on) check is required to detect the layer of ice.

If not removed, the ice layer will come loose during rotation (due to flexing of the wings) and may be ingested by the engines resulting in damage or failure of the engines.

Be alert to rapidly changing weather conditions, as e.g. sleet or snow may not melt everywhere, or may refreeze on a "cold-soaked" wing or horizontal tail.

When the OAT is below -25 degrees C (-13 degrees F), however, ice accumulation or ice-build-up will not occur, due to low humidity. Therefore icing conditions cease to exist.

Some uncommon forms of ice accumulation are discussed below.

Thin layers of ice resulting from frost (overlighting under a clear sky and temperatures just above freezing) may be present on the leading edges of the wings and horizontal tail surfaces. This roughness may cause deterioration of the aerodynamic properties of the wing and tail to such an extent that a safe take-off is not possible.

When the tanks contain sufficient fuel of sub-zero temperature, as may be the case after a long flight, sleet, rain or water condensation can freeze on the wing upper surface during the groundstop or when taxiing out for take-off (even if the OAT is well above +6 degrees C (42 degrees F)), forming a smooth ice layer that may not be visible from certain angles.

This situation may for instance occur in those cases where, for reasons of economic tanking at the place of departure, it is not required to refuel the aircraft during turnaround. Economic tanking is not recommended if the aircraft remains on the ground for more than 3 hours and ground icing conditions are anticipated.

Ice may also form on the underside of the ice underneath. This form of ice may not be visible from a clear, unobstructed view of the aircraft.

Absence of such contamination must be verified by a physical (hands-on) check.

If not removed, the ice layer will come loose during rotation (due to flexing of the wings) and may be ingested by the engines resulting in damage or failure of the engines.

**FLIGHT TECHNIQUES  
ADVERSE WEATHER OPERATION**

7.11.01  
PAGE 2  
VERSION 05  
ISSUE 007

Relatively warm fuel, uplifted during a stop, may cause dry snow to melt on the wings. This melted snow can refreeze when the temperature is lower, forming an invisible ice layer underneath the snow. Never assume that snow will be blown off during the take-off roll.

#### Exterior Inspection

**NOTE:** A black stripe is painted on the leading edge of the outer wing. The wing inspection lights are directed towards this stripe. The purpose of this stripe is to help the cockpit crew to check for ice build up on the wings during flight. Do not use the leading edge black stripe to determine whether the wing upper surface is clean while the aircraft is on the ground. When SBF100-51-004 is carried out, the black stripe is extended across the wing upper surface to the trailing edge. The purpose of this stripe is to help qualified ground personnel to detect contamination of the wing upper surface prior to take-off.

Carry out the exterior inspection as mentioned in chapter Checklists.

#### Additionally:

- Remove all protective covers.
- Check that the following areas are clear of ice, frost, snow or slush:
  - fuselage;
  - wings, stabilizer, elevator and all other control surfaces and surrounding areas;
  - gear and gear doors;
  - flaps, flap vanes and flap shrouds;
  - stall promoter strips and wing fences;
  - air conditioning intakes and exhausts;
  - engine exhausts;
  - angle of attack vanes, pilot heads and static ports;
  - engine and APU intakes.
- Check engine fan rotates freely.

For further details refer to the AMM pre-flight exterior inspection.

**NOTE:** 1. Water, rundown following snow removal may refreeze forward of the static ports and may cause airflow disturbances and, consequently, errors in instruments and systems using static air pressure.

2. Dispatch with only frost at the underside of the wing is allowed provided that the frost layer does not extend outside the fuel tank area and its thickness does not exceed 3 mm (0.125 inch).

#### De-icing / anti-icing

If any contamination is present on the leading edge or upper surface of the wings and horizontal tail, or on the control surfaces, engines inlets or other critical surfaces of the aircraft, it is according to the approved de-icing and anti-icing procedures to verify the effectiveness of de-icing as required by national operational regulations.

For the application of de-anti-icing fluids, refer also to the applicable instructions for use from the fluid suppliers. The fluids which may be applied are published in the Fokker 100 Consumable Item List and/or Fokker 100 Service Letters.

Ensure that the least possible time elapses between de-anti-icing and take-off. De-anti-icing may be done with engines at idle and/or APU running. Before de-icing, switch the air conditioning packs OFF. Switch APU OFF if not required for ground operation, engine restart or on ground wing leading edge heating system (if installed).

If the APU is required, standard de-anti-icing procedures must ensure that the fluid is not sprayed on the APU. In case of large quantities of fluid are ingested by the APU which is acceptable. In case large quantities of fluid are required for de-anti-icing of the top fuselage, the APU should be OFF.

When using a "taxi-through" de-icing facility, use lowest possible engine thrust.

To unrefreeze the engine fan apply external heat. To remove ice from the fanblades, either external heat or a de-icing fluid may be used. Refer to the pre-flight exterior check in the maintenance manual for de-icing procedures. After applying de-icing fluid on the fanblades, the airconditioning packs should be switched ON after both engines have been started.



If the aircraft has been de-/anti-iced prior to take-off, DO NOT TAKE-OFF unless the flightcrew has ensured that after de-/anti-icing a visual and physical (hands-on) check of the wing leading edge and upper surfaces at arms length has been accomplished by qualified personnel and that the wings are clear of ice, frost, snow accumulation.

This visual and physical (hands-on) check of the wing leading edge and upper surfaces at arms length may be replaced by use of the on ground wing leading edge heating system if installed and operational. The use of the on ground wing leading edge heating system does not affect the hold-over time.

**NOTE:** Under DQ circumstances the on ground wing leading edge heating system may be used instead of de-/icing treatment.

In addition, the entire upper surface in front of the engines must be checked again after de-/anti-icing by means of a physical (hands-on) check, whenever clear ice was found during the AMM pre-flight exterior check

After de-/anti-icing, switch the packs back ON. During taxiing out cycle the flaps fully down and up prior to setting for take-off. Check flight controls and stabilizer for full and free movement before take-off. The APU should not be started immediately following de-/anti-icing. Allow a few minutes for draining of the de-/anti-icing fluid.

#### Hold-Over Time

Hold-over time is the estimated time that de-icing or anti-icing fluid will prevent the formation of frost or ice and the accumulation of snow or slush on the treated aircraft surfaces. For actual hold-over times, refer to the applicable instructions for the de-icing or anti-icing fluid used. Hold-over time is a function of such variables as concentration, type of fluid applied, ambient temperature, airframe surface temperature, wind conditions, and most importantly the rate of precipitation, which adds moisture and dilutes the fluid. With continuing precipitation, in any form, hold-over time will eventually run out and ice and snow may begin to accumulate and adhere to the previously protected surfaces. The hold-over time may be shortened considerably with heavy precipitation. Also extreme winds and jet blast can degrade the protective fluid film and shorten hold-over times or, because of drying out of the fluid, can have a negative effect on the flowing off of the fluid from the wings during the take-off roll. It is required that the hold-over time is greater than the anticipated time between anti-icing and take-off, based on existing conditions. Hold-over time begins when the last application of the anti-icing coating is started. The determination of the hold-over time to use is the responsibility of the captain.

#### Engine Starting

Minimum oil temperature for starting is -50 degrees C. Below this temperature, the engine has to be preheated.

If the oil temperature is below -20 degrees C the following start procedure is recommended:

- Motor the engine for 30 seconds.
- When the engine has stopped rotating:
  - Start engine.
  - Check N1 indicating.
  - At 20 per cent N2 or maximum attained N2 select fuel lever to OPEN.

If N1 rotation is not confirmed, abandon the start and apply external heat to unfreeze the fan. Ice can form on the fan rotor path lining causing freezing of the blade tips to the fan casing.

**CAUTION:** HIGH TGT'S MAY BE EXPECTED WHEN STARTING A "COLD-SOAKED" ENGINE.

Oil pressure will be slow to rise and may reach higher than normal values. If no oil pressure is indicated at idle RPM, shut the engine down and allow internal heat to warm up the oil. Do not apply thrust for taxiing until oil temperature is above -30 degrees C.

If idle N2 is below normal, advance the affected thrust lever slightly to obtain normal idle speed. Monitor TGT while doing this.

Starting a "cold-soaked" engine requires a longer time until light-up and may be accompanied by white smoke from the engine exhaust during the start cycle.



At extremely low temperatures the generators may not supply steady AC power during the first minutes after starting. If this results in a generator fault, wait approximately 2 minutes before resetting.

If ground icing conditions exist or are anticipated (see page 1 of this subsection), select engine anti-icing ON after engine start.

#### On Ground Wing Leading Edge Heating (if installed, post mod SBF 100-30-018)

With the aircraft on the ground, the on ground wing leading edge heating system is automatically selected. The engine anti-icing system is switched ON. The criteria for activating the on ground wing leading edge heating system are identical to the criteria applicable for engine anti-icing. As the on ground wing leading edge heating system demands additional bleed air, it is advisable to keep the APU running when the on ground wing leading edge heating system is activated. The on ground wing leading edge heating system is deactivated automatically during take-off or manually when both engine anti-icing systems are switched off.

After activating the on ground wing leading edge heating system by selecting either engine anti-icing to ON, the TOGA EPR target may temporarily drop approximately 0.04 EPR. The original TOGA EPR target, however, is still valid and will be displayed latest after TOGA selection for take-off, when the on ground wing leading edge heating system is automatically deactivated.

**CAUTION:** UNDER NO CIRCUMSTANCES THE ON GROUND WING LEADING EDGE HEATING SYSTEM MAY BE USED INSTEAD OF DE-ICING TREATMENT. THE ON GROUND WING LEADING EDGE HEATING SYSTEM IS INTENDED TO BE USED IN ADDITION TO APPROVED DE-ANTI-ICING PROCEDURES AND IN ADHERENCE TO APPLICABLE HOLD-OVER TIMES AS REQUIRED BY NATIONAL OPERATIONAL REGULATIONS.

#### Taxiing

When the aircraft was parked in snow or slush at temperatures below freezing, brake disc freezing may occur. Have the ground crew confirm that all four main wheels rotate when starting to taxi. Do not power back.

More than normal "break-away" thrust may be required when tires have frozen to the ground.

Maintain greater than normal distance between aircraft when taxiways are slippery. Taxi slowly, do not make abrupt or large steering inputs. Be prepared to use reverse thrust if brakes become ineffective.

Do not use reverse thrust to control taxi speed when taxi tracks are covered with snow or slush. Snow or slush which may be blown up, may refreeze on wings and flaps causing possible loss of lift or control problems during a subsequent take-off.

In freezing fog conditions an increase in vibration level even beyond the VIB HI alert may be observed during the start cycle as a result of fan icing. To shed fan ice and operational circumstances permitting, advance thrust levers to approximately 75 percent N1, pause momentarily and retard.

**NOTE:** The engine vibration may initially increase. The fan should normally shed ice and vibration will reduce.

Prior to take-off, a "cold-soaked" engine (first flight of the day) requires a 4-minute warm up period at low (taxi) thrust before applying take-off power.

**Prior to take-off**

Continuously monitor the environmental conditions to determine whether the hold-over time is affected. If conditions have changed adjust hold-over time accordingly. Prior to take-off assess whether the hold-over time is exceeded. In that case reinspect the aircraft from the outside (pre take-off contamination check or pre-flight exterior check) or repeat the complete de-/anti-icing treatment.

**Take-off**

- Use TOGA (rated) thrust. Do not use FLEX thrust in icing conditions.
- If the take-off is delayed such that the hold-over time is exceeded, reinspect the aircraft from outside (pre take-off contamination check) and/or repeat the de-/anti-icing treatment if necessary.
- Use TOGA (rated) thrust. Do not use FLEX thrust in icing conditions.
- If necessary, airframe anti-icing can be preselected prior to take-off. The system will become active approximately 60 seconds after lift-off. Apply the relevant performance restrictions.
- In icing conditions at temperatures below +1 degrees C (+34 degrees F), the following take-off procedure is recommended to shed possible fan ice:  
Advance the thrust levers manually to approximately 75 per cent N1, pause momentarily and pull the TOGA triggers (with ATIS imperative set take-off thrust manually).

**NOTE:** The engine vibration may increase above the alert level. The fan should normally shed ice and vibration reduces.

**Take-off Technique with Increased Stall Margin**

**CAUTION:** THIS TECHNIQUE PRESUPPOSES THE ACCOMPLISHMENT OF DE-ICING/ANTI-ICING PROCEDURES AS DESCRIBED ABOVE AND ADHERENCE TO APPLICABLE HOLD-OVER TIMES AS REQUIRED BY NATIONAL OPERATIONAL REGULATIONS.

When taking off in icing conditions and SUFFICIENT RUNWAY LENGTH AND OBSTACLE CLEARANCE MARGINS ARE AVAILABLE, the following technique is available to add stall margin during take-off and initial climb:

- Select the largest flapsetting that is permissible for the take-off weight / altitude / temperature conditions.
- Use TOGA thrust. Do not use FLEX thrust.
- At  $V_1$  rotate slowly (less than 3 degrees per second) to 10 degrees pitch attitude.
- When positively climbing, select gear up.
- DO NOT EXCEED 10 DEGREES PITCH UNTIL AIRSPEED IS ABOVE  $V_2 + 20$  kt.
- When above  $V_2 + 20$  kt, slowly increase the pitch attitude, keeping the speed above  $V_2 + 20$  kt.
- Retract flaps at or above  $V_{Flap} + 20$  kt.

**NOTE:** 1. THE AVAILABLE FIELD LENGTH SHOULD EXCEED THE TAKE-OFF DISTANCE REQUIRED BY REGULATION FOR THE ACTUAL GROSS WEIGHT BY AT LEAST 20 (TWENTY) PER CENT. Also the 20 per cent increase in take-off distance must be accounted for in the obstacle clearance analysis. WEIGHT MUST BE OFF-LOADED, IF NECESSARY, TO MEET THESE CONDITIONS.

2. Do not follow the Flight Director pitch command during rotation for take-off and initial climb if this results in exceeding the recommended maximum pitch angle of 10 degrees before reaching the speed of  $V_2 + 20$  AFKAS TO mbds.
3. Do not engage the autopilot until leaving the applicable procedure in section 7.09.01.
4. For engine and engine failure procedures, refer to the applicable procedure in section 7.09.01, Chapter Flight Techniques, section Abnormal Operation.
5. During take-off the first indication of wing contamination will probably be airframe buffet when the pitch angle is increased above 10 degrees, followed by wing drop and lack of sufficient climb rate. DO NOT EXCEED 10 DEGREES PITCH UNTIL SPEED IS ABOVE  $V_2 + 20$  kt.

**In Flight Icing Conditions**

In flight, icing conditions are present when Total Air Temperature (TAT) is below +6 degrees C (+42 degrees F) down to and including -25 degrees C (-13 degrees F) and visible moisture is present. The use of the anti-icing systems at temperatures below -25 degrees C (-13 degrees F) is at pilot's discretion.

**Climb - Cruise - Descent**

Engines anti-icing must be activated when icing conditions exist or are anticipated or when the ICING alert is present. The system may be switched off after the ICING alert has ceased or one minute after leaving the icing conditions.

An increase in the engine vibration level may be observed during icing conditions. The fan will normally shed any ice that has accumulated on the blades. The vibration should diminish. To assist in ice shedding (and to avoid engine surges permitting), disconnect ATIS, quickly retard one thrust lever at a time to idle. Hold it there for approximately 5 seconds and then advance the thrust lever momentarily to 85 per cent N1. This procedure will eliminate or reduce the vibration, and the thrust levers may be readjusted thereafter to their original positions and ATIS reselected.

Wing and tail anti-icing systems must be activated when icing is observed or when the ICING alert is present. The system has been designed for continuous operation and may be used for ice shedding provided ice build up on wings does not exceed 1.5 cm / 0.5 inch. If a thicker layer has developed because of late activation, the shed ice may be ingested by the engines. If this is the case select RELIGHT ignition before activating the wing anti-icing system (for aircraft not equipped with auto-ignition system).

With ATIS engaged, engine thrust is maintained at the level required to provide the anti-icing systems with bleed air of adequate pressure.

**Approach**

Before approach, wings and stabilizer must be free of ice. If prolonged icing is encountered during descent, confirm correct engine response prior to commencing approach for landing.

During approach, with a ground OAT reported to be below -25 degrees C (-13 degrees F), it is not recommended to switch the airframe anti-icing systems to ON even when TAT is increasing momentarily from below -25 degrees C (-13 degrees F) to above -25 degrees C (-13 degrees F) as this, on a "cold-soaked" wing, may result in refreezing of moisture after landing.



OPÉRATIONS PAR TEMPS FROID

**Landing**

With landing gear down, flight idle RPM is increased to approx 70 per cent N2 (approach idle). The resulting increase in engine thrust may necessitate landing with flap 42 instead of flap 25 in low weight/low temperature conditions.

**Perking**

Perk in a clear or sandied area and have the wheel chocks placed in position. Before shut down, idle the engines until TGT's have stabilized. This may take up to a minute, depending on the thrust level used during taxiing. To prevent brake freezing, do not use the parking brake.

If the aircraft is to be left unattended for an extended period, take the following actions:

- Check protective covers are properly latched
- Drain all oilways and toilets.
- Close all doors and windows.

**INSPECTIONS EXTÉRIEURES**

Une bande noire est peinte sur l'extrados du bord d'attaque au bord de fuite de l'aile, près de l'extrémité de celle-ci, afin d'aider les équipages ou agents de piste à détecter toutes contaminations des parties horizontales de l'appareil.

**PROCÉDURE D'INSPECTION EXTÉRIEURE**

Vérifier l'absence de neige, givre et glace sur les éléments suivants :

- Ailes ( voir vérification de l'état des ailes), plan horizontal, gouvernes.
- Volets, fences.
- Trains principaux et roulette de nez (système de verrouillage, pneus, trappes, logement...)
- Réacteurs (entrée d'air, fan et cône de FAN, tuyère...), libre rotation du FAN.
- Entrée d'air APU.
- Entrée/sortie d'air des PACK.
- Drains, purges, ventilations, sondes (pilot, statique, T°, AOA).
- Mise à l'air libre des réservoirs.
- Radôme.

**NOTE :** En condition d'exploitation sur piste contaminée et plus particulièrement en conditions givrantes, cette inspection visuelle, qui précède chaque vol, doit être très approfondie. Toute pollution excessive, des logements de trains notamment, doit donner lieu à une vérification par un technicien, et noté au CRM.

**VÉRIFICATION DE L'ÉTAT DES AILES LORS DE L'INSPECTION GÉNÉRALE EXTÉRIEURE**

A moins que le dégivrage ne s'avère d'évidence nécessaire, le CdB ou l'OPL doit s'assurer de l'état des ailes par vérification tactile.

Les ailes doivent être inspectées sur toute l'envergure, à l'extrados du bord d'attaque jusqu'au longeron principal.

A l'issue de cette vérification, le CdB décide :

- d'opérer un antigivrage ou un dégivrage.
- une utilisation normale de l'avion.

La décision du CdB doit être prise en tenant compte des facteurs suivants :

- les conditions météorologiques au moment du décollage peuvent évoluer,
- l'effet d'une structure avion froide à l'issue d'un vol précédent,
- la durée d'efficacité d'un éventuel traitement préalable (dégivrage ou antigivrage).

**NOTE :** Le départ avec du givre sur l'intrados de l'aile peut éventuellement être envisagé à condition que cette même couche de givre ne s'étende pas à l'extérieur de la surface des réservoirs et que son épaisseur ne dépasse pas 3 mm.



**NORMAL PROCEDURES  
OPERATION IN ICING CONDITIONS**

5.05.01  
PAGE 1  
VERSION 04  
ISSUE 008



**GROUND ICING CONDITIONS**

Ground icing conditions are considered to exist when the Outside Air Temperature (OAT) is below +6 degrees C (42 degrees F), and either the difference between OAT and dewpoint temperature is less than 3 degrees C (5 degrees F) or visible moisture (fog, rain, drizzle, sleet, snow or ice crystals) is present.

In addition, ice can form on a 'cold-soaked' wing and/or a wingtank with sufficient fuel of subzero temperatures in conditions of high humidity or visible moisture even at temperatures well above +6 degrees C (42 degrees F). A smooth layer of clear ice can be formed, that may not be visible from certain angles. A physical (hands-on) check is required to detect the layer of ice.

If not removed, the ice layer will come loose during rotation (due to flexing of the wings) and may be ingested by the engines resulting in damage or failure of the engines.

Be alert to rapidly changing weather conditions, as e.g. sleet or snow may not melt everywhere, or may re-freeze on a cold-soaked wing or horizontal tail.

When the OAT is below -25 degrees C (-13 degrees F), however, ice accumulation or ice build-up will not occur, due to low humidity. Therefore icing conditions cease to exist.

**INSPECTION FOR CONTAMINATION**

DO NOT TAKE-OFF unless the flightcrew has ensured that the wings, horizontal tail, control surfaces, engine inlets and other critical surfaces of the airplane are free of ice, frost and snow.

One means, but not the only means, to ensure this, is given in the AMM pre-flight exterior check and the procedures described in the paragraph 'AIRCRAFT DE-ICING / ANTI-ICING PRIOR TO TAKE-OFF' below. Alternative means must be shown to yield an equal level of safety.

**CAUTION:** THE DETECTION OF CLEAR ICE ON THE UPPER WING SURFACES CAN ONLY BE GUARANTEED BY A PHYSICAL (HANDS-ON) CHECK.

**WARNING:** SMALL QUANTITIES OF ICE OR OTHER CONTAMINATION (EQUIVALENT TO MEDIUM GRID SANDPAPER) ON THE UPPER PART OF THE LEADING EDGES OF THE WING CAN CAUSE SIGNIFICANT LOSSES IN MAXIMUM LIFT AND CAN CAUSE THE AIRPLANE TO STALL AT A LOWER THAN EXPECTED ANGLE OF ATTACK. STALL SPEEDS CAN BE INCREASED BY UP TO 30 KNOTS AND DRAG CAN BE INCREASED CONSIDERABLY, RESULTING IN CONTROL PROBLEMS, WING DROP OR EVEN A COMPLETE STALL SHORTLY AFTER LIFT OFF BECAUSE A CONTAMINATED WING CAN STALL BELOW THE ANGLE OF ATTACK FOR STICK SHAKER ONSET. IT IS NOT ENSURED THAT THE STICK SHAKER WILL BE ACTIVATED BEFORE THE STALL.

**NORMAL PROCEDURES  
OPERATION IN ICING CONDITIONS**

5.05.01  
PAGE 2  
VERSION 04  
ISSUE 008



**AIRCRAFT DE-ICING / ANTI-ICING PRIOR TO TAKE-OFF**

If any contamination is present on the leading edge or upper surface of the wings and horizontal tail, or on the control surfaces, engine inlets or other critical surfaces of the aircraft, de-/anti-ice in accordance with approved de-/anti-icing procedures including the procedures to verify the effectiveness of de-/anti-icing and adhere to applicable hold over times as required by national operational regulations.

If the aircraft has been de-/anti-iced prior to take-off, DO NOT TAKE-OFF unless the flightcrew has ensured that after de-/anti-icing a visual and physical (hands-on) check of the wing leading edge and upper surfaces at arms length has been accomplished by qualified personnel and that the wings are clear of ice, frost, snow accumulation.

In addition, the entire upper surface in front of the engines must be checked again after de-/anti-icing by means of a physical (hands-on) check whenever clear ice was found during the AMM pre-flight exterior check.

Continuously monitor the environmental conditions to determine whether the hold-over time is effected. If conditions have changed adjust hold-over time accordingly. Prior to take-off assess whether the hold-over time is exceeded. In that case, reinspect the aircraft from the outside (pre take-off contamination check or pre-flight exterior check) or repeat the complete de-/anti-icing treatment.

**ENGINE ANTI-ICING DURING GROUND OPERATION**

When icing conditions exist or are anticipated during ground operation:

ENGINE ANTI-ICING ..... ON

**NOTE:** When taxiing or holding on the ground at low thrust in temperatures below +1 degrees C (+34 degrees F) and icing conditions exist, the following additional take-off procedure is recommended:

- Accelerate the engine to 75 per cent N1, pause momentarily and pull TOGA triggers.
- Accelerate the engine to 75 per cent N1, pause momentarily, pull the TOGA trigger and set take-off thrust manually

**FLIGHT ICING CONDITIONS**

In flight, icing conditions are present when Total Air Temperature (TAT) is below +6 degrees C (+42 degrees F) down to and including -25 degrees C (-13 degrees F) and visible moisture is present.

The use of the anti-icing systems at temperatures below -25 degrees C (-13 degrees F) is at pilot's discretion.

However, during approach, with a ground OAT reported to be below -25 degrees C (-13 degrees F), it is not recommended to switch the airframe anti-icing systems to ON, even when TAT is increasing momentarily from below -25 degrees C (-13 degrees F) to above -25 degrees C (-13 degrees F) as this, on a 'cold-soaked' wing, may result in refreezing of moisture after landing.

AFM FOKKER 100  
EASA APPROVED

AFM FOKKER 100  
EASA APPROVED

**NORMAL PROCEDURES  
OPERATION IN ICING CONDITIONS**



**AIRFRAME ANTI-ICING**

When ice buildup is observed or when the ICING alert comes on:  
WING and TAIL ANTI-ICING ..... ON  
To de-activate the system:  
WING and TAIL ANTI-ICING ..... OFF

**NOTE:** The airframe anti-icing system is inoperative on the ground. If the airframe anti-icing system is switched ON before take-off it will become operative approximately 60 seconds after lift-off. During go-around system operation is inhibited for approximately 60 seconds after TOGA activation. System operation is continuously inhibited while either thrust lever is selected fully forward (fire wall thrust).

**ENGINE ANTI-ICING**

When icing conditions exist or are anticipated during flight operation or when the ICING alert comes on:  
ENGINE ANTI-ICING ..... ON  
After ICING alert has ceased or one minute after leaving icing conditions:  
ENGINE ANTI-ICING ..... OFF

**NOTE:** Increases in engine vibration levels in flight above the alert level may develop in icing conditions. The fan should normally shed the ice and vibration will reduce. To assist in shedding the ice, if sustained vibration is indicated and operational circumstances permit, quickly retard one thrust lever at a time to idle for 5 seconds then advance the thrust lever momentarily to 85 per cent NT, thereafter restore to the required thrust setting.

AFM FOKKER 100  
EASA APPROVED

# annexe 10

## Etude Fokker sur la répartition des températures sur la surface des ailes



**REPORT**  
Fokker Aircraft B.V.  
Amsterdam  
The Netherlands

### APPENDIX 6

#### FOKKER 100 FUEL TANK TEMPERATURE CALCULATIONS

issue date: September 19, 1994 issue 1

security class:	RESTRICTED	report no.	FR-100-04
plant/department:	Schiphol - EQFA	order no.	
controlled copies	VQ EQFA EF ED ED100 EDES/AY EDES/MB EDAA MPTJ via EQFA B.V.O.	title:	Fuel tank temperature calculations related to the F28 MK0100 take off accident at Skopje, March 5, 1993

#### Summary

This report provides an estimation of the average temperature of the fuel in the aircraft's wing tanks during the period on the apron at Skopje and at the time of the crash.

UNCONTROLLED COPY

department / prepared	EQFA H.C. Visser	department / checked	EDES W. Overmars	original issue date	September 19, 1994
department / approved	EQFA R. Jellema	approval others			

form: 99101-94.99.01



issue date: Sept. 19, 1994 issue 1

security class: RESTRICTED

report no. FR-100-04

1. Introduction

On March 5, 1993, the F28M0100 aircraft PH-KXL, s/n 11393, experienced a roll control problem immediately after lift-off from Skopje airport and collided with the ground just beyond the runway. This roll control problem was probably related to ice contamination on the aircraft's wings. This report provides an estimation of the average temperature of the fuel in the aircraft's wing tanks during the period on the apron at Skopje and at the time of the crash.

Throughout the report it is assumed that the fuel in the aircraft's wing tanks is perfectly mixed at any time covered by the calculations. The results of the calculations discussed below are presented in figure 3.

2. Basic and pertinent data, relations and assumptions

All times are UTC, unless indicated otherwise.

2.1.

During the night prior to the flight from Frankfurt to Skopje the aircraft sat on the apron at Frankfurt with 3850 kg (mi) of fuel on board. The center wing tank was empty. The outside air temperature (OAT) during flight preparation was 0 °C which is also assumed to represent (and, given the time of the day, fairly accurately) the temperature of the main wing tank structure and its fuel contents (T1).

From about 6:10 to 6:30, 6420 kg of fuel was added, leading to a total fuel quantity on board of 10070 kg which is close to the maximum of 10256 kg (thus: main wing tanks completely full with 7744 kg, center wing tank almost full with 2326 kg of fuel - maximum is 2312 kg).

Temperature of the added fuel was reportedly 4 °C (T2). Since the center wing tank was only filled with fresh fuel, the temperature of its contents directly after fuelling is also 4 °C. Because of the close proximity of the center wing tank to the relative warm passenger cabin and the outflow valves which dump the cabin air underneath the center wing tank, it is assumed that the center wing tank contents do not decrease in temperature with lower OAT either on the ground or in flight.

If completely mixed the temperature (T) of the resulting amount of fuel in the main wing tanks, following the addi-

All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.

form 9910101-84-9901

page 1



issue date: Sept. 19, 1994 issue

security class: RESTRICTED

report no. FR-100-04

tion of  $m_z = 7744 - 3850 = 4094$  kg, is given by:

$$T = \frac{T_1 m_1 + T_2 m_2}{m_1 + m_2}$$

For the calculation of the temperature decrease of the fuel in the main wing tanks between fuelling and take-off the following equation has been applied (time t and time constant 3.5 expressed in hours):

$$T(t) = OAT + (T(0) - OAT) e^{-\frac{t}{3.5}}$$

Refer to the following sections and especially section 2.3.2 for the origin of this equation. The calculation has been done for the period from 6:20 (fuelling halfway) and 7:27 (take-off).

2.2.

During flight (from 7:27 to 9:36) the temperature of the fuel in the main wing tanks will decrease due to the low (total) air temperature at altitude. A Rolls Royce study (ref. Rolls Royce Component Research Report IHR.10025) suggests the following empirical equation for the fuel temperature T at time t (in hours) in a flight at a specified total air temperature (TAT):

$$T(t) = TAT + (T(0) - TAT) e^{-\frac{t}{2}}$$

Since this equation was derived from flight test results of the Comet, VC10 and Super VC10, two flights of the Fokker 100 Q1 prototype (with about the same initial amount of fuel on board as in the flight from Frankfurt to Skopje) have been used to verify its validity for the Fokker 100. (The Fokker 100 has a feature which may be of significance in this respect, viz. the continuous circulation of part of the fuel contents via upper skin stringers on the inboard wing inner surface. In principle it may be expected that this feature leads to a quicker heat exchange between the fuel and the air than on aircraft without such a circulation system.)

In figure 1 the measured TAT and LH and RH collector tank

All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.

form 9910101-84-9901

page :



FAKKEER  
BUREAU VOOR  
ONTWERP EN  
CONSTRUCTIE

issue date: Sept. 19, 1994 issue 1

security class: RESTRICTED  
report no. FR-100-04

fuel temperature (TFCT1 and TFCT2) are plotted against time for these two flights. When the above presented equation is used to calculate the fuel temperature, it can be seen that the calculated temperature decreases less than recorded during actual flight. This is especially true for flight 270 which is the more significant of the two because of the large reduction in TAT and the long duration of the flight. It can also be seen that with an adjustment of the time constant from 2 to 1.4 hours the equation fairly well approximates the actual fuel temperature decrease. Therefore, this value of the time constant has been used to estimate the fuel temperature reduction during the flight from Frankfurt to Skopje.

Two further refinements have been done after a comparison between measured fuel temperature data on a very long B747 flight and the results of the above equation (with time constant 1.4 hours) applied to that flight (ref. figure 4, taken from NASA Contractor Report 135198). The refinement suggested by figure 4 is that TAT is not the governing parameter, but TAT\*, representing a 90% effective recovery term added up to static air temperature (SAT):

$$TAT^* = SAT(1 + 0.9M^2 \frac{T-1}{2})$$

For the Fokker 100 this refinement has been combined with a correction for the influence of the temperature of the center wing tank contents during the first phases of the flight when transfer of fuel from the centerwing tank to the main wing tanks is active. This correction has been done by first establishing the moment of depletion of the center wing tank (total flight duration times initial center wing tank contents divided by total amount of fuel consumed during the flight), then followed by application of the mixing equation as given in section 2.1 (each time mixing a time-proportional part of center wing tank fuel with full main wing tanks minus the amount of added center wing tank fuel) after each step calculation for the temperature reduction in the main wing tanks. Thus the assumption is that center wing tank fuel first is transferred to the main wing tanks and that only mixed fuel goes to the engines.

All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.

form 9710 01 94 99 01



FAKKEER  
BUREAU VOOR  
ONTWERP EN  
CONSTRUCTIE

issue date: Sept. 19, 1994 issue 1

security class: RESTRICTED  
report no. FR-100-04

It turns out that both refinements (using TAT\* in lieu of TAT and correction for the influence of the higher temperature in the center wing tank) tend to more or less cancel each other for flights up to about 2 hours, see figure 1 where these refinements have been applied to flight 270 of the Fokker 100 QI prototype. For longer flights the TAT\* effect will, of course, dominate.

One uncertain point is whether the measured TFCT1 and TFCT2 accurately represent the average temperature of the total amount of fuel. It might be argued that due to the higher ratio of wetted surface and volume at the outer wing fuel temperatures there would decrease faster than those inboard. However, there are two factors which work the other way: first, after the center wing tank has been depleted, the fuel in the outer wing tank will soon loose contact with the upper wing skin and thus heat exchange via the upper wing skin will decrease; second, the forced circulation via top skin stringers produces increased heat exchange between inboard and outboard fuel at the end of the flight would only have a limited effect on the average fuel temperature since the bulk of the fuel is at that time concentrated inboard. However, to allow for this and other uncertainties in the calculation method as described above the result of the calculation for the fuel temperature decrease in flight is presented in figure 3 with a ±15% error margin. The calculation has been executed in steps covering periods varying from 2 to 10 minutes with constant TAT\*.

2.3. Once on the ground in Skopje with 5280 kg of fuel remaining, the temperature increased due to fuelling (in two stages: reportedly 1523 kg from 9:55 to 10:00 and 907 kg from 10:35 to 10:45) and due to the ambient temperature.

2.3.1. The temperature of the fuel in the fuel truck had been measured at 7:00 and was reportedly 4 °C. The OAT between that time and the time of the accident according to Skopje Airport memo continuously was around 0 °C. To estimate the temperature of the fuel in the fuel truck the same equation as applied to the temperature decrease in flight has been utilized, however with a different time constant and with TAT = OAT:

$$T(t) = OAT + (T(0) - OAT) e^{-\frac{t}{\tau}}$$

All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.

form 9710 01 94 99 01



security class: RESTRICTED

The time constant of 5 hours has been derived from measurements at Dryden, Ontario, Canada on April 5 and 6, 1989 providing OAT and fuel truck temperatures over a 24 hour period (see National Research Council Canada Technical Report IME-CRE-TR-003, NRC No. 32124). These measurements are presented in figure 2, together with two lines which follow from the numerical evaluation of the above equation with time constant of 3, respectively 5 hours. Since with the time constant of 5 hours the gradient of the calculated line is very close to the gradient of the measured line in the areas where the OAT does not show gradient inversion, it is considered that with this value sufficient accuracy has been obtained to calculate the temperature of the fuel in the fuel truck.

The calculation has been executed in one step because of the constant OAT. No error margin has been applied since its influence on the temperature of the total amount of fuel would be negligible compared with the influence of the error margin applied to the temperature decrease in flight.

The determination of the temperature of the (assumed) completely mixed fuel after the two fuelling periods has been done utilizing the same equation as given in section 2.1:

$$T = \frac{T_1 m_1 + T_2 m_2}{m_1 + m_2}$$

This equation has been applied at the times 9:56 and 10:40 (in figure 3, however, the temperature increase has been spread over the length of the two fuelling periods).

- 2.3.2. During its stay of 96 minutes (from 9:36 to 11:12) at Skopje the temperature of the fuel in the aircraft also increased due to the higher ambient temperature. For the calculation the total period has been split into three phases as follows (for OAT see section 2.3.1):
- 20 minutes (9:36 - 9:56) at 0 °C - prior to first fuel addition
  - 44 minutes (9:56 - 10:40) at 0 °C - between both fuel additions
  - 32 minutes (10:40 - 11:12) at 0 °C - following second fuel addition

All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.

form 29101/04/9201



security class: RESTRICTED

The same equation as applied to the fuel temperature decrease in flight and in the fuel truck has been utilized, however with three different values of the time constant  $c$  (2, 3.5 and 5 hours):

$$T(t) = OAT + (T(0) - OAT) e^{-\frac{t}{c}}$$

This has been done since no reliable data could be found regarding the rate of fuel temperature increase/decrease with an aircraft static on the ground. It was therefore considered that the time constants of 2 hours (from the Rolls Royce study on temperature variation in flight) and 5 hours (derived from the NRC study for fuel truck temperature variation) represent the extremes between which, to an adequate accuracy, the time constant for fuel temperature variation with the aircraft static on the ground would be found. The value of 2 hours (fast variation) has been applied to the highest estimated temperature at the end of the flight from Frankfurt to Skopje (-15% error, see section 2.2), while the value of 5 hours (slow variation) has been applied to the lowest estimated temperature at the end of that flight (+15% error, see section 2.2). This leads to a maximum difference between the upper and lower average fuel temperature estimation at the time of the crash, and thus increases the level of confidence that the actual fuel temperature must have been in this range. The value of 3.5 hours has been applied to the middle value of the estimated temperature at the end of the flight from Frankfurt to Skopje.

3. Results

The result of all calculations is presented in figure 3. It can be seen that the estimated average fuel temperature just prior to the crash is 2.9 °C with an assumed error margin of +2.5 °C and -2.1 °C.

It is repeated here that this result assumes perfectly mixed main wing tank fuel at any time during and after refuelling.

All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.

form 29101/04/9201



issue date: Sept. 19, 1984 issue 1

report no. FR-100-04

security class: RESTRICTED

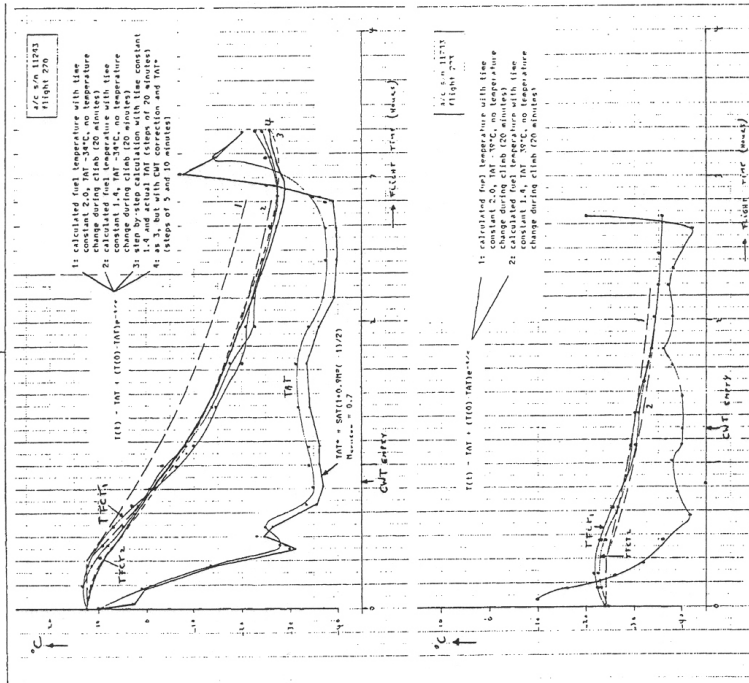


Figure 1 - Verification of empirical equation with Fokker 100 test data

All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.

form 9010104-99/01



issue date: Sept. 19, 1984 issue 1

report no. FR-100-04

security class: RESTRICTED

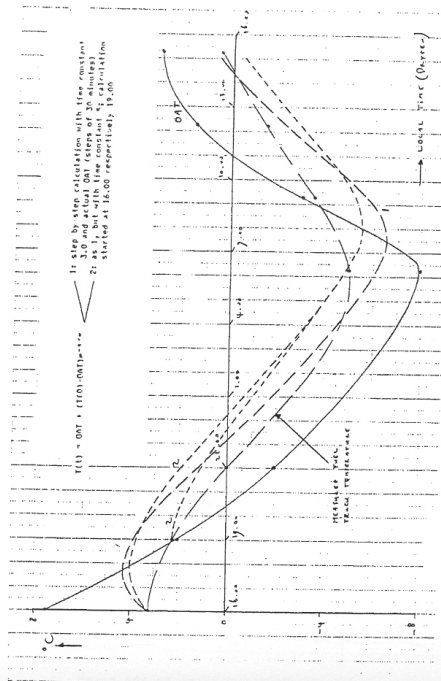


Figure 2 - Verification of empirical equation with Dryden fuel truck test data

All rights reserved. Reproduction or disclosure to third parties of this document or any part thereof is not permitted except with the prior and express written permission of Fokker Aircraft B.V.

form 9010104-99/01





## annexe 11

## Etude Fokker appliquée à l'accident de Pau



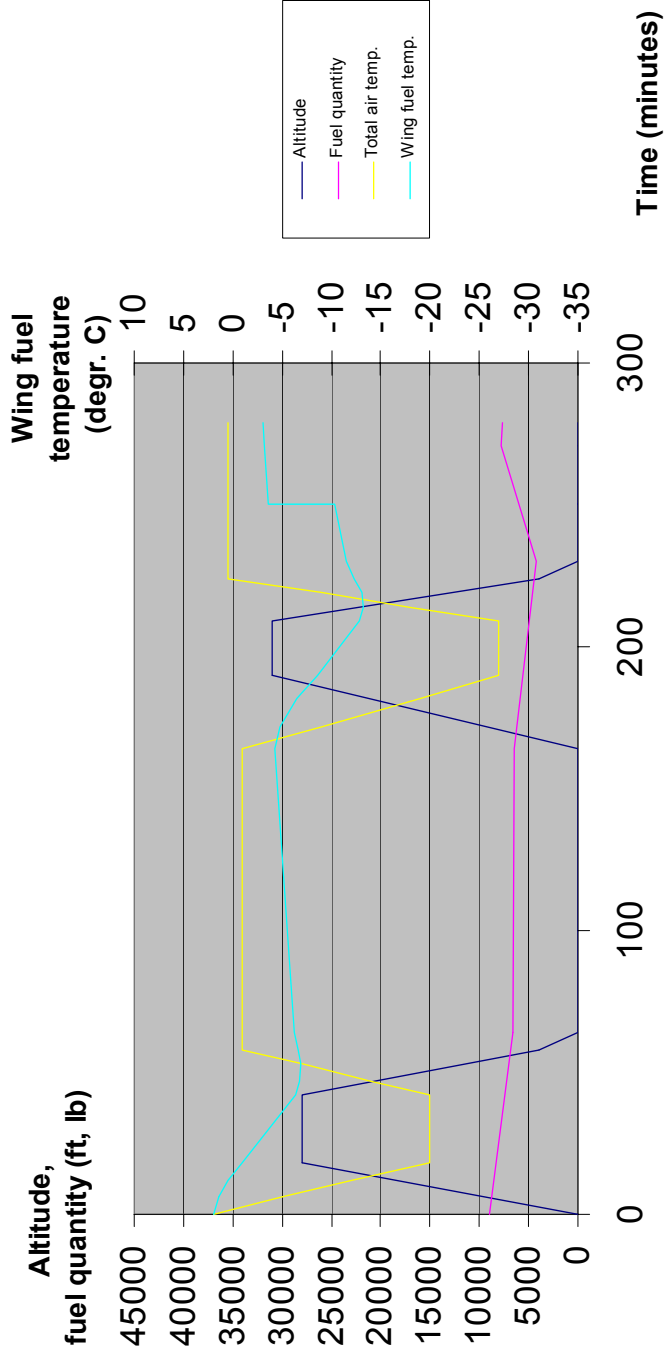
## AIC 207-01 Regional – PAU (Q. 5 and 6)

### Fuel temperature calculations – fuel truck Pau

FUEL TRUCK TEMPERATURE HISTORY SCHEMATIZATION (PAU)						
Time	UTC	Fuel quantity	Air temp.	Fuel temp.		
min	hr:min	kg	degr C	degr C		
0	5:47	15400	0.5		3	
0	5:47	min 8050				
0	5:47	plus 8050				added fuel 9 degr C
0	5:47	15400	0.5		6.14	
180	8:47	15400	0.5		3.59	
180	8:47	min 3732				
180	8:47	plus 3732				added fuel 9 degr C
180	8:47	15400	0.5		4.90	
250	9:57	11069	0.5		3.98	fueled F-GMPG

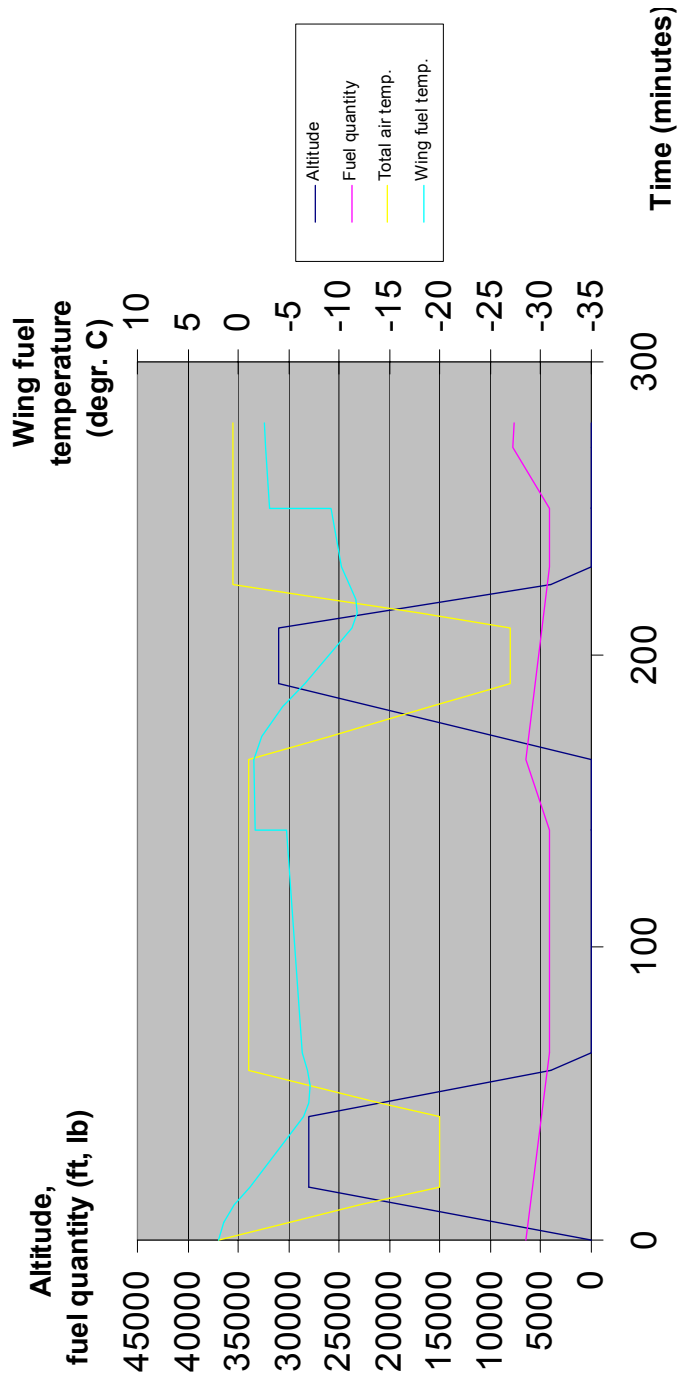
# AIC 207-01 Regional – PAU (Q. 5 and 6)

## Fuel temperature calculations – results scenario 1



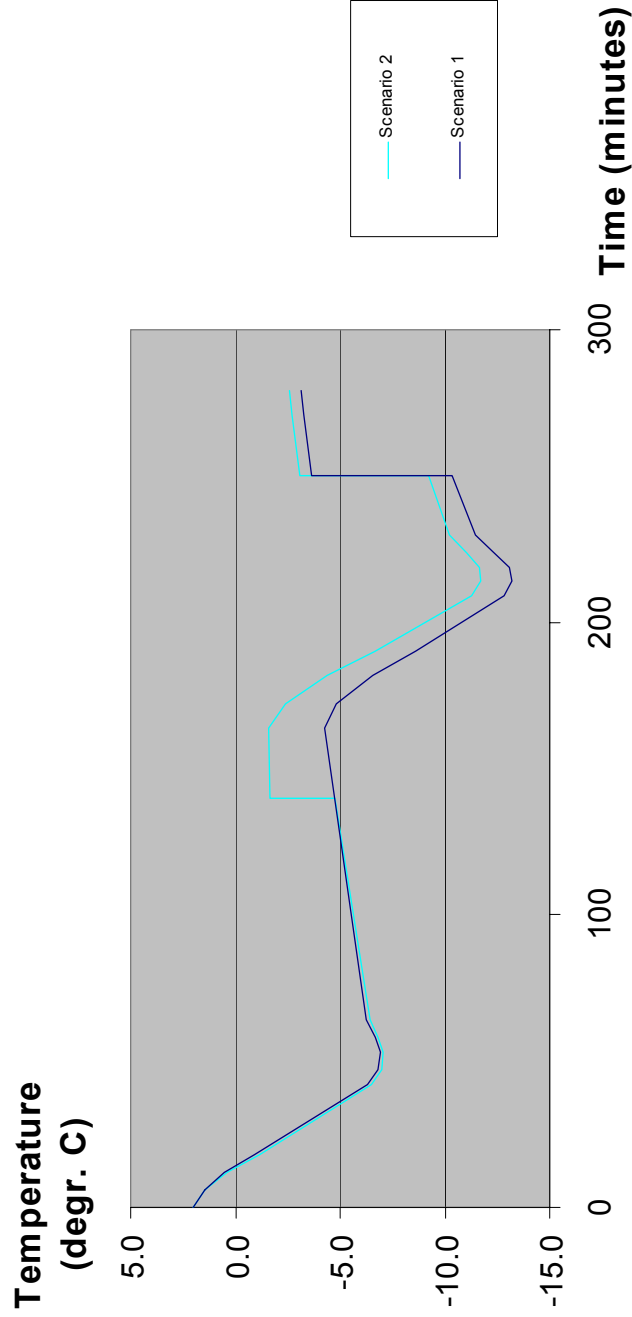
# AIC 207-01 Regional – PAU (Q. 5 and 6)

## Fuel temperature calculations – results scenario 2



# AIC 207-01 Regional – PAU (Q. 5 and 6)

Fuel temperature calculations – scenario comparison



## annexe 12

### Consigne Régional

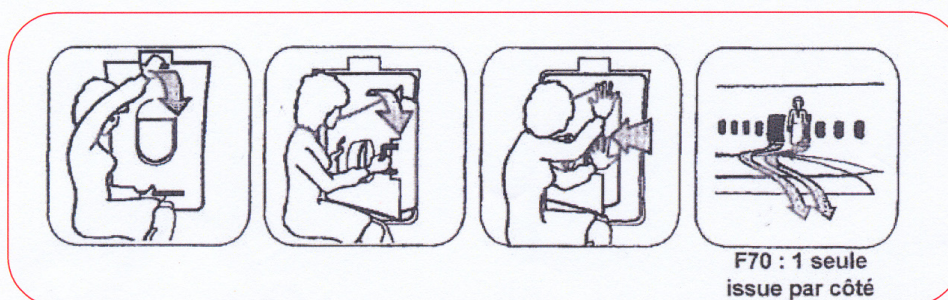
# Consigne issue de secours

**Vous êtes installé à une issue de secours. Votre aide pourrait nous être précieuse en cas d'urgence. Veuillez prendre en compte ces consignes.**

**1 - Vous n'agirez que sur ordre de l'équipage**

- avion stabilisé
- moteurs coupés
- pas de dangers extérieurs visibles (feu, écoulement carburant..)

**2 - Vous devrez ouvrir cette issue de la façon suivante :**



**3 - Vous devrez aider les autres passagers à :**

- évacuer l'avion
- s'éloigner le plus possible
- se regrouper

**4 - En cas d'amerrissage vous devrez ordonner aux autres passagers de gonfler leurs gilets de sauvetage au moment de sauter dans l'eau**

**5 - Si vous avez des questions n'hésitez jamais à en faire part au personnel qualifié**

**6 - Si vous ne vous sentez pas capable d'appliquer ces consignes, veuillez prévenir l'agent de bord qui vous installera à une autre place.**



# BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses  
pour la sécurité de l'aviation civile

Zone Sud - Bâtiment 153  
200 rue de Paris  
Aéroport du Bourget  
93352 Le Bourget Cedex - France  
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03  
[www.bea.aero](http://www.bea.aero)