

**MINISTERE DE L'EQUIPEMENT,  
DES TRANSPORTS ET DU DESENCLAVEMENT**

-----  
**COMMISSION D'ENQUETE SUR LES  
ACCIDENTS ET INCIDENTS  
D'AVIATION CIVILE**  
-----

**REPUBLIQUE DU MALI  
UN PEUPLE – UN BUT – UNE FOI**  
-----

# **RAPPORT FINAL**

**Accident  
survenu le 24 juillet 2014  
près de Gossi au Mali  
à l'avion McDonnell Douglas DC-9-83 (MD-83)  
immatriculé EC-LTV  
exploité par Swiftair S.A.**

Approuvé le 22 avril 2016



**N'Faly CISSE**

## **AVERTISSEMENT**

L'objectif d'une enquête de sécurité sur les accidents et incidents d'aviation civile est d'établir les faits, les conditions et les circonstances de l'accident ou de l'incident afin d'en déterminer les causes probables de telle façon que les mesures appropriées puissent être prises pour empêcher qu'un autre accident ou incident du même type et les facteurs qui l'ont provoqué ne se reproduisent.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, l'enquête de sécurité n'est pas conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents ou incidents.

# TABLE DES MATIERES

<b>AVERTISSEMENT</b> .....	<b>2</b>
<b>TABLE DES MATIERES</b> .....	<b>3</b>
<b>SYNOPSIS</b> .....	<b>7</b>
<b>DEROULEMENT DE L'ENQUETE</b> .....	<b>9</b>
<b>1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE</b> .....	<b>11</b>
<b>1.1 Déroulement du vol</b> .....	<b>11</b>
<b>1.2 Tués et blessés</b> .....	<b>14</b>
<b>1.3 Dommages à l'aéronef</b> .....	<b>14</b>
<b>1.4 Autres dommages</b> .....	<b>14</b>
<b>1.5 Renseignements sur le personnel</b> .....	<b>15</b>
1.5.1 Equipage de conduite .....	15
1.5.2 Equipage de cabine.....	17
<b>1.6 Renseignements sur l'aéronef</b> .....	<b>17</b>
1.6.1 Cellule .....	17
1.6.2 Moteurs.....	19
1.6.3 Suivi des opérations de Maintenance .....	19
1.6.4 Masse et centrage .....	20
1.6.5 Description des systèmes.....	21
1.6.6 Radar météorologique de bord .....	36
<b>1.7 Renseignements météorologiques</b> .....	<b>37</b>
1.7.1 Situation générale .....	37
1.7.2 Situation du jour de l'accident.....	38
1.7.3 Eléments portés à la connaissance de l'équipage .....	39
1.7.4 Conditions météorologiques dans la zone d'évolution de l'avion.....	39
1.7.5 Les différentes formes de givrage .....	40
1.7.6 Situation probablement rencontrée par l'avion .....	42
<b>1.8 Aides à la navigation</b> .....	<b>43</b>
<b>1.9 Télécommunications</b> .....	<b>43</b>
<b>1.10 Renseignements sur l'aérodrome</b> .....	<b>43</b>
1.10.1 Caractéristiques de l'aérodrome de Ouagadougou.....	43
1.10.2 Procédures de départs de l'aérodrome de Ouagadougou.....	44
<b>1.11 Enregistreurs de bord</b> .....	<b>44</b>
1.11.1 Opérations d'ouverture et de lecture des enregistreurs de vol.....	44
1.11.2 Exploitation des données du FDR .....	50
1.11.3 Exploitation des données du CVR.....	53

1.11.4 Réglementation relative à l'emport des CVR à bande magnétique .....	57
<b>1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....</b>	<b>58</b>
1.12.1 Description du lieu de l'accident.....	58
1.12.2 Répartition de l'épave .....	58
1.12.3 Commandes et gouvernes.....	63
1.12.4 Moteurs.....	64
1.12.5 Trains d'atterrissage .....	64
1.12.6 Balise de détresse .....	65
1.12.7 Synthèse .....	65
<b>1.13 Renseignements médicaux et pathologiques .....</b>	<b>66</b>
<b>1.14 Incendie .....</b>	<b>66</b>
<b>1.15 Questions relatives à la survie des occupants.....</b>	<b>66</b>
<b>1.16 Essais et recherches.....</b>	<b>66</b>
1.16.1 Questions relatives aux limitations de temps de vol de l'équipage de conduite .....	66
1.16.2 Mesure d'EPR erroné .....	68
1.16.3 Evolution des paramètres moteurs au cours de l'évènement.....	70
1.16.4 Second régime .....	74
1.16.5 Détermination de l'état d'activation des dispositifs d'antigivrage .....	75
1.16.6 Décrochage.....	77
1.16.7 Déconnexion des automatismes .....	84
1.16.8 Plafond opérationnel.....	85
1.16.9 Alarmes visuelles et sonores .....	85
1.16.10 Etude d'événements de diminution de vitesse, et d'approche du décrochage sur MD-80 ...	87
<b>1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion .....</b>	<b>91</b>
1.17.1. L'exploitant .....	91
1.17.2 Surveillance de l'exploitant par l'autorité .....	102
1.17.3 Organismes prestataires de services de navigation aérienne .....	103
1.17.4 Organismes en charge des Recherches et du sauvetage (SAR).....	105
<b>1.18 Renseignements complémentaires .....</b>	<b>111</b>
1.18.1 Témoignages .....	111
1.18.2 Certification de type et suivi de navigabilité.....	113
1.18.3 Accidents et recommandations antérieurs .....	115
<b>2. ANALYSE .....</b>	<b>118</b>
<b>2.1 Scénario .....</b>	<b>118</b>
<b>2.2 Les procédures d'activation des systèmes d'antigivrage .....</b>	<b>122</b>
<b>2.3 Approche et récupération du décrochage .....</b>	<b>123</b>
<b>2.4 SAR.....</b>	<b>125</b>
<b>2.5 Retour d'expérience .....</b>	<b>126</b>
<b>3. CONCLUSION .....</b>	<b>127</b>
<b>3.1 Faits établis par l'enquête.....</b>	<b>127</b>

<b>3.2 Causes</b> .....	<b>129</b>
<b>4. RECOMMANDATIONS</b> .....	<b>130</b>
<b>4.1 Recommandations émises lors d'enquêtes antérieures et pertinentes par rapport à l'analyse de l'accident du vol AH5017</b> .....	<b>130</b>
4.1.1 Accident du 16 août 2005 survenu au DC-9-82 (MD-82) exploité par West Caribbean Airways .....	130
4.1.2 Incident grave du 4 juin 2002 survenu au DC-9-82 (MD-82) exploité par Spirit Airlines ....	131
4.1.3 Accident du 1 juin 2009 survenu à l'Airbus A330-203 exploité par Air France .....	131
<b>4.2 Recommandations intermédiaires</b> .....	<b>131</b>
<b>4.3 Nouvelles recommandations de sécurité</b> .....	<b>132</b>
4.3.1 Moyens de protection contre le givrage .....	132
4.3.2 Décrochage en croisière sur les avions de type MD80 et entraînement associé .....	133
<b>4.3.3 CVR</b> .....	<b>134</b>
<b>4.3.4 SAR</b> .....	<b>134</b>
<b>LISTE DES ANNEXES</b> .....	<b>135</b>
<b>ANNEXE 1</b> .....	<b>136</b>
<b>PLANCHES DE PARAMETRES</b> .....	<b>136</b>
<b>ANNEXE 2</b> .....	<b>144</b>
<b>TRANSCRIPTION DES COMMUNICATIONS ATC ISSUES DES ORGANISMES DE CONTROLE DE OUAGADOUGOU</b> .....	<b>144</b>
<b>ANNEXE 3 TRANSCRIPTION DES COMMUNICATIONS ATC ISSUES DU CENTRE DE CONTROLE DE NIAMEY</b> .....	<b>152</b>
<b>ANNEXE 4 CARTE SATELLITE IR DE LA SITUATION METEOROLOGIQUE</b> .....	<b>155</b>
<b>ANNEXE 5 BILAN DES FORMATIONS ET CONTROLES SUIVIS PAR L'EQUIPAGE</b> ....	<b>156</b>
<b>ANNEXE 6 LIMITATIONS REGLEMENTAIRES</b> .....	<b>157</b>
<b>ANNEXE 7 CHRONOLOGIE DES EVENEMENTS AU CCR DE NIAMEY</b> .....	<b>158</b>
<b>ANNEXE 8 INFO FAA POUR EXPLOITANTS</b> .....	<b>161</b>
<b>ANNEXE 9 EASA SIB</b> .....	<b>163</b>
<b>ANNEXE 10 INFO BOEING</b> .....	<b>164</b>
<b>ANNEXE 11 FCOM</b> .....	<b>165</b>

## GLOSSAIRE

AAIB	Air Accident Investigation Board (Royaume Uni)
AOA	Angle of Attack (incidence)
AP	Auto Pilot (pilote automatique)
ATC	Air Traffic Control (centre de contrôle aérien)
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyse pour la sécurité de l'aviation civile (French Safety Investigation Agency)
CCR	Centre de Contrôle en Route
CRM	Crew Resource Management
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (Espagne)
CSMU	Crash Survivable Memory Unit
CTA	Certificat de Transport Aérien
CVR	Cockpit Voice Recorder
AESA	Agence Européene de Sécurité Aérienne
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile (French Civil Aviation Administration)
EGT	Exhaust Gas Temperature
DFGC	Digital Flight Guidance Computer
EPR	Engine Pressure Ratio
FAA	Federal Aviation Administration (USA)
FAR	Federal Aviation Regulation
FCOM	Flight Crew Operations Manual
FD	Flight Director (Directeur de vol)
FDR	Flight Data Recorder (Enregistreur de paramètres de vol)
OACI	Organisation Internationale de l'Aviation Civile
FGCP	Flight Guidance Control Panel
FL	Flight Level
FMA	Flight Mode Annunciator
LMC	Last Minute Change (Modification de dernière minute)
ITCZ	Inter-Tropical Convergence Zone (Zone de Convergence Inter-Tropical)
ND	Navigation Display
METAR	METEorological Aerodrome Report
MEL	Minimum Equipment List
MLW	Maximum Landing Weight (Masse maximale au décollage)
NM	Nautical Mile (mille nautique)
NASA	National Aviation and Space Administration
NTSB	National Transportation Safety Board (USA)
PHR	Plan Horizontal Réglable
PNC	Personnel Navigant de Cabine
PFD	Primary Flight Display
SAT	Static Air Temperature
STC	Supplemental Type Certificate
TAT	Total Air Temperature
TRP	Thrust Rating Panel

## SYNOPSIS

Aéronef	Avion MD-83 <sup>1</sup> Immatriculé EC-LTV
Date et heure	24 juillet 2014 à 1 h 47 <sup>2</sup>
Exploitant	Swiftair S.A.
Lieu	80 km au sud-est de Gossi, Mali
Nature du vol	Transport public de passagers Vol Air Algérie AH5017 Ouagadougou (Burkina Faso) - Alger (Algérie)
Personnes à bord	Commandant de bord ; copilote ; 4 PNC ; 110 passagers
Conséquences et dommages	116 personnes décédées, aéronef détruit

L'avion décolle de nuit de l'aéroport de Ouagadougou vers 1 h 15 à destination d'Alger. Lors de la montée, l'équipage fait plusieurs altérations de cap pour éviter une zone orageuse avant d'atteindre le niveau de croisière FL 310. Quelques minutes plus tard, la vitesse de l'avion, pilotée par l'auto-manette, décroît en raison de l'obstruction des capteurs de pression situés sur le cône de nez des moteurs, vraisemblablement par des cristaux de glace. Le pilote automatique augmente alors progressivement l'assiette de l'avion pour maintenir l'altitude et ce jusqu'au décrochage de l'avion. Le décrochage de l'avion n'est pas récupéré.

L'avion conserve jusqu'au sol une assiette à piquer et une inclinaison à gauche alors que, les gouvernes restent majoritairement braquées à cabrer et dans le sens d'une inclinaison à droite. L'avion heurte le sol avec une grande vitesse.

L'accident résulte de la combinaison des événements suivants :

- la non activation des systèmes d'antigivrage de l'avion par l'équipage ;
- l'obstruction des capteurs de pression Pt2, vraisemblablement par des cristaux de glace, engendrant des valeurs erronées d'EPR qui amènent l'auto-manette à limiter la poussée délivrée par les moteurs à un niveau inférieur à la poussée nécessaire pour maintenir le FL310 ;
- l'absence de réaction de la part de l'équipage à la diminution de vitesse et aux valeurs erronées d'EPR, possiblement liée à la charge de travail de l'équipage associée à l'évitement de la zone convective et aux difficultés de communication avec le contrôle aérien ;
- l'absence de réaction de la part de l'équipage à l'apparition du buffet, du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage ;
- l'absence d'actions adaptées de l'équipage sur les commandes de vol pour sortir d'une situation de décrochage.

---

<sup>1</sup> Bien que la désignation officielle soit McDonnell Douglas DC-9-83, par souci de simplification, la dénomination usuelle MD-83 sera utilisée.

<sup>2</sup> Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en Temps Universel Coordonné (UTC) qui est aussi l'heure légale au Mali le jour de l'accident.

La commission d'enquêtes du Mali et le BEA ont adressé le 10 juillet 2015 3 recommandations de sécurité à l'AESA et à la FAA qui portent sur l'information des équipages sur le risque de givrage des capteurs Pt2 et leurs conséquences.

Le rapport final contient dix recommandations de sécurité supplémentaires qui portent sur :

- L'étude d'un système d'antigivrage permanent des capteurs Pt2 sur MD80
- La modification des critères d'activation des systèmes d'antigivrage des moteurs sur MD80
- L'information et l'entraînement des équipages sur les particularités du décrochage en croisière du MD80
- La représentativité de l'approche du décrochage en altitude des simulateurs de vol de MD80
- L'étude d'une modification du pilote automatique des MD80 pour qu'il se déconnecte à l'approche du décrochage
- La procédure de vérification en maintenance des CVR des MD80
- La mise en place de plans de coordination des opérations « SAR » au Burkina-Faso, Mali et Niger

## DEROULEMENT DE L'ENQUETE

Le jeudi 24 juillet 2014, sans nouvelle du vol AH5017 depuis 1 h 44, le Centre de Contrôle en Route (CCR) de Niamey émet un message ALERFA à 3 h 30 puis un message DETRESFA à 4 h 38. Des moyens aériens de recherche repèrent l'épave de l'avion à 18 h 23 le 24 juillet 2014.

Aussitôt, des cellules de crise ont été mises en place en Algérie, au Burkina Faso, en Espagne, en France et au Mali. Les Hautes Autorités de plusieurs de ces Etats ont effectué le déplacement à Gao ou sur le site de l'accident avec l'assistance des forces françaises ou de la MINUSMA présentes dans la région. A ce titre, il faut noter :

- la visite de Son Excellence Ibrahim Boubacar KEITA, Président de la République du Mali ;
- la visite de Son Excellence Blaise COMPAORE, Président du Burkina Faso ;
- la visite conjointe du ministre algérien des Transports, du ministre malien de l'Équipement, des Transports et du Désenclavement et du ministre malien de l'Intérieur et de la Sécurité ;
- la visite du ministre burkinabé des Infrastructures, des Transports et du Désenclavement.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, une enquête de sécurité a été ouverte par le Mali, Etat d'occurrence, qui a constitué une commission d'enquête, à laquelle ont été associés :

- un représentant accrédité du NTSB (Etats-Unis), l'avion étant de conception, de construction et de motorisation américaine. Ceci permet de bénéficier de l'assistance de conseillers techniques de Boeing et de Pratt & Whitney ;
- un représentant accrédité du CIAIAC (Espagne), l'avion ayant une immatriculation espagnole et étant exploité par une société espagnole ;
- un représentant accrédité de l'Algérie ;
- un représentant accrédité du Burkina Faso ;
- un représentant accrédité du Liban ;
- un expert de l'AAIB (Royaume-Uni), au titre de l'article 5.27 de l'Annexe 13 ;
- un représentant accrédité du BEA (France) que le Président de la Commission a sollicité pour une assistance technique.

Le président de la Commission d'enquête malienne a dépêché quatre enquêteurs de première information sur le site de l'accident. De plus, des enquêteurs de l'Espagne et de la France, pris en charge par les autorités militaires françaises, ont rejoint le site de l'accident dès le 26 juillet au matin. Le contexte géopolitique n'a pas permis aux autres représentants accrédités de s'y rendre. La mission sur le site de l'accident a consisté à la récupération des deux enregistreurs de vol et à l'examen de l'épave ainsi que du site de l'accident.

Dans les jours qui ont suivi l'accident, les enregistreurs ont été transférés par les autorités maliennes au BEA pour être lus et exploités en France. Ce travail a été effectué en présence du représentant accrédité du NTSB et d'un enquêteur du CIAIAC.

A l'issue de ces travaux, une première réunion de la Commission s'est tenue en présence de représentants de l'Algérie, des Etats-Unis et du Burkina Faso. Le président de la Commission d'enquête malienne a constitué trois groupes de travail dans les domaines suivants : « *aéronef* », « *exploitation* » et « *systèmes* ». Des enquêteurs des différents pays ont participé activement aux travaux de ces groupes. Ceux-ci se sont réunis à plusieurs reprises dans les locaux du BEA. Le Président a décidé de la publication d'un rapport d'étape qui a été publié le 20 septembre 2014.

Les travaux se sont poursuivis et leurs premières conclusions ont été partagées en janvier 2015 avec l'Agence Européenne de la Sécurité Aérienne (AESA) et par son intermédiaire avec les autorités américaines (FAA). Elles ont fait l'objet d'un point d'information publié le 2 avril 2015. Elles ont servi à la publication d'un SIB (Safety Information Bulletin) émis par l'AESA et de 3 recommandations de sécurité émises conjointement par la commission d'enquête du Mali et par le BEA adressées à l'AESA et à la FAA. L'ensemble des travaux des groupes d'enquête a été consigné dans un projet de rapport final, adressé en consultation aux parties prenantes de l'enquête conformément aux dispositions de l'Annexe 13 et du règlement européen sur les enquêtes et la prévention des accidents et incidents aériens, entré en vigueur en octobre 2012.

La prise en compte des observations reçues a abouti à la rédaction, puis à la publication du rapport final de l'enquête le 22 avril 2016.

# 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

## 1.1 Déroutement du vol

*Note : les éléments suivants sont issus des données enregistrées dans le FDR, des radiocommunications et des témoignages. Il n'y a pas de données exploitables issues du CVR (voir 1.11.3).*

Le 24 juillet 2014, le MD-83 immatriculé EC-LTV est programmé pour effectuer le vol AH 5017 au départ de Ouagadougou et à destination d'Alger. Cent-dix passagers et six membres d'équipage sont à bord.

Le plan de vol déposé prévoit un départ via Niamey (NY), puis ROFER par la route UM608.

A 1 h 02 min 20, l'équipage obtient la mise en route pour un départ de la piste 22 en service.

A 1 h 10 min 14, l'équipage est autorisé à rouler pour la piste 22. Il indique qu'il souhaite le niveau de croisière FL 330 puis se ravise et demande le FL 310 dans un premier temps, en raison de sa masse trop élevée pour le FL 330.

A 1 h 13 min 05, le contrôleur autorise l'équipage à effectuer un départ via EPEPO, vers le FL 310, avec un virage à droite après le décollage. Le contrôleur avait préparé pour ce vol un départ par GAO via le point EPEPO, par lequel l'avion était passé lors de son arrivée sur Ouagadougou en provenance d'Alger.

A 1 h 15 min, l'équipage décolle puis vire à droite et prend un cap 023°. A une altitude d'environ 10 500 ft, le pilote automatique côté gauche est engagé<sup>3</sup>, l'auto-manette étant active depuis le décollage.

Neuf minutes après le décollage, l'équipage indique qu'il passe le FL 145 et qu'il estime le point EPEPO à 1 h 38, et Alger à 5 h 06.

A 1 h 28 min 09, passant le FL 215, l'avion est transféré au centre de contrôle en route de Ouagadougou auquel l'équipage indique qu'il vire à gauche au cap 356° du fait d'un évitement en cours.<sup>4</sup>La température totale est alors de 9° C<sup>5</sup>.

Au cours de la montée vers le FL 310, l'équipage réalise trois altérations de cap par la gauche (de 28°, de 4° puis de 8°), puis une altération à droite de 36° pour revenir au cap 019°, proche du cap initial. La température totale atteint 6°C à 1 h 31 min 11.

A 1 h 37 min 28, l'avion se met en palier au FL 310 à Mach 0.740. Le pilote automatique maintient alors l'altitude et le cap de l'avion, tandis que la vitesse est contrôlée par l'auto-manette. Au même moment, l'avion est transféré vers le centre de contrôle en route de Niamey.

Dans les deux minutes qui suivent cette mise en palier, la vitesse de l'avion augmente.

---

<sup>3</sup> Cela signifie que le commandant de bord est vraisemblablement pilote en fonction (PF).

<sup>4</sup> Le message exact du pilote est le suivant : « *we are turning left heading 356 to avoid* ».

<sup>5</sup> L'aéronef est équipé d'une sonde RAT (Ram Air Temperature) et la documentation du MD80 utilise cette terminologie. Cependant, tout au long du rapport, le terme température totale, plus communément utilisé, est préféré.

A partir de 1 h 38 min 34 et pendant 30 secondes environ, l'auto-manette est en mode MACH ATL<sup>6</sup>. L'EPR<sup>7</sup> des moteurs se stabilise autour de 1,92 et le Mach passe de 0.758 à 0.762. L'auto-manette revient ensuite en mode MACH et l'avion continue d'accélérer jusqu'à Mach 0.775.

A 1 h 39 min 36, la vitesse de l'avion commence à diminuer. A 1 h 40 min 10, l'auto-manette passe en mode MACH ATL et pendant trente secondes environ ce mode alterne avec le mode MACH. A 1 h 40 min 46, l'auto-manette repasse en mode MACH ATL alors que le Mach est de 0.752. Par la suite et jusqu'à 1 h 45, l'altitude reste stable, l'assiette et l'EPR augmentent progressivement tandis que le N1<sup>8</sup> des moteurs reste constant et que la vitesse continue de diminuer.

Entre 1 h 41 min 38 et 1 h 44 min 29, le centre de contrôle en route de Niamey et le vol AH5017 tentent de se contacter, mais n'y parviennent pas. Le vol RAM543K propose de faire le relais. L'équipage du vol AH5017 annonce, à 1 h 44 min 29, qu'il est au niveau de vol FL 310 en évitement. Le CCR de Niamey entend ce message radio et lui demande alors d'afficher le code transpondeur 3235. Il lui demande également de rappeler passant GAO et de transmettre son estimée pour le point MOKAT.

Aucune réponse ni autre message du vol AH5017 ne parvient au CCR de Niamey et le code transpondeur utilisé par le vol AH5017 ne change pas.

A 1 h 44, des fluctuations d'EPR et de N1 des deux moteurs apparaissent pendant 45 secondes environ.

Puis, pendant une vingtaine de secondes, l'EPR augmente puis diminue à deux reprises de 1,6 à 2,5 environ. Les N1 augmentent jusqu'à 91 % lors de la première oscillation et restent compris entre 83 et 87 % lors de la deuxième. Des oscillations en roulis comprises entre 4° à gauche et à droite apparaissent. L'auto-manette est déconnectée entre 1 h 45 min 02 et 1 h 45 min 06<sup>9</sup>. Cette déconnexion intervient entre la première et la deuxième variation d'EPR.

A 1 h 45 min 06, la vitesse conventionnelle est de 203 kt, le Mach est de 0.561, l'incidence vaut 9° et l'avion commence à descendre. L'assiette augmente jusqu'à atteindre 10° à 1 h 45 min 17, puis diminue légèrement tandis que le braquage des gouvernes de profondeur et la position du Plan Horizontal Réglable (PHR) évoluent à cabrer. L'EPR et le régime des moteurs commencent à diminuer vers des valeurs correspondant au régime ralenti. Les oscillations en roulis se poursuivent et la vitesse continue de diminuer.

A 1 h 45 min 35, le pilote automatique est déconnecté. L'altitude a diminué d'environ 1 150 ft par rapport au niveau de croisière, la vitesse conventionnelle est de 162 kt, le Mach est de 0.439, l'incidence vaut 25° et les deux moteurs sont à un régime proche du régime ralenti. L'assiette de l'avion commence à diminuer et l'inclinaison est en augmentation à gauche.

L'assiette et l'inclinaison de l'avion subissent ensuite des changements importants. Elles atteignent respectivement plus de 80° à piquer et 140° en roulis à gauche. L'avion conserve jusqu'au sol une assiette à piquer et une inclinaison à gauche. Les gouvernes restent majoritairement braquées à cabrer et dans le sens d'une inclinaison à droite. Une vingtaine de secondes avant l'impact, le braquage à cabrer des gouvernes diminue, puis le régime des moteurs augmente de nouveau pour atteindre des valeurs proches de la poussée maximale.

---

<sup>6</sup> MACH ATL : se reporter au paragraphe 1.6.5.4.3 pour la description du système.

<sup>7</sup> Rapport entre la pression totale à la sortie du moteur et la pression à l'entrée.

<sup>8</sup> Le paramètre appelé N1 désigne la vitesse de rotation de l'ensemble basse pression du moteur, exprimée en pourcentage d'une vitesse de référence.

<sup>9</sup> Les modes de l'auto-manette ne sont enregistrés que toutes les 4 secondes.

Les dernières valeurs sont enregistrées à 1 h 47 min 15 :

- Altitude pression : 1 601 ft (par rapport à l'isobare 1013 hPa)
- Vitesse conventionnelle : 384 kt
- Assiette : 58° à piquer
- Inclinaison : 10° à gauche
- Cap magnétique: 099°

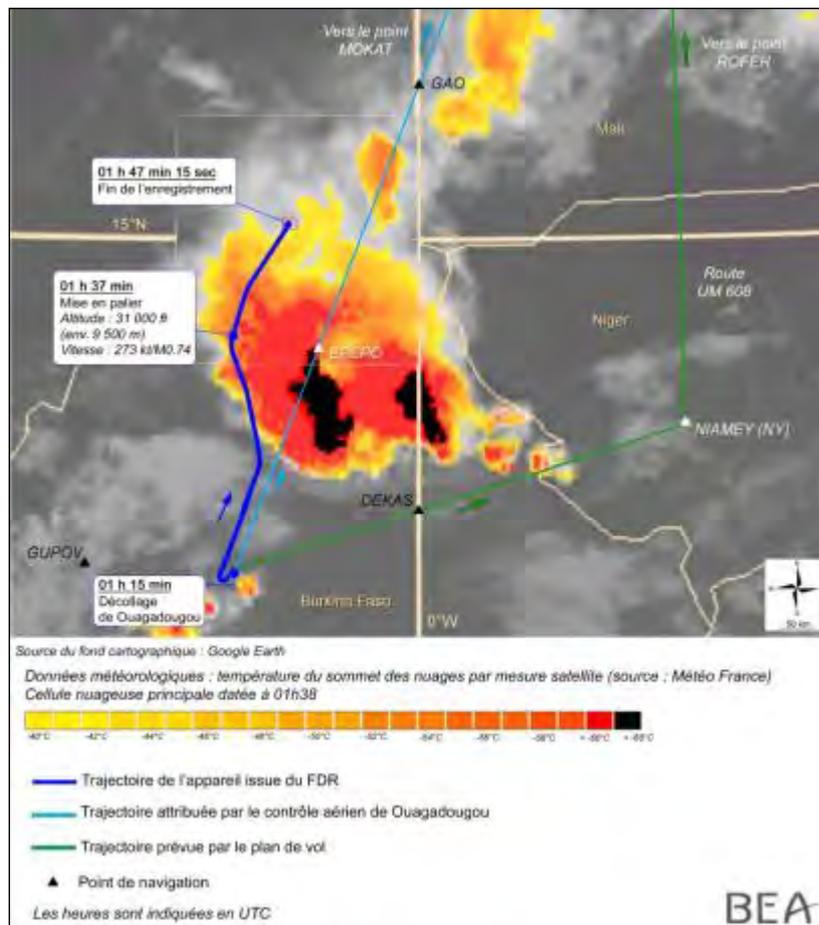


Figure 1 - trajectoire générale

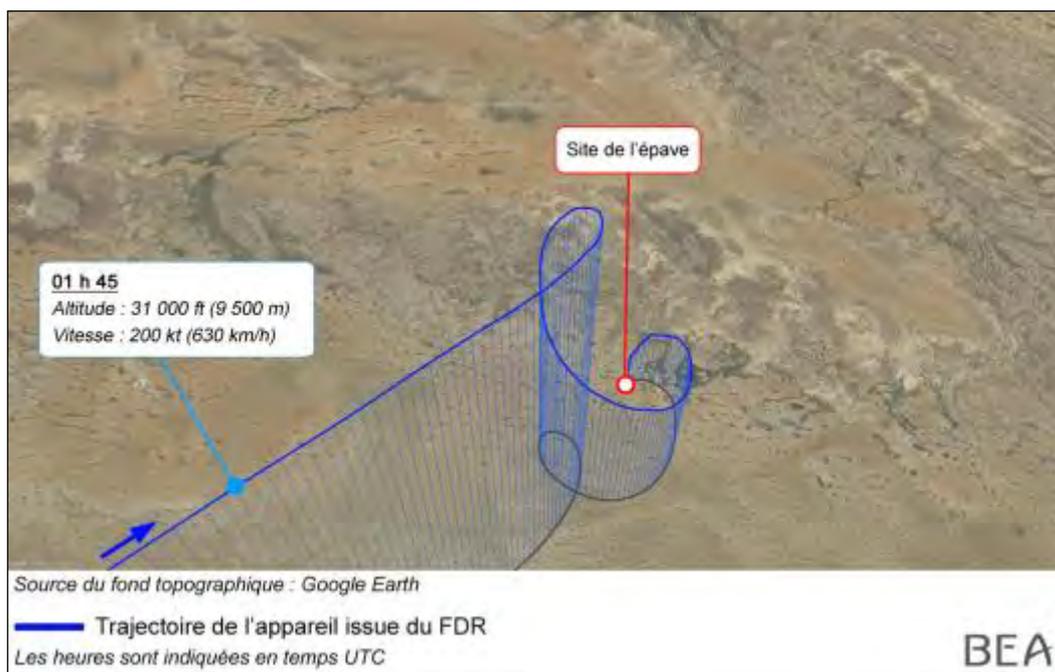


Figure 2 - trajectoire finale

## 1.2 Tués et blessés

	Blessures		
	Mortelles	Graves	Légères/Aucune
Membres d'équipage	6	-	-
Passagers	110	-	-
Autres personnes	-	-	-

## 1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion est détruit.

## 1.4 Autres dommages

Sans objet.

## **1.5 Renseignements sur le personnel**

### **1.5.1 Equipage de conduite**

#### **1.5.1.1 Commandant de bord**

Homme, 47 ans

- Licence ATPL (A) délivrée le 17 mars 2000 par l'autorité de l'aviation civile espagnole, valide jusqu'au 30 avril 2015 ;
- Licence CPL (A) délivrée le 15 décembre 1989 ;
- Licence PPL (A) délivrée le 24 novembre 1986 ;
- Qualification de type DC9/MD-80 valide jusqu'au 30 avril 2015 ;
- Qualification TRI (instructeur) pour type DC9/MD-80 valide jusqu'au 23 janvier 2015 ;
- Qualification TRE (examineur) pour type DC9/MD-80 valide jusqu'au 4 octobre 2015 ;
- Aptitude médicale de classe 1 valide jusqu'au 20 septembre 2014.

#### **Expérience**

- Totale : 12 988 heures de vol dont 8 689 en qualité de commandant de bord ;
- Sur type : 10 007 heures de vol dont 6 445 en qualité de commandant de bord.

#### **Historique de la carrière aéronautique**

- De 1989 à 1994 : pilote en aviation générale ;
- De 1994 à 1996 : OPL sur MD-80 chez Centennial (CNA) ;
- De 1997 à 2012 : OPL puis commandant de bord sur MD-80 chez Spanair ;
- Le 15 juin 2012 : rejoint Swiftair S.A. comme commandant de bord sur MD-80.

#### **Expérience de vol en Afrique**

- Le commandant de bord avait desservi entre 1997 et 2012, en tant que OPL puis commandant de bord chez Spanair, différents aéroports situés en Afrique, dont celui de Ouagadougou.
- Du 12 juillet 2012 au 1<sup>er</sup> octobre 2013, il avait effectué 456 heures de vol en Afrique pour l'ONU, en tant que commandant de bord sur MD80. Il était alors basé à Khartoum (Soudan).

- Depuis le 20 juin 2014, date du début des opérations avec Air Algérie, le commandant de bord a effectué 45 vols et 100 heures de vol comprenant notamment :
  - 30 vols au départ ou à destination d'aérodromes d'Afrique du Nord (Oran, Casablanca, Tlemcen, Bejaïa, Batna)
  - le 30 juin 2014 un vol Alger – Niamey
  - le 1<sup>er</sup> juillet 2014, le vol retour Niamey - Alger
  - le 21 juillet un vol Alger - Ouagadougou
  - le 22 juillet un vol Ouagadougou - Alger
  - le 23 juillet un vol Alger - Ouagadougou

### **1.5.1.2 Copilote**

Femme, 42 ans

- Licence ATPL (A) délivrée le 10 mai 2002 par l'autorité de l'aviation civile espagnole, valide jusqu'au 31 mai 2015 ;
- Licence CPL (A) délivrée le 16 juin 1993 ;
- Licence PPL (A) délivrée le 19 juin 1992 ;
- Qualification de type DC9/MD-80 valide jusqu'au 31 mai 2015 ;
- Qualification de type Airbus A320 valide jusqu'au 31 mars 2015 ;
- Aptitude médicale de classe 1 valide jusqu'au 16 juillet 2015.

#### Expérience

- Totale : 7 016 heures de vol incluant 6 180 heures en tant que copilote sur MD80.

Depuis le 20 juin 2014, date du début des opérations avec Air Algérie, l'OPL a effectué 43 vols et 93 heures de vol comprenant notamment :

- le 21 juillet un vol Alger – Ouagadougou ;
- le 22 juillet un vol Ouagadougou - Alger ;
- le 23 juillet un vol Alger – Ouagadougou.

#### Historique de la carrière aéronautique

- De 1995 à 1998 : agent d'opérations chez Spanair ;
- De 1998 à 2012 : OPL sur MD-80 chez Spanair ;
- Le 1er juin 2013 : rejoint Swiftair S.A. comme OPL sur MD80.

#### Expérience de vol en Afrique

- La copilote avait desservi, entre 1998 et 2012, en tant qu'OPL chez Spanair, différents aérodromes situés en Afrique, dont celui de Ouagadougou.
- Depuis le 20 juin 2014, date du début des opérations avec Air Algérie, la copilote a effectué les mêmes vols que le commandant de bord à l'exception du vol aller-retour Niamey, ce qui correspond à 43 vols et 93 heures de vol.

Le détail des entraînements et contrôles périodiques de l'équipage figure au *paragraphe 1.17.1.9*.

## 1.5.2 Equipage de cabine

Les licences, qualifications et aptitudes médicales des quatre membres de l'équipage de cabine étaient à jour.

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef

### Généralités

Le McDonnell Douglas MD-83 est une variante du MD-80, avion de ligne fabriqué par le constructeur aéronautique américain McDonnell Douglas. Le MD-80 est lui-même une version améliorée du McDonnell Douglas DC-9.

Le premier MD-80, certifié par la FAA en août 1980, est entré en service en octobre 1980. Cinq différents modèles ont été développés : le MD-81, MD-82, MD-83, MD-87 et MD88.

La société McDonnell Douglas a été rachetée par Boeing en 1997.

La famille des avions MD-80 a été produite à Long Beach par la division des avions commerciaux de Boeing jusqu'en décembre 1999.

### 1.6.1 Cellule

#### 1.6.1.1 Caractéristiques (données transmises par Swiftair S.A.)

Constructeur	McDonnell Douglas (Boeing)
Modèle	MD-83
Numéro de série	53190
Année de construction	1996
Immatriculation	EC-LTV
Certificat d'immatriculation (validité)	25/10/2015
Certificat d'examen de navigabilité (validité)	27/12/2014
Propriétaire	Balcargo S.L
Opérateur	Swiftair S.A.
Fréteur	Avico
Affréteur	Air Algérie
Configuration Maximale Approuvée en Siège Passagers (CMASP)	172
Configuration en siège passagers	165 en une seule classe
Masse à vide en ordre d'exploitation (OEW)	83 917 lb (38,064 kg)
Masse maximale sans carburant (MZFW)	122 000 lb (55 338 kg)

Masse maximale à l'atterrissage (MLW)	139 500 lb (63 276 kg)
Masse maximale au décollage (MTOW)	160 000 lb (72 574 kg)
Temps de vol total de l'aéronef <sup>10</sup>	38362 h 55 min
Cycles de vol totaux de l'aéronef	32 390
Dernière inspection de maintenance	19/06/2014 (Check 1A)
Dernier service de maintenance	23/07/2014
Dernière pesée	07/10/2012

### 1.6.1.2 Historique

Date	Remarque	Immatriculation	Opérateur	Propriétaire
23/08/1996	Livraison à Heliopolis Airlines	SU-ZCA	Héliopolis	AWAL <sup>11</sup>
06/12/1997	Supprimé du registre égyptien			
09/12/1997	Immatriculé au registre US	N190AN	AWAS <sup>12</sup>	Wilmington Trust Company
10/02/1998	Supprimé du registre US			
13/02/1998	Immatriculé au registre colombien	HK-4137X	Avianca	
11/08/2000	Supprimé du registre colombien			
17/08/2000	Immatriculé au registre US	N190AN	AWAS	
21/12/2006	Vente à AWAS			
16/01/2007	Supprimé du registre US			
19/01/2007	Immatriculé au registre argentin	LV-BHN	Austral	AWAS
02/2007	Supprimé du registre argentin			
30/03/2012	Immatriculé au registre US	N190AN	AWAS	
10/2012	Supprimé du registre US			
24/10/2012	Immatriculé au registre espagnol	EC-LTV	Swiftair S.A.	Balcargo, SL

<sup>10</sup> Avant le vol de l'accident.

<sup>11</sup> Ansett Worldwide Aviation Limited

<sup>12</sup> Ansett Worldwide Aviation Service

## 1.6.2 Moteurs

L'avion était équipé de deux moteurs du constructeur Pratt & Whitney de type JT8D-219. Il s'agit de moteurs double corps, à taux de dilution moyen. Le premier moteur de la série JT8D-200 a été certifié le 22 juin 1979. Le JT8D-219 a été certifié le 22 février 1985.

	Moteur n°1	Moteur n°2
Constructeur	Pratt & Whitney	
Modèle	JT8D-219	
Numéro de série	708184	728104
Temps total	44 779 h 04 min	26 161 h 55 min
Cycles totaux	27 728	22 012
Temps depuis la dernière visite	183 h 55 min	3 956 h 55 min
Cycles depuis la dernière visite	100	2 043
Dernière révision	20/03/2013	07/05/2010

## 1.6.3 Suivi des opérations de Maintenance

### 1.6.3.1 Généralités

Des visites journalières et hebdomadaires sont effectuées. Elles permettent d'assurer des tâches de maintenance préventive et de corriger les problèmes rapportés après le vol par les équipages.

Des visites de type A consistent en des opérations courantes d'entretien. Sur MD-83, elles sont de 3 types :

- la visite 1A effectuée toutes les 450 heures de vol ;
- la visite 2A effectuée toutes les 900 heures de vol ;
- la visite 4A effectuée toutes les 1 800 heures de vol.

### 1.6.3.2 Dernières opérations d'entretien

Les trois dernières visites de type A ont été effectuées :

- le 20/06/2014 pour les visites de types 1A et 2A par Swiftair ;
- le 06/01/2014 pour la visite de type 4A par MyTechnic<sup>13</sup>.

MyTechnic a effectué, concomitamment avec la visite de type 4A, le 06/01/2014, des éléments de visites de types 1C (3 600 heures de vol ou 18 mois), 3C (10 800 heures de vol ou 54 mois) et 30M (30 mois).

---

<sup>13</sup> Organisme de maintenance agréé Part 145, situé à Istanbul, Turquie.

Ces visites ont été effectuées conformément au programme d'entretien de l'exploitant, élaboré à partir des recommandations du constructeur (programme d'entretien) et approuvé par les autorités espagnoles.

Les dernières opérations de maintenance concernant la chaîne d'élaboration de l'EPR sont les suivantes :

- Le 21 juillet 2013, des pannes intermittentes de l'auto-manette conduisent au remplacement du transmetteur de l'EPR du moteur n°2.
- Le 19 octobre 2013, l'indication d'EPR du moteur n°1 est défaillante (pas d'affichage des valeurs) et l'afficheur est remplacé.
- Le 2 mars 2014, la servocommande de l'auto-manette est remplacée. Au cours de la procédure de remise en service, le message de panne « *EPR LH* » apparaît. Le transmetteur EPR côté gauche est donc également remplacé.

Par ailleurs, le 27 juin 2014, un pompage moteur entraîne un arrêt du décollage à environ 80 kt. Le moteur n°1 est remplacé.

L'examen par l'équipe d'enquête des documents de maintenance, du programme d'entretien et du dossier de navigabilité de l'avion n'a pas fait apparaître d'élément susceptible d'avoir contribué à l'accident.

### **1.6.3.3 Etat de l'avion avant le départ**

D'après les comptes rendus de vol destinés à la maintenance portés à la connaissance des enquêteurs, l'ensemble des équipements compris dans la liste d'équipements opérationnels minimums (MEL) étaient en état de fonctionnement au moment du départ de Ouagadougou.

### **1.6.4 Masse et centrage**

Lors de la préparation du vol, la masse calculée par l'équipage était de 151 697 lb (68 808 kg). Cette masse se répartissait comme suit :

- une masse à vide en ordre d'exploitation de 86 924 lb (39 428 kg) ;
- une masse des passagers (99 adultes et 12 enfants) de 19 239 lb (8 726 kg) ;
- une masse en soute (bagages<sup>14</sup>) de 6034 lb (2 736 kg) ;
- une masse de carburant de 39 500 lb (17 916 kg).

La masse de carburant estimée pour le roulage était de 500 lb. La masse estimée au décollage était alors de 151 197 lb (68 581 kg). La masse régulée au décollage (RTOW) dans les conditions du jour de l'accident calculée en fonction de la piste en service, de l'altitude de l'aérodrome, de la température, du vent et de l'angle de braquage des volets était de 152 557 lb (69 197 kg).

La masse maximale autorisée au décollage (MTOW) est de 160 000 lb (72 574 kg).

Un changement de dernière minute (LMC) a entraîné une correction de l'état de charge définitif pour tenir compte de l'absence d'un passager. L'avion a donc décollé avec 110 personnes à bord.

---

<sup>14</sup> La fiche de chargement (loadsheet) n'indique aucun fret embarqué sur le vol

La masse et le centrage au décollage déterminés par l'équipage de l'avion étaient dans les limites définies par le constructeur. Ces calculs ont été vérifiés par l'équipe d'enquête.

Par ailleurs les calculs de performance de l'avion réalisés par le constructeur pour les besoins de l'enquête sur la base notamment de la fiche de chargement confirment que le centrage de l'avion est resté dans les limites opérationnelles au cours du vol.

## 1.6.5 Description des systèmes

### 1.6.5.1 Généralités sur le contrôle de la poussée

La poussée d'un turboréacteur peut être mesurée à partir du rapport entre la pression totale de l'air à la sortie du réacteur ( $P_{t7}$ ) et la pression totale à l'entrée ( $P_{t2}$ ). Ces pressions sont mesurées à l'aide de capteurs placés respectivement à la sortie et à l'entrée du moteur. Le rapport de ces deux pressions, sortie sur entrée, est dénommé EPR (Engine Pressure Ratio).



Figure 3 - cône de nez

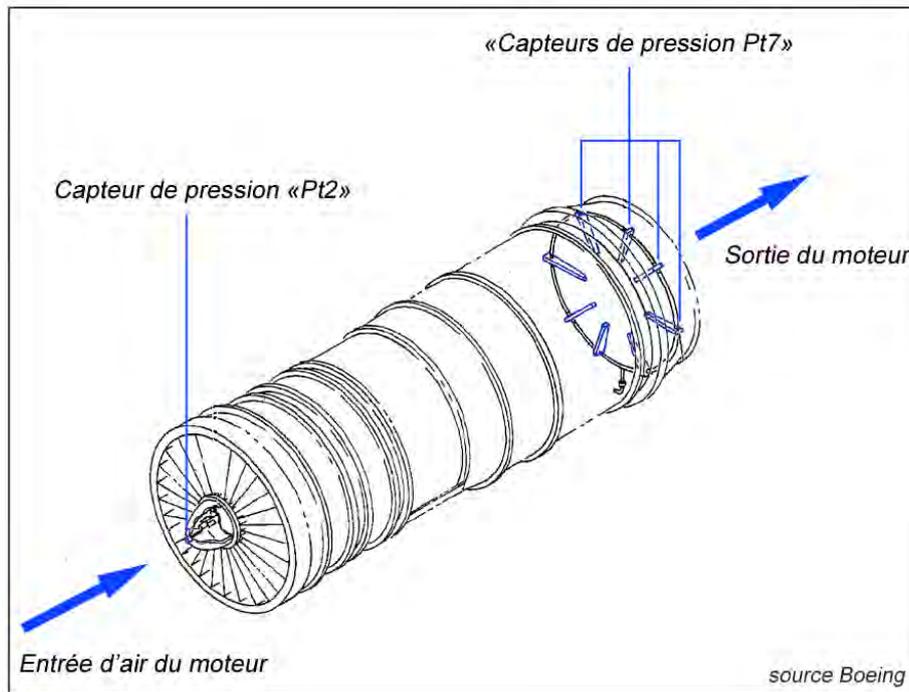


Figure 4 - emplacement des capteurs de pression

Sur le MD-83 équipé de moteurs PW JT8D, l'EPR est le paramètre primaire pour contrôler et commander la poussée des réacteurs. La poussée peut être commandée manuellement par l'équipage en agissant sur les manettes de poussée jusqu'à obtenir l'affichage de la valeur désirée d'EPR, ou par l'auto-manette qui agira automatiquement sur les manettes de poussée pour atteindre la valeur de consigne d'EPR calculée par les automatismes. L'auto-manette est dotée d'une seule servocommande pour contrôler la position des deux manettes de poussée, elle agit donc de manière identique sur les deux manettes.

La poussée peut aussi être reliée à la vitesse de rotation de l'ensemble basse pression. Ce paramètre est dénommé N1, il est exprimé en pourcentage du régime de référence de rotation du moteur. Les valeurs d'EPR et de N1 des deux moteurs sont affichées en cockpit sur les instruments de contrôle des moteurs, et il y a, en fonctionnement normal, une correspondance directe entre les variations d'EPR et de N1 lorsque la poussée commandée varie.

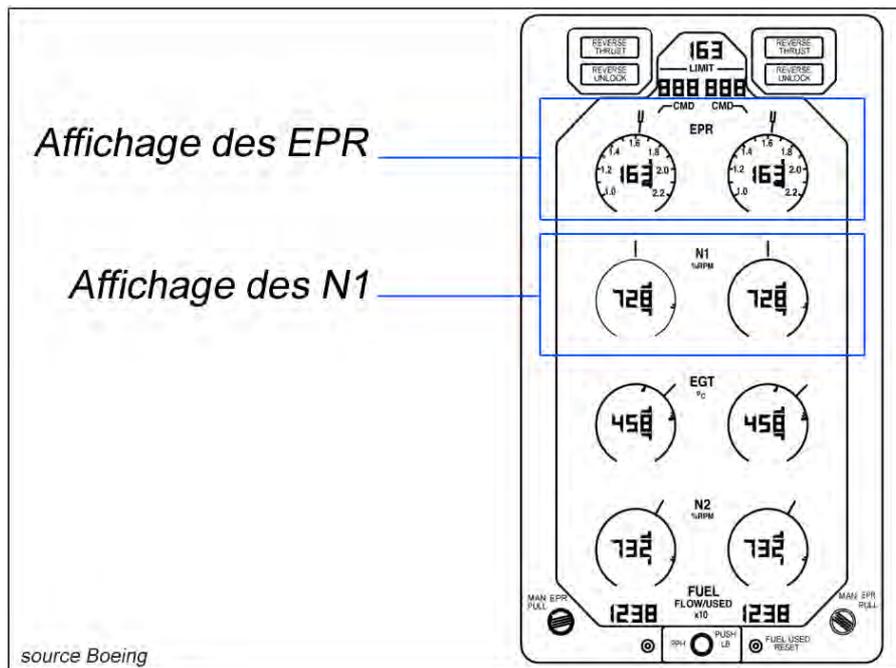


Figure 5 - instruments moteur

### 1.6.5.2 Description de la chaîne de mesure de l'EPR

Pour chaque moteur, un convertisseur (EPR transmitter) calcule la valeur de l'EPR à partir des mesures de pression totale  $P_{t7}$  et  $P_{t2}$ . Cette valeur est ensuite transmise :

- aux deux Digital Flight Guidance Computer (DFGC) qui réalisent les fonctions de guidage et de pilotage automatique ;
- au panneau d'instruments moteur pour affichage en cockpit ;
- au Flight Data Acquisition Unit (FDAU) qui la formate et l'envoie au FDR pour enregistrement.

L'alimentation électrique de la chaîne de mesure de l'EPR 1 et celle de l'EPR2 sont dissociées.

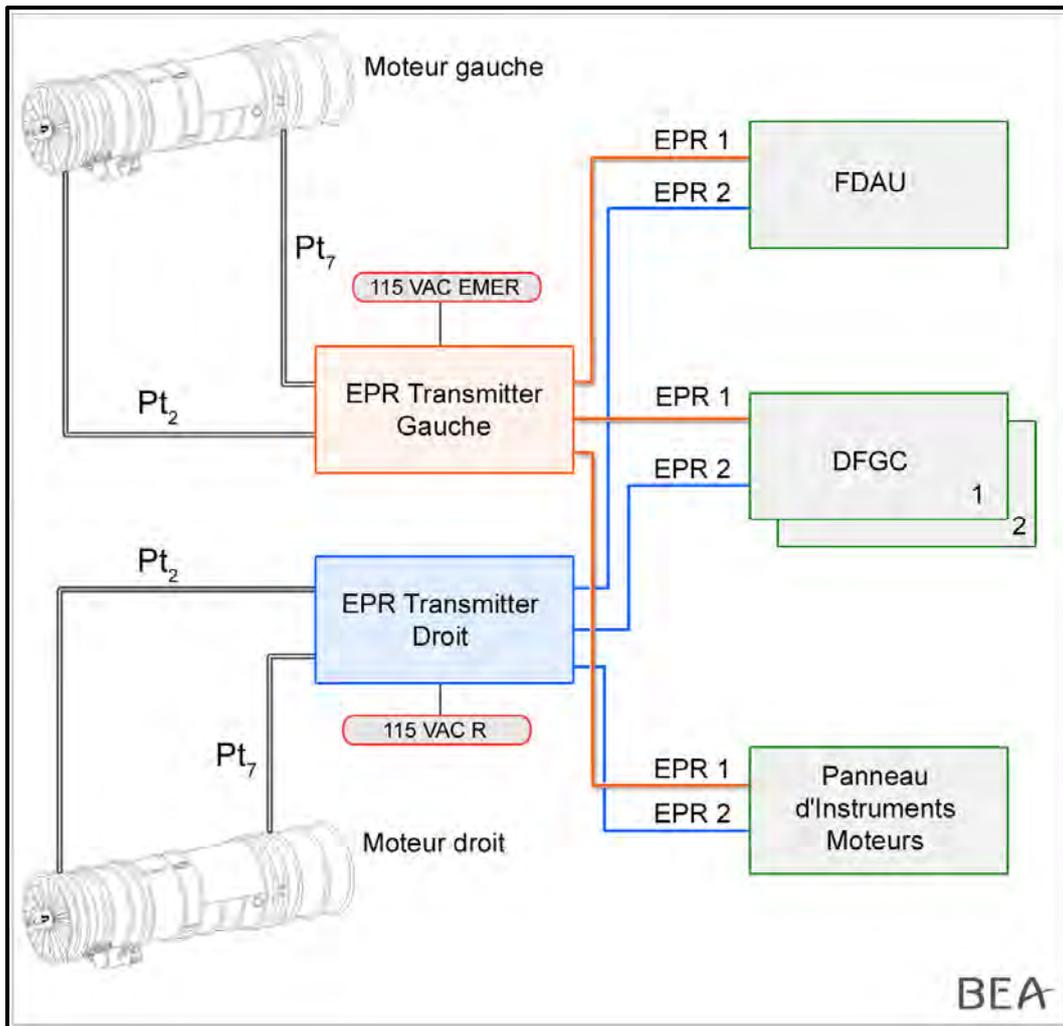


Figure 6 - schéma de la chaîne de mesure EPR

Une obstruction de la sonde  $Pt_2$  aura pour conséquence une diminution de la valeur de la pression mesurée donc une augmentation de la valeur d'EPR. Dans ce cas, les systèmes de l'avion utilisent une valeur d'EPR mesurée supérieure à la valeur réelle de ce paramètre.

### 1.6.5.3 Systèmes de protection contre le givrage

#### 1.6.5.3.1 Généralités

La protection contre le givrage du MD83 comprend les fonctions suivantes :

- l'antigivrage des aubes de guidage à l'avant du moteur, du cône de nez, y compris le capteur de pression  $Pt_2$ , et de la partie avant de l'entrée d'air de chaque moteur est assuré par de l'air chaud prélevé sur le compresseur ;
- l'antigivrage des becs de bord d'attaque, des panneaux stabilisateurs situés sur l'avant du fuselage (*strakes*) et de la prise d'air extérieur pour l'air conditionné est assuré par de l'air chaud prélevé sur le compresseur ;
- le dégivrage du bord d'attaque du plan horizontal réglable est assuré par de l'air chaud prélevé sur le compresseur ;
- l'antigivrage des sondes pitot, des sondes d'incidence, des prises de pression statique et des sondes de température est assuré électriquement ;
- l'antigivrage et antibuée des pare-brise est assuré électriquement.

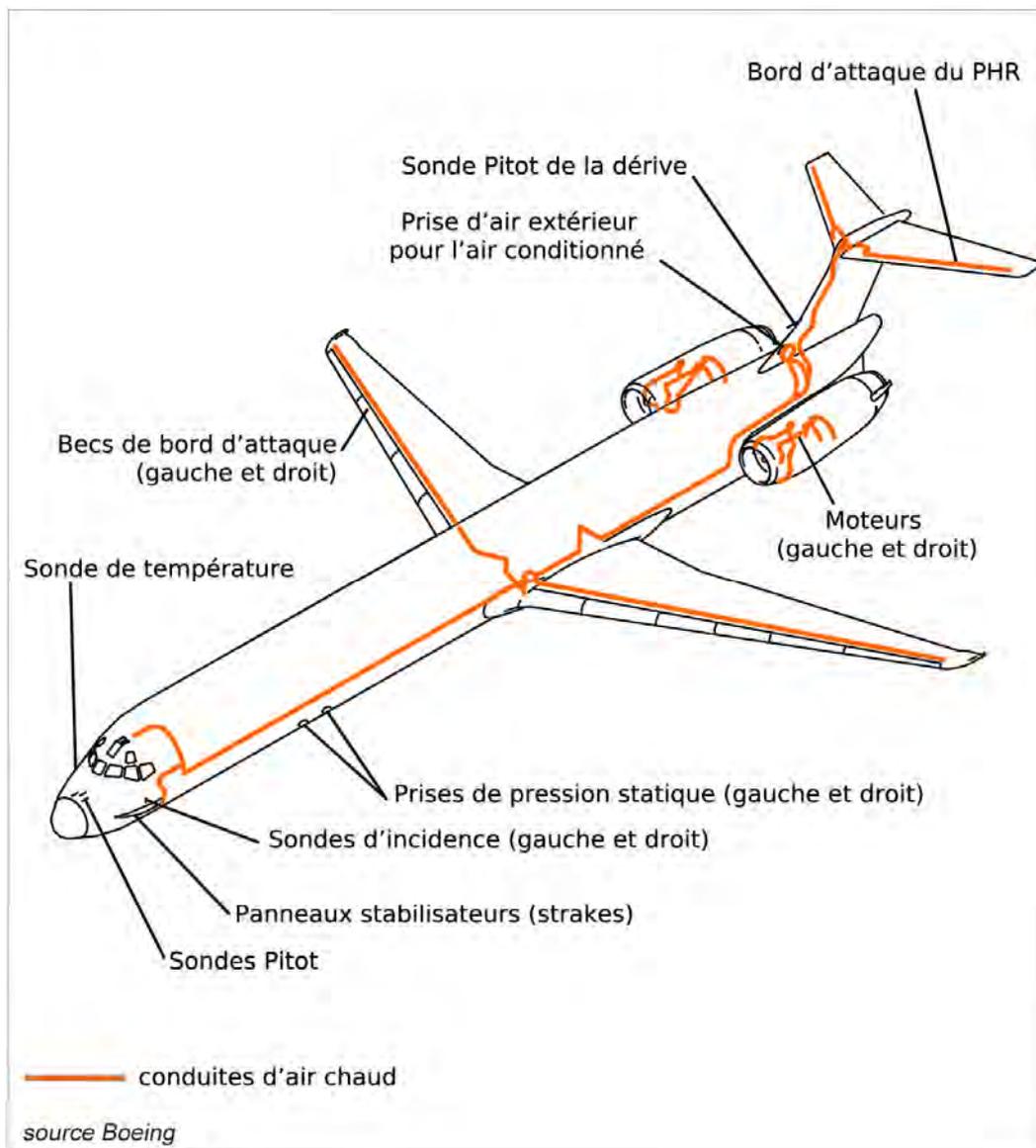


Figure 7 - vue d'ensemble des systèmes de protection contre le givrage

*Note : un système antigivrage agit de manière préventive pour empêcher l'accumulation de glace. Un système de dégivrage agit de manière curative en supprimant l'accumulation de glace.*

L'antigivrage de chaque moteur peut être activé par l'équipage à l'aide de la commande correspondante, « *ENG L* » ou « *ENG R* », située sur le panneau supérieur. L'antigivrage de la cellule et du plan horizontal est activé à l'aide de la commande « *AIRFOIL* ». La protection des pare-brise est assurée par les commandes « *ANTI-FOG* » et « *ANTI-ICE* ». Le contacteur « *METER SEL & HEAT* » permet la gestion du chauffage des diverses sondes.

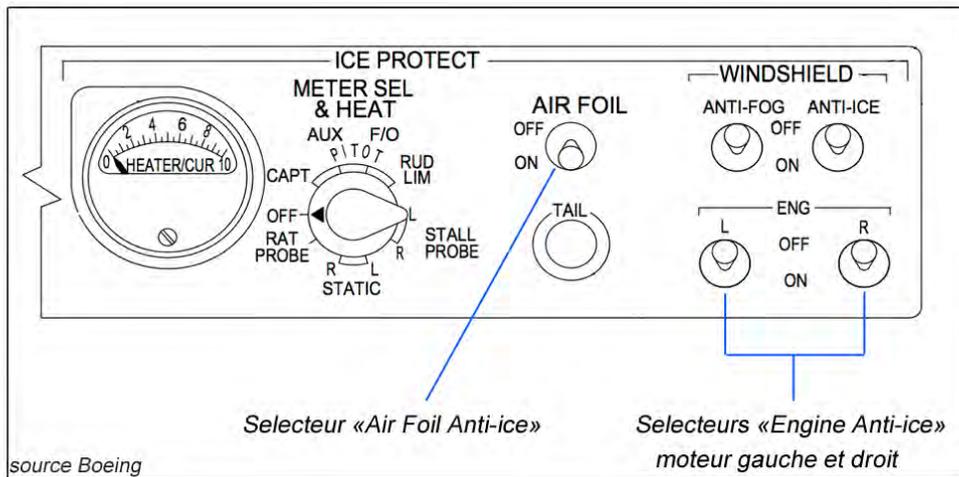


Figure 8 - panneau d'activation des protections contre le givrage

### 1.6.5.3.2 Antigivrage de la sonde $P_{t2}$

Le capteur de pression  $P_{t2}$ , situé sur le cône de nez du moteur est réchauffé par de l'air chaud prélevé sur le moteur. Cet air est acheminé jusqu'au cône de nez et circule autour du capteur de pression. Lorsque la commande « *ENG L* » ou « *ENG R* » est sur la position ON, les valves d'antigivrage du moteur correspondant s'ouvrent et le réchauffage entre en fonctionnement.

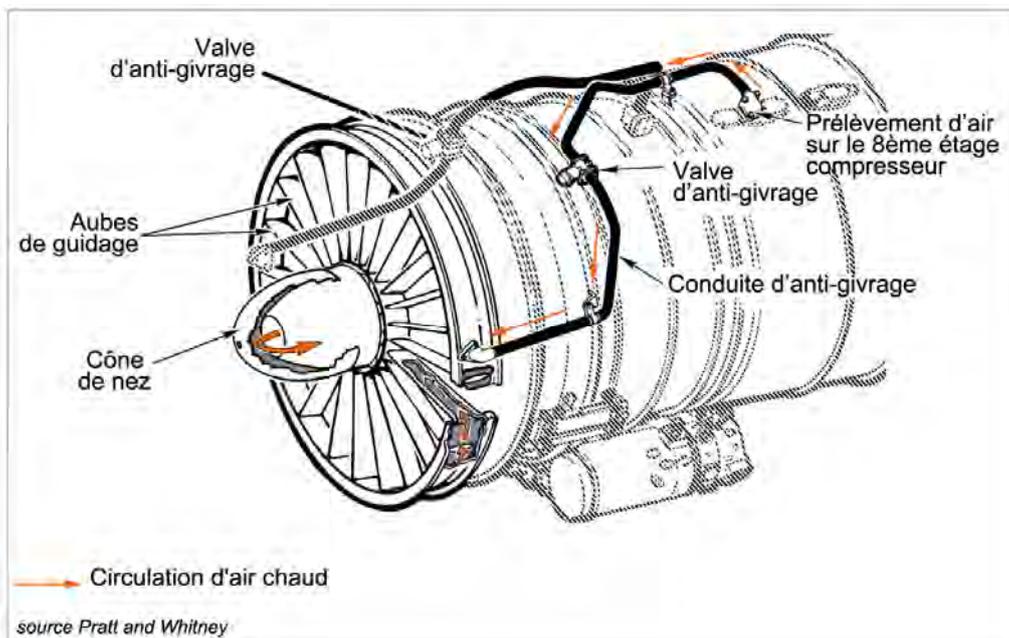


Figure 9 - schéma général du système de réchauffage du cône de nez

## 1.6.5.4 Description des automatismes

### 1.6.5.4.1 Généralités

Le MD-83 est équipé de deux Digital Flight Guidance Computer (DFGC) qui élaborent les données nécessaires notamment aux fonctions suivantes :

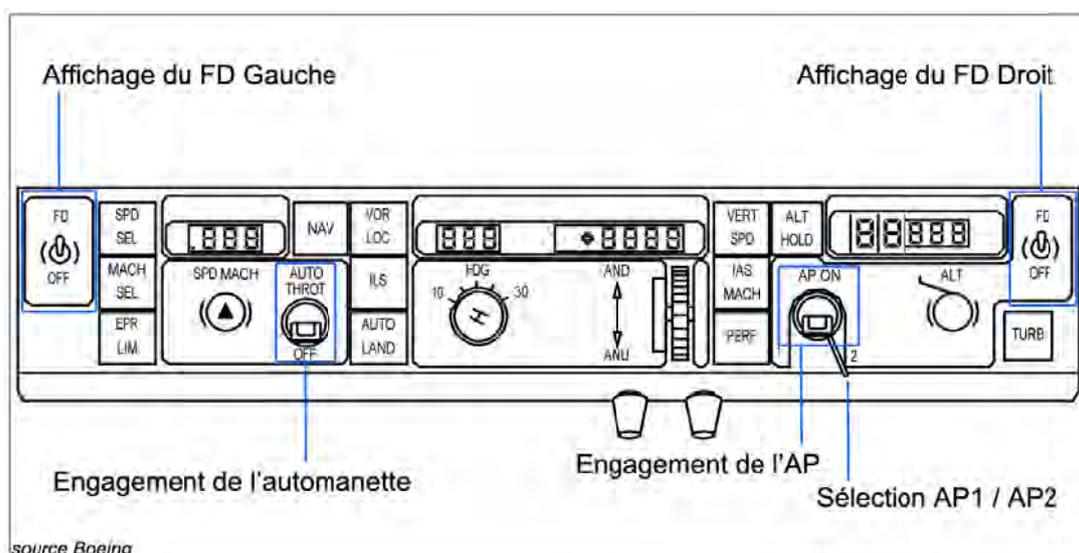
- directeurs de vol (FD) ;
- pilotage automatique (AP) ;
- auto-manette ;
- calibrage de la poussée.

En fonctionnement normal, le DFGC1 élabore les ordres du Flight Director (FD) affichés sur le Primary Flight Display (PFD) gauche et le DFGC2 les ordres affichés sur le PFD droit. Pour que les ordres FD soient affichés sur un PFD, il faut que la commande « FD » correspondante, située sur le Flight Guidance Control Panel (FGCP), soit sur la position « FD ». Les modes actifs sont ensuite affichés sur le Flight Mode Annunciator (FMA) correspondant.

Lorsque le pilote automatique est engagé, l'équipage peut sélectionner AP1 (côté gauche) ou AP2 (côté droit) à l'aide d'une commande sur le FGCP.



Figure 10 - FGCP de MD-83



source Boeing

Figure 11 - FGCP (Source : FCOM de Swiftair S.A.)



Figure 12 - FMA

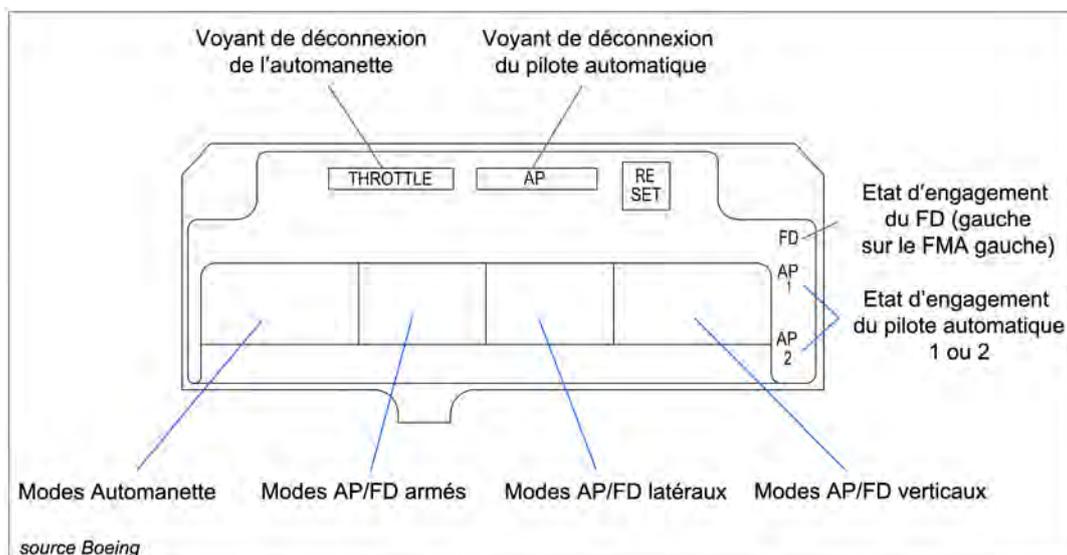


Figure 13 - FMA (Source : FCOM de Swiftair S.A.)

#### 1.6.5.4.2 Pilote automatique

Le pilote automatique est engagé en positionnant la commande « AP ON » située sur le FGCP, sur la position AP ON. Cette commande reste en position AP ON tant que les conditions d'engagement du pilote automatique sont réunies. Le pilote automatique peut être désengagé manuellement, ou automatiquement en cas de dysfonctionnement. Pour désengager manuellement le pilote automatique, il suffit de :

- déplacer l'interrupteur « AP ON » de la position AP ON, ou
- déplacer l'interrupteur « AP 1-2 » vers la position opposée, ou
- appuyer sur l'un des interrupteurs « AUTOPILOT REL » situés sur les manches pilotes, ou
- agir sur la commande principale de compensation horizontale, ou
- appuyer sur l'un des boutons TO/GA situés sur les manettes de poussée si les volets et les becs ne sont pas en configuration d'atterrissage, ou
- agir sur les commandes de vol en exerçant un effort compris entre 175 et 225 Newton en roulis et approximativement 97 Newton en tangage.

Le pilote automatique peut également se désengager automatiquement dans l'un des cas suivants :

- perte d'alimentation électrique d'une durée supérieure à 200 ms ;
- défaut ou panne d'un système détecté par le DFGC ;
- panne interne du DFGC.

En cas de désengagement manuel ou automatique, la commande d'engagement du pilote automatique reprend automatiquement la position de repos et le voyant rouge « *AP Warning* » s'allume sur les FMA gauche et droite. Excepté dans le mode d'atterrissage automatique, aucune alarme sonore n'est émise. Un appui sur l'un des boutons « *AUTOPILOT REL* » permet d'éteindre le voyant.

Le tableau ci-dessous rassemble les principaux modes utilisés par l'équipage.

<b>Mode latéral</b>	<b>HDG SEL</b>	Mode de maintien du cap sélectionné sur le FGCP. Le bouton de sélection de cap doit être tiré pour que ce mode s'engage. La consigne est maintenue en agissant sur l'axe de roulis.
<b>Modes longitudinaux</b>	<b>VERT SPD</b>	Mode de maintien de la vitesse verticale affichée sur le FGCP. La consigne est maintenue en agissant sur l'axe de tangage.
	<b>ALT HLD</b>	Mode maintien d'altitude. L'AP maintient l'altitude à laquelle ce mode a été engagé. Si le bouton de sélection d'altitude sur le FGCP est tiré, l'AP est armé en mode ALT pour capturer et maintenir l'altitude affichée. La consigne est maintenue en agissant sur l'axe tangage.
	<b>IAS/MACH</b>	Mode de maintien de vitesse ou de MACH. L'AP maintient la vitesse ou le MACH courant lors de l'engagement. La consigne est maintenue en agissant sur l'axe de tangage. Dans ce cas l'auto-manette est en mode EPR LIM (voir 1.6.5.4.3) et maintient une poussée.

En croisière, si la vitesse de l'avion devient inférieure de 13.5 % à une vitesse de référence appelée « *Alpha Speed*<sup>15</sup> », l'affichage aux FMA du mode longitudinal alterne entre le mode actif et l'indication « *SPD LOW* » afin d'alerter l'équipage de la situation de faible vitesse. Cette indication est inhibée si l'auto-manette est engagée dans un mode autre que le mode CLMP (mode CLAMP, qui se traduit par une position constante des manettes de poussée dans certaines phases de vol, l'équipage pouvant toujours les déplacer manuellement). Pour cette raison l'indication « *SPD LOW* » était inhibée lors de l'évènement jusqu'au désengagement de l'auto-manette (cf. 1.16.9)

#### **1.6.5.4.3 Auto-manette**

L'auto-manette est engagée en positionnant la commande « *AUTO THROT* » située sur le FGCP, sur la position AUTO THROT. Cette commande reste ainsi en position tant que les conditions d'engagement de l'auto-manette sont réunies.

<sup>15</sup> La vitesse Alpha speed est calculée par les DFGC de manière à maintenir une marge par rapport à la vitesse de décrochage de l'avion dans la configuration courante.

L'auto-manette peut être désengagée manuellement, ou automatiquement en cas de dysfonctionnement. Pour désengager manuellement l'auto-manette, il suffit de :

- déplacer l'interrupteur « *AUTO THROT* » de la position AUTO THROT, ou
- déplacer l'interrupteur « *AP 1-2* » vers la position opposée, ou
- appuyer sur l'un des boutons de déconnexion d'auto-manette situés sur les manettes de poussée, ou
- engager le mode TURB (turbulence) par appui le bouton « *TURB* » du FGCP, ou
- avion au sol, appliquer les inverseurs de poussée.

L'auto-manette peut également se désengager automatiquement dans l'un des cas suivants :

- perte d'alimentation du DFGC de plus de 200 ms, ou
- défaut détecté par le DFGC, ou
- panne interne du DFGC, ou
- en mode EPR LIM, dépassement de la VMO/MMO ou de la vitesse limite des volets et des becs si ceux-ci sont sortis.

En cas de désengagement manuel ou automatique la commande AUTO THROT reprend automatiquement la position OFF et le voyant rouge THROTTLE s'allume sur les FMA gauche et droite. Un appui sur les boutons de déconnexion de l'auto-manette situés sur les manettes de poussée, ou bien le réengagement de l'auto-manette permet d'éteindre le voyant.

Trois modes principaux peuvent être sélectionnés par l'équipage sur le FGCP : SPD SEL, MACH SEL et EPR LIM. Des modes dits « *secondaires* » s'activent automatiquement, parmi lesquels le mode MACH ATL.

Ces modes sont décrits succinctement ci-dessous :

SPD SEL et MACH SEL	<p>Les modes SPD SEL et MACH SEL peuvent être engagés par appui sur le <i>bouton</i> « <i>SPD SEL</i> » ou « <i>MACH SEL</i> » dans toutes les phases de vol excepté le décollage. Lorsque l'auto-manette est dans l'un de ces modes, elle maintient la vitesse ou le Mach sélectionné par l'équipage et qui apparaît dans la fenêtre SPD MACH du FGCP, sauf si la valeur sélectionnée est inférieure à la vitesse <i>Alpha Speed</i><sup>16</sup>. Dans ce cas, l'auto-manette maintient cette vitesse et le FMA indique ALFA SPD.</p> <p>Lorsque l'altitude sélectionnée est capturée, l'auto-manette passe automatiquement du mode EPR LIM au mode SPD SEL ou MACH SEL, sauf si la poussée TO FLX ou GA est sélectionnée au TRP. L'auto-manette maintient alors la cible de vitesse ou de Mach affichée dans la fenêtre SPD MACH du FGCP.</p>
EPR LIM	<p>Ce mode est engagé par appui sur le bouton « <i>EPR LIM</i> » du FGCP ou bien lors du décollage ou d'une remise de gaz. Dans ce cas, l'auto-manette maintient une poussée correspondant à la valeur d'EPR Limit issue du régime d'EPR choisi par l'équipage au Thrust Rating Panel (TRP).</p>
MACH ATL	<p>Ce mode s'engage automatiquement lorsque l'auto-manette est engagée en mode MACH et que la poussée nécessaire pour atteindre la cible de Mach affichée au FGCP est supérieure à la poussée correspondant à la valeur d'EPR Limit affichée sur le panneau central. La poussée commandée est alors celle correspondant à l'EPR limit. Dès que cette condition cesse, l'auto-manette revient dans le mode qui précédait l'activation du mode MACH ATL.</p>

<sup>16</sup> La vitesse Alpha speed est calculée par les DFGC de manière à maintenir une marge par rapport à la vitesse de décrochage de l'avion dans la configuration courante.

#### 1.6.5.4.4 Système de calibrage de la poussée

Le système de calibrage de la poussée (Engine Thrust Rating System) permet de sélectionner un niveau maximum d'EPR correspondant à une phase de vol donnée. Cette sélection est effectuée par l'équipage via le TRP (Thrust Rating Panel). Les modes possibles sont TO (Take Off), TO FLX (Take Off Flex), GA (Go Around), MCT (Maximum Continuous Thrust), CL (Climb) et CR (Cruise). Le DFGC calcule alors la valeur d'EPR Limit en fonction de la température totale, de l'altitude, et des prélèvements d'air sur les moteurs. Cette valeur est affichée sur le panneau central et utilisée, le cas échéant, par l'auto-manette en fonction du mode actif.

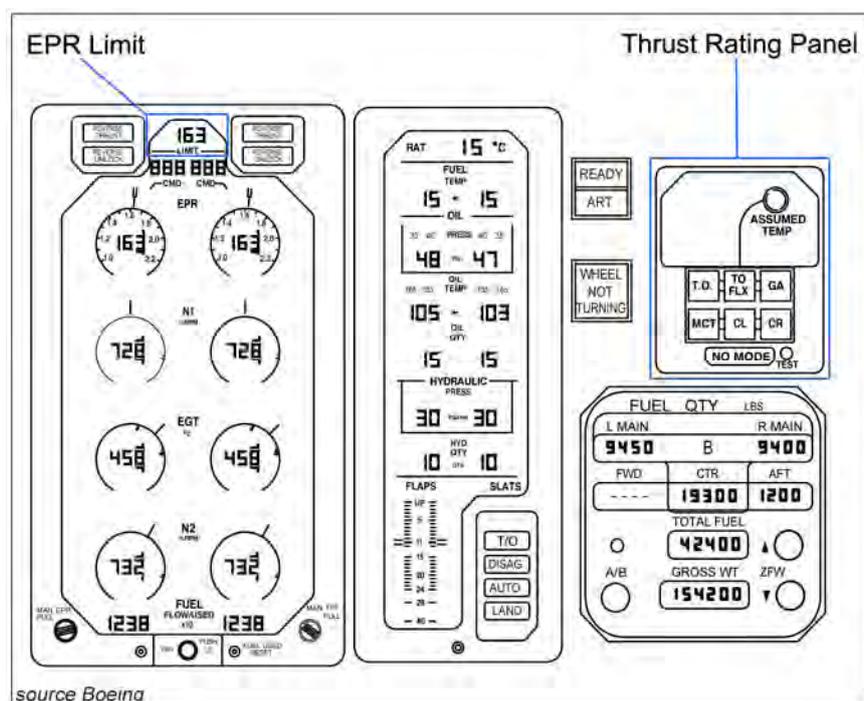


Figure 14 - panneau central d'instruments

#### 1.6.5.5 Affichage des informations de vitesse

Le poste de pilotage du MD83 est équipé de deux anémomachmètres, un côté commandant de bord, l'autre côté copilote. Outre l'aiguille indiquant la vitesse courante de l'avion :

- une aiguille à rayures rouge indique la vitesse maximale VMO ;
- trois digits affichent le Mach de l'avion ;
- un index triangulaire orange fluorescent affiche la vitesse sélectionnée par l'équipage au FGCP (voir 1.6.5.4.1). Lorsque l'aiguille indiquant la vitesse est alignée avec cet index, la vitesse courante de l'avion correspond à celle sélectionnée par l'équipage sur le FGCP ;
- d'autres index peuvent être positionnés par l'équipage sur des vitesses de référence (250 kt, vitesse d'approche, par exemple) ;
- un drapeau « A/S » permet d'alerter l'équipage lorsque l'information de vitesse est inutilisable.

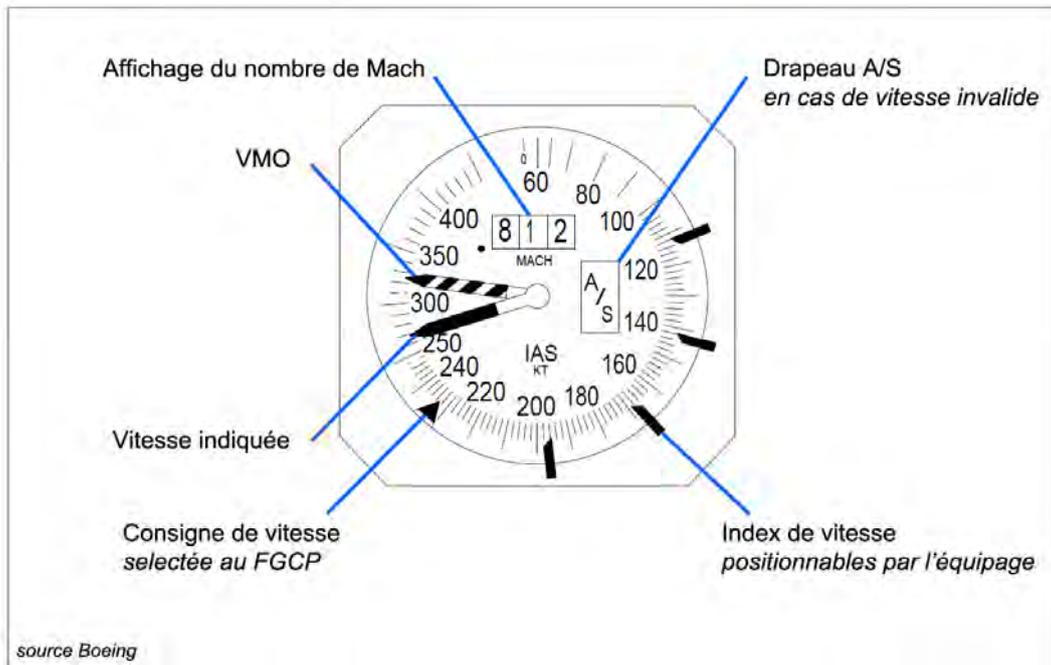


Figure 15 - anémomachmètre

L'illustration suivante montre l'emplacement des instruments primaires de pilotage.

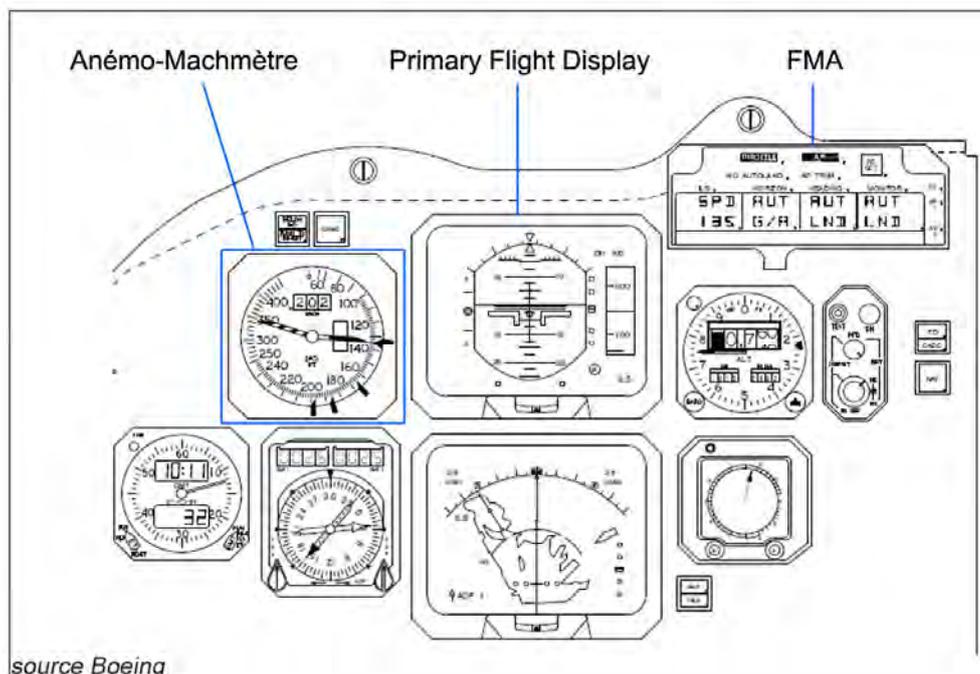


Figure 16 - planche de bord

Une information de vitesse est également fournie sur le PFD par l'indicateur « *Fast/Slow* ». Cet indicateur, commandé par le DFGC, est centré notamment lorsque la consigne de vitesse ou de Mach affichée au FGCP est atteinte. Les butées haute et basse correspondent à un écart d'environ 10 kt par rapport à la consigne.

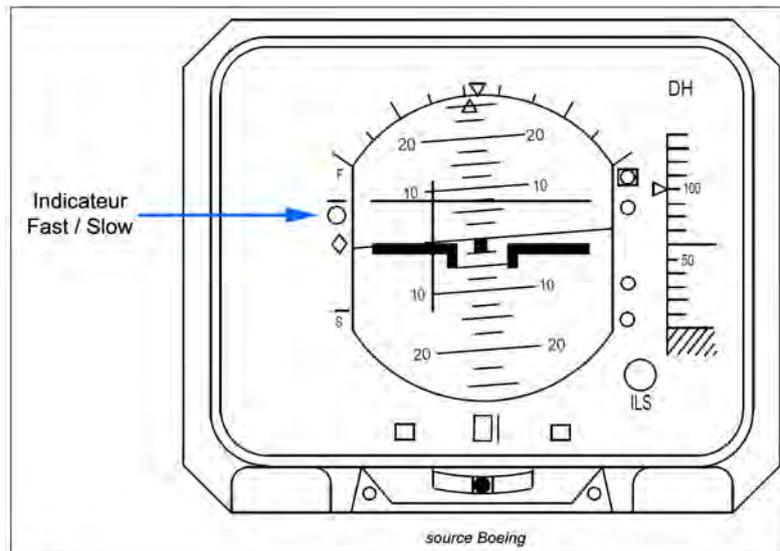


Figure 17 - PFD

La vitesse de l'avion est également indiquée sur un instrument de secours, situé sur le panneau d'instruments central. Cet instrument affiche aussi l'altitude de l'avion.

#### 1.6.5.6 Systèmes d'avertissement et d'aide à la récupération du décrochage

Sur MD83, le système qui assure l'activation des dispositifs avertissant l'équipage de l'approche du décrochage est principalement composé des éléments suivants :

- deux sondes d'incidence, disposées de part et d'autre du fuselage avant ;
- deux calculateurs appelés *Stall Warning Computer (SWC)* ;
- deux vibreurs de manche, situés respectivement sur le manche du commandant de bord et sur le manche du copilote ;
- une servocommande assurant la fonction de pousseur de manche, appelée *stick pusher*.

Chaque SWC reçoit :

- la valeur mesurée par la sonde d'incidence qui lui est rattachée (sonde gauche pour le SWC 1, sonde droite pour le SWC 2) ;
- la position du volet gauche pour le SWC 1, et celle du volet droit pour le SWC 2 ;
- la position des becs gauche et droit transmise via l'unité de gestion des capteurs de proximité (*Proximity Electronic Switch Unit*) et la commande de becs et volets du poste de pilotage ;
- la position du plan horizontal réglable.

Il élabore ensuite un signal qui, en configuration lisse, permet d'activer les deux dispositifs suivants :

- les deux vibreurs de manche ;
- une alarme de décrochage composée d'un voyant lumineux rouge clignotant « *STALL* » et d'une alarme sonore composée d'un avertisseur sonore « *horn* » d'une durée d'une seconde et d'une voix synthétique « *Stall* ». Les voyants « *STALL* » sont situés sur le panneau d'instruments supérieur en face de chaque pilote.

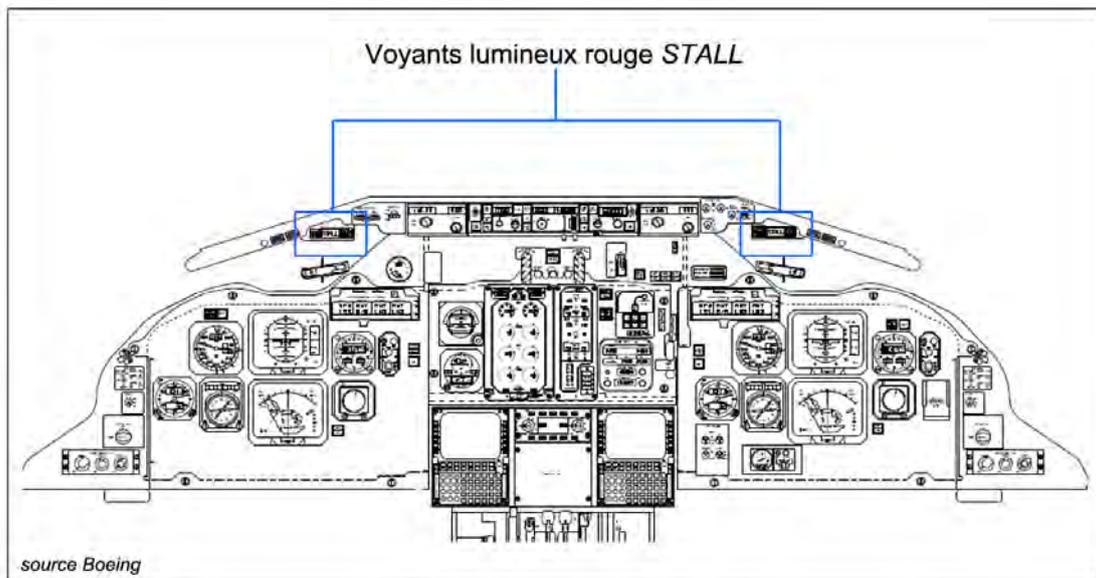


Figure 18 - emplacement des voyants lumineux STALL

Il suffit que l'un des deux SWC détecte l'approche du décrochage pour activer ces dispositifs.

En configuration lisse, leur seuil de déclenchement dépend uniquement de la valeur de l'incidence et de son taux de variation. Ces seuils sont indépendants du nombre de Mach (voir paragraphe 1.16.6.2 pour les conséquences associées en croisière).

Une fois activés, les vibreurs de manche et l'alarme de décrochage restent actifs tant que l'incidence reste au-dessus de leur seuil respectif.

Le vibreur de manche a pour but de signaler l'approche du décrochage, tandis que l'alarme de décrochage se déclenche lorsqu'une situation de décrochage est identifiée. En pratique, cela se traduit par un seuil de déclenchement du vibreur de manche inférieur à celui de l'alarme de décrochage.

Chaque SWC surveille l'état des éléments composant le système ainsi que le fonctionnement de l'autre SWC. Si l'incidence mesurée par la sonde gauche et celle mesurée par la sonde droite:

- différent de plus de  $3,3^\circ$ , les voyants indiquant la défaillance du système d'avertissement du décrochage s'allument et l'alarme sonore est inhibée ;
- différent de plus de  $2,75^\circ$  mais de moins de  $3,3^\circ$ , les voyants indiquant la défaillance du système d'avertissement du décrochage s'allument mais l'alarme sonore n'est pas inhibée.

Les voyants « STALL » ne sont pas inhibés.

Lorsque les becs sont sortis, il existe deux dispositifs supplémentaires pour aider à la récupération du décrochage :

- un déploiement automatique des becs jusqu'à leur extension complète ;
- un pousseur de manche, qui génère un mouvement à piquer des deux manches.

L'avion étant en configuration lisse au moment de l'évènement, ces deux dispositifs n'étaient pas actifs.

### **EPAS – Elevator Power Augmentation System**

Sur MD83, chaque gouverne de profondeur est contrôlée par un tab, actionné par le mouvement des manches. Lorsque l'avion est en situation de décrochage il peut y avoir une diminution de l'efficacité des tabs qui ne permettent plus de provoquer une déflexion des gouvernes de profondeur suffisante pour sortir du décrochage.

C'est pourquoi, chaque gouverne de profondeur est équipée d'un actionneur hydraulique qui, lorsqu'il est activé, permet d'obtenir le débattement complet des gouvernes de profondeurs.

Ce système est activé lorsque l'ordre au manche à piquer est tel que les tab sont braqués de 10° par rapport à la position de la gouverne de profondeur. Dans ce cas, toute la puissance hydraulique contenue dans l'actionneur est appliquée de telle sorte que les gouvernes de profondeurs se retrouvent en butée à piquer.

#### **1.6.5.7 Autres alarmes**

En plus de l'alarme de décrochage et de déconnexion du pilote automatique décrites dans les paragraphes précédents, d'autres alarmes sonores ont pu être déclenchées au cours du vol et sont décrites ci-dessous.

#### **Mouvement du plan horizontal réglable :**

- lorsque le mouvement du plan horizontal réglable, commandé manuellement ou par le pilote automatique, dépasse 0,5°, un avertisseur sonore est émis et se répète tous les 0,5° de mouvement supplémentaire ;
- lorsque le mouvement du plan horizontal réglable, commandé par le pilote automatique, dépasse 2° en moins de 30 s, la voix synthétique « *Stabilizer Motion* » est émise et se répète jusqu'à ce que le mouvement du plan horizontal réglable s'arrête.

#### **Alarme d'altitude :**

Lorsque l'altitude de l'avion s'écarte de plus de 250 ft de l'altitude sélectionnée, après que celle-ci a été capturée, l'alarme d'altitude se déclenche :

- le voyant lumineux ambre situé sur l'altimètre clignote ;
- l'alarme sonore composée d'un signal sonore « *C Chord* » d'une durée d'une seconde, alterne avec une voix synthétique annonçant « *Altitude* ».

Cette alarme est active tant que l'altitude sélectionnée n'est pas capturée de nouveau et peut être annulée en appuyant sur le bouton de sélection d'altitude.

## **Alarme de survitesse :**

Lorsque la vitesse indiquée dépasse VMO (340kt jusqu'à 27 300 ft) ou lorsque le Mach dépasse MMO (0.84), l'alarme de survitesse se déclenche. Elle est composée d'un avertisseur sonore appelé *clacker* d'une durée d'une seconde alternant avec une voix synthétique annonçant « *Overspeed* ».

### **1.6.5.8 Gestion des priorités pour les alarmes sonores**

Sur MD83, lorsque plusieurs alarmes sonores sont actives en même temps, elles sont émises les unes après les autres de la même façon sur les haut-parleurs coté commandant de bord et copilote. Lorsqu'une nouvelle alarme sonore est déclenchée, elle est émise immédiatement et interrompt la séquence précédente. Puis l'annonce des alarmes sonores reprend avec une nouvelle séquence incluant la nouvelle alarme.

Dans le cas de l'alarme de décrochage, le fonctionnement est différent. Le côté commandant de bord et le côté copilote sont alors dissociés :

- lorsque le SWC1 détecte l'approche du décrochage et génère l'alarme « *stall* », le haut-parleur côté commandant de bord n'émet plus que cette alarme sonore au détriment des éventuelles autres alarmes ;
- lorsque le SWC2 détecte l'approche du décrochage et génère l'alarme « *stall* », le haut-parleur côté copilote intègre cette alarme dans la séquence, comme décrit en début de ce paragraphe plus haut.

Lorsque les deux SWC détectent l'approche du décrochage, chaque haut-parleur émet la séquence d'alarme comme décrite ci-dessus. L'équipage perçoit alors les deux types de séquence sonores en même temps.

## **1.6.6 Radar météorologique de bord**

L'avion était équipé d'un radar météorologique de bord Collins, modèle 622-5135-001. Les informations issues de ce radar sont affichées sur les ND (Navigation Display) lorsqu'ils sont en mode ARC (ce mode d'affichage donne une indication sur les distances et les caps) ou MAP (ce mode d'affichage permet de visualiser l'avion sur son environnement ainsi que la route suivie).

L'échelle de visualisation des informations du radar va de 10 à 320 NM en fonction de l'échelle du ND. Le radar météorologique est conçu pour détecter l'eau sous forme liquide (pluie ou grêle humide), en mesurant un taux de précipitation. Selon le taux détecté et le gain sélectionné, des échos de couleurs différentes sont présentés sur le ND. Les zones de plus forte concentration en eau liquide sont présentées en rouge, les zones de concentration moyenne en jaune et les zones de plus faible concentration en vert. Lorsque le mode « *WX T* » est sélectionné au boîtier de commande du radar, les zones de turbulences sont indiquées en magenta dans un rayon de 50 NM au maximum.

Il détecte peu l'eau sous forme solide, comme les cristaux de glace ou la neige sèche.

Le réglage du tilt (inclinaison vers le haut ou le bas du faisceau radar) détermine la zone traversée par le faisceau radar dans le plan vertical et par conséquent les échos qui sont détectés et affichés sur le ND. Le réglage du gain permet ensuite de s'adapter à la réflectivité des précipitations rencontrées. En fonction du réglage du tilt, les nuages se situant devant l'avion mais non traversés par le faisceau ne sont pas visibles au radar.

Ces réglages ne sont pas enregistrés dans le FDR ; il n'est donc pas possible de déterminer l'image qu'observait l'équipage sur le radar météorologique.

Ci-dessous à titre d'exemple, la photo du ND de l'avion EC-LTV prise quelques jours avant l'accident. On y voit notamment les échos de couleurs issus du radar météorologique ainsi que des éléments de navigation.



Figure 19 - ND du EC-LTV lors d'un vol précédent

## 1.7 Renseignements météorologiques

### 1.7.1 Situation générale

Entre mai et octobre, la navigation en latitude sur l'Afrique implique généralement de traverser le front intertropical (FIT). Ce front est une zone de conflit entre les masses d'air sec provenant du Sahara et les masses d'air humide provenant de l'océan Atlantique. Ce contraste provoque le développement de nuages convectifs épais de type cumulonimbus ainsi que de fortes précipitations (pluies de mousson).

Sur l'Afrique de l'ouest, la mousson est souvent associée à des lignes de grains violents ainsi qu'à de vastes formations nuageuses qui s'étendent sur plusieurs degrés de latitude et longitude. Ces perturbations traversent le continent d'est en ouest avec une périodicité de trois à cinq jours. Ce phénomène est appelé onde d'est. L'activité de ces ondes est soumise aux variations diurnes. Elle se développe entre 12 heures et 18 heures, devient maximale en début de nuit et s'affaiblit entre 3 heures et 9 heures.

L'importance des contrastes thermiques et la quantité d'humidité présente, génèrent des foyers orageux dont la dimension horizontale est considérable (plusieurs centaines de kilomètres) et dont le développement vertical s'étend sur toute l'atmosphère dépassant souvent 15 000 mètres.

### 1.7.2 Situation du jour de l'accident

Dans la soirée et la nuit du 23 juillet 2014, le front intertropical est positionné sur le nord du Mali. Un talweg T1 (zone de basse pression) associé à une onde d'est atteint la côte ouest. Il est suivi par un second talweg T2 situé au nord du front intertropical. La présence de ces ondes explique la poussée humide sur le Burkina vers le nord du Mali.



Figure 20 - Image canal INFRA ROUGE du 24/07 à 0 h 00 UTC avec le positionnement de deux talwegs (T1 et T2) correspondant à la dynamique en moyenne atmosphère (FL140).  
Poussées humides le long du 0°W et 10°W matérialisées par les amas nuageux

L'instabilité, la forte humidité en basses couches, l'air sec situé entre 500 et 600 hPa, les bases de nuages élevées et l'instabilité importante sont des conditions propices à une convection généralisée en ligne sur le Burkina Faso et le Mali.

Il faut noter sur ce secteur un déficit en eau notable en cette année 2014 qui provoque une grande aridité des sols et un assèchement des basses couches de l'atmosphère. Cette situation n'a rien d'exceptionnel si ce n'est la forte teneur en poussière combinée à de la convection sur la zone nord du Sahel. Cette concentration en poussière peut avoir une influence sur la quantité et la concentration en noyaux de condensation dans les cumulonimbus.

### 1.7.3 Eléments portés à la connaissance de l'équipage

Un dossier comportant les informations météorologiques en vigueur à 22 h 30 a été remis à l'équipage à son arrivée.

Il comprenait entre autres :

- les conditions météorologiques au sol à Ouagadougou ;
- les cartes des vents à différentes altitudes jusqu'au FL340, indiquant un vent de secteur Nord – Nord Est pour une moyenne de 10 kt ;
- les TAF et METAR des aérodromes sur la route ;
- une carte satellitaire IR de la situation météorologique (*voir annexe*) ;
- un message SIGMET valide du 23 juillet 20 h 30 au 24 juillet à 01 h 30, émis par la FIR Niamey indiquant des Cb noyés dans la masse se déplaçant ouest sud-ouest, dans une zone allant du Niger au Sénégal et englobant la région de Gossi, sur la route vers sa destination.

### 1.7.4 Conditions météorologiques dans la zone d'évolution de l'avion

Les observations satellitaires de la nuit du 23 au 24 juillet montrent une zone de convection qui se développe à partir de 20 heures sur le nord du Burkina Faso en se déplaçant vers le sud ouest.

Sur l'image ci-dessous, les deux zones de couleur noire représentent les deux zones les plus froides donc les plus hautes et les plus dynamiques. Dans ces deux zones les sommets des nuages culminent à des altitudes situées entre 46 000 pieds et 59 000 pieds (14 à 18 km). Les températures y sont de -43°C à -73°C. Ces deux zones correspondent à la localisation des impacts de foudre les plus nombreux.

Au moment de l'accident, il n'y avait pas de lune.

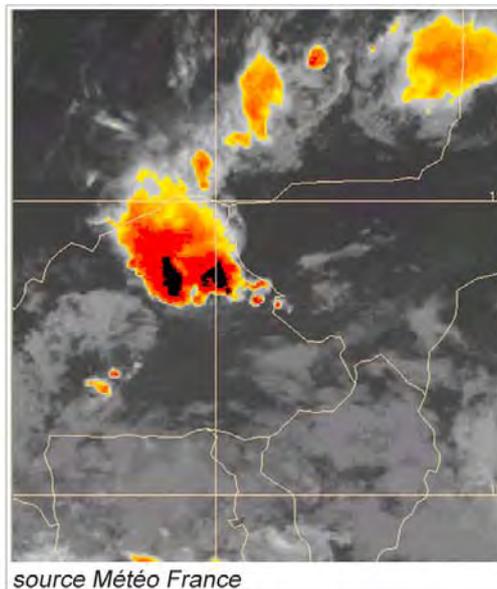
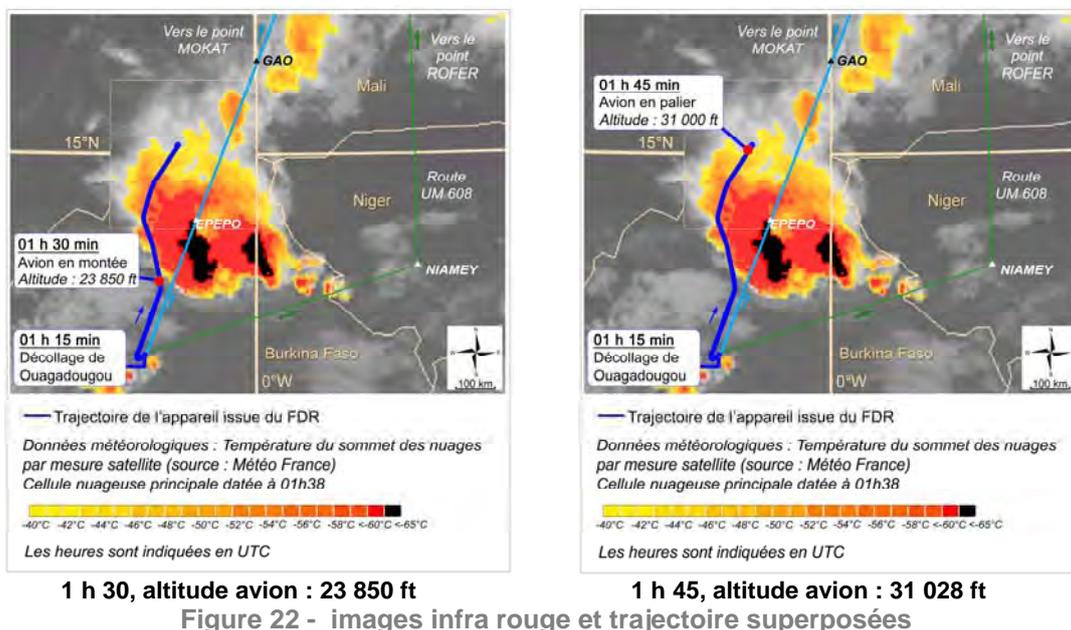


Figure 21 - image du satellite MSG canal infra rouge le 24 juillet à 1h30UTC (seuil à -66°C)

A l'est, trois cellules orageuses se développent rapidement à partir de 00h. Les images ci-dessous représentent les images infrarouges avec superposition de la trajectoire avion à 01 h 30 et 01 h 45. La position de l'avion à ces 2 instants est matérialisée par un point rouge.



Ces observations satellitaires indiquent que la situation météorologique rencontrée était conforme aux éléments portés à la connaissance de l'équipage avant le départ.

### 1.7.5 Les différentes formes de givrage

En présence de cellules convectives, un avion peut être confronté à deux types de givrage :

- le givrage par eau surfondue ;
- le givrage par cristaux de glace.

#### 1.7.5.1 Le givrage par eau surfondue

Dans ce type de givrage, l'eau surfondue environnant l'avion se congèle lors du contact sur la cellule de l'avion. Ce phénomène se rencontre principalement au cœur de la cellule lorsque la température de l'air est comprise entre - 7°C et - 20°C, mais peut être présent à des températures inférieures, allant jusqu'à - 30°C. Dans ce dernier cas, le givrage est souvent accompagné de fortes turbulences.

### **1.7.5.2 Le givrage par cristaux de glace**

Dans un article publié en début d'année 2014 relatif à une étude sur la présence de cristaux de glace à haute altitude, le CNRS indique entre autres que :

Depuis les années 1990, des incidents sur des réacteurs d'avion et des anomalies dans les mesures de vitesse aérodynamiques et de température se produisent à haute altitude et basse température. L'analyse détaillée, par les constructeurs aéronautiques, des paramètres enregistrés lors de ces événements a montré que les températures enregistrées étaient pour la plupart inférieures à - 40°C et qu'aucun dépôt de glace n'était détecté sur la structure. Des travaux ont conduit des chercheurs à penser qu'il ne s'agissait pas de givrage classique par formation de glace issue de l'impact de gouttelettes d'eau surfondues, pris en compte dans le cadre des règles de certification des avions, mais d'un phénomène différent<sup>17</sup>.

Ce phénomène se produit le plus souvent dans une masse d'air tropicale, plus chaude que l'atmosphère standard. Cependant, la communauté scientifique météorologique n'a pas encore déterminé la nature du développement de zones à fort contenu en glace dans les nuages entraînant la formation de cristaux de glace. Une théorie est qu'en présence de nuages élevés, la vapeur d'eau contenue dans l'air se condense directement en cristaux de glace sur les particules présentes dans l'air. Un cristal de glace résulte de la cristallisation progressive de la vapeur d'eau contenue dans l'air sans passer par la phase liquide. Les zones de cristaux de glace se trouvent principalement autour des systèmes orageux ou dans ses parties stratiformes (enclumes). Ils ne sont pas ou peu visibles sur les radars météo équipant les avions actuels.

Une campagne internationale HAIC-HIWC (cristaux de glace à haute altitude et fort contenu en glace) a été menée à Darwin (Australie) de janvier à mars 2014. L'objectif principal était d'acquérir des données atmosphériques in situ dans les systèmes convectifs profonds pour mieux caractériser le phénomène des cristaux de glace. Elle avait également pour but de développer l'identification des indices HIWC (fort contenu en glace) par les équipages.

Cependant, les informations collectées auprès des participants ont amenés l'équipe d'enquête à conclure que la présence et la densité des cristaux de glace à proximité de zones convectives et leur niveau de détection sont aujourd'hui encore insuffisamment connus. Les événements de givrage par cristaux de glace qui ont été reportés par Boeing n'ont eu lieu que dans des zones de fortes concentrations en cristaux de glace que l'on trouve dans les systèmes convectifs de moyenne échelle, à proximité immédiate ou au sein des sommets de nuage les plus froids détectés par imagerie satellitaire IR.

Il convient de noter que toutes les anomalies sur avion citées dans le rapport du CNRS (réacteur, équipement mesurant la vitesse aérodynamique et la température) sont associées à des composants d'avion réchauffés. Les sondes Pt2 ne sont réchauffées que lorsque le système d'antigivrage des moteurs est activé par l'équipage. Du fait de leur géométrie, les sondes Pt2, lorsqu'elles ne sont pas réchauffées peuvent être obstruées par des cristaux de glace même si la concentration des cristaux n'est pas exceptionnellement élevée.

---

<sup>17</sup> <http://www.insu.cnrs.fr/node/4731>

Une étude de l'US NCAR<sup>18</sup> indique que dans les 20 dernières années, environ 150 cas de givrage par cristaux de glace ont été répertoriés dans le monde. Ils sont caractérisés par :

- l'absence de détection de glace sur la cellule par les équipages ;
- une turbulence reportée légère à modérée ;
- pas de grêle ;
- pas d'éclair ;
- peu ou pas d'écho sur le radar de bord avec le site (tilt) réglé à l'horizontale.

### 1.7.6 Situation probablement rencontrée par l'avion

Les données observées disponibles (images satellitaires uniquement) ne permettent pas de connaître la composition exacte de la masse d'air dans laquelle évoluait l'avion.

Après le décollage de Ouagadougou, l'altération de cap de l'avion va le faire passer en bordure ouest de la zone de convection, sans qu'il soit possible de déterminer si l'avion vole ou pas dans une couche nuageuse. Les températures rencontrées pendant la montée (de -16°C à -32 °C) ont pu être propices au givrage par eau surfondue. Cependant, l'analyse de l'évolution de l'imagerie satellitaire n'a pas indiqué la présence d'eau surfondue. En outre, l'absence de turbulence significative sur les données du FDR suggère l'absence, sur la trajectoire de l'avion, de courants ascendants qui auraient pu transporter de l'eau surfondue. La cellule est au stade « *mature* » lors du passage de l'avion. L'enclume est alors bien développée et les ascendances du cœur de la cellule viennent nourrir cette enclume en cristaux de glace. Ainsi, la présence d'une forte concentration en cristaux de glace au sein de l'enclume est très probable. Ces cristaux peuvent alors précipiter sous l'enclume dans la partie stratiforme de l'orage, autour de la cellule, dans la zone d'évolution de l'avion.

Ces éléments amènent à considérer le givrage par cristaux de glace plus probable que le givrage par de l'eau surfondue. On ne connaît pas la concentration des cristaux de glace rencontrés.



Figure 22 - photo d'un CB et de son enclume

---

<sup>18</sup> US National Center for Atmospheric Research

## 1.8 Aides à la navigation

Aucun dysfonctionnement des moyens de radionavigation au sol associés aux procédures de départ décrites au *paragraphe 1.10* n'a été reporté le jour de l'événement.

## 1.9 Télécommunications

Le vol AH5017 a été successivement en contact radio avec la tour et l'approche de Ouagadougou, regroupées sur la fréquence 118.1 Mhz, puis le Centre de Contrôle en Route (CCR) de Ouagadougou sur la fréquence 120.3 Mhz, et le CCR de Niamey sur 131.3 Mhz.

La fréquence VHF 126.1 MHz allouée au secteur de contrôle qui devait assurer le contrôle du vol AH5017 entre GAO et MOKAT était hors service à la suite de la destruction d'un relais radio au Mali ; la fréquence HF 8894, une des deux fréquences dédiées à ce secteur, utilisée pour tenter d'établir le contact avec le vol AH5017 après sa disparition, subissait par ailleurs des brouillages.

Cette situation liée au contexte géopolitique existait depuis un certain temps.

La retranscription des radiocommunications et des échanges téléphoniques entre postes de contrôle figure en *annexe 2 et 3*.

## 1.10 Renseignements sur l'aérodrome

### 1.10.1 Caractéristiques de l'aérodrome de Ouagadougou

L'aérodrome de Ouagadougou dispose de deux pistes parallèles :

- une piste principale, 04L/22R, en bitume, d'une longueur de 3 000 mètres et d'une largeur de 45 mètres ;
- une piste secondaire, en latérite, d'une longueur de 1 900 mètres et d'une largeur de 30 mètres.

L'altitude de référence de l'aérodrome est de 316 mètres, soit 1 038 ft.

Le jour de l'accident, la piste 22R était en service.

## 1.10.2 Procédures de départs de l'aérodrome de Ouagadougou

Les départs IFR sont des départs omnidirectionnels. Pour les vols IFR vers le nord, deux routes sont possibles :

- la route G 854 vers DEKAS puis NIAMEY(NY) ;
- la route G 859 vers EPEPO puis GAO.

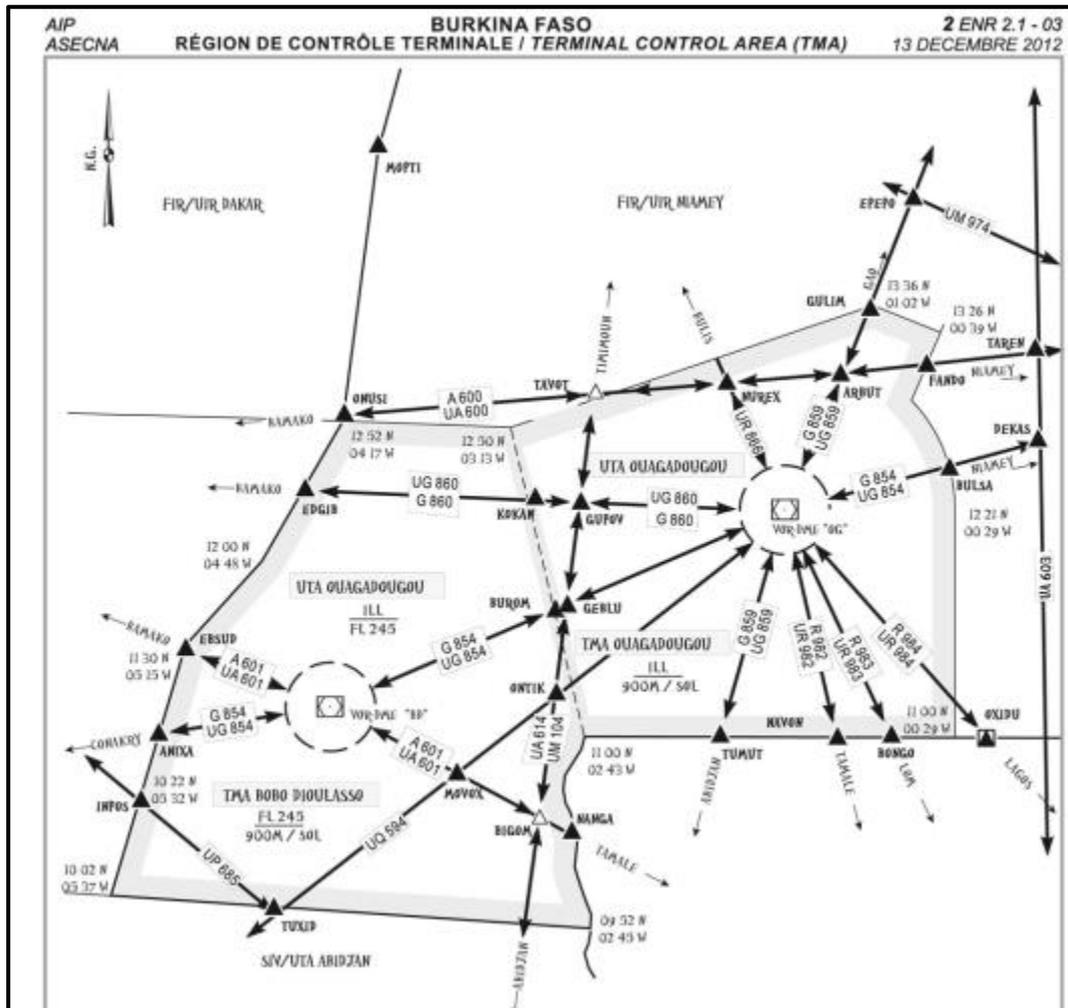


Figure 23 - routes aériennes au départ et à l'arrivée de Ouagadougou

## 1.11 Enregistreurs de bord

### 1.11.1 Opérations d'ouverture et de lecture des enregistreurs de vol

Les deux enregistreurs réglementaires ont été acheminés au BEA par les autorités judiciaires du Mali et de la France le 28 juillet 2014.



Figure 24 - boîtier protégé du FDR (à gauche) et CVR (à droite)

### Enregistreur de paramètres – FDR

- Marque : Honeywell
- Modèle : 4700
- Numéro de type (P/N) : 980-4700-001<sup>19</sup>
- Numéro de série (S/N) : 5139<sup>20</sup>

Seul le boîtier protégé (CSMU) a été acheminé au BEA. Ce module contient la carte électronique qui enregistre les données de vol. Le boîtier protégé était désolidarisé de son châssis et la balise de localisation subaquatique (ULB) n'était pas présente. Il était légèrement endommagé et présentait quelques traces d'impacts.

Le boîtier protégé a été ouvert et les différentes couches internes de protection ont été retirées. La carte mémoire a été extraite, et son revêtement de protection retiré.



Figure 25 - carte électronique dans le CSMU

<sup>19</sup> Information non vérifiable sur l'équipement

<sup>20</sup> Information non vérifiable sur l'équipement



Figure 26 - carte électronique avec la couche de protection

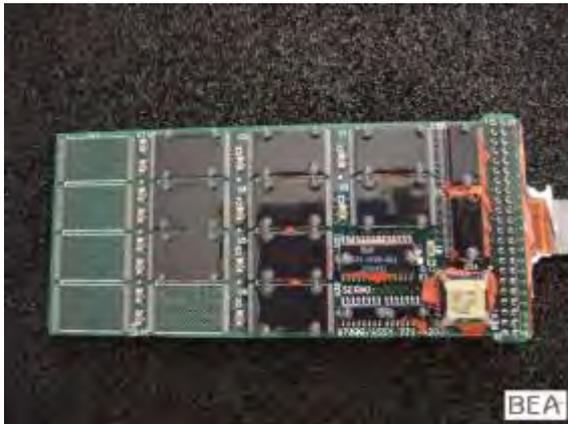


Figure 27 - carte électronique sans la couche de protection

La carte électronique a été vérifiée puis connectée au châssis de lecture du BEA. La lecture des données a été effectuée avec l'équipement officiel fourni par le constructeur Honeywell (RPGSE). Le fichier brut déchargé contient environ 52 heures de données de vol, dont celles relatives au vol de l'événement.

#### **Enregistreur de conversations – CVR**

- Marque : Fairchild
- Modèle : A100
- Numéro de type (P/N) : 93-A100-80
- Numéro de série (S/N) : 54154

Le CVR était considérablement endommagé. L'enregistreur a été compressé et déformé lors de l'accident. Il n'a cependant pas été exposé au feu.



Figure 28 - état initial du CVR

Compte tenu de l'état de l'enregistreur, l'accès au module protégé par une opération d'ouverture classique n'a pas été possible. Une découpe du châssis a été nécessaire.



Figure 29 - ouverture du châssis

L'examen visuel du module protégé a révélé que celui-ci a été également endommagé lors de l'accident.



Figure 30 - module protégé après extraction



Figure 31 - protection thermique du support de données

Après avoir ouvert le module protégé et enlevé la protection thermique, l'inspection visuelle a montré que le mécanisme de bande était détruit et que la bande magnétique était endommagée. La bande magnétique était rompue à plusieurs endroits.



Figure 32 - mécanisme de bande magnétique



Figure 33 - zoom - mécanisme de bande magnétique après extraction



Figure 34 - support magnétique des données

Les différents morceaux de bande magnétique ont été identifiés et numérotés. Afin de lire la bande magnétique dans son intégralité, des opérations de réparation ont été nécessaires. Ces opérations ont consisté en un renforcement de la bande magnétique aux endroits où les endommagements étaient les plus sévères.



Figure 35 - morceaux de bande magnétique récupérés lors des opérations d'ouverture

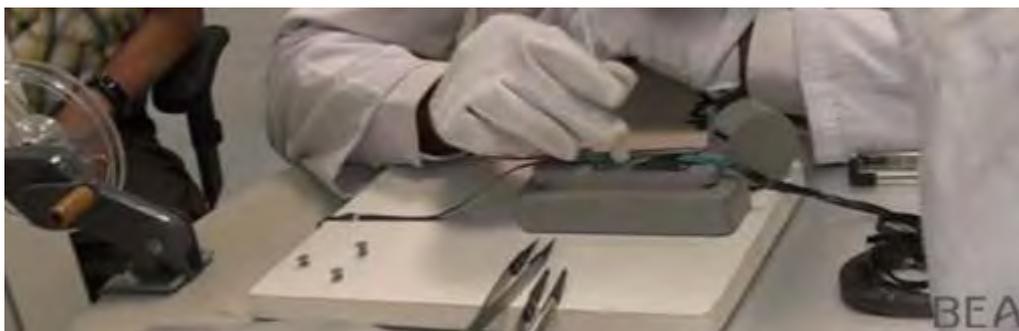


Figure 36 - opérations de reconstruction de la bande magnétique

Une fois la bande magnétique reconstituée, une lecture a été réalisée sur un moyen dédié. Les données analogiques contenues sur le support magnétique ont été numérisées.

La lecture de la bande magnétique a permis de récupérer les données contenues sur les quatre pistes de la bande magnétique. Quatre fichiers audio d'une durée de 31 minutes et 54 secondes ont été générés.

### **1.11.2 Exploitation des données du FDR**

Les données contenues dans le fichier brut du FDR ont été décodées à l'aide des documents fournis par l'opérateur et le constructeur de l'avion. Les données FDR ont été synchronisées avec les communications radio entre l'équipage et les centres de contrôle de Ouagadougou et Niamey, à l'aide des appuis sur l'alternat VHF enregistrés au FDR.

#### **1.11.2.1 Décodage de l'incidence**

Les fonctions de décodage renseignées dans les documents fournis par le constructeur et l'opérateur ne fournissant pas de résultats valides pour cet événement, des recherches supplémentaires ont été effectuées par le constructeur pour obtenir les fonctions de décodage applicables pour cet avion.

A partir de la même valeur brute enregistrée, une première fonction fournit l'incidence locale, telle que mesurée par la sonde. Cette incidence est généralement différente de l'incidence avion du fait des perturbations locales de l'écoulement autour de la sonde et de son alignement par rapport à l'axe avion. C'est pour cela que l'incidence locale enregistrée en croisière est négative. Cependant, c'est cette incidence qu'il convient de comparer aux seuils d'activation du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage pour estimer l'instant de leur déclenchement.

Une deuxième fonction permet à partir des mêmes valeurs brutes d'obtenir l'incidence avion qui sert, quant à elle, à estimer la situation de l'avion par rapport au décrochage aérodynamique.

#### **1.11.2.2 Décodage de la position des manches**

Les positions des manches et des palonniers sont des paramètres supplémentaires rajoutés au travers du STC (Supplemental Type Certificate) ST09949SC délivré en 2002 par la FAA à la société SIP Technical Services. Selon les informations à la disposition de l'équipe d'enquête, cette société n'est plus en activité. Par ailleurs, l'opérateur n'a pas été en mesure de fournir de document permettant de décoder ces paramètres.

Par conséquent, pour chaque paramètre, une fonction approximative a été élaborée à partir de la valeur enregistrée lorsque les commandes sont au neutre ainsi que des valeurs minimales et maximales enregistrées lors des tests de commandes de vol réalisés au sol par l'équipage avant chaque vol. Par défaut, une fonction linéaire a été choisie mais il est possible que la conversion prévue par le STC soit différente. La valeur de ces paramètres est donc indicative mais, compte tenu du fait qu'ils sont cohérents tout au long du vol avec la position des commandes, permet de connaître le sens de l'ordre donné par l'équipage et d'avoir un ordre de grandeur de son amplitude.

Les courbes de ces paramètres sont disponibles en annexe 1.

### **1.11.2.3 Paramètres moteurs enregistrés**

Les paramètres moteurs suivants sont enregistrés dans le FDR :

- EPR (Engine Pressure Ratio) : rapport entre la pression à la sortie du moteur et la pression à l'entrée, grandeur sans unité ;
- N1 : vitesse de rotation de l'ensemble basse pression du moteur, exprimée en pourcentage d'une vitesse de référence ;
- N2 : vitesse de rotation de l'ensemble haute pression du moteur, exprimée en pourcentage d'une vitesse de référence ;
- débit de carburant, exprimé en kg/h ;
- EGT (Exhaust Gas Temperature): température des gaz à la sortie du moteur, en degrés Celsius.

La position des manettes de poussée n'est pas enregistrée.

### **1.11.2.4 Modes verticaux enregistrés**

A partir de 1 h 45 min 04 et jusqu'à la fin du vol, le mode longitudinal du pilote automatique enregistré est « *VNAV CAPTURE* » lorsqu'un mode longitudinal est actif. Ce mode est un mode de suivi de plan de vol vertical, dont l'avion n'était pas équipé. L'enquête n'a pas permis de déterminer pourquoi le mode VNAV CAPTURE a été enregistré. Il est à noter que lorsque ce mode est enregistré dans le FDR, les conditions d'activation de l'indication « *SPD LOW* » sont réunies.

### **1.11.2.5 Activations de l'alternat VHF (« VHF keying »)**

Des activations sur l'alternat VHF sont enregistrées sur le FDR (voir paramètres « *VHF keying* », sur la planche des paramètres en annexe 1). Cet alternat est situé sur le manche de chaque membre d'équipage et permet, lorsqu'il est actionné, de communiquer par radio sur la fréquence sélectionnée.

Après le transfert de l'avion à Niamey, on relève 7 activations de l'alternat VHF d'une durée de 2 à 7 secondes entre 01 h 37 min 38 et 01 h 41 min 30. Ils ne correspondent à aucun message reçu par Niamey et sont vraisemblablement des appels de l'équipage qui tente d'établir le contact avec le contrôleur.

Après l'appel du CCR de Niamey à 01 h 41 min 38, huit nouvelles activations de l'alternat sont enregistrées dont la dernière est à 01 h 45 min 05. Elles correspondent vraisemblablement à des réponses ou des tentatives de contact de l'équipage vers le CCR de Niamey (voir tableau ci-dessous).

L'ensemble de ces échanges a lieu pendant la phase de décélération de l'avion et la déconnexion de l'auto-manette a lieu pendant la dernière activation de l'alternat VHF.

<b>Horaires</b>	<b>Activation de l'alternat VHF par l'équipage</b>	<b>Message du CCR de Niamey</b>	<b>Message du RAM</b>
01 h 41 min 38		Algerie five zero one seven Niamey?	
01 h 41 min 41	Message émis mais non enregistré par l'ATC (durée 6 secondes)		
01 h 41 min 49		Algerie five zero one seven Niamey?	
01 h 41 min 54	Message émis mais non enregistré par l'ATC (durée 2 secondes)		
01 h 42 min 03	Message émis mais non enregistré par l'ATC (durée 2 secondes)		
01 h 43 min 13	(*) Algerie five zero one		
01 h 43 min 22			Euh Niamey euh pour information il y a Air Algérie qui vous appelle
01 h 43 min 53		Algerie five zero one seven Niamey?	
01 h 43 min 57	Message émis mais non enregistré par l'ATC (durée 1 seconde)		
01 h 44 min 02		Algerie five zero one seven Niamey?	
01 h 44 min 06	Message émis mais non enregistré par l'ATC (durée 2 secondes)		
01 h 44 min 09		Maroc five four three kilo I read I need a relay	
01 h 44 min 13			Allez-y pour le relais pour Air Algérie

01 h 44 min 18		Oui donc qu'il m'appelle sur cent trente un point trois	
01 h 44 min 21			Qu'il vous appelle sur cent trente et un trois il euh...  Alger... Air Algerie allez-y pour votre message
01 h 44 min 29	Yes Algérie five zero one seven we are maintaining flight level three one zero we are (*) (interruption) (*) to avoid		
01 h 44 min 39			Heu Niamey, Air Maroc five four three Kilo?
01 h 44 min 42		Oui merci beaucoup, Algérie five zero one seven squawk three two three five three two three five report passing GAO, report passing GAO and say estimate MOKAT	
01 h 44 min 56			(Vous avez) reçu Air Algérie?
01 h 45 min 04	Message émis mais non enregistré par l'ATC (durée 4 secondes)		
01 h 45 min 12			Air Algérie d'Air Maroc cinq cent quarante trois vous avez reçu le message de Niamey?

### 1.11.3 Exploitation des données du CVR

Un CVR de type A100 enregistre 4 pistes audio :

- une piste comprenant les communications radio et le signal des microphones du pilote en place gauche ;
- une piste comprenant les communications radio et le signal des microphones du pilote en place droite ;

- une piste comprenant les communications radio, le signal du microphone à bouche du troisième homme (place arrière) et les messages de l'équipage de conduite vers la cabine (*public address*) ;
- une piste CAM comprenant le signal du microphone d'ambiance.

L'écoute des quatre pistes du CVR a montré que le contenu des enregistrements sur la majeure partie des trois premières pistes était difficilement intelligible, voire inintelligibles et que la piste CAM ne contenait a priori aucun signal utile.

Un premier travail d'écoute a malgré tout permis de transcrire certains messages entre l'équipage et des centres de contrôle, sans pouvoir affirmer dans un premier temps s'il s'agissait ou non de communications relatives au vol de l'accident. En comparant par la suite ces messages avec les enregistrements et les transcriptions des communications ATC fournis par les centres de contrôle de Ouagadougou et de Niamey, il est apparu que plusieurs d'entre eux appartenaient bien au vol de l'évènement ; cet élément a permis de déterminer que le CVR était en fonction et qu'il enregistrerait des données lors du vol de l'évènement.

L'analyse du procédé de fonctionnement de cet enregistreur, associée à différents essais destinés à reproduire l'anomalie d'enregistrement constatée, a permis d'identifier qu'une défaillance du mécanisme d'effacement avait provoqué la superposition de données relatives à un grand nombre de vols.

*Note : l'enregistrement des données sur la bande magnétique s'effectue en deux étapes :*

- *l'effacement des données les plus anciennes par le passage devant une tête d'effacement ;*
- *puis l'enregistrement des nouvelles données en remplacement des données effacées par le passage devant une tête d'écriture.*

Par ailleurs, dans le but d'identifier les alarmes qui ont pu être émises au cours du vol, la piste CAM du CVR a été analysée. L'écoute de cette piste ne laisse apparaître aucune donnée utile mais seulement des bruits liés de la génération électrique de bord. Des travaux visant à améliorer la qualité du signal ont été entrepris pour vérifier le contenu audio enregistré sur cette piste et pour tenter d'y trouver des données utiles.

Aucun signal utile pour l'enquête n'a pu être extrait de cette piste. L'enquête n'a pas permis de déterminer l'origine de cette panne.

### **1.11.3.1 Description du fonctionnement d'un CVR de type A100**

Les signaux issus des quatre pistes audio reçus en entrée du CVR sont chacun envoyés sur une carte d'enregistrement qui gère la pré-amplification des signaux avant l'enregistrement.

Une carte unique génère un signal commun de polarisation qui est délivré à chacune des cartes d'amplification. Ce signal mélangé au contenu audio agit comme un support (procédé de modulation) du signal utile à enregistrer. Cette technique est destinée à améliorer l'efficacité de l'enregistrement des données sur le support magnétique en assurant une bonne dynamique au contenu audio enregistré.

Pour chacune des voies le mélange constitué du signal de polarisation et du signal utile est enregistré via la tête d'écriture sur la bande magnétique pour former une piste. Les quatre pistes sont enregistrées simultanément.

Le signal de polarisation alimente également la tête d'effacement qui par magnétisation de la bande en amont de la tête d'écriture supprime les anciennes données avant l'inscription des nouvelles.

### 1.11.3.2 Détermination des modes de panne

Afin de déterminer le mode de défaillance du CVR ayant conduit à la panne de la fonction d'effacement, différents essais de surimpression ont été réalisés sur un équipement témoin identique à celui de l'évènement. Des enregistrements audio provenant du même type de CVR ont été utilisés comme source d'enregistrement pour s'assurer que les signaux enregistrés avaient des caractéristiques similaires à celle du CVR de l'évènement.

Les essais réalisés en situation d'absence de signal de polarisation ont permis de reproduire à l'identique les anomalies audio constatés sur l'enregistrement du vol de l'évènement.

L'absence de signal de polarisation est le seul mode de défaillance testé ayant permis de reproduire à l'identique les anomalies constatées.

### 1.11.3.3 Estimation de la date d'apparition de la panne de la fonction d'effacement du CVR

La troisième piste du CVR (microphone du troisième homme et *Public Address*) étant moins saturée en signaux que les autres, il a été possible de compter approximativement le nombre de messages d'accueil traditionnellement effectués par l'équipage de conduite avant chaque vol. Quatorze messages de ce type ont été dénombrés. Le défaut de fonctionnement du CVR était présent depuis au moins 13 vols avant le vol de l'accident.

### 1.11.3.4 Conséquences sur le test prévol

Les procédures de l'exploitant prévoient que l'équipage réalise avant chaque vol un test du CVR lors de la préparation du poste de pilotage. Le test, effectué en poste, consiste à maintenir appuyé le bouton *TEST* de l'unité de contrôle et à vérifier que l'aiguille de l'indicateur, appelé galvanomètre, atteigne et se maintienne dans l'arc vert, à l'exception de courtes interruptions provoquées par les transitions d'une piste à l'autre.

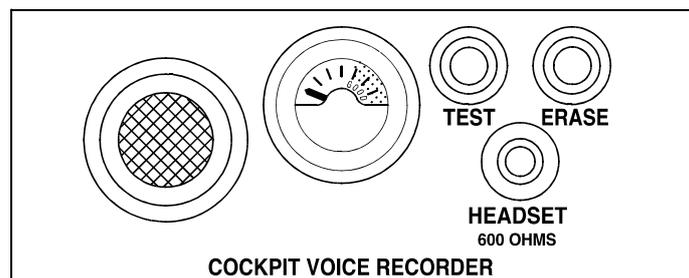


Figure 37 - unité de contrôle du CVR

Au niveau du CVR lui-même, l'action sur le bouton *TEST* déclenche la génération d'un signal de test d'une fréquence d'environ 600 Hz qui est envoyé successivement sur chacune des 4 pistes de la tête d'écriture.

La tête de lecture (située physiquement après les têtes d'effacement et d'écriture) vient ensuite lire simultanément le contenu des 4 pistes. Ce mélange audio est envoyé à une carte d'amplification et de filtrage qui permet la détection du signal de test. Si la fréquence correspondant au signal de test est détectée, cela produit le déplacement de l'aiguille dans l'arc vert.

Des essais réalisés en laboratoire ont démontré que le contenu audio enregistré sur la bande magnétique de l'évènement, envoyé sur une carte d'amplification et de filtrage de CVR A100, provoque systématiquement le déplacement inapproprié de l'aiguille du galvanomètre dans l'arc vert.

Par conséquent, il n'était pas possible pour l'équipage d'identifier la panne de la fonction d'effacement de ce CVR à l'aide du test prévol.

Il n'était pas non plus possible pour l'équipage d'identifier l'absence de signaux sur la piste CAM si celle-ci résultait de la défaillance d'un élément de la ligne CAM en amont du CVR (microphone, connexions électriques, unité du contrôle...).

### **1.11.3.5 Procédures de maintenance**

Une procédure de vérification du CVR est réalisée à chaque opération de maintenance de type C. D'après la documentation du constructeur, ce type d'opération est programmé toutes les 3 600 heures de vol ou tous les 15 mois au plus tard. Cette procédure permet de vérifier le bon fonctionnement de l'ensemble du système d'enregistrement sonore et nécessite moins de 5 minutes de main d'œuvre.

L'opérateur de maintenance :

- connecte son casque audio à l'unité de contrôle du CVR et réalise le test prévol ; il doit notamment entendre le signal de test à 600 Hz et surveiller l'évolution de l'aiguille du galvanomètre ;
- puis, recouvre le CAM avec sa main et parle dans le microphone à bouche du commandant de bord ; il doit alors s'entendre dans le casque ; il répète ensuite la vérification précédente avec le microphone à bouche du copilote.

L'écoute au casque du test prévol permet de détecter la présence de surimpressions (brouhaha vocal) résultant d'une panne de la fonction d'effacement. En revanche, le bon fonctionnement de la ligne CAM allant du microphone à la tête d'écriture sur la bande magnétique n'est pas testé, contrairement à ce qui est fait pour les microphones du commandant de bord et du copilote.

Cette opération de maintenance ne pouvait pas non plus détecter une panne de la ligne CAM si celle-ci se situait en amont du CVR.

Cette opération périodique a été effectuée pour la dernière fois le 26 novembre 2013, mais à cette date l'avion était équipé d'un autre CVR. Le CVR du vol de l'accident a été installé sur l'avion et testé le 16 janvier 2014. Le test réalisé comprend uniquement la première des deux étapes précédentes. Cette opération aurait pu détecter une panne de la fonction d'effacement. Les documents de maintenance n'indiquent pas de défaut détecté lors de cette opération.

### **1.11.3.6 Essais d'amélioration de la qualité du signal par des centres extérieurs**

Avec l'accord de la Commission d'Enquête, le BEA a contacté plusieurs organismes possédant une expertise en matière de traitement de signaux sonores, notamment l'INA (Institut National de l'Audiovisuel) et l'ENST (Ecole Nationale Supérieure des Télécommunications), organismes français, afin de tenter d'améliorer la qualité des enregistrements du CVR. L'objectif était de mettre en évidence des alarmes sonores et de séparer les différentes voix enregistrées sur le CVR.

Les dernières 2 min 45 de la piste CVR du copilote, piste la plus intelligible, ont été fournies aux deux instituts. L'enregistrement ATC sur la même période que le CVR a été fourni à l'ENST.

L'INA possède une expertise particulière en matière de restauration d'enregistrements sur bandes magnétiques. Les outils de débruitage et de filtrage employés pour ce type de travaux ont été utilisés sur les enregistrements du CVR. L'intelligibilité de certaines communications ATC a pu être améliorée, mais aucune alarme ou autre communication n'a pu être mise en évidence.

Le groupe *Audio, Acoustique et Ondes* du département *Traitement du Signal et Images* de l'ENST est un organisme de référence en matière de séparation de voix à l'aide d'algorithmes informatiques. Différentes méthodes ont été utilisées pour extraire les communications ATC et pour séparer les voix des locuteurs. Aucune information autre que les conversations ATC n'a pu être décelée. Deux raisons à cela :

- le nombre élevé de voix présentes sur le CVR ;
- la superposition non linéaire des signaux lors des enregistrements successifs.

Les outils et méthodes disponibles dans l'état de l'art ne permettent pas de mettre en évidence des alarmes ou des communications autres que celles de l'ATC déjà identifiées.

Par conséquent, aucun signal utile pour l'enquête n'a pu être extrait des enregistrements du CVR.

### **1.11.4 Réglementation relative à l'emport des CVR à bande magnétique**

L'annexe 6 à la convention relative à l'aviation civile internationale de l'OACI, relative à l'exploitation technique des aéronefs, prévoit que les CVR à bande magnétique cesseront d'être utilisés à compter du 1<sup>er</sup> janvier 2016 pour les activités de transport aérien commercial international. Cependant, ce texte n'a pas de portée juridique directe dans les états membres. Ainsi, tant que ceux-ci n'ont pas amendé leur propre réglementation il n'a pas force de règlement pour les opérateurs.

Ceux-ci sont tenus de se conformer à la réglementation définie par les autorités de l'aviation civile dont ils dépendent. En Europe, un projet de réglementation est en cours d'adoption afin notamment d'interdire l'emport de CVR à bande magnétique à partir du 1<sup>er</sup> janvier 2019.

## 1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

### 1.12.1 Description du lieu de l'accident

La zone d'occurrence de l'accident se situe au Mali, dans le cercle de Gourma-Rharous et la région de Tombouctou. Le lieu de l'impact se trouve à environ 80 km au sud-est de la ville de Gossi ; elle-même distante de 160 km dans le sud-ouest de la ville de Gao. Les coordonnées géographiques<sup>21</sup> de l'épave sont : 15°08'N - 1°04'O.

Compte tenu des contraintes locales de sûreté, l'examen de l'épave n'a pu avoir lieu que dans le périmètre sécurisé par les forces armées françaises et s'est déroulé sur trois jours.



Figure 38 - localisation du site de l'accident

La zone est plane, située à une altitude moyenne de 270 mètres et ne présente comme seul obstacle qu'une végétation clairsemée d'une hauteur maximale de 5 mètres. Le terrain naturel est un socle rocheux dur recouvert d'une couche de 50 cm environ constitué d'un mélange de sable et d'argile dans des proportions variables.

### 1.12.2 Répartition de l'épave

Lors de l'impact de l'avion avec le sol, un cratère d'environ 35 mètres de largeur sur 11 mètres de longueur, de 1 mètre de profondeur s'est formé.<sup>22</sup>

<sup>21</sup> Dans le référentiel WGS84.

<sup>22</sup> L'envergure de l'avion est de 32,8 m.



Figure 39 - vue de dessus du cratère

Les débris de l'avion sont répartis sur une surface triangulaire de 420 mètres de long, dont le centre du cratère d'impact est le sommet<sup>23</sup> pour s'évaser jusqu'à 340 mètres de large. L'axe moyen de répartition des débris est orienté au 090°.

Des arbres, d'une hauteur d'environ 5 mètres et situés à une dizaine de mètres en amont du cratère d'impact n'ont pas été étêtés. Quelques éléments de l'empennage, ainsi que la porte arrière et le sabot de queue sont retrouvés à proximité de ces arbres.

---

<sup>23</sup> Le centre du cratère est la référence des distances du présent paragraphe.

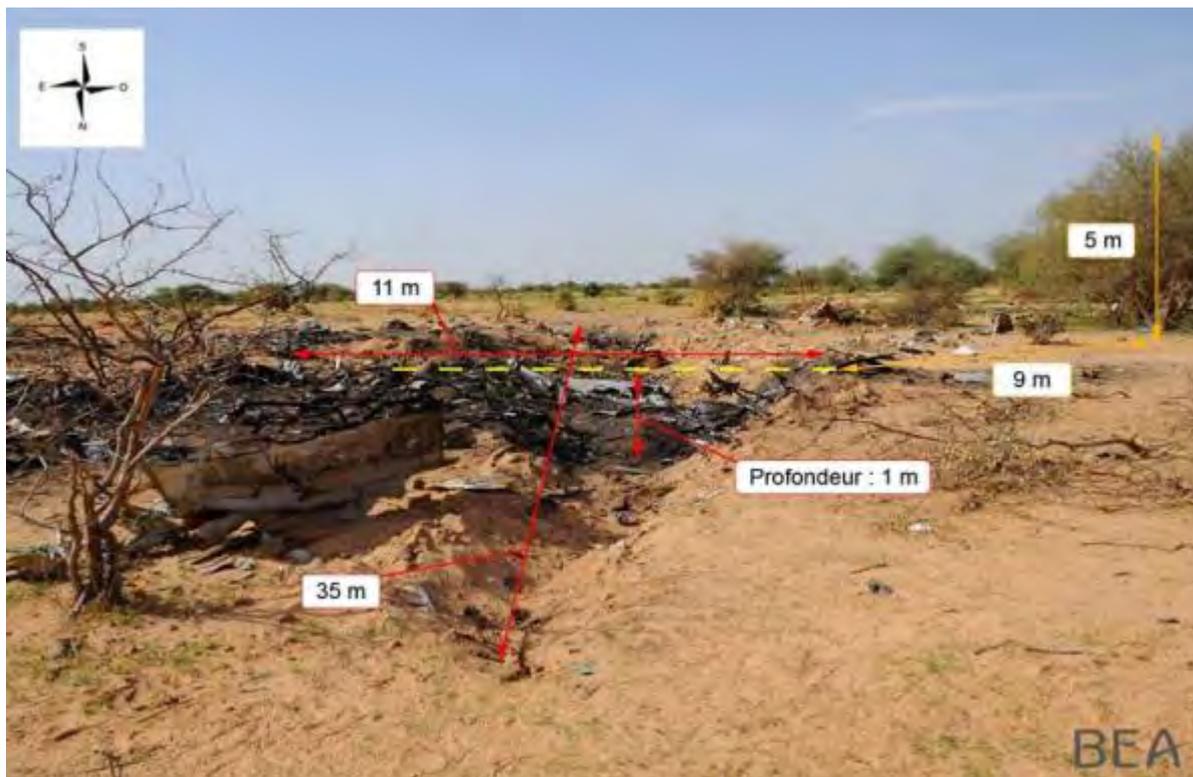


Figure 40 - vue de côté du cratère

A partir du cratère et en se déplaçant vers l'est, trois zones de répartition des débris sont définies :

- la première zone concentre principalement des débris volumineux (de l'ordre du mètre ou supérieur) et de densité moyenne. Ils sont constitués d'éléments des moteurs, de la voilure, de l'empennage et du train avant et des parties supérieures (fûts) des trains principaux ;
- dans la deuxième zone, la taille (de l'ordre de la dizaine de centimètres) et la densité des débris sont inférieures à celles rencontrées précédemment, une grande partie des éléments du tableau de bord et du pare-brise y sont retrouvés ;
- enfin, dans la troisième zone, les débris sont d'un volume moyen (décimétrique à métrique) et de forte densité. Ils sont constitués d'éléments des moteurs et des parties inférieures (essieux) des trains principaux.



Figure 41 - vue aérienne du champ de débris

### Zone 1 :

Les débris retrouvés dans le cratère d'impact proviennent principalement de la voilure, du groupe auxiliaire de puissance, ainsi que des nacelles et des accessoires moteurs.

Ces éléments moteurs se sont répandus sur environ 50 mètres.

La partie supérieure du train avant est retrouvée à 50 mètres et sa partie inférieure à 125 mètres du cratère d'impact.

L'empennage se situe à environ 50 mètres et la vis sans fin du PHR à environ 65 mètres.



Figure 42 - répartition des débris dans la première zone

### Zones 2 et 3 :

Les parties supérieures des trains principaux sont retrouvées à 120 mètres du cratère d'impact pour le train gauche et 205 mètres pour le train droit.

A partir de 130 mètres, sont répartis les débris les moins volumineux.

Cette zone, comprise entre 170 mètres et 190 mètres du cratère d'impact, regroupe des éléments du tableau de bord (altimètre, indicateurs de vitesse, panneau des disjoncteurs) et un morceau de pare-brise.

Des éléments du moteur n°1 sont retrouvés à 160 mètres et 230 mètres. Des éléments du moteur n°2 sont retrouvés à 185 mètres, 260 mètres et 300 mètres.

Deux éléments de la voilure sont retrouvés à 140 mètres et 240 mètres. Les derniers éléments appartiennent aux parties inférieures des trains principaux ; le train gauche se trouve à 295 mètres et le droit à 375 mètres.

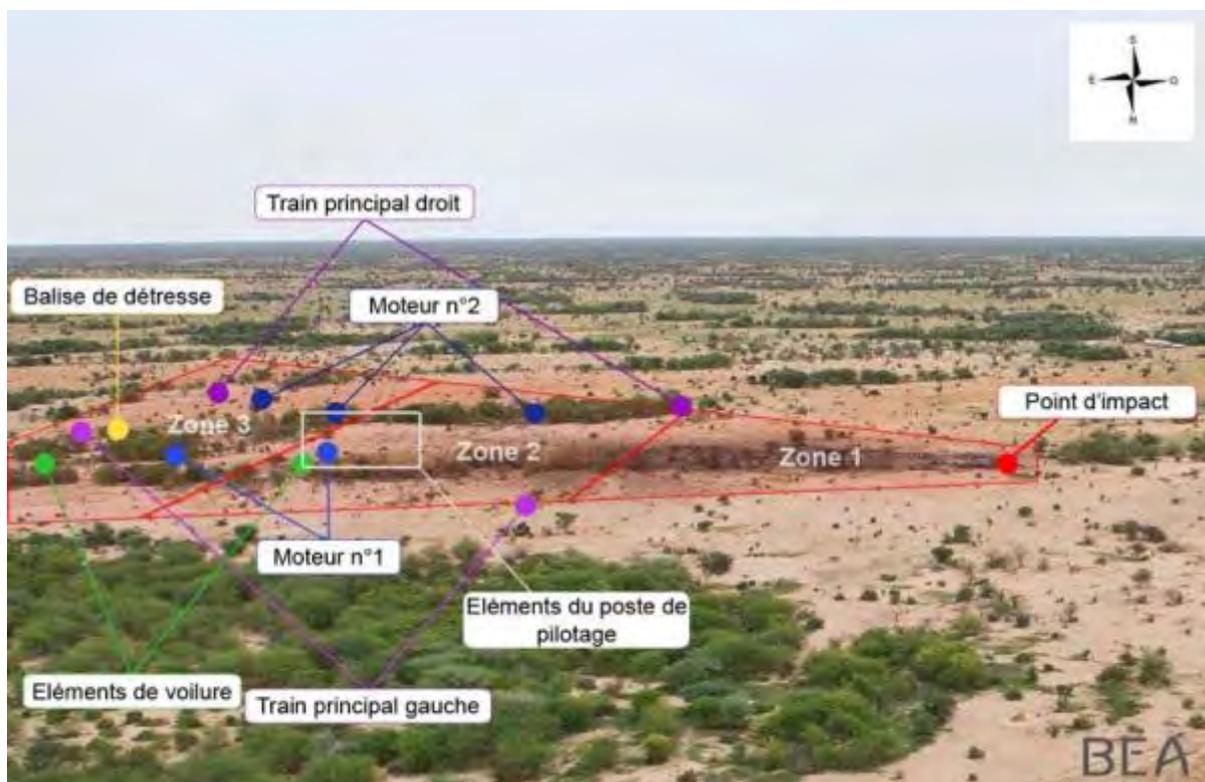


Figure 43 - répartition des principaux débris dans la seconde et la troisième zone

Les forces armées françaises ont préservé les enregistreurs de vol dès leur arrivée sur le site.

### 1.12.3 Commandes et gouvernes

L'avion possède deux volets de bord de fuite par aile. Chacun des volets est actionné par deux vérins hydrauliques. Deux de ces huit vérins ont été retrouvés.



Vérin  
Volet intérieur droit

BEA

Figure 44 - volet intérieur droit



Vérin  
Volet extérieur droit

BEA

Figure 45 - volet extérieur droit

Leur examen a montré que ceux-ci étaient en position rentrée. Cette information est cohérente avec l'exploitation des données FDR.



Figure 46 - mécanisme de commande du plan horizontal

La vis sans fin, permettant le déplacement du plan horizontal réglable, a été retrouvée. La position de l'écrou de la vis sans fin permettant le déplacement du PHR correspond à un angle de braquage à cabrer de 6°, ce qui coïncide avec les dernières valeurs enregistrées par le FDR.

#### 1.12.4 Moteurs

Les deux moteurs sont détruits. Tous les équipements fixés à la périphérie du carter de fan ont été arrachés et disséminés sur le site.

Toutes les aubes de fan sont rompues. Les éléments tournants des moteurs sont fortement endommagés.

Les éléments des moteurs identifiés ne présentent pas de traces visibles d'incendie.

#### 1.12.5 Trains d'atterrissage

L'avion est équipé d'un train d'atterrissage tricycle rétractable composé d'un train avant et de deux trains principaux. Une fois sorti, le train d'atterrissage est maintenu en position par une contre-fiche. Lorsqu'il est rentré, le train d'atterrissage est retenu par un vérin hydraulique.

Le vérin hydraulique du train d'atterrissage droit a été retrouvé.



BEA

Figure 47 - train d'atterrissage droit

Son examen a montré que celui-ci était vraisemblablement en position rentrée.

#### 1.12.6 Balise de détresse

L'avion était équipé d'une balise de détresse à déclenchement automatique. Cette balise de détresse a été retrouvée détruite endommagée sur le site. Aucun signal provenant de cette balise n'a été détecté.

#### 1.12.7 Synthèse

La forme du cratère d'impact et la position de celui-ci par rapport à la position des arbres situés en amont montrent que l'avion est entré en collision avec le sol avec une grande vitesse, une inclinaison faible et une forte assiette à piquer. L'avion s'est désintégré à l'impact. Les débris se sont répartis sur une distance de 420 m selon une direction moyenne magnétique de 90°.

L'endommagement des moteurs montre qu'ils délivraient de la puissance, ce qui est cohérent avec les dernières données enregistrées par le FDR.

L'examen de l'épave indique que l'avion était en configuration lisse et compensé à cabrer, les trains d'atterrissage rentrés.

Ces informations sont cohérentes avec la phase de vol dans laquelle l'avion se trouvait lors de l'événement, ainsi qu'avec les données de vol issues du FDR.

Aucun examen supplémentaire n'a été réalisé.

## **1.13 Renseignements médicaux et pathologiques**

Compte tenu de la violence de l'impact, il n'a pas été possible d'effectuer d'analyse toxicologique sur les membres d'équipage.

## **1.14 Incendie**

L'examen du site a permis de constater des groupes d'arbres et de buissons brûlés à partir du cratère d'impact, entre les caps 065 et 120, sur une distance d'environ 140 mètres. L'observation des dommages sur la végétation permet de conclure que l'incendie est subséquent à la collision de l'avion avec le sol et ne s'est pas propagé après l'impact.

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

La violence de l'impact a provoqué la mort instantanée de tous les occupants de l'avion.

## **1.16 Essais et recherches**

### **1.16.1 Questions relatives aux limitations de temps de vol de l'équipage de conduite**

#### ***1.16.1.1 Règlementation applicable***

Pour les besoins de l'enquête, des vérifications en matière de temps de service, temps de service de vol et temps de repos ont été effectuées.

Le règlement en vigueur au moment de l'accident est le règlement européen (CE) n° 859/2008 de la commission européenne (sous-partie Q de l'annexe III EU-OPS), c'est-à-dire les articles OPS 1.1090 à OPS 1.1135.

Les dispositions de ce règlement sont reprises dans le manuel d'exploitation de la compagnie partie A auxquelles viennent s'ajouter des circulaires nationales, dispositions prévues par le règlement européen.

La circulaire ministérielle du 17 décembre 2010 émise par la Direction Générale de l'Aviation Civile de l'Espagne amène des exigences additionnelles en termes de temps de repos minimal et de nombre minimum de jours de repos mensuels à la base d'affectation.

#### ***1.16.1.2 Définitions :***

- Temps de service

Le temps de service est le temps écoulé entre le moment où un membre d'équipage doit commencer un service à la demande d'un exploitant jusqu'au moment où il est libéré de tout service.

La réglementation fixe des limites par périodes de 28 jours consécutifs d'une part, et 7 jours consécutifs d'autre part.

- Temps de service de vol

Toute période au cours de laquelle une personne exerce à bord d'un avion en tant que membre d'équipage. Ce temps est compté depuis le moment où le membre d'équipage doit se présenter, à la demande d'un exploitant, pour un vol ou une série de vols et se termine à la fin du dernier vol au cours duquel le membre d'équipage est en fonction.

- Temps de repos

Toute période ininterrompue et définie pendant laquelle un membre d'équipage est libéré de tout service ainsi que de toute réserve à l'aéroport.

Les limitations réglementaires pour chaque item figurent en annexe 6.

### **1.16.1.3 Application de ces dispositions à l'équipage du vol AH 5017**

Pendant la durée du contrat d'affrètement, la compagnie Air Algérie était chargée d'effectuer le programme des vols. Swiftair SA était chargé de la planification des équipages en cohérence avec les vols.

La base d'affectation contractuellement définie était à Madrid.

Dans le cadre de l'enquête, l'ensemble de l'activité aérienne de l'équipage de conduite a été examiné en regard de ces dispositions.

Il en ressort que les limitations de temps de service de vol et le temps de repos minimal entre les services de vol ont été respectés pour les deux membres d'équipage pendant la durée du contrat.

Il a été noté sur la période du 10 au 16 juillet inclus, un dépassement du cumul maximum des temps de service sur 7 jours glissants et qui intervient le 15 juillet avec un cumul de 66 h (maximum autorisé de 60 heures) et atteint 77 h le 16 juillet.

Cette période de vol est précédée puis suivie de 5 jours de repos.

On peut considérer que cette période de repos permettait de neutraliser l'effet potentiel de ce dépassement sur la fatigue. Cependant, en l'absence d'informations détaillées sur les activités et le sommeil des membres d'équipage, il n'a pas été possible de déterminer si ce dépassement a pu avoir un impact sur l'état physiologique de l'équipage le 23 juillet lors de la rotation Alger – Ouagadougou – Alger.

### **1.16.1.4. Jours minimum de repos à la base d'affectation**

Il n'y a pas eu de jour de repos à la base (Madrid) entre le 23/06 et le 24/07.

La circulaire ministérielle espagnole impose 8 jours par mois de repos à la base qu'il est possible de reporter le mois suivant.

Par ailleurs, l'enquête n'a pas permis d'établir avec exactitude l'activité des membres d'équipage de conduite pendant leur temps de repos à Alger. Néanmoins, des équipages présents à Alger en juillet 2014, interviewés dans le cadre de l'enquête, ont indiqué que les conditions de repos à Alger étaient correctes.

### **1.16.1.5 Fatigue**

Les premières heures matinales entre 02 h 00 et 05 h 00 sont généralement considérées comme une période au cours de laquelle les capacités physiologiques sont amoindries. L'accident est survenu à 02 h 47 heure d'Alger, heure à laquelle l'équipage était acclimaté.

Toutefois, en raison de l'absence de données CVR, l'enquête n'a pas permis de déterminer si une fatigue réelle était présente ou non.

## 1.16.2 Mesure d'EPR erroné

### 1.16.2.1 Recalcul des EPR

Les variations au cours du vol des paramètres moteurs enregistrés indiquent une incohérence entre l'évolution de l'EPR des moteurs gauche et droit et celle des autres paramètres moteurs à partir de 01 h 39 min 35. Par conséquent, les EPR ont été recalculés à partir des autres paramètres moteurs enregistrés afin d'estimer les valeurs d'EPR correspondant au régime moteur.

Le graphe suivant illustre le résultat de ces calculs :

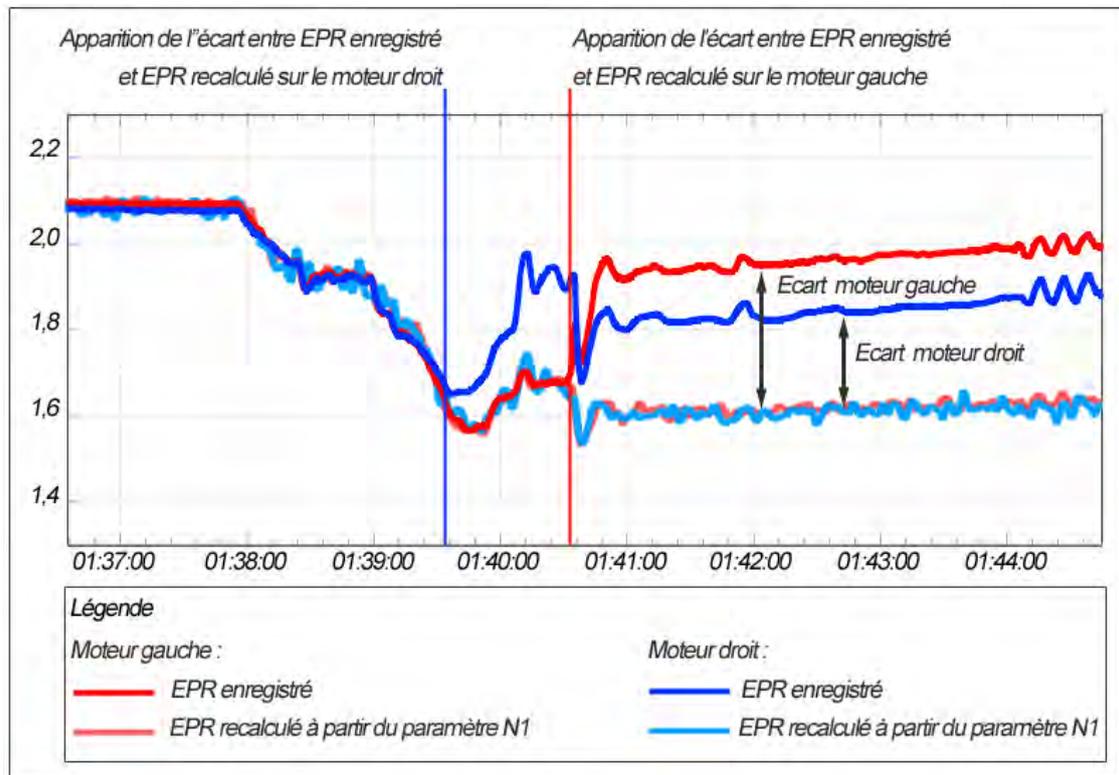


Figure 48 - comparaison EPR enregistré / EPR recalculé

Ces calculs montrent que la valeur d'EPR enregistrée est devenue erronée et surestimée sur le moteur droit à 01 h 39 min 35, puis sur le moteur gauche à 01 h 40 min 30.

Du fait de leur surestimation, les valeurs mesurées d'EPR de chaque moteur se sont approchées des valeurs d'EPR LIMIT, contraignant l'auto-manette à conserver une poussée réelle inférieure à celle prévue dans cette phase de vol (voir § 1.6.5.1). L'écart entre la valeur enregistrée et la valeur réelle est d'environ 0,34 sur le moteur gauche et de 0,20 sur le moteur droit.

Sur les vols précédents, les valeurs d'EPR en croisière varient entre 1,7 et 2,0 environ. Pour le vol de l'événement, l'EPR erroné était donc proche des valeurs typiques de croisière.

Les valeurs d'EPR recalculés pour le moteur gauche et le moteur droit sont très proches. Il n'y avait donc pas de différence majeure entre la poussée délivrée par les deux moteurs, contrairement à ce que pourrait laisser penser l'écart entre les EPR enregistrés sur le FDR.

Cette situation a perduré au moins jusqu'à l'apparition d'oscillations de grande amplitude des EPR 1 et 2 (voir chapitre 1.16.3.1). Au-delà de cette période et jusqu'à l'augmentation du régime moteur dans les vingt dernières secondes du vol, il n'est pas possible de recalculer l'EPR, les paramètres moteurs étant cohérents avec un pompage des deux moteurs (voir 1.16.3.2).

Dans les vingt dernières secondes du vol, le régime des moteurs augmente et les valeurs d'EPR recalculées sont de nouveau cohérentes avec les valeurs enregistrées.

### **1.16.2.2 Causes possibles de l'erreur de mesure de l'EPR**

Les valeurs erronées de l'EPR enregistré pour cet événement peuvent résulter :

- d'une panne d'un équipement de la chaîne de mesure et de transmission des valeurs d'EPR notamment d'une possible défaillance des capteurs Pt7 ;
- d'une obstruction des capteurs de pression totale  $P_{12}$ .

Le premier cas nécessiterait au cours du même vol une panne de la chaîne EPR du moteur droit, puis environ 55 secondes plus tard une panne similaire sur la chaîne EPR du moteur gauche, puis une disparition de ces deux pannes dans les vingt dernières secondes du vol lors de l'augmentation du régime des moteurs.

Or les chaînes gauche et droite n'ont aucun composant en commun et n'ont pas la même alimentation électrique. Ce scénario est donc très peu probable.

La présence d'une cellule orageuse à proximité de la trajectoire de l'avion ainsi que l'absence d'activation du système d'antigivrage des moteurs (voir chapitre 1.16.4) au moment de l'apparition du phénomène conduit à retenir le scénario de l'obstruction des capteurs de pression  $P_{12}$  du moteur droit puis du moteur gauche par un phénomène de givrage. La réapparition de valeurs d'EPR cohérentes en fin de vol indique que le givrage des capteurs de pression a disparu, probablement sous l'effet de l'augmentation de température au cours de la chute.

### **1.16.2.3 Conséquence sur la poussée**

Le constructeur a calculé, en utilisant le modèle aérodynamique de l'avion, l'EPR nécessaire pour maintenir le niveau de vol 310 dans les conditions de l'événement ainsi que l'EPR que les moteurs étaient en capacité de délivrer en fonction des sélections d'antigivrage. Le graphe suivant représente l'EPR nécessaire, l'EPR disponible et l'EPR calculé à partir du  $N1$  corrigé, qui correspond donc à l'EPR effectivement délivré par les moteurs :

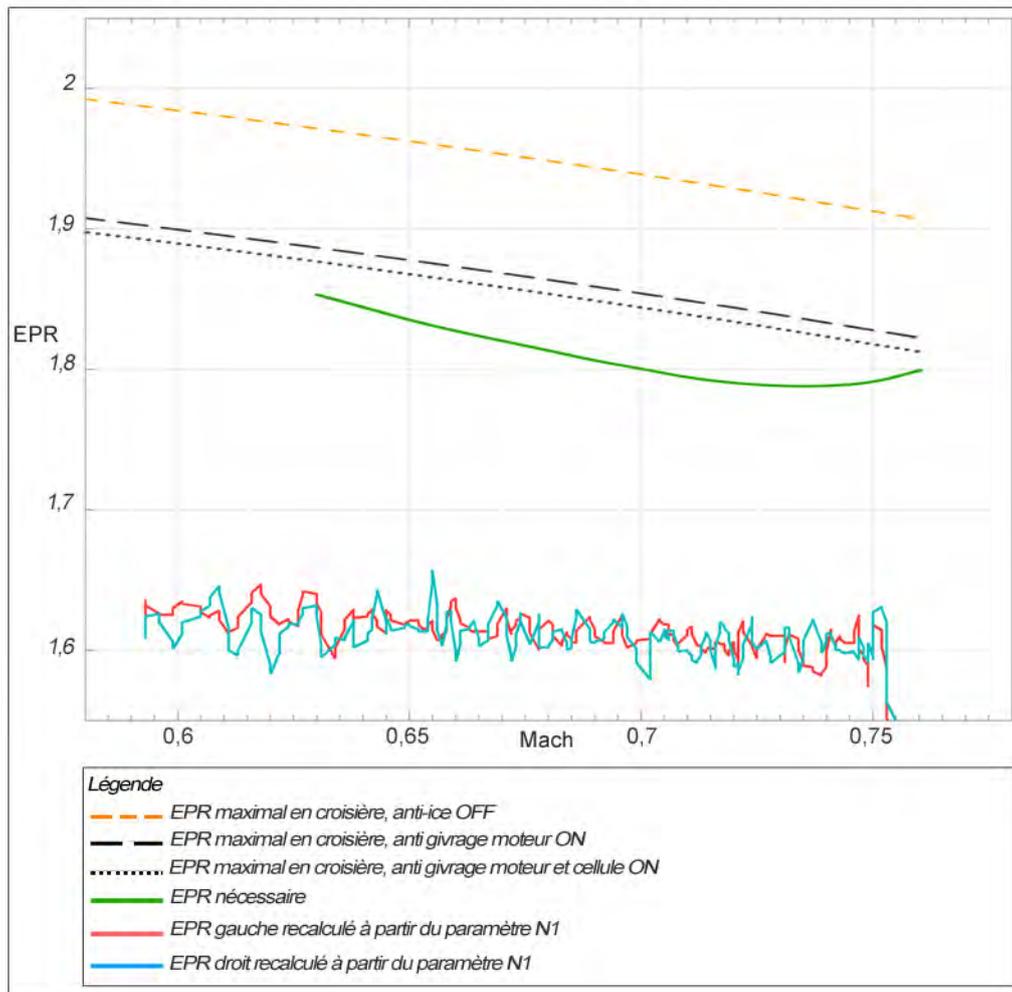


Figure 49 - comparaison de l'EPR nécessaire, de l'EPR disponible et de l'EPR délivré par les moteurs

Lorsque les valeurs d'EPR enregistrées sont devenues erronées, l'EPR effectivement délivré par les moteurs 1 et 2 est resté voisin de 1,6 alors que l'EPR nécessaire pour maintenir le niveau de vol 310 dans les conditions de l'évènement était voisin de 1,8. Dans ces conditions, l'avion ne pouvait pas maintenir le vol stabilisé en palier au niveau 310 et la vitesse de l'avion a commencé à diminuer. En revanche le vol de croisière avec l'auto-manette engagée était possible à ce niveau de vol car l'EPR LIMIT en régime CR était supérieur à l'EPR nécessaire, y compris lorsque tous les systèmes de protection contre le givrage sont activés.

Dans ce cas cependant l'EPR LIMIT devient proche de l'EPR nécessaire et la marge de poussée est faible.

### 1.16.3 Evolution des paramètres moteurs au cours de l'évènement

#### 1.16.3.1 Sélection du régime CR

Entre 01 h 38 min 26 et 01 h 38 min 58, l'évolution des EPR gauche et droit et des modes de l'auto-manette sont cohérents avec une sélection du régime de poussée CR (Cruise) au TRP. En effet, les valeurs d'EPR restent proches de la valeur d'EPR LIMIT du régime CR et lorsqu'elles deviennent inférieures, autour de 01 h 38 min 30, l'auto-manette passe en mode MACH.

L'équipage a donc sélectionné le régime CR au plus tard à 01 h 38 min 26.

La figure 50 fournie en 1.16.3.4 illustre ce point.

### **1.16.3.2 Baisse du régime des moteurs**

Entre 01 h 40 min 35 et 01 h 40 min 39, l'ensemble des paramètres des deux moteurs diminue, puis augmente de nouveau jusqu'à 01 h 40 min 49. L'auto-manette est alors en mode MACH, elle cherche donc à maintenir la consigne de Mach sélectionnée par l'équipage. Cette consigne n'est pas enregistrée. Comme le Mach de l'avion est en diminution pendant cette période, une baisse du régime des moteurs peut provenir d'une baisse de la consigne de Mach ou bien d'une action manuelle de l'équipage sur les manettes de poussée, surpassant l'auto-manette.

La figure 50 fournie en 1.16.3.6 illustre ce point.

### **1.16.3.3 Oscillations d'EPR**

Entre 01 h 44 min 52 et 01 h 45 min 17, deux oscillations d'EPR de grande amplitude sont enregistrées. La première oscillation a lieu alors que l'auto-manette est engagée, puis l'auto-manette est déconnectée et la deuxième oscillation se produit.

Au cours de ces deux oscillations, l'ensemble des paramètres moteurs varie de manière cohérente avec les EPR. Il ne s'agit donc pas de simples oscillations du paramètre EPR mais bien de variations des EPR des moteurs.

S'agissant de la première oscillation, les valeurs d'EPR atteintes sont de 2,52 pour le moteur gauche et 2,54 pour le moteur droit. Ces valeurs sont significativement supérieures à l'EPR LIMIT qui valait alors 1,98 et qui correspond à l'EPR maximal que l'auto-manette pouvait commander dans cette phase de vol. Par conséquent, il est vraisemblable que la première oscillation d'EPR ait été commandée par l'équipage en surpassant l'action de l'auto-manette. En outre, les valeurs d'EPR enregistrées ont dépassé celles que le moteur JT8D-219 est capable de produire, ce qui confirme encore une fois la mesure erronée des EPR.

La deuxième oscillation se produit alors que l'auto-manette est désengagée et provient donc d'une action de l'équipage.

### **1.16.3.4 Pompage des moteurs**

A partir de 01 h 45 min 17 environ, l'évolution des paramètres enregistrés pour les deux moteurs est cohérente avec un pompage<sup>24</sup> :

- baisse brutale des N1, N2, du débit de carburant et de l'EPR jusqu'à des valeurs proches du régime ralenti ;
- augmentation de l'EGT jusqu'à des valeurs supérieures aux valeurs de décollage.

---

<sup>24</sup> Perturbation du flux d'air à l'intérieur d'un moteur à réaction, généralement provoquée par un défaut de son alimentation en air et se traduisant par une diminution de poussée brutale.

A l'apparition de ce phénomène, l'incidence avion enregistrée est de 14°. Les données issues d'essais en vol réalisés par Boeing indiquent que le comportement des moteurs de MD83 peut devenir instable lorsque l'incidence dépasse une valeur comprise entre 7,5 et 11,5 degrés selon la vitesse de l'avion. Ceci est dû aux perturbations de l'écoulement de l'air en amont des ailes qui arrivent ensuite en entrée des moteurs.

L'incidence excessive est vraisemblablement à l'origine du pompage des deux moteurs.

#### ***1.16.3.5 Fin du pompage et augmentation du régime moteur***

Dans les vingt dernières secondes de vol, l'ensemble des paramètres moteur enregistrés montre une augmentation du régime des deux moteurs jusqu'à des valeurs proches du régime maximal. La situation de pompage a donc cessé.

La baisse de l'incidence, de 23° à 8°, ainsi que l'altitude de l'avion inférieure à 10 000 ft, ont favorisé la sortie, probablement naturelle, de la situation de pompage des deux moteurs.

#### ***1.16.3.6 Synthèse de l'évolution des paramètres des moteurs***

Le graphe suivant synthétise l'évolution des paramètres moteurs au cours de l'évènement.

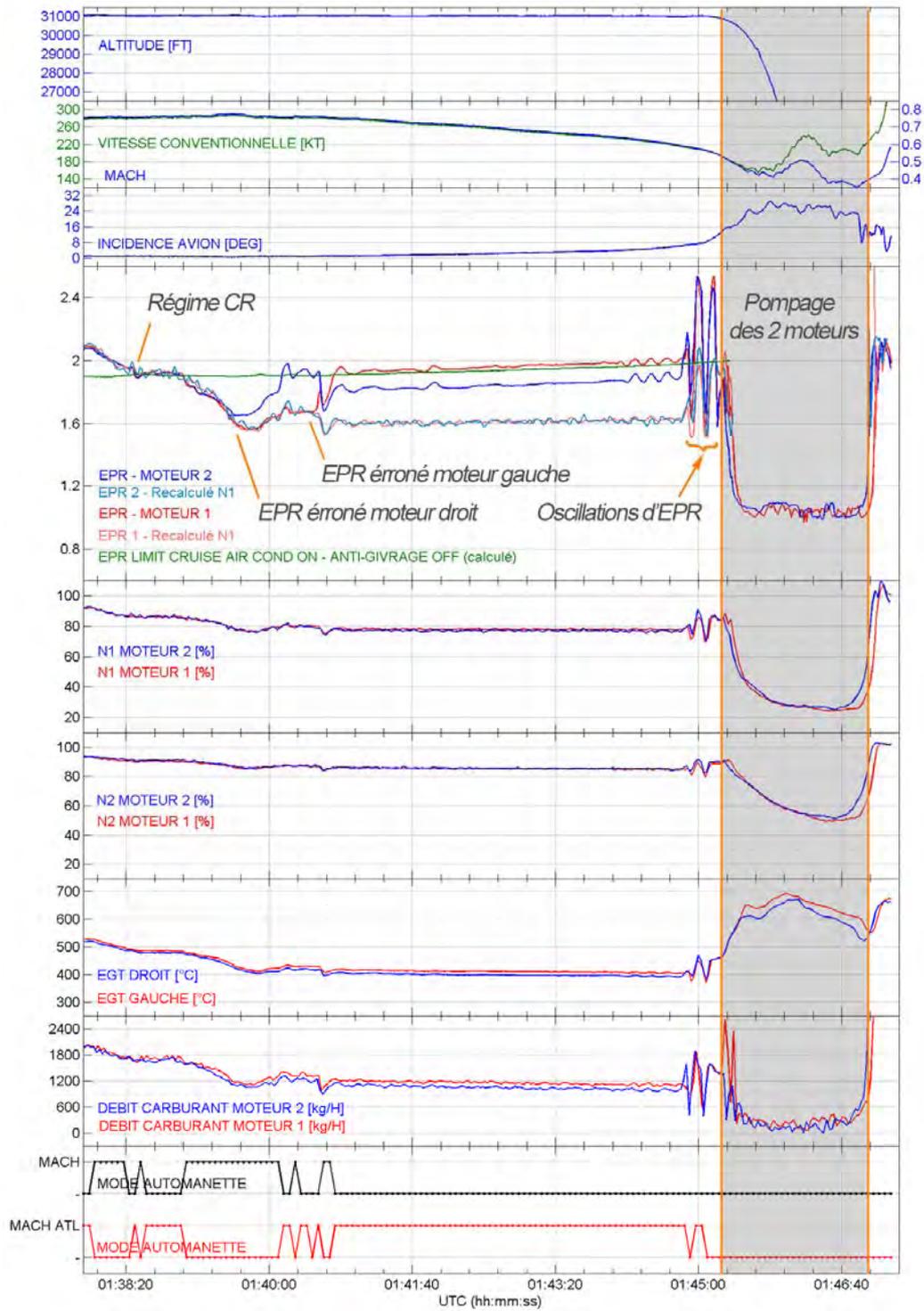


Figure 50 - évolution des paramètres moteur lors de l'événement

### 1.16.4 Second régime

Le calcul de la poussée nécessaire effectué par le constructeur permet également de déterminer la vitesse correspondant à l'entrée dans le second régime. Lorsque l'avion évolue en second régime, il est instable en vitesse : partant d'une situation où la poussée des moteurs équilibre la traînée, une diminution de la vitesse de l'avion, sous l'effet d'une perturbation extérieure par exemple, se traduit par une augmentation de la poussée nécessaire au vol en palier stabilisé. Par conséquent, si la poussée des moteurs n'augmente pas pour atteindre la nouvelle poussée nécessaire, l'avion continue sa décélération et l'écart entre la poussée appliquée et la poussée qui serait nécessaire pour revenir aux conditions initiales augmente.

Le graphe suivant indique que le second régime est atteint lorsque le Mach vaut 0,72 environ. L'avion a atteint cette vitesse à 01 h 41 min 52, soit 2 min 17 s après l'apparition de l'erreur de mesure d'EPR sur le premier moteur. Bien que les moteurs soient en mesure de fournir une puissance suffisante pour accélérer l'avion, cette puissance n'a pas été commandée par l'auto-manette en raison des valeurs erronées d'EPR.

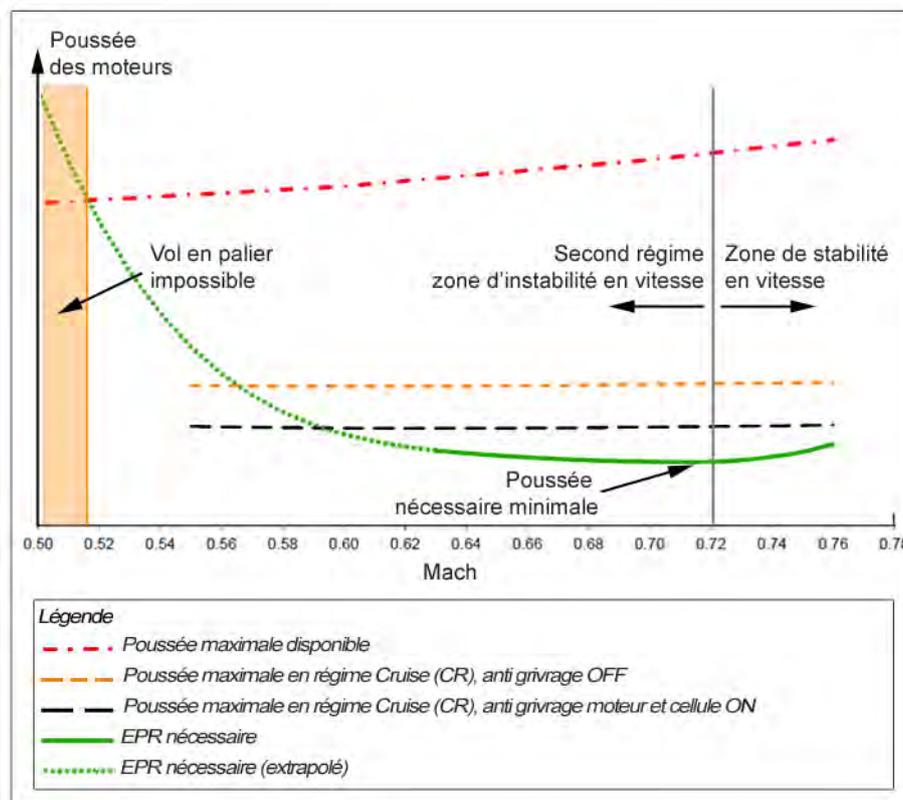


Figure 51 - poussée nécessaire et poussée disponible

En dessous de Mach 0,52 environ, la poussée maximale que les moteurs pouvaient délivrer était inférieure à la poussée nécessaire pour maintenir le vol en palier au niveau 310. La seule possibilité était de se mettre en descente.

Cette vitesse a été atteinte à environ 5 secondes après le déclenchement de l'alarme de décrochage.

## **1.16.5 Détermination de l'état d'activation des dispositifs d'antigivrage**

### **1.16.5.1 Méthode utilisée**

Les systèmes de protection contre le givrage des moteurs et de la cellule utilisent de l'air chaud prélevé sur le compresseur des moteurs. Par conséquent, leur activation provoque une diminution de la poussée disponible, qui se traduit notamment par une baisse des valeurs d'EPR LIMIT.

L'activation de ces systèmes de protection contre le givrage n'est pas enregistrée dans le FDR. Pour déterminer si ces systèmes ont été activés par l'équipage au cours du vol, les valeurs d'EPR enregistrées ont été comparées aux valeurs limites que l'auto-manette peut commander, ces dernières étant significativement différentes lorsqu'un ou plusieurs systèmes de protection contre le givrage sont activés.

La corrélation entre les paramètres moteurs enregistrés, tels que l'EGT vis-à-vis du N1 par exemple, a également été étudiée afin de détecter un éventuel changement lors de l'activation des systèmes de protection contre le givrage. Cette méthode n'a pas permis d'identifier clairement des changements de paramètres cohérents avec une activation par l'équipage des systèmes de protection contre le givrage des moteurs ou de la cellule.

L'estimation décrite dans le paragraphe suivant de l'activation de ces systèmes au cours du vol de l'accident est donc basée sur la première méthode uniquement.

### **1.16.5.2 Comparaison EPR / EPR LIMIT**

Lorsque l'auto-manette est en mode EPR LIM, en montée par exemple, ou en mode MACH ATL en croisière, la cible de l'auto-manette est de maintenir l'EPR à la valeur d'EPR LIMIT. Il est alors possible de comparer les valeurs d'EPR enregistrées aux valeurs d'EPR LIMIT recalculées à partir du FCOM. Le FCOM fournit les valeurs maximales d'EPR pour les phases de montée et de croisière en fonction de l'altitude, de la température et des différentes sélections des systèmes de protection contre le givrage. Il est alors possible en comparant les valeurs d'EPR enregistrées aux valeurs d'EPR LIMIT fournies par le FCOM, d'en tirer une information sur l'activation des systèmes de protection contre le givrage.

Lorsque l'auto-manette est en mode MACH, la cible est le mach sélectionné par l'équipage et l'EPR est inférieure à l'EPR LIMIT. La comparaison de l'EPR à l'EPR LIMIT ne permet donc pas, dans ce dernier cas de déterminer l'activation par l'équipage des systèmes de protection contre le givrage.

Les courbes ci-dessous représentent l'évolution des valeurs d'EPR et d'EPR LIMIT pour les phases de montée et de croisière.

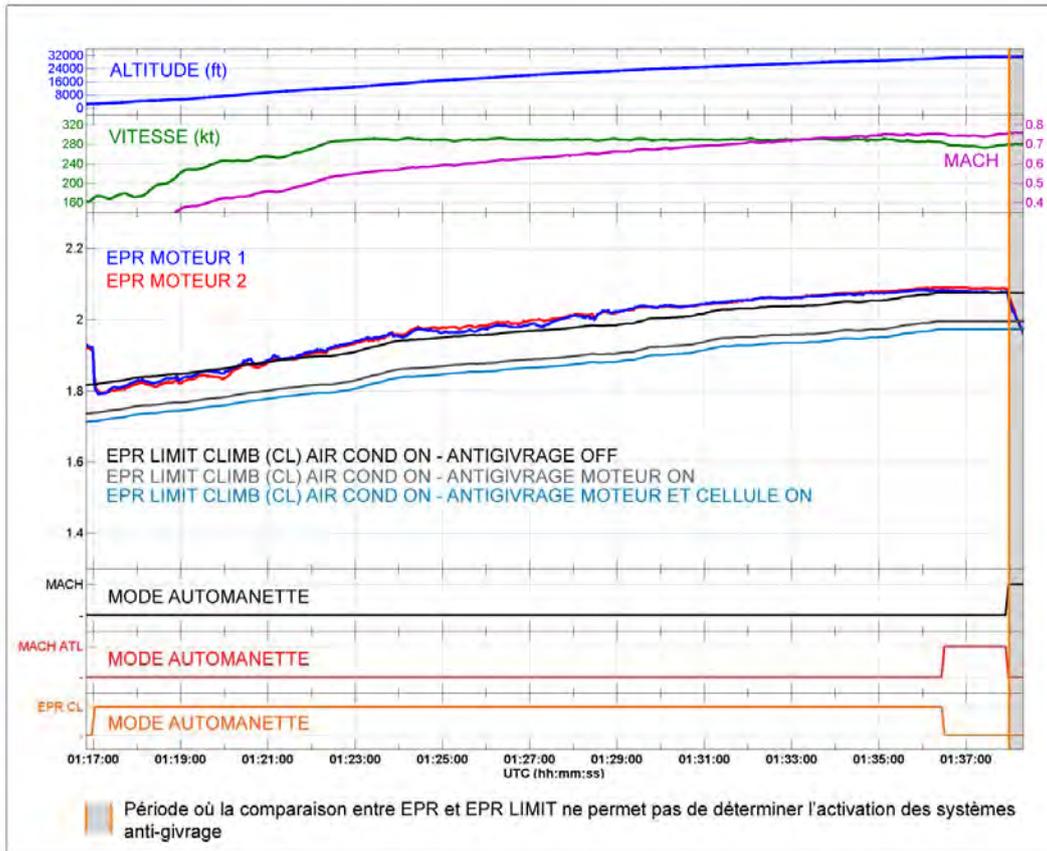


Figure 52 - comparaison EPR/EPR LIMIT en montée

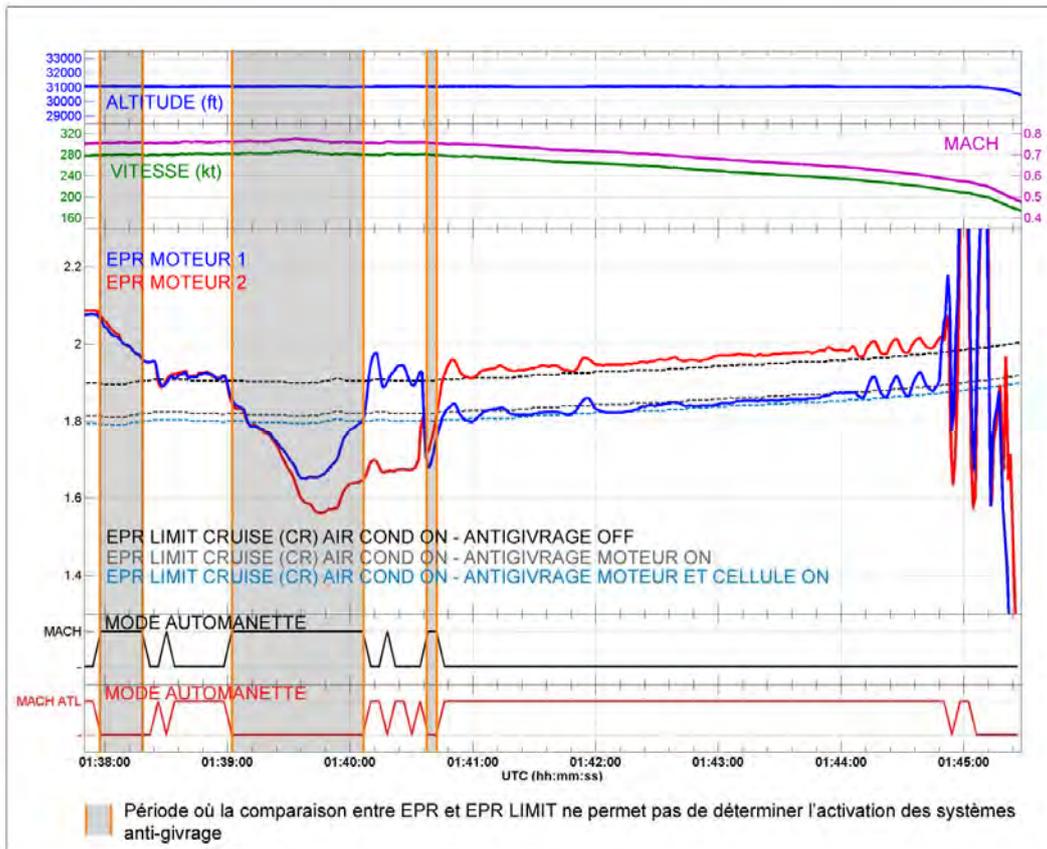


Figure 53 - comparaison EPR / EPR LIMIT en croisière

Pendant la montée les valeurs d'EPR des deux moteurs sont restées proches de la valeur d'EPR LIMIT sans système de protection contre le givrage activé et significativement supérieures aux valeurs d'EPR LIMIT avec antigivrage. Ceci indique que les systèmes d'antigivrage des moteurs et de la cellule n'ont pas été activés au cours de la montée.

Au cours de la croisière, l'erreur de mesure de l'EPR provoque des différences entre l'EPR du moteur gauche et l'EPR du moteur droit (*voir paragraphe 1.16.2.1*). Par conception, l'EPR LIMIT est nécessairement le même pour les deux moteurs. De plus, l'auto-manette n'ayant qu'une servocommande, elle régule de manière identique les deux moteurs. Par conséquent, en cas d'écart entre les valeurs d'EPR du moteur gauche et du moteur droit, l'auto-manette va ajuster la poussée des deux moteurs pour empêcher l'EPR le plus élevé de dépasser l'EPR LIMIT. Dans ce cas de figure, la valeur de l'EPR de l'autre moteur subit la régulation effectuée par l'auto-manette. La figure précédente montre que lorsque l'auto-manette est en mode MACH ATL, il y a toujours au moins un moteur dont l'EPR est cohérent avec l'EPR LIMIT sans système antigivrage activé.

Ces résultats indiquent donc que les systèmes de protection contre le givrage n'ont pas été activés lors de la montée ni pendant les phases de la croisière où l'auto-manette est en mode Mach ATL.

## 1.16.6 Décrochage

### 1.16.6.1 Généralités sur le décrochage

La portance d'une aile dépend de son coefficient de portance ( $C_z$ ) et du carré de la vitesse de l'écoulement de l'air. Le coefficient de portance augmente avec l'incidence (notée  $\alpha$ ) jusqu'à une valeur maximale, après quoi il diminue lorsque l'incidence continue à augmenter. Ce point où le coefficient de portance est maximal marque, d'un point de vue aérodynamique, le décrochage. L'incidence à laquelle le  $C_z$  est maximal est donc l'incidence de décrochage ( $\alpha_{max}$ ).

Les caractéristiques aérodynamiques d'une aile, donc l'allure de la courbe  $C_z = f(\alpha)$ , sont différentes entre les basses couches (Mach faible, écoulement subsonique) et les hautes altitudes (Mach plus élevé, écoulement proche du transsonique).

Cela se traduit par une incidence de décrochage plus faible à mach plus élevé.

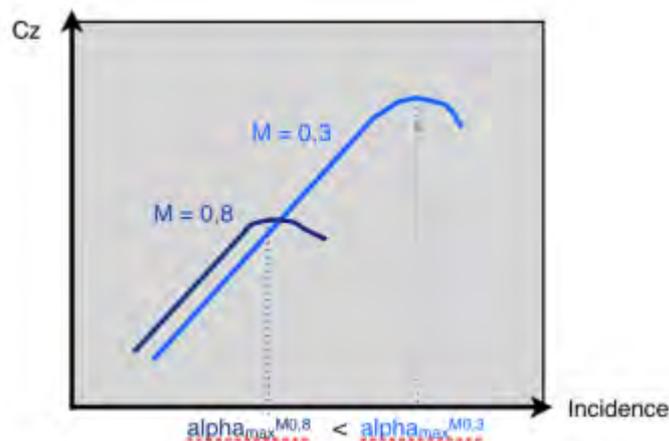


Figure 54 - courbe de portance à Mach faible et Mach élevé

De manière plus marquée à Mach élevé, la compressibilité de l'air se traduit notamment par l'apparition de vibrations (*buffet*) à forte incidence, dont l'amplitude peut ensuite augmenter jusqu'à devenir dissuasive (*deterrent buffet*).

### **1.16.6.2 Particularités des avions de type MD80 en croisière**

Sur les avions de type MD80, les seuils d'incidence utilisés par les SWC pour l'activation du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage ont été définis à partir des caractéristiques aérodynamiques de l'avion à faible altitude et faible nombre de Mach (autour de Mach 0.2). Les SWC utilisent ces valeurs d'incidence quel que soit le Mach de l'avion (voir chapitre 1.6.5.5 pour la description de ces systèmes).

A Mach élevé, comme c'est le cas en croisière, le décrochage se produit à une incidence plus faible qu'à basse altitude. Par conséquent, le vibreur de manche et l'alarme de décrochage se déclenchent avec une marge plus faible par rapport au décrochage réel de l'avion.

D'après les données de vol issues des essais de décrochage en haute altitude réalisés pour la certification de type du MD80, le phénomène de buffet apparaît au centre de gravité en même temps que le vibreur de manche ou quelques nœuds avant celui-ci. En revanche, ces données ne comprennent pas d'enregistrements du facteur de charge en cockpit

D'autres données d'essais en vol fournies par le constructeur, spécifiques à l'apparition du buffet, montrent que sur MD80, le buffet au niveau du siège du commandant de bord apparaît soit en même temps, soit dans les secondes qui suivent l'apparition du buffet au niveau du centre de gravité. Le buffet est probablement devenu perceptible par les pilotes au moment où il est devenu clairement discernable au centre de gravité, ou quelques secondes plus tard.

Par ailleurs, le buffet au niveau du siège du commandant de bord peut dans certains cas être d'une amplitude inférieure à celle au niveau centre de gravité.

### **1.16.6.3 Déclenchement des dispositifs avertisseurs du décrochage au cours de l'évènement**

#### **Buffet**

Sur les enregistrements du FDR, on constate un changement de comportement du facteur de charge vertical à 1 h 45 min 06, à une vitesse de 203 kt. Ce changement de comportement est caractérisé par l'apparition d'une composante haute fréquence dont l'amplitude enregistrée augmente jusqu'à atteindre 0,1 g crête-à-crête environ et temporairement 0,2 g crête à crête à 1 h 45 min 15. Cette composante peut correspondre à du buffet.

Les données d'essais en vol fournies par le constructeur comprennent des enregistrements du facteur de charge au centre de gravité et au siège du commandant de bord, mesuré avec l'instrumentation d'essais dont la fréquence d'échantillonnage est supérieure à celle du FDR. La fréquence du buffet mesuré au siège du commandant de bord est voisine de 8 Hz et celle mesurée au centre de gravité, plus difficilement mesurable à partir des données disponibles, est supérieure.

Par conséquent, l'échantillonnage de 8 Hz du FDR ne peut restituer qu'une vue partielle de ce phénomène<sup>25</sup> et les données d'essais en vol fournies ne comprennent pas d'enregistrements qui permettraient de faire une corrélation entre le buffet vu par l'instrumentation d'essais et par le FDR. Une telle corrélation aurait permis de démontrer que l'apparition de cette composante haute fréquence à 1 h 45 min 06 correspond de manière certaine à du buffet. Cependant, des vibrations de ce type ne peuvent être provoquées ni par des turbulences ni par les commandes de vol dont la position est enregistrée. Dans la suite du rapport on considèrera donc que le buffet est apparu au centre de gravité à cet instant, et qu'il est vraisemblablement devenu perceptible par l'équipage au même moment ou quelques secondes plus tard.

Le manuel de vol (Aircraft Flight Manual – AFM) de l'avion comporte un abaque<sup>26</sup> fournissant la vitesse et le Mach d'apparition potentielle du buffet à une altitude donnée, en fonction du facteur de charge subi par l'avion, de sa masse et de son centrage. Ces abaques correspondent à l'apparition d'un buffet de 0,2g crête à crête tel que mesuré par des accéléromètres placés au centre de gravité de l'avion. Cette information est destinée à indiquer aux équipages le niveau de vol maximal auquel un MD-80 peut opérer avec une marge suffisante par rapport au buffeting.

A partir de la masse et du centrage recalculés par le constructeur ainsi que du facteur de charge enregistré, cet abaque indique que le buffet aurait pu apparaître lors de l'évènement à une vitesse conventionnelle de 218 kt, atteinte à 1 h 44 min 41. Ce résultat ne correspond pas à ce que les données FDR font apparaître : le facteur de charge est alors stable autour de 1 g et ne subit pas de variation significative. Le manuel de vol ne permet donc pas de confirmer l'apparition du buffet qu'indiquent vraisemblablement les données FDR.

Des écarts ont également été constatés entre cet abaque et les données de l'évènement du vol de Spirit Airlines (voir chapitre 1.16.10 pour la description de cet évènement). L'enquête n'a pas permis de déterminer l'origine de ces écarts. En revanche, l'abaque est cohérent avec l'apparition du buffet lors des vols des essais de décrochage en haute altitude réalisés pour la certification de l'avion y compris ceux réalisés à des points de vol proches de celui de l'évènement.

D'après le constructeur, cet abaque n'a pas pour but de prédire l'apparition du buffet dans des conditions de vol données mais de déterminer le niveau de vol maximal garantissant une marge définie par rapport à l'apparition du buffet. En ce sens, les données d'apparition du buffet figurant dans le manuel de vol ne sont pas incompatibles avec les enregistrements du FDR.

### **Vibreux de manche et alarme de décrochage**

Les dépassements des seuils d'activation du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage ont été établis à partir de l'incidence enregistrée et de la documentation fournie par le constructeur. La valeur de ces seuils dépend de l'incidence et de son taux de variation.

---

<sup>25</sup> D'après la théorie du traitement du signal, la fréquence d'échantillonnage nécessaire pour représenter un signal est supérieure au double de la fréquence maximale du signal en question. Donc un signal à 8 Hz nécessite un échantillonnage supérieur à 16 Hz.

<sup>26</sup> Buffet Onset Boundary Chart

La précision de la datation de ces déclenchements est limitée par les facteurs suivants :

- la datation est basée uniquement sur l'incidence mesurée par la sonde gauche, utilisée par le SWC 1, car seule cette incidence est enregistrée. Or le SWC 2 peut également avoir déclenché ces dispositifs à partir de l'incidence droite ;
- le calcul du taux de variation de l'incidence et sa prise en compte dans la valeur du seuil d'activation du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage peuvent également générer des erreurs d'estimation.

Sur la base de ces informations, les déclenchements du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage ont été datés respectivement à 1 h 45 min 10 et 1 h 45 min 13.

#### **1.16.6.4 Décrochage de l'avion**

D'après les informations fournies par le constructeur, sur MD83 à Mach 0.5, le décrochage apparaît progressivement à mesure que l'incidence augmente. La zone d'apparition du décrochage de l'avion à Mach 0,5 se situe entre 9° et 11,5° d'incidence. Au-delà de 11,5° l'avion est en situation de décrochage pleinement établi. Les données enregistrées indiquent que cette incidence a été atteinte à 01 h 45 min 12.

Lors des essais de décrochage en haute altitude réalisés pour la certification du MD80, l'avion était considéré comme décroché au moment du déclenchement de l'alarme de décrochage. Cette alarme étant datée à 1 h 45 min 13, cet instant sera choisi par convention pour dater le décrochage de l'avion lors de l'accident.

Avant cela, à 01 h 45 mn 00, alors que le pilote automatique est engagé en mode de maintien d'altitude, le facteur de charge devient à inférieur à 1, ce qui indique que la portance est insuffisante pour compenser complètement le poids de l'avion. Le pilote automatique commande en continu une évolution à cabrer du plan horizontal réglable. La décélération de l'avion augmente également. Ces phénomènes indiquent que le pilote automatique n'arrive plus à compenser la diminution de vitesse de l'avion et à maintenir le vol en palier.

Le graphe et le tableau ci-dessous illustrent l'ensemble des informations précédentes.

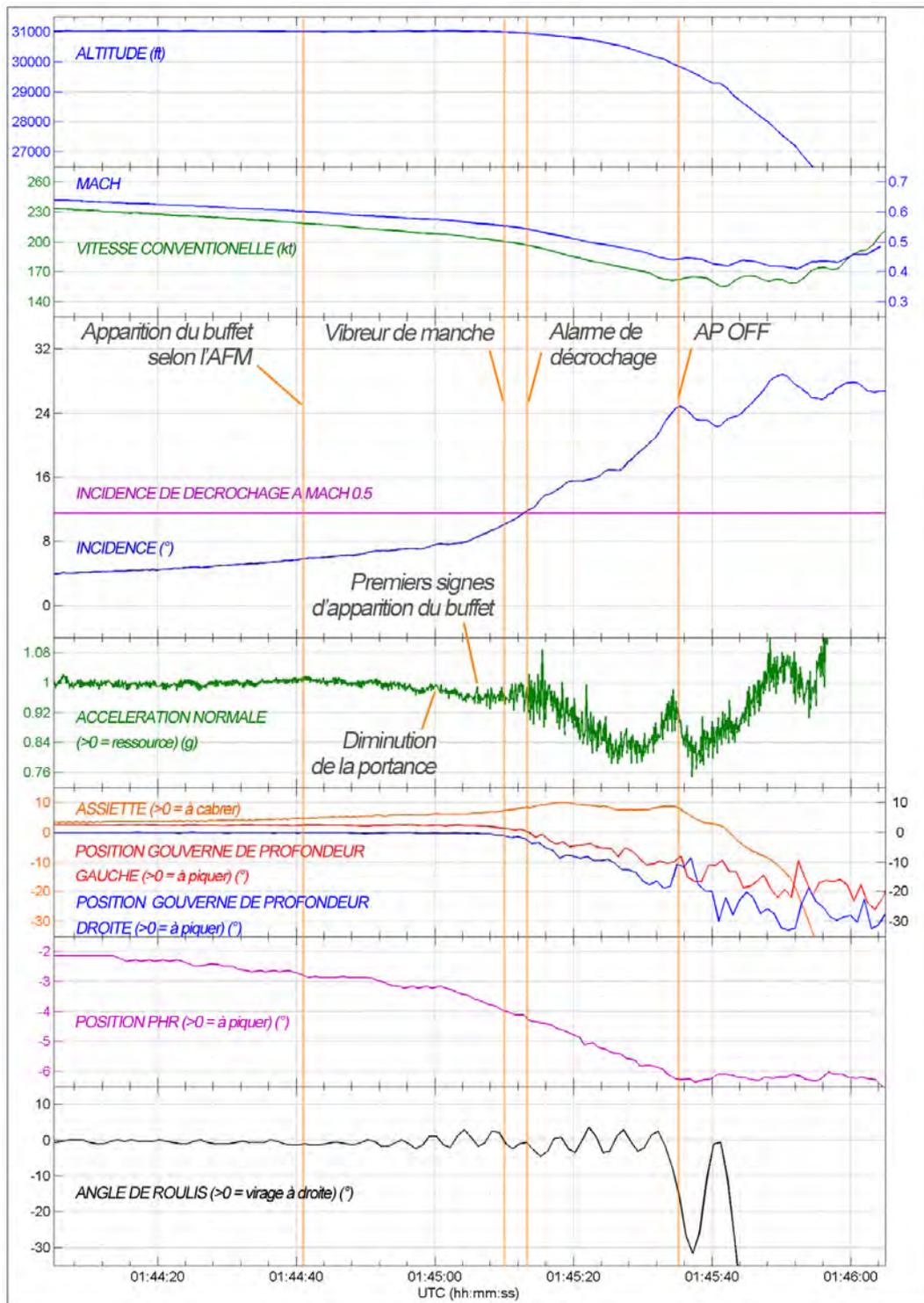


Figure 55 - paramètres de vol relatifs au décrochage

Heure UTC	Phénomène	Vitesse (kt)	Incidence (°)
01 h 45 min 00	Diminution de la portance	208	7,5°
01 h 45 min 06	Buffet probable	203	9°
01 h 45 min 10	Vibreux de manche	200	10°
01 h 45 min 13	Alarme de décrochage	197	12°
01 h 45 min 35	Déconnexion du PA	162	25

### 1.16.6.5 Exigences de certification

Les exigences de navigabilité applicables lors de la certification de type du MD80 (FAR 25, amendements 25-1 à 25-40, effectifs à la date du 2 mai 1977) imposaient une marge de vitesse de 7 % entre le décrochage et l'avertisseur du décrochage<sup>27</sup>. Cet avertisseur pouvait être fourni soit par les caractéristiques aérodynamiques propres de l'avion, telle que le buffet, soit par un système qui donne des indications clairement identifiables dans des conditions prévues de vol, telle qu'une alarme de décrochage ou un vibreur de manche par exemple. Toutefois, ces exigences précisait également que cette marge de 7% en vitesse pouvait être réduite si l'avertisseur de décrochage avait des caractéristiques suffisantes en terme de clarté, de durée et de capacité à être distingué, ou des propriétés similaires.

Dans cet évènement, si l'on considère que le décrochage a eu lieu à une vitesse de 197 kt, la marge de 7% donne une vitesse conventionnelle minimale de 211 kt pour l'apparition du premier signe avertisseur du décrochage. Cette vitesse a été atteinte à 01 h 44 min 54, soit 19 secondes avant le décrochage. Les données disponibles et les calculs réalisés indiquent que le buffet et le vibreur de manche se sont déclenchés à des vitesses inférieures : le buffet s'est déclenché à 203 kt, 7 secondes avant le décrochage et le vibreur de manche à 200 kt, 3 secondes avant le décrochage.

Ces marges ont été comparées à celles obtenues lors des essais de décrochage en haute altitude réalisés pour la certification de type du MD80. Les marges de vitesse fournies par le buffet et le vibreur de manche lors de l'évènement sont comparables aux marges constatées lors de ces essais. Le rapport d'essai en vol fourni par le constructeur considérait que ces caractéristiques respectaient les exigences de certification, sans toutefois faire mention du fait que les dispositifs avertisseurs se déclenchent en haute altitude avec une marge de vitesse inférieure à 7%. Les enquêteurs n'ont eu connaissance d'aucun document de certification qui expliquerait les raisons pour lesquelles une marge inférieure à 7% aurait été acceptée pour la certification du MD80.

Ces particularités ne sont pas mentionnées dans la documentation opérationnelle.

Les exigences de certification, applicables aux avions conçus aujourd'hui, ont évolué et imposent notamment que la marge de vitesse entre le décrochage et l'activation de l'avertisseur soit d'au moins 5 % ou 5 kt, la plus grande des deux valeurs étant retenue. La possibilité d'une marge réduite a donc disparu.

<sup>27</sup> paragraphe FAR 25.207 modifié par l'amendement 25-7 :

- (a) Stall warning with sufficient margin to prevent inadvertent stalling with the flaps and landing gear in any normal position must be clear and distinctive to the pilot in straight and turning flight.
- (b) The warning may be furnished either through the inherent aerodynamic qualities of the airplane or by a device that will give clearly distinguishable indications under expected conditions of flight. However, a visual stall warning device that requires the attention of the crew within the cockpit is not acceptable by itself.
- (c) The stall warning must begin at a speed exceeding the stalling speed by seven percent or at any lesser margin if the stall warning has enough clarity, duration, distinctiveness, or similar properties.

#### **1.16.6.6 Déclenchement du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage au simulateur**

A la suite de la séance d'entraînement réalisée pour les besoins de l'enquête sur le simulateur de MD80 de CAE à Madrid, des essais ont été effectués dans ce simulateur afin de reproduire une séquence d'évènements se rapprochant au plus près de celle de l'accident. Ce simulateur représente un MD88 qui a les mêmes caractéristiques aérodynamiques que le MD 83.

Pour cela, le simulateur a été initialisé de manière à ce qu'il reproduise les conditions d'altitude, de température extérieure, de masse avion, de configuration becs et volets correspondant à celles de l'évènement. Puis, le pilote automatique a été engagé en mode de maintien de l'altitude, l'auto-manette déconnectée et les manettes placées en position ralenti de façon à obtenir une décélération en palier proche de celle de l'accident.

Lors de ces essais, le vibreur de manche s'est déclenché à 180 kt au lieu des 200 kt calculés lors de l'accident et l'alarme de décrochage à des vitesses voisines de 170 kt au lieu des 197 kt calculés lors de l'accident.

L'enquête n'a pas permis de déterminer l'origine de ces écarts de vitesse.

Il est à noter également que lors de la vérification du simulateur par l'autorité, la calibration de ces deux dispositifs n'est testée de manière objective<sup>28</sup> qu'en configuration approche et atterrissage à des altitudes voisines de 14 000 ft. Le comportement de ces dispositifs en croisière n'est testé que de manière subjective.

Les nouveaux règlements de l'AESA et de la FAA exigeront des tests objectifs en configuration de croisière à une altitude proche de l'altitude maximale en exploitation.

#### **1.16.6.7 Reprise du pilotage manuel par l'équipage**

Le pilote automatique est déconnecté 23 secondes après que l'avion soit rentré en situation de décrochage. Pendant cette période, l'incidence a augmenté de 13° au-delà de l'incidence de décrochage et la position du plan horizontal a évolué de 2° à cabrer.

Ainsi, lorsque l'équipage a repris le pilotage manuel de l'avion, l'incidence était de 25° et l'avion était compensé à cabrer.

Après la déconnexion du pilote automatique, les gouvernes de profondeur sont majoritairement braquées à cabrer et lorsqu'elles sont braquées à piquer, les braquages restent inférieurs à la moitié du débattement maximal. Le système EPAS n'a donc jamais été activé au cours de l'évènement, car il aurait provoqué le braquage complet à piquer des gouvernes de profondeur.

---

<sup>28</sup> Le terme "tests objectifs" désigne une évaluation quantitative reposant sur la comparaison de données, alors que "tests subjectifs" désigne une évaluation qualitative basée sur des normes interprétées par une personne dûment qualifiée.

Le constructeur a effectué des simulations à l'aide du modèle aérodynamique de l'avion afin d'estimer l'effort à exercer au manche pour activer l'EPAS. L'incidence maximale à laquelle ces simulations ont pu être faites est de 10°, le modèle aérodynamique n'étant pas valide au-delà. Les résultats indiquent que l'effort au manche nécessaire dans ces conditions est alors compris entre 222 et 266 Newton. A titre de comparaison, les efforts maximum autorisés par la FAA pour démontrer la contrôlabilité et la manœuvrabilité des avions de transport sont de 334 Newtons pour une action en tangage de courte durée exercée à deux mains, sur un avion non décroché.

Une autre simulation réalisée par le constructeur indique que pour une incidence similaire, atteinte approximativement au moment du déclenchement des avertisseurs de décrochage, l'avion réagit à un ordre à piquer par une diminution de l'assiette. Lors de l'évènement, les gouvernes restent braquées à cabrer au moment du déclenchement des avertisseurs de décrochage et l'incidence continue à augmenter après le déclenchement de ces dispositifs pour atteindre des valeurs supérieures à 25°. Il n'y a pas de données de vol disponibles ni de modèle aérodynamique permettant de déterminer et d'analyser le comportement de l'avion pour de telles incidences. Néanmoins, à environ 1 h 46 min 50, soit approximativement 27 secondes avant l'impact, on observe une diminution de la position à cabrer des gouvernes de profondeur coïncidant avec une diminution de l'incidence. A ce moment, les calculs effectués sur la base des données FDR montrent que l'alarme de décrochage et le vibreur de manche étaient momentanément non activés.

### **1.16.7 Déconnexion des automatismes**

Le chapitre 1.6.5.4 indique les conditions d'un désengagement manuel ou automatique de l'AP et de l'auto-manette.

Les paramètres enregistrés dans le FDR ne permettent pas de déterminer si la déconnexion des automatismes provient d'une action manuelle volontaire de l'équipage sur l'un des dispositifs de déconnexion ou sur les commandes de vol, ou d'une déconnexion automatique due à un défaut détecté par le DFGC ou à une panne interne du DFGC. En particulier, les moyens de déconnexion usuels de l'AP et de l'auto-manette par l'équipage que sont l'appui sur les boutons dédiés situés sur les manches pour l'AP et sur les manettes de poussée pour l'auto-manette ne sont pas enregistrés.

Quelle que soit le type de déconnexion, le pilote automatique est resté engagé malgré une vitesse incompatible avec le vol en palier stabilisé, le déclenchement du vibreur de manche puis celui de l'alarme de décrochage et la chute de l'avion. Les ordres générés par le pilote automatique ont alors provoqué une augmentation de l'incidence et une aggravation de la situation de décrochage.

Dans le règlement de certification applicable aux avions de type MD80<sup>29</sup>, il n'existe pas d'exigence relative à la déconnexion du pilote automatique en cas de vitesse anormalement faible ou de déclenchement d'un dispositif avertisseur du décrochage.

Dans la version actuelle des exigences, l'une d'elles impose que lorsque le système de guidage est engagé, il doit exister un moyen d'empêcher la vitesse de se rapprocher des limites de l'enveloppe de vol en dessous d'une marge acceptable. Lorsque la vitesse de l'avion franchit cette marge, un moyen doit être fourni pour empêcher le système de guidage de guider ou de contrôler l'avion vers une vitesse non sûre.

---

<sup>29</sup> FAR 25.1329

## **1.16.8 Plafond opérationnel**

Pour déterminer le plafond opérationnel de l'avion le jour de l'évènement, la masse de l'avion a été recalculée à partir des débits de carburant enregistrés et de la masse au parking renseignée par l'équipage sur la fiche de masse et centrage. D'après les tables du FCOM, les résultats sont les suivants pour une croisière à Mach 0.76 dans les conditions de l'évènement :

- plafond de propulsion sans système d'antigivrage activé : 34 000 ft ;
- plafond de propulsion antigivrage des moteurs activé : 32 000 ft ;
- plafond de propulsion antigivrage des moteurs et de la cellule activés : 31 000 ft
- plafond de sustentation à 1,3g : 31 800 ft.

Le plafond opérationnel est le niveau de vol immédiatement inférieur à la plus basse valeur donc ici le FL 310.

Cela signifie donc qu'au FL310, le vol en palier stabilisé était possible et que l'équipage pouvait réaliser une manœuvre à la vitesse de croisière normale avec un facteur de charge de 1,3 g avant l'apparition du buffet.

## **1.16.9 Alarmes visuelles et sonores**

### ***1.16.9.1 Gestion des priorités des alarmes sonores***

Au cours de l'évènement, les conditions de déclenchement d'un certain nombre d'alarmes visuelles, sonores et tactiles (vibreur de manche) ont été réunies. En l'absence de données exploitables issues du CVR, il n'a pas été possible de vérifier le déclenchement des alarmes sonores et du vibreur de manche. Les résultats suivants reposent donc sur des données issues du FDR, sur des calculs et sur la description des systèmes fournie par le constructeur.

Le tableau ci-dessous représente les périodes de temps pendant lesquelles les conditions d'activation des différentes alarmes ont été réunies.

Temps UTC	Alarmes/dispositifs avertisseurs visuels ou sonores	Enregistré ou calculé
1 h 40 min 10	Affichage FMA : MACH ATL (par intermittence)	Enregistré
Entre 1 h 40 min 46 et 1 h 44 min 50	Affichage FMA : MACH ATL (continu)	Enregistré
Entre 1 h 41 min 22 et 1 h 45 min 00	4 avertisseurs sonores de mouvement du PHR (« stab tone ») ont pu être émis	Calculé
Entre 1 h 45 min 00 et 1 h 45 min 35	5 à 6 « stab tone » ont pu être émis et 2 ou 3 d'entre eux ont pu être suivis de la voix synthétique « <i>Stabilizer Motion</i> »	Calculé
Entre 1 h 45 min 02 et 1 h 45 min 06	Déconnexion de l'auto-manette : voyant rouge « THROTTLE » au FMA	Enregistré
	Affichage SPD LOW au FMA (continu)	Calculé
1 h 45 min 06	Apparition du buffet sur les données FDR	Enregistré
1 h 45 min 10	Vibreux de manche (continu)	Calculé
1 h 45 min 13	Alarme de décrochage (continu) : voyant rouge STALL, avertisseur sonore « horn » et voix synthétique « Stall »	Calculé
1 h 45 min 22	Alarme d'altitude (continu) : voyant rouge de l'altimètre clignotant et séquence sonore C Chord et voix synthétique « Altitude »	Calculé
1 h 45 min 35	Déconnexion de l'AP : voyant rouge « <i>AP Warning</i> »	Enregistré

### **1.16.10 Etude d'événements de diminution de vitesse, et d'approche du décrochage sur MD-80**

L'équipe d'enquête a étudié plusieurs événements sur avions de type MD-80 de diminutions de vitesse ou d'approche du décrochage pour lesquels elle disposait :

- d'un recueil d'ASR<sup>30</sup> relatif aux situations d'approche du décrochage, publié par la NASA<sup>31</sup>
- de retour d'expérience de deux compagnies exploitant une flotte importante de MD80
- d'événements en service connus des constructeurs Boeing et Pratt & Whitney, en réponse à une requête suivant des critères établis par l'équipe d'enquête
- d'extractions de bases de données (BEA – DGAC – AESA)
- de retour d'expérience de la compagnie Swiftair

#### **1.16.10.1 Recueil d'ASR de la NASA**

Le document de la NASA traite des ASR au cours desquels des équipages de MD80 indiquent qu'ils ont été amenés à voler proche du décrochage, quelles qu'en aient été les circonstances.

Les informations contenues dans 14 des 22 événements extraits du document de la NASA ont permis d'identifier des points significatifs en termes d'environnement, de prise de conscience de situation et de réaction des équipages.

- En ce qui concerne l'environnement, il en ressort que :
  - la plupart des événements ont été répertoriés entre les niveaux de vol 270 et 370 ;
  - 5 occurrences font état de givrage ou de forte probabilité d'être en conditions givrantes, dont 3 occurrences en conditions de vol VMC.
- En ce qui concerne les informations qui ont permis aux équipages de prendre conscience de la situation dégradée de vol :
  - une variation de la vitesse indiquée est citée dans 14 occurrences. Toutefois, pour certains de ces événements, les équipages ont réagi juste avant le décrochage ou lors de l'occurrence du décrochage ;
  - pour sept événements, la réaction est intervenue après l'observation d'une diminution de vitesse ;
  - pour quatre événements, la réaction est intervenue après qu'un phénomène de buffet a été ressenti ;
  - pour un événement, la réaction est intervenue après l'activation du vibreur de manche ;
  - pour un événement, la réaction est intervenue après l'alarme de décrochage ;
  - pour un événement, l'alarme sonore associée au déroulement du trim est citée.

---

<sup>30</sup> Les ASR (Air Safety Report) sont des comptes-rendus rédigés par les pilotes quand des événements en rapport avec la sécurité ont été rencontrés en cours de vol

<sup>31</sup> Document NASA : « Search Request No. 6712 - MD80 Series Aircraft Stall Incidents du 6 décembre 2005.

En ce qui concerne les réactions de l'équipage, on peut noter les points suivants :

- pour 3 cas l'équipage a activé les systèmes d'antigivrage des moteurs ;
- une variation des affichages EPR est citée dans 2 cas ;
- un événement pouvant potentiellement être lié à des problèmes de PT2 a été signalé, mais les conditions météorologiques rencontrées avant ou pendant l'évènement ne sont pas précisées.

#### **1.16.10.2 Retour d'expérience au sein de compagnies majeures exploitant les avions de type MD80**

Ce retour d'expérience est constitué de comptes rendus volontaires, les informations décrites émanent de l'expérience et de la perception des faits des rédacteurs.

L'équipe d'enquête a exploité le retour d'expérience en lien avec l'accident du vol AH5017 de 2 compagnies majeures exploitant une flotte importante d'avions de type MD-80 sur une longue durée. Dans ce cadre, 6 cas de perte de puissance des deux moteurs attribués selon les deux compagnies à du givrage par cristaux de glace ont été rapportés. Il en ressort que :

- pour tous ces événements, les avions évoluaient à une altitude moyenne de 30 000 ft, en « *humidité visible* » d'après le CR équipage et parfois proches de systèmes météorologiques convectifs actifs ;
- les avions évoluaient sous automatismes, pilote automatique et auto-manette activés, en mode maintien de vitesse et d'altitude ;
- les équipages indiquent que les avions ont ralenti jusqu'à des vitesses proches du décrochage ;
- les équipages ont mis leur avion en descente jusqu'à des altitudes parfois inférieures à celles autorisées par le contrôle aérien et parfois en déclarant une situation d'urgence ;
- pour chaque événement, le problème a été corrigé après que les équipages aient activé les systèmes d'antigivrage des moteurs ;
- les deux opérateurs ont également indiqué qu'ils sont informés d'un grand nombre d'événements sur un moteur où l'indication EPR devenait erratique et augmentait sans qu'aucun mouvement de commande de puissance du moteur ne soit associé. Dans ces situations, la mesure corrective était d'activer le système d'antigivrage des moteurs.

#### **Commentaire général des opérateurs**

Les deux opérateurs ont indiqué que leurs équipages de MD80 ont une bonne compréhension de la relation entre EPR et N1. Si les équipages ont un doute sur une indication EPR, ils savent qu'il vaut mieux gérer la puissance des moteurs par le N1 que par l'EPR.

Un des opérateurs développe actuellement un tableau de corrélation des valeurs de N1 et d'EPR pour les altitudes de croisière.

### 1.16.10.3 Autres évènements connus en service

Le BEA a participé à l'enquête de sécurité de l'accident du 16 août 2005 survenu au DC-9-82 (MD-82) exploité par West Caribbean Airways.

- Le 16 août 2005, le vol WCW 708 est au niveau de vol FL310, vraisemblablement avec le système d'antigivrage des surfaces aérodynamiques et les systèmes d'antigivrage des moteurs en fonctionnement. L'équipage change de niveau de vol vers le FL330 et arrête le système d'antigivrage au cours de la montée. Après que l'avion a atteint FL330, la poussée moteur disponible étant réduite en raison de l'activation de tous les systèmes antigivrage, la poussée disponible est insuffisante pour le vol en palier si l'on considère la masse et l'altitude de l'avion. Comme indiqué dans le rapport final associé à cet accident, *"l'équipage continue de maintenir l'appareil à un niveau de vol auquel, selon les tableaux et graphiques de performance et compte tenu aussi de l'utilisation des systèmes antigivrage et de leurs effets sur les performances des moteurs, il ne peut pas être maintenu en vol de manière appropriée."*

La vitesse décroît, puis au moment où l'équipage libère le FL330 vers des niveaux inférieurs, les alarmes de vibreur de manche et de décrochage se déclenchent, l'avion décroche et descend en situation de décrochage jusqu'au sol.

Les conditions aérodynamiques et de performances ont amené l'avion à atteindre un état critique qui a entraîné la situation de décrochage.

*« La cause de l'accident est l'absence d'action prise en temps opportun pour corriger l'entrée de l'avion en situation de décrochage, et, du début de la situation d'urgence jusqu'à la collision avec le sol, la priorisation et l'exécution des procédures ont été incorrectes. Chronologiquement, une opération a été lancée en dehors des limites et des paramètres définis dans le manuel de performances du constructeur, en conjonction avec une planification de vol inappropriée qui n'a pas pris en compte les aspects météorologiques, en plus d'une interprétation erronée et tardive de la perte de puissance de l'avion de la part de l'équipage de conduite. Par conséquent, les preuves indiquent que les facteurs humains doivent être classés comme étant la cause de cet accident. »*

Le BEA a demandé au NTSB de conduire des recherches d'évènements similaires à l'accident du vol AH5017 auprès des constructeurs Boeing et Pratt & Whitney. La recherche a été faite sur leurs bases de données d'évènements en service à partir de mots clés se rapportant à l'accident. Quinze évènements ont été recensés. La plupart d'entre eux coïncide avec ceux déjà listés dans le document de la NASA. Le NTSB a attiré l'attention sur l'incident du 4 juin 2002 survenu au MD-82 exploité par Spirit Airlines.

- L'avion au niveau de vol FL330, auto-manette engagée, subit une baisse de puissance des moteurs. L'équipage observe une vitesse faible, les alarmes de vibreur de manche et de décrochage se déclenchent. Il déconnecte le pilote automatique, débute une descente et active les systèmes d'antigivrage. Le vol se poursuit normalement.

Les capteurs de pression ont été bloqués vraisemblablement par des cristaux de glace, engendrant une indication erronée d'EPR et une diminution de la puissance délivrée par les des moteurs sans que les systèmes d'antigivrage aient été activés.

#### **1.16.10.4 Extractions de banques de données (BEA – DGAC – AESA)**

Le BEA a procédé à la recherche d'événements similaires dans sa base de données Eccairs, ainsi que dans les bases Eccairs<sup>32</sup> de la DGAC et de l'AESA.

Le BEA a construit deux requêtes, basées principalement sur une recherche par mots clés en français et en anglais, l'une portant sur les constructeurs / modèles d'aéronefs et l'autre les constructeurs / modèles de moteur.

La recherche dans les trois bases de données n'a relevé qu'un seul événement présentant des similarités et autre que ceux listés ci-dessus :

- Incident du 15 septembre 2002, survenu au MD-82 exploité par Air Lib, dont le résumé figure ci-dessous:

Un DC-9-82 subit une diminution de vitesse lors d'un vol Tenerife – Paris Orly, en croisière, en limite supérieure de la couche de nuage. L'équipage interprète cette diminution de vitesse comme un givrage de la cellule de l'avion. Il entame une descente avec une poussée des moteurs réduite et en utilisant le dégivrage des ailes. Le variomètre et l'alticabine augmentant, (la poussée des moteurs est devenue insuffisante pour assurer le dégivrage des ailes et le système de pressurisation de l'avion), l'équipage effectue alors une descente d'urgence avec déclenchement des masques à oxygène passagers. Le givrage du capteur de pression PT2 a été suspecté.

#### **1.16.10.5 Information reçue de l'exploitant Swiftair SA**

Dans le cadre de l'enquête de sécurité, l'exploitant a fourni un rapport d'équipage relatif à un événement similaire, dont le résumé est le suivant :

Le 8 juin 2014, l'avion MD-83 immatriculé EC-JUG de la compagnie Swiftair qui effectuait un vol de transport de passagers au niveau de vol FL 330, a subi une diminution de la vitesse alors qu'il évoluait de jour en VMC au-dessus de la couche nuageuse et que l'auto-manette était engagée. L'équipage a détecté le problème, mis l'avion en descente et activé les systèmes de protection contre le givrage des moteurs sans atteindre la situation de décrochage, puis a poursuivi son vol.

---

<sup>32</sup> ECCAIRS : European Coordination Centre for Accident and Incident Reporting Systems

### **1.16.10.6 Points significatifs de l'étude des événements**

#### **Circonstances des évènements**

- Pour 2 évènements pour lesquels l'enquête disposait des paramètres de vol, la diminution de vitesse est lente et progressive.
- Le phénomène de la diminution de vitesse se rencontre en général à des niveaux entre le FL 270 et FL 330
- Pour la plupart des événements, les équipages n'avaient pas activé les systèmes d'antigivrage
- Les rapports de deux compagnies aériennes majeures montrent que certains équipages n'activent pas les systèmes antigivrage en conditions d'humidité visible.
- Bien que la documentation stipule que le système d'antigivrage doit être activé dans des conditions de TAT inférieure à 6° C et humidité visible, des évènements ont lieu en air clair

#### **Réaction des équipages**

- Les équipages réagissent en mettant l'avion en descente rapidement parfois en déclarant une urgence.
- En déconnectant le pilote automatique et l'auto-manette et en augmentant manuellement la puissance des moteurs
- En général, en activant les systèmes d'antigivrage

#### **Avertisseurs et alarmes**

Les équipages détectent la situation de diminution de vitesse et d'approche du décrochage, à partir d'un ou plusieurs des signes avertisseurs suivants :

- la lecture des instruments de bord,
- l'observation et l'écoute des annonces du déroulement du trim,
- l'apparition du buffet,
- l'apparition du vibreur de manche,
- l'alarme stall.

Dans aucun des cas étudiés, un équipage ne fait mention de l'application de la procédure du FCOM d'approche du décrochage ou de récupération du décrochage, cependant, pour tous les incidents, les équipages ont pris des mesures cohérentes avec les actions spécifiées dans la procédure.

## **1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion**

### **1.17.1. L'exploitant**

La compagnie Swiftair S.A. est une compagnie privée espagnole, créée en 1986. Elle est basée à Madrid et emploie environ 500 personnes. Elle emploie de nombreux pilotes à temps partiel (environ la moitié des effectifs pour le MD83). Ce sont pour la plupart d'anciens pilotes de la compagnie Spanair.

Les activités de la compagnie sont essentiellement le « wet lease <sup>33</sup> » et le fret (sur B737, Embraer et ATR). La compagnie ne commercialise pas de billets passagers.

La compagnie dispose d'un CTA (Certificat de Transport Aérien) renouvelé par l'autorité espagnole le 25 avril 2014 conformément à l'Annexe III du Règlement Européen 3922/91.

Ce CTA précisait notamment que l'avion immatriculé EC-LTV pouvait être opéré dans le monde entier.

La compagnie Swiftair s'est vue délivré le label IOSA établi par IATA en février 2014.

### **1.17.1.1 Flotte**

Au 1<sup>er</sup> septembre 2014, Swiftair S.A. disposait d'une flotte de 43 avions et effectuait des vols passagers et cargo en Europe, en Afrique centrale et au Moyen-Orient. Depuis 2005, elle effectue aussi des vols au profit des Nations Unies.

La flotte était composée de six B737-300, un B737-400, trois MD 83, six ATR 42-300, dix-sept ATR-72, et dix Embraer 120.

La compagnie a cessé d'exploiter les MD 83 en octobre 2014.

### **1.17.1.2 Le centre de coordination de Swiftair**

Le centre de coordination de Swiftair assure la mise à jour et le suivi de la documentation aéronautique, la préparation des vols, la gestion des vols en temps réel, et assure une veille permettant de gérer les imprévus liés aux opérations aériennes.

Il établit notamment les plans de vol opérationnels et les transmet via le réseau Sita aux équipages y compris ceux opérant depuis l'étranger dans le cadre de contrat « wet lease ». Afin de permettre ce travail, les compagnies affréteuses sont chargées de fournir le planning des vols au centre de coordination de Swiftair suffisamment tôt.

Pour les vols effectués par Swiftair au profit d'Air Algérie en 2014, la route prévue au départ de Ouagadougou pour Alger passait systématiquement par Niamey (NY) car les MD-80 chez Swiftair n'étaient pas approuvés ETOPS. Dans ce cas un terrain doit être accessible à moins d'une heure de vol, soit 320 NM. La route par EPEPO, amène les vols non approuvés ETOPS à s'écarter de la distance maximale autorisée. Dans le cas présent, l'accident s'est produit avant que cette distance maximale ne soit dépassée.

Le centre de coordination assure également le suivi en temps réel des avions équipés dont l'équipement le permet. L'avion EC-LTV, bien qu'équipé de 2 GPS intégrés au FMS, n'était pas équipé du système permettant le suivi du vol en temps réel.

### **1.17.1.3 L'analyse des vols**

La compagnie pratique l'analyse des vols selon un programme appelé FDM (Flight Data Monitoring) dont les dispositions figurent dans le manuel d'exploitation. Elles sont conformes à l'EU OPS 1.037.

L'objectif de ce programme est de veiller à la sécurité en détectant et analysant tout écart survenu lors d'un vol par rapport à des critères de respect de trajectoire et de paramètres de vols, définis par la compagnie, et pertinents pour la sécurité des vols. Ceux-ci sont appelés événements et sont regroupées en catégories. Tout événement détecté par le FDM est systématiquement analysé à partir notamment des données enregistrées à bord (données QAR) et des entretiens avec l'équipage.

---

<sup>33</sup> Location d'avion avec équipage, le vol étant alors effectué selon les procédures opérationnelles et sous le CTA de Swiftair

Les analyses effectuées sont utilisées pour surveiller et quantifier les écarts, assurer un retour pédagogique anonyme vers les équipages, détecter des tendances et renforcer éventuellement la formation sur des points précis.

Dans cette liste figurent essentiellement des événements pouvant se produire en approche, au décollage ou à l'atterrissage. N'y figurent pas les événements tels que la diminution de vitesse en croisière, le givrage, une valeur d'EPR erronée ou encore la récupération du décrochage.

#### **1.17.1.4 Procédures opérationnelles**

##### **1.17.1.4.1 Procédures du FCOM de Swiftair**

Les procédures du FCOM de Swiftair en relation avec l'accident du vol AH 5017 sont résumées ci-après. Elles sont une reprise intégrale des procédures figurant dans le FCOM de Boeing. Les fiches complètes du FCOM pertinentes dans le cadre de l'enquête sont en annexes 11, 12, 13, à l'exception de la procédure FCOM EAI relative au système antigivrage des moteurs au sol et en vol (engine anti ice on ground and in flight) présentée en 1.17.1.4.1.4.

###### **1.17.1.4.1.1 La procédure « EPR erratic or fixed »**

Cette procédure s'applique au cas d'une valeur d'EPR erratique ou fixe. Il y est indiqué que cette situation peut se produire en cas de givrage ou de panne d'indication d'EPR. Elle exige notamment d'activer le système d'antigivrage des moteurs. En cas d'insuccès, il est demandé de mouvoir les commandes de poussée et d'observer les indications EPR, EGT, N1, N2, et Fuel Flow. Si à la suite de ces observations, il est avéré que la valeur de l'EPR est erratique, ou fixe, il est demandé d'utiliser les indications de N1 pour régler la puissance.

Le titre de la procédure eput ne pas inciter à s'y référer dans le cas d'un comportement similaire à celui observé lors de cet accident, où les valeurs d'EPR ne sont ni erratiques ni fixes mais erronées.

###### **1.17.1.4.1.2 La procédure « approach to stall or stall recovery »**

Cette procédure s'applique en cas d'approche du décrochage ou de récupération du décrochage. Elle doit être appliquée à la première indication de décrochage : le « buffet » ou le vibreur de manche. Les premières actions consistent à déconnecter le pilote automatique, l'auto-manette, à appliquer soit la poussée décollage/remise des gaz soit la poussée de montée et simultanément à diminuer l'angle d'incidence jusqu'à l'arrêt du « buffet » et du vibreur de manche.

Un avertissement figurant en début de la procédure indique que pendant le décollage, l'alarme de décrochage peut se déclencher lors de la rotation suite à une mauvaise configuration des becs (slats). Dans ce cas une sortie des becs est demandée.

Il est à noter qu'avant 2012, la procédure du constructeur de récupération ou d'évitement du décrochage prévoyait la sortie des becs de bord d'attaque (slats) en-dessous du FL 250 en appliquant simultanément une action à piquer, permettant ainsi de diminuer la perte d'altitude, quelle que soit la phase de vol.

Suite à une revue des événements liés à des situations de décrochage (sur tous types d'avions), il a été décidé de modifier les procédures de récupération ou d'évitement du décrochage. Il a été notamment jugé plus approprié d'accepter une perte d'altitude (si le relief le permet) et de donner la priorité à la réduction de l'incidence au lieu d'essayer de maintenir l'altitude lors de l'approche du décrochage comme cela était préconisé auparavant.

Ceci a conduit les constructeurs à modifier leurs procédures en conséquence.

Dans le cas du MD80, Boeing a retiré du manuel de vol la mention relative à la sortie des becs de bord d'attaque en-dessous du FL 250, sauf en cas d'alarme de décrochage lors de la rotation au décollage (priorité sur le maintien de l'altitude) pour couvrir une erreur de configuration de l'avion au décollage.

Cela a permis également de standardiser les procédures pour l'ensemble la flotte Boeing.

Le manuel d'exploitation de Swiftair a été modifié en conséquence et reprend donc intégralement les nouveaux éléments du FCOM de Boeing.

L'entraînement à l'approche du décrochage et à sa récupération est, pour les équipages de chez Swiftair, effectué en phase de croisière, en configuration lisse. Les pilotes provoquent eux-mêmes l'approche du décrochage et le décrochage par déconnexion du pilote automatique, réduction de la puissance et action manuelle sur le compensateur de profondeur.

#### **1.17.1.4.1.3 La procédure « *airfoil ice protection operation* »**

Cette procédure concerne la protection de la cellule de l'avion contre le givrage. En préambule, il est précisé que le système antigivrage doit être activé dès que des conditions givrantes existent ou sont prévues. Elle précise également que des conditions givrantes peuvent exister dès que la température totale (TAT) est inférieure à 6°C et qu'il y a de l'humidité visible dans l'air. Il est demandé d'être vigilant sur la formation de glace sur les essuie-glaces ou sur les extrémités du pare-brise. Elle mentionne que plus la température est élevée plus la masse d'air contient d'eau et qu'en-dessous de - 20°C, le givrage est moins sévère. Elle précise néanmoins que du givrage sévère a été reporté à des températures pouvant aller jusqu'à - 60°C.

Cette procédure est applicable à l'appréciation des équipages des conditions d'apparition ou d'observation du givrage.

La procédure consiste à activer les systèmes antigivrage moteurs et cellule

#### **1.17.1.4.1.4 La procédure « *engine anti-ice on ground and in flight* »**

Cette procédure concerne la protection des moteurs contre le givrage, au sol et en vol. En préambule, il est précisé que le système antigivrage doit être activé dès que les conditions givrantes existent ou sont prévues. Le système d'antigivrage doit être activé en vol quand la température totale est inférieure à 6°C et que de l'humidité visible est présente ou si l'on observe du givrage sur les essuies glace ou sur les montants de pare-brise.

La procédure consiste à activer le système antigivrage d'un moteur et d'attendre la stabilisation des paramètres de celui-ci avant d'activer le système antigivrage de l'autre moteur.

Une note dans la procédure précise qu'un givrage de capteur de pression Pt2 des moteurs peut amener l'auto-manette à réduire la poussée lorsqu'elle est engagée en mode EPR LIM. Dans ce cas la valeur d'EPR affichée correspond à la valeur d'EPR limite. La note précise que dans ce cas les performances de vol peuvent être dégradées (taux de montée ou vitesse). Il n'y a pas dans le FCOM d'autre mention du phénomène de givrage du capteur de pression Pt2.

Note : la seule procédure qui traite explicitement d'un problème de vitesse est la procédure « unreliable airspeed ». Celle-ci s'applique en cas d'anomalie d'indication de vitesse. Elle n'était donc pas applicable dans le cas de cet accident puisque l'indication de vitesse ne présentait aucune anomalie.

### ENGINE ANTI-ICE ON GROUND AND IN FLIGHT

**CAUTION:** *Periodic engine runup (with engine anti-ice system on), to as high a thrust setting as practical (70% N1 for a minimum of 15 seconds is desired, or alternately 60% N1 for a minimum of 40 seconds), should be performed to minimize possibility of ice buildup during extended ground idle operation in icing conditions. It is suggested that such runups need not be made more frequently than at 10-minute intervals. Subsequent airplane takeoff under these icing conditions should be preceded by a static runup to as high a thrust level as practical with observation of EPR and EGT to assure normal engine operation. Engine runups on the ground are equally applicable to taxi-in as well as to ground holding and taxi-out.*

**NOTES:** *Engine anti-ice should be on whenever icing conditions exist or are expected. Airfoil anti-ice should also be used if conditions warrant.*

*Engine anti-ice should be used during ground operation if outside air temperature is less than 6°C (42°F) and visible moisture is present or dewpoint and outside air temperature (RAT or SAT) are within 3°C (5°F) of each other.*

*Engine anti-ice should be used during flight when ram air temperature is less than 6°C (42°F) and visible moisture is present or if ice buildup occurs on windshield wipers or edges of windshields.*

*The higher the temperature, the higher the cloud liquid water content and the more severe will be the icing conditions. At temperatures below -20°C (-4°F), icing conditions encountered should be less severe. However, heavy icing has on occasion been reported at temperatures as low as -60°C (-76°F).*

(CONTINUED)



**ENGINE ANTI-ICE ON GROUND AND IN FLIGHT (Continued)**

ENG IGN Switch/Selector . . . . . GRD START & CONTIN / CONTIN /  
SYS A OR SYS B

*NOTE: When encountering engine inlet icing conditions and before engine anti-ice system is turned on, verify ENG IGN switch/selector is in GRD START & CONTIN / CONTIN / SYS A or SYS B.*

ENG Anti-Ice Switches (One at a Time) . . . . . ON

Move ENG anti-ice switches to ON (one at a time). Wait until engine is stabilized before turning on opposite engine anti-ice.

L and R ENG ANTI-ICE ON Lights . . . . . CHECK ILLUMINATED

L and R ENG VALVE Lights/Annunciations . . . CHECK EXTINGUISHED

*NOTES: During ground operation, if an L or R ENG VALVE light remains illuminated, call maintenance.*

*In flight, if an L or R ENG VALVE light/annunciation is illuminated, one or more engine anti-ice valves have malfunctioned. Depart icing area as soon as possible. Maintain engine operation at desired thrust level. Minimize throttle movement until clear of icing area. Make log entry.*

*While operating in EFR LIM mode with autothrottles engaged, icing of engine pressure ratio probes may cause throttles to retard. EPR indication will be the same as limit shown in TRI/TRP. If engines are icing at different rates, autothrottles may disconnect. If throttles retard, degradation of climb performance may occur. If allowed to continue in indicated airspeed or Mach mode, a descent will be initiated. If in vertical speed mode, airspeed will decrease.*

If required in flight,

AIR FOIL Anti-Ice Switch . . . . . ON

(CONTINUED)

Figure 56 - procédure « engine anti ice on ground and in flight »

Informations exclusives de Boeing. Copyright © Boeing  
Reproduites avec la permission de la société Boeing

#### **1.17.1.4.2 Disposition du manuel d'exploitation de Swiftair vis-à-vis des évitements d'orages**

Le manuel d'exploitation de la compagnie précise qu'il est recommandé aux équipages d'éviter les zones orageuses. Il ne donne pas de valeur de distance particulière à maintenir par l'équipage par rapport à ces zones.

#### **1.17.1.5 Observation d'une séance d'entraînement et de contrôle sur simulateur**

Pour les besoins de l'enquête, l'observation d'une session de simulateur de 4h groupant entraînement et contrôle a été effectuée par le BEA en juin 2015. L'objectif était de vérifier si la combinaison de séances d'entraînement et de contrôle pour un équipage complet (soit deux pilotes) permettait de couvrir l'intégralité du programme et dans quelles conditions celui-ci se déroulait.

La compagnie a mis à disposition un équipage ainsi que l'examineur simulateur de la compagnie qui a effectué la plupart des entraînements et contrôles au simulateur pour les équipages de MD83. Néanmoins la compagnie ayant arrêté son activité sur MD-80 depuis octobre 2014, l'équipage bien qu'expérimenté n'avait plus d'expérience récente sur ce type d'avion.

Pour cette observation, il a été choisi de réaliser la séance d'entraînement et de contrôle du deuxième semestre 2014 (prévue en novembre 2014 pour l'équipage du vol AH5017), où figurait notamment l'entraînement aux positions inusuelles, à l'approche du décrochage et sa récupération.

Il est apparu que :

- Même si les textes réglementaires n'imposent pas de durée minimale pour les séances de simulateur, la combinaison d'une séance d'entraînement et d'un contrôle de type CHL lors d'une seule session de simulateur de quatre heures pour deux pilotes, est intense.
- L'exercice d'approche du décrochage est effectué en pilotage manuel en-dessous du FL 250. Le pilote réduit la poussée, compense l'avion manuellement à cabrer (jusqu'à environ 180 kt). Au déclenchement de l'alarme de décrochage, l'équipage commande la sortie des bords de bord d'attaque (slats) et diminue l'assiette afin de sortir de la situation de décrochage. La sortie des bords de bord d'attaque correspond à l'ancienne procédure de récupération du décrochage (référence 1.17.1.4.1.2).

#### **1.17.1.6 Mise en place des équipages de Swiftair S.A. dans le cadre de l'affrètement**

Trois équipages étaient mis en place à Alger pour la durée de l'affrètement des vols par Air Algérie. Un autre équipage était en renfort à Madrid en cas de besoin. Les CdB et copilote étaient généralement appariés pendant la durée du contrat pour faciliter la gestion des plannings.

Depuis le début de l'affrètement, le commandant de bord et l'OPL avaient effectué ensemble la quasi-totalité de leurs vols (43 vols sur un total de 45 pour le commandant de bord, la totalité des 43 vols pour la copilote).

Le rythme de travail général fixé pour cet affrètement était de 7 jours de travail, comprenant des vols soit le matin soit l'après-midi, suivis de 5 jours de repos.

### **1.17.1.7 Cadre d'emploi de l'équipage de conduite**

Depuis leur entrée chez Swiftair, les deux membres de l'équipage de conduite volaient uniquement pour les saisons d'été sous la forme de contrats à durée déterminée. Selon les informations collectées lors de l'enquête, ils n'exerçaient pas en tant que pilotes au sein d'un autre exploitant que Swiftair. Pour la saison d'été 2014, ils étaient sous contrat du 20 juin au 20 septembre 2014.

### **1.17.1.8 Stage d'adaptation de l'exploitant (SADE)**

#### **1.17.1.8.1 Aspects réglementaires<sup>34</sup>**

Avant son début d'activité chez un exploitant, un pilote doit effectuer de manière complète et satisfaisante un stage d'adaptation de l'exploitant (SADE), en anglais : operator's conversion course, dont les dispositions étaient fixées par le chapitre OPS 1.945<sup>35</sup>

Ce stage comprend :

- une formation au sol comprenant : les systèmes avion, l'étude des procédures normales, anormales et d'urgence de l'exploitant, une formation à la qualité, à la sûreté et aux marchandises dangereuses ;
- une formation à la sécurité-sauvetage ;
- une formation à la gestion des ressources de l'équipage (CRM) ;
- un entraînement sur avion ou sur simulateur de vol ;
- un contrôle hors-ligne (CHL) ;
- une adaptation en ligne (en vol avec passagers sous la supervision d'un pilote instructeur) ;
- un contrôle en ligne (CEL).

A l'issue de cette formation et des contrôles associés, le pilote est autorisé à exercer ses fonctions au sein de l'exploitant.

Le chapitre OPS 1.945 (a) (2) (ii) précise qu'un membre d'équipage doit refaire un nouveau SADE en cas de changement de type d'avion ou d'exploitant.

#### **1.17.1.8.2 Formations réalisées par les équipages**

Le CDB a intégré la compagnie Swiftair pour la saison d'été 2012 et a réalisé le SADE Swiftair de mai à juillet 2012.

Le copilote a intégré la compagnie Swiftair pour la saison d'été 2013 et a réalisé le SADE Swiftair de mai à juin 2013.

Le commandant de bord et la copilote n'ayant pas volé au sein d'un autre exploitant entre chaque saison d'été, la compagnie Swiftair considérait qu'il n'y avait pas de changement d'exploitant au titre de l'OPS 1.945 (a) (2) (ii) et que le SADE initial restait valide.

---

<sup>34</sup> La nouvelle réglementation européenne « Air-Ops » publiée en 2012 s'appliquait au plus tard en octobre 2014 pour les Etats membres. En Espagne, à la date de l'accident, le règlement EU-OPS était bien la référence réglementaire en terme d'exploitation en transport public.

<sup>35</sup> Chapitre de la sous-partie OPS de l'EU-OPS

## **1.17.1.9 Entraînements et contrôles périodiques**

### **1.17.1.9.1 Aspects réglementaires**

Au sein d'une compagnie aérienne, chaque membre d'équipage de conduite doit suivre à la fois le programme associé à la prorogation annuelle de sa qualification de type comme défini par l'appendice 9 au Règlement UE 1178/2011 PART FCL et l'entraînement et les contrôles périodiques de l'exploitant comme défini par le chapitre OPS 1.965.

#### Qualification de type :

Au niveau réglementaire (appendice 9 Part FCL), les programmes correspondant à la formation pour la qualification de type (QT) initiale comprennent l'entraînement des équipages à reconnaître l'approche du décrochage, à prendre les mesures pour contrer un décrochage imminent et à récupérer un décrochage complet<sup>36</sup>. Cependant, pour le test de fin de QT, cet item n'est pas obligatoire et est effectué à la discrétion de l'examineur. Ce principe s'applique également pour la prorogation de la qualification de type.

#### Entraînement et contrôles périodiques (ECP):

Pour les compagnies aériennes, les exigences spécifiques aux entraînements et contrôles périodiques étaient, à la date de l'accident, définies par l'EASA dans le règlement UE 859/2008 EU-OPS. Les ECP comprennent :

- un rafraîchissement des connaissances théoriques incluant les systèmes avion ainsi que l'étude des procédures normales, anormales, et d'urgence de l'exploitant ;
- un entraînement sur simulateur de vol intégrant les aspects CRM ;
- des contrôles hors-ligne sur simulateur de vol (2 par an) ;
- un contrôle en ligne sur avion en vol commercial (1 par an).
- 

L'Appendice 1 à l'OPS 1.965 (2) précise :

- (i) : le programme d'entraînement doit être établi de façon à ce que toutes les principales pannes des systèmes de l'avion et leurs procédures associées soient couvertes sur une période de 3 ans ;
- (ii) : l'entraînement au simulateur peut être combiné avec un Contrôle Hors-Ligne.

Les situations d'approche du décrochage ou de décrochage complet ne font pas partie des situations de pannes des systèmes de l'avion. De ce fait, leur réalisation n'était pas rendue obligatoire par le règlement EU-OPS. Néanmoins, l'EASA a émis en 2013 une recommandation (Safety Information Bulletin n° 2013-02 – Stall and stick pusher training) demandant aux exploitants d'intégrer ces entraînements dans les programmes d'ECP. Un nouveau règlement EASA (UPRT<sup>37</sup>), traitant spécifiquement de l'obligation d'entraînement à la reconnaissance du décrochage et à sa récupération dans différentes configurations y compris en croisière proche du niveau maximal, devrait être mis en application courant 2016.

---

<sup>36</sup> Partie FCL Appendice 9 - §6 :

Rubrique 3.8 : Reconnaissance précoce et mesures pour contrer un décrochage imminent (jusqu'à l'activation de l'avertisseur de décrochage) en configuration de décollage (volets en position pour le décollage), en configuration de croisière et en configuration d'atterrissage (volets en position d'atterrissage, train descendu).

-Rubrique 3.8.1 : Récupération d'un décrochage complet ou après activation de l'avertisseur de décrochage en configuration de montée, de croisière et d'approche.

<sup>37</sup> UPset Recovery Training

La réglementation EU-OPS ne définit pas les volumes horaires des entraînements, ceux-ci dépendant du type d'exploitation et du type d'avion.

#### **1.17.1.9.2. Cycles ECP réalisés par les équipages**

A la fin de chaque contrat saisonnier, l'exploitant a deux possibilités :

- Soit maintenir les équipages dans le cycle des entraînements et contrôles périodiques (ECP) comme s'ils restaient actifs dans la compagnie. Dans ce cas les équipages restent intégrés dans le programme de formation de la compagnie au même titre que les équipages permanents et sont appelés au cours de l'année pour effectuer les entraînements en contrôles prévus.
- Soit rompre le cycle des ECP. Dans ce cas, il est d'usage que le pilote suive un nouveau stage d'adaptation de l'exploitant lors de la reprise d'activité dans la compagnie. Le volume de ce stage peut néanmoins être réduit dans le cadre de pilotes expérimentés dans la compagnie.

Swiftair avait choisi la première option pour ses équipages en contrat saisonnier.

Néanmoins, jusqu'en 2012, les ECP du deuxième semestre n'étaient pas effectués et les équipages n'effectuaient pas un nouveau stage SADE lors de la reprise d'activité l'été suivant. Il manquait donc la partie des entraînements et contrôles correspondant au deuxième semestre du cycle des ECP.

Ce point a été corrigé par Swiftair en coordination avec l'autorité de surveillance espagnole, à partir du cycle des ECP de 2013.

Le manuel d'exploitation de la compagnie Swiftair (Partie D – Manuel de formation) prévoyait ainsi un cycle d'ECP sur une période de 2 ans commençant au premier semestre 2013 et se terminant au deuxième semestre 2014, en utilisant le simulateur MD83 situé à Madrid chez CAE.<sup>38</sup>

Swiftair a choisi de grouper les séances d'entraînement avec les CHL : une partie de l'entraînement se déroule lors du premier CHL et l'autre lors du second.

Ainsi, 2 séances de simulateur de 4 h par an sont programmées, regroupant entraînement et contrôle.

La séance du premier semestre de chaque année est également mise à profit pour effectuer la prorogation de la qualification de type.

L'ensemble du dossier de formation de l'équipage a été examiné lors de l'enquête. Les évaluations respectives de leur connaissance des systèmes avion, de la gestion de vol, de la gestion des ressources de l'équipage (CRM), de leurs compétences et prise de décision n'ont révélé aucun problème. Au cours de leur formation et des contrôles périodiques, leur niveau professionnel a été jugé au-dessus des standards par leurs instructeurs et examinateurs.

Les formations et les contrôles effectués lors des ECP chez Swiftair sont récapitulés dans le tableau en annexe 5.

---

<sup>38</sup> Le cycle est désormais passé à trois ans à partir de 2015.

### Entraînement à l'approche du décrochage et à sa récupération :

L'entraînement aux positions inusuelles, à l'approche du décrochage et à sa récupération était prévu lors du dernier semestre du cycle des ECP 2013-2014, soit lors de la session de simulation de novembre 2014 (après l'accident).

Ainsi, le CDB et la copilote n'ont pas reçu d'entraînement ni de contrôle sur ces items depuis leur entrée dans la compagnie.

En raison de l'impossibilité d'accéder aux archives de leur ancien employeur (la compagnie Spanair aujourd'hui disparue), il n'a pas été possible de savoir à quelle date remontait leur dernier entraînement sur ces points.

#### **1.17.1.10 La préparation du vol à Ouagadougou**

A Ouagadougou, le dossier de vol a été préparé par la Régie Administrative Chargée de la Gestion et de l'Assistance en Escale (RACGAE). L'agent en charge du dossier a collecté tous les éléments nécessaires au départ du vol, notamment ceux nécessaires à l'emport des passagers et du carburant ainsi qu'au calcul de la masse et du centrage. L'équipage a ensuite renseigné puis validé le devis de masse et de centrage, prenant en compte la défection d'un passager au dernier moment.

L'agent de la RACGAE a ensuite retiré le dossier météorologique au bureau météo de l'ASECNA. Ce dossier comportait les informations météorologiques en vigueur à 22 h 30 (voir 1.7.3)

Il a déposé le plan de vol à partir des éléments fournis par Swiftair qui prévoyaient notamment :

- un départ à 00 h 45 vers Niamey (NY) sur la route aérienne UG854, au FL 290 ;
- puis une route vers le point ROFER au FL 310 ;
- puis le FL330 vers Alger pour une arrivée prévue à 03 h 47.

#### **1.17.1.11 Les conditions de l'affrètement**

Un contrat d'affrètement de type ACMI (Aircraft/Crew/Maintenance/Insurance ou « wet lease ») a été établi entre Air Algérie et Swiftair S.A. par l'intermédiaire de la société Avico.

Dans le cas présent, le contrat a été établi pour la période du 20 juin au 23 septembre 2014. Il prévoyait la mise en place par Swiftair S.A., à Alger, pour toute la durée du contrat :

- de l'avion immatriculé EC-LTV. Cet avion pouvait être remplacé en cas de besoin ;
- de trois équipages, techniques et commerciaux. Un quatrième équipage était en renfort à Madrid.

Il précisait que la base de rattachement des équipages restait Madrid.

Ce type d'affrètement « wet-lease » est géré par la réglementation EU OPS qui spécifie que la compagnie affrétée reste l'opérateur de l'avion à part entière pour les vols de la compagnie affréteuse.

Dans le cas présent, le vol était exploité par SwiftAir sous son propre certificat de transport aérien, sous numéro de vol commercial Air Algérie, en respectant les dispositions décrites dans le manuel d'exploitation de la compagnie SwiftAir.

## **1.17.2 Surveillance de l'exploitant par l'autorité**

### **1.17.2.1 Principes**

L'autorité espagnole de surveillance (Agencia Estatal de Seguridad Aérea) est chargée de la surveillance continue de la compagnie Swiftair. Cette surveillance veille au maintien des conditions de délivrance du Certificat de Transporteur Aérien décrites dans le règlement EU OPS.

Le document OACI Doc 8335 « Manuel des procédures d'inspection, d'autorisation et de surveillance continue de l'exploitation » sert de référentiel de méthodes pour la réalisation des opérations de surveillance.

Cette surveillance est assurée par des contrôles programmés et des contrôles inopinés en vol ou au sol. Les contrôles en vol ou au simulateur sont effectués par des pilotes inspecteurs.

### **1.17.2.2 Approbation du programme d'entraînement**

Le bureau chargé de la surveillance de la compagnie Swiftair, ainsi que des inspecteurs d'opérations aériennes (flight operations inspectors) ont étudié puis validé le programme d'entraînement. Le règlement en vigueur est l'EU-OPS.

Pour les parties du manuel relevant du domaine FCL, ils sont examinés par la division FCL de l'autorité espagnole de surveillance.

Des inspections durant les séances de simulation sont réalisées au moins tous les 6 mois. Néanmoins, elles ont été faites sur les simulateurs ATR. Aucune inspection n'a été faite lors des sessions d'entraînements et de contrôle sur les simulateurs MD80.

Selon l'autorité espagnole de surveillance la réalisation d'une séance de simulation de 4 heures, combinant entraînement et contrôle est possible en respectant les conditions suivantes :

- l'examineur est expérimenté et connaît bien le simulateur ;
- un briefing d'une heure minimum est effectué avant la session avec un bon examen des items d'entraînement ;
- tous les briefings « *avant départ* » et les calculs de performance sont faits avant l'entrée dans le simulateur ;
- sur les 4 heures, 1 heure 30 minutes devrait être consacrée à la partie entraînement, 2 heures 30 minutes à la partie contrôle.

L'observation par l'équipe d'enquête (1.17.1.5) de la séance de simulation combinant entraînement périodique et contrôle en quatre heures pour deux pilotes a permis de confirmer que les objectifs pédagogiques ne peuvent pas être atteints si ces conditions ne sont pas respectées.

### **1.17.2.3 Bilan des contrôles SAFA**

Les états de l'Union européenne, de la CEAC (Conférence Européenne de l'Aviation Civile) et quelques autres états qui y participent de façon volontaire, ont lancé en 1996 un programme d'évaluation de la sécurité des aéronefs étrangers. Dans chaque état participant des avions sont inspectés lors des escales qu'ils effectuent dans cet état selon une procédure commune. Les résultats de ces inspections sont reportés avec un format commun ; lorsqu'une inspection identifie une irrégularité, celles-ci est transmise à l'opérateur et à son autorité de surveillance. Si des irrégularités ont un impact immédiat sur la sécurité, l'inspecteur peut demander une action corrective avant que l'avion ne décolle. Tous les rapports d'inspection, ainsi que les éventuelles les actions correctives, sont centralisés dans une base de données mise en place par l'AESA.

Une liste standardisée de 54 éléments d'inspection est utilisée lors de ces contrôles ; elle comprend notamment les licences des pilotes, les procédures et les manuels qui doivent être présents dans le cockpit, le respect de ces procédures par l'équipage, les équipements de sécurité, la cargaison de l'avion et son état technique. Un contrôle SAFA ne devant pas retarder l'avion, les vérifications doivent se faire pendant le temps d'escale ; aussi il est possible que l'ensemble des éléments de contrôle ne soit pas entièrement effectué.

Les inspections SAFA s'effectuent de manière inopinée et ne se substituent pas à la surveillance des compagnies par l'autorité réglementaire nationale.

Entre février 2011 et septembre 2014, les avions de la compagnie SwiftAir ont fait l'objet de 97 contrôles. Trente-sept d'entre eux concernaient les avions de type MD80 dont six ont donné lieu à des actions correctives. Celles-ci portaient essentiellement sur des fixations à améliorer sur certains sièges passagers, et sur la nécessité de mieux respecter certains principes de chargement en soute. Aucun contrôle n'a donné lieu à une immobilisation de l'avion.

Le dernier contrôle de l'avion EC-LTV a été effectué le 22 juillet 2014 sur l'aérodrome de Marseille Provence, lors de l'escale du vol Alger-Marseille-Alger ; ce contrôle s'est conclu par une information au commandant de bord. Les remarques effectuées portaient sur les moyens de surveillance de la porte d'accès au cockpit, sur l'usure des freins à surveiller, et sur le format du CTA non conforme aux dernières dispositions de l'OACI.

L'examen des 97 contrôles par l'équipe d'enquête n'a pas fait apparaître d'éléments ayant pu contribuer à l'accident.

### **1.17.3 Organismes prestataires de services de navigation aérienne**

L'Agence pour la Sécurité de la Navigation Aérienne en Afrique et à Madagascar (ASECNA) assure principalement la gestion des espaces aériens de 18 États membres de l'ASECNA, répartis en 6 régions d'information de vol (FIR). Elle y assure notamment le contrôle de la circulation aérienne par l'intermédiaire des Centres de Contrôle Régionaux (CCR) pour le contrôle en route.

#### **1.17.3.1 Centre de Contrôle Régional (CCR) de Ouagadougou**

Il assure la gestion de l'ensemble du trafic aérien évoluant à l'intérieur de sa TMA et de son UTA avec la méthode du contrôle aux procédures. Il dispose d'un système de visualisation du trafic aérien incluant un radar secondaire en cours d'installation et d'essais.

Lors de cet accident, le radar de Ouagadougou a parfaitement détecté AH5017 durant tout son vol et fournissait notamment les informations d'altitude, de cap et de vitesse.

Le CCR de Ouagadougou a échangé avec le CCR de Niamey lors de différents appels téléphoniques qui ont eu lieu à partir de 04 h47 min. Ces échanges ont porté sur des éléments de la route plan de vol et sur l'absence de contact radio du vol AH5017 à GAO et MOKAT. La trajectoire enregistrée par le radar de Ouagadougou n'a pas été évoquée.

### **1.17.3.2 Centre de Contrôle Régional (CCR) de Niamey**

#### **1.17.3.2.1 Fourniture du service de contrôle et d'information**

Le CCR assure la gestion de l'ensemble du trafic aérien évoluant à l'intérieur des espaces aériens, contrôlés ou non, situés dans les limites de la FIR/UIR de Niamey, à l'exclusion des TMA et CTR de Niamey et des TMA, UTA et CTR de Ouagadougou.

L'espace géré par le CCR de Niamey est divisé en 2 secteurs dénommés CCR1-3 (au nord) et CCR2 (au sud).

La gestion du trafic aérien se fait par l'intermédiaire du système EUROCAT-X qui utilise les données d'un radar situé sur l'aérodrome de Niamey, dont la portée est d'environ 250 NM et les fusionne avec les informations des plans de vol. En outre, les contrôleurs s'appuient sur l'utilisation de « strips<sup>39</sup> » qu'ils annotent et disposent devant eux en fonction de l'avancement des vols.

Le radar est utilisé comme aide afin de suivre la progression des vols. Le service de contrôle rendu reste un contrôle non-radar, c'est-à-dire qu'il espace les vols selon leur niveau de vol et leur heure de survol de balises ou de points significatifs.

#### **1.17.3.2.2 Consignes opérationnelles au CCR de Niamey relatives au SAR**

Outre le service de contrôle, le CCR de Niamey assure le service d'alerte au bénéfice de tous les aéronefs situés dans l'espace aérien relevant de son domaine de responsabilité. Ce service d'alerte consiste à aider un équipage à la conduite de son aéronef en difficulté, à alerter les organismes de recherche et de sauvetage et à prêter à ces organismes le concours nécessaire.

Les dispositions du manuel d'exploitation du CCR de Niamey prévoient les règles suivantes concernant le déclenchement des phases d'urgence d'un aéronef « en vol dans la phase en route » :

- phase d'incertitude (INCERFA) si 2 messages obligatoires<sup>40</sup> consécutifs n'ont pas été reçus ;
- phase d'alerte (ALERFA), 45 minutes après le déclenchement de la phase d'incertitude ;
- phase de détresse (DETRESFA), 45 minutes après le déclenchement de la phase d'alerte.

La durée des phases d'incertitude et d'alerte est mise à profit pour essayer d'entrer en contact avec l'aéronef soit directement sur les fréquences de route, soit en interrogeant les stations radio avec lesquelles l'aéronef aurait pu avoir une liaison radio ou les aérodromes sur lesquels il aurait pu atterrir.

---

<sup>39</sup> Bande de papier sur laquelle sont imprimées les principales informations du plan de vol et qu'annote le contrôleur en fonction de ses échanges successifs avec les vols en fréquence

<sup>40</sup> Ils comprennent :

- les comptes rendus de position et messages *QRU* que les aéronefs sont tenus de transmettre
- les messages de franchissement de limite de FIR,
- les messages de transfert de contrôle. »

Le manuel d'exploitation du CCR de Niamey précise que l'organisme responsable du déclenchement des phases d'urgence, lorsque la position de l'aéronef est mal connue, est celui de l'espace aérien dans lequel :

- se trouvait l'aéronef lorsque le dernier contact air-sol a été établi ;
- ou pénétrait l'aéronef si le dernier contact air-sol a été établi à la limite de 2 espaces aériens.

Le vol AH5017 a contacté le Centre de Contrôle Régional (CCR) de Niamey et il a été détecté sur les écrans radar du CCR de Niamey. Après la disparition du plot radar, le CCR a déclenché les phases d'urgence ALERFA puis DETRESFA.

Le RCC (Rescue Coordination Center / centre de coordination des secours) de Niamey a pris en charge la coordination des opérations de recherche et de sauvetage.

#### **1.17.4 Organismes en charge des Recherches et du sauvetage (SAR)**

Le service SAR est l'ensemble des opérations de localisation et de secours aux personnes en situation de détresse, sur terre et en mer.

En ce qui concerne le domaine aérien, les plans SAR sont répertoriés dans les Plans Régionaux de Navigation Aérienne (RANP) de l'OACI. Ils émanent de l'annexe 12 à la convention relative à l'aviation civile et constituent la base de la mise en application des plans nationaux et régionaux, des manuels, des ententes et des documents SAR associés.

- L'annexe 12 de l'OACI : Recherche et Sauvetage

L'annexe 12 demande que les États contractants coordonnent leurs services de recherche et de sauvetage avec ceux des États voisins.

Elle précise notamment que :

*Les Etats contractant doivent individuellement ou en coopération, prendre toutes les dispositions nécessaires en vue de la création et de la fourniture rapide de services de recherche et de sauvetage pour faire en sorte que toute personne en détresse reçoive une assistance.*

*Les Etats contractants veillent à ce que la coordination la plus étroite possible soit assurée entre les autorités aéronautiques et maritimes compétentes, pour garantir le maximum d'efficacité et d'efficience des services de recherche et de sauvetage.*

*Une administration ou un élément de l'organisation de recherche et de sauvetage qui a des raisons de croire qu'un aéronef est dans une situation critique communiquera immédiatement tous les renseignements dont il dispose au centre de coordination de sauvetage en cause.*

*S'il reçoit, au sujet d'un aéronef dans une situation critique, des renseignements émanant d'autres sources que des organismes de la circulation aérienne, le centre de coordination de sauvetage déterminera la phase critique à laquelle correspond la situation et appliquera les procédures correspondantes.*

*Lorsqu'une phase critique sera déclarée au sujet d'un aéronef dont la position est inconnue et qui pourrait se trouver dans plusieurs régions de recherche et de sauvetage, le centre de coordination de sauvetage avisé d'une phase critique pour laquelle, à sa connaissance, aucun autre centre n'a pris les mesures voulues, prendra de sa propre initiative les dispositions spécifiées (i.e. les actions correspondantes aux phases critiques) et confèrera avec les centres de coordination de sauvetage voisins afin de désigner un centre qui prendra immédiatement la responsabilité des opérations.*

*Sauf décision contraire prise d'un commun accord par les centres de coordination de sauvetage intéressés, le centre de coordination de sauvetage qui coordonnera les opérations de recherche et de sauvetage sera le centre dont relève :*

- *la région dans laquelle se trouvait l'avion quand il a envoyé son dernier compte rendu de position, ou ;*
  - *la région vers laquelle se dirigeait l'aéronef si sa dernière position signalée était à la limite de deux régions de recherche et de sauvetage, ou ;*
  - *la région dans laquelle l'aéronef se rendait, s'il n'est pas doté de moyens de communication bilatérale ou s'il n'est tenu de rester en liaison radio, ou ;*
  - *la région dans laquelle se trouve l'aéronef en détresse, conformément aux indications de système Cospas-Sarsat.*
- L'annexe 11 de l'OACI : Services de la navigation Aérienne

L'Annexe 11 régit l'application des procédures des services de la navigation aérienne. Le chapitre 5 est notamment dédié au service d'alerte et décrit en particulier sa mise en œuvre ainsi que l'alerte des organismes pertinents (centres de recherches et exploitant notamment).

Le service d'alerte dévolu aux organismes de contrôle aérien repose sur la définition de phases d'alertes :

- la phase d'incertitude INCERFA : elle est notamment établie lorsqu'aucune communication n'a pu être établie avec l'équipage dans les trente minutes qui suivent l'heure à laquelle une communication était attendue ;
- la phase d'alerte ALERFA : elle est notamment établie après la phase d'incertitude, lorsque les tentatives de contact avec l'équipage ou les demandes d'informations à d'autres sources appropriées n'ont apporté aucune information sur le vol ;
- la phase de détresse DETRESFA : elle est notamment établie après la phase d'alerte lorsque des nouvelles demandes plus largement diffusées n'ont fourni aucune information, ou lorsque l'on estime que l'avion a épuisé son carburant. Cette phase peut également être établie lorsque les renseignements reçus indiquent que le fonctionnement de l'aéronef est compromis au point qu'un atterrissage forcé est probable.

Ces phases sont destinées à l'alerte des services de recherches et sauvetage, qui devront prendre les mesures appropriées, et à informer les organismes de contrôle concernés par le vol.

#### **1.17.4.1 Les organismes SAR**

Les opérations de recherche et de sauvetage relatives au vol AH5017 ont concerné l'Algérie et trois pays membres de l'ASECNA, le Niger, le Mali et le Burkina-Faso. Les services de recherche et de sauvetage (RCC<sup>41</sup> et RSC<sup>42</sup>) de ces quatre pays sont organisés conformément aux normes et pratiques recommandées de l'Annexe 12 de l'OACI.

Le déclenchement des opérations de recherches et sauvetage intervient à l'initiative des services SAR (Annexe 12 de l'OACI) ou après transmission de l'alerte par les services de circulation aérienne (Annexe 11) ou par un tiers (Annexe 12 de l'OACI).

---

<sup>41</sup> Rescue Coordination Center, organisme chargé d'assurer l'organisation efficace des services de recherches et de sauvetage et de coordonner les opérations à l'intérieur d'une région de recherche et de sauvetage.

<sup>42</sup> Rescue Secondary Center, organisme subordonné à un RCC et créé pour le seconder conformément aux dispositions particulières établies par les autorités responsables.

#### **1.17.4.1.1 Le RCC de Niamey**

Le RCC de Niamey est un organisme à caractère civil et militaire qui est subordonné au Ministère de la Défense Nationale du Niger pour tout ce qui est relatif à l'emploi du personnel et du matériel dans la préparation et l'exécution des opérations SAR.

Il s'appuie sur l'Annexe 12 de l'OACI, le « Plan des opérations de recherches et sauvetage SAR » du 9 mars 1972 (du Ministère de la Défense Nationale du Niger), le manuel IAMSAR43 et deux accords de coopération SAR l'un avec le Mali (5 avril 2007) et l'autre avec l'Algérie (20 novembre 2011). Le RSC de Ouagadougou est rattaché au RCC de Niamey. Un exercice SAR national a été réalisé en 2011.

A la date de l'accident le RCC était uniquement armé d'un coordinateur SAR qui occupe de surcroît une autre fonction sur la base aérienne sur laquelle est située le RCC.

Le Niger dispose de moyens aériens permanents (Cessna 208, DA42, MI 17 et MI 35) et de moyens complémentaires.

#### **1.17.4.1.2 RCC d'Alger**

Le RCC d'Alger est l'organisme compétent pour la conduite et la coordination des opérations SAR dans la FIR d'Alger.

Il a été en liaison téléphonique avec le RCC de Niamey à partir de 05h30. Il a déclenché une mission de recherche par un C130 algérien basé à Tamanrasset. Le RCC d'Alger a été averti le 25 juillet 2014 par les forces militaires françaises au Mali de la localisation de l'épave.

#### **1.17.4.1.3 RSC de Bamako**

Le RSC de Bamako est un organisme qui dépend du Ministère de la Défense et des Anciens Combattants du Mali via le Chef d'État-major de l'Armée de l'Air.

Le RSC de Bamako constitue un centre secondaire de coordination et de sauvetage du RCC de Niamey.

Il s'appuie sur l'Annexe 12 de l'OACI, le manuel IAMSAR et deux accords de coopération SAR l'un avec le Niger (5 avril 2007) et l'autre avec l'Algérie (11 septembre 2011). Il n'a pas d'accord de coopération avec le Burkina-Faso.

Le Mali dispose de moyens aériens permanents (Cessna 185, AS 350B notamment) et complémentaires.

Le manuel des opérations SAR du RSC de Bamako prévoit le rôle et les actions du RSC lorsqu'il est associé à des opérations SAR à la demande d'un RCC responsable des opérations SAR.

---

<sup>43</sup> International Aeronautical and Maritime Search and Rescue, manuel servant de guide à l'organisation et à la fourniture de services de recherches et de sauvetage.

#### **1.17.4.1.4 RSC de Ouagadougou**

C'est un organisme qui dépend du au Ministère de la Défense du Burkina Faso via le Chef d'État-major de l'Armée de l'Air.

Le RSC de Ouagadougou constitue un centre secondaire de coordination et de sauvetage du RCC de Niamey.

Le RSC de Ouagadougou est organisé et fonctionne selon les dispositions prévues dans l'Annexe 12 de l'OACI et du manuel IAMSAR.

Le RSC de Ouagadougou n'a pas été formellement activé. Un représentant du SAR faisait partie de l'équipe de gestion de crise de Ouagadougou, le RCC de Niamey n'a pas contacté Ouagadougou.

#### **1.17.4.2 Chronologie des évènements SAR et de navigation aérienne.**

La chronologie du paragraphe ci-dessous résume les moments clés des opérations de recherche et de sauvetage (SAR) qui vont aboutir à la mise en œuvre des moyens pour la recherche du vol AH5017.

La chronologie détaillée de ces opérations figure en annexe 6.

- A 01 h 27, le CCR de Ouagadougou appelle le CCR de Niamey (poste CCR2) pour annoncer le vol AH5017 et son décollage à 01H17.
- A 01 h 31, le plot radar de AH5017 apparaît sur l'écran du contrôleur du CCR de Niamey. L'avion est en montée (FL233) route 350 environ, 12 NM à l'ouest de la route ARBUT-EPEPO et à 20 NM environ d'ARBUT. Il est à 190 NM de NY.
- A 01 h 33, le plot radar de AH5017 disparaît alors qu'il approche du secteur de contrôle de Niamey. L'avion est hors de portée du radar de Niamey car il s'éloigne de Niamey en ayant une route plus vers l'ouest.
- A 01 h 34, le CCR de Ouagadougou contacte le CCR de Niamey pour l'informer que le vol AH5017 est « en évitement cause météo ».
- A 01 h 37, le CCR de Ouagadougou demande à AH5017 de contacter le CCR de Niamey sur la fréquence 131.3.
- A 01 h 42 min, le plot radar du vol AH 5017 réapparaît. Il se trouve à environ 35 NM au nord-ouest de la route EPEPO-GAO. Pendant les 5 minutes suivantes, le plot apparaît sous différents symboles, indiquant que l'avion se trouve en limite de portée radar de Niamey.
- A 01 h 44 min 20, le CCR de Niamey « accepte la piste plan de vol »<sup>44</sup> du vol AH5017.
- A 01 h 44 min 28, AH5017 appelle le CCR de Niamey en lui précisant qu'il est stable au niveau de vol 310 et en phase d'évitement. Le CCR de Niamey, lui demande d'afficher le code transpondeur 3235, de donner son estimée pour MOKAT et de le rappeler passant le point GAO. L'équipage ne collationne pas ce dernier message. Le code transpondeur demandé n'est pas apparu sur les pistes radar. De ce fait, la piste plan de vol ne sera donc à aucun moment corrélée au plot radar de l'avion.
- A 01 h 47 min 28, le plot radar de AH5017 disparaît définitivement de l'écran du contrôleur de Niamey. L'avion est travers ouest la route EPEPO-GAO pour environ 30 NM. Il est situé à 95 NM de GAO et 215 NM de NY.

---

<sup>44</sup> Une piste plan de vol est un plot théorique élaboré par le système Eurocat. Elle représente la position estimée de l'avion basée sur les éléments du plan de vol Elle fusionne avec le plot réel de l'avion lorsque le pilote affiche le code transpondeur attribué par le contrôleur. L'acceptation de la piste plan de vol par la contrôleuse signifie qu'elle a pris en compte l'arrivée future du vol dans son espace.

- A 01 h 52 min 45, la « *piste plan de vol* » de AH5017 passe GAO. La contrôleur en poste qui avait eu le vol en contact informe oralement les contrôleurs de la position adjacente que AH5017 n'a pas rappelé à GAO comme demandé et qu'elle ne l'a plus en contact.
- Entre 1 h 55 et 2 h 07, les contrôleurs de Niamey tentent sur les fréquences VHF et HF de contacter le vol AH5017. Ils ont aussi tenté d'établir le contact en demandant aux vols RAM543K, AH5005 et TAP289 qui évoluaient dans le secteur de faire le relais.
- A 02 h 30, la « *piste plan de vol* » passe le point MOKAT, limite de FIR entre Niamey et Alger et point de transfert des vols entre le CCR de Niamey et celui d'Alger. Dans les minutes qui suivent, le CCR d'Alger s'inquiète auprès du CCR de Niamey de n'avoir pas encore été contacté par le vol AH 5017.
- A 03 h 30, le Centre de Contrôle Régional (CCR) de Niamey, sur suggestion du CCR d'Alger, déclenche la phase d'alerte (ALERFA). Il envoie le message ALERFA au CCR d'Alger qui le transmet au RCC d'Alger. Le contenu de ce message relatif au vol AH 5017 indique : « *loss of contact at GAO and MOKAT* ».
- A 04 h 38, le CCR de Niamey envoie le message DETRESFA.
- A 04 h 48, à la demande du CCR d'Alger concernant « le dernier contact radar » de AH5017, le CCR de Niamey précise « *vers 01h55 et travers GAO* ».
- A 05 h 28, Le RCC d'Alger signale au coordinateur SAR du RCC de Niamey, qui vient également d'être appelé par le CCR de Niamey, que « le dernier contact » avec AH5017a eu lieu « *travers GAO à 01h55* » pour une « *estimée MOKAT à 02 h 33* ».
- A 06 h 20, suite à ces différentes informations, le coordinateur SAR du RCC de Niamey estime la zone probable d'accident entre GAO et MOKAT.

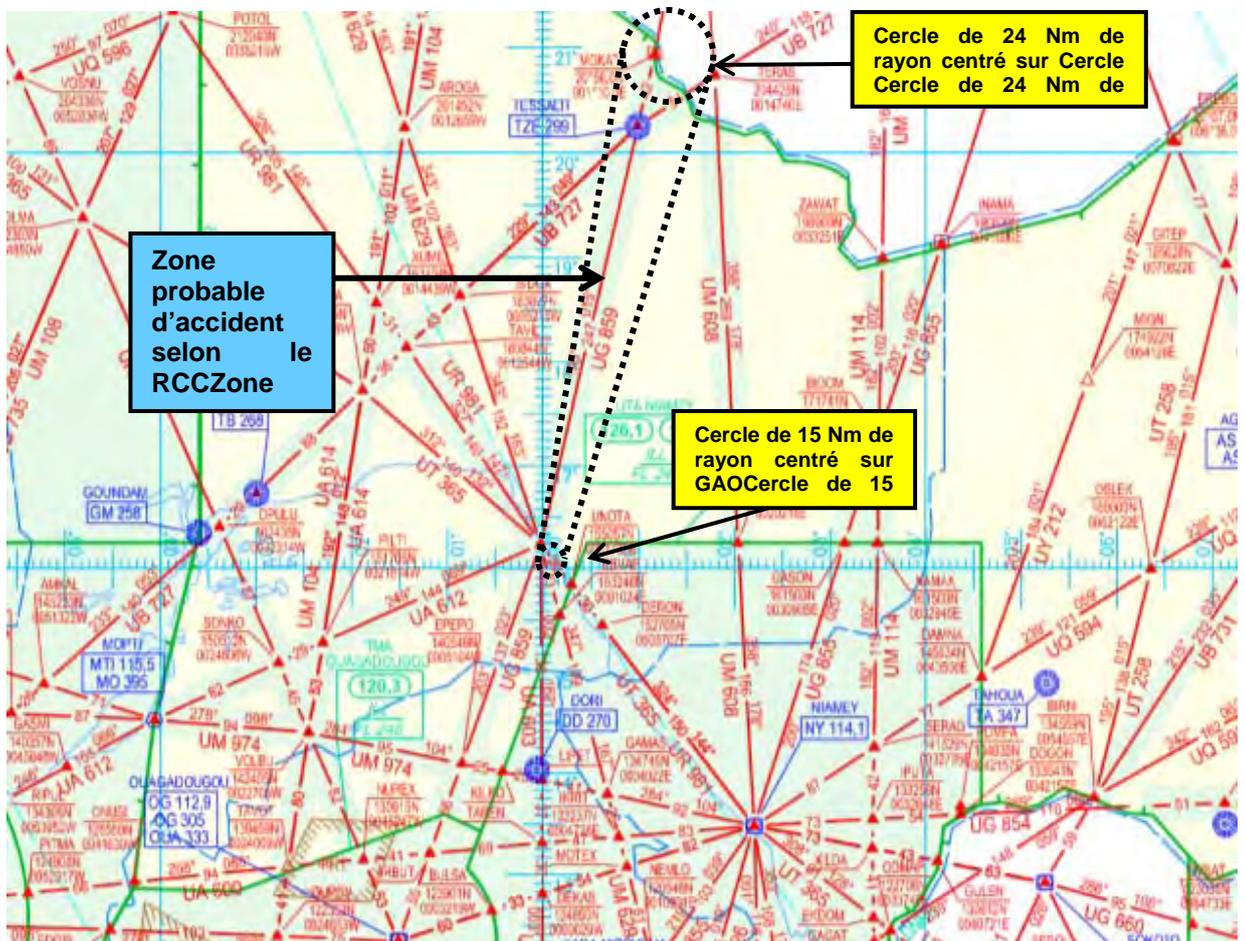


Figure 57 - zone estimée par le RCC de Niamey

- A 06 h 32, il demande le concours du Soutien Opérations de l'Armée de l'Air française, stationné sur la base aérienne 101, qui répond favorablement.
- A 08 h 16, il est informé qu'un avion de l'Armée de l'Air française effectue des recherches tandis que les 2 Cessna 208 nigériens sont maintenus en alerte.
- A 08 h 17, une Equipe de Gestion de Crise (EGC) est activée par le Burkina Faso.
- A 10 h 07, le coordinateur de missions SAR du RCC de Niamey informe le Soutien Opérations de l'Armée de l'Air française et précise que le dernier contact radar de l'avion était à ARBUT et qu'un contact radio a eu lieu travers GAO à 01h55. Les recherches se concentrent donc dans la zone estimée par le RCC de Niamey.
- A 13 h 08, l'Equipe de Gestion de Crise (EGC) du Burkina Faso détermine la zone d'accident aux environs de Boulekessi (Mali) à la suite d'informations issues du radar<sup>45</sup> du CCR de Ouagadougou et d'un témoignage faisant état de la chute d'un avion dans ce secteur.
- A 15 h 00, un hélicoptère de l'Armée de l'Air du Burkina Faso décolle de Ouagadougou et identifie la zone de crash à 18 h 23. L'absence de survivants est constatée.

Tableau récapitulatif des phases d'urgence et horaires associés

PHASES	HEURES THEORIQUES	HEURES REELLES
INCERFA	Heure de passage à MOKAT soit 2 h 30	Non déclenchée
ALERFA	Passage MOKAT + 45 min soit 3 h 15	3 h 30
DETRESFA	ALERFA + 45 min soit 4 h 15	4 h 38

#### 1.17.4.3 Synthèse des entretiens

- Les contrôleurs du CCR de Niamey

Les contrôleurs de Niamey déclarent qu'il est fréquent de ne pas avoir le contact radar sur un avion au-delà de 200 NM de NY, surtout si l'avion est en dessous du FL300. Les avions qui décollent de Ouagadougou et qui suivent la route ARBUT-EPEPO-GAO sont habituellement détectés. Comme le vol AH5017 avait dévié à l'ouest de la route et s'était ainsi éloigné du radar de Niamey, la contrôleur en poste ne s'est pas inquiétée outre mesure, estimant que l'avion était sorti du domaine de détection radar et de portée radio et qu'il apparaîtrait de nouveau plus tard, vers MOKAT. Il entrerait alors dans la couverture radio / radar d'Alger qui en informerait le CCR de Niamey.

Il n'a pas été expliqué pourquoi la phase INCERFA n'a pas été déclenchée à 02 h 30, heure estimée du passage de AH5017 au point MOKAT, ce qui constituait le deuxième point de report (voir 1.17.4.2).

La raison du choix de 45 minutes de délais, prévus dans le MANEX, entre les phases INCERFA-ALERFA et ALERFA-DETRESFA n'a pas été expliquée.

Les contrôleurs indiquent qu'ils avaient envoyé avec un peu de retard les messages ALERFA et DETRESFA parce qu'ils ont rencontré des difficultés d'utilisation du système EUROCAT-X et RSFTA.

---

<sup>45</sup> Le radar du CCR de Ouagadougou disposait de la trajectoire continue et renseignée (altitude, vitesse, cap) du vol AH5017 depuis son décollage de Ouagadougou jusqu'à la disparition du plot radar, au niveau de la zone d'accident.

- Le coordonnateur de missions SAR de Niamey

Seul personnel en charge de la conduite et de la coordination des opérations SAR, il a déterminé une première zone de recherche à partir des éléments recueillis auprès du BDP de Niamey et du RCC d'Alger. Ceux-ci indiquaient que le dernier contact avec l'avion avait eu lieu travers GAO à 01 h 55 et que le vol devait survoler MOKAT à 02 h 33. Le coordonnateur SAR a ainsi déterminé une zone de recherches définie par un cercle de 15 NM centré sur GAO rejoignant un cercle de 24 NM centré sur MOKAT. Le coordonnateur SAR a indiqué que les informations reçues étaient imprécises et l'avait conduit à déterminer une zone de recherche erronée.

Il n'a pas demandé à assister à une restitution radar de la trajectoire au CCR de Niamey, ni contacté les RSC voisins de Bamako et Ouagadougou.

## **1.18 Renseignements complémentaires**

### **1.18.1 Témoignages**

#### ***1.18.1.1 L'agent d'opérations de la Régie Administrative Chargée de la Gestion et de l'Assistance en Escale (RACGAE)***

L'agent d'opérations de la RACGAE était en charge de la préparation de ce vol. Il indique que l'avion est arrivé au bloc avec environ 15 minutes de retard en raison de la saturation du parking à cet instant. Ceci n'a pas eu d'impact sur la préparation du vol qui s'est déroulée de manière tout à fait normale. La seule différence avec les autres vols desservant Ouagadougou est que l'équipage de Swiftair S.A. souhaite faire lui-même le plan de chargement et le devis de masse et de centrage. La durée de l'escale est d'environ 50 minutes. L'équipage est calme et consciencieux. Le commandant de bord demande le nombre de bagages à embarquer. La copilote décide de la répartition des bagages en soute en privilégiant le chargement de la soute arrière. Elle effectue ensuite les calculs de masse et de centrage en fonction des données fournies par l'agent d'opérations. L'agent d'opérations va ensuite apporter le plan de vol au Bureau d'Informations Aéronautiques (BIA).

#### ***1.18.1.2 L'agent commercial d'Air Algérie à Ouagadougou***

Il ressort de son témoignage que l'équipage ne subit aucune pression et que le vol est préparé normalement.

L'agent commercial d'Air Algérie accueille les membres d'équipage dès leur arrivée au bureau des opérations de l'aéroport de Ouagadougou et les raccompagne à l'avion jusqu'à la fermeture des portes avant le départ. Il précise que le commandant de bord est installé en place gauche.

Il indique que le temps d'escale est tout à fait standard. L'équipage examine attentivement le dossier de vol. Pendant l'avitaillement, le commandant de bord vérifie la quantité de carburant embarquée, puis vérifie lui-même la fermeture des soutes. La copilote remplit attentivement le devis de masse et de centrage et le présente au commandant de bord. Celui-ci l'examine puis le valide en le signant.

### **1.18.1.3 Le contrôleur aérien en poste à la tour de Ouagadougou**

Le contrôleur explique que, lors de l'appel téléphonique du contrôleur de Niamey l'informant de l'arrivée du vol AH 5016<sup>46</sup>, il ne disposait pas du plan de vol de l'avion. Il ajoute que ceci est très fréquent pour les arrivées d'Alger et ne l'a pas surpris. L'avion est arrivé via EPEPO. Lors de cette coordination téléphonique, le contrôleur a rédigé un strip comportant les éléments du vol puis a préparé manuellement, par anticipation, un strip pour le départ à venir, en y indiquant un départ via EPEPO.

Lorsque le plan de vol déposé par l'équipage a été traité, le contrôleur a reçu un « *strip machine* » mentionnant un départ via Niamey.

Il a choisi de fournir à l'équipage une clairance départ via EPEPO car l'équipage était arrivé par ce point qui est aussi un point de sortie vers Alger.

Conscient que cette route était différente de celle demandée par l'équipage dans son plan de vol, il a précisé que l'équipage pouvait à tout moment exprimer son désaccord.

Il ajoute que les contrôleurs ne disposent pas d'une visualisation sur leur écran des conditions météorologiques de la région. Ce principe n'est pas en contradiction avec les annexes 3 et 11 de l'OACI, ni avec la réglementation nationale du Burkina Faso.

### **1.18.1.4 Les pilotes en place à Alger en juillet 2014.**

Des pilotes de la compagnie Swiftair en place à Alger en juillet 2014 ont déclaré que tous les équipages en place à Alger pour la durée du contrat étaient saisonniers, anciens pilotes de Spanair, et se connaissaient bien. Depuis leur arrivée à Alger, ils vivaient dans le même hôtel, situé à proximité de l'aéroport Alger. L'hébergement est estimé très correct par tous.

Les relations avec le personnel d'Air Algérie étaient excellentes. Il y avait entre eux un grand esprit d'équipe et une haute considération mutuelle. Le planning des vols était fait par Air Algérie en respect des dispositions de la subpart Q de l'EU-OPS relatives aux temps de vol, de service et de repos. Pour les pilotes en place à Alger, le planning des vols ne posait aucun problème.

Tous connaissaient les conditions météorologiques dans cette partie de l'Afrique, à cette période de l'année. Elle était toujours très orageuse, surtout de nuit. Ces conditions leur imposaient fréquemment d'effectuer des évitements. A l'hôtel, les pilotes « débriefaient » leurs vols entre eux, et partageaient leur expérience.

Tous avaient conscience que le radar météo était l'outil à bien gérer. Le radar était habituellement réglé sur 80NM puis 40 ou 20 NM si besoin pour affiner un évitement. Il n'était pas toujours facile de passer dans une zone sans précipitation affichée sur le radar météorologique. Dans ce cas les équipages passaient dans les zones de plus faibles concentrations affichées en vert mais jamais dans les zones de couleur jaune ou rouge. Ils précisent également que la présence de nuages se voit très bien, même de nuit, car les feux de l'avion s'y réfléchissent.

Tous savaient que le système antigivrage doit être activé dès que la TAT est inférieure à 6 ° C et qu'il y a des indices visibles d'humidité. Selon eux, la première indication de givrage se situe sur les aspérités des essuie-glaces.

---

<sup>46</sup> En provenance d'Alger l'indicatif du vol était AH5016.

Tous les pilotes Swiftair interrogés connaissaient la procédure FCOM d'approche du décrochage et de récupération du décrochage et sont étonnés que l'équipage du vol de l'accident ait permis à l'avion de décrocher. Pour tous, le commandant de bord était très expérimenté et une référence sur ce type d'aéronef. Les membres d'équipage de conduite ayant volé avec l'équipage du vol de l'accident ont également indiqué qu'ils étaient très rigoureux et professionnels.

Ils précisent que l'escale à Ouagadougou ne posait pas de souci particulier, le personnel est compétent, l'avitaillement se fait sans attente. Il n'y a pas non plus de créneau ATC. Cette escale est jugée agréable.

### **1.18.1.5 Equipage du vol AH 5005**

Le vol AH5005 à destination d'Alger était sur la route Ouagadougou - EPEPO au FL 370 avec une estimée EPEPO à 1 h 56, soit 18 minutes après le vol AH5017.

L'équipage, contacté pour les besoins de l'enquête, indique que :

- des nuages de type CB étaient présents dans tous les secteurs à l'ouest et au nord-ouest de Niamey et du point EPEPO jusqu'au nord de Gao ;
- au FL 370 la température TAT était de - 22 °C, la SAT de - 48 °C. Au FL 310 la SAT était de - 36 °C.

L'équipage du vol AH 5005 indique qu'il a souvent demandé à changer de cap pour éviter les cellules orageuses et ce pendant 46 minutes, du sud de Ouagadougou jusqu'au nord-ouest de Gao.

Il a entendu un appel du vol AH5017 (voix féminine) sur la fréquence de Niamey (131.3 Mhz). L'équipage annonçait « *abeam GAO, FL 310, request heading 350 to avoid* ». Le centre de contrôle de Niamey n'a pas collationné. Le centre de contrôle a appelé l'équipage du vol AH5005 pour effectuer un relais avec le vol AH5017. Le relais a été tenté, plusieurs fois, sans succès, sur toutes les fréquences possibles (4 fréquences VHF et une fréquence HF).

## **1.18.2 Certification de type et suivi de navigabilité**

### **1.18.2.1 Notions de certificat de type et de certificat de navigabilité**

Les principes de certification prévoient qu'il y a lieu de certifier en premier lieu un produit générique (type d'avion). Lorsque le produit remplit ces conditions, un « *certificat de type* » est délivré par l'autorité à l'industriel concepteur du produit.

Ce certificat atteste que le produit générique répond aux conditions techniques applicables. Puis, un certificat de navigabilité individuel est ensuite délivré à chaque produit (avion individuel) après démonstration de sa conformité au type certifié.

Le détenteur d'un certificat de type a entre autres obligations celle d'assurer le suivi de la navigabilité de sa flotte, c'est-à-dire de recueillir et d'analyser les rapports de difficultés en service qui lui sont envoyés, et d'étudier et de mettre en œuvre, si nécessaire des actions correctives concernant la conception de l'avion, ou la documentation relative à l'utilisation ou à l'entretien.

### 1.18.2.2 Aspects réglementaires

Le MD-83 répond aux exigences de la réglementation en vigueur au moment de la demande initiale du certificat de type, à savoir l'amendement 40 de la FAR Part 25<sup>47</sup> (mai 1977).

Les moteurs JT8D-219 sont certifiés conformément aux exigences fixées par l'amendement 6 de la FAR Part 33<sup>48</sup> (octobre 1974). Elles précisent notamment comment les moteurs doivent être conçus, installés et testés afin de pouvoir assurer leur fonctionnement dans toutes les conditions opérationnelles spécifiées.

Concernant les systèmes de protection contre le givrage la réglementation indique :

- les types de tests à réaliser lorsqu'un constructeur souhaite que l'avion ou le moteur puissent être exploités en conditions givrantes (FAR 25.1419) ;
- les conditions techniques à vérifier afin de certifier un moteur et son entrée d'air (FAR 25.1093 et FAR 33.68) ;
- les standards de certification des conditions givrantes qui sont définis, en fonction de l'altitude et de la température, en termes de concentrations d'eau et de diamètres volumétriques moyens des gouttelettes, dans l'Appendice C de la FAR Part 25.

L'appendice C définit deux enveloppes :

- « *maximum continu* » correspondant à un nuage moyen de 17,4 NM, avec des concentrations « *faibles d'eau* », et allant jusqu'à 22 000 ft et - 30 °C ;
- « *maximum intermittent* » correspondant à un nuage moyen de 2,6 NM, avec des concentrations « *fortes d'eau* », et des valeurs allant jusqu'à 30 000 FT et - 40 °C.

### 1.18.2.3 Le suivi de navigabilité

L'évaluation des occurrences étudiées lors de la certification de type peut s'appuyer sur le classement des conditions de panne, effectué lors de la certification de type selon quatre niveaux : *mineur*, *majeur*, *critique* et *catastrophique*. Le règlement de certification associe à chacun de ces niveaux une probabilité acceptable.

Le suivi de navigabilité est effectué à la fois par le constructeur et par l'autorité de certification selon un partage des tâches et les principes établis dans la FAR Part 21.

### Obligations du constructeur, titulaire d'un certificat de type

La section 3 de la FAR Part 21 dit que le titulaire d'un certificat de type doit rendre compte à la FAA de toute panne, mauvais fonctionnement, défaut ou autre problème dont il est informé et qui a abouti ou qui peut aboutir à des conditions pouvant compromettre la sécurité. Ces comptes rendus doivent parvenir à la FAA sous 24 heures après l'identification de la condition non sûre.

### Rôle de la FAA

Conformément à la FAR Part 21, lorsque la FAA estime, qu'une condition compromettant la sécurité a existé, ou existe et peut se reproduire sur un autre avion, elle peut émettre une consigne de navigabilité. Dans ce cas, le constructeur doit proposer des actions correctives que la consigne de navigabilité rend obligatoire.

---

<sup>47</sup> Partie n°25 du Titre n°14 du code des règlements fédéraux (14 CFR Part 25).

<sup>48</sup> Partie n°33 du Titre n°14 du code des règlements fédéraux (14 CFR Part 33).

#### **1.18.2.4 Processus de certification des capteurs de pression Pt2**

Les capteurs de pression Pt2 ont été testés dans le cadre la certification du moteur sous conditions givrantes au travers d'essais en soufflerie et d'essais en vol.

Ces tests ont été effectués à partir d'eau en surfusion.

Ces essais, réalisés dans le cadre du processus de certification de l'avion n'ont révélé aucune anomalie de fonctionnement du système antigivrage des sondes Pt2.

#### **1.18.3 Accidents et recommandations antérieurs**

##### **1.18.3.1 En relation avec la surveillance de la vitesse et le risque de décrochage en croisière (déclenchement de l'alarme stall)**

Accident du 16 août 2005 survenu au DC-9-82 (MD-82) exploité par West Caribbean Airways (référence 1.16.10.4)

A l'issue de l'enquête de sécurité, les autorités vénézuéliennes ont émis notamment les recommandations suivantes :

- 058/2005-AA1 : que les autorités aéronautiques exigent une formation effective de l'équipage de conduite concernant l'utilisation des tables de performances, centrée sur la connaissance des limitations appropriées lors de l'exploitation de l'aéronef, afin de ne pas dépasser les marges d'altitude établies dans les manuels d'exploitation, et éviter ainsi les situation de décrochage à haute altitude. Il est également recommandé de former les agents d'exploitation ainsi que l'ensemble du personnel engagé dans l'élaboration du plan de vol sur les aspects associés à la fonction spécifique de leur travail et sur les implications ou les effets qu'elle peut avoir sur les performances des aéronefs au cours des différentes phases du vol.
- 058/2005-AA2 : que les autorités aéronautiques exigent que soient intégrées, dans le cadre de l'entraînement des équipages de conduite, les opérations de récupération de décrochage à haute altitude. Ceci est d'autant plus justifié que les entraînements au simulateur incluent des décrochages à basse altitude dont l'aéronef se récupère en un temps beaucoup plus court, étant donné que l'aéronef peut augmenter plus rapidement son état d'énergie afin de maintenir son altitude ; en revanche, à haute altitude, le comportement de l'aéronef est différent et cela exige des manœuvres plus précises en termes de temps d'exécution.
- 058/2005-AA5 : dans les pays dans lesquels opèrent des exploitants aériens certifiés pour l'exploitation d'aéronefs de la série MD-80, que les autorités élèvent et optimisent les exigences des programmes d'entraînement des équipages de conduite aux situations de variations d'incidence à haute altitude ainsi qu'aux différentes configurations du Système automatique de puissance (ATS), des systèmes antigivrages, au contrôle de l'altitude et de la vitesse et à l'effet de ces dernières sur l'état d'énergie de l'aéronef.

- 058/2005-ODF1 : que Boeing étudie la possibilité de concevoir un nouvel algorithme ou de revoir (afin de les améliorer) les algorithmes existants sur les équipements ou systèmes qui déclenchent les alertes ou les avertissements, pour qu'ils laissent un temps suffisant aux équipages de conduite, pour leur permettre, en premier lieu : de percevoir au moment voulu les signaux sonores et/ou visuels les avertissant d'une situation anormale ou de danger ; et en second lieu : de réagir également dans les temps face à ces signaux ou avertissements après une rapide analyse et une prise de décision appropriée. Dans le cas qui nous intéresse, la présente commission d'enquête sur les accidents et les incidents d'aviation suggère qu'une alarme supplémentaire à la fois sonore et visuelle (par exemple : le voyant lumineux et sonore de l'avertisseur "*Warning Performance*", "*Warning : Performance Conflict*", etc.) d'une longueur suffisante puisse alerter l'équipage et éveille sa conscience de la situation de manière plus appropriée, et lui permette de mettre en œuvre les actions correctives les plus adaptées afin d'éviter ce type d'accident. Il est ainsi recommandé que soit analysée la possibilité d'inclure un avertisseur audiovisuel supplémentaire correspondant à la situation décrite dans ce rapport et aux éléments qui ont causé l'accident.

### **1.18.3.2 En relation avec le risque de givrage par cristaux de glace des capteurs de pression Pt2**

A l'issue de l'enquête de sécurité sur l'incident du 4 juin 2002 survenu au MD-82 exploité par Spirit Airlines, le NTSB a émis les recommandations suivantes :

- A-04-034 : le NTSB recommande à la FAA de publier un bulletin d'information aux inspecteurs principaux pour alerter tous les équipages des transporteurs aériens à propos du givrage rencontré par le vol Spirit Airlines vol 970 et de souligner la nécessité de maintenir la vigilance sur les signes d'apparition de givrage en haute altitude, l'effet que ces conditions peuvent avoir sur l'avion et les performances du moteur, et la nécessité de l'utilisation appropriée du système antigivrage moteur.
- Cette recommandation a donné lieu à la publication par la FAA du document « *Information For Operators* » (annexe 9). Ce document fournit des conseils et de l'information aux pilotes et aux opérateurs concernant le givrage en haute altitude.
- A-04-035 : le NTSB recommande à la FAA de poursuivre activement les recherches avec des fabricants d'avions et de moteurs et autres personnels de l'industrie pour développer un détecteur de givrage permettant d'alerter les pilotes du givrage du capteur de pression d'admission, et qu'elle exige que ce détecteur soit installé en production sur les nouveaux avions à turboréacteur et adapté sur les avions à turboréacteur existants.

### **1.18.3.3 Suivi des recommandations et actions correctives prises**

Le 6 août 2002, suite à l'évènement du Spirit Airlines, Boeing a émis un bulletin d'opérations aériennes (Flight Operations Bulletin - FOB) référencé MD-80-02-02A décrivant les modes du pilote automatique et de l'automanette. Ce FOB décrit notamment la gestion de vitesse par les automatismes et la possibilité d'une diminution de vitesse dans certaines circonstances. Il informe aussi les équipages que « *l'avion peut ralentir jusqu'à l'alarme de décrochage avant que le pilote automatique ne se déconnecte* » (voir annexe 10).

Le 30 juin 2004, la FAA, en réponse à la première recommandation A-04-034 avait publié un

bulletin d'information concernant les conditions de givrage à haute altitude ; le NTSB avait considéré que cette publication comme répondait à l'objectif de cette recommandation.

Le 23 novembre 2009, la réponse de la FAA au NTSB précisait que l'installation d'un détecteur de givrage ne semblait pas pertinente au vue de l'importance des modifications technologiques à apporter. Le NTSB a maintenu la seconde recommandation A-04-035 ouverte.

Le 11 février 2015, après de nombreux échanges avec la FAA, le NTSB a considéré que l'évolution des règles de certification concernant les conditions de givrage répond par un moyen de conformité alternatif à la recommandation de sécurité.

En ce qui concerne les recommandations vénézuéliennes :

- la FAA et Boeing n'ont pas répondu à celles qui les concernent et applicables aux avions de type MD80 (conception des alarmes visuelles et sonores, formation et information des équipages) ;
- l'AESA n'a pas défini d'actions identifiées comme prises en réponse à ces recommandations.

#### ***1.18.3.4 En relation avec les plans de coordination SAR dans les zones maritimes ou désertiques***

Accident du vol AF 447 survenu le 1 juin 2009 à l'Airbus A330-203 immatriculé F-GZCP exploité par Air France.

L'accident a lieu à 2 h 14 min 28 dans la FIR ATLANTICO. Un contact devait avoir lieu vers 2 h 20 au passage du point TASIL. Le premier message ALERFA/INCERFA a été émis par l'ACC de Madrid à 8 h 22. Il s'est ainsi écoulé environ 6 heures entre la communication attendue de l'équipage et l'émission du premier message déclenchant la phase d'incertitude. Ce n'est respectivement qu'à 11 h 04 et 12 h 14 que des avions brésiliens et sénégalais ont décollé en direction de deux zones de recherches différentes.

Une fois les phases critiques déclenchées et les centres de coordination des secours alertés d'un possible accident, ces derniers ont perdu beaucoup de temps à regrouper leurs informations et à prendre en compte la nécessité de déclencher les recherches.

L'enquête a démontré que contrairement aux normes et pratiques recommandées par l'OACI, il n'existait pas de plan de coordination SAR entre les deux pays, ce qui n'a pas permis de connaître rapidement les moyens aériens disponibles dans chaque pays (comme le Bréguet Atlantic 2 à Dakar) ni de déterminer rapidement un ARCC unique en charge de la coordination de la mission SAR.

Cette absence de plan a induit un retard conséquent sur la mise en œuvre du SAR.

A l'issue de l'enquête de sécurité, le BEA a émis la recommandation suivante :

- que l'OACI s'assure de la mise en place de plans de coordination SAR ou protocoles régionaux couvrant l'ensemble des zones maritimes ou désertiques pour lesquelles une coordination internationale serait nécessaire dans l'application de procédures SAR, notamment dans la zone Atlantique Sud. [recommandation FRAN-2012-032]

## **2. ANALYSE**

L'absence d'enregistrement CVR exploitable a limité les possibilités d'analyse du comportement de l'équipage au cours du vol.

En particulier il n'a pas été possible d'étudier les aspects CRM, tels que la performance de l'équipage de conduite par rapport aux attentes correspondant aux tâches du PF et du PM, ni d'évaluer la contribution éventuelle du cadre d'emploi et de l'expérience des membres d'équipage.

### **2.1 Scénario**

#### **Préparation du vol et décollage**

Le 24 juillet 2014, l'équipage du MD83 exploité par Swiftair prépare le vol AH5017 au départ de Ouagadougou et à destination d'Alger.

Au point de stationnement, l'équipage demande le FL330 puis se ravise pour demander le FL310 en raison de la masse trop élevée de l'appareil. Le FL310 correspond au plafond opérationnel du jour avec l'ensemble des systèmes antigivrage activés.

Lors du roulage, le contrôle aérien attribue à l'équipage une route identique à celle empruntée lors du vol aller passant par le point EPEPO, et différente de la route prévue au plan de vol qui passait par Niamey. L'équipage accepte cette clearance.

L'équipage est arrivé d'Alger par le point EPEPO un peu plus d'une heure auparavant. Il connaissait donc la situation météorologique générale dans la région et en particulier dans la ZCIT qu'il était amené à traverser de nouveau. Celle-ci est aussi caractérisée sur les éléments du dossier météorologique reçu lors de l'escale à Ouagadougou. De plus, l'équipage a l'expérience des vols et de la traversée de la ZCIT dans cette région. Cela faisait d'ailleurs l'objet d'échanges réguliers au sein des équipages de la compagnie basés à Alger. L'équipage était donc conscient des difficultés liées à la traversée de la ZCIT, notamment en termes de risque de turbulence et de givrage.

Le décollage a lieu à 01 h 15 et la montée initiale s'effectue sans événement particulier.

#### **Montée et début d'évitement de la zone orageuse**

Treize minutes après le décollage, passant le FL215 en montée, l'équipage effectue la première altération de cap vers la gauche pour éviter une zone orageuse située sur sa route et le signale au centre de contrôle en route de Ouagadougou auquel il vient d'être transféré. Le système d'antigivrage des moteurs n'est pas activé par l'équipage à cet instant. La température totale est alors supérieure à celle en-dessous de laquelle les systèmes d'antigivrage devraient être activés selon le FCOM. Même si le FCOM prévoit qu'ils devraient être activés lorsque des conditions de givrage sont attendues, il est possible que l'équipage ait pu différer cette action. En l'absence d'enregistrements CVR exploitables, l'enquête n'a pas pu déterminer si par la suite la non-activation de l'antigivrage était due à un oubli ou à une décision de l'équipage considérant que la situation environnementale ne le nécessitait pas.

Il n'y aura aucun signe ultérieur d'activation des systèmes d'antigivrage au cours du vol.

Par la suite, les altérations de cap de l'avion vont le faire passer en bordure ouest du système convectif dans une zone où des cristaux de glace sont probablement présents. La présence d'eau liquide en surfusion est en revanche moins probable, il en résulte que la cellule de l'avion n'a probablement pas été affectée par du givre.

L'absence probable de signes de givrage sur la cellule en particulier sur les essuies glaces, l'absence possible de signes évidents de cristaux de glace, qui peuvent être difficiles à détecter visuellement, en particulier de nuit, et qui sont généralement non détectables sur le radar météorologique, et l'absence de turbulences significatives ont probablement amené l'équipage à ne pas activer les systèmes d'antigivrage des moteurs.

La compagnie n'indique pas dans son manuel d'exploitation de distance latérale minimale pour le contournement des systèmes orageux. Tout au long de l'évitement, la trajectoire montre que l'avion tangente la bordure du système nuageux. Il est probable que la gestion de la trajectoire de contournement soit alors une priorité pour l'équipage.

### **Mise en palier, apparition de l'erreur de mesure d'EPR et décélération sous pilote automatique**

A 1 h 37 min 28, l'avion se met en palier au FL310 à Mach 0.740. Le pilote automatique maintient alors l'altitude et le cap de l'avion, tandis que la vitesse est contrôlée par l'auto-manette. Au même moment, l'avion est transféré vers le centre de contrôle en route de Niamey.

Dans cette phase de vol, les tâches prioritaires de l'équipage seraient de gérer la trajectoire pour éviter les risques météorologiques et d'établir un contact avec le centre de contrôle ATC tout en assurant la surveillance des principaux paramètres de vol.

Dans les deux minutes qui suivent cette mise en palier, la vitesse de l'avion augmente et l'équipage sélectionne le régime de poussée de croisière au TRP. Puis les valeurs d'EPR du moteur droit deviennent erronées vraisemblablement en raison de l'obstruction du capteur de pression Pt2 de ce moteur par des cristaux de glace. L'auto-manette ajuste alors la poussée pour empêcher ces valeurs erronées de dépasser l'EPR LIMIT du régime de croisière. La poussée délivrée par les moteurs est alors inférieure à la poussée nécessaire pour le vol en palier et la vitesse de l'avion commence à diminuer.

Pendant environ une minute, l'écart entre les valeurs d'EPR des moteurs gauche et droit augmente progressivement et se stabilise ensuite entre 0,2 et 0,3 et l'auto-manette passe en mode MACH ATL à trois reprises.

Cinquante-cinq secondes après celui du moteur droit, l'EPR du moteur gauche devient erroné lui aussi et commence à augmenter. Cinq secondes plus tard et pendant 4 secondes, cette augmentation est interrompue par une baisse du régime des deux moteurs. Cette baisse peut provenir d'une diminution par l'équipage de la cible de Mach, ou d'une diminution manuelle du régime des moteurs en surpassant l'action de l'auto-manette. Cela pourrait donc correspondre à une prise de conscience par l'équipage d'une anomalie.

Cependant, les informations qui témoignaient d'une anomalie étaient alors l'écart entre les valeurs des EPR gauche et droit, et l'apparition par intermittence du mode MACH ATL sur le FMA, la vitesse de l'avion étant encore proche d'une valeur nominale en croisière. A cet instant, ces éléments, peu saillants et dont l'interprétation n'est pas évidente, n'ont sans doute pas permis à l'équipage de suspecter un problème de poussée insuffisante dû à l'obstruction des capteurs de pression Pt2 des deux moteurs.

Puis le régime des moteurs augmente de nouveau jusqu'à ce que les valeurs erronées de l'EPR gauche cette fois atteignent l'EPR LIMIT. La poussée délivrée par les moteurs reste inférieure à la poussée nécessaire pour cette phase de vol et l'avion continue de décélérer. Environ une minute plus tard, soit deux minutes environ après l'apparition de l'erreur de mesure sur le premier moteur, l'avion entre dans le second régime du bilan poussée-trainée. L'écart entre la poussée nécessaire au vol en palier et la poussée effectivement délivrée par les moteurs va s'accroître et la diminution de vitesse va aller en s'accroissant.

Pendant environ quatre minutes, l'auto-manette est en mode MACH ATL mais l'écart entre les EPR gauche et droit a diminué et leurs valeurs sont proches de celles attendues en croisière. Les valeurs de N1 sont alors légèrement inférieures aux valeurs typiques de croisière (77 % au lieu de 80 à 85 %). L'incohérence entre les EPR et les N1 était donc peu perceptible pour l'équipage, d'autant plus que la documentation dont il disposait ne comportait pas de table de correspondance entre EPR et N1 et qu'il n'avait pas été entraîné à surveiller la bonne correspondance de ces paramètres. De plus, l'équipage était toujours en cours d'évitement de la zone convective et de surcroît occupé à établir le contact avec le centre de contrôle en route de Niamey. En effet, pendant cette période, l'équipage a tenté 8 fois de contacter le contrôle aérien. Sur ces 8 tentatives, seuls deux messages ont été reçus par le centre de contrôle de Niamey<sup>49</sup>.

Pendant cette période, la vitesse de l'avion est passée de 278 kt à 213 kt. L'indicateur Fast/Slow du PFD a vraisemblablement atteint la butée basse, l'assiette de l'avion a augmenté de 4°, accompagnée de signaux sonores indiquant des mouvements réguliers du PHR. Bien que ces éléments soient davantage perceptibles et qu'ils ne sont pas rencontrés en croisière à vitesse normale, ils ne semblent avoir entraîné aucune réaction de l'équipage.

La représentation de la vitesse sur l'anémomètre est telle que jusqu'à 250kt, ce qui correspond aux deux premières minutes de décélération, la perte de vitesse de l'avion n'a provoqué qu'un déplacement très faible de l'aiguille. Même si le nombre de Mach est indiqué par 3 digits sur l'instrument, l'image générale du cadran correspondait à celle attendue par l'équipage dans cette phase de vol.

Il est probable que la charge de travail due à la gestion du contournement de la zone convective, et aux diverses tentatives dans l'établissement d'un contact radio avec le centre de contrôle de Niamey a contribué à la réaction tardive de l'équipage à la diminution de vitesse, malgré les informations visuelles et auditives susceptibles de l'alerter.

La revue d'événements antérieurs montre que d'autres équipages de MD80 ont subi des diminutions de vitesse importantes en altitude sans les détecter.

Le pilote automatique en mode de maintien d'altitude reste engagé et compense la baisse d'altitude provoquée par la baisse de vitesse en augmentant à cabrer la position du plan horizontal réglable.

A 01 h 44 min 29 l'équipage signale à Niamey qu'il est au FL 310 en cours d'évitement. Il n'y aura pas d'autre message de l'équipage reçu par le centre de contrôle de Niamey.

---

49 Entre le transfert de l'équipage au centre de contrôle de Niamey et la fin du vol, ce sont au total 15 tentatives de contact radio de l'équipage qui ont été enregistrées. Seuls deux messages ont été reçus par le centre de Niamey (voir 1.11.2.5).

## Approche du décrochage et décrochage

Lorsque la vitesse atteint 210 kt, la position de l'aiguille de l'anémomachmètre est proche de la verticale. A cet instant une lecture rapide de l'instrument pouvait permettre de détecter une vitesse insuffisante. Une réaction prompte consistant à mettre l'avion en descente et à augmenter la poussée pour reprendre de la vitesse serait attendue d'un équipage dans ce cas.

Deux variations du régime des moteurs provoquées par l'action de l'équipage sur les manettes de poussée sont observées. Il est donc possible que l'équipage à cet instant suspecte un problème d'EPR. En effet ces actions sont cohérentes avec l'item de la procédure « *EPR erratic or fixed* » qui stipule de manoeuvrer les manettes de poussée et d'observer les indications des paramètres des moteurs. En revanche cette action seule ne correspond pas à la réaction attendue d'un équipage à l'approche du décrochage.

L'auto-manette est déconnectée entre la première et la deuxième variation de régime. La vitesse est alors de 203 kt, les conditions de l'affichage « *SPD LOW* » sont réunies et celui-ci a pu apparaître sur les deux FMA. Dans ce contexte, cette indication est de nature à déclencher une vérification rapide des paramètres de vol, l'assiette et la vitesse notamment.

L'enquête n'a pas permis d'expliquer l'absence de réaction à l'apparition de l'affichage « *SPD LOW* ». Toutefois, lorsque cette indication est apparue l'équipage gérait les messages radio avec le centre de contrôle en route de Niamey et actionnait les manettes de gaz. Le PA était toujours engagé.

Un phénomène de buffet est probablement apparu au même instant. Sans enregistrements CVR exploitables et compte tenu des données disponibles, il n'a pas été possible de déterminer si l'équipage l'a perçu et identifié, ou s'il l'a assimilé à des turbulences associées au contournement du système convectif.

Lorsque la vitesse atteint 200kt, le vibreur de manche s'active suivi trois secondes plus tard par le déclenchement de l'alarme de décrochage.

A partir de cet instant le haut-parleur côté commandant de bord émet uniquement l'alarme « *STALL* », tandis que celui côté copilote alterne les alarmes « *STALL* » avec les autres alarmes en cours (altitude et mouvement du PHR le cas échéant).

Le déclenchement du vibreur de manche et de l'alarme « *STALL* » aurait appelé les actions correctives suivantes et prévues dans les procédures de la compagnie relatives au décrochage :

- déconnexion du pilote automatique et de l'auto-manette ;
- application de la poussée maximale ;
- diminution de l'incidence jusqu'à l'arrêt du buffet et du vibreur de manche.

L'équipage ne déconnecte pas le pilote automatique et n'exécute pas la procédure de récupération du décrochage.

Il n'a donc vraisemblablement pas identifié cette situation critique.

Le pilote automatique, pour maintenir l'altitude, commande alors un mouvement continu à cabrer du plan horizontal réglable et des gouvernes de profondeur. Ceci a eu pour conséquences une augmentation de l'incidence jusqu'à 24° soit 13° au-delà de l'incidence de décrochage dans les conditions de l'événement ainsi que l'émission de plusieurs alarmes vocales « *STABILIZER MOTION* ».

Les deux moteurs subissent un phénomène de pompage probablement causé par l'incidence élevée de l'avion. Le régime des deux moteurs diminue alors vers des valeurs proches du ralenti. Ce phénomène de pompage a pu être perçu par l'équipage.

Il n'y a pas signe de réaction de l'équipage, autre que le déplacement des manettes de gaz, jusqu'à la déconnexion du pilote automatique<sup>50</sup> qui intervient 25 secondes après le déclenchement du vibreur de manche. La vitesse est alors de 162 kt, l'altitude a diminué de 1 150 ft environ. L'avion est en inclinaison à gauche et son assiette est en diminution. L'équipage applique des actions majoritairement en roulis à droite pour remettre les ailes à plat. Dans le même temps, il applique des actions majoritairement à cabrer, contrairement aux actions à effectuer pour récupérer le décrochage, et ce jusqu'au sol.

Dans le cas présent, les conditions environnementales, au-dessus du désert la nuit, ont privé l'équipage de repères visuels pouvant les aider à récupérer cette situation.

## **2.2 Les procédures d'activation des systèmes d'antigivrage**

Les procédures décrites dans le FCOM du constructeur, reprises par la compagnie, constituent la base essentielle des procédures opérationnelles que doivent suivre les équipages avant et pendant le vol. Elles sont élaborées initialement par le constructeur à partir des résultats de la certification de l'avion, notamment des essais en vols. Elles peuvent être modifiées, par la suite, en fonction des évolutions réglementaires, opérationnelles, techniques, et des améliorations et leçons tirées de l'analyse d'événements en service.

Les procédures du FCOM relatives à la protection des moteurs et de la cellule contre le givrage ( « *Airfoil Ice Protection Operation* » et « *Engine Anti-Ice on Ground and in Flight* ») précisent que des conditions givrantes peuvent exister dès que la température totale (TAT) est inférieure à 6°C et qu'il y a de l'humidité visible dans l'air ou que l'on observe de la formation de glace sur les essuie-glaces ou sur les extrémités du pare-brise.

Cette dernière mention, ainsi que les considérations relatives aux performances, peuvent ainsi inciter certains équipages à considérer que le critère d'accrétion de glace sur les essuie-glaces ou sur les extrémités du pare-brise peut être utilisé à la place du critère d'humidité visible. Ils peuvent être ainsi conduits à apprécier le risque de givrage de façon réactive.

Les informations rapportées par deux compagnies majeures possédant une grande expérience des MD80 montrent que certains équipages n'activent pas les systèmes antigivrage en conditions d'humidité visible, en l'absence de signes visibles de givrage. D'autres rapports indiquent que le givrage des capteurs Pt2 peut se produire en dehors de conditions d'humidité visible.

---

<sup>50</sup> L'enquête n'a pas permis de déterminer si l'AP a été déconnecté manuellement ou de manière automatique.

La formulation « *en présence d'humidité visible* » peut être ambiguë et sujette à différentes interprétations, telles que la présence ou non de l'aéronef dans les nuages, la détection visuelle de nuages à proximité ou la détection d'échos sur le radar météorologique.

Dans le cas de givrage par cristaux de glace, l'expérience montre que les cristaux de glace n'adhèrent pas aux parties externes de l'avion, qu'ils sont difficiles à détecter avec les radars météorologiques embarqués actuels, et qu'ils ne sont pas nécessairement visibles à l'œil nu en particulier de nuit ou à faibles concentrations. Les retours d'expérience de certains équipages ayant subi un givrage de ce type en vol vont dans ce sens. Le critère d'accrétion sur les essuie-glaces est ainsi inadapté à un environnement de cristaux de glace. Le critère d'humidité visible, s'il est interprété au sens de « *vol à l'intérieur des nuages* », peut être également inadapté à cette situation.

En outre façon, la possibilité de givrage des capteurs de pression  $Pt_2$  n'est décrite dans le FCOM que dans le cas du mode EPR LIM engagé et ne décrit les conséquences d'un tel givrage que dans la phase de montée.

Ces procédures précisent aussi que plus la masse d'air est chaude, plus son contenu en eau est élevé et plus le givrage sera sévère. Elles précisent qu'en-dessous de  $-20^{\circ}\text{C}$ , les conditions de givrage devraient être moins sévères. Dans le cas présent, les températures étaient inférieures à  $-30^{\circ}\text{C}$ , température en dessous de laquelle l'eau dans l'atmosphère est essentiellement présente sous formes de cristaux de glace, sans que le contenu en eau soit nécessairement élevé. La procédure informe effectivement les équipages de conduite qu'un givrage important a parfois été rapporté à des températures aussi basses que  $-60^{\circ}\text{C}$ , mais ne signale pas le risque de givrage des capteurs  $Pt_2$  dû à des cristaux de glace, lesquels peuvent ne pas être clairement visibles à faibles concentrations mais peuvent néanmoins altérer la mesure des  $Pt_2$  lorsque les systèmes antigivrage ne sont pas activés.

Ces éléments indiquent que les procédures du FCOM relatives à la protection des moteurs et de la cellule contre le givrage ont été élaborées à partir du phénomène de givrage classique (par formation de glace issue de l'impact de gouttelettes d'eau surfondues), seul type de givrage pris en compte dans le cadre de la certification de l'avion. Ces procédures ne sont pas adaptées au givrage par cristaux de glace auquel les capteurs de pression  $Pt_2$  sont sensibles.

Ainsi, en application des procédures actuelles du FCOM, les équipages, bien que sensibilisés aux risques de givrage classique, peuvent ne pas être conscients des signes précurseurs (ou de leur absence) associés au givrage par cristaux de glace et ignorer la possibilité de l'obstruction potentielle des capteurs de pression  $Pt_2$  et des conséquences associées en croisière.

## **2.3 Approche et récupération du décrochage**

Lors de la phase initiale de diminution de vitesse, le pilote automatique n'a pas de protection pour empêcher la vitesse de descendre en dessous d'une vitesse garantissant une marge suffisante par rapport au décrochage. La récupération de cette diminution initiale de vitesse dépend donc de la surveillance attentive de ce paramètre par l'équipage et d'une prise en compte des indications visuelles ou sonores fournies : anémomachmètres, indicateur Fast / Slow des PFD, affichage MACH ATL sur les FMA et avertisseur sonore du PHR.

L'étude des évènements similaires d'approche du décrochage sur avions de type MD80 montre que ces barrières de sécurité peuvent être franchies. En effet, plusieurs de ces équipages n'avaient pas conscience de la situation dégradée du vol avant le déclenchement des avertisseurs de décrochage.

Sur avions de type MD80, si la vitesse continue de diminuer, le buffet et le vibreur de manche permettent d'avertir l'équipage de l'approche du décrochage et constituent les dernières barrières de sécurité avant le décrochage, l'alarme de décrochage étant conçue comme un dispositif supplémentaire d'aide à la reconnaissance du décrochage.

Les données d'essais en vol de décrochage en haute altitude montrent que le buffet et le vibreur de manche apparaissent avec une faible marge par rapport au décrochage, inférieure au critère de 7 % préconisé par les exigences de certification. Il n'a pas été possible de déterminer ce qui a permis de justifier l'acceptation de cette faible marge .

La récupération de la situation repose donc sur une réaction prompte et appropriée de l'équipage à leur activation, avec notamment la déconnexion du pilote automatique et de l'auto-manette.

En l'absence de déconnexion du pilote automatique, celui-ci cherche à maintenir sa cible. S'il est en mode de maintien d'altitude comme c'est le cas en croisière, le pilote automatique donne des ordres à cabrer contraires à ceux nécessaires pour récupérer le décrochage. Après le déclenchement des avertisseurs de décrochage, de tels ordres, en maintenant l'assiette de l'avion et en augmentant l'incidence et la position à cabrer du PHR, aggravent rapidement la situation, et la difficulté de récupération pour l'équipage. En effet, ces ordres à cabrer masquent ou retardent la survenue d'une abatée qui constituerait pour l'équipage l'ultime signe de l'entrée dans le décrochage, et impose pour récupérer le décrochage une action à piquer plus forte et maintenue dans la durée. Le FOB publié par Boeing indique que l'avion peut ralentir jusqu'à l'alarme de décrochage avant que le pilote automatique ne se déconnecte. Il ne précise pas en revanche que le pilote automatique peut continuer à donner des ordres à cabrer après l'alarme de décrochage et n'indique pas les conséquences de ce comportement en terme de détection et récupération du décrochage.

L'équipage n'était pas entraîné à reprendre immédiatement un pilotage manuel et effectuer la procédure de récupération y compris sous l'effet de surprise. Au contraire, les pilotes de l'opérateur étaient entraînés à ce type d'exercice en provoquant eux-mêmes l'approche du décrochage et le décrochage par déconnexion du pilote automatique, réduction de la poussée et action manuelle sur la commande du PHR. De plus les particularités du MD80 relatives au déclenchement tardif des avertisseurs de décrochage en croisière et l'absence de déconnexion automatique de l'AP ne sont pas suffisamment portées à la connaissance des opérateurs et ne sont pas intégrées dans les programmes d'entraînement des équipages.

Or, en croisière, les facteurs suivants pourraient expliquer l'absence de déconnexion manuelle immédiate du pilote automatique en réaction au déclenchement des avertisseurs de décrochage :

- en cas d'effet de surprise, la volonté de comprendre la situation avant d'effectuer la procédure de récupération, considérant que l'altitude élevée de l'avion et l'engagement du pilote automatique assureraient une certaine sécurité ;
- l'hésitation à reprendre un pilotage manuel inhabituel et peu entraîné dans cette phase de vol.

Le pilote automatique engagé a pu contribuer à l'absence de réaction de l'équipage au déclenchement des avertisseurs de décrochage lors de l'accident.

Les entraînements sont cruciaux en matière de décrochage car un équipage de ligne au cours de sa carrière est très peu exposé à l'approche du décrochage et encore moins au décrochage lors d'un vol réel. La date du dernier entraînement de l'équipage à l'approche du décrochage et à sa récupération n'a pu être établie. Elle est en tout état de cause antérieure à leur arrivée chez Swiftair. Elle n'était donc pas récente.

## **2.4 SAR**

La dernière communication radio de l'équipage avec le CCR de Niamey a eu lieu à 01 h 44 min 29. L'accident a eu lieu à 01 h 47. L'épave a été découverte à 18 h 23. Il s'est ainsi écoulé plus de 16 heures entre la disparition de l'avion et sa localisation.

Dans le cas présent, les retards dans la localisation n'ont pas eu de conséquence puisque la violence de l'impact ne laissait aucune chance de survie aux occupants de l'aéronef. Néanmoins l'équipe d'enquête a cherché à identifier les dysfonctionnements qui ont conduit aux retards observés dans la conduite des opérations SAR.

Cet accident présente la particularité de s'être déroulé dans un environnement complexe, à la frontière de trois pays et dans une zone de conflit. Par ailleurs, le vol AH5017 était sous contrôle du CCR de Niamey qui n'a eu sur cet avion qu'un contact radar irrégulier et qui n'a établi qu'un seul échange radio.

Les contrôleurs du CCR de Niamey savent, par expérience, que les avions évoluant à l'ouest de la route EPEPO – GAO – MOKAT peuvent être hors de la portée radio et radar. Ils s'attendaient alors à ce que le plot radar de l'avion réapparaisse à MOKAT. Ceci a retardé la prise de conscience de la disparition du vol AH5017 et par conséquent le déclenchement des phases d'urgence par le CCR de Niamey.

Le premier message ALERFA a été adressé uniquement au CCR d'Alger, destination du vol AH5017. En omettant d'envoyer ce message aux CCR voisins dont le CCR de Ouagadougou qui venait de transférer l'avion, le CCR de Niamey s'est privé de disposer rapidement d'informations relatives à la dernière position de l'avion. Un manque de pratique des différents intervenants au sein du CCR de Niamey tant dans l'utilisation des moyens techniques que dans la mise en œuvre des procédures d'urgence SAR peut expliquer cette omission.

Le coordonnateur SAR du RCC de Niamey, seul personnel disponible au RCC durant cette période, a défini une zone de recherches à partir de la réception d'une même information transmise successivement par différents acteurs du contrôle aérien et des organismes SAR indiquant une perte de contact de l'avion travers GAO à 01 h 55. Une ambiguïté dans les échanges a pu également faire penser que cette perte de contact était une perte de contact radar, alors qu'il ne s'agissait que d'une perte de contact radio. Cela a pu conforter les acteurs du SAR dans leur conviction de la pertinence de la zone de recherche initiale, définie entre GAO et MOKAT.

Cette zone s'est avérée inexacte.

Lors de la prise en compte de la position estimée de l'accident, le coordonnateur SAR n'a pas pris l'initiative de corroborer cette information et de la valider. Le RCC de Niamey pouvait en effet bénéficier d'une restitution radar au CCR de Niamey. De même, le contact avec les organismes SAR voisins aurait permis par l'intermédiaire du RSC de Ouagadougou de disposer des derniers plots du radar de Ouagadougou sur lesquels on observe une diminution de vitesse de l'avion puis sa disparition. Ceci aurait pu permettre au coordonnateur SAR, s'il avait reçu cette information, de préciser les contours de la zone de recherche. De fait, la localisation de la zone probable d'accident, définie entre GAO et MOKAT soit plus au nord de la zone réelle d'accident, n'a été remise en question que lorsque l'équipe de gestion de crise de Ouagadougou a pu exploiter les données radar du CCR de Ouagadougou.

## 2.5 Retour d'expérience

A partir des différents événements rapportés, l'enquête permet de montrer que la réaction de plusieurs équipages à une diminution de vitesse similaire à celle observée lors de cet accident est déclenchée par la détection de la diminution de vitesse proprement dite ou par l'activation des avertisseurs d'approche de décrochage (buffet, SSRS, vibreur de manche). Les équipages, bien que sensibilisés aux risques de givrage classique, peuvent ne pas être conscients des signes précurseurs (ou de leur absence) du givrage par cristaux de glace et ignorer la possibilité d'obstruction des capteurs de pression  $PT_2$  et ses conséquences en croisière.

L'accident du vol AH5017 montre que la diffusion des informations publiées par le constructeur, les autorités de l'aviation civile, et les autorités d'enquête, n'a pas permis une prise en compte suffisante par les opérateurs et les équipages des particularités du MD-80 en cas de givrage de sonde  $PT_2$  par cristaux de glace et d'approche du décrochage à haute altitude. Le fait que l'exploitant n'avait pas, à la date de l'événement dans ses critères d'analyse de vols, de critère pour détecter la diminution de vitesse en croisière à haute altitude confirme cette lacune.

Le risque associé au givrage des sondes  $Pt_2$  était connu du constructeur et de l'autorité de surveillance. Certains exploitants eux-mêmes connaissaient ce risque et collectaient les événements de diminution de vitesse en croisière liée au givrage. L'un d'eux avait pris l'initiative de construire une table de correspondance entre les valeurs d'EPR et de N1 facilement accessible en poste de pilotage.

Le système de retour d'expérience se développe de plus en plus au sein des exploitants à l'attention des différents services et opérateurs, de première ligne en particulier. Ce type de système « *retour d'expérience vertical* » devient de plus en plus efficace mais reste toutefois cloisonné au niveau de l'exploitant. De nombreuses autres démarches se multiplient entre exploitants « *retour d'expérience horizontal* » par l'intermédiaire de symposiums, associations pour partager de l'expérience et toucher l'ensemble de la communauté aéronautique. A ce stade, et compte-tenu des éléments de l'enquête, il ne semble pas que ce type de système soit encore efficace ou qu'il soit à la portée de tous les exploitants pour prévenir leurs équipages. Le fait que le MD80 soit un avion exploité par un nombre décroissant d'opérateurs ne facilite pas le développement d'un tel retour d'expérience horizontal sur les particularités de cet aéronef.

## 3. CONCLUSION

### 3.1 Faits établis par l'enquête

- L'avion a décollé de Ouagadougou à destination d'Alger sans problème technique connu avec 116 personnes à bord.
- L'équipage détenait les licences et qualifications nécessaires pour effectuer le vol.
- L'avion avait un certificat de navigabilité en état de validité.
- La masse et le centrage de l'avion se trouvaient à l'intérieur des limites opérationnelles.
- La situation météorologique était conforme à celle que l'on peut rencontrer à cette période de l'année dans la zone de convergence intertropicale.
- Une défaillance du CVR antérieure au vol de l'événement l'empêchait de produire un enregistrement exploitable des sons et conversations en cockpit. L'équipage ne pouvait pas détecter cette défaillance lors du test prévol. Cette défaillance est apparue après la dernière opération de maintenance au cours de laquelle elle aurait pu être détectée.
- Lors de la montée au FL 310, l'équipage a fait des altérations de cap pour éviter des zones nuageuses qui l'ont amené à passer en bordure d'un système nuageux convectif.
- La route choisie l'a amené à évoluer dans une zone où la présence des cristaux de glace était probable.
- Les systèmes d'antigivrage n'ont pas été activés durant la montée et les phases de croisière durant lesquelles l'auto-manette était en mode MACH ATL.
- A la mise en palier, le pilote automatique est passé en mode de maintien d'altitude et de cap tandis que la vitesse était contrôlée par l'auto manette en mode MACH.
- Les valeurs d'EPR du moteur droit puis du moteur gauche sont devenues erronées vraisemblablement à la suite de l'obstruction des capteurs de pression Pt2 par des cristaux de glace.
- Ces valeurs erronées d'EPR ont amené l'auto-manette à limiter la poussée délivrée par les moteurs à un niveau inférieur à la poussée nécessaire pour maintenir le FL310.
- Environ deux minutes après la mise en palier, la vitesse de l'avion a commencé à diminuer.
- Le pilote automatique a compensé la diminution de vitesse en augmentant l'assiette de l'avion pour maintenir l'altitude.
- Après le transfert du vol AH5017 au CCR de Niamey, le contact radio avec l'avion n'a pas été établi immédiatement. Le vol RAM543K évoluant dans le secteur a fait le relais entre le vol AH5017 et le CCR de Niamey.
- Entre le transfert de l'équipage au centre de Niamey et la fin du vol, 15 tentatives de contacts radio sont enregistrées dans le FDR. Deux messages seulement ont été reçus par le centre de contrôle de Niamey.
- Le CCR de Niamey a reçu le message de l'équipage du vol AH5017 qui s'annonçait au FL310 et en cours d'évitement.
- Le CCR de Niamey n'a reçu aucun autre message de l'équipage après cela.

- Deux variations de forte amplitude de l'EPR provoquées par l'action de l'équipage sur les manettes de poussée sont observées. L'auto-manette est déconnectée entre ces deux variations et l'avion a commencé à descendre. Au même moment la dernière activation de l'alternat VHF, d'une durée de 4 secondes, a été enregistrée par le FDR.
- Lorsque la vitesse de l'avion a atteint 203 kt, des vibrations attribuées à du buffet sont apparues.
- Quatre secondes plus tard, lorsque la vitesse de l'avion a atteint 200 kt, le vibreur de manche s'est activé, suivi trois secondes plus tard par l'alarme de décrochage. L'avion à cet instant atteint l'incidence de décrochage effectif de 12 degrés.
- Les deux moteurs subissent un phénomène de pompage dû à l'incidence élevée de l'avion.
- Le pilote automatique est déconnecté environ 22 secondes après le déclenchement de l'alarme de décrochage. L'incidence de l'avion a alors atteint environ 25 degrés. Il n'y a aucune action visible de l'équipage entre l'activation de l'alarme de décrochage et la déconnexion du pilote automatique.
- Au cours de la chute de l'avion, l'assiette et l'inclinaison ont subi des changements importants. L'avion a conservé jusqu'au sol une assiette à piquer et une inclinaison à gauche. Durant cette phase de vol, les gouvernes sont restées majoritairement braquées à cabrer et dans le sens d'une inclinaison à droite. Lorsque les gouvernes de profondeur ont été commandées en position proche du neutre, environ 27 secondes avant l'impact, le vibreur de manche et l'alarme de décrochage ont été momentanément non activés et les moteurs ont repris un fonctionnement normal.
- Aucun problème n'a été signalé par l'équipage lors de ses contacts avec les contrôleurs aériens de Ouagadougou et Niamey.
- Aucun message de détresse n'a été reçu par les centres de contrôle.
- Les dernières valeurs enregistrées sont une assiette de 58 degrés à piquer, une inclinaison de 10 degrés à gauche et une vitesse conventionnelle de 384 kt.
- La phase d'urgence DETRESFA a été déclenchée à 04 h 38.
- L'épave a été retrouvée à 18 h 23.
- L'équipage n'a pas effectué d'entraînement relatif à l'approche du décrochage et à sa récupération depuis son entrée dans la compagnie Swiftair. L'enquête n'a pas permis d'établir la date de leur dernier entraînement sur ces points.
- Lors de l'entraînement au simulateur, l'approche du décrochage est effectuée manuellement par l'équipage après désengagement du pilote automatique.
- Les vitesses de déclenchement du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage sur le simulateur de la compagnie sont inférieures à celles calculées pour le vol de l'accident.
- Les procédures FCOM relatives au givrage du moteur ou de la cellule de l'avion n'évoquent pas les particularités du givrage par cristaux de glace et ne sont donc pas adaptées à ce type de givrage.
- Le phénomène d'obstruction des capteurs de pression Pt2 par givrage n'est décrit dans le FCOM que dans la phase de montée.
- Les dispositifs avertisseurs du décrochage se déclenchent en haute altitude avec une marge de vitesse inférieure aux 7% figurant dans les règlements de certification. Ces particularités n'ont pas été portées à la connaissance des opérateurs.

- Le pilote automatique est resté engagé au-delà du déclenchement des avertisseurs de décrochage et du décrochage. Cette particularité et ses conséquences sur la détection et la récupération du décrochage ne sont pas clairement explicitées dans le bulletin d'information du constructeur (FOB), seule documentation fournie aux opérateurs sur ce point.

### 3.2 Causes

La vitesse de l'avion, pilotée par l'auto-manette, décroît en raison de l'obstruction des capteurs de pression situés sur le cône de nez des moteurs, vraisemblablement par des cristaux de glace. Le pilote automatique augmente alors progressivement l'assiette de l'avion pour maintenir l'altitude et ce jusqu'au décrochage de l'avion. Le décrochage de l'avion n'est pas récupéré. L'avion conserve jusqu'au sol une assiette à piquer et une inclinaison à gauche alors que les gouvernes restent majoritairement braquées à cabrer et dans le sens d'une inclinaison à droite. L'avion heurte le sol avec une grande vitesse.

L'accident résulte de la combinaison des événements suivants :

- la non activation des systèmes d'antigivrage des moteurs ;
- l'obstruction des capteurs de pression  $P_{t2}$ , vraisemblablement par des cristaux de glace, engendrant des valeurs erronées d'EPR qui amènent l'auto-manette à limiter la poussée délivrée par les moteurs à un niveau inférieur à la poussée nécessaire pour maintenir le FL310 ;
- la réaction tardive de la part de l'équipage à la diminution de vitesse et aux valeurs erronées d'EPR, possiblement liée à la charge de travail de l'équipage associée à l'évitement de la zone convective et aux difficultés de communication avec le contrôle aérien ;
- l'absence de réaction de la part de l'équipage à l'apparition du buffet, du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage ;
- l'absence d'actions adaptées sur les commandes de vol pour sortir d'une situation de décrochage.

Ces événements peuvent trouver leurs explications dans la combinaison des facteurs suivants :

- la procédure FCOM relative à l'activation des systèmes d'antigivrage non adaptée à la situation d'obstruction des capteurs  $P_{t2}$  par des cristaux de glace ;
- une information insuffisante vers les opérateurs sur les conséquences du blocage du capteur  $P_{t2}$  par un phénomène de givrage ;
- la logique de déclenchement du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage qui conduit ces dispositifs à se déclencher tardivement par rapport au décrochage de l'avion en croisière ;
- la logique du pilote automatique qui permet à celui-ci de continuer à donner des ordres à cabrer au-delà de l'incidence de décrochage aggravant ainsi la situation de décrochage et augmentant les difficultés de récupération par l'équipage.

L'absence d'enregistrement CVR exploitable a limité les possibilités d'analyse du comportement de l'équipage au cours du vol.

En particulier il n'a pas été possible d'étudier les aspects CRM ni d'évaluer la contribution éventuelle du cadre d'emploi et de l'expérience des membres de l'équipage.

## 4. RECOMMANDATIONS

### 4.1 Recommandations émises lors d'enquêtes antérieures et pertinentes par rapport à l'analyse de l'accident du vol AH5017

#### 4.1.1 Accident du 16 août 2005 survenu au DC-9-82 (MD-82) exploité par West Caribbean Airways

L'enquête rappelle que les autorités vénézuéliennes, à l'issue de l'enquête de sécurité, avaient recommandé que :

- 058/2005-AA2 : les autorités aéronautiques exigent que soient intégrées, dans le cadre de l'entraînement des équipages de conduite, les opérations de récupération de décrochage à haute altitude. Ceci est d'autant plus justifié que les entraînements au simulateur incluent des décrochages à basse altitude dont l'aéronef se récupère en un temps beaucoup plus court, étant donné que l'aéronef peut augmenter plus rapidement son état d'énergie afin de maintenir son altitude ; en revanche, à haute altitude, le comportement de l'aéronef est différent et cela exige des manœuvres plus précises en termes de temps d'exécution.
- 058/2005-AA5 : dans les pays dans lesquels opèrent des exploitants aériens certifiés pour l'exploitation d'aéronefs de la série MD-80, que les autorités élèvent et optimisent les exigences des programmes d'entraînement des équipages de conduite aux situations de variations d'incidence à haute altitude ainsi qu'aux différentes configurations du Système automatique de puissance (ATS), des systèmes antigivrages, au contrôle de l'altitude et de la vitesse et à l'effet de ces dernières sur l'état d'énergie de l'aéronef.
- 058/2005-ODF1 : Boeing étudie la possibilité de concevoir un nouvel algorithme ou de revoir (afin de les améliorer) les algorithmes existants sur les équipements ou systèmes qui déclenchent les alertes ou les avertissements, pour qu'ils laissent un temps suffisant aux équipages de conduite, pour leur permettre, en premier lieu : de percevoir au moment voulu les signaux sonores et/ou visuels les avertissant d'une situation anormale ou de danger ; et en second lieu : de réagir également dans les temps face à ces signaux ou avertissements après une rapide analyse et une prise de décision appropriée. Dans le cas qui nous intéresse, la présente commission d'enquête sur les accidents et les incidents d'aviation suggère qu'une alarme supplémentaire à la fois sonore et visuelle (par exemple : le voyant lumineux et sonore de l'avertisseur "*Warning Performance*", "*Warning : Performance Conflict*", etc.) d'une longueur suffisante puisse alerter l'équipage et éveiller sa conscience de la situation de manière plus appropriée, et lui permette de mettre en œuvre les actions correctives les plus adaptées afin d'éviter ce type d'accident. Il est ainsi recommandé que soit analysée la possibilité d'inclure un avertisseur audiovisuel supplémentaire correspondant à la situation décrite dans ce rapport et aux éléments qui ont causé l'accident.

#### **4.1.2 Incident grave du 4 juin 2002 survenu au DC-9-82 (MD-82) exploité par Spirit Airlines**

L'enquête rappelle que le NTSB, à l'issue de l'enquête de sécurité, avait recommandé que :

- A-04-034 : la FAA publie un bulletin d'information aux inspecteurs principaux pour alerter tous les équipages des transporteurs aériens à propos du givrage rencontré par le vol Spirit Airlines vol 970 et de souligner la nécessité de maintenir la vigilance sur les signes d'apparition de givrage en haute altitude, l'effet que ces conditions peuvent avoir sur l'avion et les performances du moteur, et la nécessité de l'utilisation appropriée du système antigivrage moteur.
- A-04-035 : la FAA poursuit activement les recherches avec des constructeurs d'avions et de moteurs et autres personnels de l'industrie pour développer un détecteur de givrage permettant d'alerter les pilotes du givrage du capteur de pression d'entrée d'air.

#### **4.1.3 Accident du 1 juin 2009 survenu à l'Airbus A330-203 exploité par Air France**

L'enquête rappelle que le BEA, à l'issue de l'enquête de sécurité avait recommandé que :

- FRAN-2012-032 : que l'OACI s'assure de la mise en place de plans de coordination SAR ou protocoles régionaux couvrant l'ensemble des zones maritimes ou désertiques pour lesquelles une coordination internationale serait nécessaire dans l'application de procédures SAR, notamment dans la zone Atlantique Sud.

### **4.2 Recommandations intermédiaires**

L'enquête confirme qu'à l'heure actuelle, les documentations telles que l'AFM (Aircraft Flight Manual) ne contiennent pas de procédures spécifiques pour permettre aux équipages, à partir des paramètres indiqués du moteur, de mettre rapidement en évidence une situation d'incohérence d'EPR résultant d'une obstruction du capteur de pression du cône de nez. La détection de cette incohérence permettrait aux équipages de réagir avant que l'avion ne s'approche dangereusement d'une situation de décrochage.

Aussi la Commission d'Enquête sur les Accidents et Incidents d'Aviation Civile du Mali et le BEA a recommandé que :

- la FAA, en tant qu'autorité primaire de certification, ou à défaut l'EASA, imposent une modification du manuel de vol des avions de type MD80 pour :
  - attirer l'attention des équipages sur les risques liés au givrage possible du capteur de pression PT2 à l'altitude de croisière, y compris en l'absence de signes visibles de givrage, notamment lorsque le système de dégivrage des moteurs n'est pas activé. [Recommandation MLI-2015-002]  
[Recommandation MLI-2015-003] [Recommandation FRAN-2015-014]  
[Recommandation FRAN-2015-015]
  - leur fournir les moyens de détecter rapidement une indication erronée d'EPR et d'y remédier. [Recommandation MLI-2015-004] [Recommandation MLI-2015-005] [Recommandation FRAN-2015-016] [Recommandation FRAN-2015-017]

- la FAA et l'EASA étudient le besoin d'action similaire pour d'autres avions équipés de moteurs faisant appel aux mêmes principes de gestion de la poussée. [Recommandation MLI-2015-006] [Recommandation MLI-2015-007] [Recommandation FRAN-2015-018] [Recommandation FRAN-2015-019]

## **4.3 Nouvelles recommandations de sécurité**

### **4.3.1 Moyens de protection contre le givrage**

Selon les procédures actuelles du FCOM, les équipages, bien que sensibilisés aux risques de givrage classique, peuvent ne pas être conscients des signes précurseurs (ou de leur absence) du givrage par cristaux de glace et ignorer la possibilité d'obstruction des capteurs de pression  $PT_2$  et ses conséquences en croisière. Du fait de l'impact du système d'antigivrage moteur sur les performances en croisière du MD80, les équipages peuvent être tentés de n'activer le système antigivrage que lorsqu'ils s'attendent à rencontrer des conditions givrantes. Le givrage de la sonde  $PT_2$  peut survenir, lorsque les moyens d'antigivrage ne sont pas activés, en l'absence de tout autre signe de givrage sur la cellule, sur les essuie-glaces ou sur les moteurs, même en présence de faibles concentrations de cristaux de glace qui peuvent ne pas être facilement visibles et peuvent ne pas être détectables par le radar météorologique.

En conséquence la Commission d'Enquête sur les Accidents et Incidents d'Aviation Civile du Mali et le BEA recommandent que:

- **la FAA demande au constructeur d'étudier la faisabilité de la mise en place d'un système antigivrage permanent des capteurs  $Pt_2$ , indépendant de toute activation par l'équipage des systèmes existants d'antigivrage des moteurs ou de la cellule.** [Recommandation MLI-2016-001] [Recommandation FRAN-2016-022]
- **dans l'attente de la mise en place d'un tel système, la FAA impose que les procédures du FCOM du constructeur relatives à la protection des moteurs contre le givrage « *Engine Anti-Ice on Ground and in Flight* » mentionnent les difficultés de détection des cristaux de glace, en particulier la nuit, et définissent clairement les critères associés à l'activation du système antigivrage. Ceci peut nécessiter l'activation systématique de ces systèmes en vol dès que la température totale est inférieure à 6°C, sans tenir compte des critères d'humidité visible ou de signes d'accrétion sur les essuie-glaces.** [Recommandation MLI-2016-002] [Recommandation FRAN-2016-023]

#### **4.3.2 Décrochage en croisière sur les avions de type MD80 et entraînement associé**

Sur MD80 le buffet peut apparaître tardivement et ne pas être perceptible de manière indubitable. Par ailleurs, les systèmes avertisseurs du décrochage tels que le vibreur de manche et l'alarme de décrochage se déclenchent en croisière avec un préavis laissant à l'équipage peu ou pas de temps pour réagir avant l'apparition effective du buffet. D'autre part, le pilote automatique peut rester engagé jusqu'à ce que le décrochage soit effectif et même au-delà, ce qui aggrave alors la situation de décrochage et augmente la difficulté de récupération par l'équipage. Les tests sur simulateur d'entraînement suggèrent que les simulateurs peuvent ne pas être suffisamment représentatifs en ce qui concerne le déclenchement des avertisseurs d'approche de décrochage.

**En conséquence, la Commission d'Enquête sur les Accidents et Incidents d'Aviation Civile du Mali et le BEA recommandent que :**

- **la FAA impose au constructeur d'intégrer dans la documentation mise à disposition des exploitants les particularités du décrochage en croisière sur les avions de type MD80, liées à l'apparition tardive du buffet, du vibreur de manche et de l'alarme de décrochage et à l'absence de déconnexion automatique du pilote automatique après l'alarme de décrochage. [Recommandation MLI-2016-003] [Recommandation FRAN-2016-024]**
- **la FAA et l'AESA imposent que ces particularités des avions de type MD80 soient enseignées lors des qualifications de type et des entraînements récurrents des équipages. [Recommandation MLI-2016-004] [Recommandation MLI-2016-005] [Recommandation FRAN-2016-025] [Recommandation FRAN-2016-026]**
- **la FAA s'assure que les données mises à disposition par le constructeur Boeing pour la conception des simulateurs de MD80 soient représentatives en ce qui concerne le déclenchement des dispositifs avertisseurs de l'approche du décrochage et l'absence de déconnexion du pilote automatique après le décrochage, en basse altitude et en niveau de croisière. [Recommandation MLI-2016-006] [Recommandation FRAN-2016-027]**
- **la FAA et l'AESA s'assurent de la représentativité des simulateurs utilisés pour l'entraînement des équipages de MD80 concernant le déclenchement des dispositifs avertisseurs de l'approche du décrochage et l'absence de déconnexion du pilote automatique après le décrochage, en basse altitude et en niveau de croisière. [Recommandation MLI-2016-007] [Recommandation MLI-2016-008] [Recommandation FRAN-2016-028] [Recommandation FRAN-2016-029]**
- **la FAA impose au constructeur Boeing d'étudier la faisabilité d'une modification de la logique d'engagement du PA permettant une déconnexion automatique lorsque l'approche du décrochage est détectée par les systèmes du MD80. [Recommandation MLI-2016-009] [Recommandation FRAN-2016-030]**

### 4.3.3 CVR

Le test prévol réalisé par les équipages ne permet pas de détecter les deux défaillances majeures du CVR de cet accident : la panne de la fonction d'effacement et l'absence d'enregistrement des bruits en cockpit sur la piste du microphone d'ambiance. Ces deux défaillances ont privé l'enquête de sécurité d'informations essentielles à la compréhension de l'événement et à l'établissement de recommandations pour améliorer la sécurité des vols.

Une vérification de maintenance du CVR est réalisée à chaque visite de type C, toutes les 3 600 heures de vol ou tous les 15 mois au plus tard. Cette procédure permet de détecter la panne de la fonction d'effacement mais elle ne vérifie pas un défaut d'enregistrement des bruits en cockpit sur la piste du microphone d'ambiance.

Par ailleurs, l'Annexe 6 de l'OACI, relative à l'exploitation technique des aéronefs, prévoit que les CVR à bande magnétique cesseront d'être utilisés à compter du 1<sup>er</sup> janvier 2016 pour les activités de transport aérien commercial international.

Néanmoins, dans l'attente de l'entrée en vigueur de ces dispositions dans les réglementations nationales ou européennes, la Commission d'Enquête sur les Accidents et Incidents d'Aviation Civile du Mali et le BEA recommandent ;

- **la FAA s'assure que la procédure de vérification en maintenance des CVR des avions de type MD80 soit modifiée par le constructeur afin que toutes les chaînes d'enregistrement soient testées, y compris la chaîne du microphone d'ambiance. [Recommandation MLI-2016-010] [Recommandation FRAN-2016-031]**
- **la FAA et l'EASA s'assurent que cette modification soit prise en compte par les exploitants concernés. [Recommandation MLI-2016-011] [Recommandation MLI-2016-012] [Recommandation FRAN-2016-032] [Recommandation FRAN-2016-033]**

### 4.3.4 SAR

L'enquête a montré qu'il n'y pas eu de coordination entre le RCC de Niamey et les RSC de Ouagadougou et de Bamako, dont les zones de responsabilité étaient limitrophes de la zone de l'accident.

Les moyens insuffisants et un manque de pratique au sein de ce RCC de Niamey n'ont pas permis une prise en compte rapide des informations disponibles.

**En conséquence, la Commission d'Enquête sur les Accidents et Incidents d'Aviation Civile du Mali et le BEA recommandent que :**

- **les autorités nationales du Niger, du Burkina-Faso et du Mali mettent en place des plans de coordination et s'assurent que leur efficacité soit validée par des exercices réguliers. [Recommandation MLI-2016-013] [Recommandation MLI-2016-014] [Recommandation MLI-2016-015] [Recommandation FRAN-2016-034] [Recommandation FRAN-2016-035] [Recommandation FRAN-2016-036]**

# **LISTE DES ANNEXES**

## **Annexe 1**

Planches de paramètres

## **Annexe 2**

Transcription des communications ATC issues des organismes de contrôle de Ouagadougou

## **Annexe 3**

Transcription des communications ATC issues du centre de contrôle de Niamey

## **Annexe 4**

Carte satellite IR de la situation météorologique

## **Annexe 5**

Bilan des formations et contrôles suivis par l'équipage

## **Annexe 6**

Limitations réglementaires

## **Annexe 7**

Chronologie des événements au CCR de Niamey

## **Annexe 8**

Info FAA pour exploitants

## **Annexe 9**

SIB AESA

## **Annexe 10**

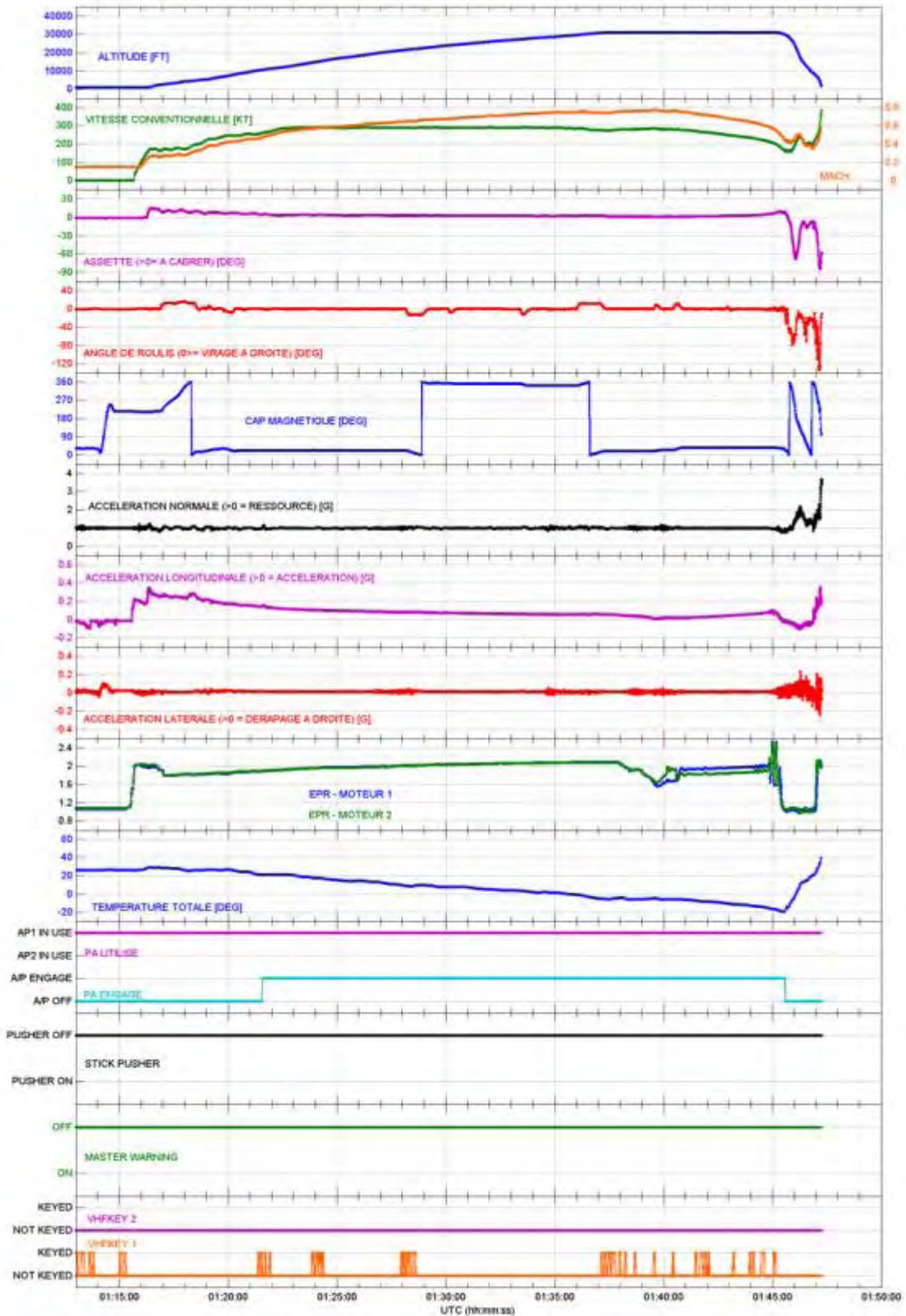
InFO Boeing

## **Annexe 11**

Procédures FCOM

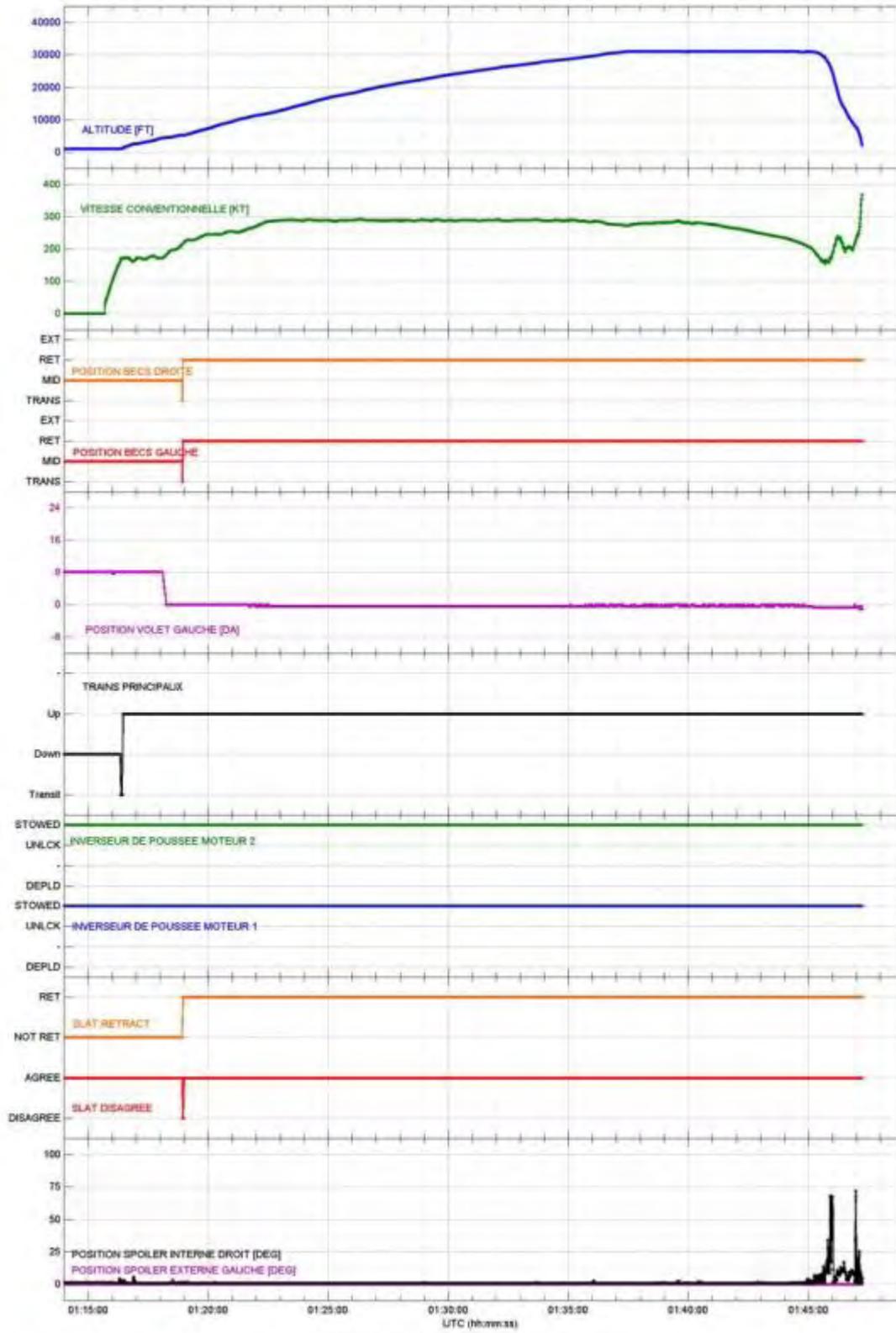
# ANNEXE 1

## PLANCHES DE PARAMETRES



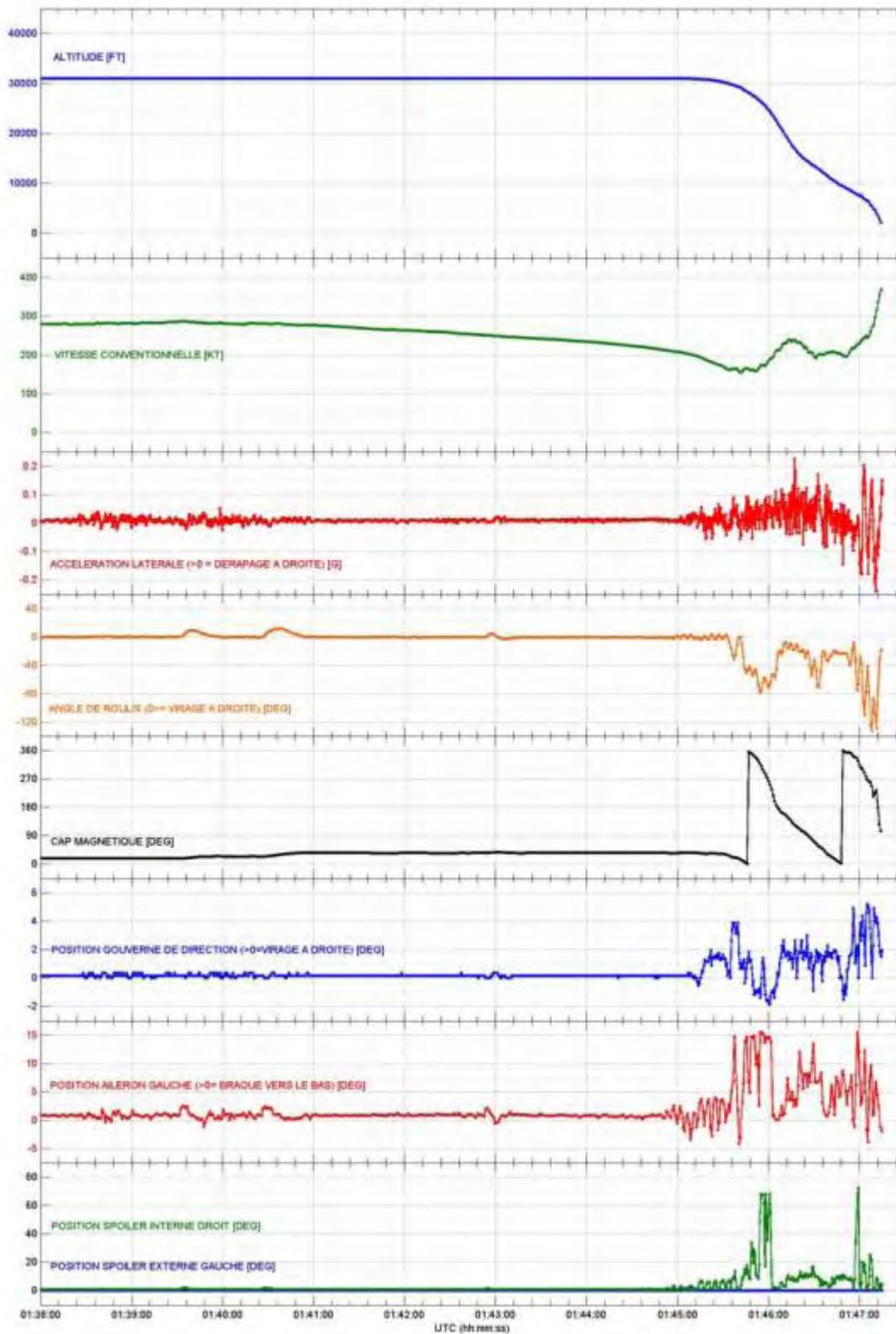
Source : Bureau d'Enquêtes et d'Analyses, BEA, France

Paramètres généraux



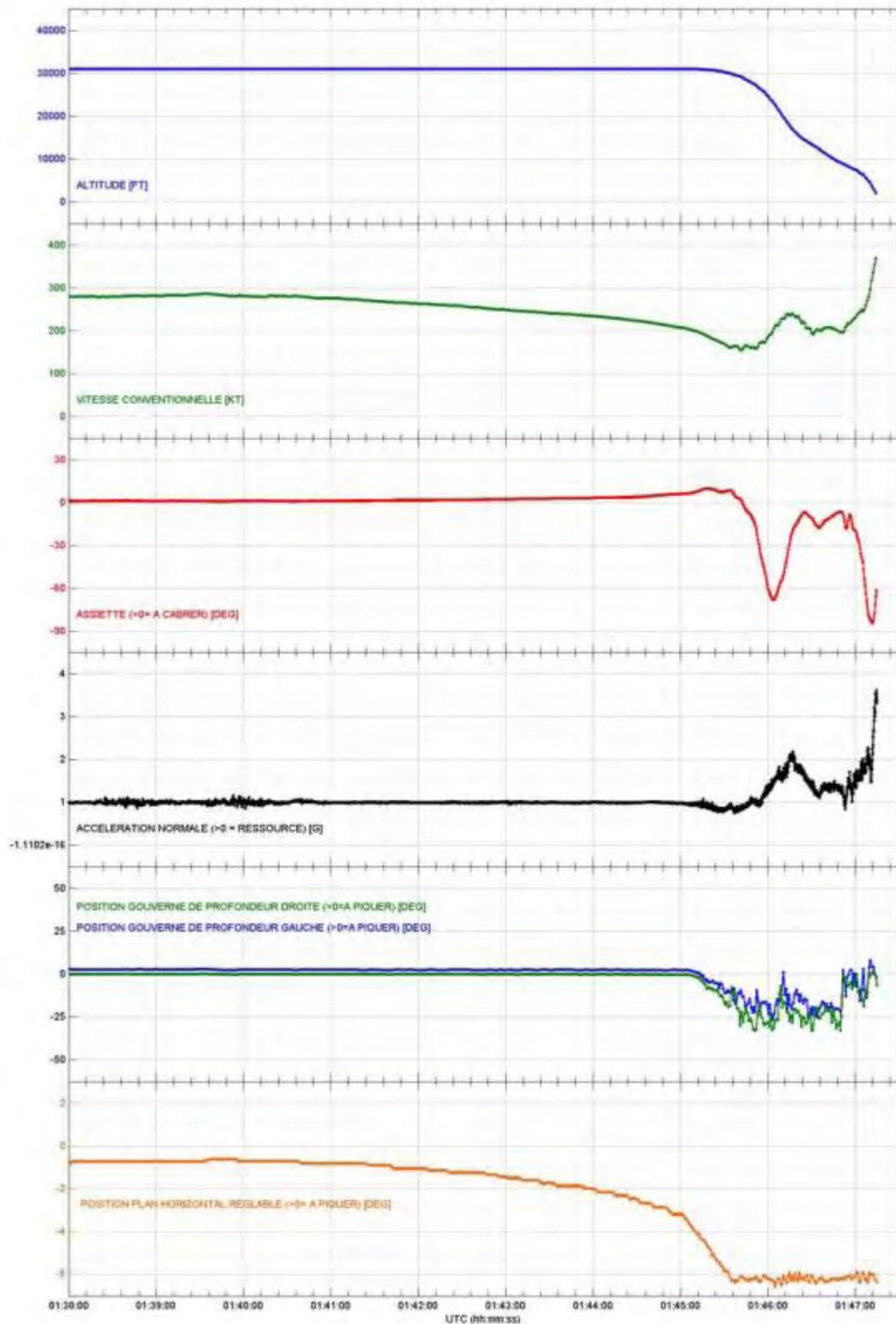
Source : Bureau d'Enquêtes et d'Analyses, BEA, France

### Configuration avion

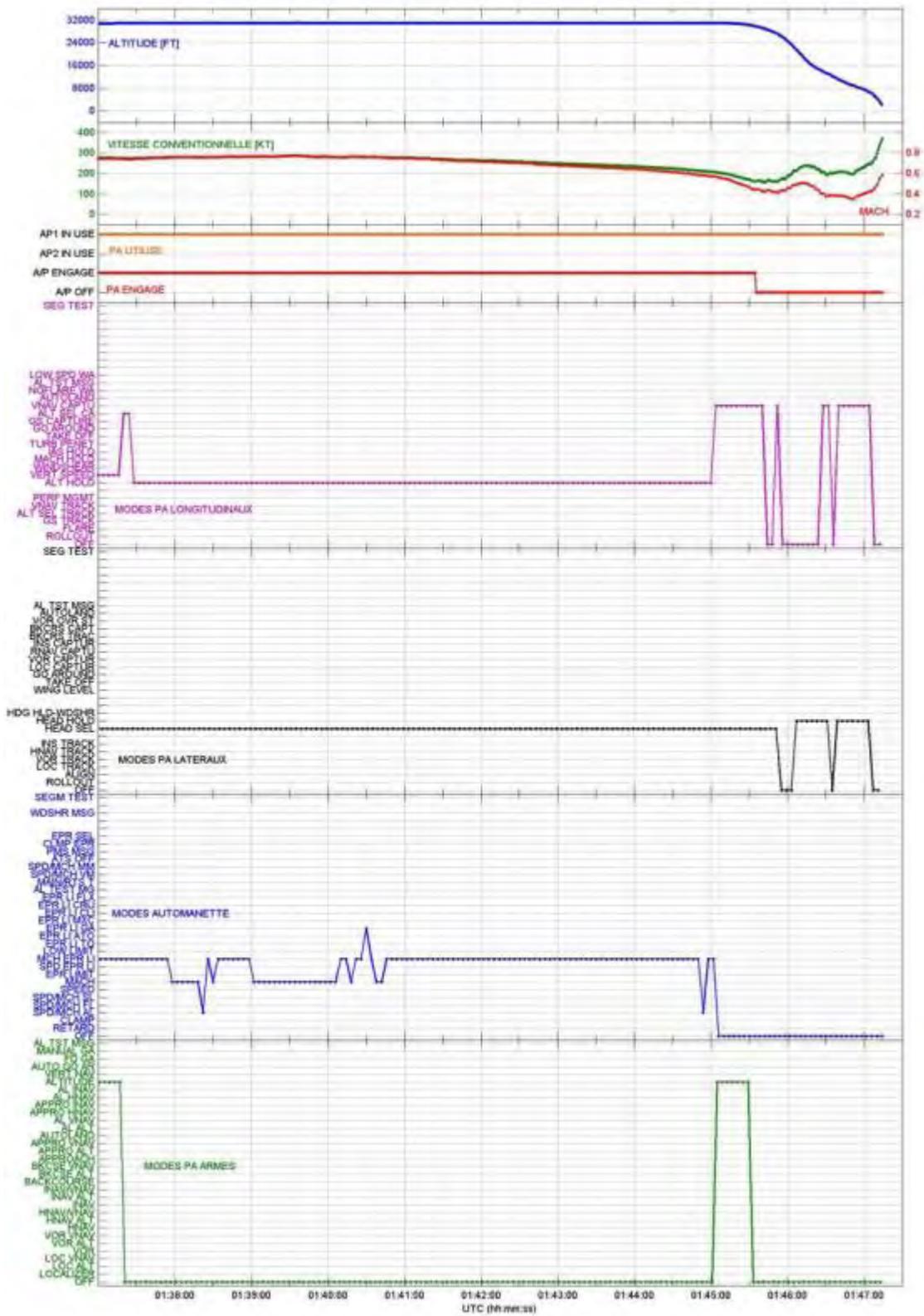


Source : Bureau d'Enquêtes et d'Analyses, BEA, France

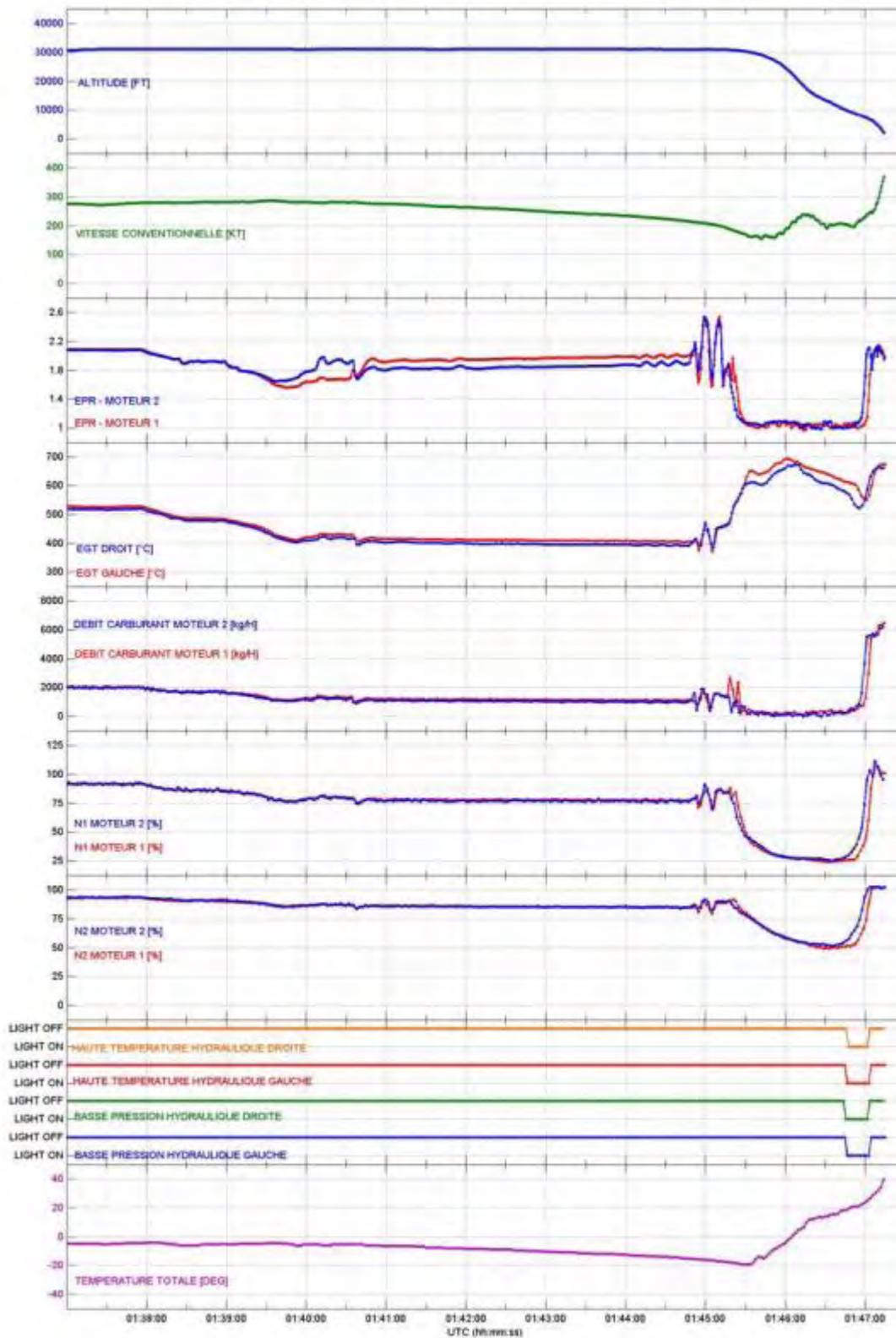
### Paramètres latéraux



### Paramètres longitudinaux

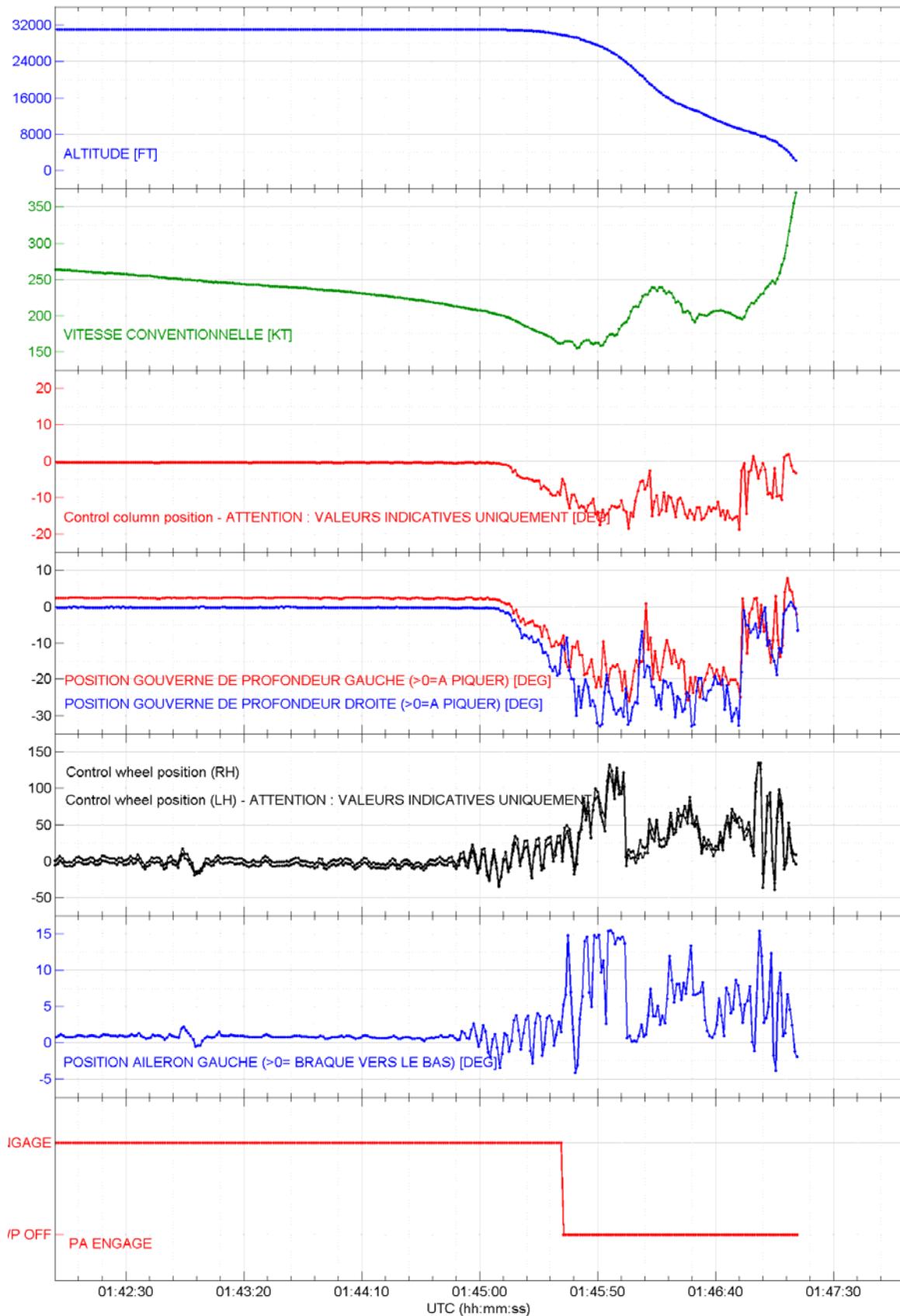


## Automatismes

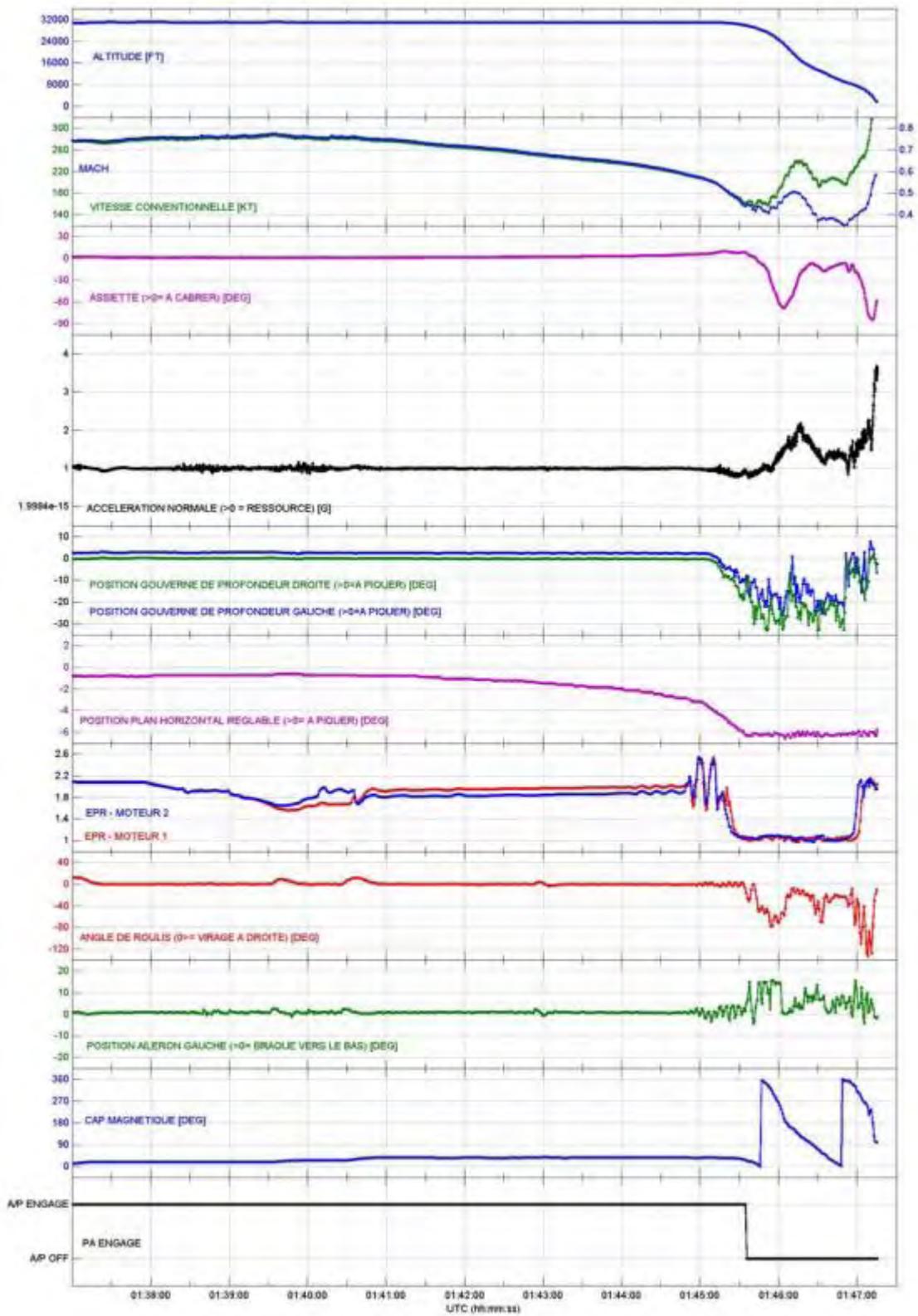


Source : Bureau d'Enquêtes et d'Analyses, BEA, France

### Paramètres moteurs



Commandes de vol



Source : Bureau d'Enquêtes et d'Analyses, BEA, France

Planche de synthèse

## ANNEXE 2

### TRANSCRIPTION DES COMMUNICATIONS ATC ISSUES DES ORGANISMES DE CONTROLE DE OUAGADOUGOU

#### Avertissement

Ce qui suit représente la transcription des éléments qui ont pu être compris au cours de l'exploitation de l'enregistrement des communications radios d'un ou des organismes de contrôle (ATC).

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

*Remarque : les temps indiqués sont des temps UTC synchronisés avec l'enregistreur de paramètres (FDR) de l'avion.*

#### Glossaire

<b>Temps UTC</b>	Universal Time Coordinated, heure de référence internationale
<b>[xxx]</b>	Contrôleur de la fréquence utilisée (Par exemple : [TWR] pour Tour).
<b>#xxx#</b>	Conversation téléphonique entre deux centres de contrôle
<b>( )</b>	Les mots ou groupes de mots placés entre parenthèses n'ont pu être établis avec certitude
<b>(*)</b>	Mots ou groupes de mots non compris

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
00 h 48 min 47	Début de transcription		
00 h 48 min 48	DAH 5017	Tower salam 'aleïkoum, Algérie five zero one seven	
00 h 48 min 54	<b>[Ouaga TWR] (118.1)</b>	Algérie five zero one seven, Ouaga Tower, good evening, go ahead	
00 h 48 min 58	DAH 5017	Yes, we will be ready for the start up in four minutes	
00 h 49 min 03	<b>[TWR]</b>	Heu roger, copied. You copy runway 22 in use, wind is 250 degrees, 07 knots, visibility 10 km, temperature 26, dew point 23, QNH 1015. Time check 00 49. Report for start-up	
00 h 49 min 21	DAH 5017	We will call you ready for the start-up and QNH 1015, Algérie five zero one seven	

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
01 h 00 min 52	<b>[TWR]</b>	Cargolux 805, airborne 00 58, report for estimates	
01 h 00 min 57	CLX 805	Cargolux 805 I call you back	
01 h 02 min 14	DAH 5017	Algérie four zero one seven, ready for the start up	
01 h 02 min 20	<b>[TWR]</b>	Algérie five zero one seven, start up is approved runway 22, wind 240 degrees, 10 knots. Temperature is 26, dew point 23, QNH 1015, time 01 03, report for taxi	
01 h 02 min 35	DAH 5017	Start-up approved Algérie four zero one seven, we will call you ready for taxi	
01 h 02 min 47	CLX 805	Ouaga Cargolux 805	
01 h 02 min 52	<b>[TWR]</b>	805, go ahead	
01 h 02 min 53	CLX 805	So we estimate EPEPO at 01 15, GAO 01 33 and MOKAT 02 10 and we climbing now... we passing out of flight level 155 to... for climbing for flight level 370.	
01 h 03 min 12	<b>[TWR]</b>	And say estimates for destination	
01 h 03 min 18	CLX 805	Estimate destination 06 00, Cargolux 805	
01 h 03 min 24	<b>[TWR]</b>	Roger, contact Control, 120.3, good bye	
01 h 03 min 27	CLX 805	At 120.3, bonne nuit Cargolux 805	
01 h 04 min 04	CLX 805	Ouaga Control good morning Cargolux 805	
01 h 04 min 10	<b>[Ouaga CCR] (120.3)</b>	805, Ouaga Control, good morning, cleared EPEPO, flight level 370, report EPEPO	
01 h 04 min 20	CLX 805	Cleared to EPEPO and climbing flight level 370, I you call back EPEPO, Cargolux 805	
01 h 07 min 07	<i>#Ouaga CCR#</i>	Allô	
01 h 07 min 08	<i>#Niamey CCR#</i>	Oui Ouaga pour le Cargolux qui va au 370, oui allez-y	
01 h 07 min 12	<i>#Ouaga CCR#</i>	Oui EPEPO à 01h15, GAO à 33, niveau 370	
01 h 07 min 21	<i>#Niamey CCR#</i>	D'accord alors à quelle heure il a décollé, s'il vous plait?	
01 h 07 min 23	<i>#Ouaga CCR#</i>	Il a décollé à 00h58 et puis Air Algérie derrière... qui demande niveau 350	
01 h 07 min 33	<i>#Niamey CCR#</i>	C'est Algérie cinq mille cinq?	
01 h 07 min 36	<i>#Ouaga CCR#</i>	Cinq mille..., cinq mille... Algérie five zero one seven, cinq mille dix-sept, il va à Alger	
01 h 07 min 41	<i>#Niamey CCR#</i>	Heu d'accord, lui le 350 approuvé pour lui	
01 h 07 min 46	<i>#Ouaga CCR#</i>	Hum d'accord	
01 h 09 min 54	DAH 5017	Algérie five zero one seven, ready to taxi	

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
01 h 10 min 02	<b>[TWR]</b>	Five zero one seven taxi, enter and backtrack runway 22, confirm level	
01 h 10 min 14	DAH 5017	Taxi... taxi for holding point runway 22 and backtrack. We request flight level 320... 330	
01 h 10 min 23	<b>[TWR]</b>	Roger call you back	
01 h 10 min 29	DAH 5017	By the moment 310, too heavy, Algérie five zero one seven	
01 h 10 min 45	<b>[TWR]</b>	Please say again, Algérie	
01 h 10 min 46	DAH 5017	Yes, flight level 310, 310, Algérie five zero one seven	
01 h 10 min 51	<b>[TWR]</b>	Roger	
01 h 12 min 12	<i>#Niamey CCR#</i>	Allô	
01 h 12 min 13	<i>#Ouaga CCR#</i>	Allô Niamey	
01 h 12 min 15	<i>#Niamey CCR#</i>	Oui Ouaga	
01 h 12 min 16	<i>#Ouaga CCR#</i>	Oui heu, le Cargolux demande le niveau 410 et Air Algérie niveau 310	
01 h 12 min 21	<i>#Niamey CCR#</i>	Non le 370 s'il vous plait, j'ai du trafic c'est pour cela que je l'ai limité initialement au 370	
01 h 12 min 27	<i>#Ouaga CCR#</i>	D'accord... et l'Air Algérie, 310?	
01 h 12 min 30	<i>#Niamey CCR#</i>	Air Algérie, 350 initial	
01 h 12 min 32	<i>#Ouaga CCR#</i>	310 qu'il demande	
01 h 12 min 35	<i>#Niamey CCR#</i>	3-10?	
01 h 12 min 35	<i>#Ouaga CCR#</i>	Voilà	
01 h 12 min 37	<i>#Niamey CCR#</i>	Ok lui c'est 3-10 et le Cargolux 370	
01 h 12 min 40	<i>#Ouaga CCR#</i>	Ok	
01 h 12 min 42	<i>#Niamey CCR#</i>	Ok merci	
01 h 13 min 01	DAH 5017	Algérie five zero one seven, we are ready to copy	
01 h 13 min 05	<b>[TWR]</b>	Algérie five zero one seven, clear Ouagadougou to Alger via EPEPO, level 310, after departure runway 22, right turn	
01 h 13 min 15	DAH 5017	Heu... clear destination, initially flight level 310. After takeoff, right turn to (GUPOV)	
01 h 13 min 31	<b>[TWR]</b>	Algérie five zero one seven heu... right turn to EPEPO	
01 h 13 min 37	DAH 5017	Heu copied, right turn to EPEPO	
01 h 13 min 41	<b>[TWR]</b>	Correct, report ready	
01 h 13 min 49	DAH 5017	We will call you ready	
01 h 15 min 01	DAH 5017	Ready, Algérie five zero one seven	

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
01 h 15 min 03	CLX 805	Ouagadougou, Ouaga Control, Cargolux 805	
01 h 15 min 06	<b>[TWR]</b>	Algérie five zero one seven, clear for takeoff runway 22, wind is 230 degrees, 09 knots, right turn	
01 h 15 min 12	DAH 5017	Clear for takeoff, 22 and when airborne, right turn, Algérie five zero one seven	
01 h 15 min 13	<b>[Ouaga CCR]</b>	Cargolux 805, Ouaga, you contact Niamey for higher, Niamey is one three one decimal three. Safe flight	
01 h 15 min 21			DAH 5017 annonce V1 (alternat appuyé)
01 h 15 min 23	CLX 805	Niamey one three one decimal three for higher. Have a good night Cargolux 805. Au revoir.	
01 h 15 min 29	<b>[Ouaga CCR]</b>	Au revoir	
01 h 18 min 25	<b>#BIA#</b>	Oui allô	
01 h 18 min 26	<b>#Ouaga CCR#</b>	Oui Algérie 5017 en vol à 01h17	
01 h 18 min 28	<b>#BIA#</b>	17 minutes...	
01 h 20 min 36	RAM 543K	Tower, Air Maroc 543 Kilo, request taxi	
01 h 20 min 44	<b>[TWR]</b>	543 Kilo taxi, enter and backtrack runway 22 and follow... do you have a marshaller?	
01 h 20 min 52	RAM 543K	We have the marshaller, we follow marshaller instruction and we... enter and backtrack runway 22, Royal Air Maroc 543 Kilo	
01 h 21 min 01	<b>[TWR]</b>	Hum confirm level requested	
01 h 21 min 05	RAM 543K	270, Royal Air Maroc 543 Kilo	
01 h 21 min 09	<b>[TWR]</b>	Roger, I call you back for ATC clearance	
01 h 21 min 12	<b>[TWR]</b>	Algérie five zero one seven, airborne time 01 17, report for estimates	
01 h 21 min 22	DAH 5017	Are you calling, Algérie five zero one seven?	
01 h 21 min 25	<b>[TWR]</b>	Algérie five zero one seven, correct, report for estimates	
01 h 21 min 31	DAH 5017	Say again, Algérie five zero one seven	
01 h 21 min 34	<b>[TWR]</b>	Air Algérie five zero one seven, airborne time 01 17, report for estimates	
01 h 21 min 42	DAH 5017	Standing by, Algérie five zero one seven	
01 h 21 min 49	<b>[TWR]</b>	Five zero one seven, standing by for estimates, standing by	
01 h 21 min 54	DAH 5017	Standing by, Algérie five zero one seven	

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
01 h 22 min 53	RAM 543K	Tower, Royal Air Maroc 543 Kilo, ready to copy (ATC)	
01 h 22 min 59	[TWR]	Maroc 543 Kilo is cleared Ouagadougou Niamey via DEKAS level 270, after departure runway 22, climb runway heading, 5 miles, then left turn	
01 h 23 min 13	RAM 543K	Clear to Niamey via DEKAS, we climb flight level 270, after takeoff we maintain runway heading then left t urn (*) Royal Air Maroc 543 Kilo	
01 h 23 min 26	[TWR]	543 Kilo correct, report ready	
01 h 23 min 29	RAM 543K	Call you back when ready, Royal Air Maroc 543 Kilo	
01 h 23 min 48	[TWR]	Air Algérie five zero one seven, say level passing	
01 h 23 min 51	DAH 5017	We are passing flight level 145, Algérie four zero one seven	
01 h 23 min 57	[TWR]	Roger... and say estimates EPEPO... and arrival time Alger	
01 h 24 min 05	DAH 5017	...PO at 01 38, Algérie five zero one seven	
01 h 24 min 10	[TWR]	Please, say again estimates EPEPO?	
01 h 24 min 12	DAH 5017	01 38, 01 38	
01 h 24 min 16	[TWR]	Roger. Estimate arrival time Alger?	
01 h 24 min 20	DAH 5017	Estimated time Alger, stand by please	
01 h 24 min 51	RAM 543K	Tower, Royal Air Maroc 543 Kilo, ready for take off	
01 h 24 min 55	[TWR]	543 Kilo, clear for takeoff runway 22, wind is 240 degrees, 06 knots	
01 h 25 min 00	RAM 543K	Cleared take off 22, Royal Air Maroc 543 Kilo,	
01 h 25 min 38	#Niamey CCR#	Allô?	
01 h 25 min 39	#Ouaga CCR#	Oui Algérie 5017, en vol à 01h17	
01 h 25 min 42	#Niamey CCR#	Une seconde	
01 h 27 min 10	#Ouaga CCR#	Allô	
01 h 27 min 12	#Niamey CCR#	Oui Ouaga, je t'ai mis en stand-by, tu as préféré quitter?	
01 h 27 min 14	#Ouaga CCR#	Voilà, comme tu étais pris	
01 h 27 min 17	#Niamey CCR#	D'accord, oui on y va	
01 h 27 min 18	#Ouaga CCR#	Donc 01h17 en vol, Algérie 5017	
01 h 27 min 22	#Niamey CCR#	5017, oui	
01 h 27 min 23	#Ouaga CCR#	EPEPO à 01h38, niveau...	

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
01 h 27 min 26	#Niamey CCR#	S'il te plaît, il a décollé à quelle heure?	
01 h 27 min 28	#Ouaga CCR#	01h17	
01 h 27 min 30	#Niamey CCR#	Oui	
01 h 27 min 31	#Ouaga CCR#	EPEPO à 01h38, niveau 310. Et derrière tu as Maroc 543 K, niveau 270 sur DEKAS	
01 h 27 min 44	#Niamey CCR#	D'accord, il n'a pas encore décollé?	
01 h 27 min 45	#Ouaga CCR#	Heu il vient de décoller mais je n'ai pas... il a décollé juste à 27	
01 h 27 min 49	#Niamey CCR#	27? D'accord, reçu.	
01 h 27 min 53	#Ouaga CCR#	Toute à l'heure pour ses estimées	
01 h 27 min 56	DAH 5017	Heu Radar, Algérie five zero one seven	
01 h 28 min 01	[TWR]	Heu... go ahead	
01 h 28 min 02	DAH 5017	The estimate is Alger at 05 06	
01 h 28 min 09	[TWR]	Contact Control, one two zero decimal three	
01 h 28 min 11	DAH 5017	One two zero three, Algérie four zero one seven, choukrane ("merci" en langue arabe)	
01 h 28 min 16	DAH 5017	Radar, salam 'aleïkoum, Algérie five zero one seven, climbing 310	
01 h 28 min 24	[Ouaga CCR]	Algérie five zero one seven, cleared EPEPO level 310, report EPEPO	
01 h 28 min 29	DAH 5017	Yes, we'll call you EPEPO, we are turning left heading 356 to avoid	
01 h 28 min 37	[Ouaga CCR]	Roger	
01 h 29 min 22	#BIA#	Allô	
01 h 29 min 22	#Ouaga CCR#	Oui, Marco 543 Kilo en vol à 27	
01 h 29 min 25	#BIA#	27? Reçu	
01 h 29 min 29	[TWR]	Maroc 543 Kilo airborne time 01 27 report for estimates	
01 h 29 min 34	RAM 543K	We estimate BULSA at 01 38, DEKAS at 01 42 and destination Niamey at 02 08	
01 h 29 min 46	[TWR]	Estimates are copied, climb level 270, report passing 140	
01 h 29 min 48	DAH 5005	Ouaga, Ouaga, Air Algérie five zero zero five, bonjour	
01 h 29 min 55	[Ouaga CCR]	Algérie 5005 bonjour	
01 h 29 min 57	DAH 5005	Bonjour, position TUMUT, 370	
01 h 30 min 04	[Ouaga CCR]	Roger clear TUMUT, Oscar Golf, EPEPO 370, say estimates Oscar Golf, EPEPO	
01 h 30 min 10	DAH 5005	Roger, Oscar Golf and EPEPO and we estimate	

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
		Oscar Golf at 01 41 EPEPO 01 56 and we need heading by the right 045 to avoid	
01 h 30 min 31	<b>[Ouaga CCR]</b>	Confirm 045 nautical miles right	
01 h 30 min 34	DAH 5005	Yes in heu... 8 nautical miles, 8 nautical miles	
01 h 30 min 41	<b>[Ouaga CCR]</b>	Roger, that's approved, report back on course	
01 h 30 min 47	DAH 5005	Roger	
01 h 31 min 03	RAM543K	140 passing, Royal Air Maroc 543 Kilo	
01 h 31 min 07	<b>[TWR]</b>	Roger, contact Control 120.3, good bye	
01 h 31 min 10	RAM 543K	Two zero three, bye bye	
01 h 31 min 13	RAM 543 K	Le Contrôle bonsoir, Royal Air Maroc 543 Kilo	
01 h 31 min 18	<b>[Ouaga CCR]</b>	Maroc 543 Kilo, bonsoir, cleared DEKAS level 270, report DEKAS	
01 h 31 min 24	RAM 543K	Call you DEKAS for Air Maroc 543 Kilo	
01 h 32 min 00	<i>#Niamey CCR#</i>	Allô?	
01 h 32 min 01	<i>#Ouaga CCR#</i>	Oui Niamey, on a deux trafics	
01 h 32 min 04	<i>#Niamey CCR#</i>	Oui?	
01 h 32 min 06	<i>#Ouaga CCR#</i>	Maroc 543 Kilo, heu en vol à 01h27, DEKAS 01h42, Niamey à 02h08, niveau 270	
01 h 32 min 20	<i>#Ouaga CCR#</i>	Le deuxième	
01 h 32 min 25	<i>#Niamey CCR#</i>	02h08... oui?	
01 h 32 min 28	<i>#Ouaga CCR#</i>	Deuxième, Algérie 5005, EPEPO	
01 h 32 min 31	<i>#Niamey CCR#</i>	5005?	
01 h 32 min 34	<i>#Ouaga CCR#</i>	EPEPO à 01h56	
01 h 32 min 37	<i>#Niamey CCR#</i>	5005 ou 5017?	
01 h 32 min 40	<i>#Ouaga CCR#</i>	5005, tu as le 5017, ça c'est un autre, 5005	
01 h 32 min 41	DAH 5005	Ouaga, Algérie 5005, we take...take by the right, heading 050	
01 h 32 min 49	<b>[Ouaga CCR]</b>	Roger 5005, copied	
01 h 32 min 53	<i>#Ouaga CCR#</i>	Algérie 5005, EPEPO à 01h56, niveau 370	
01 h 33 min 01	<i>#Niamey CCR#</i>	1-56, niveau?	
01 h 33 min 03	<i>#Ouaga CCR#</i>	370	
01 h 33 min 06	<i>#Niamey CCR#</i>	Ok	
01 h 34 min 04	<i>#Niamey CCR#</i>	Allô?	
01 h 34 min 05	<i>#Ouaga CCR#</i>	Allô les deux Algérie sont en train de dévier, cause météo, j'espère que tu les vois au radar	
01 h 34 min 11	<i>#Niamey CCR#</i>	Heu je les av... je ne les vois pas encore	

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
01 h 34 min 14	#Ouaga CCR#	Ok Algérie 5005 dévie à droite et 5017 aussi à droite	
01 h 34 min 22	#Niamey CCR#	Ok c'est bon	
01 h 37 min 07	DAH 5017	Algérie five zero one seven, Radar	
01 h 37 min 14	<b>[Ouaga CCR]</b>	Algérie five zero one seven, go ahead	
01 h 37 min 17	DAH 5017	(*)	
01 h 37 min 25	<b>[Ouaga CCR]</b>	Roger, contact Niamey, one three one decimal three, good bye	
01 h 37 min 28	DAH 5017	One three one three, Algérie five zero one seven, choukrane (*) ("merci " en langue arabe)	
01 h 40 min 44	DAH 5005	Ouaga, Air Algéccdfkclfrjfinrie 5005, we take by the left to ARBUT	
01 h 40 min 55	<b>[Ouaga CCR]</b>	5005 roger, report position ARBUT	
01 h 41 min 01	DAH 5005	Roger, we will report position ARBUT and at ARBUT we... I call you back to avoid by the left	
01 h 41 min 11	<b>[Ouaga CCR]</b>	Copied	
01 h 41 min 33	RAM 543K	Check in DEKAS, Royal Air Maroc 543 Kilo	
01 h 41 min 41	<b>[Ouaga CCR]</b>	Maroc 543 Kilo, contact Niamey, 131.3, good bye	
01 h 41 min 46	RAM 543K	Heu one three one three, bye.	
01 h 45 min 07	DAH 5005	Ouaga, Algérie 5005, we take left heading three five zero and I call you back (*) ARBUT	
01 h 45 min 23	<b>[Ouaga CCR]</b>	Roger copied... and Algérie 5005, copy Niamey weather... heu sorry, copy Niamey frequency, 131.3, 1 3 1 3, and report contacting Niamey	
01 h 45 min 36	DAH 5005	131.3 with Niamey and will report contacting with Niamey, Air Algérie 5005	
01 h 45 min 43	<b>[Ouaga CCR]</b>	Roger	
01 h 45 min 46	Fin de transcription		

**ANNEXE 3**  
**TRANSCRIPTION DES COMMUNICATIONS ATC**  
**ISSUES DU CENTRE DE CONTROLE DE NIAMEY**

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
01 h 41 min 38	[Niamey APP]	Algerie five zero one seven Niamey?	
01 h 41 min 49	[Niamey APP]	Algerie five zero one seven Niamey?	
01 h 42 min 13	RAM 543K	Niamey Air Maroc five four three kilo, bonsoir	
01 h 42 min 16	[Niamey APP]	Maroc 543 K Niamey bonsoir (your squawk is) one two two two one two two two climb to maintain maintain level two seven zero copy Niamey last report wind is two two zero degrees zero four knots CAVOK temperature two six dew point two three Q N H one zero one three (*) nosig go ahead	
01 h 42 min 42	RAM 543K	One zero one three (to the) zero niner for landing at Niamey we estimate Niamey at zero two zero five euh RITAT at zero two zero two and we request a right track to avoid	
01 h 43 min 01	[Niamey APP]	Roger deviation is approved report back on track and report ready for descent	
01 h 43 min 08	RAM 543K	..call you Air Maroc five four three kilo	
01 h 43 min 13	DAH 5017	(*) Algerie five zero one	
01 h 43 min 22	RAM 543K	Eh Niamey euh pour information il y a Air Algérie qui vous appelle	
01 h 43 min 53	[Niamey APP]	Algérie five zero one seven Niamey?	
01 h 44 min 02	[Niamey APP]	Algérie five zero one seven Niamey?	
01 h 44 min 09	[Niamey APP]	Maroc five four three kilo I read I need a relay	
01 h 44 min 13	RAM 543K	Allez-y pour le relais pour Air Algérie	
01 h 44 min 18	[Niamey APP]	Oui donc qu'il m'appelle sur cent trente un point trois	
01 h 44 min 21	RAM 543K	Qu'il vous appelle sur cent trente et un trois il euh...	
01 h 44 min 25	RAM 543K	Alger... Air Algeria allez-y pour votre message	
01 h 44 min 29	DAH 5017	Yes Algérie five zero one seven we are maintaining flight level three one zero we are (*) (interruption) (*) to avoid	
01 h 44 min 39	RAM 543K	Heu Niamey, Air Maroc five four three Kilo?	
01 h 44 min 42	[Niamey APP]	Oui merci beaucoup, Algérie five zero one seven squawk three two three five three two three five report passing GAO, report passing GAO and say estimate MOKAT	
01 h 44 min 56	RAM 543K	(Vous avez) reçu Air Algérie?	

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
01 h 45 min 12	RAM 543K	Air Algérie d'Air Maroc cinq cent quarante trois vous avez reçu le message de Niamey?	
01 h 45 min 22	RAM 543K	Algérie, Air Maroc cinq quarante trois?	
01 h 45 min 30	RAM 543K	Niamey Air Maroc five four three Kilo request descent	
01 h 45 min 36	[Niamey APP]	Five four three Kilo, Niamey descend level zero five...zero five zero I call you back	
01 h 45 min 41	RAM 543K	Down, flight level zero five zero Air Maroc five four three Kilo	
01 h 45 min 53	DAH 5005	Niamey Niamey Air Algérie five zero zero five good morning	
01 h 45 min 59	[Niamey APP]	Five thousand five morning go ahead	
01 h 46 min 01	DAH 5005	Five thousand five we are... at two eight miles... euh to... ARBUT and heading three five zero to avoid	
01 h 46 min 16	[Niamey APP]	Five thousand five squawk three two two six three two two six report back on track	
01 h 46 min 23	DAH 5005	Three two two six and euh... we come back with Ouaga control roger Air Algérie five zero zero five	
01 h 46 min 49	DAH 5005	Niamey Air Algérie five zero zero five released by Ouaga	
01 h 46 min 57	[Niamey APP]	Algerie... Royal Maroc five four three Kilo descent level one two zero initial one two zero initial for euh LILAM VOR D M E runway two seven report at (*)	
01 h 47 min 14	RAM 543K	Called Royal Air Maroc five four three Kilo?	
01 h 47 min 16	[Niamey APP]	Affirm	
01 h 47 min 18	RAM 543K	Down, flight level one two zero heading zero nine zero and request runway zero nine	
01 h 47 min 28	[Niamey APP]	Runway two seven in use due to arrival	
01 h 47 min 32	RAM 543K	We take two seven Royal Air Maroc five four three Kilo	
01 h 47 min 36	[Niamey APP]	Algerie five thousand five Niamey?	
01 h 47 min 38	DAH 5005	(*) five thousand five euh... we are released par Ougadougou and euh we are taking by the left heading three five zero to avoid	
01 h 47 min 50	[Niamey APP]	Five thousand five copied report back on track	
01 h 47 min 55	DAH 5005	Roger five zero zero five	
01 h 52 min 37	RAM 543K	Air Maroc five four three Kilo?	
01 h 52 min 39	[Niamey APP]	Go ahead	
01 h 52 min 40	RAM 543K	Approaching lower routing to ETROT and down to one two zero	
01 h 52 min 47	[Niamey APP]	Continue with Tower one one nine decimal seven	

Temps UTC	Locuteur	Messages	Remarques, bruits
01 h 52 min 50	RAM 543K	Nine seven merci bye bye	
01 h 55 min 33	[Niamey APP]	Algerie five zero one seven Niamey?	
01 h 55 min 37	DAH 5005	Five zero zero five Ouaga go ahead?	
01 h 55 min 40	[Niamey APP]	I'm calling five zero one seven Algerie five zero one seven	
01 h 55 min 56	[Niamey APP]	Algerie five zero one seven Niamey?	
01 h 56 min 25	[Niamey APP]	Portugal two eight nine Niamey?	
01 h 56 min 28	TAP 289	Two eight nine go ahead?	
01 h 56 min 30	[Niamey APP]	(*) a relay to Algerie five zero one seven	
01 h 56 min 37	TAP 289	Euh say again the call sign?	
01 h 56 min 40	[Niamey APP]	Algerie five zero one seven	
01 h 56 min 45	TAP 289	Okay five zero one seven go ahead for him	
01 h 56 min 49	[Niamey APP]	Please ask Algerie five zero one seven to contact Niamey on eight eight nine four	
01 h 56 min 58	TAP 289	(*) (eight nine)	
01 h 57 min 00	TAP 289	Algerie five zero one seven algerie five zero one seven this is Air Portugal to eight nine	
01 h 57 min 13	TAP 289	Algerie five zero one seven this is Air Portugal to eight nine calling Algerie five zero one seven	
01 h 57 min 29	DAH 5005	Air Algerie five zero one seven from Air Algerie five zero zero five?	
01 h 57 min 36	TAP 289	I have a relay for Algerie five zero one seven to call... Niamey on eight eight nine four	
01 h 57 min 46	DAH 5005	Air Algerie five sero one seven from Air Algerie five zero zero five?	
01 h 58 min 35	TAP 289	Niamey Portugal two eight nine?	
01 h 58 min 39	[Niamey APP]	Go ahead	
01 h 58 min 40	TAP 289	I was unable to contact with Algerie five zero one seven	
01 h 58 min 44	[Niamey APP]	Thank you so much maintain level three five zero report passing BATIA	
01 h 58 min 48	DAH 5017 Fin de transcription		



**ANNEXE 5**  
**BILAN DES FORMATIONS ET CONTROLES SUIVIS PAR L'EQUIPAGE**

	Stage d'adaptation de l'exploitant	Entraînements et contrôles périodiques			
		2 <sup>ème</sup> semestre 2012	1 <sup>er</sup> semestre 2013	2 <sup>ème</sup> semestre 2013	1 <sup>er</sup> semestre 2014
Commandant de bord (entrée dans la compagnie au printemps 2012)	Partie Théorique : Fin le 10 mai 2012  Prorogation QT : 09 mai 2012  CHL : 21 mai 2012  Adaptation en ligne sous supervision du 03 mai au 04 juillet 2012  Contrôle en ligne : 3 et 4 juillet 2012	Non effectué.  (voir § 1.5.6.2)	Partie théorique : mai 2013  Prorogation QT 14 avril 2013  CHL : 04 avril 2013  Contrôle en ligne : 13 août 2013	Partie théorique : octobre 2013    CHL : 23 octobre 2013	Partie théorique : mars 2014  Prorogation QT 24 mars 2014  CHL : 25 mars 2014  Contrôle en ligne Prévu en août 2014 (soit après la date de l'accident)
OPL (entrée dans la compagnie au printemps 2013)	Partie Théorique : mai 2013  LPC : 17 mai 2013  CHL : 17 mai 2013  Adaptation en ligne sous supervision du 9 mars au 25 juin 2013  Contrôle en ligne : 25 juin 2013	(Pilote non encore dans la compagnie)	XXX (Pilote non encore dans la compagnie)	Théorique : octobre 2013   CHL : 16 octobre 2013	Théorique : mars 2014  LPC : 24 mars 2014  CHL : 25 mars 2014  Contrôle en ligne : 29 juin 2014

## **ANNEXE 6**

### **LIMITATIONS REGLEMENTAIRES**

#### **Limitations sur les temps de service**

L'exploitant veille à ce que le total des temps de service d'un membre d'équipage ne dépasse pas:

- 190 heures de service pour toute période de 28 jours consécutifs, étalées le plus uniformément possible sur l'ensemble de la période; et
- 60 heures de service pour toute période de 7 jours consécutifs.

#### **Limitations sur les temps de service de vol**

L'exploitant veille à ce que le temps total de vol cale à cale des vols sur lesquels un membre d'équipage est affecté comme membre d'équipage en fonction ne dépasse pas:

- 900 heures de vol cale à cale sur une année civile;
- 100 heures de vol cale à cale pour toute période de 28 jours consécutifs

#### **Limitations de temps de service de vol quotidien**

- Temps de service de vol maximal : 13 heures, moins 0 h 30 par étape à partir de la 3ème étape, 11 heures pour 6 étapes et plus.
- Prolongation possible d'une heure (moins de 6 étapes, 2 fois/semaine, augmentation du temps de repos avant et après)

#### **Temps de repos minimal :**

Il doit être d'une durée au moins égale au temps de service qui précède, et d'au moins :

- 12 heures à la base d'affectation,
- 10,30 heures<sup>51</sup> hors de la base d'affectation; l'équipage doit pouvoir dormir 8 heures
- temps de repos hebdomadaire de 36 heures comprenant deux nuits locales (8 h entre 22 h et 8 h).

#### **Jours minimum de repos à la base d'affectation :**

Dans son article 8, la circulaire ministérielle du 17/12/2010 demande aux opérateurs une période de repos d'au moins 8 jours par mois à la base d'affectation.

En cas d'impossibilité de programmation, ces jours de repos sur base peuvent être reportés au mois suivant, auquel cas ils vont s'ajouter aux jours de repos sur base du mois suivant, sans possibilité d'autre report.

---

<sup>51</sup> Durée mentionnée par la circulaire ministérielle du 17 décembre 2010. Le règlement européen (CE) n° 859/2008 de la commission européenne prévoit une durée de 10 heures.

## ANNEXE 7

### CHRONOLOGIE DES EVENEMENTS AU CCR DE NIAMEY

- A 01h27, le CCR de Niamey est informé, par le CCR de Ouagadougou, du décollage du vol AH 5017 à 01h17.
- A 01h30, le CCR de Niamey crée « en local » le plan de vol de AH5017 car le plan de vol n'existait dans le système EUROCAT-X
- A 01h31, le plot radar de AH5017 apparait. L'avion est en montée (FL233) route 350 environ, 12 NM à l'ouest de la route ARBUT-EPEPO et à 20 NM environ d'ARBUT. Il est à 190 NM de NY.
- A 01h33, le plot radar de AH5017 disparaît de l'écran du contrôleur de Niamey alors qu'il approche de son secteur de contrôle. L'avion est à cet instant hors de portée du radar de Niamey car il s'éloigne de Niamey vers l'ouest.
- A 01h34, la coordination du vol AH5017 s'effectue entre le CCR de Ouagadougou et le CCR de Niamey.
- A 01h37, le vol AH 5017 est transféré de Ouagadougou à Niamey sur la fréquence 131.3.
- A 01h42, le plot radar de AH5017 réapparaît. L'avion est à l'ouest de la route EPEPO-GAO (35 NM environ).
- Pendant les 5 minutes suivantes, le plot radar de AH5017 apparait sous différents symboles indiquant que l'avion se trouve en limite de portée du radar de Niamey.
- A 01h44min20, le CCR de Niamey « accepte »<sup>52</sup> la piste plan le vol DAH5017.
- A 01h44min28, AH5017 appelle le CCR de Niamey en lui précisant qu'il est stable au niveau de vol 310 et en cours d'évitement. Le CCR de Niamey, lui demande d'afficher le code transpondeur 3235, de donner son estimée pour MOKAT et de le recontacter à GAO.
- A 01h47min28, le plot radar de AH5017 disparaît définitivement. L'avion est travers la route EPEPO-GAO pour environ 30 NM. Il est situé à 95 NM de GAO et 215 NM de NY.
- A 01h52min45, la « piste plan de vol » de AH5017 passe GAO. La contrôleur en qui avait le vol en contact informe oralement les contrôleurs de la position adjacente que AH5017 n'a pas rappelé à GAO comme demandé et qu'elle n'a plus l'avion en contact.
- A 01h53min58, le CCR de Niamey appelle le CCR d'Alger pour l'informer de l'estimée de AH5017 à MOKAT est 02 H 50.
- A 03h07, Le CCR d'Alger appelle le CCR de Niamey pour l'informer qu'il n'a pas eu de contact radio de DAH5017 à MOKAT suggère au CCR de Niamey de déclencher une phase d'urgence.

---

<sup>52</sup> C'est une action du contrôle qui signifie que la piste plan de vol de AH5017 est "acceptée" mais que la piste plan de vol n'est pas encore corrélée avec le plot radar de l'avion. Cette corrélation intervient lorsque l'avion affiche le code transpondeur donné par le CCR de Niamey.

## **Chronologie des évènements SAR**

- A 03h30, le Centre de Contrôle Régional (CCR) de Niamey déclenche la phase d'alerte (ALERFA). Il envoie le message ALERFA au CCR d'Alger qui le transmet au RCC d'Alger. Le contenu de ce message relatif au vol DAH 5017 indique : « loss of contact at GAO and MOKAT ».
- Le CCR de Niamey tente en vain de contacter le RCC de Niamey pour lui signaler l'ALERFA.
- A 03h55, le CCR de Niamey contacte le CCR de Ouagadougou et lui précise que le contact avec DAH5017 n'a pu être établi mais que les phases d'urgence ont déjà été déclenchées.
- A 04h04, le CCR d'Alger suggère au CCR de Niamey de déclencher la phase DETRESFA.
- le CCR de Niamey indique qu'il a interrogé les aérodromes de Bamako, Ouagadougou et Nouakchott sur la présence de DAH5017 et qu'il rencontre des problèmes de transmission du message DETRESFA par le système Eurocat-X.
- A 04h38, le CCR de Niamey envoie le message DETRESFA.
- A 04h48, à la demande du CCR d'Alger concernant « le dernier contact radar » de DAH5017, le CCR de Niamey précise « vers 01h55 et travers GAO ».
- A 05h28, Le RCC d'Alger signale au coordinateur SAR du RCC de Niamey, qui vient également d'être appelé par le CCR de Niamey, que « le dernier contact » avec DAH5017 a eu lieu « travers GAO à 01h55 » pour une « estimée MOKAT à 02h33 ».
- A 06h00, le coordinateur SAR du RCC de Niamey arrive au BDP pour récupérer les informations du plan de vol départ de DAH5017 et la météorologie de son trajet. Il se rend ensuite au local du RCC de Niamey où il arrive à 06h20 pour tracer la première zone probable d'accident : il estime cette zone entre GAO et MOKAT suite aux informations reçues à 05h28 par le RCC d'Alger.
- Il demande au commandement de la base aérienne 101 la mise en alerte de 2 Cessna 208 de l'Armée de l'Air nigérienne.
- A 06h32, il demande le concours du Soutien Opérations de l'Armée de l'Air française, stationné sur la base aérienne 101, qui répond favorablement.
- A 07h52, il contacte le BDP de Niamey pour recueillir les dernières informations sur DAH5017. Ce dernier lui précise qu'une capture d'écran de la trajectoire radar de l'avion est en cours, que l'avion a dévié à gauche de sa route au point de report ARBUT et qu'une brève trace radar de l'avion est apparue travers ARBUT.
- A 08h16, il est informé qu'un avion de l'Armée de l'Air française effectue des recherches tandis que les 2 Cessna 208 nigériens sont maintenus en alerte.
- A 08h17, une Equipe de Gestion de Crise (EGC) du Burkina Faso est activée par le Burkina Faso. Les premiers éléments récupérés indiquent une localisation des recherches dans le nord-est du Mali vers la frontière algérienne.
- A 08h50, les RCC de Niamey et d'Alger conviennent d'utiliser les moyens aériens algériens pour réaliser des recherches dans la zone probable nord de l'accident coïncidant avec le sud algérien (environs de Bordj Mokhtar vers GAO).
- A 08h51, le Chef du RSC de Bamako est informé de la disparition de DAH5017 par le CCR de Bamako.
- A 10h07, le coordinateur de missions SAR du RCC de Niamey informe le Soutien Opérations de l'Armée de l'Air française et précise que le dernier contact radar de l'avion était à ARBUT et qu'un contact radio a eu lieu travers GAO à 01h55. Les recherches se concentrent donc dans la zone estimée par le RCC de Niamey.
- A 11h00, une cellule de crise est constituée au RSC de Bamako. En fonction des derniers renseignements transmis, notamment la perte de contact radar au point suivant : radial 227° de GAO pour 90 NM, le RSC détermine une zone des recherches qui s'étend de la frontière du Mali et du Burkina Faso jusqu'au dernier point de contact radar de l'avion.

- A 12h30, le RSC de Bamako reçoit des informations localisant la zone de l'accident au nord-est de GAO, zone où des recherches ont déjà été effectuées par 2 Mirage de l'Armée de l'Air française. Les tentatives de contact du RSC de Bamako avec les RCC et RSC voisins sont toutes infructueuses.
- A 12h50, un C130 algérien décolle de Tamanrasset pour des recherches sur la route planifiée de DAH5017 sur une distance de 200 km au sud de MOKAT.
- A 13h08, l'EGC du Burkina Faso valide la position de la zone l'accident aux environs de la localité de Boulekessi (Mali) à partir d'un témoignage et des plots radar de DAH5017 enregistrés par le radar du CCR de Ouagadougou.
- A 14h30, le RSC de Bamako reçoit l'information d'un témoignage faisant état de l'accident d'un avion dans les environs de Gossi.
- A 15h00, un hélicoptère de l'Armée de l'Air du Burkina Faso décolle de Ouagadougou pour Djibo (Burkina Faso) puis redécolle à 17h00 et identifie la zone de crash à 18h23. L'absence de survivants est constatée. Un compte rendu est effectué auprès de l'EGC du Burkina Faso vers 19h00.
- Vers 22h00, les opérations de recherche prennent fin avec la mise en place de moyens aériens et de personnels militaires sur la zone de l'accident.

## ANNEXE 8 INFO FAA POUR EXPLOITANTS



U.S. Department  
of Transportation  
Federal Aviation  
Administration

# InFO

Information for Operators

InFO 08033  
DATE: 5/16/08

Flight Standards Service  
Washington, DC

[http://www.faa.gov/other\\_visit/aviation\\_industry/airline\\_operators/airline\\_safety/info](http://www.faa.gov/other_visit/aviation_industry/airline_operators/airline_safety/info)

*An InFO contains valuable information for operators that should help them meet certain administrative, regulatory, or operational requirements with relatively low urgency or impact on safety.*

**SUBJECT:** High Altitude Icing Conditions

**Purpose:** This InFO provides guidance and information for pilots and operators regarding icing encounters at high altitudes.

**Background:** This InFO has been developed in response to NTSB recommendation A-04-34 and supersedes Flight Standards Information Bulletin (FSAT) 04-02.

On June 4, 2002, a McDonnell Douglas MD-82, in cruise flight at flight level 330, experienced a gradual loss of power in both Pratt & Whitney JT8D-219 engines. The right engine was shut down when the exhaust gas temperature reached 600 °C. The airplane experienced activation of the aural stall warning and stick shaker. The pilots disengaged the autopilot and began a descent. At 17,000 feet, the engine was restarted and the flight diverted to the Wichita Mid-Continent Airport, Wichita, KS, and landed without incident.

#### Discussion:

a. Radar weather images of the area that the airplane was flying in, just before the engines lost power, show weak weather radar echo intensities at 33,000 feet that are consistent with high altitude ice crystals. High altitude ice crystals can affect airplanes with engines that use engine pressure ratio (EPR) power settings (such as the JT8D-219 engines on the MD-82) because they can occasionally adhere to engine inlet pressure probes, partially blocking the opening and causing a false high engine power indication. A similar circumstance that demonstrated the effect of ice blocking the JT8D engine's inlet pressure probes was the January 13, 1982, crash of Air Florida Flight 90, a Boeing 737 that crashed into the Potomac River after taking off from Washington National Airport.

b. Although flight data recorder data from the MD-82 indicated that engine power was increasing just before the engines started to lose power, the loss of airspeed and increase in pitch indicates that engine power was actually decreasing. A note in the MD-80 Flight Crew Operating Manual (FCOM) states that icing of the engine inlet pressure probes may cause the throttles to retard when the auto-throttle is in the EPR limit mode. The National Transportation Safety Board's (NTSB) investigation concluded that because the engine anti-ice system was not activated when the MD-82 entered the icing conditions, the ice crystals were able to adhere to and partially block the

Approved by: AFS-200

OPR: AFS-220

inlet air pressure probes, causing the EPR indication to increase until reaching the auto-throttle EPR limit. Meanwhile, engine power and airspeed were actually decreasing and the airplane was pitching up, resulting in a stall condition.

c. The NTSB believes that the pilots should have activated the engine anti-ice system before the airplane began transiting an area that would have had visible moisture present and in which the temperature was less than 6 °C. Also, despite the guidance in the MD-80 FCOM, the pilots failed to recognize indications that the engine inlet probes were accreting ice. The NTSB is concerned that the infrequency with which high altitude ice crystals impact engine operation may result in flightcrews not fully understanding the risk associated with high altitude ice crystals and how they can affect flight operations.

**Recommended action:** Directors of safety, directors of operations, fractional ownership program managers (as applicable), and flightcrew members of turbine aircraft need to understand, be aware of, and maintain constant vigilance for signs of high altitude icing conditions, for the effect these conditions can have on airplane and engine performance, and the need for the appropriate use of the engine anti-ice system.

---

Approved by: AFS-200

OPR: AFS-220

## ANNEXE 9 EASA SIB

EASA SIB No.: 2015-07



### EASA Safety Information Bulletin

SIB No.: 2015-07  
Issued: 15 April 2015

<b>Subject:</b>	Prevention of Hazardous Low Speed at High Altitude Cruise
<b>Ref. Publication:</b>	None
<b>Applicability:</b>	All aeroplane type designs with a maximum altitude above flight level (FL) 300.
<b>Description:</b>	<p>Recent civil aviation accidents have resulted from a loss of control where the aeroplane was initially cruising at high altitude (above FL 300).</p> <p>Upset recovery training programs developed by the Aviation Industry resulting from EASA recommendations provide pilot training, which puts emphasis on stall recovery.</p> <p>However, these training programs may be usefully complemented by information helping crews to prevent the development of hazardous low speed situation at high altitude.</p> <p>At this time, the safety concern described in this SIB is not considered to be an unsafe condition that would warrant Airworthiness Directive (AD) action under EU <a href="#">748/2012</a>, Part 21.A.3B.</p>

**Recommendation(s):** Flight crews should be reminded of some basic flight physics principles to better manage the aeroplane speed (Mach number) when flying at high altitudes to prevent entry into upset situations such as stall.

The following principles are reminded:

1. At high altitude, the maximum available thrust is considerably lower than at lower altitude.
2. Effects of speed reduction from the trimmed flight condition at cruise Mach:
  - When Mach decreases from the cruise Mach (as e.g. based on external disturbance like turbulence or gusts), the aeroplane drag initially decreases, consistently with Mach reduction. With constant thrust setting (and assuming level flight) the aircraft has a natural tendency

This is information only. Recommendations are not mandatory.

ANNEXE 10  
INFO BOEING



All Boeing Flight Operations Bulletins (FOB) are developed and issued by Boeing Flight Operations. Copyright  
rights are retained in the trademark of Boeing and the priority according to a Boeing and copyright  
trademark for all Boeing trademarks. FOB is for use only by Boeing and its authorized representatives for  
operational use.

*Boeing Long Beach*

*August 6, 2002  
ATA: 22-00, Autoflight  
Bulletin No. MD-80-02-02A*

Applicable to: **All MD-80 Aircraft**

Subject: DESCRIPTION OF THE MD-80 AUTOPILOT MODES

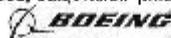
*On July 19, 2002, Long Beach Flight Operations issued Flight Operations Bulletin MD-80-02-02. This bulletin is a re-issue of the same with a deletion. Please destroy Bulletin MD-80-02-02 and replace it with MD-80-02-02A.*

Boeing LBD is issuing this bulletin as a result of a recent MD-80 incident. The incident occurred after the subject aircraft was unable to maintain cruise airspeed, while level at cruise altitude. Over a period of some five or more minutes, the airspeed decayed to the point that stick-shaker was activated, and the STALL aural warning was annunciated. During the entire period of airspeed decay, the autopilot maintained the commanded cruise altitude. The intent of this bulletin is to examine the characteristics of the MD-80 autopilot system, as they pertain to this occurrence.

The MD-80 autopilot/autothrottle system operates in two basic modes, Speed on Thrust (SOT) or Speed on Pitch (SOP). When in the Speed on Thrust mode, elevator commands are used to control to a vertical flight path - either Altitude Hold or Vertical Speed, while the auto throttles adjust power to maintain the selected airspeed. In the Speed on Pitch mode, the elevator commands are used to maintain the selected airspeed, while the autothrottles will normally go to idle or the thrust limit and remain fixed.

While in the Speed on Thrust mode, pilots must monitor the selected airspeed to ensure that the thrust available is sufficient to control speed. For example, if too high a vertical speed is selected in descent, the airplane will overspeed since the throttle can only retard to idle thrust. Similarly, if too high a vertical speed is selected in climb, the airplane could decelerate into a stall warning before the autopilot trips off. The thrust available may be insufficient to maintain the selected airspeed even at the thrust limit.

*Flight Operations, Boeing Long Beach, 3855 Lakewood Boulevard, M/C: (2041 0055)  
Long Beach, CA 90846-0001, USA/Phone: (562) 593-1249/Fax: 593 3471*



# ANNEXE 11

## FCOM

Engines -  
Abnormal Procedures



MD-80 Flight Crew Operations Manual

### EPR ERRATIC OR FIXED

*NOTE: This condition may occur due to icing or EPR indication malfunction.*

Flight Conditions

#### Icing

ENG IGN Selector/Switch . . . . . SYS A OR SYS B /  
GRD START & CONTIN / CONTIN

Airplanes with SYS A / SYS B Selectors: Rotate ENG  
IGN selector to SYS A or SYS B for a maximum of 10  
minutes.

ENG Anti-Ice Switches . . . . . ON

EPR Indications and Other Parameters

◆ Normal  
[END]

Still abnormal

No icing

Throttle/Indications . . . . . ADJUST/OBSERVE

Move throttle and observe EPR, EGT, N1, N2, and  
FUEL FLOW indications.

#### ◆ Normal response/EPR erratic

Assume EPR circuit malfunction. Use N1 for setting power.  
[END]

#### EPR fixed

Associated PRESSURE RATIO C/B  
(Upper EPC) (If Tripped) . . . . . RESET

**CAUTION: One reset of a tripped circuit breaker may be attempted after a cooling period of approximately 2 minutes. If the circuit breaker trips again, do not attempt another reset.**

If EPR indication remains fixed, use N1 indication for setting power.

[END]

Boeing Proprietary. Copyright © Boeing. May be subject to export restrictions under EAR. See title page for details.

Eng.30.8

SWF

October 15, 2012



## APPROACH TO STALL OR STALL RECOVERY

***WARNING:*** During takeoff, a stick shaker, STALL warning light, horn, or, in some airplanes "STALL" aural warning at rotation may indicate an improper flap/slat configuration. PF immediately call out "SLATS EXTEND," and PNF confirm "SLATS EXTENDED."

If conditions permit, accept an altitude loss while accelerating to an appropriate speed for the existing configuration.

**NOTES:** Do not use flight director commands during the recovery.

*Premature recovery may result in a secondary stall or inability to accelerate with thrust available.*

Immediately do the following at the first indication of stall warning (buffet or stick shaker).

(CONTINUED)



**APPROACH TO STALL OR STALL RECOVERY (Continued)**

**FIRST INDICATIONS OF APPROACH TO STALL**

PILOT FLYING	PILOT NOT FLYING
<p>Initiate the recovery:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Hold control column firmly.</li> </ul> <p>Simultaneously,</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Disconnect autopilot and autothrottles. Apply takeoff/go-around or MCT thrust as applicable. If ground contact is imminent, apply thrust to mechanical stops.</li> <li>• Reduce angle of attack by applying nose down elevator until buffet and stick shaker stop.</li> </ul> <p><b><i>WARNING: In some cases, control column may not immediately provide needed pitch response. In such cases, it may be necessary to apply up to full forward control input, enhancing that input with pitch trim if necessary.</i></b></p> <p><b><i>Excessive use of pitch trim or rudder may result in one or more of the following:</i></b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- <b><i>Aggravation of the condition.</i></b></li> <li>- <b><i>Loss of control.</i></b></li> <li>- <b><i>High structural loads.</i></b></li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Monitor altitude and airspeed.</li> <li>• Verify all required actions have been accomplished and call out any omissions.</li> <li>• Call out any trend toward terrain contact.</li> </ul>

(CONTINUED)



**APPROACH TO STALL OR STALL RECOVERY (Continued)**

PILOT FLYING	PILOT NOT FLYING
<p>Continue the recovery:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>• If in a turn, roll in the shortest direction to, and maintain, wings level.</li><li>• Confirm speed brakes stowed.</li><li>• If conditions permit, accept an altitude loss while accelerating to an appropriate speed for existing configuration.</li><li>• If flaps/slats or landing gear are extended, do not change configuration during stall recovery.</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Monitor altitude and airspeed.</li><li>• Verify all required actions have been accomplished and call out any omissions.</li><li>• Call out any trend toward terrain contact.</li></ul>
<p>Complete the recovery:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>• Accelerate to an appropriate speed for existing speed for existing configuration, then adjust configuration as desired. Return to appropriate altitude and airspeed.</li><li>• Re-engage autopilot and autothrottles if desired</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Monitor altitude and airspeed.</li><li>• Verify all required actions have been accomplished and call out any omissions.</li><li>• Call out any trend toward terrain contact.</li></ul>

[END]



**AIRFOIL ICE PROTECTION OPERATION (Continued)**

*NOTES: AIRFOIL ICE PROT PRESS / AIRFL ICE PRES ABNML lights/annunciations may illuminate but will go extinguish within 1 minute. This is a normal indication. However, the ICE PROTECT TEMP LOW / L/R ICE PROT TEMP LOW lights/annunciations may also illuminate with engines at low power. In order to provide adequate ice protection, power should be increased enough for light(s) to extinguish.*

*Once each 15 minutes of operation of wing anti-ice system, tail de-ice system will automatically be operated for 2-1/2 minutes. During that time, the wing will not be anti-iced. At completion of the 2-1/2 minute period, system will revert to wing anti-ice and start a new 15-minute cycle.*

*Manual tail de-ice should be initiated 1 minute prior to extension of landing flaps (normally just prior to landing gear extension).*

When icing conditions no longer exist,  
AIR FOIL Anti-Ice Switch . . . . . OFF

*NOTE: With X-FEED valves open, tail de-ice will be provided for 2-1/2 minutes after AIR FOIL anti-ice switch is moved to OFF.*

When TAIL DE-ICE ON light extinguishes,  
PNEU X-FEED VALVE Levers . . . . . CLOSE

*NOTE: One or both L/R ICE PROT TEMP HIGH annunciations or ICE PROTECT TEMP HIGH lights may illuminate upon completion of the 2-1/2 minute tail de-ice cycle if PNEU X-FEED VALVE levers are left in OPEN.*

ENG Anti-Ice Switches . . . . . OFF  
**[END]**