

Rapport final

Accident survenu le **1^{er} juin 2009**
à l'**Airbus A330-203**
immatriculé **F-GZCP**
exploité par **Air France**
vol AF 447 Rio de Janeiro - Paris

BEA

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

Ministère de l'Ecologie, du Développement durable et de l'Energie

Les enquêtes de sécurité

Le BEA est l'autorité française d'enquêtes de sécurité de l'aviation civile. Ses enquêtes ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement la détermination des fautes ou responsabilités.

Les enquêtes du BEA sont indépendantes, distinctes et sans préjudice de toute action judiciaire ou administrative visant à déterminer des fautes ou des responsabilités.

Table des matières

LES ENQUÊTES DE SÉCURITÉ	1
TABLE DES ILLUSTRATIONS	7
GLOSSAIRE	11
SYNOPSIS	19
DEROULEMENT DE L'ENQUETE	21
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	23
1.1 Déroulement du vol	23
1.2 Tués et blessés	26
1.3 Dommages à l'aéronef	26
1.4 Autres dommages	26
1.5 Renseignements sur le personnel	26
1.5.1 Equipage de conduite	26
1.5.2 Equipage de cabine	31
1.6 Renseignements sur l'aéronef	32
1.6.1 Cellule	32
1.6.2 Moteurs	32
1.6.3 Masse et centrage	32
1.6.4 Etat de l'avion avant le départ	33
1.6.5 Suivi des opérations de maintenance	33
1.6.6 Informations sur la chaîne anémométrique	33
1.6.7 Vérification et maintenance des sondes Pitot	35
1.6.8 Le système de radiocommunications	36
1.6.9 Fonctionnement des systèmes	37
1.6.10 Particularités sur la survitesse	45
1.6.11 Protection en incidence et alarme de décrochage	46
1.6.12 Niveaux de vol REC MAX et OPTI	48
1.6.13 Radar météorologique de bord	49
1.7 Conditions météorologiques	49
1.7.1 Situation météorologique	49
1.7.2 Cartes de prévision	49
1.7.3 Analyses météorologiques	50
1.8 Aides à la navigation	51
1.9 Télécommunications	51
1.9.1 Echanges entre l'avion et les centres de contrôle	51
1.9.2 Moyens de surveillance des services de contrôle	52
1.9.3 Coordination entre les centres de contrôle	55
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	56
1.11 Enregistreurs de bord	56
1.11.1 Opérations d'ouverture et de lecture des enregistreurs de vol	57
1.11.2 Exploitation des données des enregistreurs de vol	61
1.11.3 Exploitation des calculateurs	67

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	68
1.12.1 Localisation des débris flottants de l'avion et du site de l'épave	68
1.12.2 Travaux effectués sur les débris flottants	70
1.12.3 Examen de l'épave	81
1.12.4 Synthèse	85
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	85
1.14 Incendie	85
1.15 Questions relatives à l'organisation des secours	85
1.16 Essais et recherches	87
1.16.1 Opérations de recherches et de récupération sous-marines	87
1.16.2 Étude d'événements de pertes ou d'anomalies temporaires de vitesses indiquées survenus en croisière sur Airbus A330/A340	89
1.16.3 Analyse du fonctionnement des systèmes	92
1.16.4 Analyse des performances avion	95
1.16.5 Reconstitution des informations à la disposition de l'équipage	98
1.16.6 Simulation du vol AF 447 dans le système Eurocat	105
1.16.7 Questions relatives à la fatigue	106
1.16.8 Travaux sur les facteurs humains	107
1.16.9 Examen des sièges cockpit	112
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	116
1.17.1 Organisation d'Air France	116
1.17.2 Organisation de la surveillance de l'exploitant par la DGAC	133
1.17.3 Les services de la navigation aérienne pour un vol océanique	135
1.17.4 Recherches et sauvetage (SAR)	136
1.18 Renseignements supplémentaires	143
1.18.1 Certification de type et suivi de navigabilité	143
1.18.2 Informations fournies aux équipages sur la situation d'IAS douteuse	153
1.18.3 Informations sur le décrochage	156
1.18.4 Représentativité des simulateurs	160
1.18.5 Témoignages	163
1.18.6 Accidents et recommandations antérieurs	165
1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces	168
1.19.1 Moyens utilisés pour la phase 4	168
1.19.2 Moyens utilisés pour la phase 5	172
2 - ANALYSE	173
2.1 Scénario de l'accident	173
2.1.1 Du début de l'enregistrement du CVR à la déconnexion du pilote automatique	173
2.1.2 De la déconnexion du pilote automatique à l'activation de l'alarme de décrochage à 2 h 10 min 51	177
2.1.3 De l'activation de l'alarme <i>STALL 2</i> à la fin du vol	184
2.2 Formation et entraînement des pilotes	189
2.2.1 Pilotage manuel et représentation fonctionnelle du vol	189
2.2.2 Formation et entraînement CRM	190
2.2.3 Equipages renforcés	191
2.2.4 Simulateurs de vol	191
2.2.5 Comportement de l'avion en loi de reconfiguration	193
2.3 Ergonomie	194
2.3.1 ECAM	194
2.3.2 Fonctionnement des directeurs de vol	195
2.3.3 Alarme de décrochage (fonctionnement et identification)	195

2.4 Retour d'expérience opérationnel et technique	197
2.5 Surveillance de l'exploitant par l'Autorité nationale de sécurité aérienne (DGAC/DSAC)	198
2.6 Fonctionnement du SAR	199
2.7 Radiocommunications avec les services de contrôle	200
2.7.1 Projets d'actions des contrôleurs et de l'équipage	200
2.7.2 Limites d'utilisation du système Eurocat au Sénégal	201
2.7.3 Fourniture du service d'alerte	201
2.8 Enseignements des recherches de l'épave du vol AF 447	202
3 - CONCLUSION	203
3.1 Faits établis par l'enquête	203
3.2 Causes de l'accident	205
4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE	209
4.1 Recommandations du rapport d'étape n° 2	209
4.1.1 Enregistreurs de vol	209
4.1.2 Certification	210
4.2 Recommandations du rapport d'étape n° 3	210
4.2.1 Recommandations portant sur l'exploitation	210
4.2.2 Recommandation portant sur la certification	211
4.2.3 Recommandations portant sur les enregistreurs de vol	211
4.2.4 Recommandations portant sur la transmission de données de vol	212
4.3 Nouvelles recommandations	213
4.3.1 Plans de coordination SAR dans les zones maritimes ou désertiques	213
4.3.2 Formation des opérateurs SAR	213
4.3.3 Organisation SAR en France	214
4.3.4 Le contrôle aérien	214
4.3.5 La formation et l'entraînement des pilotes	215
4.3.6 Amélioration des simulateurs de vol et des exercices	216
4.3.7 Ergonomie	217
4.3.8 Retour d'expérience opérationnel et technique	218
4.3.9 Surveillance de l'exploitant	219
4.3.10 Largage de bouées de mesure de dérive	219
5 - EVOLUTIONS FAITES A LA SUITE DE L'ACCIDENT	221
5.1 Air France	221
5.1.1 Maintenance et équipement avion	221
5.1.2 Modifications des référentiels	221
5.1.3 Formation des équipages	221
5.2 Airbus	222
5.3 AESA	222
5.3.1 Mesures de certification visant à améliorer la sécurité aérienne	222
5.3.2 Mesures de réglementation de l'AESA visant à améliorer la sécurité aérienne	223
5.4 Actions de l'industrie	223
LISTE DES ANNEXES	225

Table des illustrations

Figure 1 : déroulement du vol	25
Figure 2 : position des sondes Pitot sur l'Airbus A330	34
Figure 3 : sonde Pitot (avec caches)	34
Figure 4 : architecture globale de la chaîne anémométrique	35
Figure 5 : bandeau de contrôle (FCU)	39
Figure 6 : PFD nominal	41
Figure 7 : PFD en loi alternée 2	42
Figure 8 : schéma de principe d'une sonde Pitot	43
Figure 9 : schéma de synthèse à modifier	44
Figure 10 : effet d'une chute de pression totale mesurée sur l'altitude standard et la vitesse verticale	45
Figure 11 : évolution du seuil de l'alarme de décrochage en fonction du Mach	47
Figure 12 : exemple de page « PROG » du FMS	48
Figure 13 : superposition de la carte TEMSI avec l'image infrarouge de 0 h 00	50
Figure 14 : strip renseigné par le contrôleur ATLANTICO	52
Figure 15 : représentation des vols dans le système EUROCAT	54
Figure 16 : FDR	57
Figure 17 : CVR	57
Figure 18 : CSMU du FDR après retrait du capot supérieur	58
Figure 19 : carte mémoire du FDR	58
Figure 20 : pelage du revêtement de protection	58
Figure 21 : ouverture du CSMU du CVR	59
Figure 22 : cartes mémoire du CVR après retrait des protections thermiques	59
Figure 23 : cartes mémoire du CVR avant nettoyage	59
Figure 24 : niveaux de turbulence observés au cours du vol	62
Figure 25 : position et détail du sélecteur « AIR DATA »	62
Figure 26 : paramètres de 2 h 10 min 04 à 2 h 10 min 26	64
Figure 27 : paramètres de 2 h 10 min 26 à 2 h 10 min 50	65
Figure 28 : paramètres de 2 h 10 min 50 à 2 h 11 min 46	66
Figure 29 : disque optique avec localisation des zones exploitables	68
Figure 30 : composant mémoire d'un des FCDC	68
Figure 31 : ensemble des débris flottants (retrouvés entre le 6 juin et le 26 juin), dernière position connue et site de l'épave	69
Figure 32 : localisation de l'épave	70
Figure 33 : positionnement sur avion des éléments de l'avion retrouvés (extérieurs et de soute)	70
Figure 34 : positionnement des éléments retrouvés de la cabine sur le plan de l'avion	71
Figure 35 : partie de l'office G3 : déformation vers le bas au niveau des éléments lourds de l'office	72
Figure 36 : ferrure de porte-bagages déformée vers l'avant de toilette (L54) déformés en flambage	72
Figure 37 : renforts métalliques d'une porte	72
Figure 38 : plancher du module de repos PNC : déformation du bas vers le haut	73

Figure 39 : plafond du module de repos PNC : déformation du haut vers le bas	73
Figure 40 : container à oxygène passager retrouvé fermé : les déformations du couvercle et de la boîte sont concordantes	73
Figure 41 : container à oxygène passager retrouvé ouvert : les trois goupilles sont en place	74
Figure 42 : mécanisme de sortie des volets (ou rail de volet) n° 3 en position rentrée	74
Figure 43 : morceau de carénage mobile du rail de volet n° 3 de la voilure gauche	75
Figure 44 : dérive - Au premier plan, le pied de dérive avec les plans de fixation central et arrière	75
Figure 45 : nervure 2 fléchie vers le haut consécutivement à des efforts de compression du bas vers le haut	76
Figure 46 : support de l'antenne HF	76
Figure 47 : bras 36 g, vue du côté droit : rupture au niveau des fixations à la gouverne de direction	77
Figure 48 : cadre 87 : cisaillement du cadre et de la peau de fuselage au droit du cadre	78
Figure 49 : chape arrière droite : cisaillement du fuselage au droit des cadres forts 86-87	78
Figure 50 : cadres 84 à 87 : déformation en S du cadre 87, enfoncement des cadres 84 et 85 vers l'arrière, rupture des supports de la vis de réglage du plan horizontal situés entre les cadres 86 et 87 (cercle rouge)	79
Figure 51 : fixations centrale et arrière de la dérive	79
Figure 52 : vue de l'arrière de la chape arrière gauche : traces montrant le basculement des cadres 86 et 87 vers l'arrière	80
Figure 53 : rupture en traction du longeron central au niveau des fixations des bielles de reprise des efforts latéraux	80
Figure 54 : rupture en compression du longeron arrière au niveau des fixations des bielles de reprise des efforts latéraux et rupture de la bielle gauche en flambage	81
Figure 55 : images sonar du champ de débris	81
Figure 56 : éléments de fuselage	82
Figure 57 : entrée d'air du moteur gauche	82
Figure 58 : mat moteur	83
Figure 59 : cartographie des pièces remontées à la surface	83
Figure 60 : vue avant d'un moteur	84
Figure 61 : vis de réglage du PHR après sa remontée sur le bateau	84
Figure 62 : évolutions des incidences enregistrées et du seuil d'activation de l'alarme de décrochage	93
Figure 63 : comparaison entre les positions enregistrées des gouvernes de profondeur et du PHR et la simulation	95
Figure 64 : comparaison entre les paramètres enregistrés et la simulation (axe longitudinal) graphe à mettre à jour	96
Figure 65 : domaine de vol	97
Figure 66 : évolution de l'accélération normale enregistrée au moment de l'activation de l'alarme de décrochage	97
Figure 67 : affichage des vitesses sur les PFD	98
Figure 68 : évolution des 3 CAS	99
Figure 69 : évolution des ordres longitudinaux du directeur de vol	102
Figure 70 : emplacement de la zone d'affichage des messages ECAM	103
Figure 71 : affichages ECAM à différents instants (si aucun message n'a été effacé)	103
Figure 72 : évolution du REC MAX (simulation) Source Airbus	105

Figure 73 : source : FCOM Airbus fourni à Air France	109
Figure 74 : source FCOM Airbus	110
Figure 75 : source : TU Air France	110
Figure 76 : vue des sièges du cockpit	112
Figure 77 : vue générale du siège gauche	112
Figure 78 : systèmes de réglage de la position horizontale du siège	113
Figure 79 : accoudoir coté mini-manche du siège droit	114
Figure 80 : traces des galets sur le rail de guidage	114
Figure 81 : assise siège droit	115
Figure 82 : traces sur le mécanisme de réglage	115
Figure 83 : cadran indiquant la position de l'accoudoir	116
Figure 84 : déformation de l'attache de la ceinture sous-cutale	116
Figure 85 : exemple de représentation de l'interface de prise en charge des vols	117
Figure 86 : strip édité après coordination entre ATLANTICO et DAKAR océanique	136
Figure 87 : découpage des SRR en France métropolitaine	140
Figure 88 : courbe de portance à Mach faible et Mach élevé	156
Figure 89 : domaine de vol à haute altitude	157
Figure 90 : navire Alucia	169
Figure 91 : AUV REMUS 6000	169
Figure 92 : vue générale par imagerie sonar : 120 kHz, portée de 700 m	169
Figure 93 : moteur	170
Figure 94 : aile	170
Figure 95 : partie de fuselage	170
Figure 96 : train d'atterrissage	171
Figure 97 : superposition des images sonar réalisées avec différents réglages 120 kHz, portée de 700 m - 410 kHz, portée de 100 m - 410 kHz, portée de 50 m	171
Figure 98 : Visualisation de la mosaïque des photographies prises par les AUV REMUS et des débris d'avion identifiés par le ROV REMORA	172

Glossaire

A/THR	Auto Thrust Autopoussée
AAIB	Air Accident Investigation Branch Organisme d'enquête du Royaume-Uni
AC	Advisory Circular
ACARS	Aircraft Communication Addressing and Reporting System Système embarqué de communications d'adressage et de compte rendu
ACC	Area Control Center Centre de Contrôle Régional (CCR)
ACJ	Advisory Circular Joint
ACP	Audio Control Panel
AD	Airworthiness Directive Consigne de Navigabilité (CN)
ADIRU	Air Data Inertial Reference Unit
ADM	Air Data Module
ADR	Air Data Reference
ADS-B	Automatic Dependant Surveillance-Broadcast Surveillance dépendante automatique en mode diffusion
ADS-C	Automatic Dependant Surveillance-Contract Surveillance dépendante automatique en mode contrat
AEL	Adaptation En Ligne
AESA	Agence Européenne de la Sécurité Aérienne
AIP	Aeronautical Information Publication Publication d'information aéronautique
AIRAC	Aeronautical Information Regulation And Control Régularisation et contrôle de la diffusion des renseignements aéronautiques
AMC	Acceptable Means of Compliance
AMDEC	Analyse des Modes de Défaillances, de leurs Effets et de leur Criticité
AMU	Audio Management Unit
ANAE	Académie Nationale de l'Air et de l'Espace
AOA	Angle Of Attack
APU	Auxiliary Power Unit
ARCC	Aeronautical Rescue Coordination Center Centre de coordination de sauvetage aéronautique
ARM	Airworthiness Review Meeting
ASR	Air Safety Report
ATC	Air Traffic Control Contrôle de la circulation aérienne
ATIMS	Air Traffic and Information Management System
ATL	Aircraft Technical Log
ATPL	Airline Transport Pilot Licence Licence de pilote de ligne
ATSB	Australian Transport Safety Bureau Organisme d'enquête d'Australie
ATSU	Air Traffic Service Unit

AUV	Autonomous Underwater Vehicle
BFU	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung Organisme d'enquête d'Allemagne
BS	Bulletin de service
C/C	Chef de Cabine
CAA	Civil Aviation Authority
CAS	Calibrated Air Speed Vitesse corrigée
CAT	Clear Air Turbulence Turbulence en air clair
CCO	Centre de Contrôle des Opérations
CCP	Chef de Cabine Principal
CCQ	Cross Crew Qualification
CCR	Centre de Contrôle Régional
CCS	Centre de Coordination de Sauvetage
CDB	Commandant De Bord
CEL	Contrôle En Ligne
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes aeronáuticos Organisme d'enquête du Brésil
CEV	Centre d'Essais en Vol
CFR	Current Flight Report
CINDACTA	Centro Integrado de Defesa Aérea e Controle de Tráfego Aéreo
CMC	Central Maintenance Computer
CMH	Centre de Maintenance du Hub
CMS	Coordonnateur de Mission de Sauvetage
CN	Consigne de Navigabilité
COA	Cadre Opérationnel d'Astreinte
CPDLC	Controller-Pilot Data Link Communications Communication contrôleur-pilote par liaison de données
CPL	Commercial Pilot Licence Licence de pilote commercial
CRM	Cockpit / Crew Resource Management Gestion des ressources en équipe
CRNA	Centre en Route de la Navigation Aérienne
CROSS	Centre Régional Opérationnel de Surveillance et de Sauvetage
CSMU	Crash Survivable Memory Unit
CTA	Certificat de Transporteur Aérien
CVR	Cockpit Voice Recorder Enregistreur de conversations de poste de pilotage
DDP	Declaration of Design and Performance
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
DGA	Direction Générale de l'Armement
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
DOA	Design Organisation Approval Agrément d'organisme de conception
DSAC	Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile
DSAC-IR	Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile InterRégionale

DSAC/NO	Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile / Navigation et Opérations
DV	Directeur de Vol
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
ECP	Entraînements et Contrôles Périodiques
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read Only Memory
EFCS	Electronic Flight Control System
ELT	Emergency Locator Transmitter Émetteur de localisation d'urgence
ENAC	Ecole Nationale de l'Aviation Civile
EPT	Elève Pilote de Transport
EQAR	Extended-storage Quick Access Recorder
ETF	Escale Technique Facultative
ETOPS	Extended-range Twin-engine Operational Performance Standards
FAA	Federal Aviation Administration (USA)
FANS	Future Air Navigation System
FBS	Fixed Base Simulator
FCL	Flight Crew Licensing
FCOM	Flight Crew Operating Manual
FCPC	Flight Control Primary Computer
FCSC	Flight Control Secondary Computer
FCTM	Flight Crew Training Manual
FCTP	Flight Crew Training Program
FCU	Flight Control Unit
FD	Flight Director
FDR	Flight Data Recorder Enregistreur de données de vol
FFS	Full Flight Simulator
FIR	Flight Information Region Région d'information de vol
FL	Flight level Niveau de vol
FLIRECP	FLight RECorder Panel
FMA	Flight Mode Annunciator
FMCC	French Mission Control Center
FMECA	Failure Modes, Effects and Criticality Analysis
FMGEC	Flight Management Guidance and Envelope Computer
FMS	Flight Management System
FNPT	Flight and Navigation Procedures Trainer
FOBN	Flight Operations Briefing Note
FOT	Flight Operations Telex
FPA	Flight Path Angle
FPD	Flight Path Director
FPL	Filed Flight Plan Plan de vol déposé
FPV	Flight Path Vector
FSK	Frequency Shift Keying

ft	Feet Pieds
FWC	Flight Warning Computer
GNSS	Global Navigation Satellite System Système mondial de navigation par satellite
GPS	Global Positioning System Système mondial de localisation
GPWS	Ground Proximity Warning System Avertisseur de proximité du sol
HDG	Heading Cap
HF	High Frequency Haute Fréquence
IAC (MAK)	Interstate Aviation Committee
IAMSAR	International Aeronautical and Maritime Search and Rescue Manual Manuel international de recherche et de sauvetage aéronautiques et maritimes
IAS	Indicated Airspeed Vitesse indiquée
ICATEE	International Committee for Aviation Training in Extended Envelopes
IFR	Instrument Flight Rules Règles de vols aux instruments
IFREMER	Institut Français de Recherche pour l'Exploitation de la Mer
IMC	Instrument Meteorological Conditions Conditions météorologiques de vol aux instruments
INFRAERO	Empresa Brasileira de Infraestrutura Aeroportuária
IPP	Instructeur Pilote Professionnel
IR	Inertial Reference
ISIS	Integrated Standby Instrument System
JAA	Joint Aviation Authorities Autorités conjointes de l'aviation
JAR	Joint Aviation Requirements
JOEB	Joint Operations Evaluation Board
JRCC	Joint Rescue Coordination Centre Centre conjoint de coordination de sauvetage
kHz	Kilohertz
kt	Knot Nœud
LMC	Last Minute Change Changement de dernière minute
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MCC	Multi Crew Cooperation Travail en équipage
MCT	Manuel du Contrôle Technique
MD	Mach Dive
MEL	Minimum Equipment List Liste Minimale d'Equipements (LME)
METAR	Aerodrome routine meteorological report Message d'observation météorologique régulière d'aérodrome

MFTD	Maintenance and Flight Training Device
MMO	Mach Maximum Operating
MRCC	Maritime Rescue Control Center Centre de coordination de sauvetage maritime
NCD	Non Computed Data
ND	Navigation Display
NM	Nautical Mile Mille marin
NTSB	National Transportation Safety Board Organisme d'enquête des Etats-Unis
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OAT	Outside Air temperature
OCV	Organisme du Contrôle en Vol
OEB	Operations Evaluation Board
OMI	Organisation Maritime Internationale
OPL	Officier Pilote de Ligne
OSD	Operational Suitability Data Données d'adéquation opérationnelle
OSV	Officier de Sécurité des Vols
PA	Pilote Automatique
PAC	Procédures Anormales Complémentaires
PCB	Personnel des services complémentaires de bord
PEPN	Pôle d'Expertise du Personnel Navigant
PF	Pilot Flying
PFD	Primary Flight Display
PFR	Post Flight Report
PHC	Probes Heat Computer
PHR	Plan Horizontal Réglable
PNC	Personnel Navigant Commercial
PNF	Pilot Non Flying
PNT	Personnel Navigant Technique
PPV	Préparation des Vols
Ps	Pression statique
Pt	Pression totale
QRH	Quick Reference Handbook
QT	Qualification de Type
QTG	Qualification Test Guide Guide d'essai de qualification
RANP	Regional Aeronautical Navigation Plan Plan Régional de Navigation Aérienne
RCC	Rescue Coordination Centre Centre de Coordination de Sauvetage
RCNI	Renseignements Complémentaires Navigation Infrastructure
RMP	Radio Management Panel
ROV	Remotely Operated Vehicle
RTLU	Rudder Travel Limitation Unit
SAR	Search And Rescue Recherches et Sauvetage

SAT	Static Air Temperature Température statique
SATCOM	Satellite Communication Communication par satellite
SC	Single Chime
SDU	Satellite Data Unit
SEC	Spoiler Elevator Computer
SELCAL	Selective Calling System Système d'appel sélectif
SEP	Single Engine Piston Qualification de classe avion monomoteur à piston
SGMer	Secrétariat Général à la Mer
SIGMET	Information concerning en-route weather phenomena which may affect the safety of aircraft operations Renseignements relatifs aux phénomènes météorologiques en route qui peuvent affecter la sécurité de l'exploitation aérienne
SIL	Service Information Letter
SISCECAB	Sistema de Controle do Espaço Aéreo Brasileiro
SOP	Standard Operational Procedures
SPD	Speed
SPOC	SAR Point Of Contact Point de Contact SAR
SRPV-SP	Serviço Regional de Proteção ao Voo de São Paulo
SRR	Search and Rescue Region Région de recherche et de sauvetage
SSCVR	Solid State Cockpit Voice Recorder Enregistreur phonique à mémoire statique
SSFDR	Solid State Flight Data Recorder Enregistreur de paramètres à mémoire statique
SSM	Sign Status Matrix
STD	Atmosphère standard
TAF	Aerodrome Forecast Prévision d'aérodrome
TAS	True Air Speed Vitesse vraie
TAT	Total Air Temperature Température totale
TCAS	Traffic alert and Collision Avoidance System
TEMSI	Cartes de prévision du temps significatif Système d'alerte de trafic et d'évitement des collisions
TOGA	Take Off / Go Around
TPL	Towed Pinger Locator Hydrophones remorqués
TRE	Type Rating Examiner Examineur de qualification de type
TRI	Type Rating Instructor Instructeur de qualification de type
TRK	Track

TRTO	Type Rating Training Organisation Organisme approuvé pour la formation aux qualifications de type
TSV	Temps de Service de Vol
TU	Techniques d'Utilisation
UAS	Unreliable Air Speed
ULB	Underwater Locator Beacon Balise de localisation sub-aquatique
UTC	Universal Time Coordinated Temps universel coordonné
V/S	Vertical Speed
VD	Velocity Dive
VHF	Very High Frequency Très hautes fréquences
VMO	Maximum Operating Velocity
Vsw	Stall Warning speed
ZCIT	Zone de Convergence Intertropicale

Synopsis

Date et heure de l'accident

Le 1^{er} juin 2009 à 2 h 14 min 28⁽¹⁾

Lieu de l'accident

Au point 3°03'57" N, 30°33'42" O, à proximité du point TASIL, eaux internationales, océan Atlantique

Nature du vol

Transport public international de passagers
Vol régulier AF 447

Aéronef

Airbus A330-203
Immatriculé F-GZCP

Propriétaire et exploitant

Air France

Personnes à bord

PNT : 3
PNC : 9
Passagers : 216

Le 31 mai 2009, à 22 h 29, l'Airbus A330 effectuant le vol AF 447 décolle de l'aérodrome de Rio de Janeiro Galeão à destination de Paris Charles de Gaulle. L'avion est en contact avec le centre de contrôle brésilien ATLANTICO sur la route INTOL – SALPU – ORARO – TASIL au FL350. Vers 2 h 00, le commandant de bord quitte le poste de pilotage. Vers 2 h 08, l'équipage effectue une déviation de 12 degrés vers la gauche, probablement pour éviter des échos détectés par le radar météo. A 2 h 10 min 05, vraisemblablement à la suite de l'obstruction des sondes Pitot par des cristaux de glace, les indications de vitesse deviennent erronées et des automatismes se désengagent. La trajectoire de l'avion n'est pas maîtrisée par les deux copilotes. Ils sont rejoints 1 minute 30 plus tard par le commandant de bord, alors que l'avion est dans une situation de décrochage qui se prolonge jusqu'à la collision avec la mer, à 2 h 14 min 28.

L'accident résulte de la succession des événements suivants :

- l'incohérence temporaire entre les vitesses mesurées, vraisemblablement à la suite de l'obstruction des sondes Pitot par des cristaux de glace ayant entraîné notamment la déconnexion du pilote automatique et le passage en loi alternée ;
- les actions inappropriées sur les commandes déstabilisant la trajectoire ;
- l'absence de lien, de la part de l'équipage, entre la perte des vitesses annoncée et la procédure adaptée ;
- l'identification tardive par le PNF de l'écart de trajectoire et la correction insuffisante par le PF ;
- la non identification par l'équipage de l'approche du décrochage, l'absence de réaction immédiate et la sortie du domaine de vol ;
- l'absence de diagnostic de la part de l'équipage de la situation de décrochage et en conséquence l'absence d'actions permettant de la récupérer.

Le BEA a adressé 41 recommandations de sécurité à la DGAC, à l'EASA, à la FAA, l'OACI et aux autorités brésiliennes et sénégalaises qui portent sur les enregistreurs de vol, la certification, la formation et l'entraînement des pilotes, la suppléance du commandant de bord, le SAR et l'ATC, les simulateurs, l'ergonomie du poste de pilotage, le retour d'expérience opérationnel et la surveillance des exploitants français par l'Autorité nationale de surveillance.

⁽¹⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter deux heures pour obtenir l'heure en France métropolitaine le jour de l'événement et de retrancher trois heures pour obtenir l'heure de Rio de Janeiro.

DEROULEMENT DE L'ENQUETE

Le lundi 1^{er} juin 2009 vers 7 h 45, le BEA a été alerté par le Centre de Coordination des Opérations d'Air France, qu'il était sans nouvelles de l'Airbus A330-200, immatriculé F-GZCP, assurant le vol AF 447 entre Rio de Janeiro Galeão et Paris Charles de Gaulle. Après avoir eu la certitude que l'avion avait disparu dans les eaux internationales et conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale et au Code de l'Aviation Civile (Livre VII), le BEA, en tant qu'autorité d'enquêtes de sécurité de l'Etat d'immatriculation de l'avion, a ouvert une enquête de sécurité et une équipe a été constituée pour la conduire.

En application des dispositions de l'Annexe 13, des représentants accrédités brésilien, américain, britannique, allemand et sénégalais ont été associés à l'enquête soit au titre du pays constructeur des moteurs (NTSB), soit parce qu'ils fournissaient des informations essentielles pour l'enquête (CENIPA, ANAC) ou qu'ils apportaient leur aide dans les phases de recherches en mer (AAIB, BFU). Les pays suivants ont désigné des observateurs étant donné que certains de leurs ressortissants étaient au nombre des victimes :

- la Chine,
- la Corée,
- la Hongrie,
- l'Irlande,
- l'Italie,
- le Liban,
- le Maroc,
- la Norvège,
- la Russie,
- la Suisse.

Dès le lundi 1^{er} juin au soir, une équipe composée de deux enquêteurs est partie pour le Brésil.

L'enquêteur désigné a constitué dans un premier temps quatre groupes de travail pour déterminer et recueillir les renseignements nécessaires à l'enquête dans les domaines suivants :

- recherches en mer,
- maintenance,
- opérations,
- systèmes et équipements.

Ces groupes ont travaillé dès le 1^{er} juin. Des réunions plénières des groupes de travail se sont tenues régulièrement pour faire le point sur l'enquête.

Après la publication des deux rapports d'étape le 2 juillet et le 17 décembre 2009, l'enquête s'est concentrée essentiellement sur les recherches en mer :

- la phase 3 s'est déroulée du 2 au 25 avril 2010 et du 3 au 24 mai 2010. Une surface de 6 300 km² a été couverte sans succès ;
- la phase 4 s'est déroulée du 23 mars au 12 avril 2011. Au cours de cette phase, l'épave de l'Airbus A330 a été localisée le 2 avril à 6,5 NM sur le radial 019 de la dernière position transmise par l'avion ;

- la phase 5 destinée à la récupération des enregistreurs a débuté le 22 avril 2011. Le module du DFDR a été retrouvé et remonté le 1^{er} mai et l'enregistreur CVR le 2 mai 2011. Les deux enregistreurs ont été ensuite convoyés vers Cayenne du 7 au 11 mai par le patrouilleur « La Capricieuse » de la Marine nationale. Ils ont été ensuite acheminés par vol régulier vers Paris où ils sont arrivés le 12 mai au matin. La phase 5 s'est poursuivie sur le site de l'accident avec la récupération de morceaux d'épave utiles à l'enquête et la remontée de 104 corps. La phase 5 s'est terminée le 16 juin 2011 avec l'arrivée des corps des victimes et des pièces dans le port de Bayonne. Les corps ont été transférés à l'institut de Villejuif pour identification. Les pièces ont été remises au CEAT de Toulouse, avec les autres morceaux de l'avion, pour examens.

A cette date, le groupe « recherches en mer » a terminé ses travaux.

Les travaux d'exploitation des enregistreurs de bord ont commencé dès le 13 mai 2011. La totalité des 1 300 paramètres issus du DFDR ont été disponibles le 14 mai et la lecture de la totalité des deux heures d'enregistrement du CVR a été faite le 15 mai.

A l'issue des premiers travaux d'exploitation des enregistreurs, le BEA a publié une note décrivant de manière factuelle l'enchaînement des événements qui ont conduit à l'accident, et présentant de nouveaux faits établis.

Le 29 juillet 2011, un troisième rapport d'étape a été publié. Il présentait l'ensemble des informations alors disponibles. Il contenait également les premiers points d'analyse et de nouveaux faits établis.

A ce stade de l'enquête, il est apparu nécessaire d'approfondir la compréhension du comportement des pilotes. Il a donc été décidé de créer un nouveau groupe de travail dédié aux facteurs humains, composé de pilotes membres de l'AESA et de la DGAC, d'un spécialiste en sciences cognitives, d'un médecin et d'enquêteurs du BEA.

Ce groupe de travail a travaillé en étroite synergie avec les groupes « Opérations » et « Systèmes et Equipements ». Ses travaux sont à l'origine de l'essentiel des avancées nouvelles de l'enquête qui ont été consignées dans un projet de rapport final, adressé en consultation aux parties prenantes à 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 2010.

La prise en compte des observations reçues a abouti à la rédaction, puis à la publication du rapport final de l'enquête le 5 juillet 2012.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Le dimanche 31 mai 2009, l'Airbus A330-203 immatriculé F-GZCP exploité par la compagnie Air France est programmé pour effectuer le vol régulier AF 447 entre Rio de Janeiro Galeão et Paris Charles de Gaulle. Douze membres d'équipage (3 PNT, 9 PNC) et 216 passagers sont à bord. Le départ est prévu à 22 h 00.

Vers 22 h 10, l'équipage est autorisé à mettre en route les moteurs et à quitter son poste de stationnement. Le décollage a lieu à 22 h 29. Le commandant de bord est PNF, l'un des copilotes est PF.

Au début de l'enregistrement du CVR, peu après minuit, l'avion est en croisière au niveau de vol 350. Le pilote automatique 2 et l'auto-poussee sont engagés. Le transfert de carburant automatique dans le « trim tank » a été effectué pendant la montée. Le vol est calme.

Vers 1 h 35, l'avion arrive au point INTOL et l'équipage quitte la fréquence de Recife pour passer en communication HF avec le centre de contrôle ATLANTICO. Un essai SELCAL est effectué avec succès, mais les tentatives de connexion ADS-C avec Dakar océanique échouent.

Peu après, le copilote modifie l'échelle de son ND de 320 NM à 160 NM et constate qu'« *il y a un truc droit devant* ». Le commandant de bord confirme et l'équipage discute à nouveau du fait que la température élevée ne leur permet pas de monter au niveau 370.

A 1 h 45, l'avion entre dans une zone légèrement turbulente, juste avant le point SALPU.

Note : l'équipage avait reçu vers 0 h 30 une information de la part du CCO sur la présence d'une zone convective liée à la ZCIT entre SALPU et TASIL.

L'équipage diminue l'éclairage en poste et allume les phares « *pour voir dehors* ». Le copilote constate qu'ils vont « *rentrer dans la couche* » et qu'il aurait été bien de pouvoir monter. Quelques minutes plus tard, les turbulences se renforcent légèrement.

Peu après 1 h 52, les turbulences cessent. Le copilote attire de nouveau l'attention du commandant de bord sur la valeur du REC MAX, qui atteint alors le FL375. Quelques instants plus tard, le commandant de bord réveille le second copilote et annonce « *[...] il va prendre ma place* ».

Vers 2 h 00, après avoir laissé son siège, le commandant de bord assiste au briefing entre les deux copilotes, au cours duquel le PF (assis à droite) dit notamment que « *le petit peu de turbulence que tu viens de voir [...] on devrait trouver le même devant [...] on est dans la couche malheureusement on ne peut pas trop monter pour l'instant parce que la température diminue moins vite que prévu* » et que « *le logon a échoué avec Dakar* ». Puis le commandant de bord quitte le poste de pilotage.

L'avion approche du point ORARO. Il vole au niveau de vol 350 et à Mach 0,82. L'assiette longitudinale est d'environ 2,5°. La masse et le centrage de l'avion sont d'environ 205 tonnes et 29 %.

Les deux copilotes discutent encore de la température et du REC MAX. Les turbulences augmentent légèrement. A 2 h 06, le PF appelle les PNC en leur disant que « *dans deux minutes là on devrait attaquer une zone où ça devrait bouger un peu plus que maintenant il faudrait vous méfier là* », et il ajoute qu'il les « *rappelle dès qu'on est sorti de là* ».

Vers 2 h 08, le PNF propose d'« *altérer un peu à gauche* ». Le mode HDG est activé et le cap sélectionné diminue de 12° par rapport à la route. Le PNF passe le réglage de gain du radar météo au maximum, après s'être aperçu qu'il était en mode calibré. L'équipage décide de réduire le Mach vers 0,8 et les antigivrages moteurs sont enclenchés.

A 2 h 10 min 05, le pilote automatique puis l'auto-poussée se désengagent et le PF annonce « *j'ai les commandes* ». L'avion part en roulis à droite et le PF exerce une action à gauche et à cabrer. L'alarme de décrochage se déclenche brièvement deux fois de suite. Les paramètres enregistrés montrent une chute brutale d'environ 275 kt vers 60 kt de la vitesse affichée du côté gauche puis quelques instants plus tard, de la vitesse affichée sur l'instrument de secours (ISIS). La loi de commande de vol passe de *normale* à *alternate*. Les directeurs de vol ne sont pas désengagés par l'équipage, mais les barres de tendance disparaissent.

Note : les vitesses affichées du côté gauche et sur l'ISIS sont enregistrées dans l'enregistreur de paramètres ; la vitesse affichée du côté droit n'est pas enregistrée.

A 2 h 10 min 16, le PNF dit « *on a perdu les vitesses alors* » puis « *alternate law protections (law/low/lo)* ». Le PF exerce des actions rapides et de grande amplitude en roulis, quasiment de butée à butée. Il a également une action à cabrer qui fait augmenter l'assiette de l'avion jusqu'à 11° en dix secondes.

Entre 2 h 10 min 18 et 2 h 10 min 25, le PNF lit les messages ECAM de manière désordonnée ; il mentionne la perte de l'auto-poussée et le passage en loi *alternate*. La fonction *THRUST LOCK* est désactivée. Le PNF annonce et enclenche l'antigivrage des ailes.

Le PNF constate que l'avion monte et demande plusieurs fois de suite au PF de redescendre. Ce dernier fait alors plusieurs actions à piquer qui ont pour conséquence de réduire l'assiette et la vitesse verticale. L'avion se trouve vers 37 000 ft et continue à monter.

Vers 2 h 10 min 36, la vitesse affichée côté gauche redevient valide et est alors de 223 kt ; la vitesse de l'ISIS est toujours erronée. L'avion a perdu environ 50 kt depuis la déconnexion du pilote automatique et le début de la montée. La vitesse affichée côté gauche a été erronée pendant 29 secondes.

A 2 h 10 min 47, les manettes de commande de poussée sont légèrement reculées aux 2/3 de la plage IDLE/CLB (85 % de N1). Deux secondes plus tard, l'assiette est revenue un peu en dessous de 6°, le roulis est contrôlé, l'incidence est légèrement inférieure à 5°.

A partir de 2 h 10 min 50, le PNF appelle plusieurs fois le commandant de bord.

A 2 h 10 min 51, l'alarme de décrochage se déclenche à nouveau, de façon continue. Les manettes de commande de poussée sont placées sur le cran TOGA et le PF donne des ordres à cabrer. L'incidence enregistrée, de l'ordre de 6 degrés au déclenchement de l'alarme de décrochage, continue à augmenter. Le plan horizontal réglable (PHR)

début un mouvement à cabrer et passe de 3 à 13 degrés à cabrer en une minute environ ; il restera dans cette position jusqu'à la fin du vol. Une quinzaine de secondes plus tard, l'ADR 3 étant sélectionné sur le PFD côté droit, la vitesse du PF redevient valide en même temps que celle de l'ISIS. Elle est alors de 185 kt et les trois vitesses affichées sont cohérentes. Le PF continue de donner des ordres à cabrer. L'altitude de l'avion atteint son maximum d'environ 38 000 ft, son assiette et son incidence sont de 16 degrés.

A 2 h 11 min 37, le PNF dit « commandes à gauche », prend la priorité et donne une action brève en butée à gauche ; le PF reprend presque immédiatement la priorité sans aucune annonce et continue à piloter.

A 2 h 11 min 42, le commandant de bord rentre dans le poste de pilotage. Dans les secondes qui suivent, toutes les vitesses enregistrées deviennent invalides et l'alarme de décrochage s'arrête, après avoir retenti de manière continue pendant 54 secondes. L'altitude est alors d'environ 35 000 ft, l'incidence dépasse 40 degrés et la vitesse verticale est d'environ - 10 000 ft/min. L'assiette de l'avion ne dépasse pas 15 degrés et les N1 des moteurs sont proches de 100 %. L'avion subit des oscillations en roulis à droite atteignant parfois 40 degrés. Le PF exerce une action sur le manche en butée à gauche et à cabrer, qui dure environ 30 secondes.

A 2 h 12 min 02, le PF dit « je n'ai plus aucune indication », et le PNF « on n'a aucune indication qui soit valable ». A cet instant, les manettes de commande de poussée se trouvent sur le cran IDLE, les N1 des moteurs sont à 55 %. Une quinzaine de secondes plus tard, le PF fait des actions à piquer. Dans les instants qui suivent, on constate une diminution d'incidence, les vitesses redeviennent valides et l'alarme de décrochage se réactive.

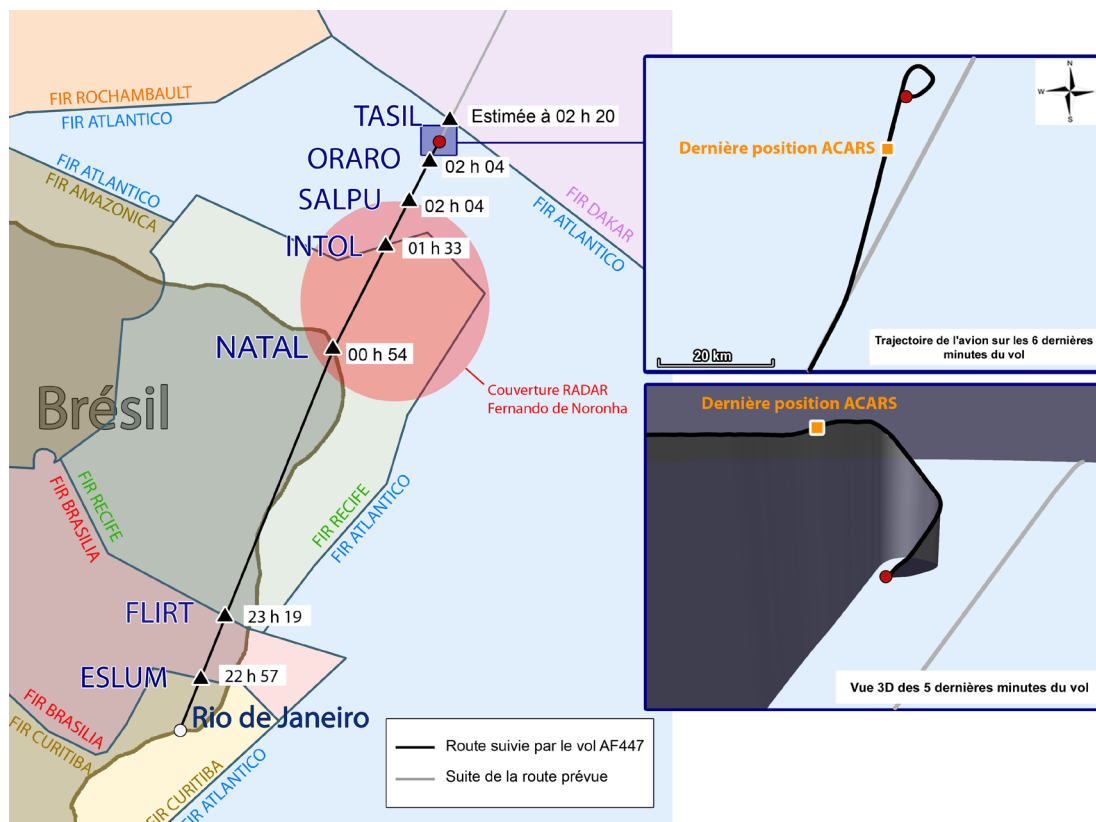


Figure 1 : déroulement du vol

A 2 h 13 min 32, le PF dit « *on va arriver au niveau cent* ». Environ quinze secondes plus tard, des actions simultanées des deux pilotes sur les mini-manches sont enregistrées, et le PF dit « *vas-y tu as les commandes* ».

L'incidence, lorsqu'elle est valide, reste toujours supérieure à 35 degrés.

A partir de 2 h 14 min 17, les alarmes GPWS *sink rate* puis *pull up* sont émises.

Les enregistrements s'arrêtent à 2 h 14 min 28. Les dernières valeurs enregistrées sont une vitesse verticale de - 10 912 ft/min, une vitesse sol de 107 kt, une assiette de 16,2 degrés à cabrer, un roulis de 5,3 degrés à gauche et un cap magnétique de 270 degrés.

Aucun message de détresse n'a été émis par l'équipage. L'épave a été retrouvée par 3 900 m de profondeur le 2 avril 2011, à 6,5 NM sur le radial 019 de la dernière position émise par l'avion.

1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	12	216	-
Graves	-	-	-
Légères/Aucune	-	-	-

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion est détruit.

1.4 Autres dommages

Sans objet.

1.5 Renseignements sur le personnel

Compte tenu de la durée de vol prévue et conformément au manuel d'exploitation d'Air France et à la réglementation en vigueur, l'équipage de conduite était renforcé d'un copilote.

Au moment de l'événement, l'équipage de conduite était composé des deux copilotes. La suppléance du commandant de bord était assurée par le copilote en place droite (voir paragraphe 1.17.2.3).

Note : l'équipage était parti de Paris le jeudi 28 mai 2009 au matin et arrivé à Rio de Janeiro le même jour dans la soirée.

1.5.1 Equipage de conduite

1.5.1.1 Commandant de bord

Homme, 58 ans

- Dernière visite d'aptitude médicale de classe 1 effectuée le 10 octobre 2008, valable jusqu'au 31 octobre 2009

☐ Expérience :

- totale : 10 988 heures de vol, dont 6 258 en qualité de commandant de bord
- sur type : 1 747 heures de vol, toutes en qualité de commandant de bord
- dans les six derniers mois : 346 heures, 18 atterrissages, 15 décollages
- dans les trois derniers mois : 168 heures, 8 atterrissages, 6 décollages
- dans les trente derniers jours : 57 heures, 3 atterrissages, 2 décollages

Le commandant de bord avait réalisé seize rotations sur le secteur Amérique du Sud depuis son arrivée dans la division A330/A340 en 2007. Sa reconnaissance de ligne de type océanique était valide jusqu'au 31 mai 2010.

1.5.1.1.1 Historique détaillé de la carrière aéronautique

- ☐ Licence de Pilote Privé obtenue en 1974
- ☐ Personnel Navigant Commercial (PNC) de février 1976 à juin 1982 (compagnie Air France)
- ☐ Licence de Pilote Professionnel Avion obtenue en 1977. Epreuve pratique passée sur avion Cessna 177 après une formation au centre de formation du Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique de la DGAC à Grenoble. La qualification de vol aux instruments (IFR) est obtenue en 1978 (sur PA30)
- ☐ Qualification d'instructeur pilote privé obtenue en 1979
- ☐ Pilote Professionnel 1^{ère} classe théorique en 1979
- ☐ Pilote de ligne théorique en 1980
- ☐ Qualification d'atterrissage en montagne (catégorie altiport) obtenue en 1981
- ☐ Licence de Pilote Professionnel 1^{ère} classe obtenue en 1982. Epreuves passées sur Nord 262 après une formation au centre du Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique de la DGAC à Saint-Yan
- ☐ Pilote démonstrateur de janvier à mars 1983 (société Inter Avia Service)
- ☐ Pilote de juin 1983 à août 1984 pour différentes sociétés
- ☐ Plusieurs qualifications de type (QT) obtenues entre 1977 et 1987 :
 - C177 (1977), C310 (1977), C401 / C402 (1982), C421 (1983)
 - PA23 (1978), PA30 (1979), PA34 (1980), PA31 (1984)
 - BE65 (1981), BE 55/58 (1982), BE60 (1983), BE20 (1987), BE90 et BE10 (1987)
 - BN2A (1981)
 - N262 (1982)
 - MU2 (1983)
- ☐ Pilote indépendant d'octobre 1984 à février 1988
- ☐ Entrée à la compagnie Air Inter en février 1988 en tant que copilote
- ☐ QT Caravelle XII en 1988 (au sein d'Air Inter)
- ☐ QT A300 en 1990 (au sein d'Air Inter)
- ☐ Stage de formation pilote de ligne du 12 août 1991 au 15 janvier 1992 (au sein d'Air Inter)
- ☐ Licence de pilote de ligne avion sans restriction obtenue le 19 février 1992
- ☐ Qualification d'instructeur pilote professionnel 1^{ère} classe (IPP1) obtenue en 1993
- ☐ QT A320 obtenue le 13 mars 1997 (au sein d'Air Inter). Fin d'adaptation en ligne (AEL) et lâcher le 3 avril 1997

Note : la fusion entre Air France et Air Inter a eu lieu le 1^{er} avril 1997.

- ❑ QT Boeing 737-200 (au sein d'Air France). Fin d'AEL, lâcher en ligne et nomination commandant de bord le 19 juin 1998
- ❑ Nouvelle QT A320 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher le 29 mai 2001
- ❑ QT additionnelle A330 obtenue le 27 octobre 2006 (au sein d'Air France). Inaptitude à l'issue du vol de contrôle d'AEL le 17 janvier 2007, prolongement d'AEL A330 et contrôle satisfaisant le 17 février 2007
- ❑ QT additionnelle A340 obtenue le 9 août 2007 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher le 7 septembre 2007
- ❑ Dernière visite d'aptitude médicale de classe 1 effectuée le 10 octobre 2008, valable jusqu'au 31 octobre 2009
- ❑ ECP saisons d'instruction 2008/2009 et 2009/2010 :
 - Contrôle en Ligne A330 (CEL33) le 15 février 2007
 - Contrôle en Ligne A340 (CEL34) le 7 septembre 2007
 - Entraînement A330 (E33) le 12 mars 2008
 - Contrôle en Ligne A340 (CEL34) le 21 juillet 2008
 - Cours au sol 4S le 7 août 2008
 - Entraînement A340 (E34) le 11 octobre 2008
 - Contrôle Hors Ligne A330 (C33) le 12 octobre 2008
 - Cours au sol S1 le 12 janvier 2009
 - Entraînement A330 (E33) le 22 avril 2009
 - Contrôle Hors Ligne A340 (C34) le 23 avril 2009

1.5.1.1.2 Formations et entraînements spécifiques

➤ IAS douteuse

- ❑ séance FFS n° 1 (QT A320 Air Inter) « vol avec IAS douteuse ». Cette séance comprend également un exercice « Etude du vol haute altitude (35 000 ft) »
- ❑ entraînement au simulateur E33 de la saison d'instruction 2008-2009. Exercice « IAS douteuse »

Note : le programme de la QT A320 chez Air France en 2001 ne comprenait pas d'exercice « vol avec IAS douteuse ».

➤ Décrochage

- ❑ QT A300 (Air Inter) : séance FFS n° 3 « vol en palier (FL330) - décrochage / évolutions »
- ❑ QT A320 (Air Inter) : séance FFS n° 1 « étude du décrochage et rétablissement de la trajectoire »
- ❑ QT A320 (Air France) : séance FFS n° 7, exercice de « démonstration basse vitesse en loi *directe* et de récupération suite à une alarme *STALL* ». La procédure *STALL* en vigueur était celle de décembre 1999

➤ Positions inusuelles

- ❑ QT additionnelle A330 : module d'auto-apprentissage sur ordinateur « Positions inusuelles - Utilisation de la gouverne de direction » effectué le 28 septembre 2006

➤ Pilotage en loi *alternate*

- ❑ QT A320 (Air France) : séance FFS n° 4 « évolutions en loi *alternate* et loi *directe* »

1.5.1.2 Copilote place gauche

Homme, 37 ans

- Dernière visite d'aptitude médicale de classe 1 effectuée le 11 décembre 2008, valable jusqu'au 31 décembre 2009 avec port de verres correcteurs obligatoire
- Expérience :
 - totale : 6 547 heures de vol
 - sur type : 4 479 heures de vol
 - dans les six derniers mois : 204 heures, 9 atterrissages, 11 décollages
 - dans les trois derniers mois : 99 heures, 6 atterrissages, 5 décollages
 - dans les trente derniers jours : 39 heures, 2 atterrissages, 2 décollages
- Activité du mois de mai 2009 au CCO :
 - le 12 mai de 6 h 00 à 16 h 00
 - du 13 mai 16 h 00 au 14 mai 6 h 00
 - le 17 mai de 6 h 00 à 16 h 00
 - du 18 mai 16 h 00 au 19 mai 6 h 00
 - du 20 mai 8 h 00 au 22 mai 17 h 00

Avant le vol aller, son dernier atterrissage sur A330 datait du 9 mars 2009. Il avait effectué l'étape aller Paris-Rio en tant que PF pour avoir l'expérience récente requise pour maintenir sa bi-qualification A330/A340 à jour.

Il avait réalisé trente-neuf rotations sur le secteur Amérique du Sud depuis son arrivée dans la division A330/A340 en 2002. Sa reconnaissance de ligne de type océanique était valide jusqu'au 28 février 2010.

1.5.1.2.1 Historique détaillé de la carrière aéronautique

- Brevet de base obtenu en 1992
- Pilote de ligne théorique obtenu en 1992
- Licence de Pilote Professionnel d'Avion obtenue en 1993 (EPT ENAC)
- Qualification de vol aux instruments multi-moteurs délivrée en 1993

Note : à l'automne 1992, dans le contexte de crise économique du transport aérien, Air France procède à l'interruption des stages de formation pilote puis établit une liste d'attente en 1993.

- Formation d'Ingénieur du Contrôle de la Navigation Aérienne à l'ENAC jusqu'en 1998. En août 1997, demande de report d'intégration à Air France afin de terminer cette formation
- Apte à entrer en stage de qualification de type à Air France en juillet 1998
- Formation au Travail en Equipage (FTE) en août 1998 par le TRTO d'Air France
- QT A320 obtenue en novembre 1998 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher le 14 février 1999
- Licence de pilote de ligne avion obtenue en avril 2001
- QT additionnelle A340 obtenue en février 2002 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher en avril 2002
- QT additionnelle A330 et AEL en octobre 2002
- Mis à disposition de la compagnie Air Calédonie Internationale pendant deux mois en 2005 pour effectuer des vols sur A330 sur la route Tokyo – Nouméa
- Renouvellement de qualification monopilote (SEP) sur TB10 à Nouméa en 2005

- Il est nommé cadre à la Direction du Personnel Navigant Technique en tant que représentant du pôle PNT au CCO à compter du 1^{er} mai 2008
- ECP saisons d'instruction 2008/2009 et 2009/2010 :
 - Contrôle en Ligne CEL34 le 30 octobre 2007
 - Entraînement E34 le 22 juillet 2008
 - Contrôle Hors Ligne C33 le 23 juillet 2008
 - Contrôle en Ligne CEL33 le 26 octobre 2008
 - Entraînement E33 le 6 décembre 2008
 - Cours au sol 4S le 10 décembre 2008
 - Contrôle Hors Ligne C34 le 21 décembre 2008
 - Cours au sol S1 le 18 mars 2009

1.5.1.2 Formations et entraînements spécifiques

➤ IAS douteuse

- Entraînement au simulateur E33 de la saison d'instruction 2008-2009. Exercice « IAS douteuse »

Note : le programme de la QT A320 chez Air France en 1998 ne comprenait pas d'exercice « vol avec IAS douteuse ».

➤ Décrochage

- QT A320 : séance FFS n° 3, « étude de la loi *alternate*, vol aux grands angles, décrochage »

1.5.1.3 Copilote place droite

Homme, 32 ans

- Dernière visite d'aptitude médicale de classe 1 effectuée le 24 octobre 2008, valable jusqu'au 31 octobre 2009 avec port de verres correcteurs obligatoire
- Expérience :
 - totale : 2 936 heures de vol
 - sur type : 807 heures de vol
 - dans les six derniers mois : 368 heures, 16 atterrissages, 18 décollages
 - dans les trois derniers mois : 191 heures, 7 atterrissages, 8 décollages
 - dans les trente derniers jours : 61 heures, 1 atterrissage, 2 décollages

Ce pilote avait réalisé cinq rotations sur le secteur Amérique du Sud depuis son arrivée dans la division A330/A340 en 2008, dont une vers Rio de Janeiro. Sa reconnaissance de ligne de type océanique était valide jusqu'au 31 mai 2010.

1.5.1.3.1 Historique détaillé de la carrière aéronautique

- Licence de pilote privé avion obtenue en 2000
- Pilote de ligne théorique en 2000
- Licence de pilote professionnel avion obtenue en 2001
- Qualification de vol aux instruments sur avion bimoteur obtenue en 2001
- Licence de pilote de planeur obtenue en 2001
- A la suite de sa sélection par Air France, stage de formation pilote à l'école de pilotage Amaury de la Grange à Merville à partir d'octobre 2003

- QT A320 obtenue en 2004 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher en septembre 2004
- Licence de pilote de ligne obtenue le 3 août 2007
- QT additionnelle A340 obtenue en février 2008 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher en juin 2008
- QT additionnelle A330, fin d'AEL et lâcher en décembre 2008
- ECP saison d'instruction 2008/2009 :
 - Cours au sol 4S le 15 janvier 2009
 - Entraînement E33 le 2 février 2009
 - Contrôle Hors Ligne C34 le 3 février 2009

Note : la validité des entraînements, contrôles et cours au sol E34, C33, CEL34, CEL33, S1 est couverte par les dates d'obtention des qualifications de types Airbus A330 et A340 ainsi que par la date de fin d'adaptation en ligne (lâcher).

1.5.1.3.2 Formations et entraînements spécifiques

➤ IAS douteuse

- Entraînement au simulateur E33 de la saison d'instruction 2008-2009. Exercice « IAS douteuse »

Note : le programme de la QT A320 chez Air France en 2004 ne comprenait pas d'exercice « vol avec IAS douteuse ».

➤ Décrochage

- QT A320 : séance FFS n° 4 : « pilotage en loi dégradée (effet de *buffeting*). Evolutions en loi *alternate* »
- QT A320 : séance FFS n° 7 : « Reconnaissance préventive et contre-mesure de l'approche du décrochage. DEMONSTRATION *STALL WARNING* ». La procédure *STALL* en vigueur était celle de décembre 1999

Note globale : les QT additionnelles A330 et A340 n'abordent que les différences par rapport aux QT déjà obtenues sur les autres types (A320, A330, A340).

1.5.2 Equipage de cabine

Pour cet avion, la composition minimale de l'équipage de cabine prévue par le Manuel d'exploitation est de cinq personnes.

Sur le vol AF 447, neuf membres d'équipage exerçaient en cabine :

- un CCP, qualifié et compétent sur le type avion Airbus A330/A340 ;
- deux C/C, qualifiés et compétents sur le type avion Airbus A330/A340 ;
- trois membres d'équipage de cabine, qualifiés et compétents sur le type avion Airbus A330/A340 (PNC requis par la réglementation) ;
- deux membres d'équipage de cabine supplémentaires, non compétents sur le type avion Airbus A330/A340 (PNC en supplément de l'équipage minimal requis par la réglementation) ;
- un PCB (Personnel des services complémentaires de bord).

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Air France était propriétaire de l'avion depuis avril 2005. Il avait été livré neuf.

1.6.1 Cellule

Constructeur	Airbus
Type	A330-203
Numéro de série	660
Immatriculation	F-GZCP
Mise en service	Avril 2005
Certificat de navigabilité	N° 122424/1 du 18 avril 2005 délivré par la DGAC
Certificat d'examen de navigabilité	2009/122424/1 valable jusqu'au 17/04/2010
Utilisation au 31 mai 2009	18 870 heures de vol et 2 644 cycles

1.6.2 Moteurs

- Constructeur : General Electric
- Type : CF6-80-E1A3

	Moteur n° 1	Moteur n° 2
Numéro de série	811296	811297
Date d'installation	01/10/2004	01/10/2004
Temps total de fonctionnement	18 870 heures et 2 644 cycles	18 870 heures et 2 644 cycles

Les moteurs faisaient l'objet d'un suivi en temps réel dans le cadre du programme de suivi de l'état des moteurs (*engine condition monitoring program*). L'examen des données enregistrées, y compris de celles transmises le jour de l'accident, montre un fonctionnement normal des deux moteurs.

1.6.3 Masse et centrage

L'avion avait quitté le poste de stationnement à la masse calculée de 233 257 kg. La masse estimée au décollage était de 232 757 kg pour une masse maximale autorisée au décollage de 233 t. Cette masse au décollage se répartissait comme suit :

- une masse à vide en ordre d'exploitation de 126 010 kg ;
- une masse des passagers de 17 615 kg (126 hommes, 82 femmes, 7 enfants et un bébé ;
- une masse en soute (fret et bagages) de 18 732 kg ;
- une masse de carburant de 70 400 kg.

La masse de carburant embarquée correspondait à une prévision de délestage de 63 900 kg, une réserve de route de 1 460 kg, une réserve finale de 2 200 kg, une réserve de dégagement de 1 900 kg et 940 kg de carburant supplémentaire. 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.

Le centrage correspondant à la masse au décollage de l'avion et indiqué sur l'état de charge définitif (après LMC) était de 23,3 % de la corde aérodynamique moyenne (MAC), à l'intérieur des limites opérationnelles.

Les données enregistrées indiquent qu'au moment du désengagement du PA la masse de l'avion était de 205,5 tonnes et le centrage de 28,7 %, à l'intérieur des limites opérationnelles.

1.6.4 Etat de l'avion avant le départ

A l'arrivée de l'avion à Rio de Janeiro, le commandant de bord avait signalé un problème au niveau de la clé de sélection de la VHF1 sur un panneau de gestion des moyens radio (RMP1). L'avion était équipé de trois RMP, le RMP1 côté gauche, le RMP2 côté droit et le RMP3 sur le panneau supérieur. Le mécanicien au sol avait alors permuté le RMP1 et le RMP3 afin de permettre à l'avion de repartir (départ sous MEL). Cet item MEL n'impliquait aucune conséquence opérationnelle.

1.6.5 Suivi des opérations de maintenance

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.

Les visites de type A sur l'Airbus A330 sont effectuées toutes les 800 heures de vol, ce qui représente, chez Air France, une visite tous les deux mois environ. Cette visite consiste à :

- vérifier les systèmes par des tests opérationnels ;
- effectuer des opérations de graissage et de lubrification ;
- effectuer les différents contrôles de niveaux d'huile et de fluides hydrauliques ;
- contrôler visuellement les éléments de structure, sans dépose.

Les trois dernières visites de ce type avaient été effectuées les 27 décembre 2008, 21 février 2009 et 16 avril 2009.

Ces visites étaient conformes au programme d'entretien de l'exploitant, élaboré à partir des recommandations du constructeur et approuvé par les autorités nationales qui en assurent par ailleurs la surveillance.

L'examen des documents de maintenance, du programme d'entretien et du dossier de navigabilité de l'avion n'a pas fait apparaître d'anomalie.

1.6.6 Informations sur la chaîne anémométrique

1.6.6.1 Elaboration de l'information de vitesse

La vitesse est déduite de la mesure de deux pressions :

- la pression totale (Pt), par l'intermédiaire d'une sonde Pitot ;
- la pression statique (Ps), par l'intermédiaire d'une prise de pression statique.

Les Airbus A330 possèdent trois sondes Pitot (voir ci-après) et six prises de pression statique. Ces sondes sont équipées de drains permettant l'évacuation d'eau et d'un système électrique de réchauffage destiné à éviter leur givrage.

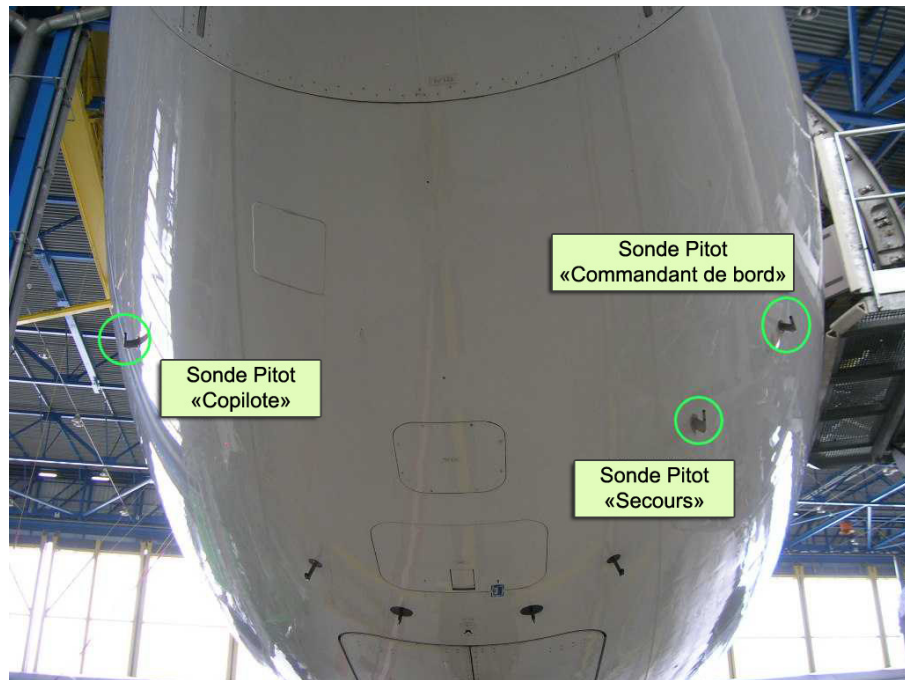


Figure 2 : position des sondes Pitot sur l'Airbus A330



Figure 3 : sonde Pitot (avec caches)

Les mesures pneumatiques sont converties en signaux électriques par huit ADM et fournies aux calculateurs sous cette forme.

Calcul de la vitesse par l'ADR

La CAS et le nombre de Mach sont les principales informations de vitesse utilisées par les pilotes et les systèmes pour piloter l'avion. L'élaboration de ces paramètres est effectuée dans trois calculateurs appelés ADIRU, chacun composé :

- ❑ d'un module ADR qui calcule les paramètres aérodynamiques, notamment la CAS et le Mach ;
- ❑ d'un module IR qui fournit les paramètres issus des centrales inertielles tels que la vitesse sol ou les attitudes.

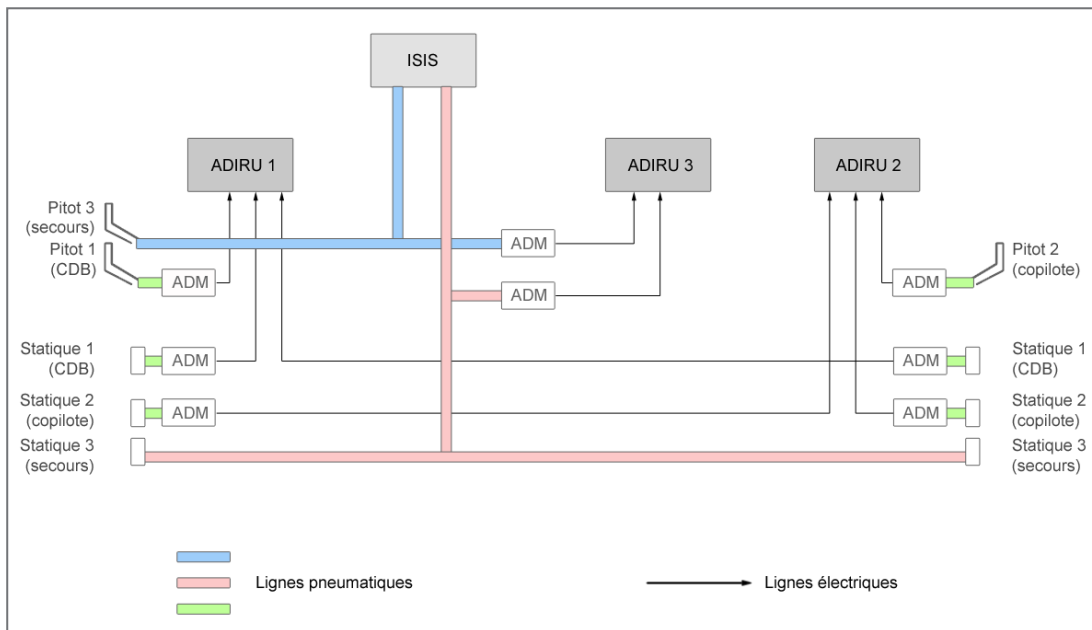


Figure 4 : architecture globale de la chaîne anémométrique

Il y a donc trois chaînes d'élaboration de l'information de vitesse qui fonctionnent indépendamment. Les sondes dites « commandant de bord » alimentent l'ADR 1, les sondes dites « copilote », l'ADR 2 et les sondes dites « de secours », l'ADR 3.

Les instruments de secours élaborent leurs informations de vitesse et d'altitude directement à partir des entrées pneumatiques (les sondes « de secours ») sans qu'elles soient traitées par un ADM ou une ADR. L'ISIS est un instrument de secours unique intégrant une indication de vitesse, d'altitude et d'attitude. Il utilise les mêmes prises de pression statique et totale que l'ADR 3.

1.6.6.2 Systèmes utilisant les informations de vitesse

Les vitesses calculées par les ADR sont notamment utilisées par les systèmes suivants :

- le système de commandes de vol électriques ;
- le système de gestion des moteurs ;
- le système de gestion du vol et de guidage ;
- l'avertisseur de proximité du sol ;
- le transpondeur ;
- le système de contrôle des becs et volets.

1.6.7 Vérification et maintenance des sondes Pitot

Les vérifications et actions de maintenance des sondes Pitot sont décrites dans le manuel de maintenance de l'exploitant.

Les sondes Pitot font l'objet d'une inspection visuelle quotidienne par un mécanicien qui en vérifie l'état général. L'équipage effectue le même type de vérification avant chaque vol.

Les opérations suivantes sont effectuées sur les sondes Pitot toutes les 8 000 heures (soit environ 21 mois, lors d'une visite de type C) :

- nettoyage à l'air comprimé de l'ensemble de la sonde (opération de « soufflage ») ;
- nettoyage des drains avec un outil spécifique ;

- essai et vérification de réchauffage de la sonde par le système d'alimentation électrique de secours ;
- vérification de l'étanchéité des circuits.

En cas d'incohérences de vitesses rapportées par les équipages, les actions correctives prévues par le constructeur sont les mêmes que celles des visites de type C.

1.6.8 Le système de radiocommunications

Le système de radiocommunications de l'Airbus A330 comprend les équipements suivants :

- les émetteurs - récepteurs VHF et HF ;
- les RMP ;
- les systèmes d'intégration audio : ACP et AMU.

Chaque émetteur - récepteur VHF / HF peut être commandé par l'un des trois RMP.

1.6.8.1 Equipement VHF

Trois systèmes identiques de communication VHF sont installés. Chaque système inclut :

- un émetteur - récepteur dans la soute avionique ;
- une antenne sur la partie supérieure du fuselage pour la VHF 1 et la VHF 3, sur la partie inférieure du fuselage pour la VHF 2.

1.6.8.2 Equipement HF

L'avion est équipé de deux systèmes de communication HF. Chaque système inclut :

- un émetteur - récepteur dans la soute avionique ;
- un coupleur d'antenne situé au bas de l'emplanture du PHR ;
- une antenne commune intégrée dans le bord d'attaque de la dérive.

La portée HF est de plusieurs milliers de kilomètres, les communications captées sont donc très nombreuses. La qualité des transmissions peut être médiocre. Des ruptures de communications peuvent aussi se produire en raison de phénomènes naturels.

Un système d'appel SELCAL, émettant un signal lumineux et sonore, permet à l'équipage d'être informé qu'une station au sol veut entrer en contact avec lui.

1.6.8.3 ADS-C

Tous les Airbus A330/A340 sont équipés de l'avionique nécessaire afin de permettre les opérations FANS-A. Les communications data-link entre l'équipage et les services ATC sont opérées via VHF data, SATCOM, ADS-C et CPDLC.

Le système embarqué ATIMS (*Air Traffic Information Management System*) comprend un calculateur Air Traffic Services Unit (ATSU) gérant également les messages de maintenance ACARS. La fourniture des messages de maintenance jusqu'au moment de l'accident montre qu'aucun dysfonctionnement concernant l'ADS-C ou le CPDLC n'est survenu.

Le calculateur ATSU, via le FMS, gère tous les messages CPDLC et ADS-C. Le système ACARS est intégré dans l'ATSU.

1.6.9 Fonctionnement des systèmes

1.6.9.1 Réchauffage des sondes

Les sondes installées sur l'avion sont réchauffées électriquement pour évacuer l'eau par vaporisation lorsque l'avion est au sol et pour les protéger du givrage en vol. Trois calculateurs indépendants appelés PHC (*Probe Heat Computer*) contrôlent et surveillent le réchauffage des sondes de pression statique, pression totale (sondes Pitot), température totale et incidence. L'un des PHC gère les sondes commandant de bord, un autre les sondes copilote et le troisième les sondes de secours (il n'y a pas de sonde de température totale de secours).

Il existe deux modes de fonctionnement : sol et vol. Au sol, les deux sondes de température totale (TAT) ne sont pas réchauffées, et les trois sondes Pitot sont réchauffées à une puissance faible pour prévenir leur endommagement précoce. Le bouton poussoir « PROBE / WINDOW HEAT » situé sur le panneau supérieur dans le poste de pilotage permet à l'équipage de forcer le réchauffage en mode vol des sondes Pitot. En vol, les sondes sont continuellement réchauffées.

L'enquête n'a pas mis en évidence de dysfonctionnement des PHC.

1.6.9.2 Pilote automatique, directeur de vol et auto-poussée

Les fonctions de pilotage automatique, de directeur de vol et d'auto-poussée sont assurées par deux calculateurs de gestion, guidage et protection d'enveloppe du vol (FMGEC), liés notamment à un bandeau de contrôle du vol (FCU). Chacun de ces deux calculateurs peut assurer ces trois fonctions.

Le directeur de vol (FD) affiche des ordres de pilotage du FMGEC sur le PFD. En fonctionnement normal, avec les FD engagés (boutons FD du FCU allumés), le FD 1 affiche les ordres du FMGEC 1 sur le PFD 1 (côté gauche) et le FD 2 affiche les ordres du FMGEC 2 sur le PFD 2 (côté droit). Il est possible d'en afficher un seul, même si les procédures d'utilisation normales d'Airbus préconisent d'afficher soit les deux, soit aucun. Par ailleurs, la fonction pilote automatique 1 est assurée par le FMGEC 1 et la fonction pilote automatique 2 par le FMGEC 2. La fonction auto-poussée (A/THR) est assurée prioritairement par le FMGEC associé au pilote automatique engagé.

La matérialisation du FD sur le PFD dépend du mode sélectionné à l'aide du bouton poussoir HDG-V/S / TRK-FPA :

- en mode HDG-V/S, le FD est représenté par deux barres de tendances et affiche les ordres du pilote automatique ;
- en mode TRK-FPA, le vecteur vitesse FPV (*bird*) s'affiche, il indique la dérive et la pente. Le directeur de vol associé permet d'indiquer comment maintenir la trajectoire voulue.

Les ordres FD, aussi bien en mode HDG-V/S qu'en mode TRK-FPA, sont élaborés par les FMGEC.

En mode HDG-V/S, les directeurs de vol fournissent aux pilotes une aide au pilotage par le biais de barres de tendance. La barre verticale indique la tendance à suivre en contrôle latéral et la barre horizontale celle à suivre en contrôle longitudinal. Lorsque les barres forment une croix centrée, l'avion suit la trajectoire calculée.

L'élaboration des ordres dépend du mode d'engagement, si bien que dans certains modes les ordres élaborés par les deux FMGEC sont forcément identiques, mais ils peuvent être légèrement différents dans d'autres modes. L'engagement des FD se fait par appui sur les boutons poussoirs correspondant sur le FCU. Lorsqu'un FD est engagé, le voyant du bouton correspondant s'allume.

Pour fonctionner et pouvoir élaborer les ordres des FD, les FMGEC ont besoin d'utiliser les données d'au moins deux ADR et deux IR, qu'ils doivent pour cela considérer valides. Les surveillances faites par les FMGEC sur les paramètres ADR et IR sont des surveillances d'écart deux à deux. Si l'un des paramètres d'une ADR s'écarte par exemple des valeurs du même paramètre des deux autres ADR, la première sera considérée invalide et ne sera pas utilisée. Si au moins deux ADR ou deux IR sont invalidées, le FMGEC ne peut plus élaborer les ordres du FD et les barres de tendance disparaissent. Cependant les FD ne sont pas désengagés ; les voyants correspondants au FCU restent allumés.

Note : dans la suite, on parlera de FMGEC valide lorsque les fonctions AP/ATHR/FD sont disponibles.

Si seul l'un des FMGEC n'est plus valide, les FD des deux PFD affichent les ordres de l'autre. Si le pilote automatique associé est engagé, il est automatiquement désengagé, engendrant le message ECAM rouge « AUTO FLT AP OFF » associé à l'alarme audio caractéristique « *cavalry charge* » et au MASTER WARNING. Le contrôle de l'auto-poussée est automatiquement transféré au FMGEC restant.

Si les deux FMGEC sont invalides, les deux directeurs de vol ainsi que les modes affichés sur le FMA disparaissent et le drapeau FD rouge s'affiche sur les PFD. Si un pilote automatique est engagé, quel qu'il soit, il est automatiquement désengagé, engendrant le message ECAM rouge « AUTO FLT AP OFF ». Si l'auto-poussée est engagée, elle est automatiquement désengagée, engendrant le message ECAM ambre « AUTO FLT A/THR OFF » et l'activation de la fonction *THRUST LOCK*. Tant que cette fonction est active :

- la poussée reste figée ;
- un message ambre « THR LK » clignote sur le FMA au niveau de la troisième ligne de la colonne de gauche ;
- le message ECAM ambre « *ENG THRUST LOCKED* » s'affiche et un single chime retentit toutes les cinq secondes :

Alarme ECAM	Alerte sonore	Alerte visuelle	Page SD	Alarme locale	Inhibé en phase 06
ENG THRUST LOCKED	Single chime Toutes les 5 sec	Master caution Toutes les 5 sec	-	-	non

Le contrôle de la poussée doit être repris manuellement, soit en déplaçant les manettes de commande de poussée, soit en appuyant sur le bouton de déconnexion situé sur les manettes (*instinctive disconnect*).

Le désengagement du pilote automatique réinitialise la surveillance sur les paramètres effectuée dans le FMGEC. Dès que le FMGEC redevient valide, par exemple lorsque deux vitesses redeviennent cohérentes entre elles, ses fonctions sont de nouveau assurées. Ainsi, si le FD associé est toujours engagé, le drapeau rouge FD disparaît et les barres de tendance réapparaissent automatiquement. Si le pilote automatique associé et l'auto-poussée redeviennent également disponibles, une action de l'équipage est nécessaire sur le bouton correspondant du FCU pour les réengager.

Si aucune action de désengagement n'a été faite sur les boutons du FCU, les barres de tendance réapparaissent automatiquement dès que les conditions de fonctionnement sont rétablies (au moins deux ADR et deux IR à nouveau valides) et confirmées environ une seconde. Dans ce cas, les modes actifs sont les modes HDG et V/S.

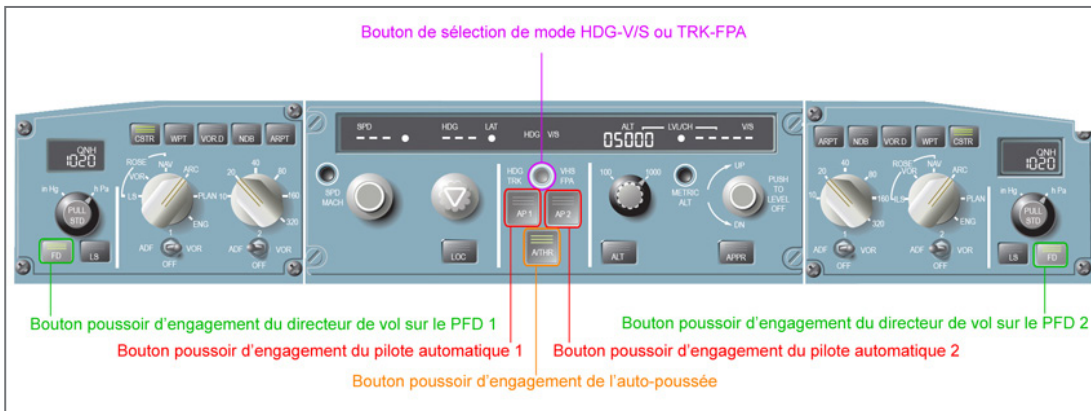


Figure 5 : bandeau de contrôle (FCU)

Utilisation opérationnelle du directeur de vol (FD)

De façon générale, la majorité du vol s'effectue avec les FD engagés, avec ou sans PA selon la phase de vol. Ainsi le manuel de l'exploitant et les procédures constructeur indiquent que les FD doivent être positionnés sur ON dès la préparation du poste. Si le pilote choisit de ne pas suivre les ordres du FD, il est demandé à l'équipage de les désengager.

Il est également précisé que :

- ❑ « la vérification FMA est essentielle pour s'assurer du bon fonctionnement des automatismes, mais la surveillance des paramètres primaires tels que vitesse, altitude, vario, cap, N1, localizer, glide, etc. est la seule garantie de la trajectoire de l'avion » ;
- ❑ « tout écart doit entraîner une action rapide des pilotes, si nécessaire avant même d'analyser les raisons d'un mauvais fonctionnement de l'automatisme » ;
- ❑ « l'automatisme est, et doit rester une aide » ;
- ❑ « lorsque les FD sont utilisés, compte tenu de la dépendance des modes A/THR aux modes verticaux, les ordres FD doivent être suivis » ;
- ❑ « lorsque le fonctionnement des automatismes ne correspond pas à l'attente du pilote et si la cause n'est pas immédiatement analysée sans ambiguïté, le ou les systèmes en cause doivent être déconnectés ».

1.6.9.3 Lois de pilotage

L'Airbus A330 est un avion à commandes de vol électriques. Il se pilote à l'aide de deux mini-manches dont les mouvements sont transmis sous forme de signaux électriques à des calculateurs de commande de vol. On trouve sur cet avion trois calculateurs primaires de commandes de vol, appelés FCPC ou PRIM, et deux calculateurs secondaires de commande de vol, appelés FCSC ou SEC. Ils ont pour rôle de calculer la position des différentes gouvernes en fonction des ordres de pilotage.

Les lois qui gouvernent cette transformation sont appelées lois de pilotage. Sur l'A330 en fonctionnement nominal, la loi de pilotage est appelée loi *normale*. En cas de déclenchement de surveillance dans le système de commandes de vol, elle peut être remplacée par des lois de reconfiguration : les lois dites *alternate* (*alternate 1 ou 2*) ou la loi *directe*.

La loi *normale* offre une protection complète du domaine de vol : en attitude (les valeurs d'assiette et d'inclinaison sont limitées), en facteur de charge, à haute vitesse et à forte incidence. Hors protections, les ordres longitudinaux des mini-manches commandent un facteur de charge selon l'axe normal de l'avion et les ordres latéraux un taux de roulis.

En loi *alternate*, les ordres longitudinaux des mini-manches commandent un facteur de charge selon l'axe normal de l'avion comme en loi *normale* mais avec moins de protections.

Par ailleurs :

- ❑ en loi *alternate 1*, les ordres latéraux des mini-manches commandent toujours un taux de roulis ;
- ❑ en loi *alternate 2*, ils commandent directement les ailerons et les destructeurs de portance.

En loi *directe*, les protections sont perdues et les ordres des mini-manches commandent directement la position des différents gouvernes.

Une autre loi, dite d'attitudes inusuelles, se déclenche dans certains cas où l'attitude de l'avion est en dehors de certaines plages, par exemple lorsque l'inclinaison dépasse 125 degrés. Il s'agit d'une loi *alternate 2* avec une autorité latérale maximale et sans compensation automatique (voir aussi 1.16.3.3).

A l'instar des FMGEC, les PRIM valident les paramètres qu'ils utilisent par des mécanismes de surveillance. En ce qui concerne la vitesse air, c'est la valeur votée qui est utilisée. En fonctionnement normal, il s'agit de la valeur médiane. Lorsque l'une des trois vitesses s'écarte trop des deux autres, elle est automatiquement rejetée par les PRIM et la valeur votée devient alors la moyenne des deux valeurs restantes. Mais si l'écart entre ces deux valeurs restantes devient trop grand, les PRIM les rejettent et la loi de pilotage devient *alternate 2*. Par ailleurs, une autre surveillance est faite sur la valeur de vitesse votée et provoque le passage en loi *alternate 2* lorsque celle-ci diminue de plus de 30 kt en une seconde.

En lois *alternate* ou *directe*, les protections en incidence ne sont plus disponibles mais une alarme de décrochage (*stall warning*) se déclenche lorsque la plus grande des valeurs d'incidence valides dépasse un certain seuil (voir 1.6.11).

1.6.9.4 Vitesses limites et caractéristiques

Un certain nombre de vitesses sont représentées par des symboles particuliers sur le bandeau de vitesse du PFD (vitesses de protection ou caractéristiques - « *green dot* », F, S, Vmax, Valpha prot, etc.).

Certaines de ces vitesses sont calculées par le FMGEC, d'autres par les PRIM qui les transmettent au FMGEC pour l'affichage. Dans le cas du rejet des 3 ADR par les PRIM, un drapeau SPD LIM apparaît en bas et à droite du bandeau de vitesse et les protections sont perdues. La vitesse courante et la vitesse cible restent affichées. Si au moins une ADR est valide dans les FMGEC, la vitesse Vmax peut rester affichée d'un côté et/ou de l'autre. Lorsque deux vitesses sont cohérentes entre elles, la flèche « speed trend » est également affichée.

1.6.9.5 Présentation des informations sur le PFD

Un PFD en loi *normale* et un PFD en loi *alternate 2* sont présentés ci-après. Les indications présentées sur ces PFD ne sont pas la représentation exacte de celles qui auraient pu être affichées sur les PFD de l'équipage du vol AF 447.

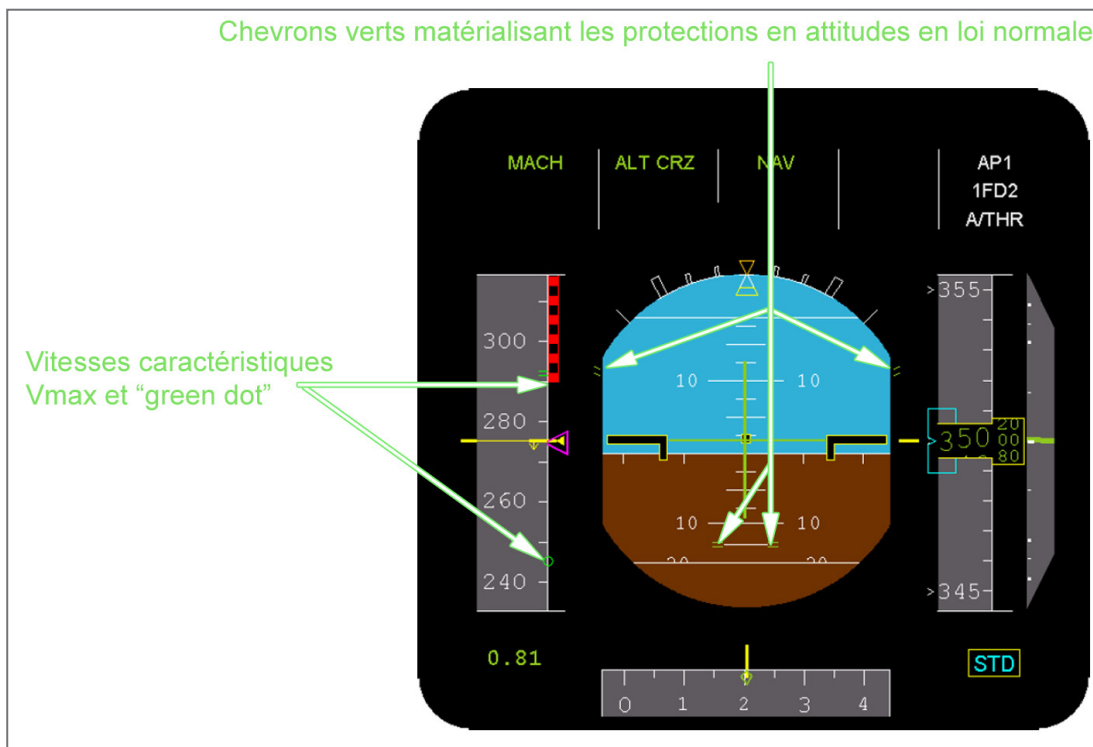


Figure 6 : PFD en loi *normale*

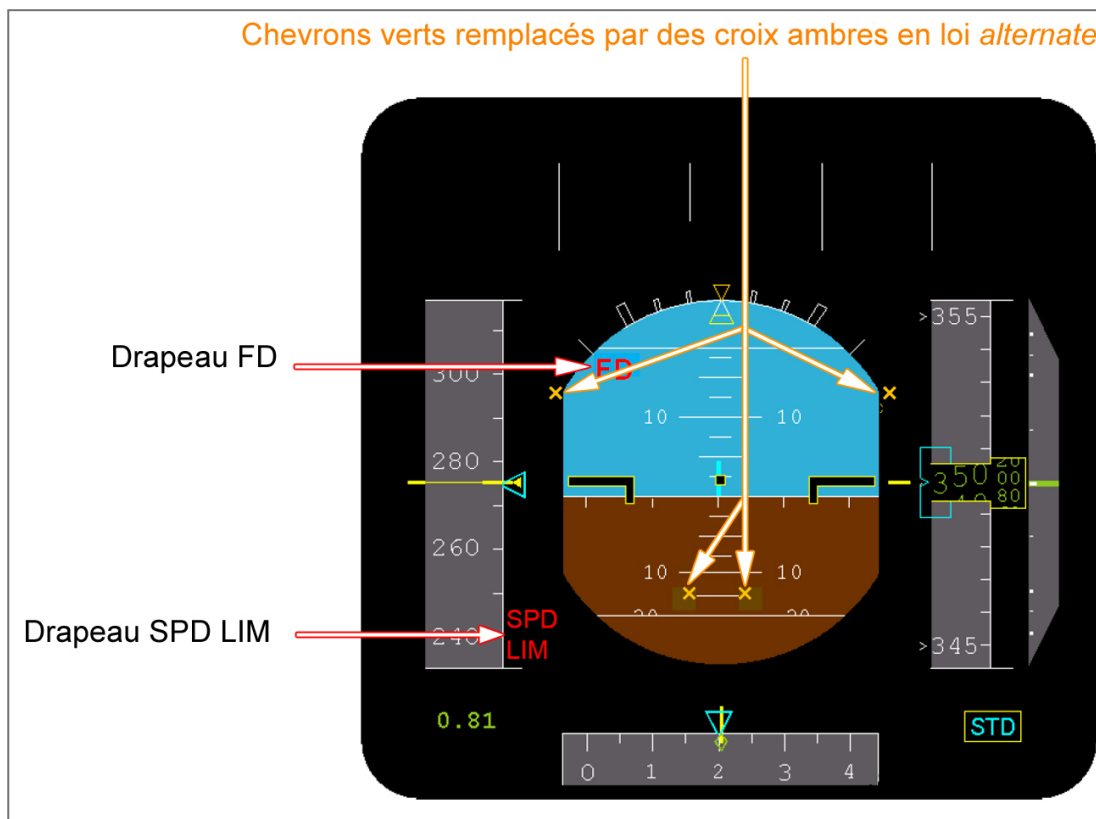


Figure 7 : PFD en loi *alternate* 2

1.6.9.6 Conséquence d'un bouchage de sonde Pitot sur les paramètres de vol

1.6.9.6.1 Description de l'obstruction d'une sonde Pitot par des cristaux de glace

Lorsque des conditions climatiques bien particulières sont réunies, notamment lorsque la concentration de cristaux de glace dépasse une certaine valeur, les conditions d'utilisation de la sonde peuvent dépasser les conditions de qualification et de robustesse. Dans ce type de situation une obstruction partielle des sondes de pression totale en condition givrante et à haute altitude (supérieure à 30 000 ft) peut se produire. Cela se traduit par une dégradation réversible et temporaire de la mesure de pression totale.

En présence de cristaux de glace, il n'y a aucune accrétion de glace ou de givre visible sur l'extérieur ni sur le nez de la sonde, les cristaux rebondissant sur ces surfaces. Par contre les cristaux de glace vont être captés par la section d'entrée du tube. En fonction des conditions de vol (altitude, température, Mach) si la concentration de cristaux est supérieure à la capacité d'antigivrage par l'élément chauffant et d'évacuation par les trous de purge du tube, les cristaux vont venir s'accumuler en grand nombre dans le tube.

De ce fait, il va se constituer une barrière physique à l'intérieur du tube qui va perturber la mesure de la pression totale, celle-ci pouvant alors s'approcher de la valeur de pression statique mesurée.

Dès que la concentration de cristaux de glace devient inférieure à la capacité d'antigivrage de la sonde, la barrière physique créée par l'accumulation des cristaux disparaît et la mesure de la pression totale redevient correcte.

L'expérience et le suivi de ces phénomènes en conditions très sévères montrent que cette perte de fonction présente une durée limitée, en général autour de une à deux minutes.

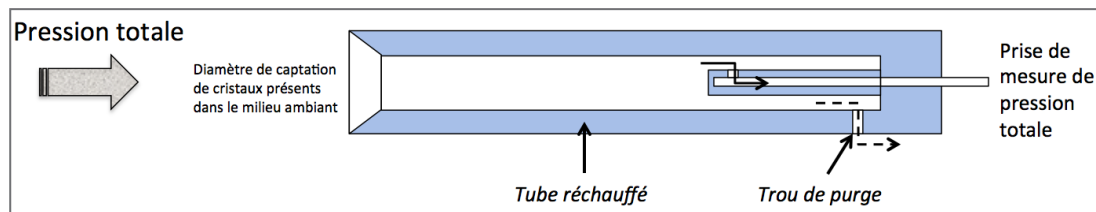


Figure 8 : schéma de principe d'une sonde Pitot

1.6.9.6.2 Principe d'élaboration des paramètres de vol affectés par une chute de la pression totale

La mesure de la pression totale (Pt), associée aux mesures de pression statique (Ps) et de température totale (TAT), permet aux ADR de calculer, notamment, les paramètres suivants :

- Mach ;
- vitesse conventionnelle (CAS) ;
- altitude standard ;
- vitesse air vraie (TAS).

Sur Airbus A330-200 en croisière, en raison de la position des capteurs de pression statique, la pression statique mesurée surestime la pression statique réelle. La valeur mesurée doit donc être corrigée de cette erreur avant d'être utilisée pour le calcul d'autres paramètres. La valeur de la correction dépend notamment du Mach et tient compte de l'implantation des capteurs sur le fuselage. Ainsi la correction effectuée par l'ADR 3 est différente de celle faite par les ADR 1 et 2.

Note : sur A340-300 et A330-300, la correction de mesure de pression statique est négligeable en croisière.

Pour chaque chaîne anémométrique, le principe de calcul est le suivant :

- la connaissance de Pt et Ps permet de calculer une valeur de Mach qui donne accès à la correction de Ps ; la Ps ainsi corrigée est ensuite utilisée pour calculer la CAS et l'altitude standard ;
- la mesure de la TAT donne accès, connaissant le Mach, à la température statique (SAT), qui à son tour permet de calculer la vitesse air vraie (TAS) ;
- l'IR correspondante utilise ensuite la vitesse air vraie pour calculer la vitesse du vent à partir de la vitesse sol. Il utilise également la dérivée de l'altitude standard qu'il combine avec l'intégration des accélérations mesurées pour calculer la vitesse verticale baro-inertielle, notée Vzbi. Elle est affichée au PFD en situation nominale.

Le schéma suivant illustre ces explications :

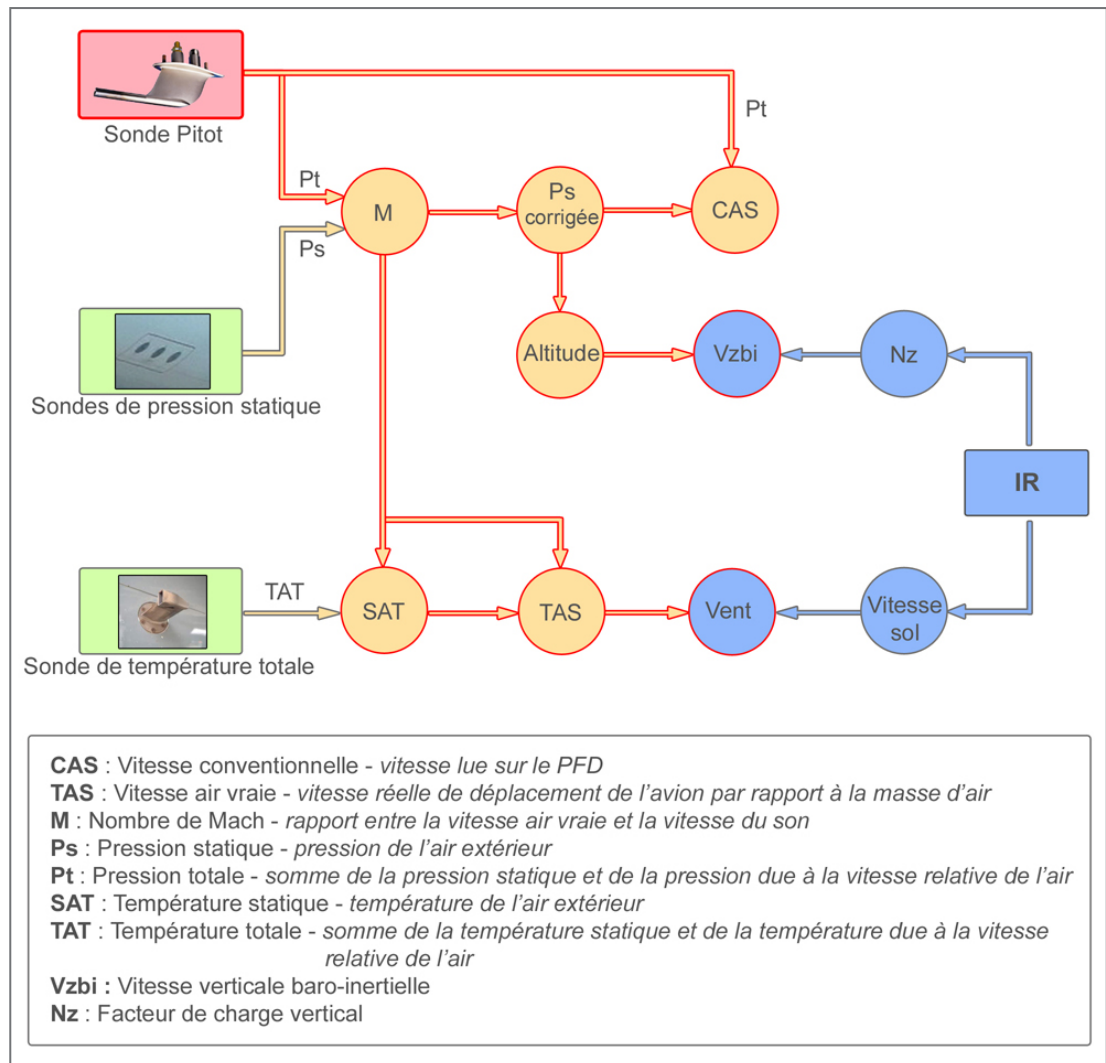


Figure 9 : schéma de synthèse

1.6.9.6.3 Conséquence d'une chute de la pression totale

La première conséquence d'une chute de la pression totale mesurée est la chute du Mach et de la CAS. La chute du Mach entraîne une baisse de l'altitude standard indiquée du fait de la correction de la pression statique mesurée. Cette baisse est différente selon l'ADR considérée : dans les conditions de l'événement, elle est de l'ordre de 300 à 350 ft pour les ADR 1 et 2 et d'environ 80 ft pour l'ADR 3.

La chute de l'altitude standard indiquée provoque un effet transitoire sur la $Vzbi$. La variation de $Vzbi$ est, comme pour l'altitude, plus faible dans l'ADR 3 que dans les deux autres, comme l'illustre le graphe ci-dessous :

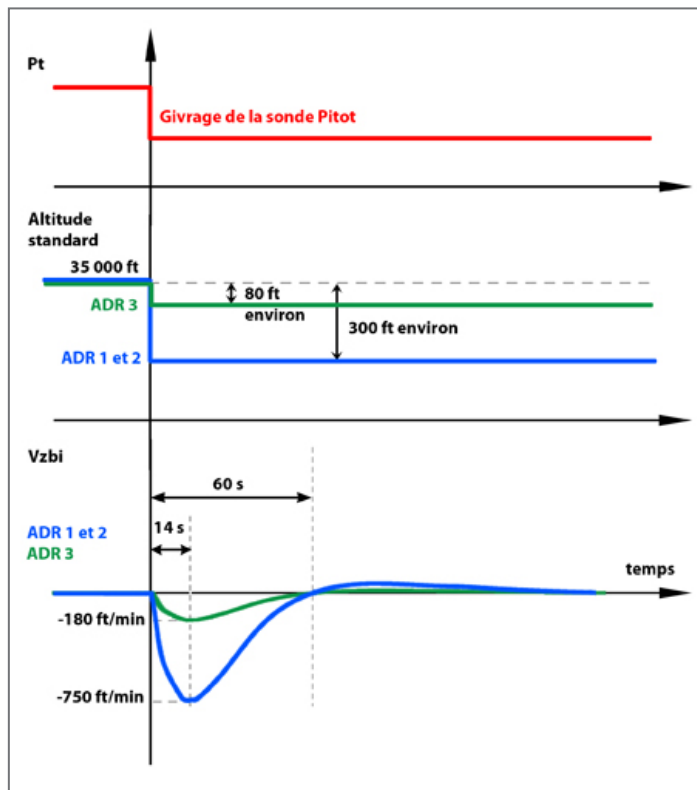


Figure 10 : effet d'une chute de pression totale mesurée sur l'altitude standard indiquée et la vitesse verticale

La chute du Mach impacte également le calcul de la SAT, de la vitesse air vraie et du vent.

Dans le tableau suivant, le cas d'un A330-200 volant au FL350 à Mach 0,8 en atmosphère standard avec un vent de face de 30 nœuds est pris à titre d'exemple pour illustrer les conséquences d'un givrage Pitot qui entraînerait une chute du Mach indiqué de 0,8 à 0,3.

	Valeur réelle	Valeur indiquée
Mach	0,8	0,3
Altitude standard (ft)	35 000	≈ 34 700
CAS (kt)	272	97
SAT (°C)	- 54	- 31
TAS (kt)	461	182
Vitesse du vent (kt)	- 30	249

Lors du dégivrage des sondes Pitot, les mêmes variations se produisent en sens inverse.

1.6.10 Particularités sur la survitesse

La survitesse représente un risque fort dans l'esprit des pilotes. Cette perception du risque vient de plusieurs facteurs :

- ☐ en apprentissage théorique (ATPL, notamment) :
 - le danger de « décrochage haut » est traité à niveau égal avec le « décrochage bas », plus classique,

⁽²⁾Phénomène autopiqueur à haute vitesse.

- des dangers liés à la haute vitesse (apparition de *flutter* ou effet *tuck-under*⁽²⁾ par exemple) sont présentés alors que les avions modernes n'ont en général plus ces caractéristiques, qui pouvaient en effet s'avérer dangereuses sur certains avions de conception ancienne ;

- ❑ VMO/MMO représente une limite forte dans les courbes de performances et limitations pour les pilotes de ligne ; autant le décrochage « classique » est perçu comme assez bien connu et a déjà été exécuté par un pilote (au moins au cours de sa formation initiale), autant les excursions bien au-delà de VMO/MMO ne sont pas démontrées en formation ;
- ❑ les conséquences d'une excursion au-delà de VMO/MMO peuvent être assez lourdes pour l'exploitation de l'avion, nécessitant parfois une visite de maintenance approfondie ;
- ❑ les critères de certification demandent que la survitesse se traduise par un message ECAM rouge associé à une alarme de type CRC (gong répétitif), de nature à demander une réaction immédiate de l'équipage.

Les avions modernes à profils supercritiques présentent de nombreux avantages y compris sur les caractéristiques de contrôle de l'avion à haute vitesse :

- ❑ la position du foyer est quasiment stable sur un tel profil ;
- ❑ l'augmentation de la traînée au-delà d'une certaine vitesse est telle qu'il est extrêmement improbable, voire impossible, de voler à une vitesse supérieure aux vitesses démontrées garantissant l'absence de *flutter* (VD/MD) ;
- ❑ les commandes de vol électriques et la limitation du facteur de charge qui peut y être associée contribuent à prévenir un éventuel risque d'endommagement de la structure au cours d'une manœuvre de ressource, même brutale.

Le risque lié aux basses vitesses est un risque de perte de contrôle résultant de phénomènes aérodynamiques, alors que le risque lié aux hautes vitesses est essentiellement un risque de surcharge structurale pouvant, dans des cas extrêmes (par exemple, une ressource brutale ou l'apparition de *flutter*) conduire à la rupture. Cependant, de la même manière que le décrochage peut présenter des risques différents selon les avions (par exemple de par la présence ou non de *deep stall*), tous ne présentent pas non plus les mêmes caractéristiques à haute vitesse et ne sont donc pas exposés au même niveau de risque.

1.6.11 Protection en incidence et alarme de décrochage

La loi *normale* du système de commandes de vol électriques de l'A330 offre une protection en incidence qui la limite à une valeur inférieure à l'incidence de décrochage. Lorsque cette protection fonctionne, l'avion ne peut donc pas décrocher même si l'équipage maintient une commande en butée à cabrer.

Note : à l'incidence maximale autorisée par la loi *normale*, si une action à cabrer est maintenue et que la poussée n'est pas suffisante pour maintenir le palier, l'incidence reste inférieure à l'incidence de décrochage et l'avion descend.

En lois *alternate* ou *directe*, les protections en incidence de la loi *normale* ne sont plus disponibles mais l'alarme de décrochage fonctionne. Elle se manifeste sous la forme d'une annonce « *STALL, STALL* », suivie d'un son caractéristique (*cricket*) et de l'illumination du voyant Master Warning. Elle est déclenchée par le FWC lorsque et tant que la plus élevée des valeurs d'incidence valides dépasse le seuil établi pour les conditions de vol du moment. Si les mesures de CAS des trois ADR sont inférieures à 60 kt, les valeurs d'incidence des trois ADR sont invalides et l'alarme de décrochage est alors inopérante. Ce fonctionnement est le résultat d'une logique qui considère que l'alimentation en air des sondes d'incidence doit être suffisante pour que la mesure soit fiable, notamment afin d'éviter de fausses alarmes.

Sur certains types d'avions (Airbus A320 par exemple), compte tenu des caractéristiques aérodynamiques à l'approche du décrochage, le seuil de l'alarme est souvent indépendant du Mach et déterminé pour les basses altitudes. Sur l'A330 comme sur d'autres avions, le seuil de l'alarme de décrochage varie avec le Mach, si bien qu'elle se déclenche - en lois *alternate* ou *directe* - avant l'apparition du *buffet*.

Note : la plus élevée des valeurs de Mach valides des trois ADR est utilisée pour établir le seuil de l'alarme. Si aucun Mach n'est valide, le seuil de l'alarme pour les valeurs de Mach inférieures à 0,3 est utilisé.

De manière schématique, le seuil est stable en dessous d'un Mach de l'ordre de 0,3 puis diminue quasi-linéairement jusqu'à un Mach de l'ordre de 0,75, après quoi il diminue plus fortement lorsque le Mach augmente jusqu'à Mach 0,82 :

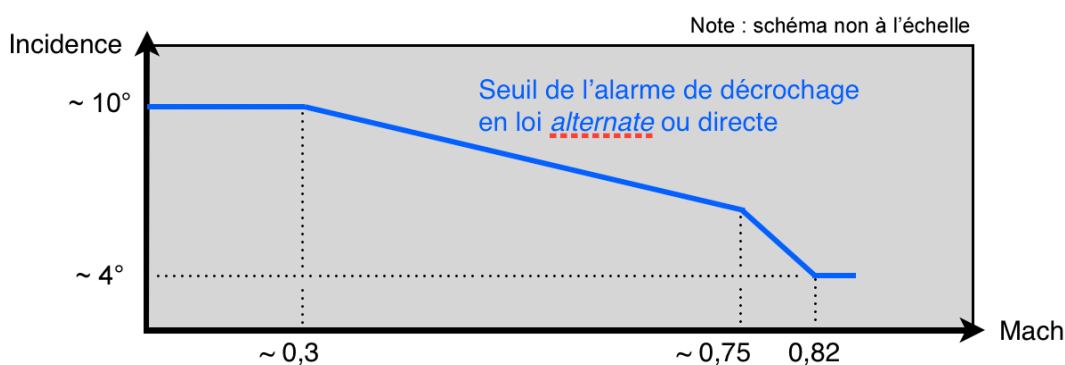


Figure 11 : évolution du seuil de l'alarme de décrochage en fonction du Mach

Une diminution de la vitesse se traduit par une augmentation d'incidence si le facteur de charge est constant et en atmosphère calme. La diminution de vitesse correspondant à une augmentation d'incidence donnée dépend du régime de vol :

Régime de vol	Croisière	Décollage / Approche
Ordre de grandeur de la diminution de vitesse indiquée pour une augmentation de 1° d'incidence	25 kt	5 kt

En croisière à Mach 0,8, la marge entre l'incidence de vol et l'incidence d'activation de l'alarme de décrochage est de l'ordre de 1,5 degré, mais la vitesse d'alarme de décrochage affichée sur le bandeau de vitesse (en loi *alternate* ou *directe*) se trouvera environ 40 kt en dessous de la vitesse courante.

L'incidence est le paramètre qui permet d'activer l'alarme de décrochage, sa valeur n'est pas directement présentée aux pilotes. Le seuil d'activation de cette alarme est matérialisé par un repère sur le bandeau de vitesse en loi *alternate* ou *directe*. Lorsque les ADR sont rejetées par les calculateurs de commande de vol, ce repère disparaît.

1.6.12 Niveaux de vol REC MAX et OPTI

L'intégration de marges liées aux performances de l'avion permet de définir un niveau de vol maximal recommandé, appelé « REC MAX » par le constructeur, inférieur au niveau de vol maximal certifié. Il est calculé par le FMS en prenant en compte les marges suivantes :

- ❑ il peut être atteint avec une vitesse de montée au moins égale à 300 ft/min au régime MAX CLB ;
- ❑ il peut être maintenu à une vitesse supérieure ou égale à « GREEN DOT » avec une poussée inférieure ou égale à la poussée maximale en croisière (MAX CRZ), inférieure au régime MAX CLB ;
- ❑ il y est garanti une marge d'au moins 0,3 g par rapport à l'apparition du *buffet* (c'est-à-dire que le *buffet* n'apparaît pas tant que l'accélération verticale reste inférieure à 1,3 g).

Note : le FMS ne prend pas en compte dans ce calcul l'utilisation des équipements d'anti givrage (nacelles ou ailes) ni le niveau de prélèvement d'air (refroidissement de la soute et/ou débit élevé des packs).

Le constructeur définit également un niveau de vol optimal, appelé « OPT » ou « OPTI », calculé en prenant de plus en compte les informations de vent et un paramètre de performance, rentré par l'équipage, appelé « COST INDEX ». Un COST INDEX faible va minimiser la consommation de carburant, un COST INDEX élevé va privilégier la rapidité. L'OPTI est toujours inférieur au REC MAX.

La valeur de ces deux niveaux est présentée sur la page PROG du FMS.

Note : l'exploitant recommande aux équipages de maintenir un niveau de vol de plus ou moins 2 000 ft par rapport au niveau de vol « OPTI ». Aucune mention particulière n'est faite par rapport au REC MAX, mais il était d'usage chez les équipages d'Air France de prendre une certaine marge par rapport à ce niveau.

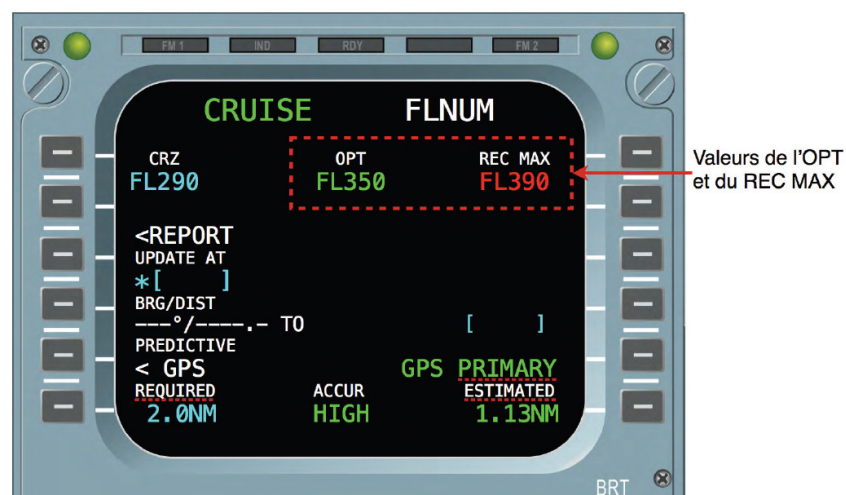


Figure 12 : exemple de page « PROG » du FMS

1.6.13 Radar météorologique de bord

Les Airbus A330 d'Air France sont équipés du radar météorologique de type Collins WXR 700X-623 à antenne plate (P/N : 622-5132-623). L'angle d'ouverture du faisceau radar est de 3,6° en élévation et 3,7° en azimut.

Le réglage du tilt et du gain est manuel.

Chaque avion est équipé de deux systèmes, d'une seule antenne et d'un seul boîtier de commande. Un seul système est actif à la fois.

L'image radar est présentée sur le ND superposée aux informations de navigation et du TCAS. Elle est présentée lorsque le radar est en fonctionnement, que le ND n'est pas en mode PLAN⁽³⁾, et que le mode TERR⁽⁴⁾ n'est pas sélectionné. Le réglage de l'échelle est effectué manuellement.

Note : le réglage de la luminosité des informations de terrain et de météo se fait indépendamment de celle des autres informations sur chaque ND.

Note : la position « calibré » de la commande de gain place la sensibilité du radar au niveau calibré standard de réflectivité.

1.7 Conditions météorologiques

1.7.1 Situation météorologique

L'ensemble des analyses sur les recherches météorologiques figure dans les rapports d'étape 1 et 2.

D'un point de vue climatologique, les conditions générales et la position de la Zone de Convergence Intertropicale sur l'Atlantique étaient normales pour un mois de juin. Les amas de cumulonimbus caractéristiques de cette zone étaient bien présents, avec une hétérogénéité spatiale importante et des durées de vie de quelques heures.

Les images infrarouges prises toutes les quinze minutes par le satellite géostationnaire Meteosat 9 ne permettent pas d'observer directement les conditions rencontrées au FL350.

L'analyse de l'imagerie infrarouge ne permet pas de conclure au caractère exceptionnel de l'activité orageuse sur la zone où le vol AF 447 a disparu mais elle montre, sur la trajectoire prévue du vol, l'existence d'un amas de cumulonimbus puissants, identifiable depuis 0 h 30. Cet amas résulte de la fusion de quatre amas plus petits et son extension d'est en ouest est d'environ 400 km.

Si l'analyse de l'imagerie laisse penser que, vers 2 h 00, les cumulonimbus qui forment cet amas avaient pour la plupart déjà atteint leur stade de maturité, il est très probable que certains étaient le siège d'une turbulence marquée au FL350. La présence d'une activité électrique significative au niveau de vol est possible mais la présence d'eau surfondue est peu probable et aurait nécessairement été limitée à de faibles quantités.

1.7.2 Cartes de prévision

La carte TEMSI de 0 h 00 (voir annexe 12) montre que la route prévue touche les deux masses nuageuses orientées est-ouest, situées de part et d'autre de l'équateur et mentionne : ISOL/EMBD CB entre les niveaux XXX (base située au-dessous du FL250) et le FL450. L'altitude la plus élevée de la tropopause sur la route est estimée au FL500.

⁽³⁾Mode d'affichage qui présente, en image fixe, la route du plan de vol sur une carte orientée au nord vrai, centrée sur un point de référence choisi par le pilote.

⁽⁴⁾Quand le bouton poussoir TERR ON ND est sur ON, le ND affiche le relief contenu dans la Data Base EGPWS.

Un jet-stream orienté au 280°/85 kt est indiqué aux environs du parallèle 10° nord, à l'ouest de la route, aux FL410 et FL430. L'illustration qui suit montre à titre d'indication la superposition de cette TEMSI avec l'image infrarouge de 0 h 00.

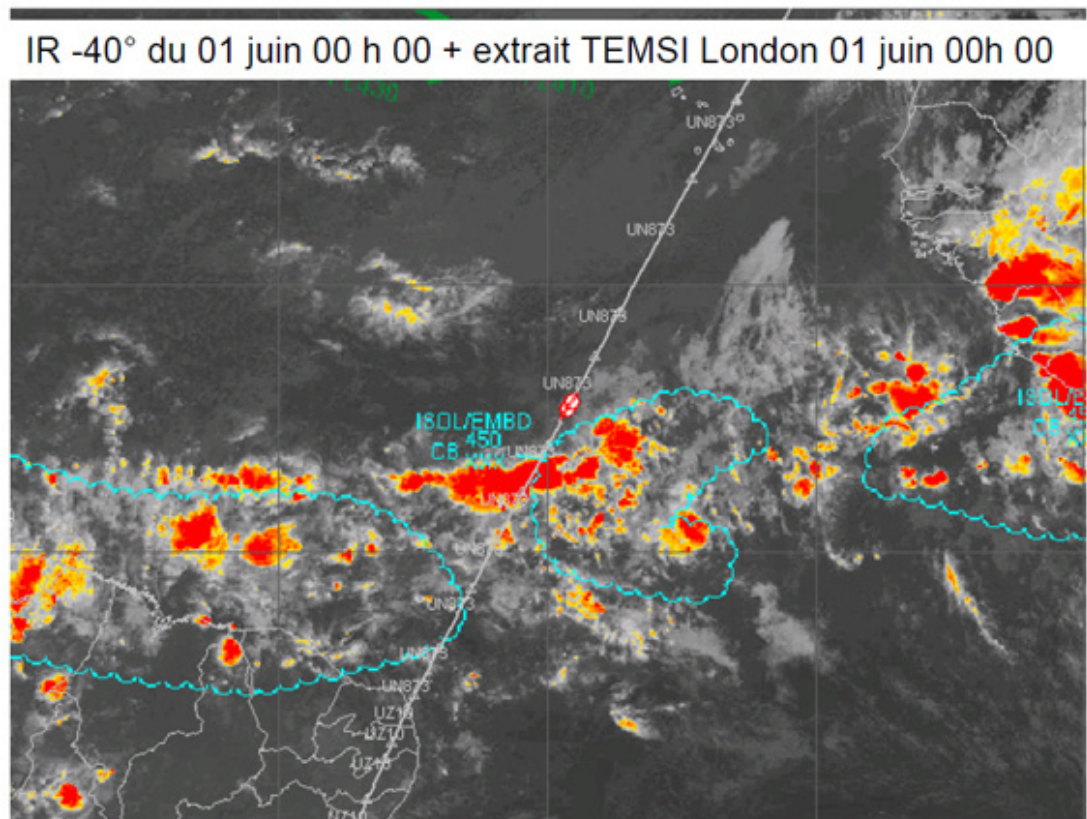


Figure 13 : superposition de la carte TEMSI avec l'image infrarouge de 0 h 00

Note : les cartes TEMSI de vent et de température sont des prévisions sur la base de modèles numériques à l'échelle synoptique produites, pour le domaine Amérique Sud, 24 heures avant une heure de validité précise. Ces cartes présentent les grandes zones d'activité convective dans la région décrite mais n'indiquent pas la position précise des cumululonimbus et amas de cumululonimbus.

Les cartes de vent et de température montrent que le vent effectif moyen sur la route pouvait être estimé à environ dix nœuds arrière. Sur la carte du FL340, la température de l'air la plus élevée se situe aux environs de l'équateur. Elle est estimée à - 40 °C soit Standard + 13 °C.

Les cartes de CAT ne prévoient aucune turbulence en ciel clair sur la route.

1.7.3 Analyses météorologiques

Alors que l'imageur foudre de TRMM (Tropical Rainfall Measuring Mission) indique une absence d'éclair sur la zone de l'accident à 2 h 30, l'image infrarouge prise à la même heure est cohérente avec celles de Meteosat 9 : l'ensemble de ces informations ne permet pas de conclure à un développement brutal et exceptionnellement intense de l'activité convective entre 2 h 07 et 2 h 30.

L'analyse des observations de l'instrument TMI (TRMM Microwave Imager), le seul opérant dans le domaine des micro-ondes, indique la présence d'une forte condensation autour de 10 000 mètres d'altitude, en dessous de l'altitude des

sommets des cumulonimbus. Cette forte condensation correspondrait à des tours convectives actives à cette altitude, confirmant la forte probabilité d'une turbulence marquée au sein de l'amas convectif traversé par la trajectoire du vol AF 447.

1.8 Aides à la navigation

Le GNSS est la seule aide à la navigation disponible à proximité du point TASIL.

A l'heure de l'événement, la constellation GPS offrait la précision de navigation requise sur la route.

1.9 Télécommunications

1.9.1 Echanges entre l'avion et les centres de contrôle

Le vol AF 447 est sous contrôle radar du départ de l'aérodrome de Rio de Janeiro jusqu'au point INTOL et sous couverture radar jusqu'au point SALPU (FIR RECIFE), situé entre INTOL et ORARO. Au delà, l'AF 447 est contrôlé aux procédures (Strip) à partir des informations du plan de vol mises à jour par l'équipage ou lors des coordinations entre centres de contrôles.

L'équipage du vol AF 447 reçoit des autorisations (clairances), affectées de limites au-delà desquelles l'avion ne peut pas évoluer sans une autre autorisation. Généralement ces points sont en limite de FIR ou d'espace de contrôle. Le contrôleur de l'ACC RECIFE transmet à l'équipage de l'AF 447 les fréquences à utiliser dans l'ACC ATLANTICO et, après TASIL, dans l'ACC DAKAR OCEANIQUE. En revanche, il ne fournit pas de clairance limite avant l'entrée dans l'espace sénégalais afin de permettre à l'équipage du vol AF 447 de poursuivre son vol en cas de perte de contact radio.

Note : bien que non prévue par les lettres d'accord, cette pratique est cependant couramment observée pour pallier les limitations des communications radio en HF dans ces régions.

Note : les heures mentionnées sont basées sur celles de la transcription effectuée par l'autorité brésilienne, elles peuvent différer légèrement de la transcription du CVR.

A 0 h 36 min 40, le contrôleur de l'ACC RECIFE annonce le contact radar. « Maintain FL350. over INTOL intersection, contact ATLANTICO HF 6535 or 5565. Until there maintain this frequency ». L'équipage collationne les fréquences.

A 1 h 14 min 31, l'équipage annonce passer FEMUR et indique qu'il contacte l'ACC ATLANTICO par HF. Le contrôleur de l'ACC RECIFE lui demande d'attendre le passage à INTOL.

A 1 h 14 min 58, le contrôleur de l'ACC RECIFE coordonne avec le contrôleur de l'ACC ATLANTICO l'estimée (INTOL) à 1 h 32 et le niveau FL350 de l'AF 447.

A 1 h 31 min 44, le contrôleur de l'ACC RECIFE lui transmet les fréquences HF de l'ACC ATLANTICO : 6649 ou 5565 kHz, puis 6535 kHz après le point TASIL. L'équipage collationne les valeurs des trois fréquences. Le contrôleur lui précise de ne contacter le contrôleur de Dakar sur la fréquence 6535 kHz qu'après TASIL.

Note : TASIL est sur la frontière entre les FIR océaniques d'ATLANTICO et de DAKAR OCEANIQUE.

A 1 h 33, une tentative de connexion ADS-C avec l'ACC DAKAR OCEANIQUE échoue en raison de l'absence de plan de vol dans le système Eurocat.

A 1 h 33 min 25, l'équipage contacte le contrôleur de l'ACC ATLANTICO sur la fréquence 6649 kHz.

A 1 h 35, une nouvelle tentative de connexion ADS-C avec l'ACC DAKAR OCEANIQUE échoue en raison de l'absence de plan de vol dans le système Eurocat.

A 1 h 35 min 15, l'équipage informe le contrôleur de l'ACC ATLANTICO qu'il a passé le point INTOL à 1 h 33, au FL350. Il annonce les estimées suivantes : SALPU à 1 h 48 puis ORARO à 2 h 04. Il transmet également son code SELCAL : CPHQ. Le contrôleur met à jour le strip.

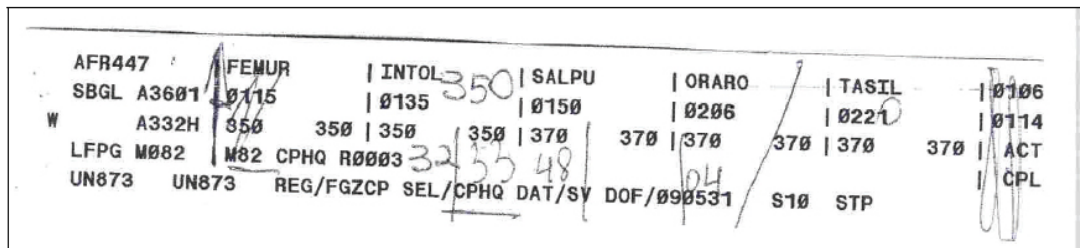


Figure 14 : strip renseigné par le contrôleur ATLANTICO

A 1 h 35 min 26, le contrôleur de l'ACC ATLANTICO effectue une première coordination avec le contrôle de l'ACC DAKAR OCEANIQUE du vol AF 447 et lui transmet les éléments suivants : estimée de TASIL à 2 h 20, FL350, Mach 0,82. Le contrôleur de l'ACC DAKAR OCEANIQUE interrompt la communication et lui dit qu'il le rappelle.

A 1 h 35 min 38, le contrôleur de l'ACC ATLANTICO envoie un appel SELCAL, dont l'équipage confirme la bonne réception et remercie le contrôleur.

A 1 h 35 min 46, le contrôleur de l'ACC ATLANTICO lui demande de maintenir le FL350 et de donner une estimée de TASIL.

Entre 1 h 35 min 53 et 1 h 36 min 14, le contrôleur de l'ACC ATLANTICO demande trois fois à l'équipage son heure estimée de passage au point TASIL. L'équipage ne répond pas.

Les données radar montrent que l'AF 447 passe à la verticale du point SALPU à 1 h 49, dernier point radar enregistré correspondant à la limite de couverture radar (cette heure de passage correspondrait à une estimée TASIL à 2 h 20).

A 2 h 01, une troisième tentative de connexion ADS-C avec l'ACC DAKAR OCEANIQUE échoue en raison d'une information d'immatriculation erronée dans le système Eurocat.

1.9.2 Moyens de surveillance des services de contrôle

Le radar ne constitue plus aujourd'hui la seule technologie capable d'assurer la surveillance du trafic aérien, c'est-à-dire la représentation, si possible avec identification, de la situation des avions, renouvelée régulièrement. L'avènement des systèmes satellitaires de navigation et des liaisons de données air-sol a fait émerger d'autres moyens et techniques.

Parmi ces moyens il existe une surveillance dite dépendante : puisque l'avion connaît sa position grâce à ses systèmes de navigation, il peut la transmettre au sol comme tout autre paramètre de bord. Ce type de surveillance dépend donc totalement des

moyens embarqués. Aucun radar n'est nécessaire, il suffit d'exploiter un lien de communication avec le sol. On parle alors d'ADS⁽⁵⁾ qui peut prendre deux formes :

- ❑ ADS-B (B pour Broadcast) où la position (ainsi que d'autres informations de bord) est émise régulièrement de façon non sollicitée et définie une fois pour toute. Des balises réceptrices au sol en portée optique de l'avion (250 NM max.) sont nécessaires ;
- ❑ ADS-C (C pour contrat), où l'avion reporte régulièrement des informations, dont sa position dans une communication bilatérale et contractuelle avec une station sol.

1.9.2.1 Fonctionnement ADS-C / CPDLC

Etablissement du contrat en vol

Une connexion (logon) est un pré-requis pour le fonctionnement du CPDLC et / ou de l'ADS-C. Ce logon crée un canal de communication entre l'avion et le système ATS qui sera ensuite utilisé pour faire transiter les informations CPDLC et/ou ADS-C. Pour établir cette connexion, l'avion envoie son numéro de vol et son immatriculation afin que le système ATS vérifie la cohérence de ces données dans le plan de vol. L'avion est alors identifié par le système ATS et la connexion est établie.

Le premier logon du vol est manuel et à l'initiative du pilote.

➤ ADS-C

La mise en place de l'ADS-C permet la surveillance des espaces océaniques ou des espaces en route continentaux. L'ADS-C est destiné à remplacer le report de position dans les espaces où les séparations non-radar sont appliquées.

Dans les espaces non-radar ou lorsque les communications HF sont difficiles, le service d'alerte peut être assuré à travers le contrat ADS-C.

➤ CPDLC

Le CPDLC est une technologie fournissant la capacité de communiquer directement entre les contrôleurs aériens et les pilotes, en utilisant la liaison de transmission de données. Les messages qui sont échangés entre les deux parties sont choisis parmi un sous-ensemble de messages, reproduisant généralement l'ensemble de la phraséologie aéronautique. Ce système permet de surmonter plusieurs problèmes inhérents à la transmission de voix (déformation du message, mauvaise prononciation etc.) et à l'émission ou la réception des messages (saturation des fréquences, mauvaise propagation des ondes radio etc.).

1.9.2.2 Le système EUROCAT-X à Dakar

Eurocat est un système de contrôle de la navigation aérienne qui était utilisé en phase expérimentale par DAKAR OCÉANIQUE à la date de l'accident. Il inclut des alertes présentées aux contrôleurs dont les seuils sont paramétrables, telles que :

- ❑ CLAM (Clearance Level Adherence Monitoring) : déviation d'altitude entre le niveau de l'avion et le niveau autorisé ;
- ❑ RAM (Route Adherence Monitoring) : déviation latérale de la route affectée au plan de vol ;
- ❑ ETO (Estimated Time Overflight) : différence entre les heures reportées et celles estimées par le FDPS.

L'illustration ci-dessous représente le trafic aérien tel qu'affiché au contrôleur de Dakar Océanique par le système Eurocat (exemple de la situation au 1^{er} juin 2009 à 3 h 41 min 19).

Note : un avion peut apparaître simultanément sur DAKAR et ATLANTICO. Il peut être connecté et émettre en ADS-C avec 3 centres simultanément.

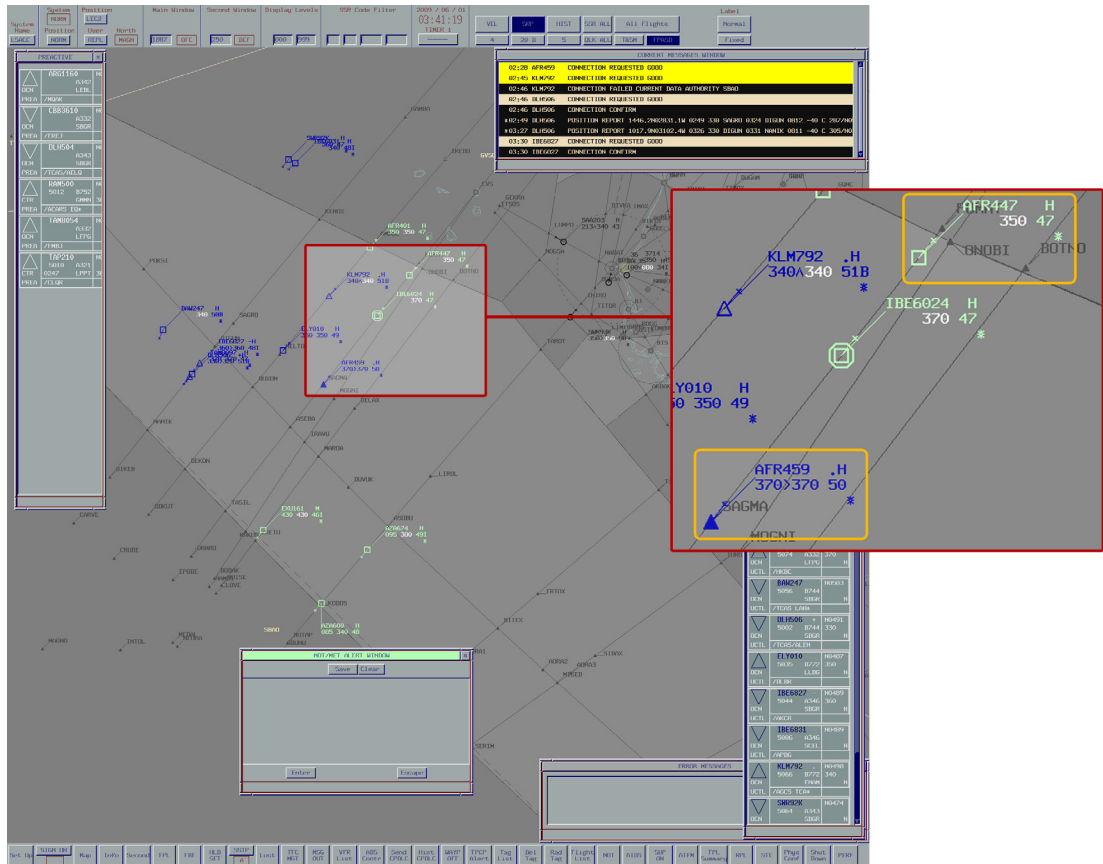


Figure 15 : représentation du trafic aérien par le système Eurocat

A la suite de la coordination du vol AF 447 avec le contrôleur d'ATLANTICO et en l'absence du plan de vol dans le système Eurocat, le contrôleur de DAKAR OCÉANIQUE y a créé le plan de vol. En conséquence, la piste s'est matérialisée sur l'écran, et un strip a été émis.

Sur l'illustration le vol AF 447 apparaît comme un carré vert. Ce symbole représente un plan de vol (carré) accepté par le contrôleur (vert). Dans un cadre opérationnel, la notion de vol « accepté » signifie que le contrôleur prend la responsabilité du contrôle et de la surveillance de ce vol. L'acceptation du vol permet d'activer les fonctions de surveillance précédemment décrites.

Par comparaison, le vol AF 459 est représenté par un triangle bleu plein. Cela signifie que l'avion :

- est connecté ADS-C (triangle) ;
- émet sa position (triangle plein) ;
- n'est pas encore accepté par le contrôleur (bleu).

► Les raisons du rejet de la connexion du vol

Les deux premières tentatives de connexion sont rejetées en raison de l'absence du plan de vol de l'AF 447 dans le système Eurocat. Après la coordination entre les contrôleurs, la troisième tentative est rejetée car le plan de vol ne comporte pas l'immatriculation complète du vol AF 447.

1.9.3 Coordination entre les centres de contrôle

A 1 h 46, le contrôleur de DAKAR demande au contrôleur d'ATLANTICO un complément d'information sur le vol AF 447 car il n'a pas de plan de vol. Le contrôleur d'ATLANTICO lui fournit les éléments suivants : A332, de SBGL à LFPG, SELCAL : CPHQ.

Le CCR DAKAR OCEANIQUE crée le plan de vol et l'active. Cela a pour effet de générer un vol fictif selon la trajectoire prévue dans la FIR de DAKAR entre TASIL et POMAT. Il n'y a aucun contact radio entre l'AF 447 et DAKAR, ni de connexion ADS-C. Le vol reste fictif.

A 2 h 47 min 00, le contrôleur de DAKAR coordonne par téléphone le vol AF 447 avec le contrôleur de SAL (Cap Vert) avec les informations suivantes : passage au point POMAT (sortie FIR Dakar) estimé à 3 h 45, FL350, Mach 0,82.

A 2 h 48 min 07, le contrôleur de DAKAR précise au contrôleur de SAL que le vol AF 447 n'a pas encore établi de contact avec lui.

A 3 h 54 min 30, le contrôleur de SAL appelle par téléphone le contrôleur de DAKAR pour lui demander de confirmer l'heure estimée de passage sur le point POMAT. Ce dernier lui confirme que POMAT est estimé à 3 h 45. Le contrôleur de DAKAR précise que l'équipage de l'AF 447 ne l'a pas contacté pour corriger son estimée. Le contrôleur de SAL répond que l'estimée est probablement plus tard. Il demande au contrôleur de DAKAR s'il y a un changement. Le contrôleur de DAKAR indique alors qu'il va essayer de contacter le vol AF 447.

A 4 h 07 min 04, le contrôleur de SAL demande confirmation de l'estimée du vol AF 447. Le contrôleur de DAKAR lui confirme à nouveau que POMAT était estimé à 3 h 45. Le contrôleur de SAL lui fait remarquer qu'il est 4 h 08 et que l'estimée n'est pas correcte. Le contrôleur de DAKAR rappelle que le contact n'était pas établi avec le vol AF 447. Le contrôleur de SAL précise qu'il a identifié le vol AF 459 sur son radar alors que son estimée est postérieure à celle du vol AF 447. Le contrôleur de SAL indique qu'il pense que l'estimée de POMAT est plus tard, à 4 h 29 ou 4 h 30. Le contrôleur de DAKAR indique au contrôleur de SAL qu'il le rappelle.

A 4 h 11 min 53, le contrôleur de DAKAR demande au vol AF 459 de contacter le vol AF 447.

A 4 h 20 min 27, l'équipage de l'AF 459 informe le contrôleur de DAKAR qu'il passe le point POMAT au FL370. Il n'a pas réussi à joindre le vol AF 447 et indique qu'il a envoyé un message à Air France pour que la compagnie aérienne tente de joindre l'AF 447.

A 4 h 21 min 52, le contrôleur de DAKAR demande au contrôleur d'ATLANTICO de lui confirmer que l'AF 447 a passé TASIL à 2 h 20 au FL350. Le contrôleur d'ATLANTICO confirme que TASIL était estimé à 2 h 20 mais qu'il n'y a pas eu de contact.

A 4 h 37 min 07, le contrôleur de DAKAR demande au contrôleur de SAL s'il n'a toujours pas de contact avec le vol AF 447 et lui indique que selon le contrôleur d'ATLANTICO le vol devrait avoir quitté la FIR à 2 h 20 et par conséquent l'estimée de POMAT devrait être 3 h 45.

A 4 h 39 min 42, le contrôleur de DAKAR demande confirmation au contrôleur d'ATLANTICO qu'il n'a pas eu de contact avec le vol AF 447. Ce dernier répond qu'il n'a pas eu de contact à TASIL mais que le premier contact était à INTOL à 1 h 33. Le contrôleur de DAKAR précise au contrôleur d'ATLANTICO que SAL n'a pas établi le contact non plus. Le contrôleur d'ATLANTICO indique qu'il rappellera plus tard.

A 4 h 52 min 36, le contrôleur de DAKAR rappelle le contrôleur de SAL pour lui demander s'il a établi le contact. Il confirme les estimées aux limites de FIR et demande au contrôleur de SAL de le rappeler s'il établit un contact.

A 4 h 53 min 50, le contrôleur d'ATLANTICO rappelle le contrôleur de DAKAR. Il lui indique qu'il vérifie à nouveau les estimées et qu'il le rappelle.

A 5 h 01 min 34, le contrôleur de DAKAR demande au contrôleur de CANARIAS s'il est en contact avec l'AF 447. Ce dernier répond qu'il n'a pas d'informations.

A 5 h 06 min 17, le contrôleur de SAL demande au contrôleur de DAKAR s'il a un report de position de l'AF 447 à la frontière avec la FIR ATLANTICO. Ce dernier répond par la négative.

A 5 h 09 min 15, le contrôleur d'ATLANTICO demande au contrôleur de DAKAR s'il a des nouvelles de l'AF 447. Le contrôleur de DAKAR répond par la négative puis le contrôleur d'ATLANTICO demande confirmation que le vol est désormais dans la FIR de SAL. Il confirme également que SAL n'a pas établi de contact avec l'AF 447.

A 6 h 05 m 13, le contrôleur d'ATLANTICO demande au contrôleur de DAKAR si l'AF 447 a établi le contact avec SAL. Le contrôleur de DAKAR lui répond que non.

La suite des échanges entre les centres de contrôle est décrite au paragraphe 1.15.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Les aérodromes d'appui retenus pour ce vol ETOPS 120 minutes étaient : Natal (Brésil) et Sal Amilcar (Cap Vert).

1.11 Enregistreurs de bord

L'avion était équipé de deux enregistreurs de vol conformément à la réglementation en vigueur :

➤ Enregistreur de paramètres (FDR)

- constructeur : Honeywell ;
- modèle : 4700 ;
- numéro de type : 980-4700-042 (source Air France, châssis non retrouvé) ;
- numéro de série : 11469 (source Air France, châssis non retrouvé) ;
- numéro de type du CSMU : 617-6096-014 ;
- numéro de série du CSMU : 14272.

Il s'agit d'un enregistreur statique (SSFDR) d'une capacité d'enregistrement d'au moins vingt-cinq heures. Le document de décodage, fourni pour cet avion, renseigne environ 1 300 paramètres.

➤ **Enregistreur phonique (CVR)**

- ❑ constructeur : Honeywell ;
- ❑ modèle : 6022 ;
- ❑ numéro de type : 980-6022-001 ;
- ❑ numéro de série : 12768 ;
- ❑ numéro de type du CSMU : 617-6096-006 ;
- ❑ numéro de série du CSMU : 32812.

Il s'agit d'un enregistreur statique (SSCVR) d'une capacité d'enregistrement d'au moins deux heures en qualité standard et trente minutes en haute qualité.

Les deux enregistreurs étaient règlementairement équipés de balises de localisation sub-aquatiques (ULB) dont la durée d'émission est d'au moins trente jours, sur la fréquence de 37,5 kHz.

Note : le constructeur des balises a précisé que leur durée d'émission était de l'ordre de quarante jours.

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

Les deux enregistreurs de vol sont arrivés au BEA le 12 mai 2011.

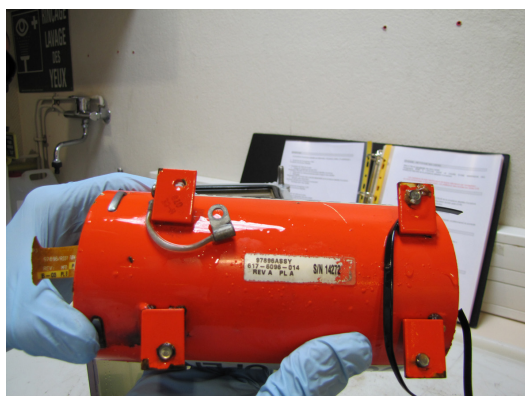


Figure 16 : FDR



Figure 17 : CVR

Seul le boîtier protégé (CSMU ou module mémoire) du FDR était présent. Le CVR était entier.

➤ **Enregistreur de paramètres - FDR**

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

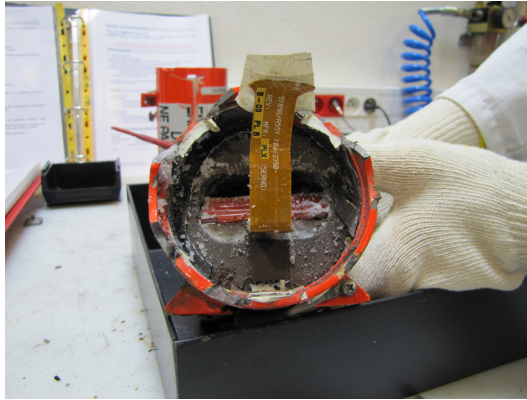


Figure 18 : CSMU du FDR après retrait du capot supérieur



Figure 19 : carte mémoire du FDR

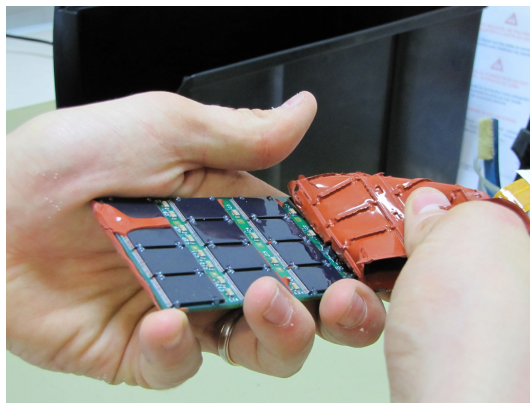


Figure 20 : pelage du revêtement de protection

La carte mémoire a été nettoyée. Les inspections visuelles n'ont révélé aucun dommage apparent sur la carte. Elle a été placée dans une étuve pendant 36 heures afin de retirer l'humidité présente à l'intérieur des composants et du circuit imprimé. Les mesures d'impédance effectuées ensuite sur le connecteur d'entrée étaient conformes aux mesures réalisées sur des cartes témoins.

La carte mémoire a ensuite été connectée au lecteur mémoire du BEA. Chaque composant mémoire a été adressé individuellement et lu dans son intégralité. L'analyse du contenu binaire a permis de vérifier la bonne communication avec les composants mémoire et la cohérence des données extraites de chaque composant mémoire.

La carte mémoire a alors été connectée au châssis de l'enregistreur du BEA, et les données ont été extraites avec l'équipement officiel du constructeur. Elles ont été synchronisées et le vol de l'événement a été identifié.

➤ **Enregistreur de conversations - CVR**

Le CSMU a été désolidarisé de son châssis puis ouvert. Comme pour le FDR, les différentes couches de protection thermique ont été retirées, la double carte mémoire⁽⁶⁾ extraite, puis le revêtement de protection retiré par pelage.

⁽⁶⁾Le support des données du CVR est constitué de deux cartes mémoire reliées entre elles.



Figure 21 : ouverture du CSMU du CVR



Figure 22 : cartes mémoire du CVR après retrait des protections thermiques



Figure 23 : cartes mémoire du CVR avant nettoyage

Les cartes ont été visuellement examinées et des dommages ont pu être constatés : un condensateur et une résistance étaient fissurés sur l'une des cartes ; deux composants de type décodeur étaient endommagés sur l'autre carte.

Les cartes ont été placées dans une étuve pendant 42 heures. Les composants endommagés ont été débrasés et remplacés. Les mesures d'impédance effectuées ensuite sur le connecteur d'entrée étaient conformes aux mesures réalisées sur des cartes témoins.

Les cartes mémoire ont alors été connectées séparément au lecteur mémoire du BEA. Quelques composants mémoire préalablement sélectionnés ont été adressés et lus dans leur intégralité. La cohérence du contenu binaire de chaque mémoire a ensuite pu être vérifiée à l'aide des moyens du constructeur. Les cartes ont alors été connectées au châssis de l'enregistreur du BEA et les données ont été extraites et décompressées avec l'équipement officiel du constructeur.

Les pistes suivantes étaient enregistrées :

- piste 1 comprenant les communications radio et le signal des microphones du pilote en place gauche ;
- piste 2 comprenant les communications radio et le signal des microphones du pilote en place droite ;
- piste 3 comprenant les communications radio, le signal du microphone à bouche du troisième homme (place arrière), et le signal FSK ;
- piste comprenant les 3 premières pistes mixées ;
- piste CAM comprenant le signal du microphone d'ambiance.

L'exploitation des 5 fichiers audio déchargés a permis de mettre en évidence que l'événement ne se trouvait pas à la fin de l'enregistrement des 5 pistes et que leur durée était inférieure de plusieurs dizaines de secondes aux valeurs attendues.

La synchronisation des différentes voies a montré qu'une partie des données était manquante. Par ailleurs, l'exploitation du contenu binaire de la mémoire EEPROM confirme l'incohérence des pointeurs⁽⁷⁾ utilisés par le moyen de lecture du constructeur pour débiter et terminer le déchargement des données.

La méthode retenue par la suite pour récupérer l'intégralité des données enregistrées a consisté à lire le contenu binaire de chaque composant mémoire à l'aide du lecteur mémoire du BEA. L'exploitation du contenu binaire des composants mémoire a permis de déterminer la valeur des différents pointeurs à utiliser afin de reconstruire le fichier de manière chronologique. La reconstruction des fichiers compressés au format constructeur a été effectuée à l'aide d'un logiciel développé par le BEA à partir des informations fournies par le constructeur. Les fichiers ont ensuite été décompressés avec l'équipement officiel du constructeur.

Les 5 pistes audio alors obtenues étaient synchronisées et d'une durée conforme aux valeurs attendues : plus de 30 minutes pour les pistes 1 à 3 et plus de deux heures pour les pistes 4 et 5.

⁽⁷⁾Information indiquant la position d'une donnée dans un fichier binaire.

1.11.2 Exploitation des données des enregistreurs de vol

➤ Synchronisation des enregistreurs

La synchronisation des enregistreurs a été faite en utilisant les différentes alarmes se déclenchant au cours du vol, en particulier l'alarme de décrochage. Le nombre d'alarmes a permis de synchroniser les enregistreurs avec une précision de l'ordre de 100 ms.

Une transcription du CVR figure en annexe 1 et une chronologie des événements FDR en annexe 2. Des courbes de paramètres sont également présentes en annexe 3.

➤ Exploitation du CVR

L'enregistrement audio du CVR débute à 0 h 09 min 15 et cesse à 2 h 14 min 28,4.

On peut noter en particulier les éléments suivants :

- un signal d'appel retentit en poste de repos (*flight rest*) à 1 h 56 min 06 ;
- le pilote de relève rentre dans le cockpit à 1 h 59 min 26 ;
- le commandant de bord quitte le poste de pilotage à 2 h 01 min 58, et la porte est fermée ;
- l'alarme de désengagement du pilote automatique (*cavalry-charge*) est entendue à 2 h 10 min 04,6 ;
- un premier signal d'appel PNC ou poste repos (*high-low chime*) est perçu à 2 h 10 min 53,5 ;
- des bruits de vibrations sont perçus dans le cockpit à partir de 2 h 10 min 54 et jusqu'à 2 h 12 min 57 ;
- cinq signaux d'appel sont émis vers le poste repos entre 2 h 11 min 09,8 et 2 h 11 min 27 ;
- le commandant de bord rejoint le cockpit à 2 h 11 min 42,5.

L'analyse des bruits perçus en poste de pilotage a permis de mettre en évidence un mouvement du siège gauche après l'installation de l'OPL de renfort, de même durée (deux secondes) qu'un mouvement entendu avant que le commandant de bord quitte le siège.

➤ Conduite du vol et navigation

L'avion décolle de Rio de Janeiro à 22 h 29, le 31 mai. Le pilote automatique 2 est engagé vers 22 h 33. L'avion monte progressivement vers le niveau de vol 350, atteint vers 23 h 00.

Le vol est effectué sur la route prévue en modes ALT CRZ / NAV.

➤ Turbulences

L'analyse du facteur de charge normal enregistré montre la présence de zones de turbulences légères. La synthèse de cette analyse figure dans le tableau ci-dessous. Les valeurs de variations d'accélération normale correspondent à l'écart entre les valeurs maximales et minimales sur la zone.

Note : au sens OACI, de la turbulence légère est remarquée par des variations du facteur de charge normal au centre de gravité d'amplitude inférieure à 0,5 g.

Début	Fin	Durée	Intensité (en g crête à crête)
22:30	23:45	1h15	$\leq 0,2$
23:45	1:02	1h17	calme
1:02	1:32	30 min	$\leq 0,15$ <u>càc</u>
1:32	1:36	4 min	0,2 <u>càc</u>
1:36	1:45	9 min	$\leq 0,1$ <u>càc</u>
1:45	1:48	3 min	0,2 <u>càc</u>
1:48	1:52	4 min	0,3 – 0,4 <u>càc</u>
1:52	2:02	10 min	$\leq 0,15$ <u>càc</u>
2:02	2:07	5 min	Augmente de 0,1 à 0,25 <u>càc</u>
2:07	2:10	3 min	maximum 0,5 <u>càc</u>

Figure 24 : niveaux de turbulence observés au cours du vol

► Paramètres de vitesse

La vitesse conventionnelle enregistrée est celle affichée sur le PFD de gauche. Si elle est invalide (vitesse inférieure à 30 kt et drapeau SPD affiché sur le bandeau de vitesse), la vitesse enregistrée est alors celle affichée sur le PFD de droite. Ce changement de la source du paramètre enregistré n'est pas explicite. Si les deux vitesses sont invalides, le drapeau SPD est affiché de chaque côté et la vitesse enregistrée est alors également invalide avec un statut NCD. Elle varie alors selon un schéma précis.

Note : la vitesse affichée sur le PFD gauche est généralement celle de l'ADR 1, mais cela peut également être celle de l'ADR 3, par action sur le sélecteur « AIR DATA » situé sur la console centrale.

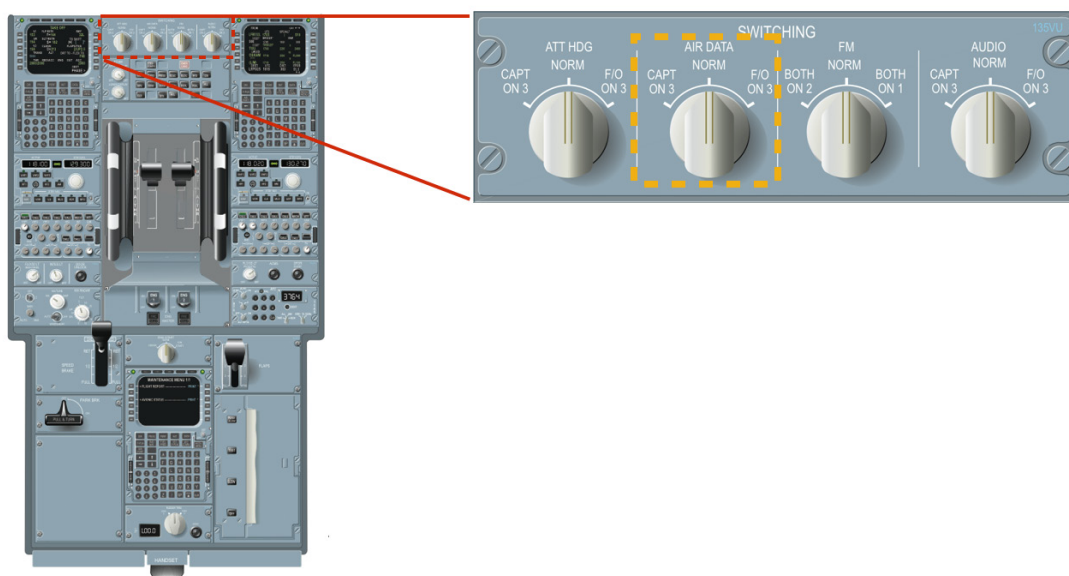


Figure 25 : position et détail du sélecteur « AIR DATA »

La vitesse affichée sur l'ISIS est aussi enregistrée par le FDR. Celle-ci est comparable avec la vitesse conventionnelle issue de l'ADR 3, car l'ADR 3 et l'ISIS utilisent les mêmes capteurs externes (voir paragraphe 1.6.6.1). Elle est toujours considérée valide, même sous 30 kt, à condition que la pression dynamique (totale moins statique) ne soit pas

inférieure à un certain seuil. Si ce seuil est dépassé, le drapeau SPD est affichée sur le bandeau de vitesse de l'ISIS, la vitesse est invalide avec un statut FW (*failure warning*) et un message est envoyé au CMC.

Note : entre 0 et 30 kt, la valeur minimale de 30 kt est affichée sur le bandeau de vitesse de l'ISIS.

Le Mach de l'ADR qui alimente le PFD côté gauche est également enregistré. Il n'est affiché sur le PFD que lorsqu'il est supérieur à 0,5.

➤ **Paramètres ISIS**

En plus de la vitesse, les paramètres inertiels et l'altitude affichés par l'ISIS sont enregistrés. Il est à noter que l'ISIS possède sa propre centrale inertielle, alors que les capteurs aérodynamiques externes sont ceux qui alimentent également l'ADR 3.

➤ **Alarmes**

Les déclenchements des alarmes auditives (alerte d'altitude et alarme de décrochage) ont pu être corrélés aux paramètres enregistrés (voir aussi 1.16.3.2) et montrent un fonctionnement nominal.

➤ **Paramètres liés aux directeurs de vol**

Les paramètres enregistrés ne reflètent pas l'état des boutons poussoirs de sélection des directeurs de vol 1 et 2 sur le FCU, mais l'état d'affichage des barres de tendance des directeurs de vol respectifs. L'évolution de ces paramètres en fonction du temps montre plusieurs changements d'état qui, compte tenu de leur simultanéité, indiquent que les directeurs de vol n'ont jamais été désengagés par appui sur les boutons poussoirs. Ainsi, on constate que les barres de tendance des directeurs de vol ont disparu et réapparu plusieurs fois pendant le vol.

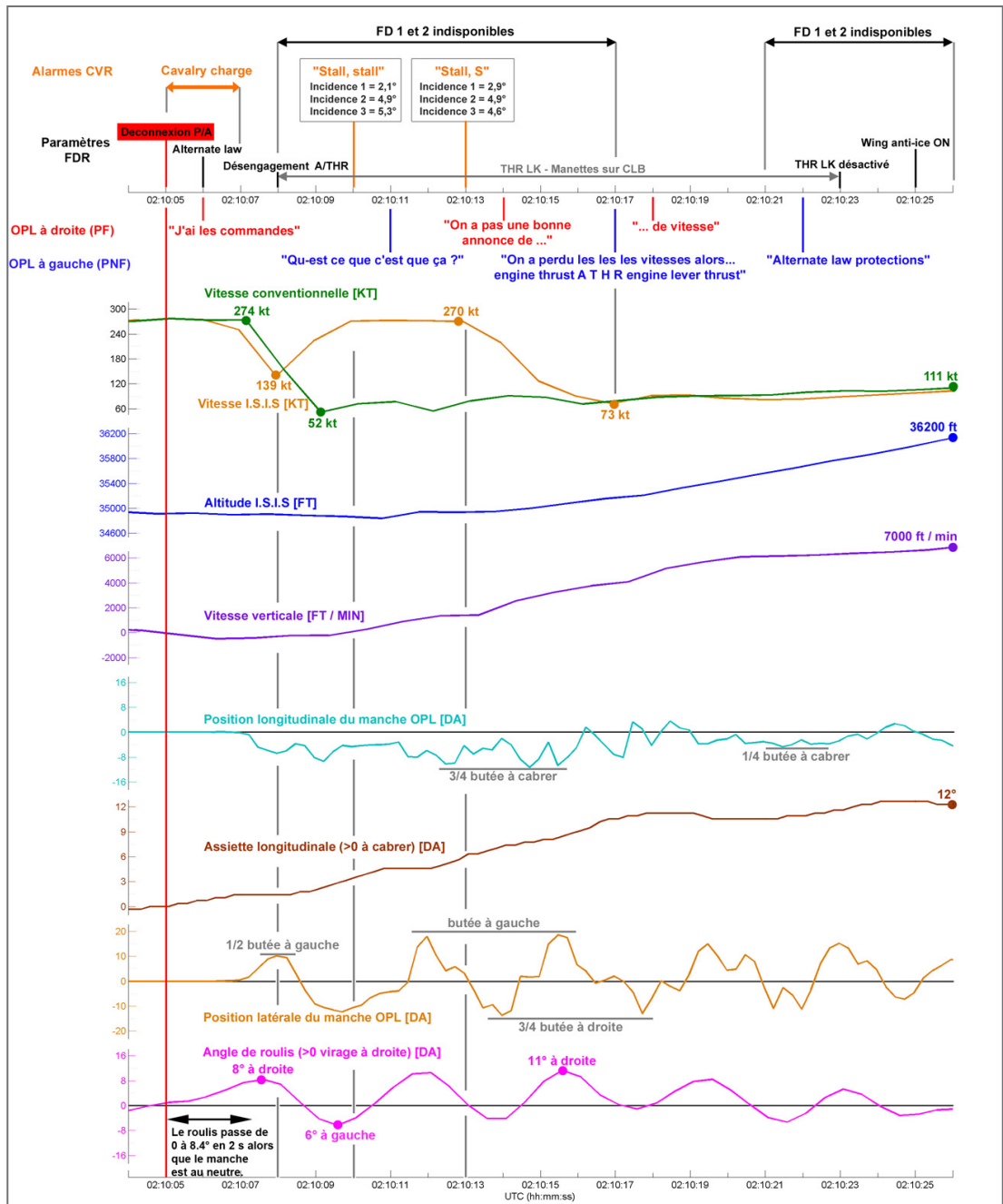


Figure 26 : paramètres de 2 h 10 min 04 à 2 h 10 min 26

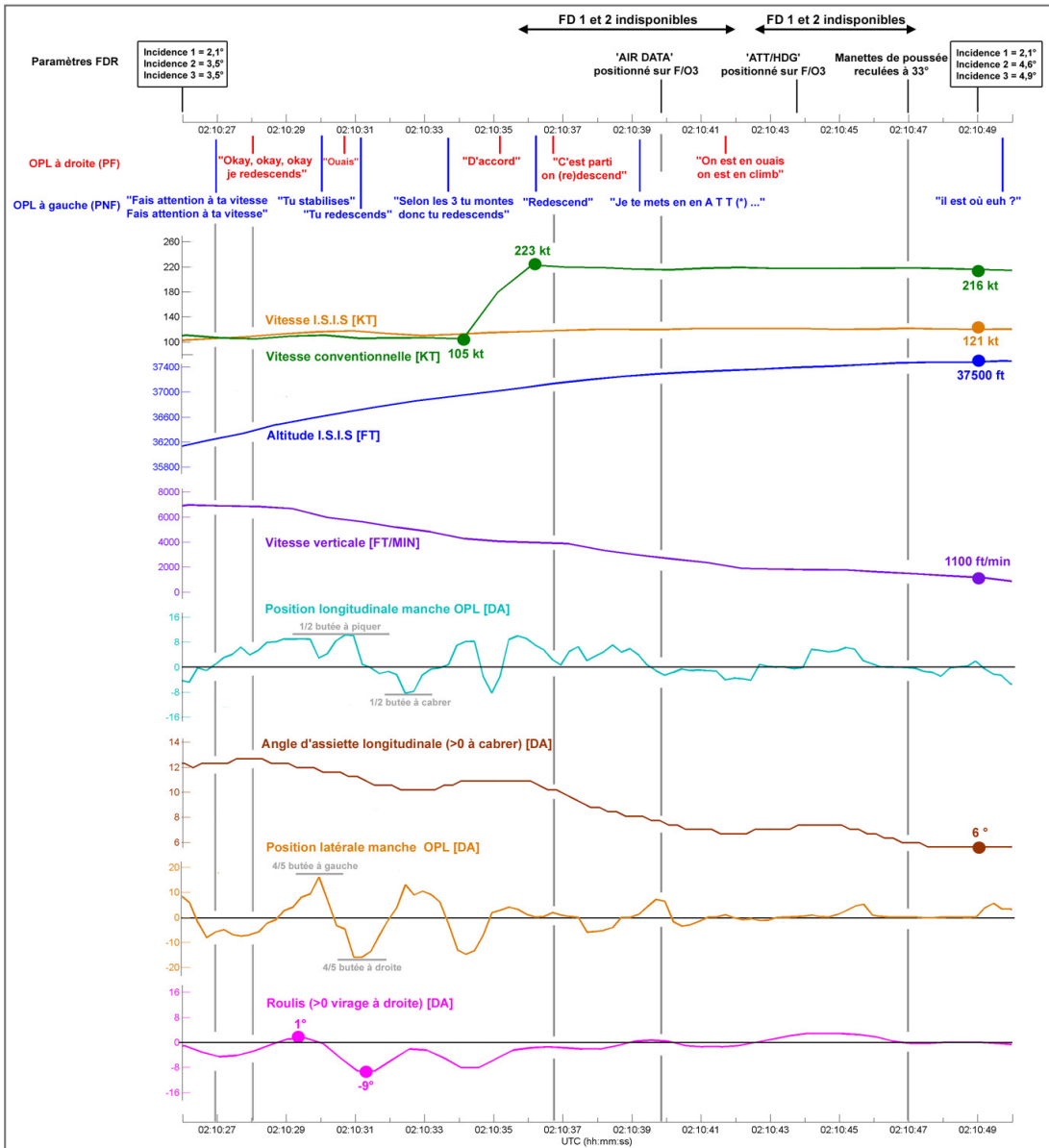


Figure 27 : paramètres de 2 h 10 min 26 à 2 h 10 min 50

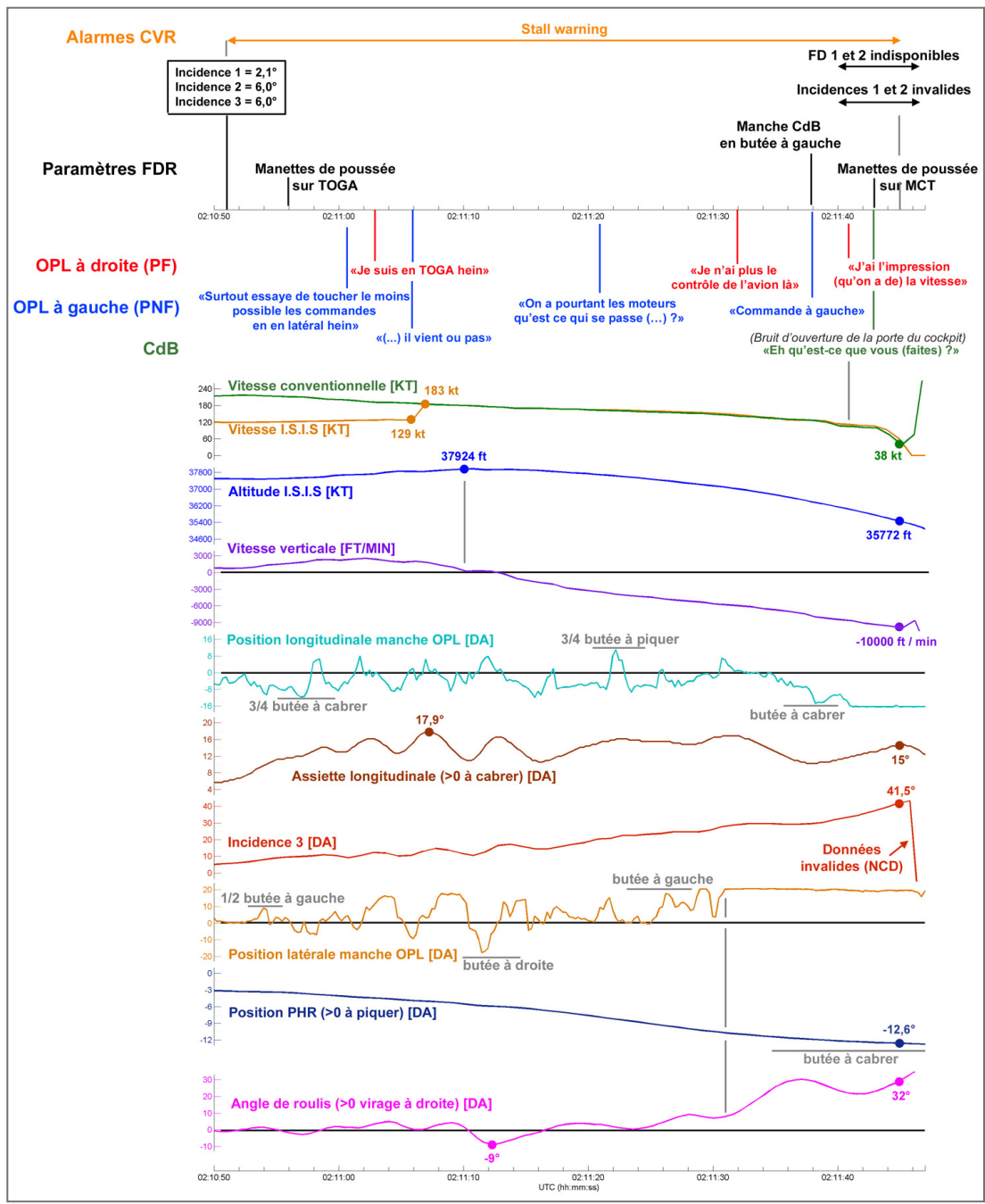


Figure 28 : paramètres de 2 h 10 min 50 à 2 h 11 min 46

1.11.3 Exploitation des calculateurs

Lors des opérations de recherche en mer qui se sont déroulées en 2011 et qui ont abouti à la localisation de l'épave et à la récupération des enregistreurs de vol, différents calculateurs ont pu être relevés et identifiés. Les calculateurs ISIS, FCDC, eQAR et FMGEC ont été examinés.

➤ ISIS

Ce calculateur a été ouvert et les composants mémoire contenant les messages de pannes ont été extraits puis lus à l'aide des moyens du laboratoire du BEA. Le décodage des données a été réalisé en coopération avec le constructeur de l'équipement.

Les données récupérées concernent uniquement les deux dernières minutes de vol et chaque message de pannes enregistré indique une incohérence dans la mesure de la différence entre la pression totale et la pression statique. Ces messages ont pu être corrélés avec les données du FDR et correspondent aux périodes d'invalidité de l'information de vitesse fournie par l'ISIS.

➤ FMGEC 1 et 2

Les deux calculateurs ont été examinés et les données des différents composants mémoire ont été lues. Les messages de pannes enregistrées par chacune des fonctions des deux FMGEC ont pu être décodés et analysés. Ils n'étaient pas précisément datés et il a fallu les corrélés avec les données du CVR et du FDR afin d'affiner leur datation.

L'analyse des messages permet notamment de déterminer la validité, vu par le FMGEC, de certains calculateurs, en particulier les modules ADR et IR de chacun des ADIRU.

Ainsi, lorsque les sondes Pitot givrent ou dégivrent, les vitesses air calculées par chaque ADR puis les vitesses verticales baro-inertielles (V_{zbi}) calculées par chaque IR peuvent devenir incohérentes entre elles. L'information de validité des modules ADR et IR permet d'aider à la détermination de l'état des différentes sondes Pitot, d'expliquer l'indisponibilité des directeurs de vol et d'aider à la détermination des paramètres affichés sur le PFD côté droit.

➤ eQAR

Ce calculateur est un enregistreur de paramètres non protégé destiné à l'analyse des vols par l'exploitant. Les données sont enregistrées sur un disque magnéto-optique qui a été extrait du calculateur. L'endommagement du disque était si important que les moyens classiques de lecture n'ont pas été utilisés. Il a alors été examiné en collaboration avec le laboratoire de physique des solides de l'Université Paris-sud et en coopération avec le constructeur de l'équipement.

Les zones exploitables ont été identifiées. La seule zone susceptible de contenir des données du vol a été analysée. Elle correspondait à une seconde d'information répétée toutes les 100 secondes. Ainsi, très peu d'informations étaient récupérables et ne permettaient pas de compléter les éléments récupérés par ailleurs. L'examen a donc été arrêté suite à cette étude de faisabilité.

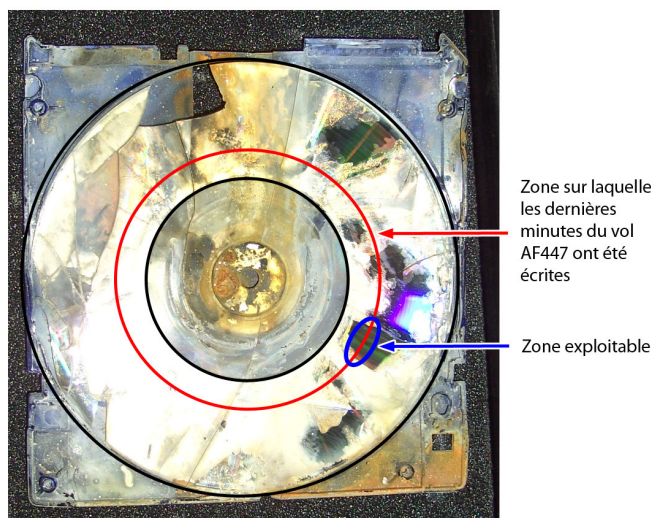


Figure 29 : disque optique avec localisation des zones exploitables

► FCDC

Les deux calculateurs ont été examinés. Les composants à mémoire contenant les données étaient endommagés. L'un des composants était décapsulé et l'autre présentait des courts-circuits internes. Les travaux n'ont pas été poursuivis.

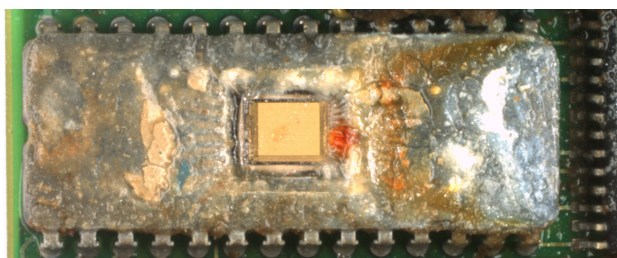


Figure 30 : composant mémoire d'un des FCDC

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Localisation des débris flottants de l'avion et du site de l'épave

Les marines française et brésilienne ont retrouvé des débris appartenant à l'avion à partir du 6 juin 2009. Tous ces débris ont été référencés dans une base de données qui comporte environ 1 000 éléments de l'avion.

La quasi-totalité des débris de l'avion a été identifiée et classée par types comprenant notamment les éléments suivants : cabine, soute, voilure, ventre mou, module de repos en soute. Ces informations sont venues compléter les positions, dates et heures de récupération qui avaient été référencées auparavant.

Les éléments retrouvés sont pour la plupart des éléments à faible densité à base de structure en nid d'abeille ou composites.

Ils ont été identifiés :

- soit directement avec le numéro de la pièce quand il était identifiable ;
- soit indirectement par analyse des formes, matériaux, couleurs de revêtement et documentation du constructeur quand le numéro de pièce n'était pas disponible.

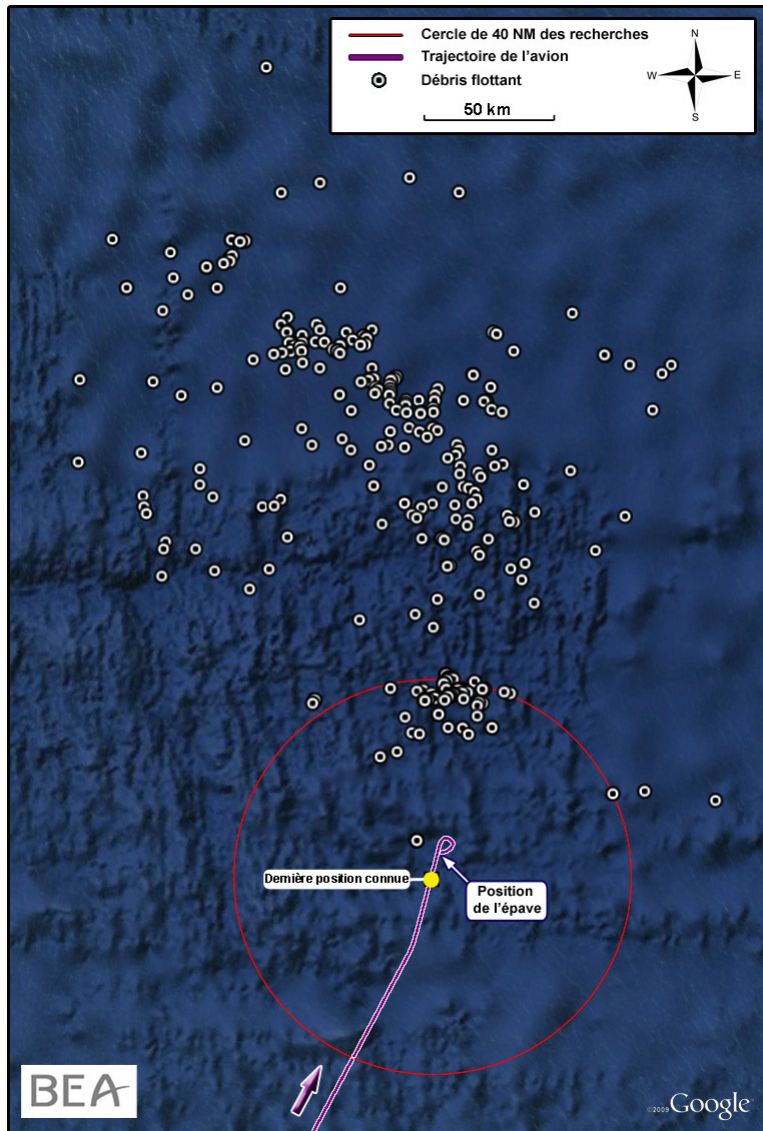


Figure 31 : ensemble des débris flottants (retrouvés entre le 6 juin et le 26 juin), dernière position connue et site de l'épave

L'épave a été localisée le 2 avril 2011 au cours de la quatrième phase de recherches.

Le site de l'accident se situe à l'est de la dorsale médio-atlantique, dans une région dont le relief est accidenté et dont les fonds présentent sur des faibles distances de fortes variations de profondeur, entre 700 mètres et 4 300 mètres.

L'épave de l'avion a été retrouvée à 6,5 NM sur le radial 019 de la dernière position connue, légèrement à gauche de la route prévue. Elle repose sur une plaine abyssale située à une profondeur de 3 900 mètres. Cette plaine, entourée de reliefs, composée de sédiments de nature argileuse, a une largeur d'environ 15 km et se situe à l'ouest de la trajectoire prévue par le plan de vol.

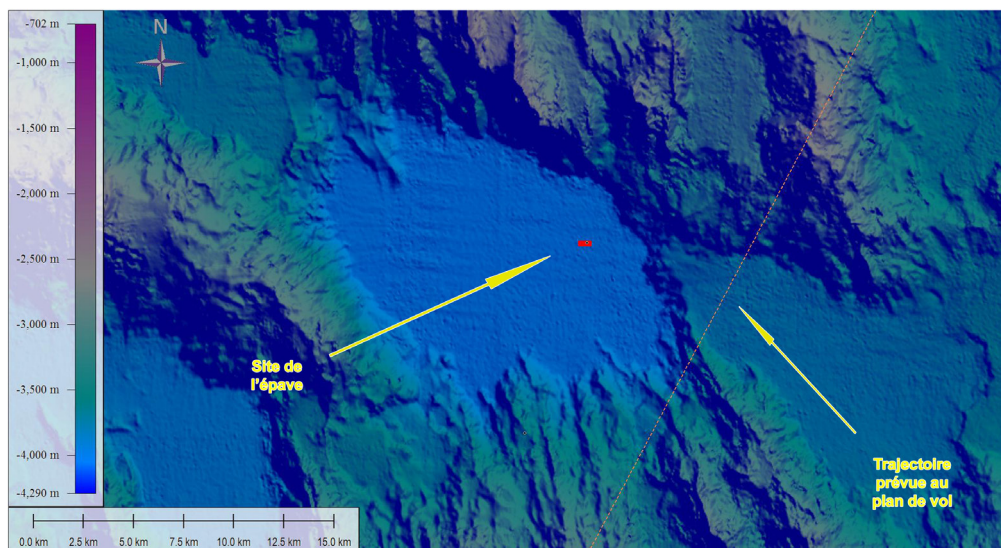


Figure 32 : localisation de l'épave

1.12.2 Travaux effectués sur les débris flottants

Au cours de l'année 2009, les débris flottants ont fait l'objet de travaux de repositionnement selon le plan de l'avion et d'examens visuels.

1.12.2.1 Repositionnement des débris selon le plan de l'avion

Tous les débris ont été regroupés dans un hangar du Centre d'Essais Aéronautiques de Toulouse, renommé DGA Techniques Aéronautiques en 2010. La plupart ont pu être positionnés précisément selon les plans de l'avion.

Ce repositionnement montre une répartition des débris :

- de l'extrémité avant (radôme) à l'extrémité arrière (dérive) de l'avion ;
- de la gauche à la droite de l'avion pour les éléments de la cabine ou de la voilure.

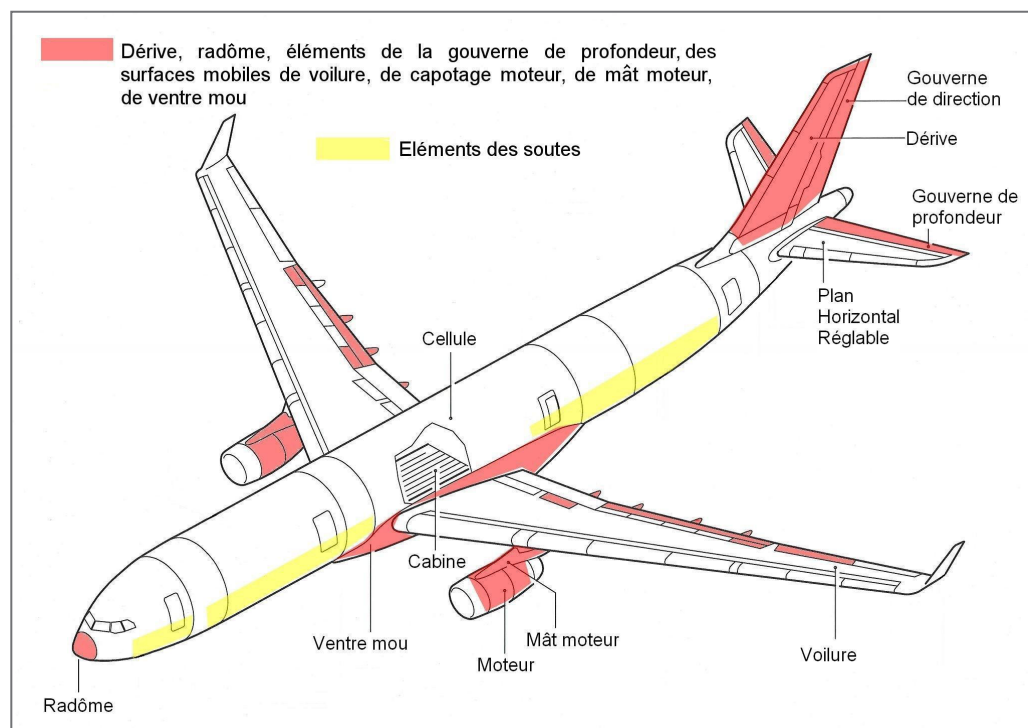


Figure 33 : positionnement sur avion des éléments de l'avion retrouvés (extérieurs et de soute)

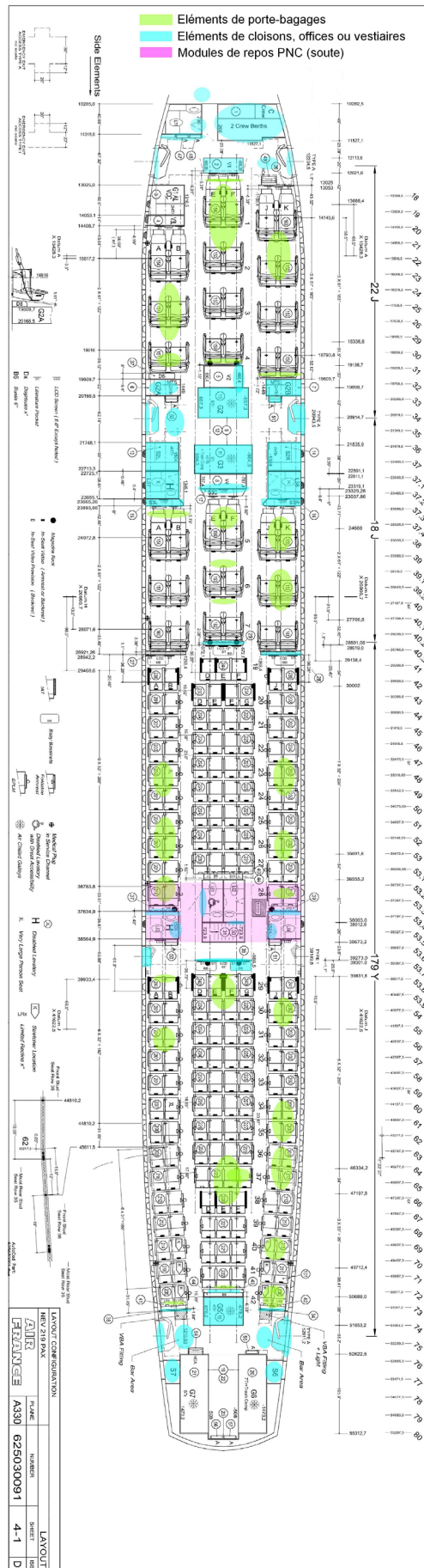


Figure 34 : positionnement des éléments retrouvés de la cabine sur le plan de l'avion

1.12.2.2 Examen visuel des éléments de la cabine

Un fort taux de compression verticale est observé sur les éléments de la cabine tels que les offices, les vestiaires, les cloisons et les portes de toilettes. Cette compression verticale est observée à l'avant comme à l'arrière de l'avion, et du côté droit comme du côté gauche.

Les ferrures de fixation des porte-bagages présentent des déformations consécutives à la compression verticale et à un déplacement des porte-bagages vers l'avant.

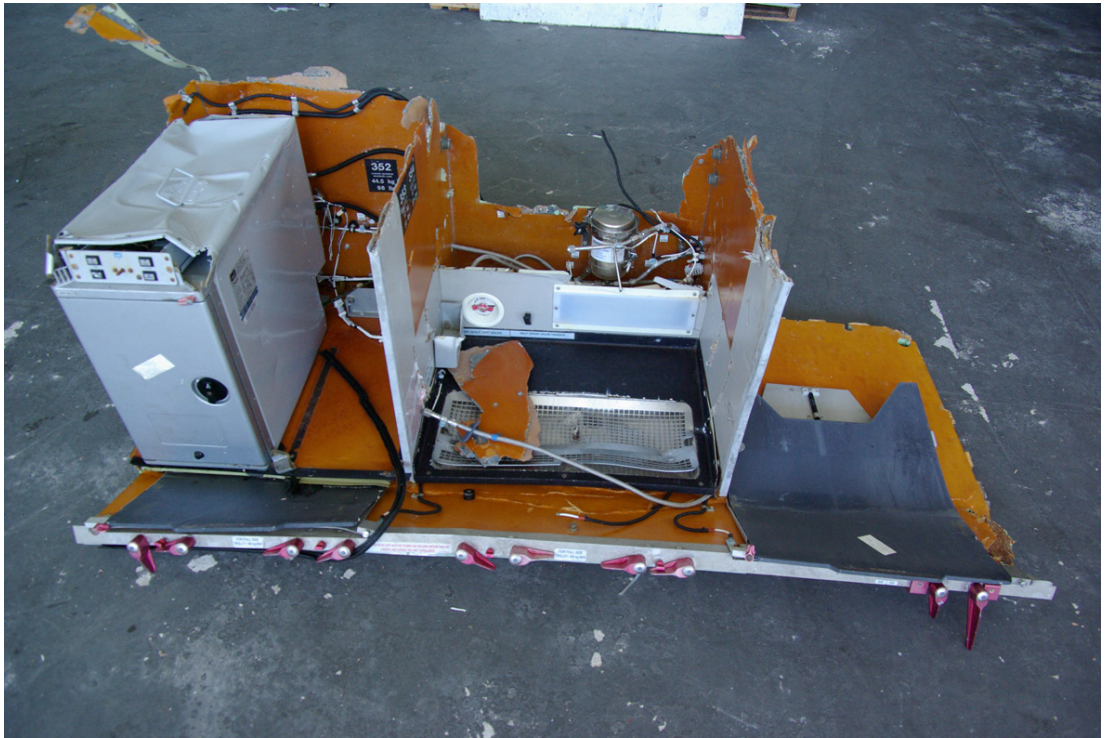


Figure 35 : partie de l'office G3 : déformation vers le bas au niveau des éléments lourds de l'office

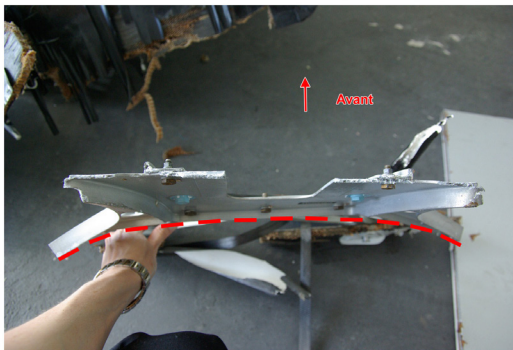


Figure 36 : ferrure de porte-bagages déformée vers l'avant de toilette (L54) déformés en flambage



Figure 37 : renforts métalliques d'une porte

1.12.2.3 Examen visuel des éléments de la soute

Les éléments extérieurs constitutifs du module de repos PNC ont tous été retrouvés.

Les fragments de parois sont froissés. La reconstitution du plafond montre un fléchissement vers le bas, celle du plancher un fléchissement vers le haut.

Ces déformations sont symétriques droite/gauche par rapport à l'axe de l'avion.



Figure 38 : plancher du module de repos PNC :
déformation du bas vers le haut



Figure 39 : plafond du module de repos PNC :
déformation du haut vers le bas

1.12.2.4 Examen visuel des containers à oxygène passagers

Les containers à oxygène passagers sont tous de même type et comportent deux, trois ou quatre masques à oxygène selon leur position dans l'avion.

Vingt-neuf containers ont été retrouvés parmi les débris.

Les déformations observées sur trois d'entre eux montrent qu'ils étaient en position fermée.

Note : le système d'alimentation en oxygène cabine est conçu pour déclencher l'ouverture simultanée de tous les containers en cas de dépressurisation. Un test fonctionnel a été réalisé sur le F-GZCP en juillet 2008 lors d'une visite de type C. Ce test n'a montré aucun dysfonctionnement.



Figure 40 : container à oxygène passager retrouvé fermé :
les déformations du couvercle et de la boîte sont concordantes

Lors d'une utilisation normale, l'oxygène est transmis au masque quand le passager libère la goupille de verrouillage du système en tirant sur le masque. Plusieurs goupilles sont retrouvées en place, fermant le circuit d'oxygène.

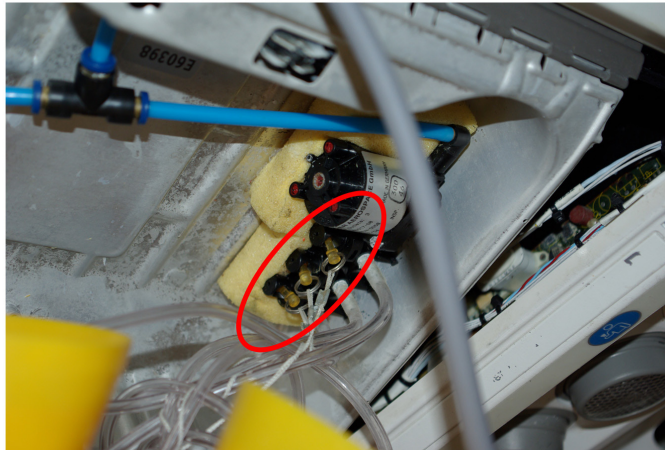


Figure 41 : container à oxygène passager retrouvé ouvert : les trois goupilles sont en place

Les masques à oxygène n'ont pas été libérés : il n'y a pas eu de dépressurisation en vol.

1.12.2.5 Examen visuel des éléments des surfaces mobiles de voilure et du plan horizontal réglable

Les éléments retrouvés sont :

- voilure gauche : morceaux de l'aileron interne, du bord de fuite du volet externe, des spoilers n° 1 et 6 ;
- voilure droite : morceaux de bord de fuite du volet externe, des spoilers n° 2 et 6 ;
- carénages de rails de volets n° 2, 3, 4 et 5 côté gauche, n° 2, 3 et 4 côté droit ;
- morceaux des gouvernes de profondeur gauche et droite.

L'examen visuel de ces éléments met en évidence des déformations et des ruptures sous des efforts du bas vers le haut.

Plusieurs morceaux de carénage de mécanisme de sortie des volets ont été retrouvés. Sur deux d'entre eux (positionnés au niveau du rail de volet n° 3), on trouve des marques faites à l'impact par le rail de sortie de volets. L'analyse de ces marques (examens morphologique et dimensionnel) et la comparaison avec un avion de même type (voir les deux photos ci-après) ont permis de déterminer que les volets étaient rentrés au moment de l'impact avec l'eau (mesure de la distance entre le rail et l'intrados du volet, position du chariot sur le rail).

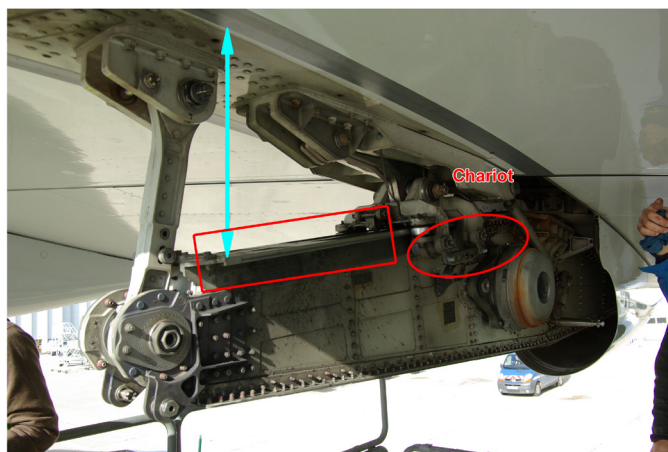


Figure 42 : mécanisme de sortie des volets (ou rail de volet) n° 3 en position rentrée

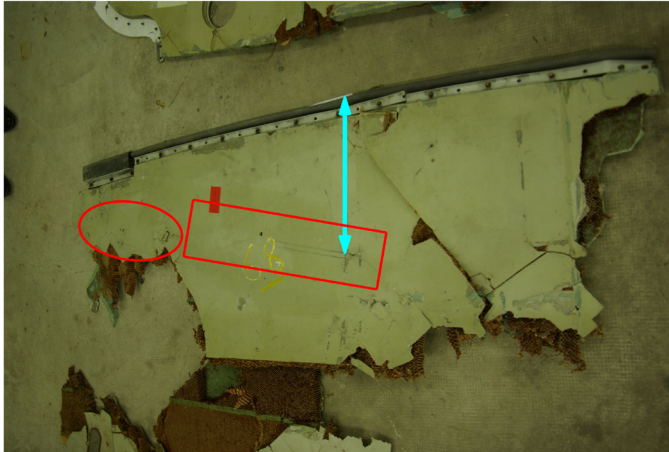


Figure 43 : morceau de carénage mobile du rail de volet n° 3 de la voilure gauche

1.12.2.6 Examen visuel de l'empennage vertical

1.12.2.6.1 Examen général de l'empennage vertical

L'empennage vertical s'est désolidarisé du fuselage en pied de dérive, au niveau des trois plans de fixations :

- ❑ le plan de fixation avant (chapes mâles et femelles) et la partie avant inférieure des panneaux latéraux (renforts de reprise des chapes) sont manquants ;
- ❑ les plans de fixations central et arrière sont présents : chapes mâles et femelles et éléments des cadres du fuselage.

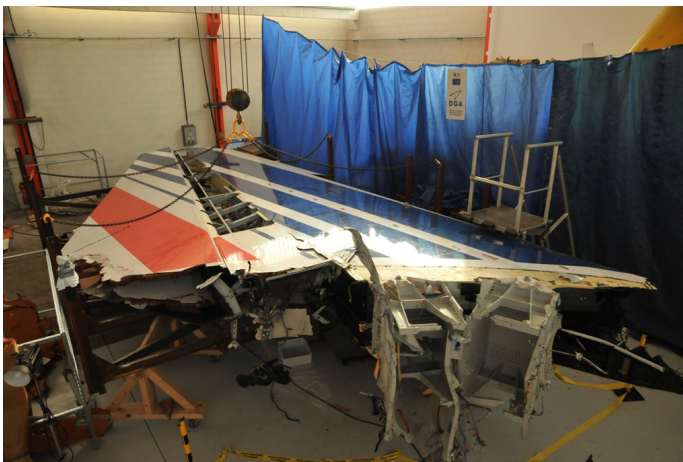


Figure 44 : dérive - Au premier plan, le pied de dérive avec les plans de fixation central et arrière

L'avant de la dérive fait apparaître des endommagements symétriques en compression :

- ❑ rupture des extrémités avant et inférieures des panneaux latéraux ;
- ❑ fissuration longitudinale du renfort du bord d'attaque ;
- ❑ support de l'antenne HF (fixé sur le longeron avant) : rupture de la partie basse, froissement indiquant des efforts de compression du bas vers le haut.

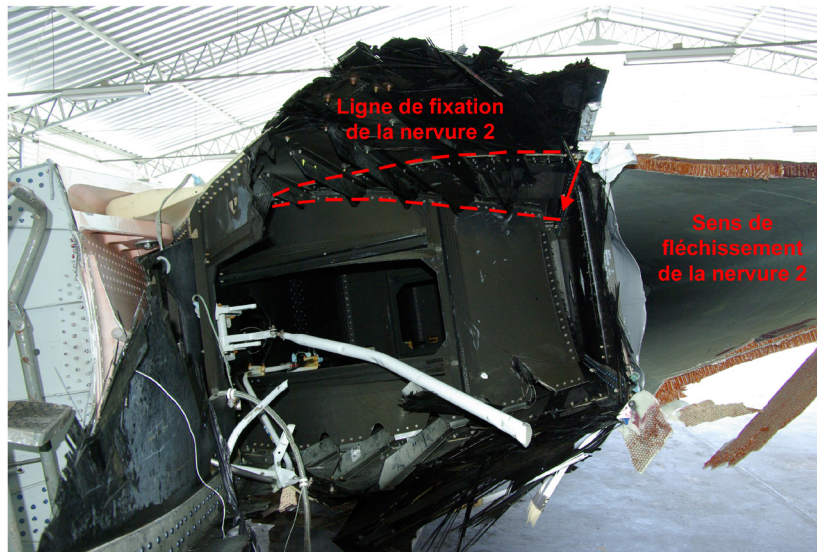


Figure 45 : nervure 2 fléchie vers le haut consécutivement à des efforts de compression du bas vers le haut

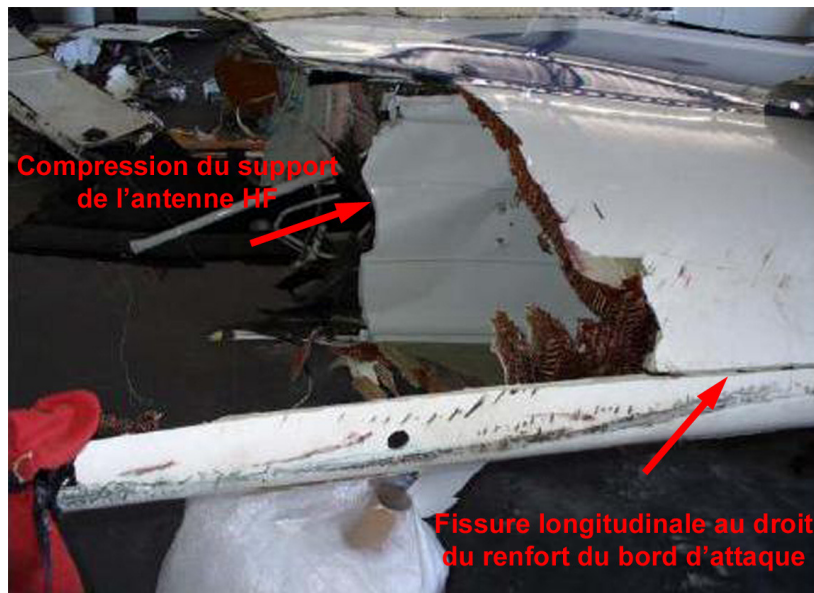


Figure 46 : support de l'antenne HF

1.12.2.6.2 Examen des liaisons dérive – gouverne de direction

Le bras de reprise des efforts verticaux dans l'axe d'articulation de la gouverne de direction (ou bras 36G) est rompu au niveau de la chape double de liaison côté gouverne de direction.

Ce bras est dimensionné par calcul pour résister à un effort maximal d'environ 120 000 N, correspondant à une accélération relative de 36G de la gouverne de direction par rapport à la dérive.

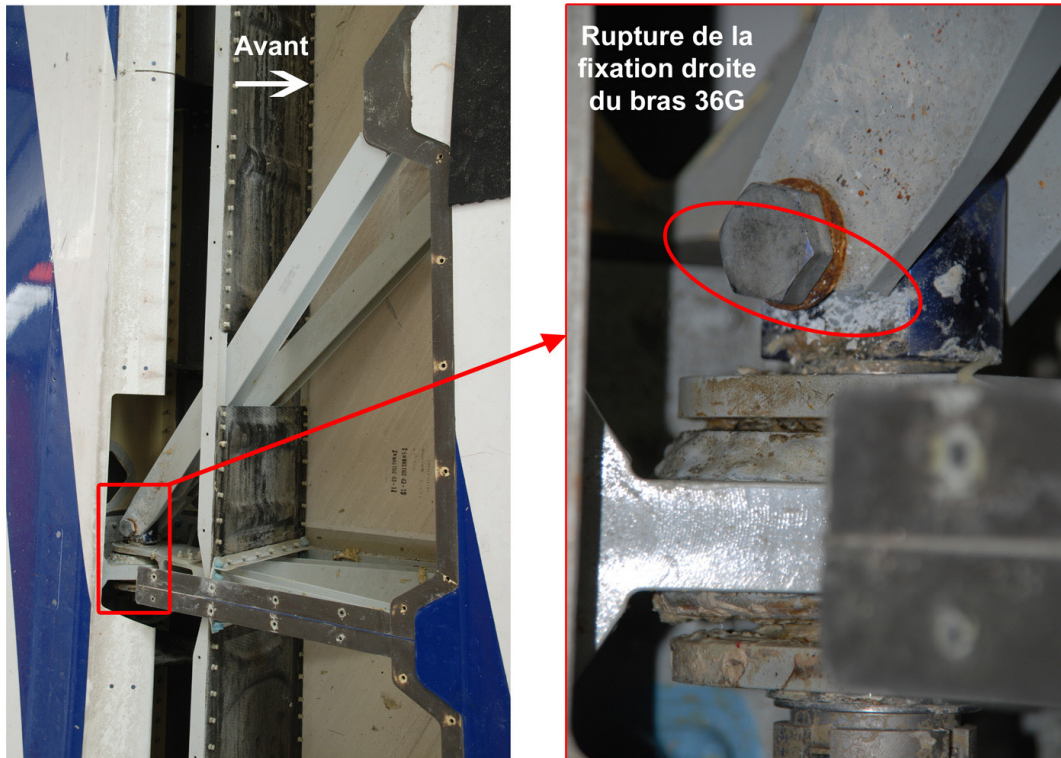


Figure 47 : bras 36G, vue du côté droit : rupture au niveau des fixations à la gouverne de direction

Des fissures en cisaillement, selon un axe haut-bas, sont également observées sur les ferrures de liaison des bras d'articulation de la gouverne proche du bras 36G.

Ces observations indiquent que la dérive a été soumise à un effort supérieur à 120 000 N dans l'axe de l'articulation de la gouverne de direction.

1.12.2.6.3 Examen de l'unité de limitation de débattement de la gouverne de direction (RTLJ)

La RTLJ a été retrouvée en place dans la dérive et démontée. Son examen, effectué chez le constructeur, a montré qu'elle était bloquée dans une position autorisant un débattement de la gouverne de direction d'amplitude $7,9^\circ \pm 0,1^\circ$. Cette valeur est cohérente avec les données des enregistreurs de vol.

Note : l'amplitude maximale du mouvement de la gouverne de direction est calculée en fonction de la configuration de l'avion, de sa vitesse et de son Mach. Cette amplitude peut être commandée entre 4 et 35 degrés.

1.12.2.6.4 Examen des éléments du fuselage (restes de la peau, des cadres et âmes des cadres)

Le fuselage a été cisailé au droit des cadres et des chapes de fixations centrale et arrière par des efforts exercés du bas vers le haut.



Figure 48 : cadre 87 : cisaillement du cadre et de la peau de fuselage au droit du cadre



Figure 49 : chape arrière droite : cisaillement du fuselage au droit des cadres forts 86-87

Le morceau observable du cadre 87 est déformé en S. Les supports de la vis de réglage du plan horizontal sont déformés et rompus dans un mouvement de l'avant vers l'arrière. Ces observations indiquent un mouvement du plan horizontal réglable vers l'arrière.



Figure 50 : cadres 84 à 87 : déformation en S du cadre 87, enfoncement des cadres 84 et 85 vers l'arrière, rupture des supports de la vis de réglage du plan horizontal situés entre les cadres 86 et 87 (cercle rouge)

Les cadres 84 et 85 sont enfoncés vers l'arrière en leur milieu. Ces déformations sont la conséquence probable de l'opposition de l'eau à l'avancement de l'avion.

1.12.2.6.5 Examen des fixations de la dérive au fuselage

La fixation centrale a pivoté vers l'arrière avec les parties des cadres et les âmes des cadres qui y sont fixées. La fixation arrière a pivoté vers l'avant avec les parties des cadres et des âmes des cadres qui y sont fixées.



Figure 51 : fixations centrale et arrière de la dérive

Les chapes de la fixation arrière (mâles sur la dérive et femelles sur la cellule) portent des marques indiquant un mouvement de l'ensemble des cadres 86 et 87 vers l'arrière.



Figure 52 : vue de l'arrière de la chape arrière gauche :
traces montrant le basculement des cadres 86 et 87 vers l'arrière

Les bielles de reprise d'efforts latéraux centrales et arrière présentent des dommages cohérents avec ce basculement des cadres 84 à 87 vers l'arrière :

- rupture du longeron central en traction au niveau des fixations des bielles centrales ;
- rupture du longeron arrière en compression au niveau des fixations des bielles arrière et rupture de la bielle gauche en flambage.

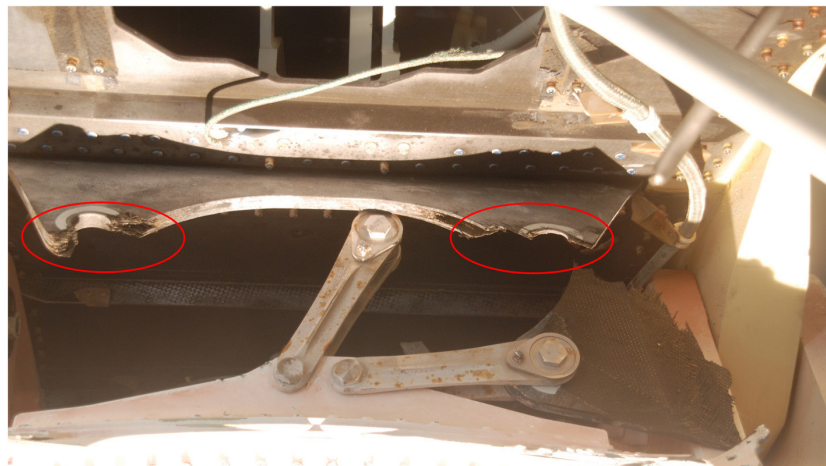


Figure 53 : rupture en traction du longeron central au niveau des fixations des bielles
de reprise des efforts latéraux

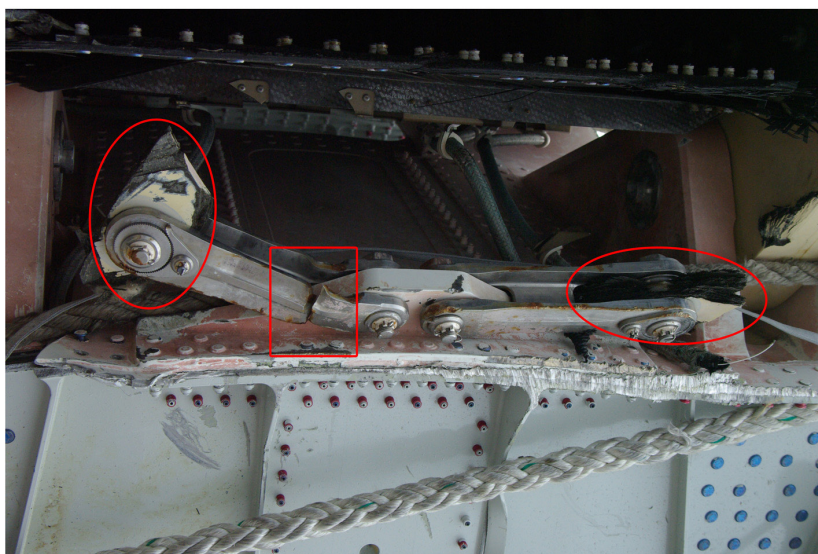


Figure 54 : rupture en compression du longeron arrière au niveau des fixations des bielles de reprise des efforts latéraux et rupture de la bielle gauche en flambage

1.12.3 Examen de l'épave

1.12.3.1 L'épave

Les débris de l'avion ont été dispersés sur une zone mesurant environ 600 m de long et 200 m de large et le champ de débris est orienté sensiblement au 080° / 260°.

L'ensemble de l'épave est fortement fragmenté avec la présence de quelques gros débris.

Les débris les plus denses (caisson central, moteurs, APU, trains d'atterrissage) sont retrouvés à l'est du site et les débris plus légers à l'ouest.

En dehors de la zone principale, un panneau de fuselage arrière gauche comportant onze hublots et mesurant environ sept mètres de long a été trouvé à environ deux kilomètres au sud-ouest de la zone. Une partie de l'intrados du plan horizontal réglable arrière a également été retrouvée légèrement au sud-ouest de cette zone.

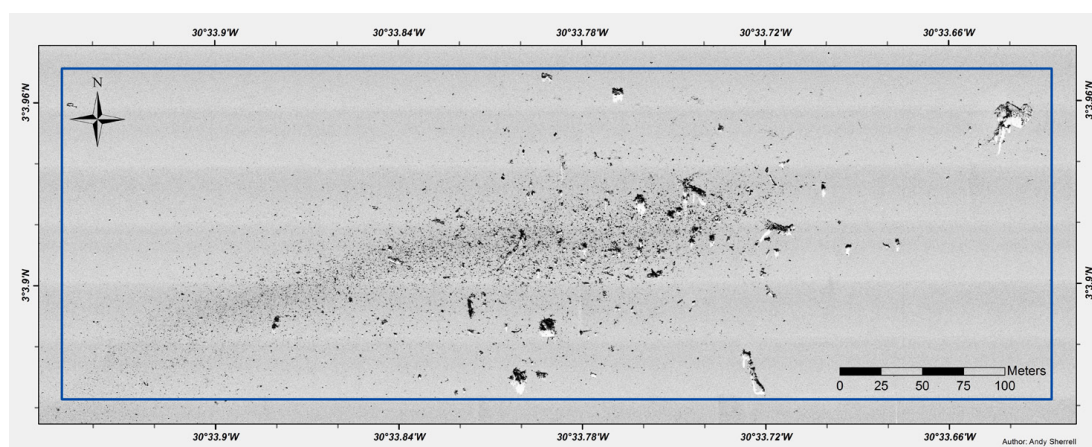


Figure 55 : images sonar du champ de débris

1.12.3.2 Examen de certains éléments fait à partir des prises de vues sous-marines

Les observations suivantes ont été faites sur la base des images fournies par les AUV REMUS et par le ROV.

Les éléments inférieurs de fuselage sont fragmentés et déformés. Un enfoncement des tôles entre les nervures est observé, ce qui indique une composante verticale au moment de l'impact.

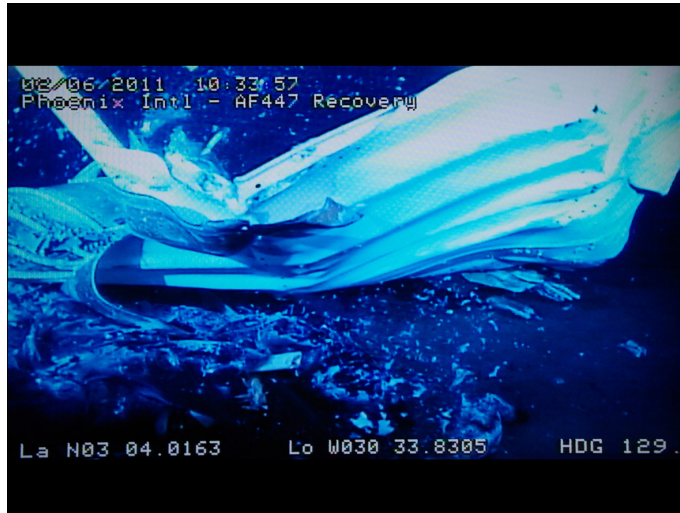


Figure 56 : éléments de fuselage

Les caissons des deux ailes présentent de multiples éventrements. Le caisson central de la voilure, particulièrement rigide, est fragmenté.

Le niveau de fragmentation et de déformation des débris témoigne d'une très grande énergie lors du contact avec la surface de l'eau.

Le bord d'attaque de l'entrée d'air du moteur gauche présente une déformation importante sur sa partie basse.

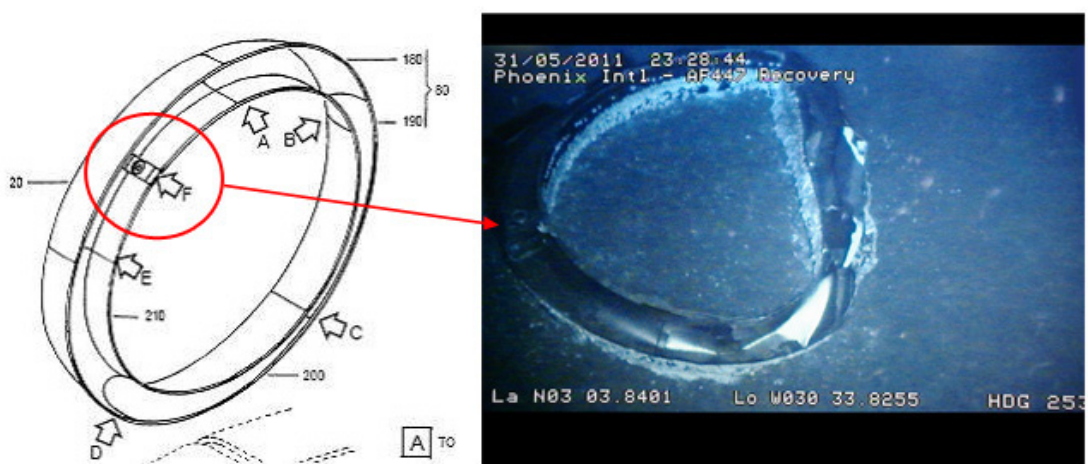


Figure 57 : entrée d'air du moteur gauche

Les mâts moteurs ont été retrouvés séparés des ailes. Ils présentent des déformations compatibles avec des efforts exercés de bas en haut sur les moteurs.

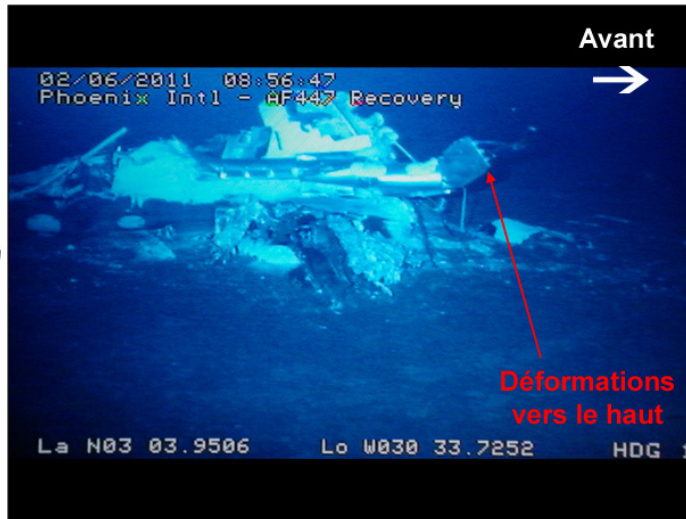
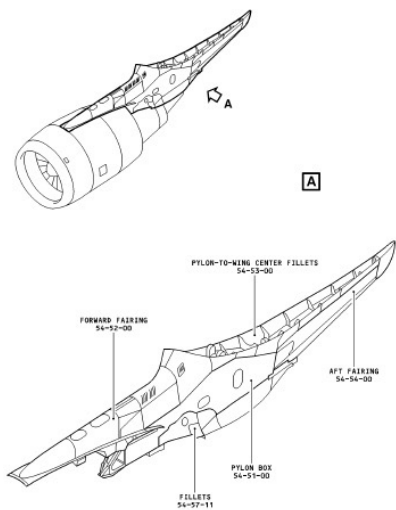


Figure 58 : mat moteur

1.12.3.3 Examen des éléments remontés à la surface

Certaines pièces ont été remontées à la surface et ont fait l'objet d'un premier examen visuel à bord du bateau.

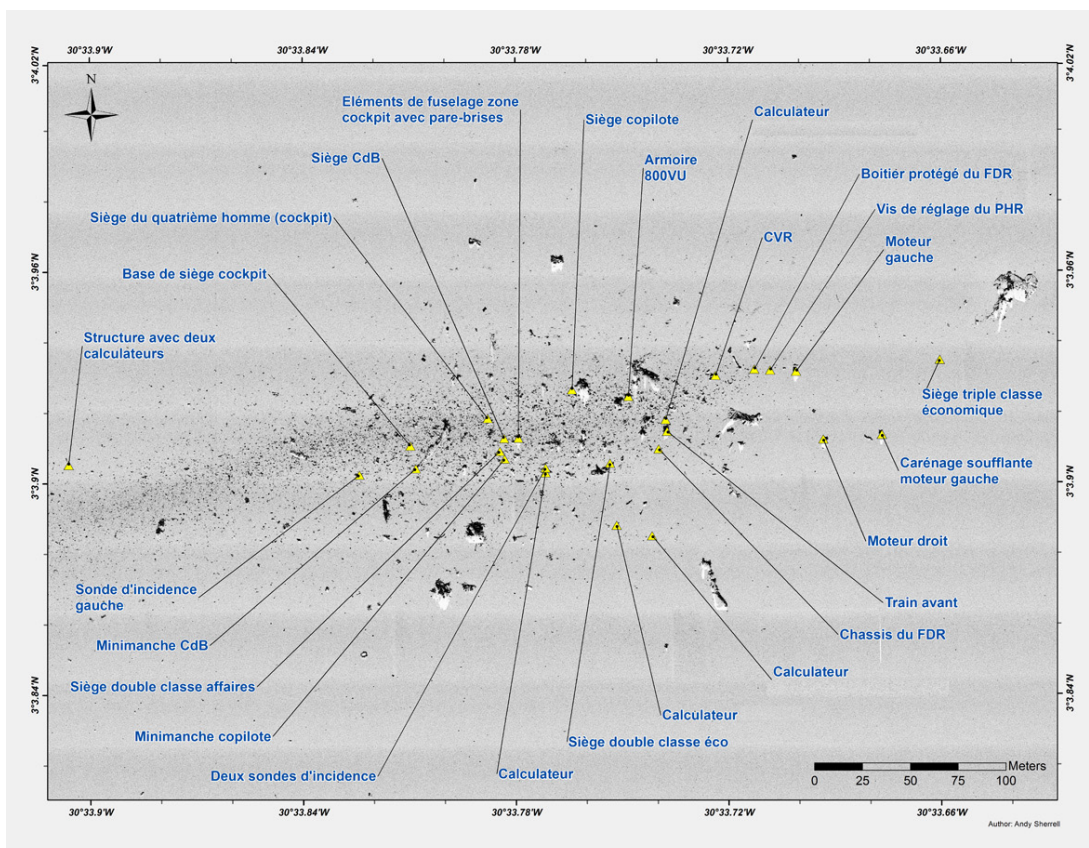


Figure 59 : cartographie des pièces remontées à la surface

L'examen visuel des deux moteurs montre qu'ils fonctionnaient à un régime élevé au moment de l'impact avec la mer.

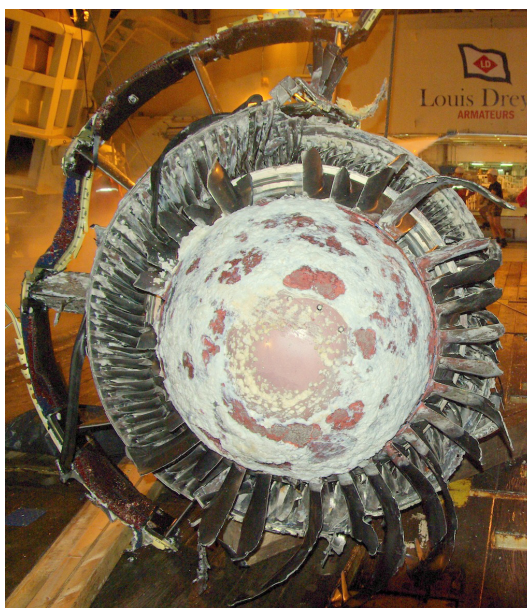


Figure 60 : vue avant d'un moteur

D'après la documentation technique du constructeur, la position relative du moteur électrique et de la vis de réglage du PHR correspond à une position du PHR comprise entre 13° et 13,5° à cabrer.



Figure 61 : vis de réglage du PHR après sa remontée sur le bateau

Les éléments des sièges du cockpit remontés ont été identifiés :

- siège gauche : assise et dossier avec les ceintures ;
- siège droit : assise, dossier avec les ceintures, accoudoir droit et mécanisme de réglage de la hauteur ;
- siège rabattable « quatrième occupant ».

Ces éléments ont fait l'objet d'un examen approfondi (cf. paragraphe 1.16.8).

1.12.4 Synthèse

Les observations effectuées ont permis d'établir qu'il n'y a pas eu dépressurisation et qu'à l'impact :

- ❑ l'avion était entier et a heurté la surface de l'eau avec une assiette positive, une faible inclinaison et une vitesse verticale importante ;
- ❑ les volets étaient rentrés ;
- ❑ les moteurs fonctionnaient à un régime élevé ;
- ❑ le plan horizontal réglable était proche de sa position maximale à cabrer.

Ces informations ont été confirmées par l'analyse des données issues des enregistreurs de vol.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Des rapports d'autopsies et des photographies effectuées sur les victimes retrouvées en surface ont été communiqués au BEA par les autorités brésiliennes. Il faut noter que l'interprétation des blessures a été perturbée par les effets du séjour prolongé dans l'eau.

Les autopsies pratiquées ont mis en évidence des fractures essentiellement de la colonne vertébrale, du thorax et du bassin. Les fractures décrites sont localisées principalement au niveau des vertèbres de transition.

Les fractures étagées de la colonne vertébrale et des fractures du bassin, observées sur des passagers répartis dans l'ensemble de la cabine, sont compatibles avec l'effet, sur un passager assis, d'une accélération importante dont la composante dans l'axe de la colonne vertébrale est orientée du bassin vers la tête.

L'examen des corps remontés lors de la phase 5 a confirmé ces observations.

En conclusion, compte tenu de l'importance de l'accélération verticale au moment de l'impact avec la surface de l'eau, l'accident ne laissait aucune possibilité de survie aux occupants.

1.14 Incendie

Il n'y a pas de trace d'incendie ou d'explosion.

1.15 Questions relatives à l'organisation des secours

Le paragraphe ci-dessous décrit les opérations de collecte d'informations concernant les opérations de recherche et de sauvetage (SAR) et qui vont aboutir aux départs des premiers moyens mis en œuvre pour les recherches de l'AF 447.

Entre 2 h 47 et 5 h 30, les centres de contrôles ATLANTICO, DAKAR OCEANIQUE, SAL et CANARIAS communiquent entre eux à plusieurs reprises et s'interrogent sur les heures estimées de passage des points de reports du vol AF 447 et sur le fait qu'aucun d'entre eux n'ait eu de contact ni radio ni radar avec l'avion après 1 h 35. Aucune phase d'alerte n'est encore déclenchée.

Pendant cet intervalle de temps, les actions suivantes sont entreprises par différents acteurs :

A 4 h 18, à la suite de la demande du contrôleur de DAKAR d'effectuer un relais avec le vol AF 447, l'équipage du vol AF 459 envoie un message au CCO d'Air France pour qu'il essaie de contacter l'AF 447. Le dispatcher du CCO envoie un message ACARS à l'équipage du vol AF 447 ; le message est rejeté.

A 4 h 46, le chef de quart adjoint maintenance du CCO d'Air France demande de prévoir une éventuelle indisponibilité du F-GZCP en raison de turbulences sévères en vol.

A 4 h 59, un agent du CCO appelle le contrôleur de DAKAR. Ils partagent leur incapacité à contacter l'équipage de l'AF 447. Le dispatcher précise notamment que les messages ACARS à destination de l'AF 447 sont tous rejetés.

A 5 h 10, le contrôleur de SAL contacte le contrôleur d'ATLANTICO au sujet du vol AF 447. Il s'ensuit une discussion qui reprend intégralement les points de report émis par l'avion, et ceux estimés par le plan de vol (INTOL à 1 h 33 et TASIL à 2 h 20). Le contrôleur de SAL explique qu'il dispose d'un radar et n'a pas de contact radar avec l'AF 447, et que le centre de DAKAR n'a pas de contact non plus. Le contrôleur d'ATLANTICO répond que d'après ses estimations basées sur d'autres vols et sur ses calculs, le vol AF 447 devrait entrer dans la FIR de SAL dans quelques minutes, à 5 h 11. Le contrôleur de SAL répond alors qu'il va surveiller l'apparition d'un écho radar.

Entre 5 h 11 et 5 h 26, le chef de quart du CCO essaie de contacter douze fois l'équipage du vol AF 447 par SATCOM sans succès.

A 5 h 17, le chef de quart adjoint maintenance du CCO demande des informations sur la signification des messages de panne reçus au Centre de Maintenance du Hub (CMH). L'agent du centre de maintenance indique que les problèmes semblent se situer au niveau des ADM des sondes pitot. Il explique qu'ils ont reçu par ACARS de nombreuses alarmes sur les commandes de vol. L'agent du CMH rapporte la connaissance de cas similaires concernant des avions traversant des orages. L'agent du CMH indique par ailleurs qu'il n'y a aucun message relatif à une panne du système de communication.

A 5 h 23, le contrôleur d'ATLANTICO informe son ARCC associé de l'incertitude sur la position du vol AF 447. L'ARCC déclenche le processus SAR consistant dans un premier temps à recueillir toutes les informations concernant le vol AF 447 (confirmation du décollage, plan de vol, autonomie, trajectoire radar entre autres) auprès de plusieurs organismes.

De nombreux contacts téléphoniques ont eu lieu entre les différents centres de contrôle, le CCO et les ARCC concernés. Le détail des communications figure en annexe 4.

Il convient de retenir les faits suivants :

- à 5 h 23, l'ARCC ATLANTICO-RECIFE prend en compte la disparition de l'AF 447 et déclenche le processus SAR qui consiste dans un premier temps à collecter des informations ;

- ❑ vers 8 h 00, le CCO d'Air France ouvre une cellule de crise ;
- ❑ à 8 h 22, le centre de Madrid envoie aux centres d'ATLANTICO, de DAKAR, de SAL, de CANARIAS, de CASABLANCA et de BREST le message d'ALERFA-INCERFA ;
- ❑ à 9 h 09, le centre de BREST émet un message de DETRESFA ;
- ❑ à 9 h 31, le centre de contrôle SAL envoie un message d'ALERFA-INCERFA ;
- ❑ à 11 h 04, le premier avion brésilien décolle pour les opérations SAR ;
- ❑ à 11 h 07, il est annoncé que le vol AF 447 est en fin d'autonomie ;
- ❑ à 12 h 04, l'ARCC ATLANTICO-RECIFE définit une première position pour les recherches (à partir de SALPU) ;
- ❑ à 12 h 14, le Bréguet Atlantic 2 décolle de DAKAR et se met à disposition des autorités brésiliennes ;
- ❑ à 13 h 00, l'ARCC ATLANTICO-RECIFE obtient de la cellule de crise Air France les dernières coordonnées transmises par l'AF 447 ;
- ❑ à 13 h 59, l'intervention du MRCC Gris Nez permet de confirmer le MRCC de Natal comme organisme coordonnateur des moyens de recherches.

Depuis les dernières conversations entre l'avion et le sol, il se sera écoulé plus de 3 h 30 min pour déclencher le processus SAR, plus de 6 h 30 min pour déclencher les phases INCERFA et ALERFA et plus de 9 heures pour envoyer les premiers avions de recherches.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Opérations de recherches et de récupération sous-marines

Le BEA a été chargé après la fin des opérations de secours (SAR) de l'organisation et de la coordination des opérations menées par la France pour la recherche et la récupération de l'épave. Cette mission particulière compte tenu de l'éloignement de la zone de l'accident et de la topographie des lieux (fonds abyssaux) a nécessité la mobilisation de moyens maritimes et sous-marins conséquents et plus encore, de compétences pluridisciplinaires (enquêteurs de sécurité, scientifiques, militaires, experts en recherche sous-marine, ...).

L'épave de l'avion du vol Rio-Paris a été retrouvée le 2 avril 2011, soit 22 mois après avoir disparu. Un document spécifique aux quatre phases de recherches en mer et à la phase de récupération fait l'objet d'une publication séparée.

1.16.1.1 Synthèse des phases 1 à 4

La première phase des recherches avait pour objectif la détection et la localisation des signaux acoustiques émis par la balise de localisation sous-marine (Underwater Locator Beacons, ULB) qui équipe chaque enregistreur de vol⁽⁸⁾. Deux hydrophones remorqués profonds (Towed Pinger Locator, TPL)⁽⁹⁾ ont parcouru prioritairement une zone élargie autour de la trajectoire prévue de l'avion, à l'intérieur du cercle de 40 NM.

Aucun signal en provenance des deux balises n'a été détecté malgré le passage à deux reprises des TPL non loin du champ de débris, les 22 et 23 juin 2009.

⁽⁸⁾Il y a deux balises sur l'A330, une fixée sur l'enregistreur phonique (CVR) et l'autre sur l'enregistreur de paramètre (FDR).

⁽⁹⁾Les deux TPL de la marine américaine sont les deux seuls hydrophones remorqués au monde pouvant fonctionner jusqu'à une profondeur de 6 000 mètres.

Des systèmes d'imagerie sonar permettant de reconnaître les éléments posés sur les fonds marins ont été mis en œuvre lors des phases suivantes :

- ❑ la phase 2 a été effectuée du 27 juillet au 17 août 2009 à l'aide du Système Acoustique Remorqué (SAR) de grand fond de l'IFREMER sur une zone d'environ 1 100 km². Cette phase de recherche a été infructueuse mais a néanmoins permis d'effectuer le levé bathymétrique complet du cercle de 40 NM. Ce relevé très précis du profil sous marin réalisé par le sondeur multi-faisceau du navire de recherche *Pourquoi Pas?* a permis d'assurer par la suite le déploiement sûr et efficace des moyens autonomes et remorqués ;
- ❑ la phase 3 s'est articulée autour de deux périodes de recherche sur site : l'une du 2 au 25 avril 2010 et la seconde du 3 au 24 mai 2010. Le sonar remorqué grand fond ORION et les trois véhicules sous-marins autonomes (AUV) REMUS⁽¹⁰⁾ 6000 exploités par l'institut WHOI (Wood Hole Oceanographic Institution) ont exploré une zone de près de 6 300 km². Cette phase de recherche s'est également avérée infructueuse.

Le manque de succès des trois premières phases de recherche a conduit le BEA à réexaminer les moyens utilisés et les zones explorées. En s'appuyant sur l'ensemble des éléments fournis par les différents partenaires dans les recherches (instituts scientifiques, analystes statisticiens, océanographes, etc.), et en les rapprochant du résultat des phases précédentes, le BEA a décidé de réorienter sa stratégie de recherche en menant une dernière opération de recherche systématique dans toutes les zones non explorées au cours des phases 2 et 3 en commençant par un cercle de 20 nautiques autour de la dernière position connue.

Les opérations de la phase 4 se sont déroulées du 25 mars au 9 avril 2011. Les véhicules sous-marins autonomes REMUS 6000 ont été de nouveau utilisés pour la recherche durant cette phase. Ils ont été mis en œuvre par WHOI à partir du navire *Alucia*, propriété de Deep Ocean Expeditions.

Découverte du site de l'accident

Le 2 avril 2011, les données de la dix-huitième mission AUV ont été récupérées et l'analyse des images sonar a permis de mettre en évidence sur le fond marin une concentration d'éléments répartis sur la surface d'un rectangle d'environ 600 mètres sur 200.

Une mission destinée à identifier la nature des éléments par des prises de vue a immédiatement été programmée. Cette mission s'est terminée le 3 avril 2011 et les photos réalisées ont montré que les détections obtenues sur les images sonar correspondaient à des éléments de l'avion. Au cours des jours suivants, d'autres missions AUV ont été menées pour déterminer l'étendue du champ de l'épave et obtenir un relevé photographique complet de la zone principale de l'épave.

1.16.1.2 Organisation des opérations de la Phase 5

La phase 5 a été organisée en deux étapes. La première qui s'est déroulée du 26 avril au 13 mai 2011 concernait la recherche et la récupération des enregistreurs de vol et de pièces de l'avion ; la seconde s'est déroulée du 21 mai au 3 juin 2011 et avait pour objectif l'observation sous-marine de l'ensemble de l'épave, l'établissement de la cartographie des débris et enfin la récupération des corps.

⁽¹⁰⁾Deux AUV REMUS 6000 appartenaient au Waite Institute for Discovery (WID), et un à l'institut océanographique allemand IFM GEOMAR.

Toutes ces opérations ont été menées à partir du navire câblé *Ile de Sein* d'Alcatel Lucent et Louis Dreyfus Armateurs au moyen du robot filoguidé REMORA III de Phoenix International.

Découverte et récupération des enregistreurs de vol

Le 1^{er} mai 2011, l'équipe d'enquête a localisé et identifié le module protégé de l'enregistreur de paramètres (FDR). Ce dernier a été remonté et amené à bord du navire *Ile de Sein* par le ROV REMORA 6000 le jour même. Le lendemain, l'enregistreur phonique (CVR) a été localisé et identifié. Il a été remonté et amené à bord de l'*Ile de Sein* le 3 mai 2011. Les enregistreurs de vol ont d'abord été transférés au port de Cayenne (Guyane Française) par le patrouilleur de la Marine Nationale *La Capricieuse*, puis transportés au BEA par avion le 12 mai 2011. La récupération de pièces de l'avion s'est poursuivie au cours de cette période, avec notamment le relevage des moteurs et du compartiment avionique contenant des calculateurs embarqués.

Les opérations de recherche et de récupération de l'épave du F-GZCP ont pris fin le 16 juin 2011, date d'arrivée des pièces de l'avion sur le port de Bayonne.

1.16.2 Étude d'événements de pertes ou d'anomalies temporaires de vitesses indiquées survenus en croisière sur Airbus A330/A340

Le BEA a étudié treize événements de pertes ou d'anomalies temporaires de vitesses indiquées pour lesquels il disposait à la fois des comptes-rendus d'équipage, des enregistrements de paramètres et des PFR. Les exploitants suivants ont mis ces données à disposition du BEA :

- Air France (4 cas) ;
- TAM (2 cas) ;
- Qatar Airways (4 cas) ;
- Northwest (1 cas) ;
- Air Caraïbes Atlantique (2 cas).

Plusieurs autres événements connus n'ont pas été étudiés en raison de l'absence d'éléments suffisants. Le BEA a également mené des entretiens avec certains équipages de ces vols.

L'analyse a été limitée, notamment par l'absence d'enregistrement de certains paramètres pertinents. Par exemple, les trois CAS et les trois incidences ne sont pas toutes enregistrées (une au minimum, parfois deux). L'alarme de décrochage et la position du bouton poussoir probe / window heat ne sont pas toujours enregistrées.

Cette étude a permis d'identifier certains points significatifs en termes d'environnement, d'automatismes et de contrôle de trajectoire.

➤ En ce qui concerne l'environnement, il ressort que :

- les niveaux de vol sont compris entre le FL340 et le FL390 ;
- les masses d'air sont fortement instables et sont le siège de phénomènes de convection profonde ;
- la température statique est inférieure à - 40 °C dans douze cas. Dans dix cas, elle dépasse de 0 °C à 6 °C la température en atmosphère standard ; dans les trois autres cas elle la dépasse de plus de 10 °C ;

- ❑ les équipages rapportent ne pas avoir observé d'écho radar significatif sur la trajectoire retenue mais avoir identifié des zones actives à proximité ou plus bas, ce qui est également noté dans une étude de Météo France sur ces événements réalisée à la demande du BEA ;
- ❑ trois équipages ont rapporté avoir entendu ou observé ce qu'ils ont identifié comme de la pluie ou de la glace ;
- ❑ tous les événements ont lieu en IMC ;
- ❑ les enregistrements des températures totales ou statiques montrent des augmentations de dix à vingt degrés au cours de l'événement, qui débutent parfois avant d'observer les anomalies de vitesse, sauf dans un cas où l'augmentation est plus faible ;
- ❑ des turbulences sont toujours enregistrées et rapportées. Les niveaux ressentis par les équipages vont de légères à fortes. Les amplitudes enregistrées d'accélération normale vont de [0,75/1,2g] à [0,2/1,9g].

➤ **En ce qui concerne les automatismes et les systèmes, les points suivants peuvent être notés :**

- ❑ le pilote automatique de l'avion s'est déconnecté dans tous les cas sans intervention de l'équipage ;
- ❑ dans tous les cas, l'équipage a retrouvé l'utilisation du pilote automatique et de l'auto-poussée ;
- ❑ dans douze cas, l'avion est passé en loi de commandes de vol *alternate* jusqu'à la fin du vol. Dans un cas, ce passage a été temporaire ;
- ❑ la déconnexion du pilote automatique est accompagnée de la disparition du directeur de vol associé et parfois de l'autre pour une durée variable. Tous les cas étudiés montrent une réapparition des directeurs de vol au cours de l'événement. Dans certains cas, cette réapparition est enregistrée simultanément au retour à des valeurs très proches de deux vitesses ;
- ❑ dans sept cas, un pilote automatique a été réengagé pendant l'événement. Dans deux d'entre eux, le réengagement intervient alors que deux vitesses sont cohérentes entre elles mais erronées ;
- ❑ l'auto-poussée s'est déconnectée dans dix cas, conduisant à l'activation de la fonction *THRUST LOCK*. Dans cinq d'entre eux, cette fonction est restée engagée plus d'une minute ;
- ❑ dans un cas, l'équipage avait déconnecté l'auto-poussée et affiché la poussée correspondant à la vitesse recommandée en atmosphère turbulente avant l'événement ;
- ❑ dans deux cas, l'auto-poussée ne s'est pas déconnectée et les directeurs de vol n'ont pas disparu. L'enregistrement des paramètres de régime moteur montre des fluctuations de poussée avec des valeurs de N1 comprises entre 48 % et 100 %.

➤ **En ce qui concerne les anomalies de vitesses :**

- ❑ elles peuvent se caractériser par deux signatures distinctes :
 - chutes intermittentes (pics),
 - chute suivie d'un palier (période continue) ;
- ❑ elles sont accompagnées d'une augmentation instantanée de température statique (et totale lorsqu'elle est enregistrée) indiquée, et d'une « chute » d'altitude indiquée en particulier sur les A330-200 (voir paragraphe 1.6.9.6). Dans les deux cas, les limites inférieures de vitesses enregistrées sont inférieures à 100 nœuds ;

- ❑ la durée maximale d'invalidité continue des vitesses enregistrées est de trois minutes et vingt secondes ;
- ❑ lorsque les valeurs de vitesses calculées par le système ISIS sont enregistrées, leurs anomalies présentent des signatures et/ou des durées différentes de celles observées sur l'enregistrement de la vitesse affichée du côté du commandant de bord.

➤ **En ce qui concerne les réactions des équipages, on peut noter les points suivants :**

- ❑ les variations d'altitude sont restées dans un intervalle de plus ou moins mille pieds. Cinq cas de mise en descente volontaire sont observés dont une de 3 500 pieds. Ces descentes font suite à une alarme de décrochage ;
- ❑ quatre équipages n'ont pas identifié de situation d'*unreliable airspeed* : dans deux cas, l'équipage a conclu à une incohérence entre les incidences ; dans les deux autres cas, l'équipage a considéré que les vitesses étaient erronées et non pas douteuses.

Pour les cas étudiés, l'enregistrement des paramètres de vol et les témoignages des équipages ne font pas ressortir d'application des *memory items* de la procédure *unreliable airspeed*, ni de la procédure elle-même :

- ❑ la réapparition des indications des directeurs de vol aux PFD suggère qu'il n'y a pas eu d'actions de désengagement sur le FCU ;
- ❑ les durées d'engagement de la fonction *THRUST LOCK* indiquent qu'il n'y a pas eu d'action rapide de déconnexion de l'auto-poussée puis d'ajustement manuel de la poussée à la valeur recommandée ;
- ❑ il n'y a pas eu de recherche d'affichage d'une assiette de 5°.

Points significatifs suite à l'analyse de ces 13 événements de pertes ou d'anomalies de vitesses indiquées

Dans les cas étudiés, on note que :

- ❑ l'avion est resté dans son domaine de vol au cours de ces événements relativement courts ;
- ❑ les FD sont restés engagés ;
- ❑ l'auto-poussée avait été déconnectée avant les anomalies dans un cas. Dans les autres cas, soit l'auto-poussée est restée engagée, soit la fonction *THRUST LOCK* est restée active plusieurs dizaines de secondes avant l'ajustement manuel de la poussée.

Réactions des équipages

Ce type d'anomalie conduit la plupart du temps le PA à se désengager, les FD à disparaître, l'auto-poussée à passer en *THRUST LOCK* et l'avion à se reconfigurer en loi de commandes de vol *alternate*.

Le pilote en fonction donne la priorité au pilotage et à la trajectoire de l'avion en maintenant une assiette de croisière ou en effectuant une mise en descente pour augmenter les marges d'évolution dans le domaine de vol. Les mises en descente peuvent également être décidées à la suite de l'activation de l'alarme de décrochage.

La réapparition des directeurs de vol sur les PFD lorsque deux vitesses air seront calculées proches peut conduire l'équipage à engager rapidement un pilote automatique. Or ces vitesses, bien que de même grandeur, peuvent être erronées et faibles et donc conduire le pilote automatique à commander des déplacements de gouvernes non adaptés à la vitesse réelle de l'avion.

En cas de déconnexion automatique de l'auto-poussée avec activation de la fonction *THRUST LOCK*, l'absence d'ajustement manuel approprié de la poussée peut présenter un risque d'inadéquation du couple assiette/poussée notamment lorsque cette déconnexion survient avec une valeur de N1 faible.

Alarme de décrochage

Neuf cas d'activation de l'alarme de décrochage ont été observés.

L'alarme de décrochage se déclenche lorsque l'incidence dépasse une valeur seuil variable. Toutes ces alarmes sont explicables par le fait que l'avion est en loi *alternate* à Mach de croisière et dans des zones turbulentes (voir aussi le paragraphe 1.6.11). Seul un cas d'activation a pour origine une action franche sur les commandes.

Cas du vol TAM du 12 novembre 2003

Ce cas survenu sur A330-200 ne fait pas partie des treize événements étudiés ci-dessus car aucun compte-rendu d'équipage n'était disponible. Cependant à la lumière des données des enregistreurs du vol AF 447, il paraît intéressant de le mentionner. En effet, suite au givrage d'au moins deux sondes Pitot au FL360, l'équipage a eu des actions de pilotage de forte amplitude (jusqu'à la butée) et parfois simultanées. A la déconnexion du PA, les deux pilotes donnent des actions à cabrer (l'un va jusqu'à la butée) dont résulte une prise d'assiette de 8 degrés. A plusieurs reprises, l'alarme de décrochage s'est déclenchée en raison des actions à cabrer, et l'équipage a réagi par de fortes actions à piquer. Au cours des 4 minutes qu'a duré la séquence, le facteur de charge a varié entre 1,96 g et - 0,26 g, l'assiette a atteint 13 degrés à cabrer et l'incidence 10 degrés. Les variations d'altitude sont cependant restées inférieures à 600 ft.

1.16.3 Analyse du fonctionnement des systèmes

1.16.3.1 Analyse de la séquence initiale

L'analyse des paramètres du FDR et des données contenues dans les mémoires non volatiles des deux FMGEC ont permis d'établir que :

- la vitesse de l'ADR 2 a chuté entre 2 h 10 min 03,5 et 2 h 10 min 05 ;
- la vitesse de l'ADR 1 a chuté moins d'une seconde entre 2 h 10 min 04 et 2 h 10 min 05, causant :
 - la déconnexion du pilote automatique,
 - le déclenchement de la surveillance « PROBE PITOT » dans les FCPC entraînant le passage en loi *alternate 2B* ;
- la vitesse de l'ADR 3 a chuté temporairement de 2 h 10 min 07 à 2 h 10 min 10, provoquant dans la seconde qui suit la perte de l'auto-poussée et la disparition des directeurs de vol ; puis elle a de nouveau chuté à 2 h 10 min 14 ;
- la vitesse de l'ADR 1 a chuté de nouveau à 2 h 10 min 08.

A 2 h 10 min 05, la perte du directeur de vol 2 enregistré dans le FDR correspond à la perte de cette fonction dans le FMGEC 2 du fait du rejet des ADR 1 et 2 par ce calculateur. En revanche, cela ne correspond pas à une perte de l'affichage du directeur de vol sur le PFD droit. En effet, lorsque le calcul du directeur de vol est indisponible dans FMGEC 2, les ordres calculés par le FMGEC 1 sont affichés sur le PFD droit.

1.16.3.2 Analyse du fonctionnement de l'alarme de décrochage

A partir de 2 h 10 min 05, la loi de commande de vol est la loi *alternate* et l'alarme de décrochage s'active et s'arrête plusieurs fois jusqu'à la fin du vol. Seules les valeurs d'un Mach sont enregistrées, mais le seuil d'activation de l'alarme dépend des trois (voir le fonctionnement de cette alarme décrit dans le paragraphe 1.6.11).

De 2 h 10 à 2 h 11

La courbe suivante présente l'évolution des trois incidences enregistrées en fonction du temps, ainsi que le seuil théorique de déclenchement de l'alarme de décrochage. Ce seuil a été déterminé à partir d'un Mach lui-même recalculé à partir des paramètres de vitesse sol, vent et température statique. La comparaison de ce Mach calculé avec le Mach enregistré montre une bonne corrélation.

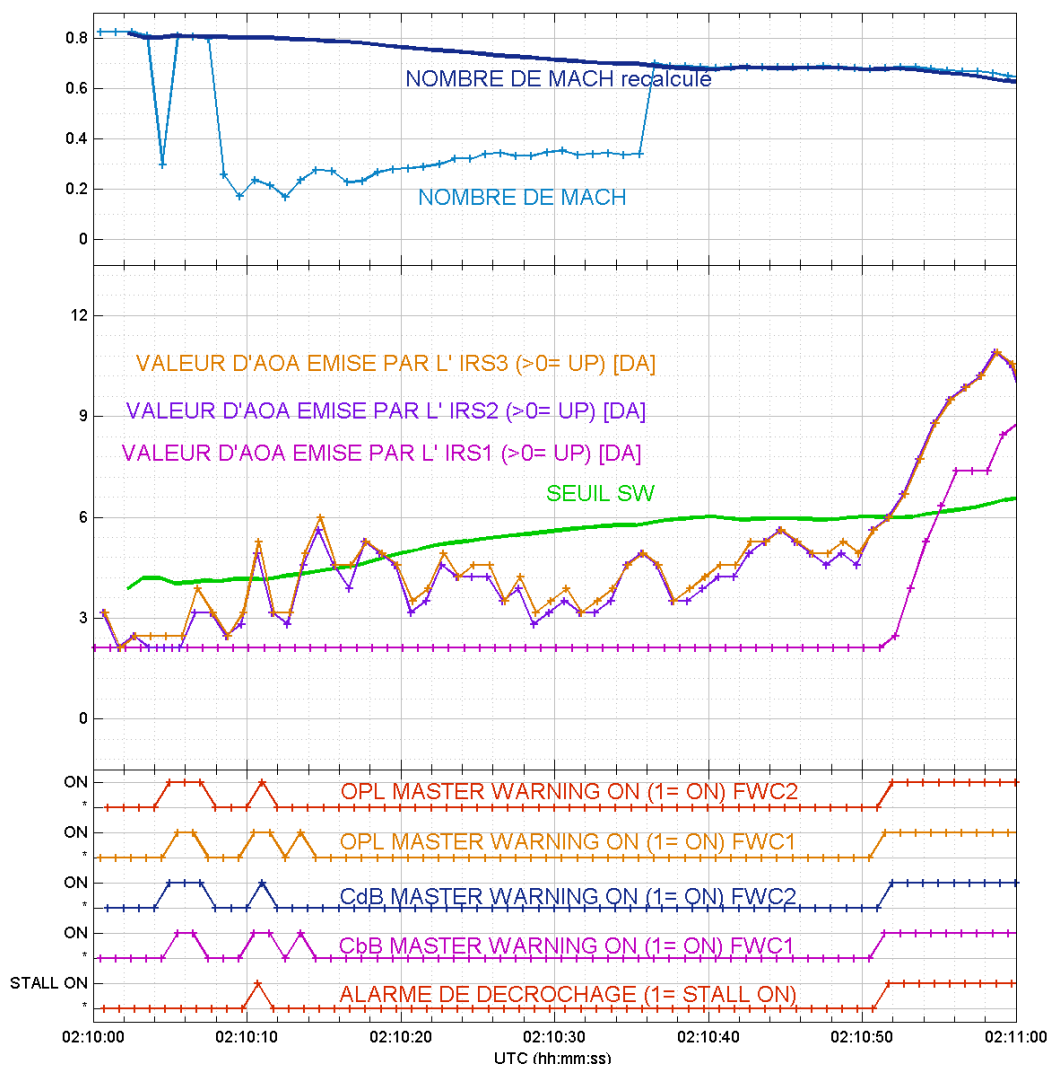


Figure 62 : évolutions des incidences enregistrées et du seuil d'activation de l'alarme de décrochage

On identifie les activations de l'alarme entendues sur le CVR entre 2 h 10 min 10,4 et 11,3 et entre 2 h 10 min 13 et 13,4. La courte durée d'activation n'a pas permis de la détecter à partir du paramètre « Alarme de décrochage », mais les paramètres « Master warning » du FWC 1 se déclenchent sur un point à ce moment. Cependant, cette alarme aurait dû se prolonger jusqu'à 2 h 10 min 15,5 environ puis reprendre entre 2 h 10 min 17 et 19. L'arrêt de cette alarme est probablement dû au fait qu'entre 13,4 et 15,5 puis entre 17 et 19, au moins, les trois Mach ont des valeurs anormalement basses (trois sondes Pitot givrées). Le seuil d'activation de l'alarme augmente alors brutalement vers des valeurs de l'ordre de 10°, bien supérieures aux valeurs d'incidence enregistrées, ce qui conduit l'alarme à s'arrêter.

Après 2 h 11

L'analyse des paramètres montre que l'alarme de décrochage s'arrête de manière concomitante avec l'invalidité des trois incidences, et reprend lorsqu'au moins l'une d'entre elles redevient valide. Compte tenu des valeurs extrêmes d'incidence auxquelles se trouve l'avion, la modification du seuil en fonction du Mach est secondaire.

L'alarme de décrochage s'est réactivée une dizaine de fois après 2 h 11 min 45 ; on observe une corrélation entre cette réactivation et une action à cabrer du PF à deux reprises, entre 2 h 12 min 52 et 2 h 12 min 57 puis entre 2 h 13 min 52 et 2 h 14 min 02.

Note : le comportement de l'incidence 1 est légèrement différent de celui des deux autres (comportement « paresseux »). Sans que la cause de cette différence ait pu être établie, cela n'a eu aucune implication sur le fonctionnement des systèmes.

1.16.3.3 Analyse de la loi de commande de vol

La loi de commande de vol est passée de *normale* à *alternate* vers 2 h 10 min 05. Il s'agit de la loi *alternate 2B* et elle ne changera pas par la suite. Du fait du rejet des trois ADR par les calculateurs de commande de vol (PRIM), la loi d'attitudes inusuelles n'aurait pu se déclencher que sur des critères liés à des paramètres inertiels, mais de telles conditions n'ont jamais été réunies.

Une simulation du fonctionnement des calculateurs de commande de vol a été conduite, ce qui revient à recalculer les mouvements des gouvernes de profondeur et du PHR à partir des ordres de pilotage et à les comparer aux paramètres FDR. Cette simulation a pu être conduite jusqu'à la fin du vol. Les braquages recalculés des gouvernes de profondeur et du PHR sont cohérents avec les paramètres enregistrés.

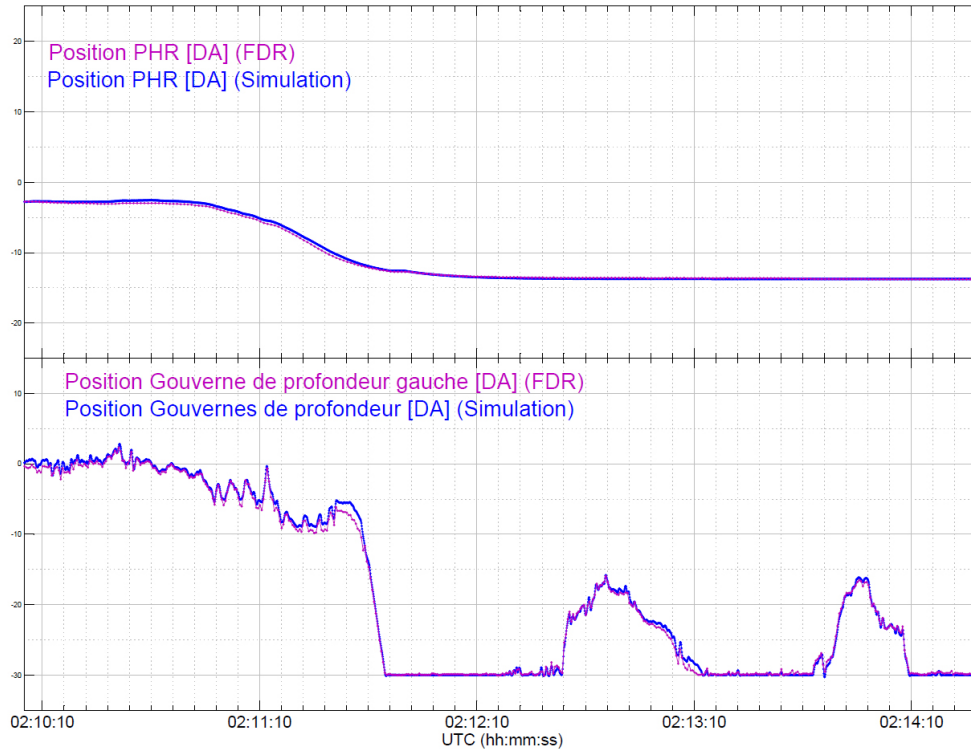


Figure 63 : comparaison entre les positions enregistrées des gouvernes de profondeur et du PHR et la simulation

1.16.4 Analyse des performances avion

1.16.4.1 Comportement de l'avion

Une simulation du comportement de l'avion a été conduite d'après le modèle théorique et sur la base des actions du PF (manche et poussée). La validité du modèle se limite au domaine de vol connu d'après les essais en vol. Ainsi, la simulation a pu être menée sur la période de 2 h 10 min 00 jusqu'à 2 h 10 min 54.

Avant la déconnexion du pilote automatique, une composante de vent de face constante de 15 kt a du être ajoutée pour faire correspondre la vitesse sol de la simulation avec le paramètre enregistré. Cette valeur est cohérente avec les paramètres de vent enregistrés.

Il a pu être mis en évidence que :

- à partir d'environ 15 secondes avant sa déconnexion, le pilote automatique contre des perturbations aérologiques d'intensité qualifiée de faible au sens OACI (variations d'accélération verticale inférieures à 0,5 g) ;
- lorsque le pilote automatique se déconnecte, un gradient de vent latéral concomitant (20 kt en 4 s) engendre le départ de l'avion en roulis à droite ;
- les mouvements en roulis qui suivent sont le résultat des actions du PF ;
- les mouvements de l'avion sur l'axe longitudinal sont pour l'essentiel le résultat des actions du PF, à l'exception de faibles variations dues à l'aérologie (variations d'accélération normale d'environ 0,2 g) ;
- les turbulences s'estompent à partir de 2 h 10 min 30 environ ;
- sans action du PF, l'avion serait progressivement parti en roulis à gauche mais les variations d'assiette et d'altitude auraient été faibles.

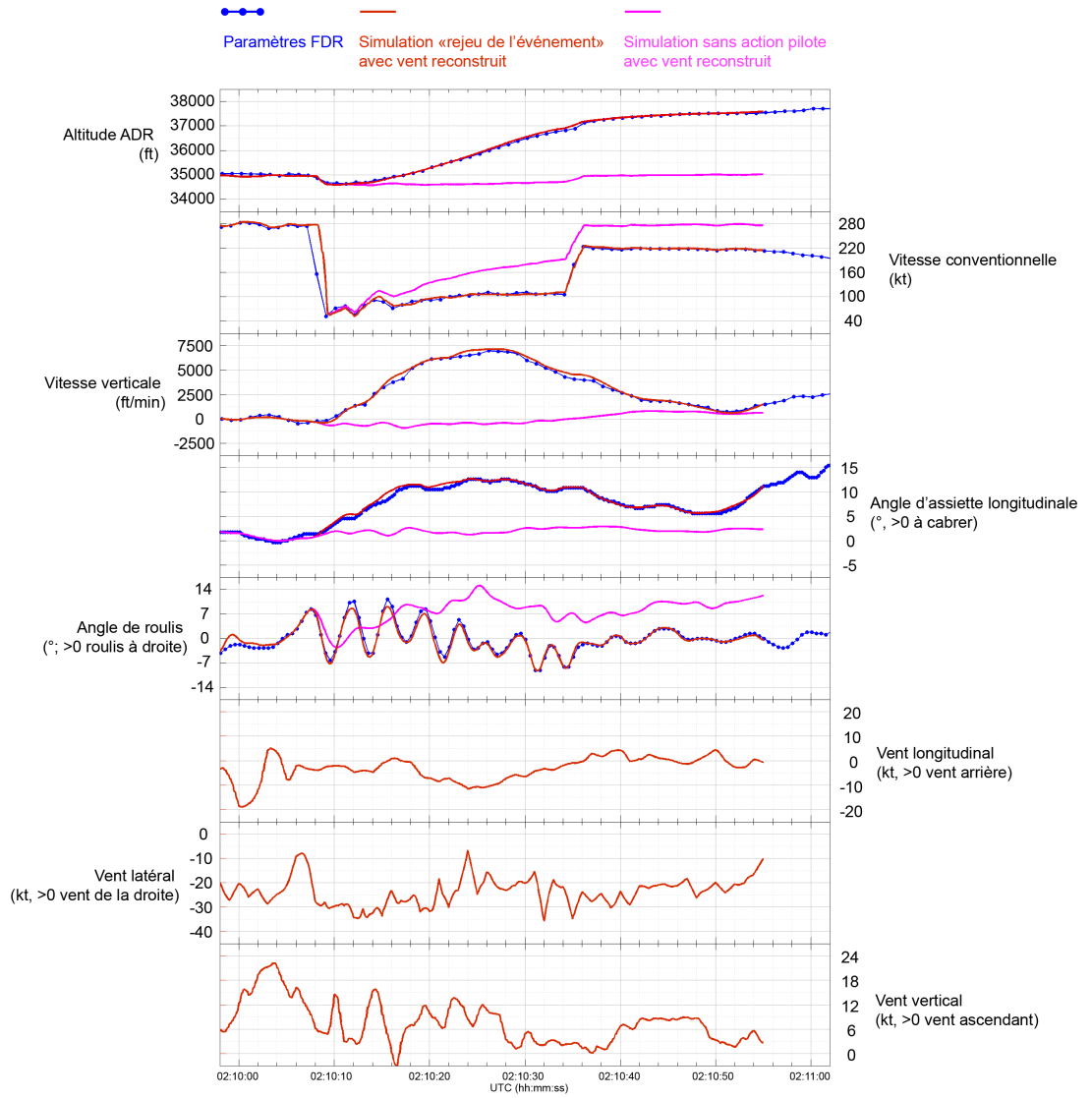
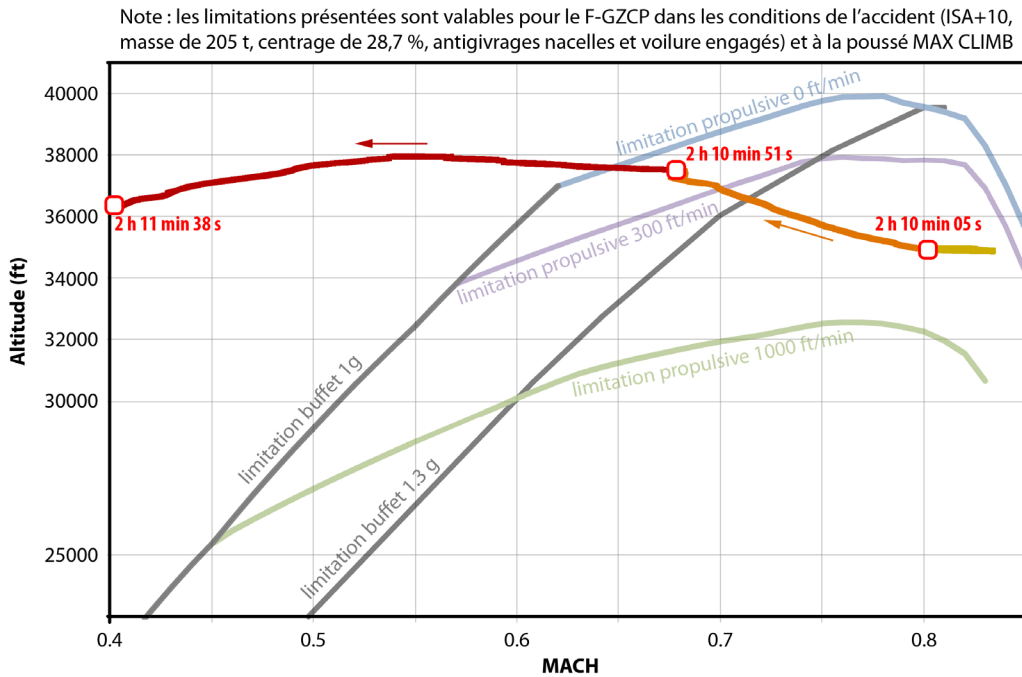


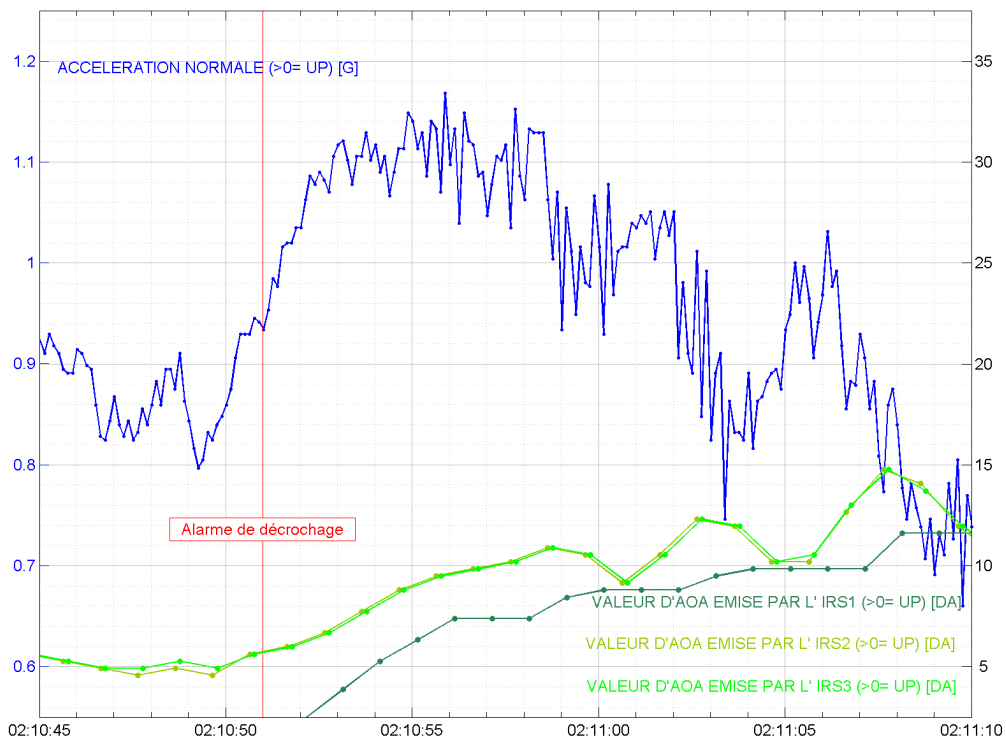
Figure 64 : comparaison entre les paramètres enregistrés et la simulation

1.16.4.2 Analyse de la sortie du domaine de vol

Au moment de l'événement le domaine de vol de l'avion était le suivant :



A 2 h 10 min 51, alors que l'avion se trouve vers 37 500 ft et monte toujours, l'alarme de décrochage s'active (voir 1.16.3.2). Une modification du comportement de l'accélération normale enregistrée a été mise en évidence à partir de 2 h 10 min 53, alors que l'incidence est supérieure d'environ 1 à 2 degrés à l'incidence d'activation de l'alarme.



Cette modification de comportement se traduit par l'apparition d'une composante haute fréquence d'une amplitude augmentant jusqu'à environ 0,1 g crête à crête, et de signature très différente d'une signature de turbulence d'origine aérologique. Par ailleurs, un bruit apparaît sur la piste 1 du CVR vers 2 h 10 min 55 qui peut correspondre au choc du microphone à bouche sur une paroi. Ce bruit revient avec une fréquence stable.

Note : d'après la simulation des mouvements de l'avion, à ce moment, la turbulence observée dans les premières secondes de la montée a cessé.

Des analyses complémentaires ont été menées avec Airbus afin de déterminer si ce phénomène pouvait correspondre à du *buffet*. La difficulté d'une telle identification réside notamment dans le fait que la notion de *buffet* est définie par les accélérations au niveau des sièges pilotes et non au centre de gravité.

Airbus a effectué des vols spécifiques afin de recueillir des données précises aux incidences élevées et dans une configuration avion proche de celle de l'accident (masse, niveau de vol, mach, etc.). Ces essais ont permis de corréler la modification de comportement de l'accélération normale enregistrée avec la présence de *buffet*. Le niveau de ce *buffet* a été considéré comme dissuasif (*deterrent buffet*) par les pilotes d'essai à une incidence d'environ 10°, correspondant à une amplitude d'accélération normale de 1 g au siège pilote. Cette incidence a été atteinte à environ 2 h 10 min 57 lors du vol de l'accident.

Ainsi, l'alarme de décrochage s'est déclenchée à 2 h 10 min 51 à l'incidence correspondant au seuil théorique pour le Mach mesuré. Deux secondes plus tard, des vibrations pouvant correspondre à du *buffet* sont apparues. Le niveau de vibration est vraisemblablement devenu dissuasif (*deterrent buffet*) vers 2 h 10 min 57.

1.16.5 Reconstitution des informations à la disposition de l'équipage

1.16.5.1 Evolution des vitesses affichées sur les PFD et l'ISIS

L'analyse des données du FDR a permis de déterminer, pour chaque PFD, les périodes pendant lesquelles la CAS était affichée ainsi que la source ADR correspondante.

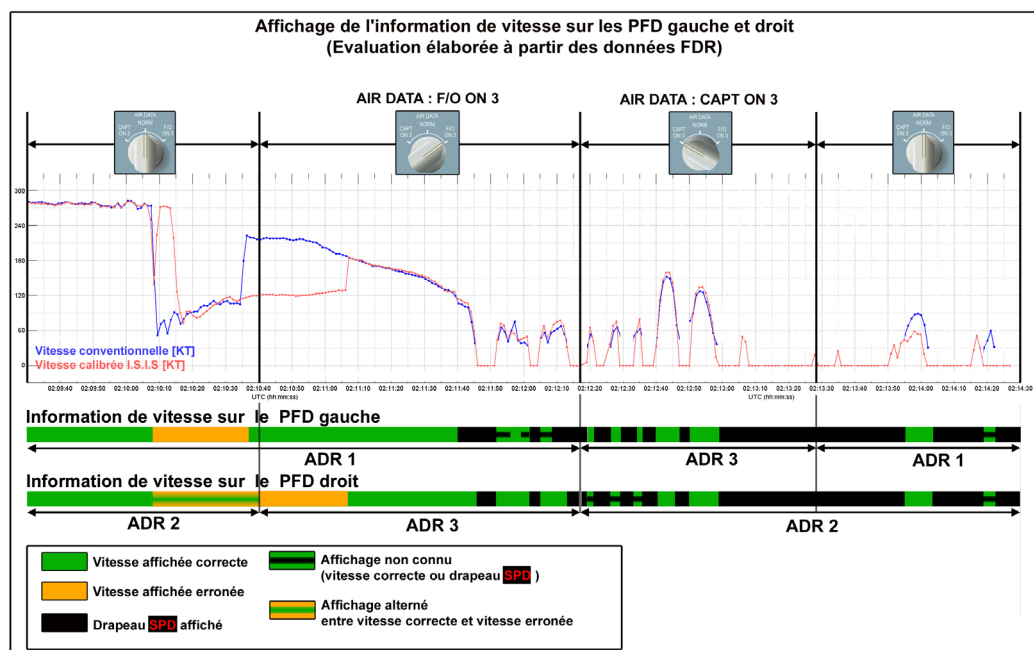


Figure 67 : affichage des vitesses sur les PFD

1.16.5.2 Evolution de la CAS 2

La connaissance de la CAS 2 est nécessaire pour :

- connaître la vitesse affichée sur le PFD droit lorsque le sélecteur AIR DATA n'est pas positionné sur F/O ON 3 ;
- calculer la position du FD affiché sur les deux PFD ;
- calculer la tendance de vitesse (*speed trend*) affiché sur les deux PFD.

L'exploitation des données issues des FMGEC, des messages ACARS et du FDR a permis de déterminer partiellement l'évolution de la CAS 2 au cours du vol.

Ainsi, il a pu être établi que la sonde Pitot « copilote » (cf. 1.6.6.1) :

- a commencé à givrer au plus tôt à 2 h 10 min 03,5 et au plus tard à 2 h 10 min 05. La CAS 2 était jusqu'alors quasiment égale à la CAS 1 et donc égale à la vitesse conventionnelle enregistrée par le FDR ;
- a définitivement dégivré au plus tard à 2 h 10 min 46. La CAS 2 était ensuite quasiment égale à la CAS 1.

Entre ces deux instants, elle a subi au moins un dégivrage temporaire.

Deux profils de givrage ont été établis, l'un pour lequel la sonde Pitot est restée givrée sur la durée la plus longue et l'autre sur la durée la plus courte. Il n'a pas été possible de déterminer lequel des deux profils était le plus probable. Par conséquent, l'évolution de la CAS affichée sur le PFD droit est partiellement connue sur la période comprise entre 2 h 10 min 3,5 et 2 h 10 min 46, comme l'illustre le graphe ci-dessous.

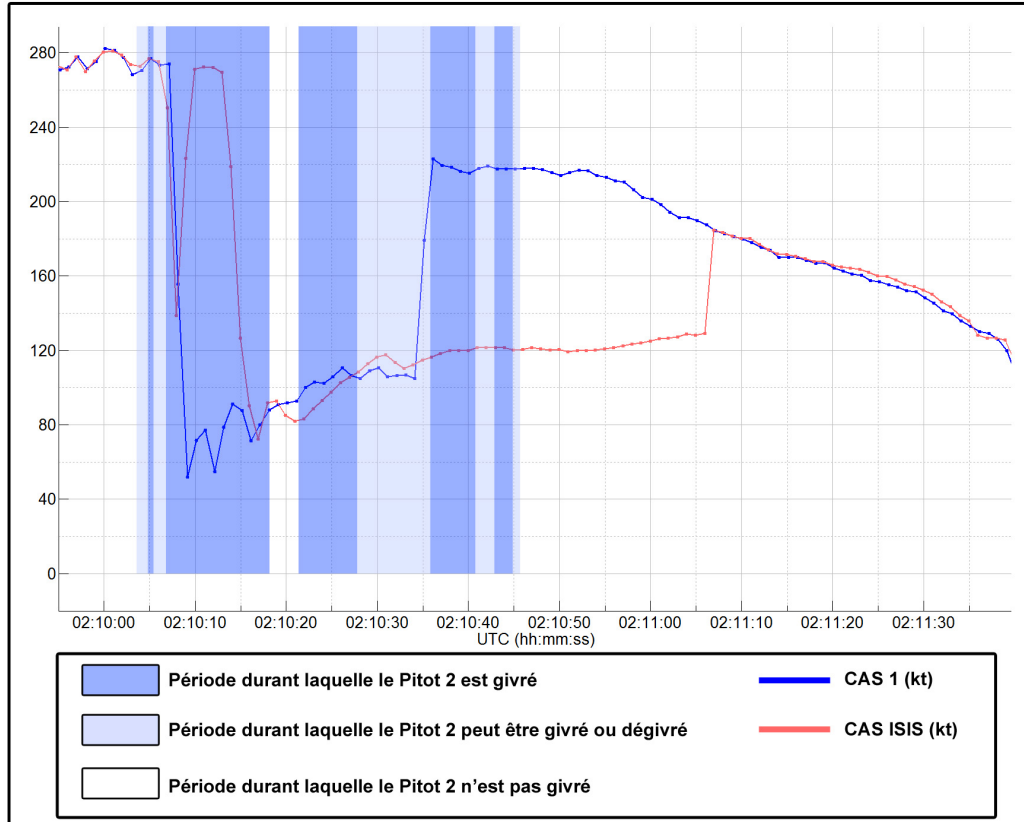


Figure 68 : évolution des 3 CAS

1.16.5.3 Calcul de la speed trend

La flèche de tendance de vitesse, ou *speed trend*, représente une estimation de l'accélération de l'avion : l'extrémité de la flèche indique la vitesse conventionnelle qu'aura l'avion dix secondes plus tard. Sa valeur dépend de l'évolution antérieure de la vitesse utilisée pour le calcul.

Afin de s'affranchir de cette évolution en ce qui concerne la CAS 2, la détermination de la *speed trend* affichée sur le PFD droit a été effectuée à partir de 2 h 10 min 46. Par ailleurs, à partir de cet instant, les CAS 1 et 2 peuvent être considérées comme valides et identiques. Des différences peuvent exister entre les *speed trend* affichés à gauche et à droite au moment du dégivrage de la CAS 2 compte tenu du mode de calcul (filtrage). Cependant, la brusque augmentation de la CAS 2 provoque dans tous les cas un phénomène transitoire augmentant la valeur de *speed trend* pendant plusieurs secondes. Il apparaît ainsi que la flèche de tendance de vitesse indiquait une accélération pouvant être significative pendant quelques secondes avant et après l'activation de l'alarme de décrochage. Par la suite, la *speed trend* indiquait une décélération, et ce jusqu'à la fin de la période de recalcul à 2 h 11 min 40.

1.16.5.4 Calcul des ordres du directeur de vol

Les ordres du directeur de vol ont pu être recalculés sur l'ensemble des plages de temps considérées comme pertinentes. Selon le mode d'engagement (identique à droite et à gauche), les ordres donnés par les barres de tendance à droite et à gauche peuvent être différents. En l'occurrence, il a été établi que les ordres présentés à droite et à gauche ont été soit identiques, soit extrêmement proches. Compte tenu des modes engagés et du fonctionnement de ces modes, et malgré la connaissance seulement partielle de l'évolution de la CAS 2, il a été possible de borner la position du FD longitudinal. La précision est relativement bonne sur certaines plages (positions minimales et maximales proches), moins bonne sur d'autres (connaissance de la position maximale seulement entre 2 h 10 min 17 et 21 ainsi qu'entre 2 h 10 min 26 et 36).

La séquence des apparitions / disparitions des barres de tendance sur les PFD droit et gauche a été la suivante :

Plage de temps	FD G	FD D	Mode vertical	Mode latéral
avant 2 h 10 min 08			ALT CRZ	HDG
2 h 10 min 08 - 17				
2 h 10 min 17 - 21			ALT CRZ *	HDG
2 h 10 min 21 - 26				
2 h 10 min 26 - 36			V/S + 6000	HDG
2 h 10 min 36 - 42				
2 h 10 min 42 - 43			V/S + 1400	HDG
2 h 10 min 43 - 47				
2 h 10 min 47 - 2 h 11 min 40			V/S + 1400	HDG
2 h 11 min 40 - 2 h 12 min 52				
2 h 12 min 52 - 2 h 12 min 58			V/S - 6000	HDG
2 h 12 min 58 - 2 h 13 min 57				
2 h 13 min 57 - 58			Non enregistrés Période d'échantillonnage des paramètres associés insuffisante	
2 h 13 min 58 - fin du vol				

Le graphe suivant représente la position maximale et minimale des barres de tendances FD affichées entre la déconnexion du pilote automatique et 2 h 11 min 40 ainsi que les ordres longitudinaux exercés par le PF sur son mini-manche :

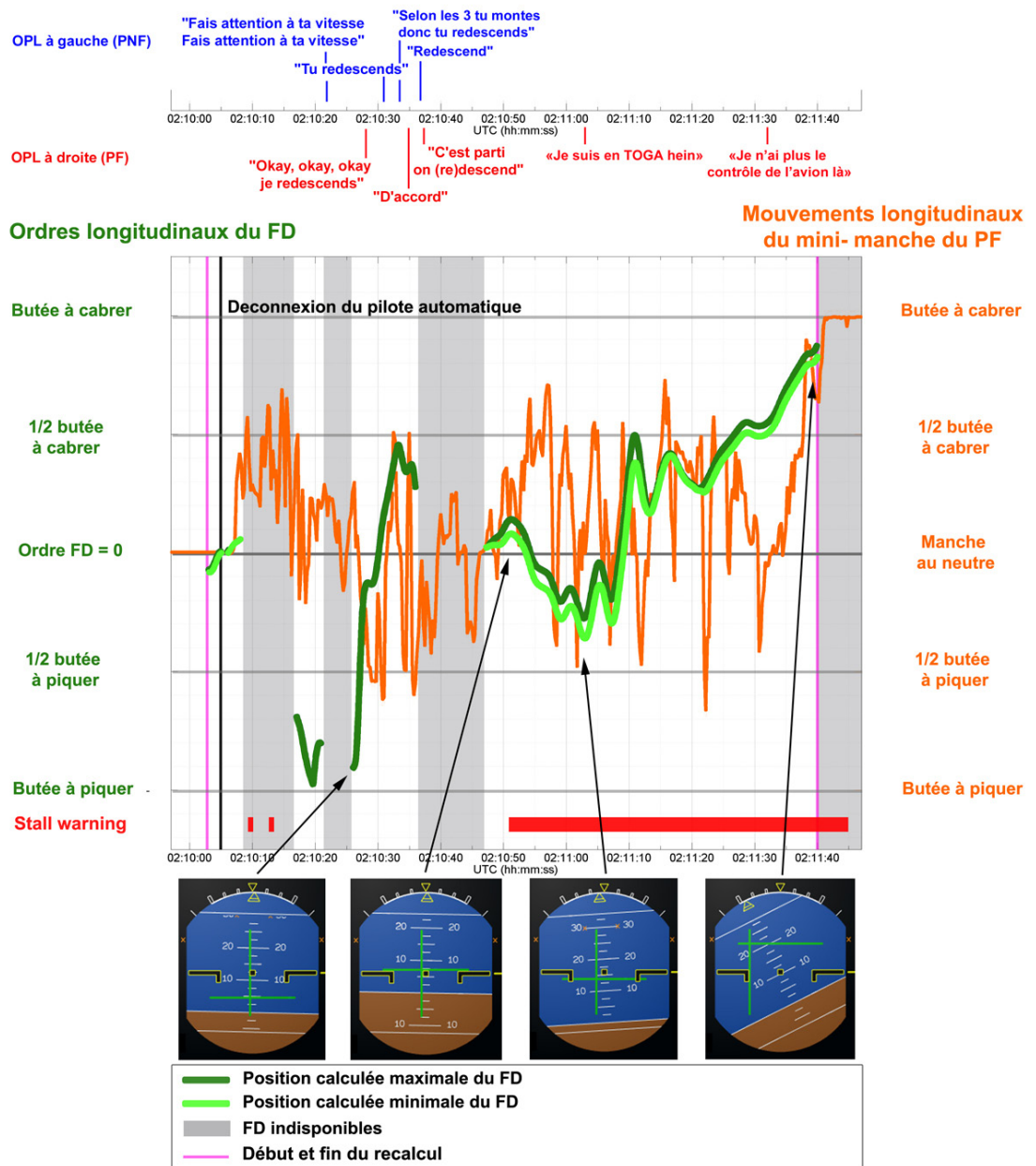


Figure 69 : évolution des ordres longitudinaux du directeur de vol

1.16.5.5 Analyse de la séquence d'apparition des messages ECAM

La chute des vitesses mesurées a généré le déclenchement de surveillances dans les différents calculateurs (voir l'analyse des messages ACARS dans les rapports d'étape 1 et 2), ayant à leur tour conduit à la perte d'automatismes et à l'apparition de messages ECAM.



Figure 70 : emplacement de la zone d'affichage des messages ECAM

Le nombre de lignes disponibles sur l'ECAM pour l'affichage des messages est de 7. Si le nombre de lignes nécessaires à l'affichage de tous les messages dépasse ce chiffre, une flèche verte pointant vers le bas apparaît pour indiquer que d'autres messages de priorité plus faibles ne sont pas affichés. Pour les faire apparaître, l'équipage doit traiter les premiers messages puis les effacer. Il n'est pas possible de savoir si l'un ou l'autre des membres d'équipage a effacé un ou plusieurs messages ECAM au cours de l'événement, aucune annonce à ce sujet n'a été faite.

Si l'on retient l'hypothèse qu'aucun message n'a été effacé et sans prendre en compte le message NAV TCAS FAULT, les états de l'ECAM à différentes heures auraient été les suivants :

<p>ECAM à 02:10:05</p> <pre>AUTO FLT AP OFF</pre>		<p>ECAM à 02:10:08</p> <pre>AUTO FLT AP OFF F/CTL ALTN LAW (PROT LOST) -MAX SPEED.....330/.82 AUTO FLT REAC W/S DET FAULT</pre>	
<p>ECAM à 02:10:10</p> <pre>AUTO FLT AP OFF AUTO FLT A/THR OFF -THR LEVERS.....MOVE F/CTL ALTN LAW (PROT LOST) -MAX SPEED.....330/.82 AUTO FLT</pre>		<p>ECAM à 02:10:15</p> <pre>AUTO FLT AP OFF ENG THRUST LOCKED -THR LEVERS.....MOVE AUTO FLT A/THR OFF -THR LEVERS.....MOVE F/CTL ALTN LAW (PROT LOST)</pre>	<pre>AUTO FLT</pre>
<p>ECAM à 02:10:19</p> <pre>AUTO FLT AP OFF ENG THRUST LOCKED -THR LEVERS.....MOVE AUTO FLT A/THR OFF -THR LEVERS.....MOVE F/CTL ALTN LAW (PROT LOST)</pre>	<pre>F/CTL AUTO FLT</pre>	<p>ECAM à 02:10:24</p> <pre>AUTO FLT AP OFF AUTO FLT A/THR OFF F/CTL ALTN LAW (PROT LOST) -MAX SPEED.....330/.82 F/CTL RUD TRV LIM FAULT</pre>	<pre>AUTO FLT</pre>
<p>ECAM à 02:12:44</p> <pre>AUTO FLT AP OFF NAV ADR DISAGREE -AIR SPD.....X CHECK •IF NO SPD DISAGREE -AOA DISCREPANCY •IF SPD DISAGREE -ADR CHECK PROC...APPLY</pre>	<pre>AUTO FLT F/CTL</pre>		

Figure 71 : affichages ECAM à différents instants (si aucun message n'a été effacé)

1.16.5.6 Apport de l'analyse des messages ACARS

La plupart des messages de maintenance analysés dans les rapports d'étape ont pu être corrélés avec les données extraites des enregistreurs de vol.

Cette corrélation a permis de confirmer les analyses préliminaires rédigées dans les rapports d'étape. L'étude des délais de transmission entre les calculateurs identifiants du déclenchement d'une surveillance et le CMC a également permis d'expliquer et de vérifier l'ordre d'envoi des messages par ACARS. Cet ordre peut être différent de l'ordre d'apparition des messages ECAM.

Il faut cependant noter une erreur dans l'analyse qui a été faite du message « FLAG FPV ON PFD CAPT (F/O) » dans les rapports d'étape n° 2 et 3. Il avait été expliqué par la combinaison de deux conditions : la sélection du mode TRK-FPA par l'équipage et l'indisponibilité du FPV. En fait, la première condition n'est pas prise en compte pour l'envoi du message au CMC. Le fait que le paramètre FDR qui indique le passage du mode HDG-VS au mode TRK-FPA n'a pas changé d'état au cours du vol permet donc d'affirmer que l'équipage n'a jamais sélectionné le mode TRK-FPA.

La fin du vol est intervenue peu de temps après l'envoi du dernier message de maintenance « Maintenance status ADR 2 », ce qui permet de confirmer la cause de l'absence de message fault associé : la fenêtre de corrélation ouverte pour une période d'une minute n'a pas pu se fermer et le message fault n'a pas été envoyé.

1.16.5.7 Calcul du REC MAX et de l'OPTI

Une simulation a été conduite pour calcul du niveau de vol REC MAX par le FMS entre 1 h 45 et 2 h 09 min 30. Afin d'assurer la représentativité du calcul par rapport à ce qui a pu être présenté à l'équipage au cours du vol, l'altitude de la tropopause que l'équipage avait renseignée dans la page INIT A du FMS devait être connue. Compte tenu des procédures opérationnelles en vigueur à l'époque de l'événement, l'altitude proposée par défaut par le FMS (36 090 ft) a été retenue.

Sur la base des paramètres FDR enregistrés (notamment la température et la masse), la simulation montre que le REC MAX varie assez peu sur la période considérée, entre le FL372 et le FL376. L'écart de température par rapport à l'atmosphère standard est assez stable vers + 11 °C, sauf entre 1 h 51 et 1 h 59 où l'écart est plus faible et le minimum de + 9 °C est atteint.

Le REC MAX calculé à 1 h 45 est le FL372 et la tendance générale d'augmentation est de l'ordre de 100 ft par tonne de masse perdue (soit environ 9 minutes de vol). La diminution de température vers 1 h 50 se traduit par un maximum local du REC MAX au FL375. Il diminue ensuite vers le FL374 à 2 h 00.

Note : à 1 h 52, le PF dit au commandant de bord « tu vois le REC MAX il est passé au trois soixante-quinze », ce qui semble se corréler à cet extremum du REC MAX recalculé.

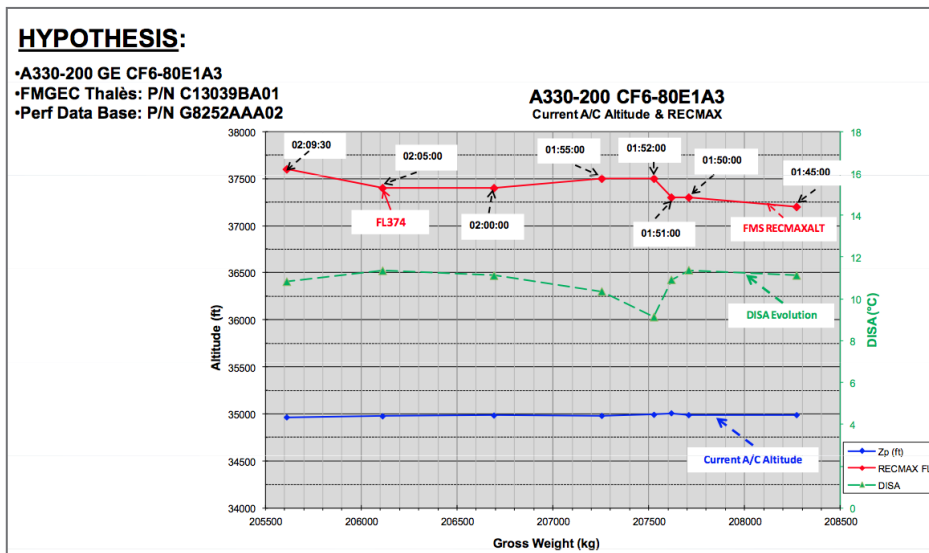


Figure 72 : évolution du REC MAX (simulation) Source Airbus

Le niveau de vol optimal (OPTI) a été recalculé en utilisant les informations du plan de vol et le cost index utilisé chez Air France (80). Ce calcul indique que l’OPTI était d’environ 37 000 ft au passage du point ORARO, en augmentation du même ordre de grandeur que le REC MAX.

1.16.6 Simulation du vol AF 447 dans le système Eurocat

Le BEA, en collaboration avec THALES, concepteur du système Eurocat, a organisé une simulation du vol AF 447 connecté en ADS-C avec le centre de contrôle de DAKAR OCÉANIQUE.

L’objectif de cet essai était de déterminer si le déclenchement des filets de sauvegarde installés dans le système aurait pu fournir une position plus précise de l’avion.

Les hypothèses suivantes ont été posées :

- le plan de vol est intégré dans le système Eurocat à Dakar ;
- le vol AF 447 est connecté en ADS-C.

La configuration du système était celle en vigueur au moment de l’accident. Les fonctions suivantes étaient activées :

- report de position et altitude toutes les 896 secondes soit environ 15 minutes ;
- report de position et altitude lors du passage des points survolés dans la FIR DAKAR OCÉANIQUE. La fonction de report envoie aussi les estimées des point n+1 et n+2 du FMS ;
- alerte lors d’un changement d’altitude de ± 200 ft ;
- alerte lors d’un changement de route de plus de 10 NM ;
- alerte lors de l’absence d’un report de position.

Lors de l’absence d’un message de report, le système le signale après trois minutes. Ce laps de temps permet de s’affranchir d’un problème de connexion ou de retard de transmission de l’information.

La connexion du vol AF 447 avec DAKAR OCÉANIQUE en ADS-C aurait ainsi généré les informations suivantes :

- message de changement d'altitude (2 h 10) ;
- message d'alerte de non respect de l'altitude (2 h 17) ;
- messages de non report de position périodique et de passage des points de report de position (2 h 20) ;
- message de perte de connexion ADS-C.

Dans ce contexte le contrôleur de Dakar avait la possibilité de tenter de contacter l'équipage du vol AF 447.

L'heure de connexion du vol associée à la période des rapports de position (896 secondes) ne permettait pas d'obtenir des informations de position ultérieures à 2 h 10 min (position fournie par ailleurs par ACARS). Ainsi le paramétrage du système actuel ne permettait pas de restreindre la zone de recherche de l'épave. En revanche, une phase critique aurait pu être déclenchée plus tôt.

Le contrôleur d'ATLANTICO aurait été alerté du changement d'altitude par son système si le vol AF 447 avait été connecté en ADS-C.

1.16.7 Questions relatives à la fatigue

L'agenda professionnel des trois membres d'équipage de conduite lors du mois précédant le vol de l'accident indique que les limitations des temps de vol et de service ainsi que les temps de repos sont conformes aux dispositions du règlement européen (CE) n° 859/2008 de la commission européenne (sous-partie Q de l'Annexe III).

L'enquête n'a pas permis d'établir avec exactitude l'activité des membres d'équipage de conduite pendant l'escale à Rio de Janeiro où l'équipage était arrivé trois jours plus tôt. Il n'a pas été possible d'obtenir des données relatives à leurs sommeils pendant cette escale.

Ainsi l'absence d'informations précises sur l'activité lors de l'escale, en particulier concernant le sommeil, ne permet pas d'évaluer le niveau de fatigue associé aux horaires de service de l'équipage.

L'enregistrement du CVR permet cependant de faire ressortir que l'équipage de conduite ne présentait pas de signes de fatigue objectifs, comme en témoignent les éléments suivants :

- les niveaux d'activité et d'implication de l'équipage constitué dans la première partie du vol du commandant de bord et du copilote assis en place droite, puis dans la seconde partie du vol des deux copilotes, sont conformes à ceux que l'on peut attendre d'un équipage en croisière. Aucun signe d'assoupissement ou de somnolence n'est perceptible ;
- à 0 h 58 min 07, le commandant de bord se préoccupe de l'état de fatigue du copilote assis en place droite (« *Essaye peut-être de dormir vingt minutes quand il va revenir ou avant si tu veux hein* ») qui lui répond qu'il n'a pas envie de dormir ;
- interrogé à son retour dans le poste de pilotage, le copilote qui prend la place du commandant de bord répond qu'il a « somnolé ».

1.16.8 Travaux sur les facteurs humains

Cet accident, comme tout accident, signe l'échec d'une partie au moins des dispositions prévues censées garantir la sécurité de ce vol dans la situation rencontrée ou des situations analogues. Ces dispositions concernent au plan général la certification de la conception des systèmes avion et de son cockpit, ses principes de maintien de navigabilité, ses règles d'usage opérationnelles dont ses procédures normales, de secours et d'urgence, et les comportements et compétences attendues des équipages, et donc notamment leur formation et leur entraînement. Cet ensemble de dispositions comporte entre autres des zones explicites : des dispositions réglementaires, des procédures à suivre, des caractéristiques de conception, des limitations opérationnelles, etc. qui ont été conçues pour mettre et conserver le vol en sécurité. Il comprend aussi des zones implicites, plus ou moins claires : des « bonnes pratiques », des « attentes raisonnables » vis-à-vis des comportements, voire des présupposés ou des hypothèses très implicites sur les comportements des différents acteurs.

L'objectif des travaux sur les facteurs humains a été d'examiner le sous-ensemble de ces dispositions qui concernent les comportements et compétences attendues des équipages pour la situation rencontrée. Il s'agissait d'en repérer les défaillances survenues lors du vol, par rapport aux attentes explicites ou implicites du modèle de sécurité.

Au-delà de la simple découverte d'une explication psychologiquement probable, vraisemblable ou plausible aux comportements constatés, il s'agissait aussi d'évaluer le degré de spécificité ou de généralité des réponses comportementales constatées : sont-elles spécifiques à cet équipage particulier, partagées par tous les équipages de la compagnie ou encore généralisables à tous les équipages ? En matière de facteurs humains les comportements observés au moment d'un événement sont souvent en cohérence avec, ou en prolongation d'une culture et d'une organisation du travail. Les traits de ce fonctionnement habituel de l'équipage peuvent être éventuellement perçus dans les éléments recueillis lors de l'enquête, et notamment dans tout ce que peut révéler le CVR avant la phase critique. Pour le dire autrement, il s'agissait de répondre à la question : « si on substituait un autre équipage à celui-ci, conserverait-on (probablement, probablement pas ; sûrement, sûrement pas) les mêmes réponses ? ». L'objectif final était en effet de contribuer à identifier ce qui devrait être modifié dans l'ensemble des dispositions de sécurité pour augmenter significativement leur efficacité dans une situation semblable ou dans une situation générique comportant les mêmes caractéristiques fondamentales. Or la nature des modifications à apporter dépend en partie de la réponse à la question précédente.

Dans cet esprit, à partir des travaux des autres groupes d'enquête, les travaux du groupe facteurs humains ont servi de base pour établir le scénario de l'accident tel que détaillé dans la partie 2.1 du rapport.

1.16.8.1 Gestion d'une anomalie soudaine et implications sur la performance humaine

Dans certains cas, le maintien de la sécurité du vol après apparition d'une anomalie (ou encore l'acceptabilité d'une anomalie) suppose une intervention adaptée de l'équipage. En premier lieu, on attend de l'équipage qu'il assure le contrôle de l'avion et le suivi de la trajectoire.

Il est alors prévu que l'équipage détectera l'anomalie, qu'il « fera sens » éventuellement de cette détection, qu'il modifiera ses priorités d'action en cours, et qu'il engagera l'action correspondante, (actions de pilotage et/ou actions de traitement de la panne, associées à des procédures ou check-lists), le tout dans le délai attendu (dont l'ordre de grandeur est indiqué dans le raisonnement de certification s'il est critique).

Sur A330, l'ECAM propose des actions à effectuer dans la majorité des cas de panne ou d'urgence. A partir des informations disponibles à l'ECAM, l'équipage doit analyser et confirmer la nature de la défaillance avant d'entreprendre toute action de traitement de la panne. Dans d'autres cas, la « réaction adéquate » attendue de l'équipage suppose des actions immédiates de mémoire visant à stabiliser la situation, puis le recours à des instructions d'action disponibles sur l'ECAM, et/ou le recours à des procédures explicitées dans le QRH et classées par catégorie d'anomalie diagnostiquée.

Dans tous les cas, ce schéma comporte un certain nombre d'implications concernant la performance humaine, qui peuvent relever de ce qu'on peut attendre raisonnablement de tout opérateur humain (par exemple percevoir un signal sonore bien audible) ou de capacités professionnelles génériques normalement présentes dans la population des pilotes (le « *basic airmanship* »), ou encore de capacités spécifiques qui doivent être construites explicitement par une formation et/ou un entraînement particuliers.

Par ailleurs, ces réactions attendues peuvent relever de différents modes cognitifs de l'activité. Les opérateurs humains perçoivent et agissent en fonction de leur représentation mentale de la situation, et non de la situation « réelle ». La probabilité et la vitesse de détection des signaux d'anomalie sont liées à leur « saillance », c'est-à-dire à leur capacité à déstabiliser et modifier la représentation de la situation en cours, tout en étant situés possiblement en dehors du cadre de cette représentation (c'est-à-dire inattendus, surprenants, saugrenus, voire « impensables » dans son contexte). Selon la fréquence d'exposition de l'opérateur à l'anomalie durant sa formation ou en opérations réelles, sa réponse peut être automatique, applicative de règles, ou construite sur la base de connaissances profondes. Les réponses automatiques supposent la reconnaissance de stimuli bien spécifiques, à laquelle la réaction est associée sans véritable interprétation. L'application de règles suppose non seulement leur connaissance, mais aussi la reconnaissance de leurs conditions d'applicabilité, et donc une bonne identification plus une certaine interprétation de l'anomalie. La construction d'une réponse par appel aux connaissances suppose une incorporation de l'anomalie dans la représentation mentale de la situation, qui peut passer par une destruction/reconstruction de celle-ci, très coûteuse en ressources et chronophage. Ainsi, la perception correcte de la situation par un équipage, qui permet d'améliorer la fiabilité et la rapidité de diagnostic et de décision, est liée non seulement à la manière dont la situation est présentée à cet équipage (interfaces, paramètres) mais aussi à sa formation et à son expérience.

En fonction de ce qui précède, pour que ces attentes vis-à-vis de l'équipage aient de bonnes chances d'être satisfaites, il est donc nécessaire :

- que les signes du problème soient suffisamment saillants pour « sortir » l'équipage de ses préoccupations et priorités dans la phase de vol en cours, qui peuvent être naturellement assez éloignées d'une surveillance étroite du ou des paramètres concernés par l'anomalie ;
- que ces signes soient crédibles et pertinents ;

- ❑ que les indications disponibles relatives à l'anomalie soient très rapidement identifiables afin que les éventuelles actions immédiates de mémoire visant à stabiliser la situation soient déclenchées, ou que l'identification de la procédure applicable soit faite correctement. En particulier, il est important que les interfaces habituellement porteuses des informations d'anomalie affichent ou du moins permettent ce diagnostic initial, compte tenu des compétences minimales attendu d'un équipage. A défaut il faudra compenser l'insuffisance d'informations fournies par le système qui permettraient d'atteindre le diagnostic par un entraînement spécifique ;
- ❑ que les actions de mémoire éventuelles soient connues et suffisamment répétées pour être devenues des automatismes associés à la seule prise de conscience de l'anomalie, sans besoin de construire une compréhension plus élaborée du problème ;
- ❑ qu'il n'y ait pas de signaux ou d'informations disponibles suggérant des actions différentes ou incitant l'équipage à une reconstruction préalable de la compréhension de la situation.


1.16.8.2 Cas des anomalies d'indications de vitesse

La philosophie de traitement de l'anomalie est donnée dans la procédure « UNRELIABLE AIRSPEED INDICATION / ADR CHECK PROCEDURE » présente dans le manuel de vol (AFM) et transcrite dans le FCOM d'Airbus et le manuel d'exploitation d'Air France.

Airbus

La procédure du FCOM prévoit que :

- ❑ l'équipage identifie la perte de cohérence des indications de vitesse ;
- ❑ si la sécurité du vol est affectée par l'anomalie d'indication de vitesse, et jusqu'à ce que l'avion ait atteint l'altitude de sécurité ou l'altitude du circuit d'aérodrome, l'équipage effectue d'abord de mémoire des actions immédiates (« *Memory items* ») indiquées dans l'encadré de la procédure « UNRELIABLE AIRSPEED INDICATION / ADR CHECK PROCEDURE ». Le but de ces actions immédiates est de conserver l'avion dans un domaine de vol sûr et de stabiliser une trajectoire de vol pour donner le temps de trouver ensuite dans le QRH les tables donnant les valeurs d'assiette et de poussée plus précises à utiliser pour le vol :

	ABNORMAL AND EMERGENCY	3.02.34	P 18
	NAVIGATION	SEQ 210	REV 24

R	<p>UNRELIABLE SPEED INDIC/ADR CHECK PROC (CONT'D)</p> <p>● If the safe conduct of the flight is impacted :</p> <div style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p>MEMORY ITEMS :</p> <ul style="list-style-type: none"> - AP/FD.....OFF - A/THR.....OFF - PITCH/THRUST : <ul style="list-style-type: none"> • Below THRUST RED ALT.....15° /TOGA • Above THRUST RED ALT and BeLow FL 100.....10° /CLB • Above THRUST RED ALT and Above FL 100.....5° /CLB - FLAPS.....Maintain current CONFIG - SPEEDBRAKES.....Check retracted - L/G.....UP <p>When at, or above MSA or Circuit ALTitude: Level off for troubleshooting</p> </div>
---	--

Figure 73 : source : FCOM Airbus fourni à Air France

- ❑ qu'il ait ou non appliqué les actions immédiates, l'équipage suit la procédure « UNRELIABLE AIRSPEED INDICATION / ADR CHECK PROCEDURE » pour :
 - dans un premier temps, s'assurer que les automatismes (AP / FD / ATHR) sont désactivés,
 - ajuster à partir des tableaux de la procédure l'assiette longitudinale et la poussée à adopter en vue de maintenir l'avion en palier,

- GPS ALTITUDE Display on MCDU				
● To level off for troubleshooting :				
R	- AP/FD OFF			
R	- A/THR OFF			
<i>Note : Check the actual slat/flap config. on ECAM, as flap auto-retraction may occur.</i>				
R	PITCH/THRUST FOR INITIAL LEVEL OFF			
SLATS/FLAPS EXTENDED				
		Above 190 t	190 t – 160 t	Below 160 t
CONF	Speed	Pitch (°)/Thrust (% N1)		
3	F	7.5/76.6	7.5/70.7	7/64.3
2	F	9/75	9/69.2	8.5/62.4
1 + F	S	6/72.7	6/66.9	6/60.5
1	S	9/71.6	9/65.7	9/59.5
CLEAN				
FL	Speed	Pitch (°)/Thrust (% N1)		
Below FL 250	240 kts	5/75.7	4/72.6	2.5/68.1
FL 250 - FL 370	260 kts	3.5/90	3/87.9	2/83.9
Above FL 370	M 0.80	3/94.3	2.5/93.4	2/90

Figure 74 : source FCOM Airbus

- identifier la ou les ADR affectées.

Air France

Air France a séparé en deux la procédure Airbus « UNRELIABLE AIRSPEED INDICATION / ADR CHECK PROCEDURE ». Elle a introduit dans son manuel d'exploitation :

- ❑ une manœuvre d'urgence « IAS DOUTEUSE » au chapitre Procédures Anormales, Manœuvres d'urgence. La manœuvre d'urgence⁽¹¹⁾ doit être accomplie de mémoire par l'équipage lorsqu'il doute d'une indication de vitesse et si la conduite du vol est « affectée dangereusement ». Elle reprend les items de l'encadré de la procédure Airbus :

⁽¹¹⁾Action immédiate effectuée de mémoire lorsque la sécurité du vol est directement compromise. Elle est rappelée dans le QRH pour le maintien individuel des compétences.

A330/340 AIR FRANCE O.A.N.T.	Procédures anormales MANOEUVRES D'URGENCE	TU 03.01.01. 03 15 FEB 07
IAS DOUTEUSE		
SI CONDUITE DU VOL AFFECTEE DANGEREUSEMENT, le CDB annonce "IAS DOUTEUSE", effectuer les actions immédiates suivantes :		
PF	AP	OFF
C/P	FD 1 et 2	OFF
PF	A/THR	OFF
PF	POUSSEE / ASSIETTE	SELECTEES
➤ Avant la réduction de poussée :		
- POUSSEE / ASSIETTE (A330) TOGA / 15°		
- POUSSEE / ASSIETTE (A340) TOGA / 12°5		
➤ Après la réduction de poussée :		
● Au dessous du FL 100		
- POUSSEE / ASSIETTE CLB / 10°		
● Au dessus du FL 100		
- POUSSEE / ASSIETTE CLB / 5°		
PNF	VOLETS	CONFIG MAINTENUE
PNF	SPEED BRAKES	VERIFIES RENTRES
PNF	TRAIN	RENTRE
Respecter les alarmes décrochage.		
LORSQUE LA TRAJECTOIRE EST STABILISEE, se référer à la procédure URGENCE / SECOURS non ECAM "VOL AVEC IAS DOUTEUSE / ADR CHECK PROC" (QRH 1.34.xx ou TU 03.02.34.1XX).		

Figure 75 : source : TU Air France

□ une procédure URGENCE / SECOURS non ECAM « VOL AVEC IAS DOUTEUSE / ADR CHECK PROCEDURE » qui doit être suivie par l'équipage si la conduite du vol ne semble pas dangereusement affectée ou lorsque la trajectoire est stabilisée à l'issue de la manœuvre d'urgence précédente. Cette procédure rappelle tout d'abord les actions immédiates de la manœuvre d'urgence. Elle donne ensuite dans un tableau les valeurs d'assiette longitudinale et de poussée à adopter pour assurer un palier. Lorsque la trajectoire est stabilisée, l'équipage doit alors identifier la ou les ADR affectés en suivant la procédure. Dans le cas où l'équipage n'applique pas la manœuvre d'urgence s'il considère que la sécurité du vol n'est pas affectée, la procédure ne rappelle pas de désactiver les automatismes. Le manuel d'exploitation précise les règles d'application de la procédure et mentionne :

- « Si les informations erronées de vitesse ou d'altitude n'affectent pas la sécurité du vol : (trajectoire stabilisée),
- [...]
- Si la sécurité du vol est affectée : (toutes les indications de vitesse sont erronées, ou si l'indication de vitesse fausse ne peut être clairement identifiée)... ».

1.16.8.3 Réponse aux alarmes sonores

De nombreux travaux ont été menés sur l'insensibilité aux alarmes sonores et révèlent que le caractère agressif, la rareté et le manque de fiabilité de ces alertes peuvent amener les opérateurs à ignorer ces signaux [1, 2]. En particulier, en cas de forte charge de travail, l'insensibilité aux alarmes sonores peut avoir pour origine un conflit entre ces alarmes et les tâches cognitives en cours de réalisation. La capacité à porter son attention sur cette information est très coûteuse puisque cela nécessite l'utilisation de ressources cognitives déjà engagées sur la tâche courante. La performance de l'une des tâches (résoudre le problème ou prendre en compte l'alarme) ou des deux serait altérée [3].

Par ailleurs, des études sur le conflit visuo-auditif montrent une tendance naturelle à privilégier la perception visuelle à la perception auditive lorsque des informations contradictoires et conflictuelles, ou perçues comme telles, de ces deux sens sont présentées [4, 5, 6]. Le pilotage, sollicitant fortement l'activité visuelle, pourrait amener les pilotes à une certaine insensibilité auditive à l'apparition d'alarmes sonores rares et contradictoires avec les informations du cockpit. Une étude récente en électrophysiologie sur une tâche de pilotage semble confirmer que l'apparition de tels conflits visuo-auditifs en situation de forte charge de travail se traduit par un mécanisme de sélectivité attentionnelle qui favorise les informations visuelles et conduit à négliger des alarmes sonores critiques [7].

[1] Parasuraman, R., & Riley, V. (1997). *Humans and automation: Use, misuse, disuse, abuse. Human Factors: The Journal of the Human Factors and Ergonomics Society*, 39(2), 230-253.

[2] Doll, T. J., Folds, D., & Leiker, L. A. (1984). *Auditory information systems in military aircraft: Current configurations versus the state of the art. Final Report, 1 May-30 Sep. 1983 Georgia Inst. of Tech., Atlanta. Systems Engineering Lab., 1.*

[3] Wickens, C. D. (1980). *The structure of attentional resources. Attention and performance VIII*, 8.

[4] Colavita, F. B. (1974). *Human sensory dominance. Attention, Perception, & Psychophysics*, 16(2), 409-412.

- [5] Sinnett, S., Spence, C., & Soto-Faraco, S. (2007). *Visual dominance and attention: the Colavita effect revisited. Percept Psychophys*, 69(5), 673-686.
- [6] Yuval-Greenberg, S., & Deouell, L. (2009). *The dog's meow: asymmetrical interaction in cross-modal object recognition. Experimental brain research. Experimentelle Hirnforschung. Expérimentation cérébrale*, 193(4), 603.
- [7] Scannella, S. (2011), *Bases cérébrales du conflit visuo-auditif spatial et sémantique : études en IRM fonctionnelle et EEG. Chapitre "Etude du conflit visuo-auditif sémantique dans l'activité de pilotage"*.

1.16.8.4 Témoignages d'autres équipages confrontés à des situations similaires

L'analyse comparative de comptes-rendus et témoignages d'équipages effectuée à partir de dix-sept événements survenus dans des conditions similaires à celles de l'AF 447, dont ceux étudiés en 1.16.2, a permis de dégager des tendances :

- ❑ l'analyse de la situation par les équipages semble difficile ;
- ❑ l'appel de la procédure *unreliable airspeed* est rare ;
- ❑ certains équipages évoquent la difficulté de choisir une procédure compte tenu de la situation (nombreuses alarmes) ;
- ❑ d'autres ne voient pas l'utilité d'appliquer cette procédure dans la mesure où, en l'absence de doute sur l'incohérence des vitesses, leur interprétation du titre de la procédure « IAS douteuse » ne les amène pas à l'appliquer ;
- ❑ certains donnent la priorité au contrôle de l'assiette longitudinale et de la poussée avant d'entreprendre quoi que ce soit ;
- ❑ le déclenchement de l'alarme *STALL* est perçu. Elle surprend et de nombreux équipages ont tendance à la considérer comme incohérente.

1.16.9 Examen des sièges cockpit

Ce paragraphe détaille les examens effectués sur les éléments des sièges du cockpit remontés et identifiés.

1.16.9.1 Descriptif des sièges cockpit

Le cockpit comporte quatre sièges : le siège commandant de bord en place avant gauche, le siège copilote en place avant droite, ainsi qu'un siège troisième occupant, similaire aux deux sièges pilotes, et un siège rabattable (strapontin) pour un quatrième occupant.

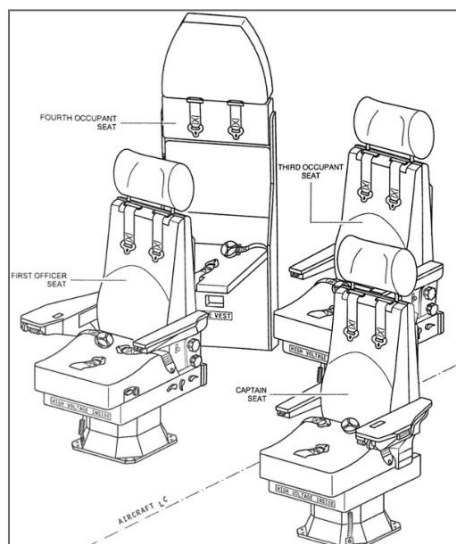


Figure 76 : vue des sièges du cockpit

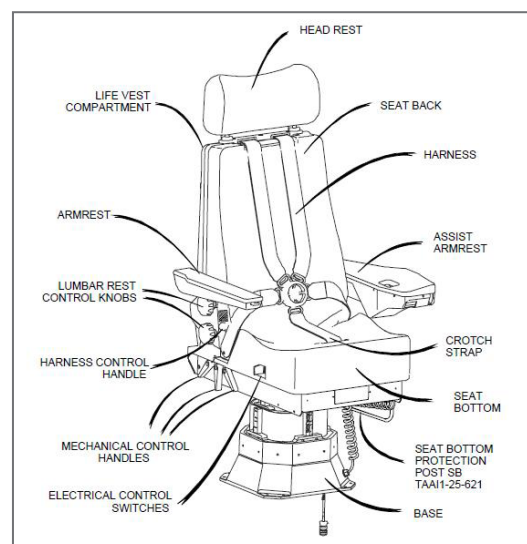


Figure 77 : vue générale du siège gauche

Des éléments de sièges remontés, seuls ceux des deux sièges pilotes ont été examinés afin d'en déterminer la position au moment de l'événement.

Ces deux sièges sont symétriques par rapport à l'axe de l'avion. Les principaux réglages des sièges pilotes sont :

- ❑ la position horizontale ;
- ❑ la position verticale ou hauteur ;
- ❑ la position de l'accoudoir côté mini-manche ;
- ❑ l'inclinaison du dossier.

Les autres réglages (accoudoir central et coussins lombaires) sont secondaires.

Lors du réglage de la position horizontale, le siège bouge sur son socle par l'intermédiaire de deux systèmes :

- ❑ un système pignon/crémaillère permettant le mouvement de translation du siège ;
- ❑ un système de guidage assurant le maintien du siège face au tableau de bord.

Pour le système pignon/crémaillère, le pignon et son moteur électrique sont fixés au socle, la crémaillère, en forme de L, est fixée sous l'assise. La forme de cette crémaillère autorise le mouvement longitudinal de positionnement du siège et le mouvement latéral du siège lorsque celui-ci est dans sa position la plus reculée (position dite de stockage permettant l'accès au siège). La course de réglage longitudinale est de $226,6 \pm 2$ mm.

Le système de guidage est constitué de deux rails et deux crémaillères, situés sous l'assise du siège, et d'un ensemble « chariot » avec 8 galets et deux pignons, fixé au socle.

Le réglage de la position horizontale du siège est usuellement électrique. Le moteur peut être débrayé pour un réglage mécanique.

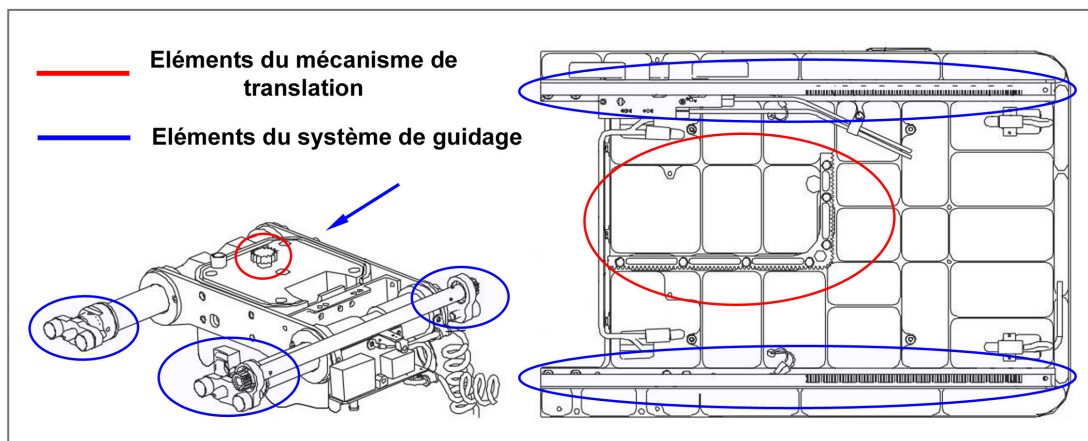


Figure 78 : systèmes de réglage de la position horizontale du siège

Le réglage de la position verticale se fait par l'intermédiaire d'un système de vis sans fin, positionné dans le socle. La course de réglage est de $165,1 \pm 2$ mm. Ce réglage est usuellement électrique. Le moteur peut être débrayé pour un réglage mécanique.

L'accoudoir côté mini-manche comporte deux molettes de réglage. La molette située à l'avant de l'accoudoir permet de régler la hauteur. La seconde située sur le côté extérieur de l'accoudoir permet d'en régler l'inclinaison.



Figure 79 : accoudoir coté mini-manche du siège droit

Le réglage de l'inclinaison du dossier est mécanique. Il se fait par l'intermédiaire de deux verrous fixés à l'arrière du siège. Ces verrous sont constitués chacun d'une tige filetée et d'une noix taraudée sur sa demi-circonférence. Cet usinage particulier permet le déplacement de la noix le long de la tige et le verrouillage de la position. Ces tiges sont totalement sorties de la noix quand le dossier est redressé au maximum (7° par rapport à la verticale) et complètement rentrées quand le dossier est incliné (34°).

Les deux sièges possèdent un harnais cinq points constitué de deux ceintures d'épaules, de deux ceintures ventrales (la boucle étant fixée à la ceinture ventrale côté mini-manche), et d'une ceinture entre-jambes dite « sous-cutale » (voir vue générale du siège).

1.16.9.2 Examen du siège gauche

Les éléments du siège gauche examinés sont le siège (assise et dossier) et le harnais.

Les traces laissées par le mécanisme de réglage sous l'assise permettent de déterminer la position horizontale du siège à l'impact : le siège était reculé et décalé vers la gauche (position dite de « stockage »).



Figure 80 : traces des galets sur le rail de guidage

Lors de l'examen, les tiges filetées des deux verrous de réglage de l'inclinaison du dossier du siège étaient partiellement sorties, de façon dissymétrique. Des examens complémentaires n'ont pas permis de valider les positions déduites de l'observation de ces verrous et par conséquent d'en déduire l'inclinaison du dossier du siège.

Les ceintures d'épaules et la ceinture sous-cutale ont été retrouvées non attachées. Les examens ont confirmé qu'elles ne l'étaient pas à l'impact. Seule la ceinture ventrale a été retrouvée attachée.

1.16.9.3 Examen du siège droit

Les éléments du siège droit examinés sont le siège (assise et dossier), le harnais, le mécanisme de réglage de la hauteur, ainsi que l'accoudoir côté mini-manche.

Les traces laissées par le mécanisme de réglage sous l'assise permettent de déterminer la position horizontale du siège à l'impact. Le siège était positionné à 5,5 cm de la position la plus avancée.



Figure 81 : assise siège droit

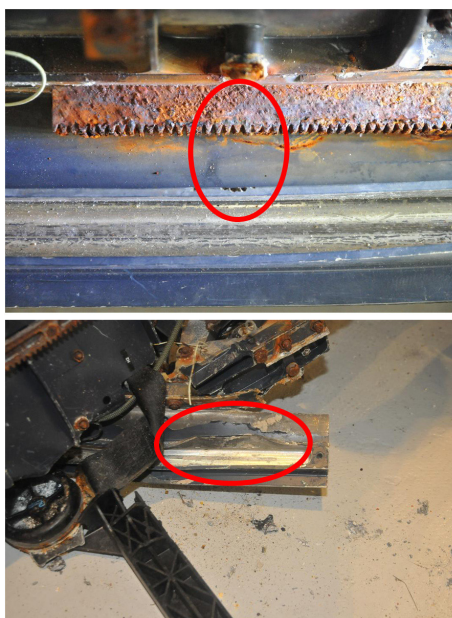


Figure 82 : traces sur le mécanisme de réglage

Les tiges filetées des deux verrous de réglage de l'inclinaison sont retrouvées quasiment rentrées, de façon dissymétrique. Pour les mêmes raisons que celles expliquées pour le siège gauche, les positions déduites de l'observation de ces verrous n'ont pas été validées.

Le mécanisme de réglage de la hauteur du siège est figé à une hauteur 7,5 cm. La hauteur du siège a pu être modifiée lors de l'impact. La hauteur avant l'impact pouvait être légèrement supérieure (glissement de l'embrayage).

L'accoudoir a été retrouvé en position relevée, conséquence probable de l'impact. La position de l'accoudoir est indiquée sur le cadran dédié à cette fonction. Les aiguilles sont positionnées sur les valeurs A (réglage de A à K pour la hauteur) et 3 (réglage de 1 à 9 pour l'inclinaison). Le capotage de l'accoudoir a été démonté afin de vérifier l'intégrité des mécanismes et de valider les positions des aiguilles. Les mécanismes ont été démontrés irréversibles lors des essais de certification, c'est-à-dire qu'un appui sur l'accoudoir ne modifie pas les réglages effectués à l'aide des molettes.

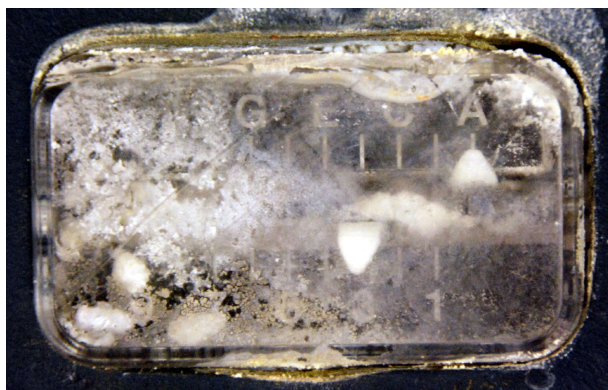


Figure 83 : cadran indiquant la position de l'accoudeur

Les ceintures d'épaules, la ceinture ventrale gauche et la ceinture sous-cutale ont été retrouvées non attachées. Les examens ont montré que les ceintures ventrale gauche et sous-cutale étaient verrouillées et que les ceintures d'épaules ne l'étaient pas à l'impact.



Figure 84 : déformation de l'attache de la ceinture sous-cutale

1.16.9.4 Synthèse

Le siège côté gauche était en position dite de « stockage » à l'impact. Le PNF était attaché par la ceinture ventrale.

Le siège côté droit était positionné à 5,5 cm de la position la plus avancée avec un accoudeur côté droit portant l'indication de réglage A3. Ce réglage est cohérent avec la position de pilotage d'un pilote ayant la morphologie du PF. Le PF était attaché par les ceintures ventrale et sous-cutale.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

1.17.1 Organisation d'Air France

La compagnie disposait au moment de l'accident d'un CTA émis le 8 juillet 2008 et valide jusqu'au 8 juillet 2011.

Note : le précédent CTA datait de septembre 2006 et était valide jusqu'au 30 septembre 2009 : il avait été réédité le 8 juillet 2008 en raison du passage à l'EU OPS. Son CTA actuel a été édité le 1^{er} juillet 2011 et est valide jusqu'au 1^{er} juillet 2014.

1.17.1.1 Préparation et suivi des vols

1.17.1.1.1 Suivi des vols au sein de l'exploitant

➤ Centre de Contrôle des Opérations (CCO)

Le CCO coordonne la réalisation globale du programme des vols Air France et de ses partenaires. Il réalise tous les actes de régulation suivants : modification de rotation avion, modification de rotation équipage, recalage horaire, annulation de vol, changement d'itinéraire, permutation d'appareils, mise en place de vol supplémentaire ou spécial, renégociation de créneaux ATC. Des représentants de la maintenance sont présents sur le plateau du CCO, ils assurent l'interface entre le CCO et le centre de maintenance du hub .

En cas d'événement majeur, le CCO déclenche l'ouverture d'une cellule de crise.

➤ Report de positions ACARS des avions long-courriers

Le principe est de recevoir les informations de position en temps réel des avions suivis et de les afficher au travers de l'outil Sailor. Tous les reports de position sont affichés simultanément sur un écran au CCO et à disposition d'un dispatcher sous forme d'un avion de couleur jaune. Lorsque l'avion envoie sa position, il apparaît en vert. Si la trajectoire de l'avion coïncide avec celle de son plan de vol, les deux avions sont superposés.

Les positions réelles sont issues des reports de position ACARS des avions long-courriers toutes les dix minutes.

Pour que le dispatch puisse suivre le vol « réel », il faut que la fonctionnalité de report de position soit installée sur le système avion avec l'immatriculation adéquate et que l'équipage n'ait pas inhibé cette fonction.

Si le vol est suivi, le dispatcher disposera d'une alarme visuelle de couleur orange dans l'interface de prise en charge l'informant que :

- trois reports successifs de position n'ont pas été reçus ;
- l'avion a dévié latéralement de sa route prévue au-delà de 30 NM.

N°Vol Commercial	Départ	Arrivée	Horaire Départ	Temps de vol	Horaire Arrivée	Immat.	Etat PV/Vol	N° RC/Plan	Dég.	Dég. Validé	DER	ETF	Dég. ETF	Appui ETOPS	Appui ETOPS	Appui ETOPS	Appui ETOPS
AF6419	MEX	GDL	509:20	00:49	10:41	FGIUC	SansEffetATC	6337/0101	MEX	MEX	-	-	-	-	-	-	-
AF444	CDG	GIG	509:30	11:04	21:09	FGZCG	SansEffetATC	6471/0101	CNF	CNF	REC	-	-	SID	NAT	-	-
AF488	CDG	SXM	509:30	08:46	18:45	FGLZT	SansEffetATC	6332/0101	ANU	-	-	-	-	-	-	-	-
AF460	CDG	CCS	509:40	09:33	19:43	FGLZM	SansEffetATC	6429/0101	POS	-	POS	-	-	-	-	-	-
AF422	CDG	BOG	509:45	10:44	21:00	FGNII	SansEffetATC	6341/0101	CLO	CLO	CCS	-	-	-	-	-	-
AF608	ORY	CAY	509:45	08:21	18:27	FGLZH	SansEffetATC	6410/0101	PBM	-	-	-	-	-	-	-	-
AF3970	PTP	FDF	511:00	00:27	11:40	FGKXC	SansEffetATC	6433/0101	UWF	-	-	-	-	-	-	-	-
AF620	ORY	PTP	511:00	08:13	19:37	FGSQR	SansEffetATC	6503/0101	ANU	-	-	-	-	SMA	ANU	-	-
AF401	SCL	CDG	A20:20	13:13	10:02	FGSPQ	EnVol	5455/0101	ORY	ORY	OPO	-	-	B5B	BEL	SID	SMA
AF417	EZE	CDG	A20:56	12:04	09:37	FGSQD	EnVol	5443/0101	ORY	ORY	BOD	-	-	NAT	B.JL	-	-
AF406	CDG	SCL	A22:23	13:14	12:08	FGSPT	EnVol	5609/0101	MDZ	MDZ	COR	-	-	SMA	SID	BEL	B5B
AF412	CDG	GIG	A22:26	10:25	09:15	FGITF	EnVol	5562/0101	CNF	CNF	B5B	-	-	-	-	-	-
AF418	CDG	EZE	A22:33	12:29	11:23	FGZNA	EnVol	5469/0101	MVD	MVD	ASU	-	-	SID	FOR	-	-
AF454	CDG	GRU	A22:58	10:37	10:00	FGSQU	EnVol	5434/0101	VCP	VCP	CNF	-	-	SID	FOR	-	-
AF423	BOG	CDG	A23:20	09:39	09:30	FGLZS	EnVol	5761/0101	ORY	-	BES	-	-	-	-	-	-
AF461	CCS	CDG	A00:05	08:21	08:55	FGLZC	EnVol	5779/0101	ORY	ORY	OPO	-	-	-	-	-	-
AF459	GRU	CDG	A00:48	10:46	12:03	FGZCN	EnVol	5589/0101	ORY	ORY	BOD	-	-	NAT	B.JL	-	-
AF493	SDQ	CDG	A02:36	07:30	10:37	FGZNG	EnVol	5759/0101	ORY	-	BES	-	-	ANU	TER	OPO	-

Figure 85 : exemple de représentation de l'interface de prise en charge des vols.

➤ **Centre de Maintenance du Hub (CMH)**

Le CMH est en charge de la maintenance en piste des avions d'Air France et des compagnies assistées sur la plate-forme de Paris Charles de Gaulle. Des experts assurent la veille de la fréquence pour assistance technique à la demande des équipages. Ils contribuent à la résolution des problèmes techniques afin de permettre la remise en exploitation des avions dans les meilleurs délais, via des systèmes spécifiques (ACARS).

➤ **Cellule de crise**

En cas d'événement majeur, le chef de quart du CCO décide, en concertation avec le Cadre Opérationnel d'Astreinte (COA), de l'activation d'une Cellule de Crise (CC.AF). La CC.AF décharge le CCO de la gestion de l'événement, pour lui permettre d'assurer la continuité de l'exploitation. Elle est gérée par les personnels d'astreinte qui se réunissent dans une salle prévue à cet effet, sur le plateau du CCO, afin de prendre les décisions qui s'imposent et déclencher si nécessaire des structures de crise périphériques.

1.17.1.1.2 Documents relatifs à l'exploitation sur les routes océaniques

Dans son Complément aux Routiers Espaces Océanique daté du 18 décembre 2008, Air France reprend les dispositions du document *AIRAC AIP SUPPLEMENT SUP A065-074/08* daté du 25 septembre 2008 concernant les procédures de report de position et de connexion en ADS-C dans la FIR ATLANTICO. Il y est ainsi décrit en particulier :

- les reports de positions obligatoires aux points désignés sur les routes fixes ;
- les reports de positions obligatoires aux autres points servant à définir la route dans le FPL ;
- le dernier compte-rendu de position avant un changement de FIR sera également transmis à l'organisme assurant la circulation aérienne dans l'espace où l'avion va pénétrer ;
- la disponibilité du service ADS ;
- la procédure de connexion demandée aux équipages ;
- la transmission des points de report automatiquement par ADS-C.

Note : en cas d'échec de la connexion ADS-C, l'équipage devra rendre compte du passage de ces points par HF.

Note : les points ORARO, SALPU et TASIL constituent des points de reports de position obligatoires.

1.17.1.1.3 Documents relatifs à l'exploitation dans la FIR DAKAR OCEANIQUE

Dans les Renseignements Complémentaires Navigation et Infrastructures (RCNI) inclus dans le dossier du vol AF 447, il est indiqué :

Les équipages sont autorisés à participer aux essais CPDLC en FIR DAKAR OCEANIQUE, SUR DEMANDE DE L'ATC. Toutefois, les instructions du contrôle doivent être IMPERATIVEMENT confirmées par radio. Mise en œuvre ADS-CPDLC en FIR DAKAR OCEANIQUE :

LOGON : GOOO.

Se connecter 20 min avant entrée FIR DAKAR OCEANIQUE.

Il s'agit d'une mise en œuvre pré-opérationnelle, la HF restant le moyen primaire.

1.17.1.1.4 Préparation et suivi du vol AF 447

➤ Préparation du vol par l'étude centrale des vols

Compte tenu de la charge prévisionnelle de 37,8 t, le dossier de vol comportait un plan de vol principal au Mach standard de 0,82 avec une ETF à Bordeaux Mérignac avec dégagement à Toulouse Blagnac ainsi que deux plans de vol complémentaires directs, l'un à Mach 0,82 et l'autre à « Mach ralenti », soit un mach de 0,81. Un tableau récapitulatif des charges offertes permettait à l'équipage d'effectuer le choix du plan de vol définitif parmi ces trois options.

➤ Préparation du vol à Rio de Janeiro

Le plan de vol ATC a été déposé à 19 h 12 par le service de la navigation aérienne brésilienne, auprès des organismes de contrôle de la circulation aérienne des régions survolées.

L'équipage de conduite du vol AF 447 est arrivé dans le local de préparation des vols de l'escale vers 20 h 00. L'agent du départ des vols lui a remis le dossier de vol. Il n'y a pas eu de modification. L'exemplaire PPV signé par le commandant de bord confirme un délestage prévu de 63,9 t pour un carburant embarqué de 70,9 t au bloc et un roulage prévu de 0,5 t (soit 70,4 t au décollage).

L'équipage a informé l'escale de Rio de son choix du vol direct à mach 0,82.

➤ Données météorologiques du dossier de vol

Les cartes météorologiques sont imprimées en noir et blanc, avec la route tracée informatiquement. Les cartes suivantes ont été remises à l'équipage :

- la carte TEMSI valable le 1^{er} juin à 0 h 00 entre les FL250 et 630 ;
- les cartes de vent et de température valables le 1^{er} juin à 0 h 00 aux FL100, FL180, FL300, FL340 et FL390 ;
- les cartes CAT valables le 1^{er} juin à 0 h 00 aux FL340 et FL390 (aucune turbulence en ciel clair n'était prévue).

Les SIGMET ayant pu être transmis à l'équipage sont :

- SIGMET 5 SBRE (RECIFE) du 31 mai de 18 h 00 à 22 h 00 ;
- SIGMET 7 SBAO (ATLANTICO) du 31 mai de 18 h 00 à 22 h 00 ;
- SIGMET 7 GOOO (DAKAR Oceanic) du 31 mai de 16 h 35 à 20 h 35. La route du vol AF 447 n'entre pas dans la zone de ce SIGMET.

Note : la réglementation n'impose pas l'archivage des SIGMET dans les dossiers de vol.

L'équipage avait également la possibilité, via EOLE, de consulter sur un écran couleurs et d'imprimer en noir et blanc d'autres cartes météorologiques (notamment la carte de tropopause et de givrage) et des photos satellites. L'enquête n'a pas permis de dire si l'équipage avait utilisé ces deux possibilités.

➤ Suivi du vol

Les informations opérationnelles suivantes ont été échangées par ACARS :

- à 22 h 51 l'équipage demande et reçoit les METAR des aéroports brésiliens de Belo Horizonte, Salvador de Bahia et Recife ;

- ❑ à 0 h 31 le dispatch envoie le message suivant :
 - BONJOUR AF 447
 - METEO EN ROUTE SAILOR :
 - PHOTO SAT DE 0000Z : CONVECTION ZCIT SALPU/TASIL
 - PREVI CAT : NIL
 - SLTS DISPATCH ;
- ❑ à 0 h 33 l'équipage demande et reçoit les METAR et TAF des aérodromes de Paris Charles de Gaulle, San Salvador et Sal-Amilcar ;
- ❑ à 0 h 57 l'équipage se renseigne sur l'utilisation du deuxième aérodrome d'appui ETOPS et le dispatch répond à 1 h 02 ;
- ❑ à 1 h 13 l'équipage demande et reçoit les METAR et TAF de Dakar, Nouakchott et Natal ;
- ❑ le contact bilatéral règlementaire avant de pénétrer en zone ETOPS (SALPU, estimé par l'équipage à 1 h 48) a lieu entre 1 h 17 et 1 h 19.

Note : l'équipage a la possibilité de demander des SIGMET par ACARS. Il n'a pas utilisé cette fonctionnalité.

1.17.1.2 Composition de l'équipage de conduite

Les accords d'entreprise fixent les limitations de temps de vol et de repos au sein de la compagnie Air France selon des exigences plus contraignantes que la réglementation en vigueur.

Dans ce cadre, le TSV maximum a été fixé à 10 h 00. Ce TSV peut être prolongé jusqu'à 16 h 30 en renforçant l'équipage. Le temps de vol peut alors être porté à 13 h 30.

Le TSV programmé du vol AF 447 étant de 12 h 45, l'équipage de conduite avait été renforcé et porté à trois pilotes (un commandant de bord et deux copilotes).

1.17.1.2.1 Repos des membres d'équipage de conduite à bord

Sur les avions de type Airbus A330-203 exploités par Air France, un poste de repos destiné à l'équipage de conduite est installé derrière le poste de pilotage. Il comporte deux couchettes.

Les membres d'équipage en renfort sont présents au poste de pilotage et assurent une surveillance active du vol depuis le briefing départ jusqu'au FL200 et depuis le briefing arrivée jusqu'au poste de stationnement.

En dehors de ces phases de vol, chaque pilote doit pouvoir se reposer pendant au moins une heure et demie en continu au cours du temps de service de vol.

Les modalités de prise de repos des membres de l'équipage sont fixées par le commandant de bord.

1.17.1.2.2 Suppléance du commandant de bord

➤ **Autorité du commandant de bord**

Le manuel d'exploitation d'Air France attribue au commandant de bord la fonction de commandement qui inclut la prise de toutes les décisions nécessaires à l'exécution de la mission. Le commandant de bord est responsable de l'entière exécution du vol ; il doit intervenir chaque fois qu'il le juge nécessaire.

➤ Relève en vol du commandant de bord

La réglementation⁽¹²⁾ précise que le commandant de bord peut déléguer la conduite du vol à un commandant de bord ou, pour les opérations effectuées au-dessus du FL200, à un autre pilote. Ce dernier doit satisfaire aux exigences suivantes :

- licence de pilote de ligne valide ;
- stage d'adaptation et de contrôle de l'exploitant (y compris qualification de type) ;
- tous les maintiens de compétences et contrôles périodiques spécifiés ;
- qualification de compétence de route spécifiée.

Dans le manuel d'exploitation d'Air France, le remplaçant du commandant de bord est un copilote désigné pilote suppléant. A ce titre, il prend les décisions opérationnelles nécessaires à la conduite du vol selon les consignes du commandant de bord. Il reste assis en place droite et assure de cette place la fonction PF. Il exécute les tâches annotées « C » des check-lists et des procédures urgence ou secours.

Il revient au commandant de bord, dès la préparation du vol, de répartir les tâches de chacun des membres d'équipage et de définir le domaine d'intervention possible du ou des pilotes de renfort durant le vol quand l'équipage de base est aux commandes.

Avant toute absence prolongée, le commandant de bord :

- désigne son remplaçant conformément à la partie A du manuel d'exploitation ;
- confirme la nouvelle répartition des tâches ;
- précise aux pilotes les conditions nécessitant son retour au poste de pilotage.

Note : l'enquête n'a pas permis de déterminer la répartition des tâches par le commandant de bord au moment de la préparation du vol.

Note : les licences et qualifications des membres de l'équipage n'apparaissent pas sur les dossiers de vol.

1.17.1.2.3 Briefings spécifiques aux vols en équipage renforcé

D'après le manuel d'exploitation d'Air France, avant la prise de repos du commandant de bord, un briefing doit être réalisé et mentionner les points suivants :

- route : suivi et moyens utilisés, autorisations ATC et fréquences de contact ;
- avion : état technique, point sur la consommation carburant, carburant restant et configuration du circuit carburant ;
- météorologie : informations pertinentes sur le trajet.

1.17.1.3 Consignes opérationnelles

1.17.1.3.1 Définitions

➤ Par l'exploitant

- manœuvre d'urgence : action immédiate effectuée de mémoire lorsque la sécurité du vol est directement compromise. Elle est rappelée dans le QRH pour le maintien individuel des compétences ;

Le contenu et la répartition des tâches d'une manœuvre d'urgence doivent être connus de mémoire par tous les PNT.

⁽¹²⁾Règlement N° 859/2008 de la Commission européenne du 20 août 2008 dit EU-OPS appendice 1 à l'OPS 1.940.

- ❑ procédure d'urgence : action effectuée en do-list lorsque la sécurité du vol est directement compromise :
 - configuration dangereuse ou en limite du domaine de vol,
 - panne d'un système dégradant la sécurité du vol ;
- ❑ procédure de secours : action effectuée en do-list lorsque la sécurité du vol n'est pas directement compromise :
 - panne d'un système n'ayant pas de conséquence immédiate sur la sécurité du vol,
 - panne induisant une perte de redondance ou une dégradation d'un système ;
- ❑ procédure anormale complémentaire : procédure anormale liée à une dégradation d'un système avion et ne nécessitant pas l'application d'une procédure d'urgence ou secours.

Note : le traitement standard d'une procédure anormale complémentaire est le suivant : lecture complète par le PNF de la procédure puis réalisation de la procédure en do-list avec contrôle mutuel.

- ❑ action-contrôle : lorsqu'il intervient sur un système ou une commande au cockpit, le pilote doit le faire en deux phases distinctes :
 - action : le pilote agit sur la commande,
 - contrôle : le pilote s'assure que le résultat de son action est conforme à son intention initiale ;
- ❑ contrôle mutuel : les pilotes doivent se compléter et se contrôler mutuellement afin d'assurer la sécurité du vol, ce contrôle mutuel s'applique à l'ensemble des tâches : conduite de la trajectoire, mise en œuvre des systèmes, communications ATC, etc. Tout écart constaté par rapport au profil de vol prévu ou aux procédures standard doit être annoncé clairement ;
- ❑ annonces techniques : l'utilisation d'annonces techniques formalise les échanges et facilite la communication au sein du cockpit, notamment dans les phases où la charge de travail est élevée. Les annonces techniques sont utilisées pour transmettre un ordre, lancer une action ou informer les autres PNT, notamment en cas de panne, anomalie ou écart.

➤ **Par le constructeur**

Les définitions équivalentes chez le constructeur sont formulées en anglais de la manière suivante :

- ❑ Memory item: the following procedures are to be applied without referring to paper.
- ❑ Abnormal or emergency procedures: maintain adequate safety and help to ensure the conduct of the flight. The flight crew uses the « READ and DO » oral reading principle when performing these procedures.
- ❑ Supplementary Techniques: some normal procedures, that are non routines will be found in the SUPPLEMENTARY TECHNIQUES CHAPTER (3.04).

1.17.1.3.2 Méthode de traitement des pannes et de la répartition de la charge de travail

► Par l'exploitant

Tout PNT qui constate une anomalie, que celle-ci soit effective ou en cours d'établissement, doit en informer sans délai le reste de l'équipage.

Le CDB doit, avant toute autre action, s'assurer de la trajectoire de l'avion et définir la répartition des tâches.

La panne doit être ensuite traitée selon la séquence suivante :

- confirmation de la nature de la panne ;
- application des check-lists ou procédures anormales et éventuellement réinitialisation des systèmes ;
- bilan technique, opérationnel et commercial ;
- décision sur la suite du vol ;
- information : ATC, équipage PNC, compagnie (CCO, maintenance, etc.), passagers.

Note : dans la méthode de traitement d'une panne, l'exploitant prévoit que le commandant de bord définisse la répartition des tâches entre commandant de bord et officier pilote de ligne, et PF et PNF. Le constructeur établit quant à lui une répartition systématique entre les fonctions PF et PNF.

La répartition des tâches est explicitée dans le manuel TU et prévoit que :

« Par l'émission de messages d'information et leur parfaite compréhension, le contrôle mutuel est un facteur primordial de sécurité. En équipage à deux, le respect de ce principe est essentiel et plus particulièrement encore pour la réalisation des check-lists urgence ou de secours. En conséquence, toute action ayant une incidence sur la trajectoire ou sur l'état d'un système doit être annoncée par le pilote qui l'effectue et vérifiée par l'autre pilote ».

L'exploitant indique que *« Pendant le traitement de la panne, le PF est chargé des fonctions pilotage, navigation, et surveille l'exécution de la check-list. »* et que *« Le PNF exécute la check-list et surveille la trajectoire. »*.

Le manuel TU spécifie notamment que :

- c'est toujours le CDB qu'il soit PF ou PNF, qui appelle la réalisation d'une manœuvre d'urgence en annonçant son titre ;
- le CDB déclenche les check-lists urgence et secours ;
- le CDB détermine rapidement la trajectoire à suivre, et le pilote qui l'assure, s'il ne l'a déjà fixé au cours d'un briefing préalable ;
- en fonction des circonstances, le CDB peut changer le pilote aux commandes par l'annonce « j'ai les commandes » ou « à toi les commandes » ;
- si le copilote est dans l'incapacité d'assurer son rôle de PF, il annonce « à toi les commandes » et transfère les commandes au CDB.

► Par le constructeur

Le FOBN du constructeur (section IV, « Operating Philosophy ») précise que les modifications des SOP Airbus par l'exploitant peuvent être coordonnées avec le constructeur et que ces modifications demandent généralement l'approbation de l'autorité nationale. Il prévoit une répartition des tâches exclusivement fondée sur les rôles PF / PNF.

La DSAC n'a pas commenté les différences dans la répartition des tâches entre le constructeur et l'exploitant.

1.17.1.4 Formations chez Air France

1.17.1.4.1 Enseignement du CRM

Le CRM se définit comme l'utilisation dans le poste de pilotage de toutes les ressources disponibles (équipements, procédures et personnes) en vue d'assurer la sécurité et l'efficacité des vols.

Son enseignement est régi par le cadre réglementaire : Instruction du 1^{er} juin 2006 (EU-OPS 1.943, 1.945, 1.955), accompagné d'un guide et pratiques recommandées. Il est établi par l'autorité.

L'objectif du CRM est de développer des capacités de contrôle mutuel et de soutien efficaces entre les membres de l'équipage. Les équipages sont ainsi évalués sur quatre indicateurs comportementaux : capacité de coopération, gestion et commandement, conscience de la situation, prise de décision.

Par ailleurs, la capacité de coopération ou de travail en équipe requiert du commandant de bord des capacités effectives de commandement et de leadership.

Le travail en équipe augmente les capacités de résolution de problèmes en cas de situation dégradée. Il requiert de l'équipage l'utilisation de :

- capacités de communication, de surveillance (monitoring), de recherche d'information ;
- compétences techniques ;
- la volonté de réussir.

Certains facteurs organisationnels ou personnels peuvent affecter de façon défavorable la mise en pratique du CRM chez un exploitant :

- culture de l'entreprise ;
- croyance que les actions et décisions équipage sont correctes, bien qu'elles dévient des standards ;
- effets de la fatigue et absence de mesures correctives pour restaurer le niveau de vigilance ;
- une forme de réticence à accepter que les problématiques de CRM peuvent jouer un rôle clé dans la survenue d'accidents.

Depuis 2005, l'enseignement du CRM chez Air France a connu des évolutions. La compagnie a souhaité intégrer des concepts plus pragmatiques (retour d'expérience de l'analyse des vols) aux concepts théoriques. Ainsi, le prestataire de service initial a-t-il été abandonné au profit de ressources internes.

La division facteurs humains, en lien avec celle de l'analyse des vols, assure désormais la formation des instructeurs. Le type de communication a évolué d'un style « descendant » à un style « interactif », favorisant l'expression des PNT.

La division facteurs humains coordonne environ 500 instructeurs (TRI/TRE, dont environ 80 formateurs facteurs humains : 20 PNT/60 PNC). Elle assure le maintien de leurs compétences (une journée par an).

Les formateurs facteurs humains sont sélectionnés, puis suivent une formation adaptée. Les TRI sont formés à la manière d'observer et noter les principaux aspects CRM.

➤ Formation CRM des équipages

Les PNT suivent une formation CRM à différents stades de leur carrière :

☐ Formation initiale chez Air France :

Après leur intégration au sein d'Air France, les PNT suivent un cours initial de deux journées : une journée au moment de la qualification de type et une journée six mois après la fin de l'adaptation en ligne. Cette deuxième journée réserve une part importante au retour d'expérience à l'issue de 6 mois de ligne. Cette formation couvre tous les thèmes règlementaires requis.

☐ Maintien des compétences chez Air France :

Les éléments règlementaires sont à traiter sur un cycle de trois ans.

Le maintien des compétences s'effectue via des cours au sol (« S2 ») et des entraînements au simulateur. Chaque année, une demi-journée de cours en division de vol comprend une formation CRM commune PNT/PNC puis une formation CRM entre PNT.

Lors des ECP (entraînements et contrôles au simulateur), différents thèmes CRM sont abordés. Les compétences non techniques (NOTECHS) sont évaluées dans leur application.

Les PNT suivent en parallèle un cursus « formation d'entreprise », venant en complément des formations règlementaires : stages dits L0 à L6 (les stages L2 et L3 étant dédiés à la préparation au stage CDB), puis stage d'optimisation au commandement (SOC) deux ans environ après le lâcher CDB. A l'époque de l'événement, la formation d'entreprise était placée sous la responsabilité du responsable facteurs humains.

Règlementairement, une mauvaise performance CRM de l'équipage n'entraînant pas de problème technique ou opérationnel majeur ne permet pas d'ajourner un stagiaire.

Il n'existe pas de formation règlementaire CRM spécifique à deux OPL pour entraîner à la suppléance du commandant de bord.

➤ Synthèse des formations CRM suivies par l'équipage de l'AF 447

Les formations suivies par l'équipage étaient standards :

PNT	Formation en salle	Formation simulateur	Formation d'entreprise
CDB	<ul style="list-style-type: none"> • CRM initial → 1998 • CRM « fusion AF-Air Inter» • Journées « S2 » ECP 	Briefings FH (ECP séances Exx)	
OPL PNF	<ul style="list-style-type: none"> • CRM initial → 1998 • Journées « S2 » ECP 	Briefings FH (ECP séances Exx)	AL L0 L1
OPL PF	<ul style="list-style-type: none"> • CRM initial → 2004 • Journées « S2 » ECP 	Briefings FH (ECP séances Exx)	AL L0 L1

1.17.1.4.2 Entraînement aux procédures urgence, secours « IAS douteuse » et « ADR check »

Le règlement (CE) n° 859/2008 du 20 août 2008 (EU-OPS 1) requiert que les exploitants forment leurs équipages avec des entraînements annuels. Ces entraînements, composés de briefings et d'exercices au simulateur, comprennent des exercices règlementaires et des exercices complémentaires au choix de la compagnie.

A ce titre, Air France avait introduit dans le programme de formation 2008/2009, un briefing sur les anomalies d'indications de vitesse pour toutes les phases de vol, accompagné d'une mise en pratique au simulateur, en montée peu après le décollage.

Note : l'exercice « vol avec IAS douteuse » se déroulait durant le décollage de Rio. Des pilotes d'Air France ont indiqué que lors de cet exercice, aucune alarme ECAM n'était générée car les ADR fournissaient la même information erronée. L'objectif de cet exercice était de réaliser la manœuvre d'urgence avec des paramètres poussée / assiette correspondant à la phase de décollage. Le briefing de l'exercice portait sur :

- le choix entre la manœuvre d'urgence « IAS douteuse » et la check-list non ECAM « Vol avec IAS Douteuse / ADR Check proc » ;
- les conditions de réalisation de la manœuvre d'urgence ;
- les facteurs humains (situation de stress élevé, coordination PEQ notamment).

L'exploitant et le constructeur ont indiqué que ce scénario d'exercice permettait d'appliquer la manœuvre d'urgence (voir annexe 5) et d'utiliser les valeurs d'assiette et de poussée pour les phases de montée, palier et descente. Compte tenu de l'impossibilité pratique d'entraîner à une procédure dans toutes les phases de vol, ce scénario a été choisi car il était considéré comme couvrant les cas les plus critiques (proximité du sol et changements de configuration).

Note : dans le Flight Crew Training Manual (FCTM) en date de janvier 2005, le constructeur décrit des conditions de survenue d'anomalies de vitesses et la procédure QRH *unreliable airspeed* / ADR check à appliquer lorsque les équipages y sont confrontés.

Le module Air France d'entraînement sur A330 de la saison d'instruction du 1^{er} avril 2008 au 31 mars 2009 comprend un exercice « vol avec IAS douteuse ». Des extraits du livret de briefings « A330/A340 Entraînement Contrôle Périodique » sont donnés en annexe 7. Ce livret est complémentaire du programme analytique d'instruction qui décrit le déroulement des exercices et des contrôles. Il est remis aux pilotes stagiaires afin de les aider dans leur travail de préparation.

Note : dans ce livret de briefings, l'introduction du thème « vol avec IAS douteuse » mentionne les pertes de contrôle consécutives à la non-détection par l'équipage des indications erronées de vitesse, sur avions à commandes de vol classiques.

Le livret précise en outre que, sur Airbus A330, sauf cas particulier exceptionnel, une panne ou une information erronée sera présentée par l'ECAM et que les calculateurs FMGEC rejettent les ADR fournissant des vitesses/altitudes erronées.

Dans le cas exceptionnel où deux vitesses erronées ne sont pas rejetées, les calculateurs de commandes de vol et de guidage utilisent les deux ADR incorrectes pour leurs calculs. Dans ce cas l'équipage devra :

- s'il estime la conduite du vol affectée dangereusement (montée initiale, remise de gaz, etc.), appliquer la manœuvre d'urgence ;
- si la trajectoire est stabilisée et la conduite du vol assurée, appliquer la procédure QRH « Vol avec IAS douteuse / ADR check ».

Ce livret de briefings établit également une liste des points pouvant aider ou affecter la réalisation de la manœuvre d'urgence et indique en particulier :

- ❑ que les facteurs identifiés comme aides sont : les vitesses sol, l'altitude GPS, la hauteur radio altimétrique et l'alarme *STALL* ;
- ❑ qu'en revanche les facteurs suivants peuvent être source de confusion et générateurs de stress : non-fiabilité du FPV et de la vitesse verticale si les indications d'altitude sont affectées, informations primaires erronées sans message associé à l'ECAM, présence d'alarmes (fausses ou avérées, par exemple overspeed) ;
- ❑ que les points clés présentés pour une gestion correcte de la situation sont : la détection des anomalies, l'interprétation des alarmes et la coordination dans le traitement.

Le scénario retenu au simulateur conduisait les équipages à réaliser les items de la manœuvre d'urgence dans un contexte où l'avion restait en loi *normale* et aucune alarme n'était déclenchée.

Les informations fournies par l'exploitant indiquent que les pilotes du vol AF 447 avaient effectués cette séance d'entraînement aux dates suivantes :

- ❑ commandant de bord : entraînement A330 le 12 mars 2008 ;
- ❑ copilote place gauche : entraînement A330 le 6 décembre 2008 ;
- ❑ copilote place droite : entraînement A330 le 2 février 2009.

Il n'a pas été possible d'identifier d'autres formations « vol avec IAS douteuse » sur simulateur A330 ou A340 effectuées par l'équipage de conduite.

Note : les recherches effectuées sur le cursus de formation des pilotes ont permis d'identifier un exercice intitulé « vol avec IAS douteuse », réalisé au simulateur par le CDB lors de son stage de qualification de type A320 au sein d'Air Inter (voir aussi le paragraphe 1.5).

1.17.1.5 Processus de gestion de la sécurité par Air France

1.17.1.5.1 Dispositions réglementaires

Le 1^{er} juin 2009, les principales exigences auxquelles est soumis Air France en matière de gestion de la sécurité des vols sont celles issues de l'EU-OPS1. Dans son paragraphe 1.037, ce règlement requiert la mise en place d'un programme de prévention des accidents et de sécurité des vols à travers notamment un « système de compte rendu d'événements » et un « programme d'analyse des données de vols ». L'exécution de ce programme est surveillée par la DGAC dans le cadre de sa mission de surveillance.

1.17.1.5.2 Organisation de la gestion de la sécurité chez Air France

Une entité en charge du traitement des comptes-rendus d'événements existe au sein de chaque direction opérationnelle d'Air France et notamment celles relatives aux Opérations Aériennes et à la Maintenance. Toutes ces entités sont coordonnées par un service à l'échelon de la direction générale en charge des opérations.

Au sein de la direction des Opérations Aériennes, les Officiers de Sécurité des Vols (OSV) assurent un relais des informations de sécurité vers les PNT de chaque secteur (information descendante) et vers le service Prévention et Analyse des Vols. Les OSV sont fonctionnellement rattachés au service de prévention et de sécurité des vols et indépendants de la hiérarchie des secteurs auxquels ils appartiennent.

Air France a mis en place un dispositif de remontée de l'information composé de différents canaux parmi lesquels les principaux sont les comptes-rendus obligatoires (ASR pour les PNT), les comptes-rendus volontaires et anonymes, l'analyse systématique des données de vol ainsi que les événements techniques en exploitation.

Note : l'analyse systématique des données de vol consiste à détecter le dépassement de seuils préétablis pour différents paramètres sélectionnés par l'exploitant, parmi ceux enregistrés. Chez Air France, l'exploitation des résultats est encadrée par un protocole interne conclu en 1974 avec des organisations professionnelles. Parmi les garanties prévues par ce protocole figurent les conditions particulières nécessaires à la levée de l'anonymat et l'impossibilité d'utiliser les données de vol pour effectuer un suivi des performances individuelles.

Les événements considérés comme significatifs sont évoqués lors de réunions hebdomadaires (RX2) auxquelles participent les représentants en charge du traitement des comptes-rendus d'événements de chacun des domaines. Selon la problématique identifiée, différents modes de traitement sont envisageables, parmi lesquels :

- ❑ des procédures de courte durée n'impliquant qu'un seul domaine. Elles portent sur des événements retenus en réunion et consistent en un complément d'information et éventuellement en une action ponctuelle dont le suivi est assuré au niveau du domaine identifié ;
- ❑ des enquêtes internes conduites par un service et pouvant couvrir des aspects transverses. L'enquête peut être simple ou approfondie et contenir dans son rapport une analyse et des recommandations en vue d'actions correctives ou préventives. Les délais de réalisation sont compris entre 1 et 3 mois.

Alternativement, chaque service peut décider un suivi particulier afin de collecter les informations et déterminer les actions correctives à moyen ou long terme (fil rouge) et intégrer des éventuels nouveaux événements.

Ces démarches, tant qu'elles ne sont pas closes, restent à l'ordre du jour des réunions RX2 et sont discutées entre les représentants des différents domaines.

Outre les actions correctives et préventives portant par exemple sur les procédures, les équipements ou encore les programmes de formation, le produit des différentes démarches de traitement des événements se présente plus systématiquement sous la forme d'une sensibilisation ou d'une information du personnel. A cette fin, plusieurs supports de communication sont utilisés tels que des publications ou des présentations à l'occasion de sessions d'entraînement. Ces publications sont éditées notamment par les services Techniques, Prévention et Analyse des Vols.

1.17.1.5.3 Traitement des incidents avec incohérence des vitesses indiquées

1.17.1.5.3.1 Détection et caractérisation des incidents

Entre mai 2008 et mars 2009, sur sa flotte A330/A340, Air France par le biais d'ASR a répertorié neuf incidents associés à des incohérences de vitesses indiquées : un en mai 2008, un en juillet 2008, trois en août 2008, un en septembre 2008, un en octobre 2008, deux en mars 2009.

Tous sont survenus en croisière entre le FL310 et le FL380. Dans sept cas, l'ASR mentionne l'activation de l'alarme de décrochage. Deux commandants de bord, parmi les neuf qui ont rédigé un ASR, ont indiqué dans la case « Suggestions », en marge de leur compte rendu, le caractère potentiellement pénalisant ou déstabilisant de cette panne considérée comme multiple, notamment compte tenu du raisonnement et de l'analyse qu'il faut faire de la situation.

Ces incidents ont été évoqués lors des réunions RX2. Le traitement de la problématique par l'exploitant est décrit dans les paragraphes suivants.

Note : à la suite de l'accident, Air France a procédé à une analyse ciblée des paramètres enregistrés et identifié six incidents supplémentaires, n'ayant pas fait l'objet d'ASR. Les comptes-rendus à destination de la maintenance (ATL) rédigés par les commandants de bord à l'occasion de ces incidents ne font pas apparaître, ou alors partiellement, les symptômes caractéristiques des incidents associés à des incohérences de vitesses indiquées.

1.17.1.5.3.2 Traitement par le service en charge de l'entretien des avions

Au cours de cette période, l'essentiel des actions relatives à la problématique des incohérences de vitesses indiquées est attribué à la division en charge de l'entretien des Airbus long-courriers. Ces actions prennent la forme d'un complément d'information sur chacun des événements. Ce complément est apporté lors d'une réunion ultérieure.

Un suivi particulier est mis en place au sein de ce service pour déterminer les actions correctives à mettre en œuvre. Ce suivi fait l'objet de nombreux échanges avec Airbus. Une synthèse de ces échanges et des actions afférentes est présentée ci-après (l'historique des sondes est présenté au paragraphe 1.18.1.7).

Note : Air France a reçu ses premiers A330 à partir de décembre 2001. Ils sont équipés d'origine avec les sondes Thales C16195AA. Après la publication du Bulletin de Service de 2007, en l'absence de problèmes de ce type sur sa flotte long-courrier, Air France choisit de remplacer les sondes Pitot C16195AA, uniquement en cas de panne, par les sondes Pitot C16195BA.

Un premier événement avec perte temporaire d'indications de vitesse à haute altitude se produit en mai 2008.

Dès juillet 2008, Air France rapporte ces événements à Airbus, conformément à la SIL 34-084 éditée par Airbus « indications de vitesse erronées - actions de maintenance sur les sondes Pitot ».

Le 24 septembre et le 6 octobre 2008, Air France sollicite Airbus sur la cause de ces événements, les solutions à y apporter, et demande si la sonde Thales C16195BA peut remédier à ces problèmes. Airbus répond que l'origine du problème est probablement un blocage des sondes par accumulation rapide de cristaux de glace et que la sonde Thales C16195BA, développée pour des problèmes d'ingestion d'eau par fortes précipitations, n'est pas susceptible d'améliorer les performances en présence de cristaux de glace. Airbus précise qu'il n'existe pas de solution pour éliminer totalement les risques de givrage des sondes, que les trois types de sondes installées sur les Airbus répondent à des critères bien supérieurs aux exigences réglementaires de certification en matière de givrage, et rappelle la procédure à appliquer en cas d'indication de vitesses erronées.

A partir d'octobre 2008, Air France alerte Thales sur le problème croissant du givrage à haute altitude. Thales ouvre une procédure interne d'analyse technique sur ces incidents.

Le 24 novembre 2008, le problème d'incohérence de vitesses est évoqué lors d'une réunion entre les directions techniques d'Air France et d'Airbus. Air France demande l'analyse de l'origine du problème et la solution technique pour le résoudre. Air France suggère alors l'installation de sondes BF Goodrich dont la fiabilité paraît meilleure. Airbus confirme son analyse et accepte de vérifier la possibilité de remplacer les sondes Thales par des sondes BF Goodrich. Ce point sera suivi au travers d'un « *dash board* » entre Air France et Airbus.

Fin mars 2009, deux nouveaux événements avec perte temporaire d'indications de vitesse se produisent à nouveau chez Air France, dont le premier événement sur A330.

Le 3 Avril 2009, à la lumière de ces 2 nouveaux cas, Air France sollicite à nouveau Airbus lors d'une réunion technique afin d'obtenir une solution définitive.

Le 15 avril 2009, Airbus informe Air France des résultats de l'étude conduite par Thales. Airbus précise que le phénomène de givrage par cristaux de glace est un phénomène nouveau non pris en compte dans le développement de la sonde Thales C16195BA mais que celle-ci semble apporter une amélioration conséquente face aux indications de vitesse erronées à haute altitude. Airbus propose à Air France une « évaluation en service » du standard C16195BA afin de vérifier le comportement de la sonde en situation réelle.

Air France décide d'étendre immédiatement cette mesure à l'ensemble de sa flotte long courrier A330/A340 et de remplacer la totalité des sondes de vitesses. Un document technique interne de lancement de modification est établi en date du 27 avril 2009. Le début de modification des avions était planifié dès réception des pièces. Le 19 mai 2009, sur la base de cette décision, le suivi de ces incidents est considéré comme clos lors de la réunion RX2. Le premier lot de sondes Pitot C16195BA arrive à Air France le 26 mai 2009, soit six jours avant l'accident du F-GZCP. Le premier avion est modifié le 30 mai 2009.

Au moment de l'accident, le F-GZCP était équipé des sondes C16195AA d'origine.

1.17.1.5.3.3 Traitement par les services des opérations aériennes

Le service en charge de l'élaboration des référentiels opérationnels (NT) participe aux réunions RX2 et s'interroge sur certains éléments de la procédure « vol avec IAS douteuse » dans les circonstances des incidents répertoriés. La question est posée à Airbus le 24 septembre 2008. Airbus confirme en recommandant l'application de la procédure *unreliable speed indication* tout en précisant que les *memory items* sont destinés à être appliqués dans des situations compromettant la sécurité et que ce n'est pas le cas en croisière.

D'autres exploitants sont consultés par le service NT le 24 avril 2009 sur un forum Airbus réservé aux opérateurs. Une action rapide d'Airbus est demandée. Une réponse est apportée par Airbus le 14 mai 2009 lors d'une conférence consacrée aux items ouverts sur ce forum. Les causes sont rappelées ainsi que l'amélioration apportée par la sonde Thales C16195BA. En outre, une série de préconisations et de références associées est fournie concernant l'applicabilité de la procédure *unreliable speed*,

l'entraînement (relatif à la réaction des équipages à haute altitude et à la procédure *unreliable speed*) et l'évitement des zones propices au phénomène de cristaux de glace. Cette présentation évoque des discussions en cours visant à optimiser la formulation de la procédure.

L'évaluation de l'impact sur la sécurité opérationnelle de ces incidents, qu'effectue le service en charge de la prévention et de la sécurité des vols au cours de cette période, n'est pas intégralement documentée ni formalisée. Il est expliqué que :

- chaque événement d'anomalie de vitesse fait l'objet d'un suivi et d'une analyse (étude des rapports des équipages, classification des ASR, surveillance des écarts de paramètres par l'analyse des paramètres des vols) par le service en charge de la prévention et de la sécurité des vols. Cette analyse est partagée avec les autres services lors de la réunion RX2 ;
- ce service procède à l'exploitation spécifique des paramètres enregistrés de certains incidents. Cette action fait parfois suite à une demande des équipages qui ont alors accès aux paramètres. En particulier, l'absence de perte de contrôle de la trajectoire est vérifiée ;

Note : un document de synthèse caractérisant les incidents identifiés par Air France et remis au BEA peu après l'accident montre que l'assiette au cours de ces incidents atteint des extrema de -3 et 7 degrés ; l'angle de roulis maximum atteint est de 13 degrés.

- l'OSV A330/A340, fonctionnellement rattaché à ce service, s'entretient avec la grande majorité des pilotes ayant notifié ces incidents. Les témoignages des pilotes ne font pas apparaître de risque immédiat. Le Chef de Division, le Chef du Bureau d'Information Technique et le Chef du Niveau Professionnel de la division A330/A340 s'entretiennent également avec certains membres d'équipage.

Sur la base de ces éléments, au cours de l'automne 2008, Air France considère que la sécurité des vols n'est pas immédiatement impactée par ce type d'incident.

Le programme d'entraînement de la saison 2008-2009 intègre un exercice d'application de la procédure « vol avec IAS douteuse » au décollage. Son intégration en 2007 faisait suite aux incidents consécutifs à l'ingestion d'eau sur A320. L'exercice est considéré comme représentatif des principales difficultés liées à son application au cours des différentes phases du vol.

Quatre ASR relatifs à ces incidents sont publiés au cours de cette période dans plusieurs numéros de la revue « Sûrvol » diffusée à tous les PNT.

Le 6 novembre 2008, une information sur les anomalies anémométriques survenues en croisière sur la flotte A330/A340 est diffusée chez Air France aux pilotes du secteur. Le document « info OSV » indique que six événements de ce type ont été signalés par des comptes-rendus d'équipage (voir annexe 8).

Il précise que les incidents sont caractérisés par des pertes d'indications anémométriques, de nombreux messages ECAM et parfois des alarmes de configuration. Les événements se sont déroulés à haute altitude dans des zones de givrage prévu ou observé avec présence de turbulences, à un Mach variant de 0,80 à 0,82 avec le pilote automatique et l'auto-poussée engagés. La chronologie des anomalies est décrite. Il est précisé que « durant cette phase dont la durée est de plusieurs minutes environ, les équipages ne déclarent aucune sensation de survitesse

(vibration, accélération) ou d'approche de décrochage (assiette, incidence, référence à l'horizon) malgré l'apparition de l'alarme de décrochage. Quatre recommandations d'ordre général sont adressées aux équipages. La procédure « vol avec IAS douteuse » et les conditions de son application ne sont pas rappelées.

1.17.1.5.4 Rapports internes de sécurité des vols Air France

Un rapport de sécurité a été réalisé en 2006 par une commission interne à la compagnie à la suite d'incidents et accidents et notamment celui d'Air France à Toronto en août 2005. La commission a étudié les événements de la compagnie qui se sont produits entre 1985 et 2006. Il ressort notamment du rapport :

- ❑ que sur la période considérée, deux tiers des événements sont survenus sur long courrier ;
- ❑ que les facteurs de causalité « conscience de la situation », « décision » et « synergie de l'équipage » sont indissociables et constituent de loin le premier facteur contributif ;
- ❑ que les capacités de pilotage des pilotes de long-courrier et/ou ab initio sont parfois faibles ;
- ❑ une perte de bon sens, de connaissances générales aéronautiques en baisse notoire ;
- ❑ des faiblesses en terme de représentation et conscience de la situation lors de pannes systèmes (réalité, gravité, dangerosité, effets induits ...).

Dans les observations et conclusions auxquelles la commission était parvenue, on notait que :

- ❑ en analysant les facteurs de causalité principaux dans les événements graves et dans les incidents carburants, la commission observait que les facteurs humains (conscience de la situation, synergie, processus de décision) sont les facteurs que l'on retrouve dans 8 événements sur 10, très loin devant les facteurs organisationnels, environnementaux et techniques, même s'il convient de ne pas négliger les contributions potentielles de ces facteurs ;
- ❑ des faiblesses importantes en terme de formation, d'appropriation réelle et concrète et de capacité d'évaluation, de ces facteurs humains, ont été observées dans la population PNT comme d'ailleurs dans toutes les populations dont les actions et décisions ont des conséquences directes sur la sécurité des vols ;
- ❑ ces faiblesses en terme de fonctionnement transverse – synergie en langage CRM – n'ont pas permis à l'entreprise d'avoir une vue claire et objective de ses performances en matière de sécurité aérienne et d'y apporter les solutions concrètes et adaptées, en temps et en heure.

Suite à ce rapport, Air France a mis en place plusieurs mesures avec notamment :

- ❑ la création de la Direction Prévention des Risques et Assurance Qualité ;
- ❑ des travaux de fond sur la refonte des « Procédures d'Exploitation » ;
- ❑ la refonte du contenu et des séances de formation, y compris le volume (une séance simulateur supplémentaire) ;
- ❑ l'ouverture de plusieurs chantiers dédiés aux Facteurs Humains notamment dans les QT, les ECP, la formation et le recrutement des instructeurs, la formation CRM des PNT, les contrôles en ligne ;
- ❑ réforme de l'évaluation du niveau professionnel des PNT.

1.17.2 Organisation de la surveillance de l'exploitant par la DGAC

1.17.2.1 La Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile (DSAC)

La DSAC-NO (Navigabilité et Opérations) est chargée de la surveillance continue de l'exploitant Air France. Cette surveillance veille au maintien des conditions de délivrance du Certificat de Transporteur Aérien décrites dans le règlement *EU-OPS*.

Cette obligation découle des documents suivants définissant un référentiel de méthodes pour la réalisation des opérations de surveillance :

- ❑ document OACI Doc.8335 : *Manuel des procédures d'inspection, d'autorisation et de surveillance continue de l'exploitation* – Chapitre 9 ;
- ❑ *JAA Administrative and Guidance Material (JIP) – Part 2 OPS Procedures* – Chapitre 5.

L'exercice de la surveillance dans le domaine de l'exploitation aérienne⁽¹³⁾ est assuré par :

- ❑ des contrôles programmés permettant de vérifier la conformité relative aux 12 domaines techniques⁽¹⁴⁾ définis par les JIP sur un cycle de 24 mois ;
- ❑ des contrôles inopinés en vol ou au sol (chez l'exploitant, en escale, au simulateur et sur avion). Les contrôles en vol ou au simulateur, qu'ils soient programmés ou inopinés, sont réalisés par des pilotes contrôleurs du pôle d'expertise du personnel navigant (PEPN) ou de l'OCV.

Chaque domaine technique est contrôlé par un ou plusieurs spécialistes agissant pour le compte d'un inspecteur en charge d'un exploitant donné. Les méthodes de contrôle de ces domaines sont définies par la DSAC dans le *Manuel du Contrôle Technique (MCT)* commun à toutes les entités régionales de surveillance françaises (DSAC-IR) ainsi qu'à la DSAC/NO pour la surveillance d'Air France. Environ 70 personnes participent à cette activité de surveillance au sein de la DSAC.

Les responsables de la DSAC-NO ont indiqué que la surveillance d'Air France représente environ 8 000 heures par an, soit 5 personnes équivalent temps plein répartis entre 15 personnes physiques, hors les contrôles en vol.

Le Pôle d'Expertise du Personnel Navigant (PEPN), rattaché à la direction DSAC-PN est en charge de la réalisation des contrôles programmés au sol, en vol et au simulateur. Constitué de 7 pilotes experts en 2009, le PEPN a conduit environ 60 contrôles, dont 5 chez Air France.

L'ensemble de ces contrôles réalisés par la DSAC porte sur la conformité réglementaire. Ainsi l'activité de surveillance s'attache exclusivement à vérifier que l'organisation, les méthodes, les compétences, la programmation retenues par l'exploitant sont conformes aux exigences réglementaires de l'EU-OPS et du FCL.

A travers les contrôles en vol, les pilotes du PEPN conduisent des évaluations destinées à repérer au travers du travail d'un équipage des éventuelles lacunes de sécurité. Les responsables du PEPN ont indiqué que ces évaluations doivent être analysées par la DSAC-NO afin d'identifier et notifier les écarts à la réglementation résultant des constats effectués au cours de ces contrôles.

A travers le contrôle de la conformité réglementaire, la surveillance de la DSAC ne conduit pas à analyser systématiquement les différences qui peuvent exister entre les procédures d'un constructeur et celles d'un exploitant. Cependant, en cas d'écart

⁽¹³⁾Hors surveillance de la maintenance et de la formation liée à la licence des pilotes.

⁽¹⁴⁾Infrastructure, Manuals, Training, Crew records, Maintenance, Ramp Inspection, Equipment, Release of Flight/Dispatch, Flight Inspection, Navigation (Ground) inspection, Dangerous Goods, Operator's Quality System.

significatif dont la justification ne paraît pas évidente, la DSAC peut demander à l'exploitant de justifier le bien fondé de ses choix. La surveillance permet de vérifier que ces procédures sont documentées dans le manuel d'exploitation de l'exploitant. Elle ne constitue pas une analyse exhaustive des procédures, des méthodes de travail ou d'enseignement d'un exploitant.

Au sein de la DSAC, la division « programme de sécurité de l'Etat en transport public » de la mission « évaluation et amélioration de la sécurité » (DSAC/MEAS):

- coordonne et contrôle la mise en œuvre du programme de sécurité de l'Etat (PSE) pour le transport public, en liaison avec le BEA et l'ensemble des services concernés de la DGAC. A ce titre, elle analyse le niveau de sécurité en transport public, définit et suit des indicateurs de sécurité ;
- met en place le système de recueil d'événements et assure le suivi des incidents, notamment au travers de la base de données ECCAIRS ;
- met en place les revues de sécurité périodiques et suit la mise en œuvre des conclusions de ces revues ;
- pilote les études relatives à la sécurité du transport public.

Le service Mission d'Evaluation et d'Amélioration de la Sécurité (MEAS) reçoit près de 7 000 ASR de la compagnie Air France (+ 52 RX2). Le contenu des ASR ne permet pas toujours d'évaluer la gravité d'un événement. Beaucoup ne sont détectés que par l'analyse de vols postérieure à l'événement.

Il existe 106 compagnies françaises détentrices d'un CTA. En 2009, elles ont réalisé près de 700 000 vols, plus de la moitié de ces vols ont été réalisés par Air France.

1.17.2.2 L'Organisme de Contrôle en Vol (OCV)

Cet organisme intervient en tant que conseiller technique du Directeur Général de l'Aviation Civile auquel il est directement rattaché. De plus, il effectue les missions suivantes :

- il répond directement aux demandes de la DSAC ;
- il réalise des contrôles inopinés, le cas échéant de façon coordonnée avec les missions d'inspection décidées par DSAC/NO ;
- il peut être saisi directement par le PEPN, en relation avec la DSAC, pour effectuer des contrôles en vol ou sur simulateur.

L'OCV est composé de 12 inspecteurs (tous commandants de bord) qui travaillent en temps partagé entre leur compagnie et la DGAC, soit 6 équivalent temps plein pour la DGAC.

A l'issue d'un contrôle, l'inspecteur rédige un rapport qui peut donner lieu à des constats. Ces constats doivent être analysés par la DSAC afin notamment d'identifier et notifier les écarts à la réglementation.

En 2009, l'OCV a réalisé 310 contrôles dont 88 chez Air France portant à la fois sur le réseau court/moyen et long courrier.

A la date de l'accident, l'ensemble des contrôles en vol effectués dans le cadre de la surveillance n'avait fait l'objet d'aucune notification vers Air France.

1.17.2.3 Inspection de standardisation de la DSAC par l'AESA

En septembre 2009, l'AESA a conduit une inspection de la DSAC. Il convient de préciser que cette inspection a été programmée en mars 2009 dans le cadre d'un calendrier d'inspection et n'est donc pas liée à l'accident de l'AF 447. Toutefois cette inspection reflète bien la situation de l'Autorité de surveillance à la date de l'accident.

Cette inspection a conduit à la notification de sept constatations qui visent notamment :

- ❑ le rôle de l'OCV dont l'activité d'inspection non programmée n'est pas pleinement intégré dans le système de supervision continue de la DSAC ;
- ❑ les manques dans la formation initiale et récurrente de certains inspecteurs d'opérations sol et vol ;
- ❑ le manque d'expérience dans le domaine des opérations aériennes de certains inspecteurs, ce qui pourrait affecter leur jugement et leur crédibilité vis-à-vis des personnels des exploitants.

1.17.3 Les services de la navigation aérienne pour un vol océanique

La documentation 4444 de l'OACI indique au chapitre 4 que la navigation aérienne rend les services de contrôle, d'information et d'alerte. Chaque état contractant de l'OACI intègre ce document dans sa réglementation.

1.17.3.1 Organismes de contrôle brésilien

Le système de Contrôle du trafic aérien brésilien (SISCECAB) englobe une entité centrale (DECEA) et des prestataires de service de navigation aérienne dont le CINDACTA (centre intégré de défense aérienne et de contrôle du trafic aérien), le SRPV-SP (service régional de protection des vols) et INFRAERO.

Le jour de l'accident, le contrôleur de l'ACC ATLANTICO n'a pas demandé à l'équipage du vol AF 447 de contacter le contrôleur de l'ACC DAKAR OCEANIQUE 5 minutes avant le passage du point TASIL. Le contrôleur de l'ACC DAKAR OCEANIQUE n'a pas contacté le contrôleur de l'ACC ATLANTICO pour l'informer de l'absence de contact avec l'équipage du vol AF 447 3 minutes après l'heure estimée de passage du point TASIL.

Le document AIRAC AIP SUPPLEMENT SUP A065-074/08 daté du 25 septembre 2008 avec une applicabilité au 23 octobre décrit la mise en service de l'ADS-C dans la FIR ATLANTICO. Ce document ne mentionne pas le caractère expérimental. Il précise que les reports de position doivent être réalisés via des messages vocaux en HF en cas d'indisponibilité du système ADS-C.

Le vol AF 447 n'avait pas établi de contrat ADS. Le service CPDLC n'était pas en service dans la FIR ATLANTICO à la date de l'accident.

1.17.3.2 Organismes de contrôle sénégalais

Le contrôle des vols océaniques se fait aux procédures. En l'absence de plan de vol dans le système Eurocat, la coordination entre les contrôleurs d'ATLANTICO et de DAKAR OCEANIQUE a permis à ce dernier d'éditer le strip suivant :

AFR447	5054	CPHQ ?	350	350	350	ORARO	TASIL	ASEBA	SAGMA	POMAT	350
FG		SBGL	LFPG								
A332	H	N0472	20	06	30	02	05	02	20	02	49
SI	EVL	0150	010808							03	03
AS03										03	45

Figure 86 : strip édité après coordination entre Atlantico et Dakar océanique

On y lit ainsi les heures prévues d'entrée dans la FIR (TASIL 2h20 min) et de sortie (POMAT 3h 45 min) obtenues à partir de la vitesse de l'avion.

1.17.4 Recherches et sauvetage (SAR)

La finalité d'un service SAR est d'assurer avec le maximum d'efficacité les recherches de personnes en détresse en temps de paix et le sauvetage de vies humaines sur terre et en mer.

Les plans SAR mondiaux comprennent :

- le plan SAR de l'OMI pour le domaine maritime ;
- les Plans Régionaux de Navigation Aérienne (RANP) de l'OACI pour le domaine aérien.

Ces plans mondiaux émanent de la convention SAR de l'OMI et de l'Annexe 12 à la convention relative à l'aviation civile. Ils constituent la base de la mise en application des plans nationaux et régionaux, des manuels, des ententes et des documents SAR associés.

Les Plans de Navigation aérienne édités par l'OACI indiquent pour chaque région du monde le découpage des SRR aériennes. Ces zones peuvent correspondre aux FIR des Etats contractants. Chaque zone SRR possède son centre de coordination de sauvetage aéronautique, désigné ARCC.

Le plan SAR de l'OMI présente les SRR maritimes à travers le monde. Chaque zone SRR possède au moins un centre de coordination de recherche et sauvetage maritime, désigné MRCC.

Il est à noter que les SRR maritimes sont souvent différentes des SRR aériennes.

Les zones océaniques peuvent être couvertes par un RCC rattaché à plus d'un Etat.

1.17.4.1 Références documentaires

► L'Annexe 12 de l'OACI : Recherches et Sauvetage

L'Annexe 12 concerne exclusivement le domaine des recherches et du sauvetage aéronautiques. Elle s'applique à l'institution, au maintien et à l'exploitation des services de recherche et de sauvetage sur le territoire des Etats contractants et sur les hautes mers, ainsi qu'à la coordination de ces services entre Etats voisins.

L'Annexe 12 est complétée par le manuel international de recherche et de sauvetage aéronautiques et maritimes (IAMSAR).

L'Annexe 12 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 portions d'espace aérien situé au-dessus de la haute mer ou de régions de souveraineté indéterminée [...] seront déterminées par des accords régionaux de navigation aérienne.

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 recherches et de sauvetage.

En particulier l'Annexe 12 recommande que :

Les Etats contractants élaborent, autant que possible, des plans et des procédures de recherche et de sauvetage destinés à faciliter la coordination des opérations de recherche et de sauvetage avec celles des Etats voisins.

Lorsque c'est possible, les Etats contractants établissent des centres conjoints de coordination et de sauvetage pour coordonner les opérations de recherche et de sauvetage aéronautiques et maritimes.

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 du système Cospas-Sarsat.*

► **Le manuel IAMSAR (manuel international de recherche et de sauvetage aéronautiques et maritimes)**

Le manuel IAMSAR a pour objet primordial d'aider les Etats à répondre à leurs propres besoins en recherche et sauvetage et à s'acquitter des obligations auxquelles ils ont souscrit en vertu de la Convention relative à l'aviation civile internationale, de la Convention internationale sur la recherche et le sauvetage maritimes et de la Convention internationale pour la sauvegarde de la vie humaine en mer (SOLAS). Il présente des lignes directrices sur une approche commune aéronautique et maritime pour l'organisation et la mise en œuvre des services SAR. Les Etats sont encouragés à développer et améliorer leurs services SAR, à coopérer avec les Etats voisins et à considérer leurs services SAR comme faisant partie d'un dispositif mondial.

► **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 30 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.

1.17.4.2 Mise en œuvre de la SAR

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

Lorsque la zone probable d'accident couvre un secteur terrestre et maritime, chacun des centres responsables de recherches en mer ou sur terre conserve ses attributions. Néanmoins, afin d'assurer une direction unique des opérations, le chef du centre aérien de recherches compétent est chargé de la coordination générale des opérations.

1.17.4.3 Cas d'un avion accidenté en mer

Les opérations de recherches et sauvetage consécutives à un accident aérien relèvent d'un centre de coordination dénommé ARCC. Dès qu'une incertitude existe sur un possible accident d'aéronef en mer dans la SRR d'un ARCC, ce dernier peut mobiliser les moyens de recherche et de sauvetage habituellement dédiés dans cette zone au MRCC compétent. Il est également possible de déléguer à ces derniers les opérations de recherches d'un avion accidenté en mer.

Lorsque la zone de l'accident supposée s'étend sur les territoires de plusieurs zones de recherches et sauvetage⁽¹⁵⁾, le premier RCC informé d'une phase critique prend la responsabilité de se coordonner avec les centres voisins pour identifier le centre qui assumera la responsabilité de la conduite et de la coordination des opérations de recherches et sauvetage. Par défaut, il exerce cette fonction.

Note : les moyens aériens de recherche sont fréquemment des moyens militaires. Leur mobilisation peut donc faire intervenir également des organes de décision militaires.

1.17.4.4 Organisation SAR au Brésil

La route prévue par le plan de vol de l'AF 447 traversait notamment les FIR adjacentes de RECIFE ATLANTIQUE (Brésil) et de DAKAR OCÉANIQUE (Sénégal). A ce titre, le Brésil et le Sénégal sont considérés comme des Etats voisins.

La FIR de RECIFE ATLANTIQUE possède un ARCC implanté à Recife et plusieurs MRCC dont un à Natal, et compétent pour la zone de l'accident de l'AF 447. Il n'existe pas de JRCC dans la FIR de RECIFE ATLANTIQUE. ARCC et MRCC sont gérés par les forces armées brésiliennes.

1.17.4.5 Organisation de la SAR au Sénégal

La FIR de DAKAR OCÉANIQUE possède un ARCC implanté à Dakar, géré par des forces armées sénégalaises.

Les autorités sénégalaises disposent, notamment pour conduire leurs opérations SAR, d'un avion de type Bréguet Atlantic mis à disposition par la France conformément à un protocole signé en 1966. Cet avion permet notamment de mener des opérations de recherche de nuit.

Il n'existe pas de plan régional de coordination SAR entre le Brésil et le Sénégal. Ainsi il n'existe pas de procédure prévoyant l'interrogation des moyens SAR dont dispose chaque Etat.

1.17.4.6 Organisation de la SAR en France

1.17.4.6.1 SAR Aérien

Le territoire français métropolitain est découpé en 4 zones SRR, chacune possédant son ARCC.

⁽¹⁵⁾Ces zones peuvent impliquer plusieurs Etats.

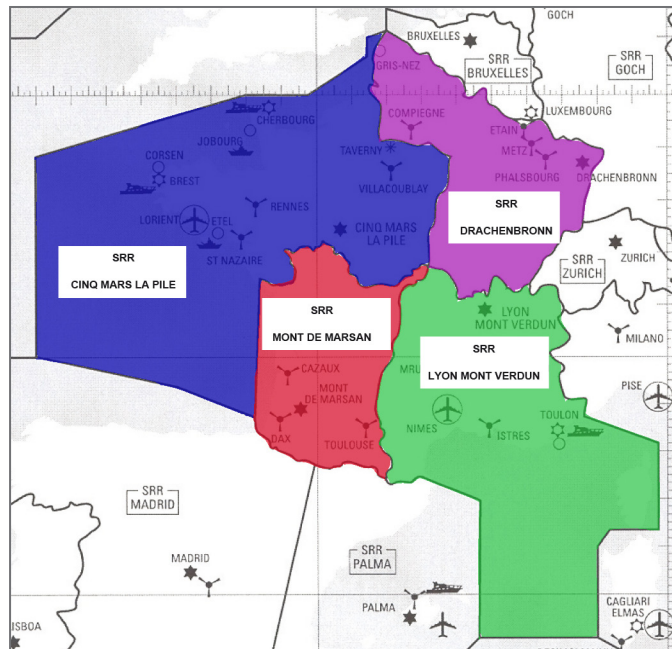


Figure 87 : découpage des SRR en France métropolitaine

FIR	BREST	PARIS	REIMS	MARSEILLE	BORDEAUX
SRR	ARCC associé : CINQ-MARS-LA-PILE		ARCC associé : DRACHENBRONN	ARCC associé : LYON MONT VERDUN	ARCC associé : MONT DE MARSAN

La Direction Générale de l'Aviation Civile, chargée de la politique générale en matière de recherches et de sauvetage des aéronefs en détresse, agit avec la collaboration étroite et le concours permanent de l'Armée de l'Air.

Il n'existe pas formellement d'ARCC désigné comme point de contacts auprès des autorités étrangères. En pratique, l'ARCC de Cinq-Mars-La-Pile traite les émissions de balises de détresse détectées par le FMCC de Toulouse.

1.17.4.6.2 SAR Maritime

Les zones de responsabilité maritimes françaises (métropole) sont au nombre de 5, chacune sous la responsabilité d'un Centre Régional Opérationnel de Surveillance et de Sauvetage (CROSS) qui assure le rôle de MRCC.

Le MRCC Gris Nez est désigné, pour toute question concernant les aspects opérationnels de la SAR maritime, comme le point de contact pour les organismes étrangers (SAR Point of Contact – SPOC). De même le MRCC Gris Nez a été désigné comme point de contact du FMCC de Toulouse concernant toutes les détections d'émission de balises de détresse.

Note : les prérogatives d'un SPOC incluent :

- coordination par défaut ;
- contact des organismes SAR ;
- mise à disposition des moyens nationaux au profit du MRCC compétent ;
- point de contact pour tout navire ressortissant dans le monde ;
- initialisation des plans de coordination SAR avec ses homologues étrangers.

1.17.4.6.3 Pratiques et formation des personnels des ARCC et MRCC

1.17.4.6.3.1 Les ARCC

Pratiques

Des responsables des missions SAR Aériennes en France ont indiqué au BEA que les ARCC sont pourvus de peu de moyens pour communiquer. Ils disposent généralement :

- d'un annuaire des ARCC adjacents et des ARCC et MRCC français ;
- d'un annuaire des centres de contrôle de la navigation aérienne adjacents ;
- d'un ordinateur connecté à internet.

Les ARCC français ne disposent pas de document leur permettant de contacter tout ARCC ou MRCC dans le monde.

En outre, ces responsables ont indiqué que leur zone de responsabilité était définie réglementairement et qu'en dehors de ces zones ils n'étaient pas compétents pour envoyer ou coordonner des moyens.

Formation des personnels

Les personnels des ARCC sont des militaires de l'Armée de l'Air. A ce titre, leur affectation dans un ARCC est temporaire. Lors de leur formation initiale, ils ont tous suivi un premier cursus d'environ une semaine de formation au service SAR.

Avant leur prise de fonction, les agents suivent une formation théorique et pratique assurée par l'armée de l'air.

La formation théorique comprend pour certains d'entre eux un stage de 15 jours à l'ENAC « Formation au service SAR ». Il faut cependant noter que le nombre de places offertes est limité et que les personnels des ARCC ne peuvent pas tous suivre ce stage.

Tous les personnels suivent une formation théorique initiale de 3 semaines à 1 mois au sein de leur ARCC d'affectation. Au cours de cette formation, les personnels étudient les références documentaires, les procédures propres à leur ARCC et sont informés du fonctionnement d'un CRNA, du centre Cospas-Sarsat et d'un MRCC.

La formation pratique consiste en une période d'adaptation d'environ un mois au sein de l'ARCC d'affectation, en binôme avec des agents expérimentés.

Un exercice pratique SAR permet de valider cette formation.

1.17.4.6.3.2 Les MRCC

Pratiques

Il est à noter que la géographie française et son activité en mer génèrent une activité soutenue dans les MRCC.

Afin de se coordonner avec les autres MRCC en France et dans le monde, chaque centre possède un document qui recense les coordonnées de tous les ARCC, MRCC et JRCC du monde. En outre, pour chaque pays est mentionné le RCC de référence faisant office de point de contact pour les organismes étrangers (SPOC).

Ainsi, ce document publié par le United Kingdom Hydrographic Office (retranscrivant le document de l'OMI – circulaire SAR 8) permet, après le déclenchement de toute phase critique, d'identifier et de contacter le MRCC qui assurera la coordination des recherches.

Des responsables de MRCC ont indiqué au BEA que tout doute concernant une situation critique potentielle fait l'objet d'une démarche de lever de doute et de collecte d'informations afin d'identifier un MRCC compétent pour coordonner les recherches. Dans ce contexte, l'action des MRCC n'est pas limitée par une zone géographique.

Formation des personnels

Les officiers des MRCC sont issus de la Marine Nationale et des Affaires Maritimes. Ils assurent la fonction de Coordonnateur de Mission de Sauvetage (CMS).

Ils suivent une formation théorique (module CMS) de 5 semaines au sein de l'école des Affaires Maritimes de Nantes. Ils complètent cette formation théorique par :

- une formation pratique d'environ 1 mois dans leur MRCC d'affectation ;
- une formation de 15 jours pour obtenir le Certificat Général d'Opérateur (CGO).

Une évaluation interne permet d'habiliter les officiers à la fonction de CMS.

1.17.4.7 Audits réalisés par l'OACI

1.17.4.7.1 Rapport final d'audit de supervision de la sécurité du système de l'aviation civile de la France

Un audit a eu lieu en France, conformément aux directives de l'OACI, du 3 au 23 juin 2008.

Concernant les services de navigation aérienne, il a été constaté que :

« Bien que le cadre juridique établi par la France dans le domaine des services SAR national garantisse qu'une coordination étroite soit assurée entre les autorités aéronautiques et maritimes compétentes pour un maximum d'efficacité dans la conduite de services SAR, la France n'a pas établi de RCC conjoints pour coordonner les opérations SAR aéronautiques et maritimes. Par ailleurs, la France a signé des lettres d'accord avec certains pays riverains dont l'Espagne, l'Italie, l'Allemagne et la Belgique pour la coordination des services SAR, mais les lettres d'accord avec les autres pays adjacents à la France métropolitaine et à ses départements et collectivités d'outre-mer ne sont pas encore établies et signées ».

1.17.4.7.2 Rapport final d'audit de supervision de la sécurité du système de l'aviation civile du Sénégal

Un audit a eu lieu au Sénégal, conformément aux directives de l'OACI, du 12 au 14 avril 2006.

Concernant les services de navigation aérienne, l'audit a proposé notamment de :

- mettre en œuvre un centre JRCC regroupant ARCC et MRCC ;
- conclure des accords de coopération avec les Etats voisins.

Au moment de l'accident, ces recommandations n'avaient pas encore été suivies d'effets.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Certification de type et suivi de navigabilité

1.18.1.1 Aspects réglementaires

L'A330 répond aux exigences de la réglementation en vigueur au moment de la demande du certificat de type, à savoir le JAR 25 change 13 ou 14 et aux conditions spéciales émises par la DGAC.

Les équipements sont développés en respect des exigences réglementaires fixées dans le JAR 25 partie F et notamment des paragraphes JAR 25.1301, 1309, 1323 (d) (e), 1326, 1419 et des ACJ correspondants (moyens de conformité acceptables mais non obligatoires).

Ces exigences précisent notamment comment les équipements doivent être conçus, installés et testés afin de pouvoir assurer leur fonction dans toutes les conditions opérationnelles spécifiées.

Elles précisent notamment que :

- les systèmes doivent être développés afin que les pannes qui empêcheraient la poursuite du vol en toute sécurité soient extrêmement improbables. Le respect de ces exigences doit être démontré au travers d'analyses, d'essais en vol ou au sol en considérant les modes de pannes possibles, leur probabilité ainsi que leur conséquence sur l'avion et ses occupants ;
- les systèmes et les alarmes associées doivent être développés en minimisant les risques d'erreur de la part des équipages ;
- des moyens d'information doivent être mis en place afin d'alerter les équipages de la survenue d'une panne et de leur permettre de prendre les mesures appropriées.

Il est nécessaire d'effectuer une analyse de la criticité des pannes et de l'associer à une probabilité d'occurrence (ACJ 25.1309).

Cette analyse est menée soit analytiquement, soit lorsque c'est nécessaire par des équipages d'essais au cours d'un vol sur avion ou au simulateur. Elle consiste à évaluer la charge de travail associée pour les membres d'équipage dans l'identification de la panne, la recherche et l'application de la ou des procédures adéquates et/ou dans la tâche de pilotage.

Certains paragraphes du règlement de base (JAR 25 / CS 25) peuvent être modifiés ou complétés par des conditions spéciales, et cet ensemble de règles s'applique à un avion qui fonctionne nominalement. Les cas de panne sont évalués sous couvert du paragraphe 25.1309.

Pour les sondes Pitot, la réglementation exige par ailleurs :

- que celles-ci soient protégées de l'humidité, de saletés ou autres substances qui pourraient altérer leur fonction (JAR 25.1323 (d)) ;
- qu'elles soient équipées d'un système de réchauffage destiné à prévenir les dysfonctionnements dus au givrage (JAR 25.1323 (e)) ;
- qu'un moyen approprié (alerte visuelle directement visible par l'équipage) informe l'équipage du non-fonctionnement du système de réchauffage (JAR 25 1326) ;
- qu'elles soient protégées contre le givrage défini selon le règlement JAR 25 (cf. JAR 25 1419).

► L'appendice C du règlement JAR 25

L'appendice C du règlement JAR 25 est le standard de certification en conditions givrantes d'eau pour valider le comportement des avions dans ces conditions. Les conditions sont définies en fonction de l'altitude et de la température en termes de concentrations d'eau et de diamètres volumétriques moyens des gouttelettes.

Deux enveloppes givrantes sont définies :

- ❑ l'enveloppe « 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 ;
- ❑ l'enveloppe « 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.

1.18.1.2 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 par exemple). Lorsque le produit remplit les conditions de certification, 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.

Un certificat de navigabilité individuel est ensuite délivré à chaque produit (avion par exemple) 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.

A l'époque de la délivrance du premier certificat de type de l'A330, la DGAC était l'autorité chargée de délivrer ces certificats à Airbus. Les principes de certification, issus du règlement JAR 21 élaboré par les JAA étaient similaires à ceux définis aujourd'hui dans la partie 21.

En particulier, conformément au JAR 21, l'arrêté du 18 juin 1991 a institué une procédure d'agrément de conception pour les constructeurs de produits aéronautiques et fixé les conditions auxquelles doivent répondre les constructeurs agréés. Cet agrément appelé DOA (Design Organisation Approval), impose au constructeur de préciser les procédures de travail qu'il met en œuvre pour répondre aux exigences du JAR 21 ou de la partie 21, notamment en matière de suivi de navigabilité.

1.18.1.3 Le suivi de navigabilité

Le suivi de navigabilité repose notamment sur l'évaluation de la criticité des occurrences, classées lors de la certification de type selon quatre niveaux (conformément à l'AMJ 25.1309) : *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 section A de la Partie 21.

1.18.1.3.1 Obligations du constructeur, titulaire d'un certificat de type

L'Article 21 A.3 de la partie 21 dit que :

1) Le titulaire d'un certificat de type doit posséder un système pour recueillir, examiner et analyser les rapports et informations relatifs aux pannes, mauvais fonctionnements, défauts ou tout autre événement qui a ou qui est susceptible d'avoir des effets préjudiciables sur le maintien de la navigabilité du produit couvert par le certificat de type.

2) Le titulaire d'un certificat de type doit rendre compte à l'AESA 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 (les « unsafe conditions »). Ces comptes-rendus doivent parvenir à l'AESA sous 72 heures après l'identification de la condition de non sécurité.

La définition suivante d'« unsafe condition » est proposée dans l'AMC 21 A 3b (b):

a) Événement de nature à occasionner des victimes, avec généralement la destruction de l'avion ou de nature à réduire la capacité de l'avion ou de l'équipage à gérer des conditions dégradées qui amènent à :

une réduction importante des marges de sécurité ou des capacités fonctionnelles ;

une détresse physique ou charge de travail excessive qui ne permet plus à l'équipage d'assurer ses tâches avec précision ou de les mener à terme ;

la survenue de blessures graves ou mortelles à au moins un occupant de l'avion.

Sauf s'il est démontré que la probabilité de cet événement est dans les limites définies par les normes de certification.

ou

b) Il y a un risque inacceptable de blessures graves ou mortelles à d'autres personnes que les occupants de l'avion.

ou

c) Les moyens de conception destinés à minimiser les effets d'un accident ne remplissent pas leur rôle prévu.

Le document précise que certaines occurrences à caractère répétitif peuvent être considérées comme des « unsafe conditions », si elles sont susceptibles de conduire aux conséquences décrites ci-dessus dans certaines conditions opérationnelles.

Note : le Guidance Material 21A3B(b) fournit une méthodologie et des exemples pour déterminer si une « unsafe condition » existe.

3) Pour toute déficience qui pourrait révéler une situation dangereuse ou catastrophique, le constructeur doit rechercher la cause de la déficience, rendre compte à l'AESA des résultats de ses recherches et informer celle-ci de toute action qu'il entreprend ou propose d'entreprendre afin de remédier à cette déficience.

1.18.1.3.2 Rôle de l'AESA

Lorsque l'AESA estime qu'une condition compromettant la sécurité (« unsafe condition ») 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 conformément aux dispositions du paragraphe 21A.3B(c) que la consigne de navigabilité rend obligatoire.

1.18.1.3.3 Dispositions mises en œuvre entre Airbus et l'AESA

En septembre 2003, l'entrée en fonction de l'AESA a entraîné le transfert des responsabilités du suivi de navigabilité de la DGAC à l'AESA.

Les dispositions réglementaires décrites précédemment sont détaillées dans des documents internes à l'AESA et à Airbus.

Les procédures applicables au sein d'Airbus sont décrites dans un document interne couvrant le suivi de navigabilité et approuvé par l'AESA. Ce document a fait l'objet d'échanges entre la DGAC et Airbus en 2002-2003 puis mis en œuvre après le transfert du suivi de navigabilité à l'AESA.

Les procédures applicables à l'AESA sont décrites dans un document appelé « *Continuing Airworthiness of Type Design Procedure* » référencé C.P006-01.

1.18.1.3.4 Méthodes de travail

1.18.1.3.4.1 Traitement initial des événements

Airbus reçoit de la part des opérateurs aériens les comptes rendus des événements survenus en service. Un premier tri est effectué afin de déterminer si ces événements correspondent bien aux critères de notification des opérateurs vers les constructeurs, fixés par le document AESA AMC 20-8. Ces critères sont adaptés à la flotte Airbus et validés par l'AESA.

Les événements en rapport avec la navigabilité, appelés « occurrences », sont transmis à la structure « suivi de navigabilité » du constructeur.

1.18.1.3.4.2 Analyse des occurrences

Ces occurrences sont ensuite analysées en détail, chaque semaine par un collège de spécialistes Airbus.

L'une des tâches de cette revue consiste à effectuer, pour chaque occurrence, une évaluation préliminaire de l'impact sur la navigabilité selon le classement suivant :

- occurrence sans aucune conséquence sur la navigabilité. Ces occurrences sont closes rapidement ;
- occurrence qui peut donner lieu à une condition susceptible de compromettre la sécurité (« unsafe condition »). Ces occurrences font l'objet d'un traitement et d'une clôture avec l'AESA (cf. paragraphe suivant) ;
- les autres occurrences font l'objet d'une analyse approfondie et doivent normalement être couvertes par une évaluation du risque qui permet soit de clore l'occurrence soit de proposer un plan d'action pour clôture dans un délai de trois mois.

Après chaque réunion hebdomadaire, la liste des occurrences qui peuvent donner lieu à une condition susceptible de compromettre la sécurité (unsafe condition) est envoyée à l'AESA. Conformément aux dispositions mises en œuvre entre la DGAC (puis l'AESA) et Airbus, Airbus est autorisé à clore les autres occurrences en interne, après analyse, identification des problèmes et lancement de mesures correctives.

Celles-ci sont diffusées par Airbus vers les opérateurs sous forme de simples informations, rappels de procédures, de méthodes opérationnelles ou techniques, ou d'actions, modifications ou inspections à entreprendre.

1.18.1.3.4.3 Traitement des occurrences qui peuvent donner lieu à une condition susceptible de compromettre la sécurité (unsafe condition)

Principe général

Ces occurrences sont traitées par Airbus puis présentées à l'AESA lors de réunions ARM (*Airworthiness Review Meeting*) ou lors de réunions spécifiques ou conférences téléphoniques pour les sujets urgents.

Si une action est nécessaire pour remédier à une « *unsafe condition* » l'AESA peut à tout moment décider d'émettre une consigne de navigabilité « *airworthiness directive* », en coordination avec le constructeur.

Traitement initial par Airbus

Le suivi de chaque occurrence ouverte est présenté par Airbus à l'AESA. Ce suivi comprend l'historique de l'occurrence, les analyses de sécurité effectuées, les actions correctives prévues et la position d'Airbus et de l'AESA, notamment concernant le besoin d'émission d'une consigne de navigabilité. Ce document est renseigné régulièrement jusqu'à la clôture de l'occurrence.

Traitement en réunion ARM

Chaque occurrence est présentée lors de ces réunions qui regroupent les spécialistes d'Airbus et de l'AESA en matière de navigabilité et de sécurité.

Cette réunion permet :

- à Airbus de présenter pour chaque événement les conclusions de ses analyses et un plan d'actions correctives ;
- à l'AESA d'examiner le travail présenté par Airbus et de demander si besoin le renforcement du plan d'actions proposé ;
- de permettre à Airbus et à l'AESA de s'accorder sur les conclusions, le niveau d'impact vis-à-vis de la navigabilité et le plan d'actions correctives à mettre en œuvre.

Le cas échéant, l'AESA peut décider d'émettre une consigne de navigabilité.

Note : sont également présentées en réunion ARM certaines occurrences non classées comme pouvant donner lieu à une condition susceptible de compromettre la sécurité (*unsafe condition*) mais pour lesquelles, de par leur récurrence ou leur spécificité, un suivi particulier a été décidé.

1.18.1.4 Surveillance du constructeur Airbus par l'AESA

L'AESA organise la surveillance de l'agrément de conception d'Airbus de manière à couvrir l'ensemble du domaine d'activités sur un cycle de trois ans. Avant l'accident, le dernier audit relatif aux occurrences avait eu lieu en novembre 2007. L'AESA avait conclu que l'organisation dans son ensemble était satisfaisante.

1.18.1.5 Cas particulier des incohérences des vitesses mesurées

Les cas d'incohérence de vitesses indiquées qui se manifestent par une diminution soudaine de leurs valeurs sont classés majeurs par Airbus dans son analyse de sécurité alimentée par l'expérience en service. Ce classement s'appuie sur le principe de l'existence d'un entraînement des équipages à la procédure prévue.

Entre 1999 et 2001, à la suite de plusieurs événements rapportés sur l'ensemble de la flotte Airbus et d'essais en simulateur effectués par le CEV pour le compte de la DGAC, celle-ci requiert d'Airbus plusieurs évolutions donnant lieu notamment à :

- ❑ la modification de la procédure existante (création des *memory items*) ;
- ❑ l'émission de consignes de navigabilité concernant l'inscription de la procédure *unreliable speed indication* dans le manuel de vol ;
- ❑ le remplacement de certaines sondes Pitot installées originellement sur les Airbus par des sondes plus récentes répondant à des spécifications renforcées élaborées par Airbus à partir de 1995 (voir paragraphe 1.18.1.7).

L'apprentissage de la procédure est également inscrit dans le programme de formation dispensé par Airbus. En octobre 2001, compte tenu des différentes évolutions apportées, ce volet du suivi de la navigabilité est considéré comme clos par la DGAC et Airbus.

En septembre 2003, l'AESA prend officiellement ses fonctions en tant qu'autorité chargée du suivi de la navigabilité. Etant donné que la DGAC reste dans un premier temps la seule à disposer des ressources nécessaires, certains de ses personnels poursuivent cette mission jusqu'en novembre 2005 sous la responsabilité de l'AESA. Lors du transfert effectif des dossiers du programme A330 de la DGAC vers l'AESA en novembre 2005, l'AESA est informée d'un cas d'incohérence de vitesses indiquées en croisière survenu en 2003 et dont l'analyse est encore en cours à la DGAC.

Entre février 2005 et mars 2009, Airbus est informé par 10 exploitants d'Airbus A330 et A340 de 16 incidents survenus en croisière et attribuables selon les données disponibles à une possible obstruction d'au moins 2 sondes Pitot par de l'eau ou de la glace. Neuf d'entre eux sont survenus en 2008 et 3 début 2009. Tous ces incidents sont associés par le constructeur à la condition de panne se manifestant par une diminution soudaine de plusieurs vitesses indiquées. Les analyses de chacun de ces incidents, effectuées par Airbus sur la base des données à sa disposition, indiquent que l'alarme de décrochage s'est activée brièvement à une ou plusieurs reprises pour 6 d'entre eux.

Note : l'incidence maximale enregistrée au cours de ces 6 incidents est de 4,5°, validant ainsi le déclenchement de l'alarme de décrochage. Pour 3 d'entre eux, Airbus dans son analyse relie l'activation de l'alarme de décrochage à une action de l'équipage sur les commandes de vol.

Airbus conclut chacune des 16 analyses par le constat que les systèmes ont fonctionné conformément à leur conception. Sur cette base, le constructeur rappelle le classement *majeur* de la condition de panne. Il confirme le classement intermédiaire attribué lors de l'évaluation initiale de chacun des incidents. Ce classement ne donne pas lieu à notification à l'autorité, conformément à la procédure approuvée.

Après le transfert des dossiers en novembre 2005, l'AESA n'a eu connaissance d'aucun autre cas jusqu'au 17 septembre 2008 pour les avions long-courriers (A330 et A340), date à laquelle la DGAC transmet à l'AESA une lettre du directeur de la compagnie Air Caraïbes concernant deux événements de perte d'indications de vitesse survenus sur deux A330 de la compagnie. Ce dernier précise notamment qu'il a pris la décision de changer, sur l'ensemble de sa flotte A330, les sondes Pitot C16195AA par le standard C16195BA conformément au BS A330-34-3206, et demande la position de la DGAC vis-à-vis de ce type d'incident.

La DGAC transmet ce courrier à l'AESA en lui demandant si elle prévoit de rendre obligatoire le bulletin de service BS A330-34-3206 par l'émission d'une consigne de navigabilité.

Le 16 octobre 2008, l'AESA demande à Airbus de présenter un état des lieux du problème lors de la réunion ARM des 10 et 11 décembre 2008.

L'AESA répond à la DGAC par courrier daté du 18 novembre 2008 qu'une évaluation du risque associé aux problèmes d'incohérence de vitesse est en cours d'étude avec Airbus et qu'elle informera la DGAC de ses conclusions.

Lors de la réunion ARM de décembre 2008, le thème « *Pitot Icing* » est à l'ordre du jour. Airbus présente une liste de 17 cas de blocage Pitot temporaires survenus en croisière sur la flotte long-courriers entre 2003 et 2008 dont 9 en 2008 sans que cette soudaine augmentation puisse être expliquée.

Lors de cette réunion, Airbus indique que les événements récents n'apportent pas d'éléments nouveaux et que la navigabilité de la flotte n'est pas affectée. Le constructeur maintient sa position et propose à l'AESA de conserver un statut recommandé pour le BS A330-34-3206 (Rev. n° 01). Ce BS ne mentionne plus l'amélioration apportée par les sondes C16195BA en conditions givrantes. Il est décidé de refaire un point lors de la réunion ARM suivante.

Lors de la réunion ARM des 11 et 12 mars 2009, un nouveau point de situation est fait. Aucun nouveau cas de fluctuation ou de perte de vitesse n'est rapporté. Comme action de suivi, l'AESA demande à Airbus de faire un bilan annuel des problèmes de ce type afin de surveiller l'évolution de la fréquence d'occurrence. Le bulletin de service BS A330-34-3206 (Rev. n° 01) est maintenu comme une recommandation.

Le 30 mars 2009, l'AESA écrit à la DGAC qu'une revue détaillée des événements pour lesquels un givrage des sondes Pitot est suspecté, a été faite avec Airbus et qu'il en ressort que :

- les événements reportés en 2008 ne modifient pas la position de l'AESA et que les conséquences de ces événements restent classées « *majeures* » ;
- l'augmentation de ces événements constatée en 2008 ne peut être expliquée à ce stade et qu'un bilan annuel a été demandé à Airbus afin de déterminer une tendance ;
- l'AESA conclut, dans ce courrier, qu'à ce stade la situation ne nécessite pas de rendre obligatoire un changement des sondes Pitot sur la flotte A330.

1.18.1.6 Processus de certification des sondes Pitot

1.18.1.6.1 Généralités

A partir des exigences réglementaires et de ses objectifs de conception, le constructeur de l'avion élabore, à l'attention des équipementiers, des spécifications techniques d'équipement (STE) pour chacun des équipements de l'avion. Pour les sondes Pitot, ces spécifications comprennent les caractéristiques physiques (forme, poids, résistance aux chocs, etc.), électriques, le degré de fiabilité recherché ainsi que les conditions environnementales (comportement en atmosphères givrantes par exemple). Le développement de la sonde par l'équipementier comprend différentes phases :

- la définition/conception de l'équipement ;

- ❑ le développement d'un prototype ;
- ❑ les essais en laboratoire et tests destinés à qualifier le produit au regard des spécifications demandées ;
- ❑ l'Analyse des Modes de Défaillances, de leurs Effets et de leur Criticité (AMDEC) ou FMECA en anglais (*Failure Modes, Effects and Criticality Analysis*).

L'AMDEC est une démarche inductive, aussi exhaustive que possible, qui consiste à identifier au niveau d'un système ou d'un de ses sous-ensembles, les modes potentiels de pannes, leurs causes, leurs effets et leurs probabilités.

Le constructeur réalise des essais en laboratoire et en vol pour vérifier le bon comportement de la sonde Pitot dans un environnement aussi réel que possible. Le but de ces essais est notamment de vérifier les interfaces (électrique, mécanique, aérodynamique) entre la sonde Pitot et les autres systèmes avion.

L'autorité de certification peut aussi, à sa demande, être associée à certains de ces travaux.

L'ensemble de ces opérations et les documents réalisés lors de chaque phase du développement constituent le dossier de certification préparé par le constructeur et mis à disposition de l'autorité de certification.

Note : les privilèges associés à l'agrément de conception du constructeur permettent à l'autorité de s'appuyer sur le processus interne au constructeur de vérification des justifications produites et ainsi de ne pas recevoir et examiner l'ensemble du dossier de certification.

Un des éléments constituant ce dossier de certification est un document de synthèse : la déclaration de conception et de performance (ou DDP : *Declaration of Design and Performance*).

Ce document atteste de l'adéquation de l'équipement aux règlements de certification ainsi qu'aux spécifications demandées par le constructeur et identifie les documents justificatifs principaux.

Après leur fabrication, et avant mise sur le marché, chaque sonde produite fait l'objet d'un contrôle qualité approfondi (aspects physiques, contrôle de la finition, tests de la résistance, de la performance, etc.).

1.18.1.6.2 Certification des sondes contre le givrage

Afin de couvrir les conditions givrantes d'eau surfondue de l'appendice C du règlement JAR 25, Airbus a développé une table de dix points d'essais avec différentes températures statiques (SAT), vitesses, températures totales (TAT), concentrations d'eau par mètre cube d'air, diamètres moyens des gouttelettes d'eau, temps d'exposition, tension d'alimentation du réchauffage Pitot et incidences locales de la sonde afin de couvrir l'enveloppe de vol de l'avion dans ces conditions :

- ❑ tous les tests sont effectués avec une puissance de dégivrage réduite (106 VAC au lieu de 115 VAC) ;
- ❑ les valeurs de concentration en eau sont multipliées par un facteur d'installation (1,5 ou 1,7 ou 2 en fonction de la vitesse choisie pour le test) par rapport aux valeurs de l'appendice C du JAR 25 afin de tenir compte de l'effet de l'installation de la sonde sur l'avion (effet de la couche limite). Airbus applique ensuite un facteur supplémentaire de 2 (coefficient de marge de conception).

En plus de ces points visant à répondre aux dispositions réglementaires minimales, Airbus spécifie des points d'essais visant à couvrir des critères supplémentaires définis par :

- ❑ les spécifications STPA CIN3 n° 42067 développées par la Direction Générale de l'Armement (DGA) ;
- ❑ un ensemble de spécifications développées par Airbus à partir de 1995 et destinées à renforcer le comportement des sondes Pitot en conditions givrantes en incluant notamment des cristaux de glace, les conditions mixtes (cristaux de glace + eau surfondue) et les conditions de pluie. Le diamètre des cristaux de glace est par hypothèse fixé à 1 mm. Cet ensemble comprend dix tests où l'on fait varier la température statique (SAT), la vitesse, la concentration en eau ou en cristaux de glace par mètre cube d'air, le diamètre moyen des gouttelettes d'eau, le temps d'exposition, et l'incidence locale de la sonde.

L'ensemble des tests à réaliser en givrage pour répondre à la spécification d'Airbus comporte un total de 26 points d'essais (10 pour prendre en compte l'appendice C et 16 supplémentaires), et couvre une enveloppe plus large que celle définie par le JAR 25.

Les spécifications Airbus retenues pour la certification des sondes sont par conséquent plus sévères que le JAR 25 (voir annexe 9).

1.18.1.6.3 Conformité des sondes Pitot

Pour démontrer la conformité des sondes aux spécifications développées par Airbus, des essais en soufflerie sont réalisés par les équipementiers (dans le cas présent Thales et Goodrich).

Il existe de nombreuses souffleries dans le monde pour réaliser de tels essais. Chaque soufflerie a néanmoins ses limites et sa propre enveloppe d'utilisation en termes de vitesse, de température minimale possible et de concentration en eau ou en cristaux de glace. De ce fait, la réalisation de certains tests demandés peut ne pas être possible. Des lois d'équivalence sont alors utilisées pour définir des conditions similaires en faisant varier les paramètres de manière à ce que la quantité d'eau ou de cristaux de glace reçue par la sonde soit identique à celle du test qui était prévu.

Exemple : un test doit être effectué à la vitesse de 190 m/s avec une concentration d'eau de 6,3 g/m³. La soufflerie est limitée à la vitesse de 161 m/s. Dans ce cas, la concentration en eau sera augmentée à 7,55 g/m³ ($(190/161) \times 6,3 = 7,55 \text{ g/m}^3$) et la température de l'essai sera augmentée afin de maintenir une température totale identique au niveau de la sonde.

Cette méthode de similitude utilisée au niveau international est acceptée par les autorités de certification.

Note : il est important de noter qu'aucune soufflerie n'est capable de reproduire toutes les conditions pouvant être rencontrées dans la réalité par les avions.

D'autre part, des études scientifiques se poursuivent pour caractériser la composition exacte des masses nuageuses au-dessus de 30 000 ft ; elles montrent notamment que tous les phénomènes ne sont pas connus avec suffisamment de précision. Cela est particulièrement vrai pour ce qui concerne la nature des cristaux de glace (taille et concentration) ainsi que le niveau de partage eau surfondue/cristaux de glace.

Les sondes Goodrich 0851HL, Thales C16195AA et Thales C16195BA ont été certifiées sur Airbus A330 respectivement en novembre 1996, avril 1998 et avril 2007 et répondent toutes aux exigences citées en 1.18.1.6.2.

1.18.1.7 Historique des sondes Pitot sur Airbus A330

Les Airbus A330 étaient initialement équipés de sondes Goodrich 0851GR.

En août 2001, à la suite de fluctuations et/ou perte d'indications de vitesse sur A330 rapportées par certaines compagnies, la DGAC française publie la consigne de navigabilité 2001-354 (B) qui impose de remplacer, sur les A330 en service, les sondes Goodrich 0851 GR soit par des sondes de type Goodrich 0851 HL soit par des sondes de type Thales C16195AA avant le 31 décembre 2003. Selon les analyses faites à l'époque, la cause la plus probable du problème serait la présence de cristaux de glace et/ou d'eau dans les sondes Pitot de type Goodrich 0851 GR dans des limites supérieures aux spécifications d'origine, qui n'incluaient pas les spécifications supplémentaires définies par Airbus à partir de 1995.

En septembre 2007, à la suite de l'observation d'incohérences de vitesses mesurées lors de fortes précipitations ou de conditions givrantes sur A320 et de quelques cas sur A330/A340, Airbus publie le bulletin de service BS A330-34-3206 (Rev. n° 00) qui propose de remplacer les sondes Pitot C16195AA par le standard C16195BA. Le bulletin de service indique que ce modèle offre un meilleur comportement face à l'ingestion d'eau et au givrage dans des conditions fortes.

Note : la sonde C16195BA a été initialement développée et certifiée en 2005 pour répondre aux problèmes d'ingestion d'eau observés sur la famille A320 par fortes précipitations à basse altitude.

Le 12 novembre 2008, le BS A330-34-3206 est révisé par Airbus (Rev. n° 01). Ce bulletin mentionne toujours l'amélioration que peut apporter la sonde Thales C16195BA pour l'ingestion d'eau et ne mentionne plus l'amélioration que peut apporter la sonde Thales C16195BA en conditions givrantes.

En février 2009, Thales réalise une étude comparative du comportement des deux standards C16195AA et C16195BA en conditions givrantes au-delà des spécifications requises.

Cette étude conclut, dans les conditions givrantes des essais effectués, à un meilleur comportement du standard C16195BA en précisant néanmoins que pour des raisons techniques, il n'est pas possible de reproduire, en soufflerie, l'ensemble des conditions pouvant être rencontrées dans la réalité.

1.18.1.8 Certificat de type et entraînement des équipages

Processus actuel

Le paragraphe 3.3.6 de l'ACJ 25.1309 précise la prise en compte de l'action de l'équipage pour l'évaluation des conséquences d'une condition de panne. Il y est précisé que les exigences en matière d'entraînement doivent être spécifiées dans certains cas.

Il n'existe pas de support approuvé dédié à la formation et à l'entraînement des équipages qui soit spécifique à un certificat de type et intègre les caractéristiques identifiées lors de la certification ou du suivi de navigabilité.

L'entraînement relatif à une qualification de type peut être évalué à la demande du constructeur par l'AESA à travers l'OEB (*Operations Evaluation Board*). L'évaluation peut conduire à l'identification de sujets spécifiques sur lesquels l'entraînement doit être approfondi. Les recommandations de l'OEB servent éventuellement de base aux autorités chargées d'approuver les organisations délivrant de la formation. La dernière évaluation concernant l'Airbus A330 a été effectuée en 2004 par le JOEB (*Joint Operations Evaluation Board*, émanant des JAA). Cette évaluation n'a pas requis d'entraînements spécifiques en lien avec des conditions de pannes.

L'hypothèse retenue par l'AESA vis-à-vis du classement des conditions de pannes est que l'équipage possède les compétences basiques de pilotage et a reçu, sur le type d'avion considéré, l'entraînement nécessaire pour appliquer les check-lists et les procédures du manuel de vol. L'entraînement susceptible d'être mis en œuvre par un opérateur n'est pas pris en considération lors de la certification, même s'il contribue à l'amélioration du niveau de sécurité.

Note : lors de l'évaluation d'une procédure associée à une condition de panne, l'AESA vérifie au simulateur, dans un scénario défini par le constructeur, si elle est appropriée. Les pilotes introduisent des imprécisions dans la réalisation de la procédure afin d'en évaluer la robustesse.

Operation Suitability Data (OSD)

Depuis 2006, l'AESA travaille à l'élaboration d'un référentiel réglementaire mettant en œuvre le concept d'OSD et destiné à être associé à la certification de type des nouveaux avions. L'objectif principal est de fournir aux exploitants des données pour définir et améliorer l'entraînement des pilotes, du personnel de cabine, et du personnel de maintenance. Il peut également inclure des conditions spécifiques et/ou des limitations adaptées à différents types d'exploitation.

Il s'agit d'un support établi par le constructeur et approuvé par l'AESA dans le cadre du certificat de type. Il contiendra une partie obligatoire et une partie recommandée. Il est prévu que les exploitants et les organismes de formation appliquent au minimum les dispositions obligatoires.

1.18.2 Informations fournies aux équipages sur la situation d'IAS douteuse

Informations transmises par le constructeur

La procédure *unreliable speed indication* (annexe 6) pour l'Airbus A330 figure dans le manuel de vol, le FCOM et dans la QRH fournis aux opérateurs.

Par ailleurs, le phénomène est abordé dans plusieurs documents que le constructeur adresse directement à l'entité des opérations aériennes des compagnies clientes ou met à leur disposition par le biais de divers médias :

- ❑ *le Flight Crew Training Manual (FCTM)* est présenté comme un complément au FCOM et est conçu pour fournir aux équipages des informations pratiques concernant l'exploitation des avions Airbus. Les causes et les conséquences sur le fonctionnement des systèmes des incohérences de vitesses indiquées sont présentées dans la partie *abnormal operations – navigation* du FCTM. En particulier sont décrits les différents modes de pannes en fonction du nombre de sources défaillantes ou encore selon la similitude ou non des différentes indications défaillantes entre elles. Le paragraphe suivant est consacré à la procédure *ADR CHECK PROC / UNRELIABLE SPEED INDICATION*. Il décrit dans les grandes lignes les

modalités d'application de cette procédure depuis l'identification de l'anomalie comme point d'entrée jusqu'à l'utilisation des références assiette/poussée ;

- ❑ le *FCOM Bulletin* n° 810/1 daté de juin 2004 rappelle le fonctionnement des systèmes Pitot/statique, les différentes causes et conséquences des incohérences de vitesses indiquées, ainsi que les éléments fondamentaux des procédures opérationnelles recommandées par Airbus ;
- ❑ le support de formation associé au dispositif d'entraînement MFTD intègre⁽¹⁶⁾ une présentation sur les incohérences de vitesses indiquées consécutives à l'obstruction des sondes Pitot. Le document présente 6 critères de détection du phénomène puis décrit le déroulement de la procédure en commençant par les *memory items* jusqu'à l'utilisation des références assiette/poussée de la QRH ;
- ❑ le *Flight Crew Training Program (FCTP)* est un document destiné exclusivement aux instructeurs. Il présente le programme de formation dispensé par le TRTO d'Airbus et contient, entre autres, les programmes des QT et CCQ ainsi que de l'entraînement périodique. Dans le FCTP, un exercice sur les incohérences de vitesses indiquées est prévu sur simulateur de vol le 21^{ème} jour de la QT. Le scénario de cet exercice prévoit l'insertion simultanée, au décollage à 900 pieds QNH, d'un « blocage Pitot » du côté de l'OPL et d'un « ADR 3 FAULT » puis, à 1 800 ft QNH, d'un « AIRSPEED CHANNEL ADR 1 FAULT ». L'objectif annoncé est notamment de se familiariser avec la procédure en commençant par les *memory items* pour stabiliser la trajectoire ;
- ❑ le support utilisé pour le briefing de l'exercice en simulateur de vol est commun à l'ensemble des Airbus à commandes de vol électriques. S'appuyant sur la procédure *unreliable speed indication*, la présentation décrit les actions à entreprendre à différentes phases de l'approche : lorsque la défaillance survient (avec notamment l'exécution des *memory items* adaptée à la situation par rapport à la MSA ou à l'altitude du circuit), lorsque la trajectoire de vol est stabilisée, lorsque la MSA ou l'altitude du circuit est atteinte, et au cours de l'approche.

En outre, Airbus invite régulièrement l'ensemble de ses opérateurs à participer à des conférences au cours desquelles différentes thématiques de sécurité sont abordées. Entre 1998 et 2008, lors de ces rencontres, une dizaine d'interventions ont porté sur les incohérences de vitesses indiquées. Ces présentations reprennent :

- ❑ les différentes causes possibles des incohérences de vitesses indiquées, telles que le givrage Pitot, l'ingestion d'eau, la déconnexion d'un ADR ;
- ❑ la description de la chaîne anémométrique, le lien avec les différents systèmes de vol éventuellement impactés et les différentes formes que peuvent prendre les incohérences de vitesses indiquées ;
- ❑ les moyens de détection des incohérences de vitesses indiquées et les pièges éventuels en fonction du mode de défaillance ;
- ❑ le contenu et la logique des procédures associées ;
- ❑ les évolutions techniques et opérationnelles apportées ou en cours ;
- ❑ l'analyse par Airbus de plusieurs cas d'incidents survenus en exploitation, essentiellement lors de phases d'évolution (décollage, montée, descente, atterrissage).

A l'occasion de plusieurs présentations, l'information et l'entraînement des équipages sont présentés comme des moyens de prévention indispensables en complément des évolutions apportées aux systèmes ou aux procédures.

⁽¹⁶⁾Session programmée le 14^{ème} jour de la qualification de type standard.

La présentation de 2008 a notamment fait ressortir :

- les effets de surprise associés à ces événements ;
- les risques de décrochage associés au pilotage à haute altitude ;
- la confusion possible entre *buffet* haute et basse vitesses.

Evolutions de la procédure « IAS douteuses »

	FCOM / TU	QRH
Novembre 1997	Airbus A320 FCOM Rev 24	Airbus A320 QRH Rev 24
Avril 1998	Air France (03.02.34.89) ATA 34 Navigation	Air France : pas de procédure dans le QRH
Juillet 1998	Airbus A320 Rev 26	Airbus A320 Rev 26
Novembre 1998	QT A320 COPILOTE en place gauche	
Décembre 99	Air France : ATA 34 Navigation Apparition des actions immédiates Distinction entre actions immédiates et actions quand vol stabilisé	
Mai 2001	QT A320 CDB	
Octobre 2001	Airbus : Module d'auto apprentissage incluant briefing powerpoint vitesses erronées (QT standard)	
Juin 2002	Airbus A320 Rev 35: Déplacement procédure de Divers (03.02.80) à Navigation (03.02.34) Note additionnelle sur les conditions d'application de l' <i>Unreliable Speed Indication</i> Vs <i>ADR Check</i> . Description des symptômes et conséquences de l' <i>Unreliable Speed Indication</i> . Description des conditions d'application selon impact ou non sur conduite du vol	Airbus A320 Rev 35
31 Octobre 2002	Air France : 3.02.34.85 Note explicative du contexte d'utilisation des procédures <i>ADR Check</i> et <i>IAS douteuse</i> . Règle d'application des procédures <i>IAS douteuse</i> Vs <i>ADR Check</i>	
Juin 2004	Airbus : FCOM Vol 3. inclusion du bulletin 810/1 : rappels et précisions sur systèmes et procédure <i>Unreliable Speed</i> (comprenant une liste de symptômes possibles liés aux informations erronées de vitesse ou d'altitude, parmi lesquels l'existence possible de « <i>undue stall warning</i> »	

1.18.3 Informations sur le décrochage

1.18.3.1 Généralités sur le décrochage

La portance d'un profil dépend de son coefficient de portance (C_z) et du carré de la vitesse de l'écoulement. Le coefficient de portance augmente avec l'incidence (notée α) 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 (α_{\max}).

Les caractéristiques aérodynamiques d'un profil, 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).

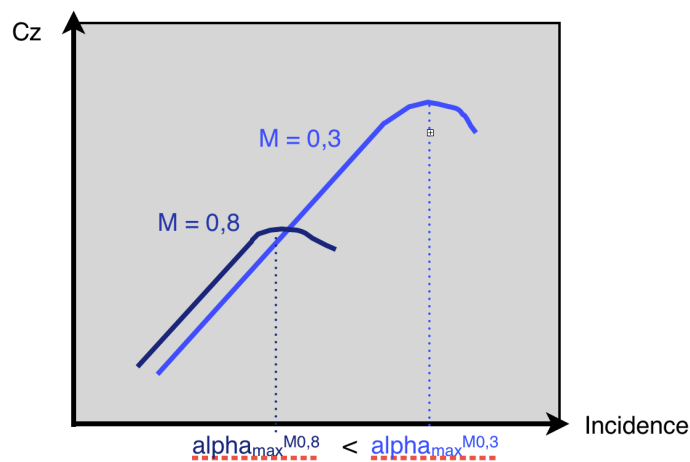


Figure 88 : courbe de portance à Mach faible et Mach élevé

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 dissuasif (*deterrent buffet*). Les démonstrations lors d'essais en vol sont dans ce cas interrompues avant d'avoir atteint le $C_{z\max}$. On considère donc que le $C_{z\max}$ est le C_z maximal atteint pendant la manœuvre.

Note : l'apparition du *buffet* (*buffet onset*) est définie par une accélération verticale oscillatoire dont l'amplitude atteint 0,2 g crête-à-crête au niveau du siège pilote. La notion de *deterrent buffet* est subjective. Elle n'est ni connue ni partagée dans la communauté des pilotes de ligne.

Note : ce type d'essais en vol est toujours réalisé de jour, en conditions VMC et en atmosphère calme.

Airbus indique qu'outre l'apparition de l'alarme auditive, le décrochage se manifeste généralement par les phénomènes suivants :

- buffeting*, parfois prononcé ;
- manque d'autorité en assiette ;
- difficulté de contrôle en inclinaison ;
- impossibilité de réduire le taux de descente.

1. 18.3.2 Domaine de vol et marge de manœuvre à haute altitude

L'équation de sustentation en palier rectiligne à un niveau de vol donné peut s'écrire sous la forme :

$$m.g = K.Ps.Cz.M^2$$

où P_s est la pression statique, M est le Mach et K est une constante dépendant de l'avion.

Au plafond de sustentation aérodynamique, C_z est égal à C_{zmax} si bien que $m.g = K.P_s.C_{zmax}.M^2$. Il existe donc une relation directe entre $C_{zmax}.M^2$ et le niveau de vol. Le domaine de vol peut alors être représenté en traçant $C_{zmax}.M^2$ en fonction de M :

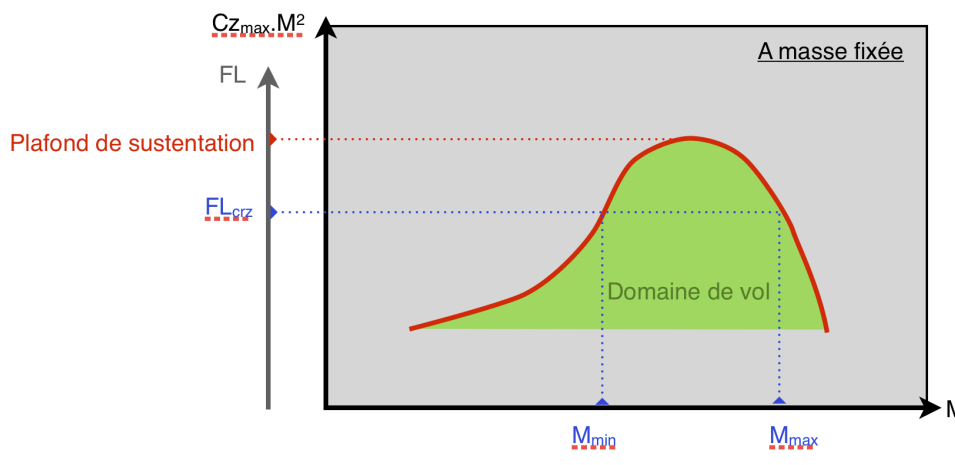


Figure 89 : domaine de vol à haute altitude

Ainsi, à masse et niveau de vol FL_{crz} fixés, le domaine de vol est encadré par deux valeurs de Mach :

- ❑ la limite inférieure M_{min} marque le décrochage, caractérisé par l'apparition du premier des phénomènes suivants :
 - perte de portance et impossibilité de maintenir le vol en palier,
 - présence de *buffet* devenant dissuasif (*deterrent buffet*) ;
- ❑ la limite supérieure M_{max} , en revanche, marque une limitation liée aux effets de compressibilité de l'air. Elle est également identifiée par la présence de *buffet*.

Note : cette limite M_{max} n'a jamais été rencontrée sur A330, même en essais en vol. La limitation supérieure sur cet avion est MMO, constante avec l'altitude et qui intègre les limitations structurelles et aéroélastiques (les essais sont réalisés jusqu'à MD, soit $MMO+0,07$).

Plus le niveau de croisière est élevé, plus la plage de Mach disponible est réduite. A l'extrême, l'altitude maximale à laquelle peut voler l'avion (plafond de sustentation) ne peut être atteinte et maintenue qu'à un Mach bien particulier. Cette altitude maximale peut par ailleurs être limitée par les capacités de propulsion de l'avion ; on parle alors de plafond de propulsion. C'est le cas de l'Airbus A330.

Note : le plafond aérodynamique est une notion théorique. Opérationnellement, la plage de Mach disponible à un niveau donné est généralement comprise entre VLS et MMO.

1.18.3.3 Formations de base

La connaissance à la fois théorique et pratique des phénomènes de décrochage, ainsi que les manœuvres de récupération associées sont enseignées aux pilotes sur avion léger.

Les épreuves de test prévoient notamment que l'examineur vérifie la capacité de l'élève à sortir du décrochage en différentes configurations.

1.18.3.4 Formation théorique lors des certificats de l'ATPL

Le certificat mécanique du vol de l'ATPL explique les phénomènes de décrochage de l'aile et les manœuvres correctrices à effectuer (réduction d'incidence et utilisation appropriée de la poussée).

Note : son introduction indique que « le décrochage est un phénomène dangereux qui se traduit essentiellement par une perte d'altitude ».

1.18.3.5 Formation en compagnie

1.18.3.5.1 Formation de l'équipage

Les phénomènes de décrochage sont abordés lors de la QT initiale A320, selon la même philosophie chez le constructeur et l'exploitant. Ils ne sont pas revus lors du passage sur long courrier, en CCQ A330, ni pendant le maintien des compétences.

A la date de l'accident, les actions immédiates étaient : réduction simultanée d'incidence et application de la poussée TOGA dès l'apparition des premiers signes du décrochage (alarme de décrochage / apparition du *buffet*). Une perte minimale d'altitude était attendue.

A la date de l'accident, la procédure de réaction à l'alarme de décrochage se situait dans la partie « procédures anormales complémentaires » du manuel d'exploitation ou dans la partie « *supplementary techniques* » du FCOM Airbus. Du fait de ce classement, la procédure n'était pas revue lors des ECP.

Note : la partie « procédures anormales complémentaires » n'est pas reprise en QRH.

L'enseignement en QT s'effectue de façon « analytique » (démonstrative) et à basse altitude.

L'objectif est de démontrer :

- le fonctionnement des protections en loi *normale* (protection grande incidence/ Alpha-floor) ;
- le fonctionnement en cas de dégradation des lois de pilotage (loi *alternate*) ;
- les manifestations des premiers signes du décrochage (alarme de décrochage, apparition du *buffet*, voir également le paragraphe 1.18.4.3).

1.18.3.5.2 Information du constructeur vers les exploitants

Dans son 9^{ème} training symposium tenu à Paris en décembre 2008, le constructeur a abordé le thème « airplane upset recovery ». Ce symposium visait à mettre l'accent sur les grands principes de la révision du document « Airplane upset recovery training aid ».

Il développait les points suivants :

- principes et techniques du vol à haute altitude ;
- décrochage ;
- problèmes pouvant mener au décrochage sur Airbus (mauvaise utilisation des automatismes/givrage des sondes pitots) ;
- techniques de récupération.

Dans le cadre du symposium, Airbus indique :

- la nécessité pour les équipages de contenir le « startle factor » (effet de sursaut), et d'effectuer des actions mesurées sur les commandes ;
- que le décrochage basse vitesse peut être confondu avec du *buffeting* haute vitesse.

Note : il n'est pas indiqué que le *buffeting* haute vitesse est un phénomène qui ne se produit pas sur Airbus à commandes de vol électriques.

Note : il est par ailleurs mentionné dans le FCTM que l'existence de protections rend inutile l'entraînement aux manœuvres de récupération des attitudes inusuelles.

1.18.3.6 Evolutions de la procédure STALL

Le premier des membres d'équipage à avoir obtenu sa QT A320 chez Air France était le copilote en place gauche, en novembre 1998.

A cette date, il n'existait pas de procédure *STALL* dans le manuel d'exploitation d'Air France.

Depuis novembre 1997, Airbus disposait de la procédure figurant en annexe 11.

Le tableau suivant synthétise les évolutions de cette procédure :

	FCOM / TU	QRH
Novembre 1998	QT A320 COPILOTE en place gauche	
Décembre 1999	Air France : Procédure Anormale Complémentaire TU 03.03.27.01	
Mai 2001	QT A320 CDB	
Septembre 2004	QT A320 COPILOTE en place droite	
Juillet 2006	Airbus : Ajout note sur la possibilité d'alarme <i>STALL</i> lors du décollage si sonde AOA endommagée. Introduction de la distinction entre le décollage et les autres phases de vol	
Septembre 2006		Air France : Procédure dans la liste des PAC (04.30.01)
Février 2007 (330/340) Octobre 2007 (320)	Air France Ajout note sur possibilité d'alarme <i>STALL</i> lors du décollage si sonde AOA endommagée entraînant l'apparition de la distinction lors du décollage et les autres phases de vol. Procédure en vigueur lors de l'accident.	

Note : des exercices de décrochage et de récupération du décrochage sont effectués au cours de la formation initiale au pilotage (notamment brevet de base, pilote privé, pilote professionnel, etc.), mais pas en qualification de type.

1.18.4 Représentativité des simulateurs

1.18.4.1 Objectif de l'entraînement au simulateur

Les simulateurs de vol sont utilisés pour entraîner le pilote à appliquer des procédures, normales, anormales ou d'urgence. Les exercices peuvent utiliser une approche analytique (exercices descriptifs, possibilités d'interrompre ou mettre en pause l'exercice) ou synthétique (scénario réaliste, conditions proches de l'exploitation, sans intervention de l'instructeur).

Selon la phase de la formation et l'objectif pédagogique associé, cet entraînement peut s'effectuer sur différents types d'équipements : MFTD, FNPT, FBS, FFS dont les niveaux de réalisme diffèrent (bases fixes ou mobiles, systèmes identiques à l'avion ou génériques, par exemple).

1.18.4.2 Processus de qualification d'un simulateur Full Flight (FFS)

Les outils d'entraînement au vol, dont font partie les simulateurs dits *Full Flight* (FFS) ne sont pas *certifiés* comme les avions, mais font l'objet d'une *qualification* par les autorités de l'aviation civile du pays de l'opérateur du simulateur.

Les bases réglementaires de cette qualification sont constituées en Europe par le document JAR-FSTD A du 1^{er} mai 2008, et le document 9625 de l'OACI.

Un simulateur représente un avion de référence choisi par l'opérateur et dont le standard est documenté. Deux étapes constituent le processus de qualification du simulateur :

- des tests de **validation** (*Proof of Match*) permettent de comparer le comportement du simulateur à celui de l'avion. Une série de données techniques « *data package* » élaborées lors des vols d'essais et de certification de l'avion sert de référence pour cette comparaison objective. Les données ne concernent que le domaine de vol connu de l'avion ;
- des tests **fonctionnels** sont réalisés par un pilote expert de l'autorité habilité à qualifier le simulateur. Ces tests sont basés sur un profil de vol standard de 2 à 3 heures au cours desquelles le pilote expert évalue de façon subjective le réalisme du simulateur. Cette évaluation porte sur le visuel, le fonctionnement des systèmes, l'ergonomie des commandes, et plus généralement les sensations de pilotage (vibrations, bruits) qui doivent être identiques à celles ressenties en vol.

Ces tests sont par ailleurs décrits dans un guide de test de qualification (*Qualification Test Guide, QTG*) accepté par l'autorité.

Une qualification est accordée pour chaque simulateur de vol. Elle est valable un an (sauf mention contraire de l'autorité) et pour un standard donné de simulateur. Toute évolution fait donc l'objet d'une nouvelle qualification. De la même manière, si des différences existent avec les autres avions de l'opérateur, elles doivent faire l'objet d'un briefing.

1.18.4.3 Représentativité des phénomènes d'approche du décrochage et de décrochage au simulateur

Les données *data package* utilisées pour qualifier le simulateur comportent les valeurs d'amplitude et de fréquence d'apparition du *buffet* (*buffet onset*). A ce titre le simulateur reproduit l'apparition du *buffet* lorsque l'avion approche du décrochage.

En situation de décrochage, l'avion est sorti de son domaine de vol connu. Il n'existe donc pas de *data package* associé. Le simulateur n'est pas représentatif de l'avion en situation de décrochage, il ne reproduit pas le *buffet* « dissuasif » (*deterrent buffet*).

Lors des formations initiales de type QT, les exercices sont conçus pour éviter, reconnaître et sortir d'une situation de type « approche du décrochage ». A ce titre, les pilotes sont entraînés à reconnaître les signes d'approche du décrochage (alarme, vibreur de manche ou *buffet* selon le type d'avion) afin d'effectuer les actions correctives. Ces exercices ne prévoient pas de récupérer une situation de décrochage avéré.

1.18.4.4 Représentativité des situations de pertes d'indication de vitesse

Chez Air France, le scénario d'entraînement à la perte d'indication de vitesse prévoyait une dérive similaire des 3 ADR, de sorte qu'aucune alarme ECAM n'était générée. L'équipage devait reconnaître une incohérence entre la vitesse et les paramètres d'assiette et de poussée. Cette incohérence requérait l'application de la manœuvre d'urgence « IAS douteuse » puis l'application de la procédure QRH. L'équipage utilisait les valeurs d'assiettes et de poussée applicables à la montée, le palier, la descente et l'approche, couvrant ainsi l'ensemble des phases de vol à des altitudes faibles (inférieures au FL100).

Des pilotes Air France ont indiqué qu'au cours de cet entraînement il n'existait pas ou peu d'effet de surprise, et que la décision d'appliquer la manœuvre d'urgence était attendue.

1.18.4.5 Témoignages du constructeur et de l'exploitant

Des témoignages recueillis chez Airbus et Air France font ressortir les points suivants :

- les données actuellement disponibles dans les *data package* ne permettent pas d'étendre le domaine de vol du simulateur puisque ce dernier correspond au domaine de vol connu de l'avion ;
- les simulateurs n'indiquent pas aux pilotes et aux instructeurs lorsque le simulateur sort du domaine validé par les *data package*. Des améliorations semblent néanmoins réalisables ;
- l'effet de surprise est difficile à créer et / ou à maintenir. Les scénarios sont rapidement connus des stagiaires, leur laissant la possibilité de se préparer à l'avance aux pannes. Dans ce contexte, les instructeurs ont un rôle important à jouer ;
- les exercices conduits dans l'armée pour entraîner les pilotes à travailler sous stress semblent actuellement faire office de référence en la matière.

1.18.4.6 Travaux en cours relatifs à la représentativité des simulateurs et à l'entraînement

Suite à l'accident survenu le 12 février 2009 au DHC-8-400 exploité par Colgan Air⁽¹⁷⁾, le NTSB a émis la recommandation (A-10-24) demandant aux opérateurs (de transport public notamment) de définir et de codifier des exigences minimum en termes de modèles de représentativité des simulateurs afin de permettre l'entraînement des pilotes à la récupération du décrochage, dont le décrochage avéré. Ces exigences de représentativité devraient couvrir les domaines tels que l'incidence et le dérapage, les mouvements du simulateur, les données des « *data package* », et des indicateurs en cas de dépassement de l'enveloppe de représentativité du simulateur.

Par ailleurs, les questions relatives à la représentativité des simulateurs sont souvent traitées dans le cadre de l'évolution de la formation à la récupération des attitudes inusuelles (*Upset Recovery*) et des pertes de contrôle, dont le décrochage est un exemple.

Dans ce contexte, le groupe de travail ICATEE (*International Comittee for Aviation Training in Extended Envelopes*) étudie les moyens d'améliorer l'entraînement à ces situations. Ce groupe de travail conduit par la *Royal Aeronautical Society* est constitué

⁽¹⁷⁾<http://www.nts.gov/doclib/reports/2010/AAR1001.pdf>.

de représentants de constructeurs (Airbus, Boeing, CAE, par exemple), d'autorités (FAA, CAA UK), d'exploitants (Alaska Airlines, Fedex, par exemple) et de scientifiques (universitaires, chercheurs). Il émet des propositions techniques et règlementaires, notamment à l'attention de l'OACI.

Une branche de ce groupe travaille sur les questions techniques de représentativité des simulateurs en termes de visuel et de mouvements. L'autre branche étudie les évolutions souhaitables en termes de scénarii d'entraînements et de réglementation.

Les conclusions du groupe n'ont pas encore été formalisées mais font ressortir les éléments suivants :

- ❑ les pilotes doivent apprendre à éviter les situations conduisant aux pertes de contrôles, et savoir les reconnaître et en sortir le cas échéant ;
- ❑ cet apprentissage doit être distillé tout au long de la formation du pilote, depuis sa formation initiale (PPL) jusqu'à sa formation récurrente en ligne ;
- ❑ l'apprentissage doit se fonder sur différents supports pédagogiques : l'étude théorique, la démonstration sous forme de vidéo, et la pratique au simulateur et en vol (voltige) ;
- ❑ la représentativité des simulateurs doit être améliorée pour éviter les risques de « contre-apprentissage » ou *negative training* ;
- ❑ un simulateur d'attitudes inusuelles pourrait être développé, générique, non lié à un type avion ;
- ❑ l'effet de surprise et de « sursaut » (*startle effect*) doit être recherché lors des entraînements pour apprendre aux pilotes à réagir à ces phénomènes et travailler sous stress, afin de favoriser la projection des stagiaires dans l'environnement réel de l'exploitation.

Les débats actuels animés par l'AESA et l'ANAE⁽¹⁸⁾ font également ressortir le besoin d'entraînement des pilotes aux effets de surprise et de stress pour accorder l'entraînement à cette réalité.

1.18.5 Témoignages

1.18.5.1 Equipages en vol à proximité de la zone de l'accident

Pour préciser l'environnement du vol AF 447, le BEA a établi la liste des vols à proximité de la voie aérienne UN 873 dans la nuit du 31 mai au 1^{er} juin 2009 et a demandé le témoignage des équipages.

➤ Vol IB6024

Le vol IB6024 (Airbus A340) passe au niveau du point ORARO au FL370 environ douze minutes après l'AF 447.

L'équipage avait vu décoller l'AF 447 lors du roulage à Rio de Janeiro. En passant le point INTOL, il rencontre des conditions typiques de la zone de convergence intertropicale. Ces conditions sont particulièrement fortes de 70 NM à 30 NM avant le point TASIL. Il s'écarte de sa route d'environ 30 NM vers l'est afin d'éviter des formations de cumulonimbus à fort développement vertical puis la rejoint, en ciel clair, à proximité du point TASIL. L'équipage a eu des difficultés à communiquer avec le contrôle de Dakar.

⁽¹⁸⁾Conférence AESA « Staying in Control – Loss of Control » les 4 et 5 octobre 2011. Colloque ANAE « Les pilotes de transport face à l'imprévu » les 29 et 30 novembre 2011.

► **Vol AF 459**

Le vol AF 459 (Airbus A330-203) passe au niveau du point ORARO environ 37 minutes après l'AF 447. Le ciel est clair mais la demi-lune, visible vers l'arrière gauche de l'avion, ne permet pas de voir distinctement le contour des masses nuageuses. Après avoir traversé une zone de turbulences dans une tête de cumulus congestus au niveau de NATAL, sans avoir détecté cette zone au radar, le commandant de bord sélectionne le gain sur MAX. Vers 2 h 00, il observe un premier écho, significativement différent selon que le gain du radar est réglé en mode CAL ou MAX. Le TILT est réglé entre - 1° et - 1,5°. Il décide un évitement par l'ouest, ce qui entraîne une déviation de 20 NM à gauche de la route. Au cours de cet évitement, apparaît sur l'écran, réglé sur une échelle de 160 NM, une vaste ligne de grains d'environ 150 NM. Les échos sont de couleurs jaune et rouge lorsque le radar est réglé avec le gain sur la position MAX et de couleurs verte et jaune lorsque le gain est sur la position CAL. Aucun éclair n'est observé.

Le contrôle d'ATLANTICO, informé par l'équipage de sa décision d'un nouvel évitement de cette ligne de grain par l'est, lui demande de revenir sur la route aérienne quand il le peut. Cet évitement amène l'avion à passer entre 70 et 80 NM à droite de la route prévue. L'équipage est par ailleurs autorisé à monter du FL350 au FL370.

En quittant la FIR ATLANTICO, au travers du point TASIL, l'équipage essaie en vain de contacter le contrôle de Dakar en HF sur les fréquences 5565 KHz et 6535 KHz, ainsi que sur les autres fréquences HF indiquées dans la documentation de bord. De même, la tentative de connexion ADS-C s'avère infructueuse.

L'équipage rejoint la route aérienne vers le point ASEBA, soit plus de 28 minutes après le premier contact théorique avec le contrôle de Dakar. Il rencontre de faibles turbulences en bordure de zone convective.

Le contact radio est établi avec le contrôle de Dakar vers 3 h 45, à proximité du point SAGMA. L'essai SELCAL est effectué et le contrôleur demande à l'équipage d'essayer de contacter l'AF 447. Plusieurs tentatives sont effectuées sur différentes fréquences HF, puis sur 121,5 MHz et 123,45 MHz, sans succès.

► **VOL LH507**

Le vol LH507 (B747-400) précède d'environ vingt minutes le vol AF 447 au FL350.

L'équipage évolue à la limite supérieure de la couche nuageuse puis dans les nuages dans la région d'ORARO. Dans cette zone, il visualise des échos verts au radar sur la trajectoire, qu'il évite par une altération de route d'une dizaine de milles marins par l'ouest. Lors de la traversée de cette zone, qui dure environ quinze minutes, il ressent des turbulences modérées et n'observe pas d'éclair. Il réduit la vitesse jusqu'à la vitesse recommandée en zone de turbulence. Il aperçoit de forts feux de Saint-Elme sur le pare-brise côté gauche. L'équipage a veillé la fréquence 121,5 MHz durant tout le vol ; il n'a pas entendu de message de l'AF 447.

1.18.5.2 Contrôleurs d'ATLANTICO

Le contrôleur de l'ACC ATLANTICO explique qu'il a demandé à l'équipage son estimée du point TASIL. Il a attribué l'absence de réponse au fait que l'équipage avait probablement baissé le son de sa radio. Il s'attendait à recevoir des reports de positions de l'équipage au passage des points ORARO et SALPU. Il n'a donc pas tenté d'appeler l'équipage via le SELCAL.

Le contrôleur attendait le rapport de position de l'équipage au point ORARO puis SALPU pour actualiser l'estimée de passage du point TASIL. Il n'a pas reçu de rapport au point SALPU mais a constaté sur son écran radar que ce point avait été survolé à 1 h 49 min.

A 2 h 00, le contrôleur est remplacé. Son successeur n'a pas eu de rapport de position au point ORARO. Il a attendu ensuite le rapport du passage au point TASIL. Les contrôleurs ont indiqué que cette nuit-là les communications HF étaient très mauvaises.

1.18.5.3 Contrôleurs de DAKAR

Les contrôleurs de l'ACC DAKAR OCEANIQUE, en poste au moment de l'événement, indiquent que cette nuit de nombreux plans de vol n'ont pas été reçus. Ils ajoutent que la réception des fréquences HF utilisées s'est dégradée pendant leur service. Ils précisent qu'ils ne se sont pas inquiétés de l'absence de contact radio avec l'AF 447, car très souvent des avions traversent tout ou partie de la FIR DAKAR OCEANIQUE sans contact radio. Ils indiquent ne pas avoir été informés lors de la coordination de la perte de contact radio entre l'AF 447 et le Brésil. En prévision de la relève, l'affichage du trafic aérien sur l'écran Eurocat a été actualisé en « acceptant » toutes les pistes des plans de vols. La relève a eu lieu à 2 h 30.

Ces contrôleurs en poste indiquent qu'ils ont coordonné l'AF 447 avec le contrôleur de l'ACC SAL en lui fournissant l'heure estimée d'entrée dans la FIR SAL. Ils ont notamment précisé qu'aucune communication radio n'avait été établie avec le vol. Ils ont informé à 8 h 30 le chef du bureau de la navigation aérienne de l'absence de contact avec l'AF 447. Ce dernier a transmis cette information au RCC de DAKAR.

1.18.6 Accidents et recommandations antérieurs

En relation avec des problèmes anémométriques

➤ **Accident du 1^{er} décembre 1974 survenu au Boeing 727 exploité par Northwest Airlines**

L'avion doit effectuer le vol 6231 entre New York JFK, NY (Etats-Unis) et Buffalo, NY. Environ 10 minutes après le décollage, l'équipage constate que la vitesse et le taux de montée sont très élevés, respectivement 405 kt et 6 500 ft/min. Un peu plus tard, l'alarme de survitesse se déclenche, rapidement suivie de l'alarme de décrochage (vibreur de manche). L'équipage attribue la vibration du manche à l'apparition du « buffet de Mach » et cherche à diminuer la vitesse indiquée. L'avion finit par faire un palier vers 24 800 ft puis décroche. Il entre dans une descente spirale incontrôlée au cours de laquelle le plan horizontal se sépare. Il entre en collision avec le sol environ 1 minute 20 après avoir commencé à descendre.

Le rapport du NTSB a identifié que la cause probable de l'événement était la perte de contrôle de l'avion du fait que l'équipage n'a pas réussi à reconnaître et à corriger la situation de l'avion : forte incidence, décrochage basse vitesse et descente spirale. Le rapport précise que le décrochage a été précipité par les réactions inappropriées de l'équipage à des indications erronées de vitesse et de Mach qui ont été la conséquence d'un blocage des tubes Pitot par du givrage atmosphérique. Enfin, le rapport indique que, contrairement aux procédures opérationnelles standard, l'équipage n'avait pas activé le réchauffage des tubes Pitot. Le NTSB a émis trois recommandations à la FAA, dont celle d'émettre un bulletin d'information aux inspecteurs afin de souligner

le besoin pour les pilotes d'utiliser les informations d'attitude lorsque d'autres indications liées aux systèmes anémométriques sont douteuses. Il précise que le contenu de ce bulletin devra être distribué chez tous les opérateurs afin que ces derniers les incluent dans leurs procédures et leurs programmes de formation.

➤ **Accident du 6 février 1996 survenu au Boeing 757 exploité par Birgenair**

L'avion doit effectuer le vol 301 au départ de Puerto Plata (République Dominicaine) et avec Francfort comme destination finale. Au cours du roulement au décollage, le commandant de bord constate que son indicateur de vitesse ne fonctionne pas. Celui du copilote fonctionnant, il décide de poursuivre le décollage. En montée vers 4700 pieds, l'indicateur de vitesse du CDB affiche 350 kt, ce qui conduit le pilote automatique à augmenter l'assiette et l'automanette à réduire la poussée. L'équipage reçoit les messages d'alerte « *Mach airspeed* » et « *Rudder ratio* ». Les indications de vitesses différentes et l'activation simultanée des alarmes de survitesse et de décrochage (vibreur de manche) créent la confusion dans le poste de pilotage. Se rendant finalement compte que l'avion perd de la vitesse et de l'altitude, l'équipage déconnecte le pilote automatique et applique la pleine poussée. Peu après, une alarme GPWS retentit et l'avion rentre en collision avec la mer quelques secondes plus tard.

La commission d'enquête a déterminé que la cause probable de l'accident était l'absence, de la part de l'équipage, de reconnaissance de l'activation du vibreur de manche comme un signe d'imminence du décrochage ainsi que l'absence d'application des procédures adéquates pour récupérer le contrôle de l'avion. Le rapport précise que :

- ❑ les indications de vitesse erronées ont été causées par le bouchage d'un tube Pitot, probablement par des insectes typiques de la région, l'avion étant resté au sol en maintenance pendant vingt jours avant le vol de l'accident ;
- ❑ pendant la montée, l'équipage n'a jamais discuté ou mis en évidence le fait que des procédures étaient disponibles pour gérer une situation de vitesses erronées ;
- ❑ les pilotes n'ont jamais porté leur attention sur la valeur devenant très grande de l'assiette, ni sur les indications alternatives de vitesse présentes sur différents instruments ;
- ❑ l'obstruction du tube Pitot n'est pas la cause probable de l'accident, cependant cela a été un facteur contributif ;
- ❑ cet accident indique que les exigences internationales en matière de formation des équipages n'ont pas été maintenues à un niveau cohérent avec l'expansion et la modernisation de l'industrie du transport aérien et le développement d'avions modernes.

Plusieurs recommandations de sécurité ont été émises par la commission d'enquête, notamment sur l'information fournie aux pilotes pour reconnaître un tel problème, sur l'ajout d'une alarme spécifique aux incohérences de vitesses, et sur la formation des pilotes.

➤ **Accident du 2 octobre 1996 survenu au Boeing 757 exploité par Aeroperu**

L'avion doit effectuer le vol 603 au départ de Lima (Pérou) et à destination de Santiago (Chili). Immédiatement après le décollage, l'équipage constate que les indications d'altitude et de vitesse évoluent anormalement. Il reçoit une alarme de cisaillement de vent, malgré le temps très calme, et se déclare en détresse avec l'intention de revenir atterrir à Lima. L'avion monte jusqu'à un maximum de 13 000 ft

puis commence à descendre. Au cours de la descente, la vitesse affichée du côté du commandant de bord est tellement élevée qu'elle déclenche une alarme de survitesse alors que l'alarme de décrochage (vibreur de manche) était également active. La confusion totale qui en résulte dans le poste de pilotage conduit les pilotes à se raccrocher aux indications d'altitude données par le contrôleur, sans se rendre compte qu'il s'agit d'une information fournie par l'avion lui-même en réponse à une interrogation du radar, et qui est donc fautive. Après environ 30 minutes de vol, l'avion rentre finalement en collision avec la mer au large de Lima.

L'enquête a montré que les prises de pression statique avaient été recouvertes de bande adhésive avant une opération de maintenance, mais que celles-ci n'avaient pas été retirées. Le rapport estime que c'est la cause de l'accident, mais également que l'équipage aurait dû prendre en compte l'alarme GPWS survenue peu avant la collision avec la mer et les valeurs de hauteur radio-sonde. Il propose plusieurs recommandations portant notamment sur la formation et l'entraînement des pilotes et la modification des pratiques de maintenance. Il est à noter que beaucoup d'équipages, pas seulement chez cet exploitant, n'avaient pas reçu les informations qui auraient dû leur parvenir de manière urgente à la suite de l'accident du Boeing 757 de Birgenair en République Dominicaine huit mois plus tôt.

En relation avec perte de contrôle de la trajectoire de l'avion en situation de décrochage

D'autres accidents récents ont eu pour cause la perte de contrôle de la trajectoire de l'avion en situation de décrochage. Les rapports d'enquête ont abouti à la création de différents groupes de travail constitués d'universitaires, de constructeurs, d'exploitants et d'autorités.

En liaison avec les problématiques de décrochage, les causes et recommandations rapportées dans ces accidents sont résumés ci-après.

➤ **Accident du 22 décembre 1996, avion DC-8 exploité par Airborne Express**

Cause :

- Actions inappropriées du PF sur les commandes et monitoring inefficace du PNF pour identifier et sortir d'une situation de décrochage.

Facteur contributif :

- Représentativité du simulateur concernant le décrochage.

Recommandations :

- Amélioration des caractéristiques des simulateurs de vol pour représenter un décrochage.
- Développement de guides sur la formation au décrochage.
- Entraînement à la récupération au décrochage en simulateur.
- Présentation aux pilotes de l'incidence et entraînement à l'utilisation de cette information.

➤ **Accident du 14 octobre 2004, avion CL-600 exploité par Pinnacle Airlines**

Cause :

Décrochage consécutif à des actions de l'équipage

Recommandations :

- Améliorer la formation aux opérations à haute altitude.
- Entraînement à la récupération du décrochage à haute altitude.

➤ **Accident du 16 août 2005, avion MD-82 exploité par West Caribbean Airways**

Cause :

- ❑ Absence d'actions pour prévenir le décrochage et CRM défaillant (manque de communication effective, processus de prise de décision, hiérarchisation des priorités) ne permettant ni de prévenir, ni d'identifier la situation de décrochage, et par conséquent d'appliquer les actions appropriées.

Recommandations :

- ❑ Connaissances des performances des avions en termes de limitations d'altitude.
- ❑ Entraînement simulateur à l'identification du décrochage à haute altitude et aux procédures de récupération.
- ❑ Entraînement des équipages à haute altitude aux variations d'incidence, de vitesse et à leurs effets sur l'état d'énergie de l'avion.
- ❑ Mise en place d'un programme de formation CRM lié notamment à la réalisation de *memory items*. Le programme peut s'appuyer sur le scénario de l'accident pour vérifier l'évolution de la situation et la réalisation des actions appropriées.
- ❑ Renforcement de la conscience de la situation et de la communication effective lors des formations CRM « afin d'opérer un changement définitif dans la culture opérationnelle des équipages de conduite, leur permettant de décider ouvertement et avec la maturité professionnelle requise ».

➤ **Accident du 27 novembre 2008, A320 exploité par XL Airways Germany**

Cause :

- ❑ Perte de contrôle de l'avion par l'équipage consécutive à la démonstration improvisée du fonctionnement des protections en incidence, alors que le blocage des sondes d'incidence rendait impossible le déclenchement de ces protections.

Recommandation :

- ❑ Evolution des exercices d'entraînement et des procédures relatives aux techniques d'approche du décrochage.

➤ **Accident du 12 février 2009, avion Q400 exploité par Colgan Air**

Causes :

- ❑ Actions inappropriées du commandant de bord en réponse à l'activation du vibreur de manche, conduisant au décrochage de l'avion.
- ❑ Surveillance insuffisante des paramètres de vitesse.
- ❑ Absence de gestion du vol par le commandant de bord.

Recommandation :

- ❑ Formation qui comprend la récupération de décrochages avérés, inattendus, et provoquant le désengagement de l'AP.

1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces

1.19.1 Moyens utilisés pour la phase 4

La phase 4 s'est déroulée du 25 mars au 9 avril 2011 sur site avec des moyens sous-marins qui avaient déjà été utilisés lors de la campagne précédente (phase 3). Il s'agit des deux véhicules sous-marins autonomes AUV REMUS 6000 appartenant à la fondation Waitt et de celui de l'institut océanographique allemand Geomar. Ces véhicules ont été exploités par le *Woods Hole Oceanographic Institute* (WHOI) à partir du navire d'exploration *Alucia*.



Figure 90 : navire Alucia



Figure 91 : AUV REMUS 6000

L'épave a été découverte le 2 avril 2011, à l'aide du sonar latéral des AUV REMUS réglé sur une fréquence de 120 kHz et avec une portée de 700 mètres.

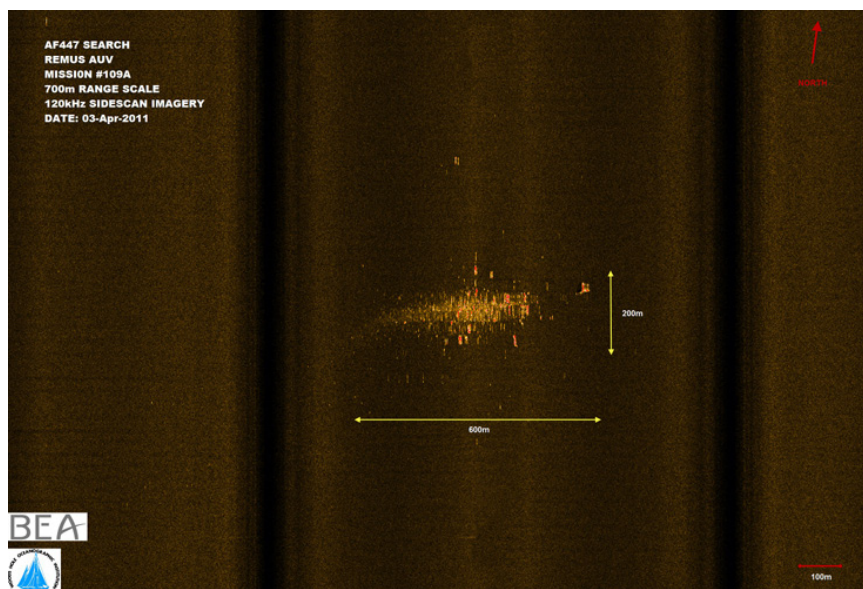


Figure 92 : vue générale par imagerie sonar : 120 kHz, portée de 700 m

Ce premier passage a permis de mettre en évidence une concentration d'échos sonar sur une zone d'environ 600 mètres par 200 mètres.

Lors de la mission suivante, le REMUS a été programmé pour prendre des photos en rafales à une hauteur d'environ dix mètres afin de formellement identifier l'épave du vol AF 447.

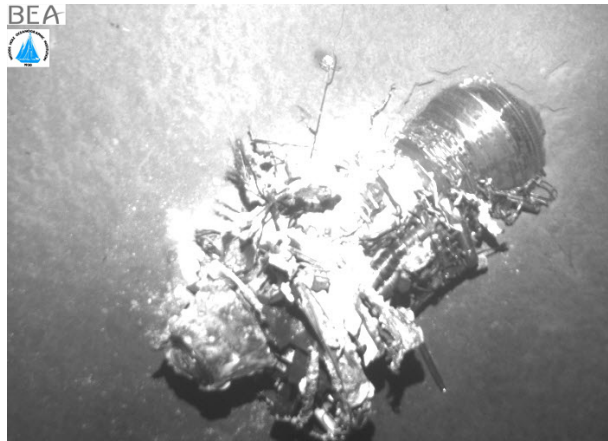


Figure 93 : moteur



Figure 94 : aile



Figure 95 : partie de fuselage



Figure 96 : train d'atterrissage

Lors de la phase 4, la zone a été parcourue à plusieurs reprises par les AUV REMUS avec différents réglages sonar afin de s'assurer qu'aucun éventuel débris, situé au-delà de la zone principale, n'était oublié. Cette exploration a notamment permis de localiser un élément de fuselage à environ deux kilomètres de cette zone ainsi que des objets comme des barils ne provenant pas de l'avion (voir figure suivante). La visualisation initiale a ensuite été affinée avec des images sonar en haute résolution obtenue par un balayage avec une fréquence de 410 kHz et avec des portées différentes.

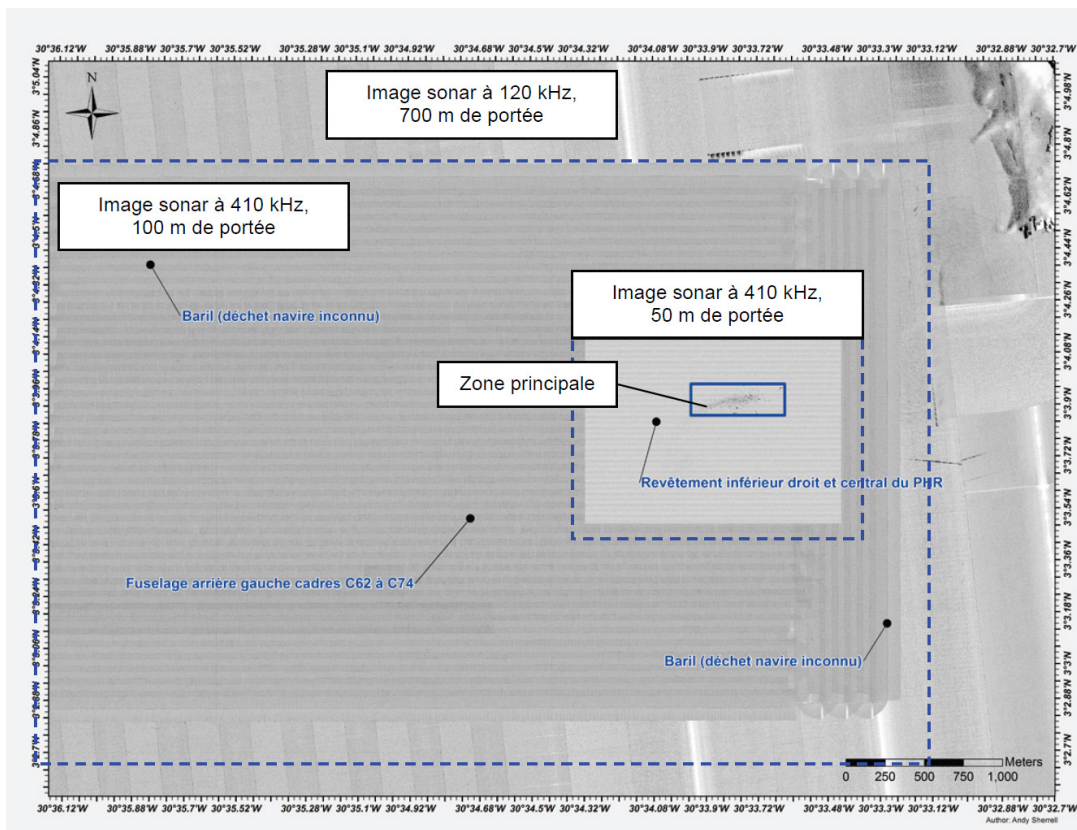


Figure 97 : superposition des images sonar réalisées avec différents réglages 120 kHz, portée de 700 m - 410 kHz, portée de 100 m - 410 kHz, portée de 50 m

Ces représentations du site de l'épave ont aussi été affinées et complétées par des photographies prises par les AUV REMUS à une dizaine de mètres de hauteur par rapport au fond. Ces photos ont été prises selon des axes croisés afin de survoler chaque débris plusieurs fois, selon des orientations différentes. Au total environ 85 000 photographies ont ainsi été réalisées.

Ces photographies ont permis une première cartographie du site de l'épave sous forme de mosaïque (voir figure ci-après).

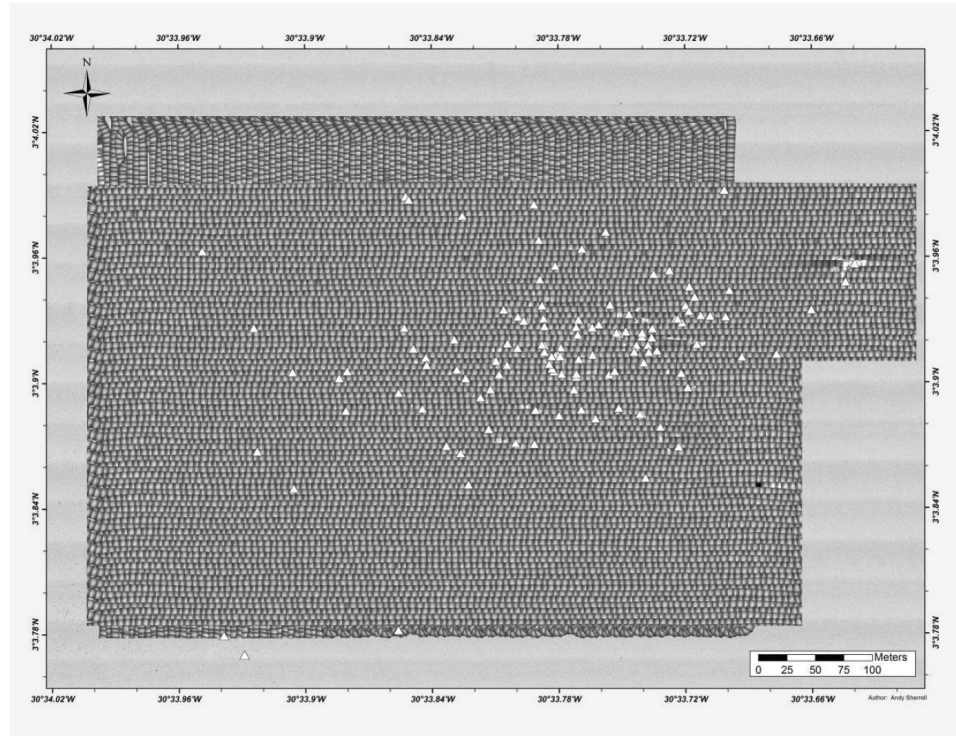


Figure 98 : visualisation de la mosaïque des photographies prises par les AUV REMUS et des débris d'avion identifiés par le ROV REMORA

Les moyens utilisés lors de la phase 4 ont permis de gagner un temps considérable lors de la phase suivante, grâce notamment aux photos de l'épave. Les enquêteurs ont ainsi pu bénéficier d'une représentation complète du site en deux dimensions à partir d'images sonar en haute résolution et d'une mosaïque de photos avant d'intervenir sur site avec des robots sous-marins. Ces photos se sont avérées très utiles pour préparer la phase 5 puis la conduire sur site. Elles auraient pu apporter encore plus d'informations si elles avaient été en couleur.

1.19.2 Moyens utilisés pour la phase 5

La phase 5 s'est déroulée en deux parties :

- la première partie a été consacrée à la recherche et à la récupération des enregistreurs ainsi qu'à d'autres éléments de l'avion. Elle s'est déroulée sur site du 26 avril au 13 mai 2011 ;
- la deuxième partie a concerné la cartographie du site et des alentours, et la remontée des corps. Ces opérations se sont déroulées sur site du 21 mai au 3 juin 2011.

Pour mener à bien ces tâches, le BEA a sélectionné le navire câblé *Ile de Sein* d'Alcatel Lucent et Louis Dreyfus Armateurs qui était équipé du robot filoguidé REMORA III de Phoenix International capable de travailler jusqu'à 6 000 mètres de profondeur.

2 - ANALYSE

2.1 Scénario de l'accident

Cette partie est essentiellement basée sur les résultats des travaux du groupe facteurs humains dont la démarche est décrite dans le paragraphe 1.16.8.

2.1.1 Du début de l'enregistrement du CVR à la déconnexion du pilote automatique

2.1.1.1 Rappel des attentes de sécurité

Dans une situation analogue à celle précédant l'accident (croisière au voisinage de la ZCIT⁽¹⁹⁾, l'avion est sous pilote automatique. Les équipages assurent généralement une surveillance confiante de la trajectoire et des automatismes du fait de leur niveau de performance et de leur fiabilité. Leurs préoccupations sont surtout centrées sur des aspects tactiques et stratégiques de la navigation et de la gestion carburant.

Le modèle de risque actualisé dans la représentation mentale de la situation des membres d'équipage contient :

- ❑ **en toute première priorité** le risque associé à la traversée de la ZCIT et, de fait, à la turbulence, et peut-être au givrage. La ZCIT est une zone qui peut être délicate à passer, et la stratégie de traversée repose sur une connaissance tant de l'avion (gestion du radar météorologique et connaissance des limitations et des performances par exemple) que de l'évolution de la ZCIT elle-même (développement vertical et déplacement horizontal). Cette stratégie implique une gestion du vol qui peut nécessiter des prises de décision, telles qu'un évitement ou un changement de niveau de vol ;
- ❑ **un deuxième risque**, sans doute situé loin derrière le premier dans l'échelle des priorités perçues, associé aux risques de perte de contact HF avec l'ATC, de collision aérienne, de déclenchement d'une phase d'alerte et de ne pas pouvoir annoncer un besoin de déroutement et/ou d'évitement de cellules orageuses ;
- ❑ **un troisième risque** présent dans les conversations échangées par l'équipage et lié à la gestion du déroutement éventuel et aux conditions d'arrivée (par exemple, accessibilité des aérodromes de secours pour un déroutement en cas de panne de pressurisation ou moteur...) ;
- ❑ enfin **un ensemble de risques** regroupant tous les problèmes et dysfonctionnements possibles à bord, en cockpit ou en cabine, dans l'environnement et dans la masse d'air ou au sol. Cet ensemble ne donne lieu à aucune verbalisation dans les conversations enregistrées, ni aucune action particulière. Il est néanmoins toujours présent en toile de fond dans l'activité cognitive d'un pilote, et se traduit par un circuit visuel/attentionnel qui n'est pas enregistrable par les équipements actuels.

La gestion des trois premiers domaines de risques passe par une prise en charge active dans le projet d'action en cours, c'est-à-dire par des préoccupations et des occupations : recherche d'informations (réglage du radar, par exemple), réflexions, calculs, évaluations, jugements, décisions, communications entre membres d'équipage, actions éventuelles sur les cibles de trajectoire. La gestion du quatrième domaine de risques se fait par la surveillance des différents paramètres sentinelles, signaux et alarmes correspondants, et reste donc passive jusqu'à la détection d'une anomalie, qui va déclencher la réponse active appropriée, en réorganisant rapidement le projet d'action autour des nouvelles priorités.

⁽¹⁹⁾Zone de convergence intertropicale

D'un point de vue CRM, la synergie au sein des équipages est assurée en particulier par la communication, l'écoute et la prise en compte des contributions de l'ensemble des membres d'équipage. L'organisation de la coopération entre les membres d'équipage ainsi que des explications sur les décisions tant tactiques que stratégiques garantissent une gestion adaptée de l'ensemble des ressources de l'équipage. Les commandants de bord de leur côté doivent prendre la mesure de ces aspects et leur leadership doit permettre de conserver à tout moment une répartition claire des tâches et des fonctions, et ce d'autant plus que les équipages sont renforcés.

2.1.1.2 Croisière et traversée de la ZCIT : perception et gestion du risque opérationnel

On ne connaît pas les images de la situation météorologique dont disposait l'équipage sur les ND, qui ne sont pas enregistrées. Toutefois, on peut raisonnablement déduire de l'image satellite de la situation à traverser que l'équipage était confronté à des informations appelant effectivement, pour le moins, une surveillance active et des ajustements tactiques de la navigation pour contourner les foyers orageux, comme ont pu le faire d'autres équipages se trouvant dans la même zone au même moment.

De fait, le risque associé à la traversée de la ZCIT est discuté par l'équipage à plusieurs reprises. En particulier, de 1 h 45 à 2 h 00, le commandant de bord et le PF constatent qu'ils entrent dans la couche de nuages et discutent de la stratégie à adopter. Pour éviter d'évoluer dans la couche nuageuse lors de la traversée de la ZCIT et donc pour limiter le vol en conditions turbulentes qu'il évoque à plusieurs reprises⁽²⁰⁾, le PF voudrait changer de niveau de vol et évoluer au dessus de la couche nuageuse, tout en reconnaissant qu'il n'est pas possible sur l'instant de monter de deux niveaux. Il fait plusieurs allusions ou suggestions sur les niveaux de vol et la température à partir de 1 h 35 min 20. Il envisage même de demander un niveau 360, non standard. Ses différentes interventions dans les minutes qui précèdent la déconnexion du pilote automatique témoignent d'une réelle préoccupation, au-delà de la simple conscience d'un risque opérationnel. Une certaine inquiétude est perceptible dans son insistance.

Le commandant de bord se montre très peu réactif vis-à-vis des préoccupations exprimées par le PF à propos de la ZCIT. Il ne répond pas à son souci en prenant une décision ferme et claire, en posant une stratégie, ou en donnant des consignes ou une recommandation d'action pour la suite du vol. Il est favorable à une posture d'attente et de réponse adaptée à la turbulence constatée. Il repousse de manière floue la suggestion de montée du PF, en lui faisant remarquer que si « on n'en sort pas au trois-six, on risque d'être mal ». Il sous-entend certainement que si l'avion se trouve encore dans des conditions turbulentes au FL360, les marges de manœuvre seront encore réduites. Cependant, le niveau REC MAX était alors supérieur au FL370, ce qui garantissait malgré tout certaines marges de manœuvre à ce niveau (voir paragraphes 1.6.12 et 1.16.5.7). Il était d'usage chez Air France de prendre une certaine marge par rapport au REC MAX, c'est vraisemblablement la raison pour laquelle l'équipage n'a pas envisagé de monter au FL370.

Le commandant de bord n'exprime ni n'explique clairement sa position. Il semble avoir une bonne expérience de la ZCIT et ne paraît pas personnellement inquiet (au pire il s'attend à être gêné dans son repos par la turbulence). Il a perçu les turbulences et observé les feux de Saint-Elme, mais il semble qu'au vu des informations disponibles sur le radar, il ait jugé la façon dont se présentait la traversée de la ZCIT comme « normale ».

⁽²⁰⁾En croisière, le risque principal associé à la turbulence est le risque de blessures des membres d'équipage et des passagers. Les turbulences constituent ensuite un problème de confort qui peut perturber le service, les passagers et les membres d'équipage qui se reposent.

Comme on ne dispose pas de l'image radar qui lui était fournie par son ND, il est difficile d'évaluer le jugement du commandant de bord. Mais l'avion n'a effectivement pas rencontré une situation météorologique exceptionnelle du point de vue des phénomènes classiquement à éviter en environnement orageux (turbulence, foudroiement, givrage). La traversée par l'équipage du vol AF 447 d'une zone convective vers 1 h 50 où le niveau de turbulence était acceptable (cf. 1.11.2) a pu conforter le commandant de bord dans sa décision de ne pas dévier de trajectoire. L'enregistrement du facteur de charge montre que la turbulence est restée légère. Il est donc probable que l'image radar disponible n'a pas été alarmante.

Note : lorsque le PNF a remplacé le commandant de bord, il a constaté que le gain du radar météo était réglé sur « calibré ». Il est donc probable que c'était déjà le cas avant le départ du commandant de bord.

A aucun moment, le commandant de bord n'envisage (pas plus d'ailleurs que le PF) un évitement latéral. Là encore, il n'explique pas clairement son point de vue. Il donne l'impression de n'avoir pas très envie de s'impliquer dans la décision, et de considérer que, compte tenu du caractère globalement « normal » de la situation, les choix seront à faire plus tard et ne seront que tactiques (par exemple : évitement latéral d'une cellule orageuse), et qu'il peut les transférer à son équipage pendant son repos. Avant de quitter le poste de pilotage, le commandant de bord ne semble pas avoir décelé que la traversée de la ZCIT constituait une inquiétude pour le PF. Certains équipages de vols précédents ou suivants le vol AF 447 ont fait des évitements parfois conséquents de la zone, mais avec des stratégies différentes. Dans plusieurs cas, les évitements ont eu lieu après avoir rencontré une zone de turbulences modérées à fortes, ce qui n'a jamais été le cas de l'AF 447.

Note : au vu des discussions entre le commandant de bord et le copilote, l'absence de décision d'effectuer un évitement latéral ne trouve vraisemblablement pas son explication dans une problématique de gestion du carburant.

L'équipage de relève hérite effectivement des décisions à prendre. A partir de 2 h 01, le PF évoque le sujet de la ZCIT, de la turbulence et du choix du niveau de vol dans son briefing au copilote qui le rejoint en relève du commandant de bord. De 2 h 04 à 2 h 08, après le départ du commandant de bord, les deux copilotes discutent à nouveau à propos de la ZCIT. Le PF répète son idée de montée au niveau 360, sans la mettre à exécution. Prenant acte de cette non-solution, il prévient le personnel de cabine de l'imminence de la turbulence. Après avoir changé le réglage du gain du radar météo de « calibré » à « max », le PNF suggère dès 2 h 08 min 03 une altération de route, que le PF exécute volontiers. Il semble que l'image alors obtenue soit apparue suffisamment différente pour nécessiter un changement de stratégie. Depuis son arrivée dans le poste de pilotage, le PNF affirme progressivement sa séniorité et son autorité sur le PF.

Le risque de perte des informations de vitesse lié à la traversée d'une forte densité de cristaux de glace n'est jamais mentionné. Des incidents avaient été vécus par des équipages et l'information en avait été faite auprès des pilotes (voir paragraphe 1.17.1.5.3.3). Cependant, ces informations n'avaient pas été suffisantes pour permettre aux équipages d'intégrer l'obstruction des sondes Pitot dans la gestion des risques en croisière.

2.1.1.3 Relève du commandant de bord

Compte tenu de la durée du vol prévue et conformément au manuel d'exploitation d'Air France et à la réglementation en vigueur, l'équipage de conduite était renforcé par un OPL pour permettre des repos pendant le vol. Ce renfort permettait notamment au commandant de bord de prendre du repos par la désignation, en tant que suppléant, d'un OPL qualifié. Ceci implique évidemment la possibilité de lui déléguer des décisions opérationnelles, et la doctrine de la compagnie le mentionne clairement : « Le pilote suppléant est le remplaçant du commandant de bord. En son absence, il prend les décisions opérationnelles nécessaires à la conduite du vol selon les consignes laissées par ce dernier ». Il est à noter qu'en cas de panne, la présence d'un commandant de bord dans le poste de pilotage n'est pas garantie, ni même la présence de deux pilotes.

2.1.1.3.1 Choix de la plage horaire

La plage horaire choisie par le commandant pour prendre son repos lui a fait quitter le poste de pilotage au début de la traversée de la ZCIT, en laissant ses deux OPL gérer cette traversée. Ce choix peut être discuté, sans remettre nécessairement en question le principe d'un OPL suppléant, et la confiance que cela suppose dans les OPL. La ZCIT constitue en effet un environnement particulier, qui peut confronter la gestion du vol à des situations très dynamiques, avec des niveaux élevés d'aléas. Même si des milliers de traversées de la ZCIT sont réalisées sans encombre chaque année, cela reste l'un des moments du vol où toute l'attention de l'équipage est requise, et où l'expérience des commandants de bord est un atout indiscutable. Le choix de la plage horaire de repos fait par le commandant de bord est toutefois compréhensible au regard des éléments suivants :

- ❑ pour lui, la traversée de la ZCIT se présentait comme « normale » vis-à-vis des risques connus, compte tenu des informations disponibles ;
- ❑ l'OPL assis en place gauche était trois fois plus expérimenté à la fois sur l'avion et les rotations Amérique du Sud que le commandant de bord lui-même, même s'il n'a pas été désigné comme suppléant ;
- ❑ la plage horaire de repos choisie était celle communément utilisée par la plupart des autres commandants de la compagnie.

Au plan stratégique, on peut s'interroger sur la pertinence de la pratique « collective » amenant à choisir comme moment de repos des commandants de bord celui qui peut correspondre à une zone critique du vol (en l'occurrence la traversée de la ZCIT) : attendre d'avoir effectué cette traversée n'aurait retardé la prise de repos du commandant de bord que d'une quinzaine de minutes.

2.1.1.3.2 Choix du suppléant

L'enquête n'a pas pu déterminer si le commandant de bord avait défini de manière claire les fonctions entre les deux copilotes lors de la préparation du vol et en prévision de son absence pendant son temps de repos. Il a toutefois désigné implicitement comme suppléant le copilote assis en place droite et PF, mais il l'a fait en l'absence du second copilote, juste avant de le réveiller. Si cette répartition des rôles ne comportait probablement pas d'ambiguïté pour les personnes concernées, restant conforme au principe du Manuel d'exploitation (OPL suppléant du CDB et PF à droite), elle n'est cependant pas dépourvue de difficulté. En effet, l'expérience totale et sur type du PF,

désigné implicitement comme suppléant du commandant de bord, était nettement plus faible que celle du PNF, globalement beaucoup plus expérimenté sur l'avion et sur la route, et par ailleurs cadre CCO de la compagnie et bénéficiant à ce titre d'une reconnaissance d'expert par ses pairs.

La question du commandant de bord au PF (« *t'es PL toi ?* ») suggère qu'il ne s'est pas posé de question jusque-là quant à sa suppléance pour ce vol. On peut donc s'interroger sur la désignation du PF comme suppléant du commandant de bord, au lieu du PNF.

On assiste ensuite à une prise d'autorité naturelle de la part du PNF : il paraissait mieux maîtriser le contexte environnemental (ozone) et a suggéré, voire affirmé, la stratégie d'évitement. Le PF n'a pas lutté contre cette tendance. Sans que cela ait conduit au moindre conflit, cela a rapidement entraîné, après la déconnexion du pilote automatique, l'inversion de la structure hiérarchique du cockpit, avec un leadership passé de fait au PNF sur le siège gauche sans que la fonction de commandement soit formellement et explicitement transférée.

2.1.1.3.3 Modalités de réalisation de la relève

Lors de sa relève, avant de quitter le poste de pilotage, le commandant de bord n'effectue pas lui-même le briefing prévu. Mais il est présent dans le poste de pilotage lors du briefing que fait le copilote assis en place droite au copilote qui rejoint le poste de pilotage à 1 h 59 min 30 et prend place sur le siège du commandant de bord. Dans son briefing, le PF mentionne bien les points listés par le Manuel d'exploitation d'Air France :

- la présence de turbulences passées et à venir ;
- le fait qu'ils évoluent dans la couche nuageuse ;
- le fait qu'ils ne peuvent monter en raison d'une température plus élevée que prévue et donc d'un REC MAX « un peu trop bas » ;
- le contact HF avec le centre d'ATLANTICO et l'échec du logon avec le centre de DAKAR ;
- le contact effectué avec le dispatch.

Lors de ce briefing, le commandant de bord rappelle les fréquences HF de DAKAR sur sollicitation du PF. Si au plan formel il n'a pas effectué lui-même le briefing, on peut constater que l'objectif d'une transmission correcte des informations au pilote de renfort est atteint. Par contre, le commandant de bord n'a pas désigné explicitement son suppléant en présence des deux OPL, ni laissé de consigne particulière pour la traversée de la ZCIT. En particulier, il n'a pas porté de jugement sur la situation météorologique qui allait être rencontrée lors de la traversée de la ZCIT ; il n'a pas non plus laissé de consigne concernant la tactique de cette traversée, ni de position concernant la volonté de monter du PF.

2.1.2 De la déconnexion du pilote automatique à l'activation de l'alarme de décrochage à 2 h 10 min 51

Note : pour éviter toute ambiguïté dans la suite du document, l'activation de l'alarme *STALL* à 2 h 10 min 10 pendant trois secondes est appelée « alarme *STALL 1* ». Celle qui se déclenche à partir de 2 h 10 min 51, « alarme *STALL 2* ».

2.1.2.1 Rappel des attentes de sécurité

La déconnexion du pilote automatique doit entraîner en priorité une reprise du pilotage en manuel par le PF et une surveillance par le PNF afin d'assurer le contrôle de l'avion et le suivi de la trajectoire définie par l'équipage.

Par ailleurs, la gestion des anomalies liées aux indications de vitesse doit entraîner une réponse, dans un délai donné, qui consiste en une identification de la situation et une restitution de la procédure appropriée. De plus, pour que les attentes vis-à-vis des équipages soient satisfaites, il est nécessaire que certaines conditions soient remplies :

- saillance des signes de l'anomalie ;
- affichage et identification des informations relatives à l'anomalie ou au diagnostic ;
- connaissance des actions de mémoire associées à la prise de conscience d'une anomalie d'indication de vitesse ;
- informations d'aide à la compréhension de la situation.

2.1.2.2 Détection d'un problème

Avant sa déconnexion, le pilote automatique maintenait la trajectoire de l'avion en contrant des turbulences légères à modérées ; l'auto poussée était en légère réduction pour ajuster le Mach de croisière vers la valeur sélectionnée au FCU de 0.80.

Les premières perturbations des vitesses 1 et 2 interviennent vers 2 h 10 min 04, engendrant la déconnexion du pilote automatique, marquée par une alarme visuelle et sonore (charge de cavalerie). L'équipage ne perçoit pas forcément ces pertes furtives des informations de vitesses et les baisses d'altitudes associées.

La première diminution prolongée (au moins 5 secondes) de la vitesse sur le PFD droit débute au plus tard à 2 h 10 min 07. Elle entraîne une baisse de l'altitude affichée sur ce PFD d'environ 330 ft. A partir de 2 h 10 min 08, la vitesse devient aberrante à gauche.

La saillance de l'anomalie de vitesse étant très faible devant celle de la déconnexion du pilote automatique, l'équipage détecte un problème par cette déconnexion et non par la perte des indications de vitesse. Par une action réflexe, il réagit comme il l'a appris en reprenant en pilotage manuel (annonce « *j'ai les commandes* » par le PF, accusé réception par le PNF). Pour les mêmes raisons de saillance, il est probable que l'équipage n'a pas encore perçu le passage en loi *alternate* et la déconnexion de l'A/THR.

C'est bien la déconnexion du pilote automatique qui traduit pour l'équipage l'existence d'un problème. Il n'a pas conscience à ce moment de son origine et la nouvelle situation dans laquelle il se trouve alors crée manifestement un effet de surprise, réaction normale de tout équipage. On peut expliquer ce niveau de surprise par le contraste entre l'apparition d'une alarme et la situation en phase de croisière, habituellement à faible dynamique, génératrice d'une concentration plutôt faible. De plus, le PF était déjà mobilisé par la préoccupation d'évitement et le projet de montée pendant les minutes précédant la déconnexion du pilote automatique. Associée aux conditions environnementales (odeur d'ozone que le PF ne semblait pas reconnaître et bruit dû aux cristaux de glace), l'attitude du PF dans les minutes qui précèdent la déconnexion du pilote automatique a probablement constitué un facteur favorisant une augmentation importante de sa charge émotionnelle lors du

changement soudain et inattendu de situation, de nuit et pendant la traversée de la ZCIT, qui vient soudain confirmer son inquiétude diffuse à propos de celle-ci. Trois secondes après la déconnexion du pilote automatique, la réaction de surprise est naturelle et ne peut pas être considérée comme spécifique à l'équipage.

A partir du moment où l'équipage a détecté un problème, la construction d'un projet d'action devrait débiter par la définition d'une trajectoire à suivre, avant toute application de procédure.

2.1.2.3 Contrôle de la trajectoire

A la déconnexion du pilote automatique, l'angle de roulis passe en deux secondes de 0 à + 8,4 degrés sans aucune action sur les mini-manches. Le PF est immédiatement absorbé par le pilotage en roulis dont les oscillations peuvent s'expliquer par :

- ❑ une action initiale sur le mini-manche, de forte amplitude sous l'effet de la surprise ;
- ❑ l'entretien des oscillations, le temps d'adapter son pilotage à haute altitude, qui plus est dans une loi de pilotage inhabituelle en roulis (loi *directe*).

Le départ en roulis a par ailleurs pu être associé au risque de turbulences qui préoccupait le PF lors des minutes précédant la déconnexion du pilote automatique.

Le PF applique aussi très rapidement après la déconnexion du pilote automatique des actions à cabrer. Les actions du PF peuvent être qualifiées de brusques et excessives. Par leur amplitude, elles sont inadaptées et ne correspondent pas au pilotage attendu d'une phase de vol à haute altitude. Cette action à cabrer peut initialement être une réponse à la perception des mouvements de l'avion (notamment diminution d'assiette de 2° associée à la variation du facteur de charge) juste avant la déconnexion du PA dans la turbulence. Cette réponse a pu être associée à une volonté de récupérer le niveau de croisière : le PF a pu détecter sur son PFD la perte d'altitude d'environ 300 ft et de la vitesse verticale de l'ordre de 600 ft / min en descente. Le caractère excessif des actions du PF peut s'expliquer par la surprise et la charge émotionnelle à la déconnexion du pilote automatique, amplifiées par l'absence de formation pratique des équipages au vol à haute altitude, de surcroît avec des lois de commande de vol inhabituelles.

Note : le cas du TAM décrit au paragraphe 1.16.2 est une autre illustration de l'effet de surprise généré par la détection du problème.

Si la première réaction excessive à cabrer du PF peut donc être comprise, il n'en va pas de même de la persistance de cette action qui va provoquer un important écart de trajectoire verticale. L'examen du siège du PF montre qu'il était réglé de manière adaptée à sa morphologie, ce qui permet d'exclure que ses actions à cabrer répétées sont liées à une position de pilotage inadéquate. L'examen des paramètres issus du FDR indique que lors de la vérification des commandes prévue et effectuée lors du roulage à Rio de Janeiro, les actions en roulis n'ont pas induit de composante en tangage. Il reste un certain nombre d'éléments d'explication possible :

- ❑ une focalisation de l'attention sur le roulis, la vitesse, ou encore sur l'ECAM, au détriment de la surveillance de l'assiette ;
- ❑ un déclenchement plus ou moins conscient, sous l'effet de la surprise et du stress, du plan d'action (monter) souhaité par le PF avant la déconnexion du pilote automatique ;

- ❑ une attirance vers le « ciel clair », l'avion évoluant en limite de couche nuageuse ;
- ❑ une saturation des ressources mentales pour comprendre la situation, au détriment du pilotage ;
- ❑ la présence de turbulences qui ont pu altérer sa perception des mouvements de l'avion en réponse à ses actions.

Que les actions à cabrer du PF soient volontaires ou non, elles ne font pas l'objet d'une verbalisation vers le PNF. A aucun moment le PF n'indique ses intentions ni ses objectifs de contrôle et de stabilisation de la trajectoire. Autant ses actions en roulis témoignent d'une volonté de conserver les ailes à l'horizontale, autant il n'est pas possible de déterminer quel était son objectif de pilotage dans le plan longitudinal. Quatre secondes après la déconnexion du pilote automatique, l'activation de l'alarme *STALL 1* est la conséquence des actions à cabrer. Cette alarme ne semble provoquer qu'une légère réaction de pilotage du PF ; le PNF verbalise « *Qu'est-ce que c'est que ça ?* » qui peut y faire référence. Il est possible que le PNF, confronté à une alarme brève et tronquée, ne l'ait pas identifiée. Cependant, plus qu'une absence de reconnaissance de l'alarme, cette question semble signifier que le PNF ne trouve pas l'alarme pertinente du fait qu'il n'a pas forcément conscience :

- ❑ des actions importantes à cabrer du PF qui provoquent une augmentation transitoire de l'incidence ;
- ❑ de la proximité relative d'une limite du domaine de vol ;
- ❑ de la non-perception du passage en loi *alternate* (qu'il ne verbalisera que plus tard) : s'il pensait être toujours en loi *normale*, l'alarme pouvait paraître non pertinente.

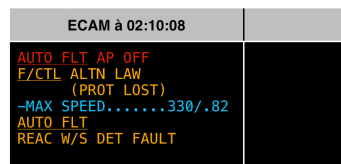
Des événements antérieurs étudiés (cf. paragraphes 1.16.2 et 1.16.8.4), il ressort que la quasi-totalité des équipages ayant entendu l'alarme de décrochage l'ont jugée surprenante et non pertinente. Ces jugements peuvent s'expliquer par l'absence de conscience des marges par rapport au seuil d'activation de l'alarme de décrochage et par la méconnaissance des conditions d'activation de l'alarme qui s'effectue en fonction de l'angle d'incidence et du Mach.

Il paraît aussi peu probable que le PNF ait pu déterminer les objectifs de stabilisation de trajectoire du PF. Il est à noter que les actions appliquées par un pilote sur un mini-manche ne sont pas facilement observables par l'autre et que les conditions de vol de nuit en IMC rendent plus difficile la surveillance des attitudes (assiette en particulier). De plus, peu après la déconnexion du pilote automatique, l'affirmation du PF qu'il a les commandes et sa réaction initiale aux écarts de trajectoire observés (surtout en roulis) ont pu amener le PNF à évoluer dans ses priorités d'actions. L'identification de la panne semble devenir prioritaire sur le contrôle et la surveillance de la trajectoire. En conséquence, il ne prend pas conscience de la montée.

Le contrôle de la trajectoire ne correspond pas à ce qui est attendu et l'amplitude des actions peut sans doute s'expliquer par le niveau élevé de charge émotionnelle qu'a généré la déconnexion inattendue du pilote automatique dans le contexte du vol.

2.1.2.4 Identification de la situation

Une fois exécutée la première action en réponse à l'anomalie perçue (reprise en pilotage manuel suite à la déconnexion du PA) et la stabilisation de la trajectoire assurée, la philosophie du constructeur et de l'exploitant est de rechercher les informations complémentaires nécessaires à la compréhension du problème et à l'action. Trois secondes après la déconnexion du pilote automatique, l'ECAM ne comporte aucune information susceptible d'orienter la compréhension vers un problème d'indication de vitesse :



L'ECAM mentionne une vitesse maximum à ne pas dépasser mais ne fait pas mention d'une vitesse minimum, ce qui peut laisser supposer aux équipages que le risque principal est la survitesse. En l'absence d'indication de vitesse fiable, ceci peut contribuer à générer une action à cabrer protectrice plus ou moins instinctive. Il faut rappeler que le passage en loi *alternate* est survenu en raison du déclenchement d'une surveillance particulière, prévue pour réagir à des événements de type givrage de plusieurs sondes Pitot (voir l'explication du message PROBE PITOT 1+2 / 2+3 / 1+3 dans le paragraphe 1.16.2.4 du premier rapport d'étape). Cependant aucune indication explicite qui pourrait permettre un diagnostic rapide et fiable n'est fournie à l'équipage.

En principe, l'identification de la situation revient principalement au PNF et débute une fois la trajectoire stabilisée. Dans le cas présent, elle débute alors que la trajectoire a pu sembler maîtrisée mais qu'elle n'est pas stabilisée. Les capacités d'identification du problème vont par la suite être grandement sinon totalement diminuées par interférence entre la surveillance de la trajectoire et l'identification de la panne.

L'équipage va néanmoins se construire un début de représentation mentale de la situation une dizaine de secondes après la déconnexion du PA par l'identification d'une anomalie des informations de vitesse. Toutefois il ne précise pas le nombre de sources de vitesses⁽²¹⁾ perdues. L'annonce de la perte des vitesses est quasi simultanée par les deux pilotes. Cependant, leurs annonces ne permettent pas de dire s'ils ont pris pleinement la mesure de la situation. Le PNF, par la phrase « on a perdu les vitesses », a pu signifier la perte des informations de vitesses indiquées ou la perte des vitesses caractéristiques. Il est possible que l'identification d'une anomalie sur les vitesses par le PF également (« on n'a pas une bonne annonce de vitesses ») soit liée à l'activation de l'alarme *STALL* 1. Celle-ci a pu attirer l'attention des copilotes sur le bandeau de vitesses de leurs PFD par association du décrochage au paramètre de vitesse.

L'identification de la perte des informations de vitesse aurait pu conduire l'équipage à appliquer la manœuvre d'urgence « IAS douteuse », s'il avait estimé que la conduite du vol était « affectée dangereusement », condition pouvant être assimilée à un danger de collision avec le sol ou le relief. L'entraînement à la manœuvre d'urgence dans une phase de vol à basse altitude peut conforter les équipages dans cette interprétation. Par ailleurs, l'étude des événements de perte d'indications de vitesses en croisière tend à montrer que la manœuvre d'urgence n'est jamais appliquée, si bien que l'absence d'exécution de cette manœuvre par l'équipage du vol AF 447 ne lui est pas spécifique.

⁽²¹⁾ Il n'est pas possible de savoir si l'équipage a pu déterminer le nombre de sources perdues.

La procédure urgence/secours non ECAM « Vol avec IAS douteuse / ADR Check Proc » n'a pas non plus été appelée. L'appel de cette procédure doit être suffisamment répété pour devenir un automatisme associé à la seule prise de conscience d'une anomalie d'indication de vitesse, sans besoin de construire une compréhension plus élaborée du problème.

La capacité à faire le lien entre une observation anormale et une procédure, en particulier lorsqu'elle n'apparaît pas à l'ECAM, est un des objectifs de la formation ; elle dépend également de la fréquence d'occurrence de l'anomalie concernée et de la prévalence de l'information faite aux équipages sur les incidents en service. Cependant le nombre et le type de manifestations (messages ECAM, évolutions des vitesses, etc.) liées à des indications de vitesse erronées rend impossible un entraînement et une information exhaustifs des pilotes (voir aussi le paragraphe 1.17.1.4.2).

Dans le cas de l'accident, l'équipage n'a pas fait le lien entre la perte des vitesses annoncée et la procédure associée. Cela peut notamment s'expliquer par la différence entre les symptômes apparus au cours de la séance d'entraînement qu'ils avaient suivie quelques mois plus tôt, et ceux apparus au cours de l'événement. En particulier, le nombre important de messages ECAM que le PNF verbalise est à rapprocher de l'absence de message dans le scénario de la séance d'entraînement.

En l'absence de projet d'action construit, la gestion dynamique d'une situation devient réactive voire aléatoire, sans anticipation. L'augmentation du niveau de charge émotionnelle qui diminue par ailleurs la capacité de restitution, conduit au retour à des règles simples et basiques dans l'exécution des tâches lors d'une situation imprévue.

Ainsi, après avoir identifié la perte des informations de vitesses, le PNF a porté son attention sur l'ECAM, sans doute pour chercher à préciser son diagnostic et suivre les éventuelles actions affichées. Il a commencé à lire les messages et a ainsi mentionné la perte de l'auto-poussée et le passage en loi *alternate*. L'affichage successif de différents messages a probablement ajouté de la confusion dans l'analyse et la gestion de la situation par l'équipage.

ECAM à 02:10:10	ECAM à 02:10:15	ECAM à 02:10:19
<pre> AUTO FLT AP OFF AUTO FLT A/THR OFF -THR LEVERS.....MOVE F/CTL ALTN LAW (PROT LOST) -MAX SPEED.....330/.82 AUTO FLT </pre>	<pre> AUTO FLT AP OFF ENG THRUST LOCKED -THR LEVERS.....MOVE AUTO FLT A/THR OFF -THR LEVERS.....MOVE F/CTL ALTN LAW (PROT LOST) </pre>	<pre> AUTO FLT AP OFF ENG THRUST LOCKED -THR LEVERS.....MOVE AUTO FLT A/THR OFF -THR LEVERS.....MOVE F/CTL ALTN LAW (PROT LOST) </pre>

En l'absence d'un message particulier exprimant la détection par les systèmes d'une incohérence de vitesses, l'équipage n'a pas été en mesure d'identifier de logique entre les symptômes perçus et ces messages ECAM. Ce qui pouvait alors apparaître comme une accumulation de pannes n'a probablement pas incité l'équipage à faire rapidement le lien avec une procédure particulière, en l'occurrence la procédure « vol avec IAS douteuse ».

La désactivation de la fonction *THRUST LOCK* par le PF est le signe d'une recherche d'information. Le PF a donc pu être saturé par son investissement immédiat et naturel dans la tentative de comprendre la situation, venu s'ajouter à sa charge déjà élevée de pilotage.

Le PNF a quant à lui actionné le système d'antigivrage de la voilure après avoir lu l'ECAM, ce qui laisse penser qu'il a alors perçu une problématique de givrage fort. Le bruit des cristaux de glace sur le pare-brise, assimilé à de la pluie par d'autres équipages, a pu le conforter dans la perception d'un risque associé.

Les symptômes perçus ont pu apparaître à l'équipage comme des anomalies complémentaires à celle des indications de vitesse et sembler composer un syndrome global beaucoup plus complexe que la seule perte des indications anémométriques.

2.1.2.5 Tentative de maîtrise de la trajectoire

A l'issue de la lecture des messages ECAM, qui n'ont apporté aucune aide apparente à l'équipage, l'attention du PNF a été attirée pendant douze secondes sur le contrôle de la trajectoire suivie par le PF. Les indications du directeur de vol sont réapparues au PFD avec un changement de mode longitudinal en suivi de vitesse verticale, pour la première fois différent du mode de capture ou suivi d'altitude de croisière. L'équipage n'a jamais formalisé ce changement de mode. La barre de tendance longitudinale indiquait d'abord un ordre à piquer avec lequel les actions du PF étaient cohérentes.

Le PNF a détecté la montée par observation et raisonnement (« *selon les trois, tu montes* »). Il a en particulier demandé au PF de stabiliser, de faire attention à sa vitesse et de redescendre. Ses indications ont été imprécises dans la mesure où elles ne donnaient pas au PF de cible concrète à suivre comme le maintien d'une altitude ou une valeur d'assiette longitudinale ; elles semblent cependant essentielles et suffisantes pour une gestion à court terme de la situation.

L'intervention du PNF a conduit le PF à appliquer des actions permettant de réduire l'assiette, qui avait dépassé 10 degrés. Malgré l'assentiment du PF sur l'objectif de descente, ses actions ont maintenu l'avion sur une trajectoire ascendante. La barre de tendance indiquait alors un ordre à cabrer, n'incitant pas à exercer les actions à piquer suffisantes pour satisfaire la demande du PNF. Il a vérifié de son côté la position des manettes de poussée (« *on est en ouais on est en climb* ») puis, six secondes plus tard, réduit la poussée. Il est possible que cette réduction de poussée soit due :

- au constat que la poussée délivrée était maximale ;
- à sa volonté d'éviter de se trouver en situation de survitesse ;
- à sa volonté de réduire le taux de montée de l'avion, voire à descendre comme lui demandait le PNF quelques secondes auparavant.

Le PNF avait détecté la nécessité d'assurer la stabilisation de la trajectoire ainsi que le besoin d'avoir des actions de pilotage modérées. Il a probablement considéré que la diminution d'assiette et l'accélération verticale ressentie constituaient un signe suffisant d'une correction de trajectoire par le PF pour lui permettre de se consacrer à nouveau à l'identification de la panne.

2.1.2.6 Retour à l'identification de la panne

Sans action ou procédure affichée à l'ECAM, le PNF a positionné d'autorité le sélecteur AIR DATA sur « F/O on 3 ».

Il est possible qu'il ait associé la perte des informations de vitesse sur le PFD de droite à une panne de l'ADR correspondante. Il a alors restitué par analogie une des actions prévues par plusieurs procédures liées à un problème d'ADR⁽²²⁾ ou à un givrage⁽²³⁾. Cette action semble montrer que le PNF a cherché à donner au PF des informations

⁽²²⁾Procédures NAV ADR 2 Fault, NAV ALTI DISCREPANCY, NAV IAS DISCREPANCY.

⁽²³⁾Procédures Anti Ice F/O PROBES HEAT, Anti ICE F/O PITOT or L(R) STAT or AOA HEAT.

valides. Il a également agi sur le rotacteur ATT/HDG et verbalisé cette action (« je te mets en ATT... »). Ce changement de source inertielle, qui a posteriori n'était pas nécessaire, peut indiquer que son diagnostic sur la panne n'était pas complètement délimité. Pour lui, les informations de vitesse étaient incohérentes mais il n'excluait peut-être pas que les informations inertielles le soient aussi. Dans le doute et l'urgence ressentie, il a pu préférer changer les deux sources d'informations.

En tout état de cause, ce changement de source inertielle et anémométrique a eu comme conséquence involontaire de rallonger la durée d'invalidité de la vitesse affichée sur le PFD du PF, dans la mesure où la vitesse de l'ADR 2 était sur le point de redevenir valide.

Après avoir modifié la source ADR, le « qu'est-ce que c'est que ça » du PNF semble marquer son incompréhension totale face au résultat de cette action car la vitesse affichée côté droit était toujours erronée. Il semble alors dépassé. Faire revenir le commandant de bord est devenu son objectif prioritaire ; sa première tentative pour le rappeler est intervenue deux secondes avant que l'alarme *STALL 2* ne se déclenche.

Il est à noter que, pendant cette période de 46 secondes entre la déconnexion du pilote automatique et l'activation de l'alarme *STALL 2*, l'alarme *C-chord* a sonné sur une durée cumulée de trente-quatre secondes, dont trente-et-une de manière continue, et l'alarme *STALL* pendant deux secondes. L'alarme *C-chord* a donc saturé l'environnement sonore du poste de pilotage. Elle n'a pas été annulée par l'équipage. Cette ambiance sonore a certainement contribué à altérer la réponse de l'équipage à la situation.

A 2 h 10 min 47, l'un des membres d'équipage a annulé l'alarme Master Caution qui était active depuis 2 h 10 min 05. Il a pour cela appuyé sur le bouton poussoir au FCU, qui était alors allumé en ambre. A cet instant, l'alarme *C-Chord* est active depuis 27 secondes environ. Cette alarme est annulable par appui sur le bouton poussoir Master Warning, qui n'est pas allumé, situé juste à côté du bouton poussoir Master Caution.

Il est possible que cette action d'appui sur le bouton Master Caution ait été une action réflexe à la constatation visuelle que le bouton était allumé. Il est cependant aussi envisageable qu'elle ait été faite dans l'intention d'annuler l'alarme *C-Chord* afin de désaturer l'ambiance sonore dans le poste de pilotage.

D'une manière générale, l'absence de formalisation et de partage des intentions a rendu l'identification et la résolution du problème plus délicates.

2.1.3 De l'activation de l'alarme *STALL 2* à la fin du vol

2.1.3.1 Rappel des attentes de sécurité

Lorsque les protections en incidence de la loi *normale* des commandes de vol ne sont plus disponibles, l'approche du décrochage est indiquée à l'équipage par :

- l'alarme sonore *STALL*, associée au voyant MASTER WARNING ;
- l'apparition du ruban rouge et noir sur le bandeau de vitesse (Vsw) ;
- le *buffet*.

Lorsque le calcul de la vitesse Vsw est indisponible, cette vitesse n'est plus présentée sur les PFD. Il n'y a alors plus d'information visuelle spécifique à l'approche du décrochage⁽²⁴⁾.

⁽²⁴⁾Le voyant Master Warning s'allume mais il ne constitue pas une information spécifique à l'approche du décrochage puisqu'il est associé à de nombreuses situations d'urgence.

Les caractéristiques sonores de l'alarme (voix synthétique « *STALL, STALL* » et *cricket*), comme les vibrations « dissuasives » (*deterrent* en anglais) du *buffet* sont censées être suffisamment « intrusives » pour sortir les équipages d'une compréhension erronée de la situation lorsque l'avion s'approche, à leur insu, de cette limite du domaine de vol.

La perception de l'un et/ou l'autre de ces signaux doit provoquer chez le PF un rappel du modèle global du phénomène de décrochage :

- identification (attribution de sens à un signal perçu) de l'alarme ou du buffet ;
- acceptation du diagnostic de décrochage, consistant à reconnaître la crédibilité des signaux dans une situation où ils peuvent être inattendus ;
- restitution d'une procédure associée dont la philosophie générale est enseignée dès les premières heures de formation au pilotage de base.

On attend également des PNF qu'ils identifient les signaux d'approche du décrochage, qu'ils acceptent le diagnostic associé, et qu'ils vérifient la bonne application des actions par les PF.

Le délai de réaction attendu des équipages est de l'ordre de quelques secondes. L'examen de la documentation ne fait pas apparaître d'annonce technique associée à l'application des actions.

Hormis en formation initiale, comme évoqué ci-dessus, un pilote n'a dans sa carrière que peu d'occasions d'être confronté à une approche du décrochage et encore moins d'être confronté à un décrochage réel. Le modèle de sécurité suppose ainsi que les aptitudes d'identification des signaux de proximité du décrochage et de restitution des actions attendues restent suffisantes dans la durée malgré la faible exposition.

2.1.3.2 Sortie du domaine de vol

L'alarme *STALL 2* se déclenche à 2 h 10 min 51 mais ne donne lieu à aucune réponse de la part de l'équipage. Alors que l'alarme de décrochage retentit depuis 9 secondes, le plafond de propulsion est franchi avec une vitesse verticale encore largement positive et une vitesse sur trajectoire qui, de ce fait, est décroissante. A ce point, seule une mise en descente de l'avion par un ordre à piquer au manche aurait permis de revenir dans le domaine de vol.

La diminution rapide de vitesse s'est accompagnée d'une augmentation de l'incidence. Le plafond de sustentation, au Mach auquel l'avion volait à ce moment là, est franchi quelques instants après le plafond de propulsion. Sur sa lancée, l'avion continue de monter : l'énergie cinétique de l'avion diminue au profit de l'énergie potentielle jusqu'à un point où il ne peut que redescendre. Le PF donne toujours des ordres à cabrer et l'incidence continue à augmenter. Malgré les moteurs à la poussée TOGA, cette incidence élevée a induit une traînée trop importante pour permettre à l'avion d'accélérer.

Par la suite, la position du manche maintenue arrière ou neutre a continué à aggraver la situation et a rendu une éventuelle manœuvre de récupération de plus en plus aléatoire voire impossible.

2.1.3.3 Réactions de l'équipage à l'alarme de décrochage

Quatre secondes avant l'activation de l'alarme *STALL 2*, les barres du directeur de vol ont été à nouveau présentées sur les PFD. Le mode vertical engagé était le mode V/S avec une valeur consigne de +1 400 ft/min. Les modes affichés au FMA n'ont jamais été annoncés par l'équipage. La barre horizontale indiquait alors un ordre légèrement à cabrer par rapport à la maquette avion. Le PF a exercé une action à cabrer qui a provoqué l'augmentation de l'incidence et l'activation de l'alarme de décrochage. Au moment de l'activation de l'alarme *STALL 2*, à 2 h 10 min 51, l'assiette de l'avion était de 7 degrés, en augmentation. Quelques secondes plus tard, le *buffet* a débuté.

L'équipage n'a jamais fait référence ni à l'alarme de décrochage ni au *buffet*, qu'il a vraisemblablement perçus. On peut ainsi se demander si les deux copilotes ont eu conscience de l'entrée de l'avion dans une situation de décrochage. En effet, la situation de charge de travail élevée et de sollicitations visuelles multiples, correspond aux limites de prise en compte d'une alarme sonore inhabituelle. Dans un environnement sonore déjà saturé par l'alarme *C-chord*, l'absence d'identification de l'alarme de décrochage par l'équipage ne peut donc pas être exclue.

2.1.3.3.1 Réactions du PF

Même si l'acceptation ou non d'un diagnostic de décrochage par le PF n'est jamais verbalisée, certaines de ses actions peuvent correspondre à celles attendues à l'approche du décrochage : la mise des manettes de poussée sur TOGA ou le souci de maintenir les ailes à l'horizontale. En revanche, en l'absence d'informations de vitesse reconnues fiables, il est possible que le PF ait identifié une situation de survitesse, notamment par l'interprétation de plusieurs indices :

- le bruit aérodynamique ;
- le *buffet*, pouvant être associé dans son esprit à de la haute vitesse ;
- la flèche de tendance de vitesse sur le PFD, indiquant une accélération au moment de l'activation de l'alarme de décrochage.

Des actions du PF peuvent d'ailleurs être des indices de la perception d'un risque ou d'un diagnostic de survitesse. D'une part, il a réduit la poussée dans les secondes qui précèdent l'activation de l'alarme *STALL 2* et la survenue du *buffet*. D'autre part, 51 secondes après l'activation de cette alarme, il a dit « j'ai l'impression qu'on a de la vitesse », puis a ramené les manettes de poussée sur IDLE. Il a reformulé cette impression quelques secondes plus tard, associée à une tentative de sortie des aérofreins.

D'autres facteurs ont par ailleurs pu conduire le PF à craindre une situation de survitesse :

- la mention présentée sur l'ECAM (max speed 330/.82) associée au passage en loi *alternate* qui a pu être lue ;
- le fait qu'en croisière, le bandeau rouge supérieur du bandeau de vitesse (MMO) se situe une dizaine de nœuds au dessus de la vitesse courante alors que VLS est à peine visible en bas du bandeau (inférieure d'une trentaine de nœuds) ;
- le danger que représente dans la conscience collective des pilotes une situation de survitesse.

Néanmoins, le PF a été confronté à l'alarme de décrochage qui rentrait en conflit avec son impression de survitesse. Les activations furtives de l'alarme après la déconnexion du pilote automatique ont pu amener l'équipage à douter de sa crédibilité. De plus, la présence du directeur de vol conduisant à afficher une assiette à cabrer a pu conforter le PF dans l'idée que l'alarme de décrochage n'était pas pertinente. Lors des événements antérieurs étudiés, les équipages ont fréquemment fait part de leurs doutes sur la pertinence de l'alarme (voir le paragraphe 1.16.8.4).

L'application de la poussée maximale a probablement été la conséquence de la perception de l'alarme de décrochage. Cependant, le PF a pu assimiler l'activation de l'alarme à une conséquence de la réduction de poussée qu'il avait appliquée quatre secondes plus tôt ; il aurait alors appliqué la pleine poussée pour revenir à la situation antérieure.

Quelques secondes plus tard, le PF a verbalisé « je suis en TOGA, hein ? ». Soit il a douté d'avoir placé les commandes de poussée dans le cran TOGA comme il en avait l'intention, soit il n'a pas compris pourquoi cette action était inefficace pour arrêter l'alarme de décrochage. Ce second cas indiquerait alors que le PF a eu une représentation erronée du modèle de vol de l'avion, espérant une efficacité de la poussée TOGA à haute altitude et une assiette de douze degrés, similaire à celle délivrée dans les basses couches. Le résultat infructueux de ses actions a peut-être renforcé sa méfiance vis-à-vis de l'alarme.

Enfin, bien que le PNF ait verbalisé le passage en loi *alternate* lors de la lecture de l'ECAM et bien que des indices de perte de protection devaient être présentés sur le PFD (SPD LIM et croix ambres en roulis et tangage), il est possible que le PF n'ait pas pris pleinement conscience de cette reconfiguration et de ce qu'elle impliquait. Il a pu ainsi rester sur le schéma habituel que l'avion ne pouvait pas décrocher et dans lequel une alarme *STALL* était incohérente.

Les oscillations d'assiette dans les secondes qui suivent l'activation de l'alarme de décrochage montrent que le pilotage de l'avion était manifestement délicat et a probablement monopolisé l'attention du PF. Dans cette phase, la maquette avion sur le PFD était proche de la barre horizontale du directeur de vol, en moyenne légèrement supérieure.

Le PF a probablement cherché à suivre l'évolution de cette barre, sans avoir intégré le changement du mode longitudinal engagé. En effet, la charge émotionnelle combinée à la charge de travail ont contribué à ce que le PF fasse confiance au directeur de vol indépendamment de tout autre paramètre : les barres de tendance du directeur de vol ont pu représenter pour lui un moyen de maintenir le niveau de croisière.

Par ailleurs, les indications du directeur de vol ont pu l'amener à afficher une assiette positive, proche de 12,5°. Cette valeur est inscrite dans la procédure « alarme *STALL* » pour la phase de décollage. Même s'il ne l'annonce pas, cette valeur mémorisée a pu revenir à l'esprit du PF qui s'est accroché à cette référence, sans se souvenir qu'elle n'était pas adaptée à cette phase de vol. La conjonction de cette valeur mémorisée avec les ordres du directeur de vol aurait alors constitué l'un des rares points de cohérence (pour ne pas dire le seul) dans l'incompréhension générale de la situation.

L'influence du directeur de vol semble donc probable. Le PF a pu être tenté de le suivre sans valider les informations présentées. La concurrence des informations du FD avec l'alarme *STALL* a pu perturber la crédibilité des actions à apporter en réponse à l'alarme.

Note : la procédure « vol avec IAS douteuse » prévoit de désactiver les FD, pour éviter la présentation d'ordres potentiellement non pertinents.

Les ordres du directeur de vol, le doute sur la pertinence de l'alarme sonore de décrochage et l'identification d'une possible situation de survitesse n'ont pas permis au PF de poser le bon diagnostic. Il a alors combiné des actions antagonistes pour répondre à la fois à une situation de survitesse (réduction de poussée, actions à cabrer) et à une situation de décrochage (application de la poussée maximale).

2.1.3.3.2 Actions du PNF

Lorsque l'alarme *STALL 2* et le *buffet* sont apparus, le PNF était confronté à une incompréhension grandissante de la situation.

Le PNF était avant tout dans une stratégie d'appel du CDB à laquelle il consacrait une grande partie de ses ressources. Comme il attendait anxieusement le retour de ce dernier, il est possible qu'un phénomène de sélectivité attentionnelle ait réduit sa capacité de perception de l'alarme *STALL*.

S'il avait toutefois perçu une situation d'approche du décrochage et compte tenu des corrections de trajectoire demandées dans la séquence précédente, il serait étonnant que le PNF ait eu comme premier souci de garder les ailes horizontales puis de vérifier la poussée des moteurs. Il a donc pu, lui aussi, douter de la fiabilité de l'alarme.

Quoi qu'il en soit, l'attention du PNF a été détournée du paramètre essentiel, à savoir la valeur, inadaptée à cette altitude, de l'assiette de l'avion.

Vers 2 h 11 min 38, après que le PF a dit « *j'ai plus du tout le contrôle de l'avion* », le PNF annonce « *commandes à gauche* », a pris la priorité et fait deux actions en butée en latéral à gauche. L'avion était alors en roulis à droite. Le PF a immédiatement repris la priorité et maintenu son mini-manche en butée à gauche. Cette reprise de priorité du PF n'a pas pu être expliquée mais témoigne de la déstructuration du travail en équipage.

2.1.3.4 Retour du commandant de bord

Le commandant de bord a certainement perçu les vibrations liées au *buffet* ainsi que l'assiette d'environ 15 degrés, et entendu l'alarme de décrochage alors qu'il s'approchait du poste de pilotage. Pourtant, à son retour, il n'y a fait aucune référence. L'alarme de décrochage est devenue intermittente, entrecoupée par l'alarme *C-chord*. Ces deux alarmes, cumulées au bruit ambiant et aux paroles de ses collègues, ont constitué un environnement sonore saturé et peu compréhensible pour le commandant de bord, d'autant plus qu'une partie de son attention s'est certainement portée vers la lecture et l'analyse des instruments.

Les deux copilotes l'ont informé qu'ils avaient perdu le contrôle. Le PNF a précisé qu'il ne comprenait pas la situation et qu'ils avaient « *tout tenté* ». L'incompréhension générale rendait difficile une description plus précise de la situation. Lorsque le

commandant de bord a regagné le poste de pilotage, l'avion était en descente rapide mais à une altitude proche du niveau de croisière auquel se trouvait l'avion à son départ. Dans ces conditions, n'ayant pas vécu l'historique complet de la séquence des événements, il était très difficile au commandant de bord d'établir un diagnostic. Il lui aurait alors fallu questionner les copilotes, démarche qui se heurtait à l'urgence et au stress transmis par le ton de la voix du PNF.

Par la suite, ses interventions ont montré que lui non plus n'a pas identifié le décrochage : les multiples activations et arrêts de l'alarme de décrochage ont certainement contribué à rendre encore plus confuse son analyse de la situation. Il semble alors s'être basé uniquement sur les paramètres d'assiette et de poussée pour analyser la trajectoire.

2.1.3.5 Fin du vol

Vers 2 h 12, passant le FL315 en descente, l'incidence de l'avion était installée autour d'une valeur moyenne de l'ordre de 40 degrés. Seul un équipage extrêmement déterminé et ayant une bonne compréhension de la situation aurait pu exécuter une manœuvre permettant l'éventuelle récupération du contrôle de l'avion. En l'occurrence, l'équipage était dans un état de perte quasi complète de la gestion de la situation.

Jusqu'à la fin du vol, aucune valeur d'incidence valide ne sera inférieure à 35°.

2.2 Formation et entraînement des pilotes

2.2.1 Pilotage manuel et représentation fonctionnelle du vol

A 2 h 10 min 05, à la déconnexion du PA, l'avion évolue, en croisière, près de la limite supérieure de son domaine de vol. L'auto-poussée est en légère réduction pour ajuster le Mach de croisière vers la valeur commandée par sélection au FCU de 0.80.

Dans la minute qui suit la déconnexion du pilote automatique, l'avion est conduit hors de son domaine de vol. Aucun des deux membres d'équipage n'en a eu une conscience suffisamment claire pour engager à temps les actions correctrices. Pourtant chaque seconde écoulée demandait une action de pilotage encore plus déterminée.

Après la déconnexion du pilote automatique, les entrées à cabrer au manche ont produit un facteur de charge jusqu'à 1,6 g soit 1,4 g si on exclut la composante due à la turbulence. Le maintien d'une assiette élevée s'est d'abord traduit, tant que la vitesse était suffisante, par une vitesse ascensionnelle importante (jusqu'à 7 000 ft / min) puis par une augmentation rapide de l'incidence. A haute altitude, une telle vitesse ascensionnelle ne peut être obtenue que par échange énergie cinétique contre énergie potentielle, c'est-à-dire au prix d'une diminution rapide de la vitesse sur trajectoire.

Par ailleurs, la valeur de poussée à 84 % N1 était inférieure à la poussée nécessaire au palier (95 % N1) en raison de la réduction de Mach commandée quelques secondes avant la déconnexion du pilote automatique, puis du passage en « *THRUST LOCK* » à 2 h 10 min 10. La poussée a été rajustée vers CLIMB à 2 h 10 min 23 alors que l'avion était déjà en forte montée avec une vitesse verticale de 6 000 ft/mn.

Ces éléments ont provoqué une dégradation rapide de l'énergie cinétique et conduit l'avion au-delà de son plafond de sustentation, au point de Mach auquel il volait à ce moment-là. Cette rapide sortie du domaine de vol n'a pas été comprise et n'a donc pas été anticipée par les pilotes.

En l'absence d'indication de vitesse fiable, la compréhension de la physique globale du vol à haute altitude par une approche synthétique des bilans énergétiques, équilibres de forces, plafonds de sustentation et propulsion, aurait pu considérablement aider les pilotes à anticiper la dégradation rapide de la situation et à prendre à temps la mesure corrective adéquate : la mise en descente.

Il faut aussi ajouter que la survitesse a représenté un risque fort dans l'esprit du PF. Ceci vient du fait qu'en apprentissage théorique (ATPL notamment) le « décrochage haut » est traité à niveau égal avec le « décrochage bas », plus classique. Autant celui-ci est assez bien connu des pilotes autant les excursions au-delà de VMO/MMO ne sont pas démontrées en formation. De plus, on associe de façon erronée les vibrations (liées au *buffet*) à de la survitesse.

Le Manuel Aéronautique Complémentaire d'Air France expose d'une façon très détaillée, sur 38 pages, la physique du vol Haute Altitude avec des exemples de cas réels. Ces connaissances font également partie de l'enseignement théorique censé être dispensé à un stade avancé de la formation d'un futur pilote de ligne (ATPL théorique, performances en QT, etc.). La trajectoire en montée, initialement plus ou moins volontaire de l'équipage mais maintenue trop longtemps, est probablement un indice d'une assimilation insuffisante de ces notions théoriques.

2.2.2 Formation et entraînement CRM

La répartition des tâches entre les deux copilotes semblent avoir été bien définie dès la réaction à la déconnexion du pilote automatique : le PF s'occupe du pilotage et le PNF du traitement de la panne. L'identification de la perte des informations de vitesse par les deux copilotes leur a permis de définir une représentation partagée de la situation. Mais celle-ci n'a pas été suffisante pour construire un projet d'action commun pour la gestion de la situation. La lecture des messages ECAM par le PNF, de façon non suivie et hésitante, a pu attirer l'attention du PF sur l'ECAM au détriment de la tâche de pilotage. A l'exception de l'intervention du PNF sur le contrôle de la trajectoire, la réalisation des tâches n'a pas fait l'objet de communications claires et précises sur les intentions et objectifs de chacun, ce qui auraient permis une coordination plus étroite. Face à la difficulté rencontrée pour gérer la situation, les deux copilotes ont assez rapidement perdu de la disponibilité pour assurer des échanges essentiels et efficaces. La perte de coordination et la coopération volontaire mais chaotique dans la gestion de la surprise déclenchée par la déconnexion du pilote automatique ont conduit rapidement à la perte du contrôle cognitif de la situation, puis à la perte du contrôle physique de l'avion.

Le CRM dans sa globalité s'est ainsi peu à peu dégradé et l'analyse de l'événement tend à montrer sa fragilité dans des situations dynamiques imprévues et méconnues. Les formations CRM sont dispensées tout au long de la carrière d'un pilote de ligne. Leur objectif est de développer l'acquisition de compétences non techniques (NOTECHS) nécessaires au bon fonctionnement général d'un équipage. Même si la réglementation impose l'évaluation du CRM au cours du contrôle en ligne annuel et du lâcher « première accession CDB », cette évaluation se heurte à la difficulté de mesure objective de la performance CRM.

L'absence de référentiel et l'hétérogénéité dans les méthodes d'instruction et les critères d'évaluation des instructeurs, dont les performances sont inégales et peu harmonisées, ne permettent pas d'avoir une évaluation et une comparaison objective des compétences CRM des équipages. Ce manque pourrait toutefois être comblé par l'existence d'un standard d'instruction qui permettrait de mettre en place une évaluation et une comparaison objectives du niveau de CRM des équipages.

2.2.3 Equipages renforcés

L'enquête n'a pas mis en évidence d'éléments qui amèneraient clairement à contester la gestion stratégique de la trajectoire par l'équipage du vol AF 447 lors de la traversée de la ZCIT, avant la déconnexion du pilote automatique. L'analyse n'a pas fait apparaître de carence particulière dans la transmission pratique (sinon formelle) des informations lors de la relève du commandant de bord, et dont la correction aurait changé le cours des événements ultérieurs. Cependant, le commandant de bord est parti se reposer sans avoir investi de manière formelle le PF comme suppléant ni répondu à ses préoccupations face à la ZCIT et aux turbulences. Cela a contribué à faire monter une charge émotionnelle chez cet OPL vis-à-vis de la suite du vol : il allait se retrouver en charge de la fonction de suppléant du commandant de bord sans ressentir qu'il avait tous les éléments d'une bonne décision, avec le second OPL plus expérimenté.

L'équipage ainsi constitué des deux OPL a hérité après le départ du commandant d'un certain flou stratégique. Or l'équipage présentait également des caractéristiques défavorables à une bonne synergie. En effet, l'expérience totale et sur type du PF, désigné implicitement comme suppléant par le commandant de bord, était nettement plus faible que celle de l'autre OPL, par ailleurs cadre CCO de la compagnie et censé bénéficier à ce titre d'une reconnaissance d'expert par ses pairs. On peut donc s'interroger sur la rationalité de la désignation de cet OPL comme suppléant. Le déséquilibre d'expérience entre les deux copilotes a conduit progressivement à une prise d'autorité naturelle de la part du PNF. Le PF n'a pas lutté contre cette tendance. Sans que cela ait conduit au moindre conflit, cette prise d'autorité a rapidement entraîné après la déconnexion du pilote automatique l'inversion de la structure hiérarchique normale du cockpit. Le leadership est passé de fait au PNF sans que la fonction de commandement soit formellement et explicitement transférée.

Le cursus de formation de l'exploitant n'offre pas aux copilotes la possibilité de se former de façon systématique aux schémas mentaux nécessaires à l'exercice de la fonction de pilote suppléant sur les vols renforcés. Cette absence de formation CRM spécifique à la fonction de pilote suppléant peut limiter la synergie d'un équipage constitué de deux copilotes. Un tel équipage peut se trouver ainsi moins armé à la gestion coopérative à moyen et long terme d'une situation imprévue.

2.2.4 Simulateurs de vol

D'un point de vue de formation pratique relatif à la notion de décrochage, les seules fenêtres d'apprentissage du décrochage pour les deux copilotes l'ont été dans leur formation initiale puis au cours d'une ou deux séances de simulateur lors de la QT initiale A320. Ces exercices sont réalisés à basse altitude (FL100) de manière démonstrative et analytique afin de mettre en évidence notamment le fonctionnement des protections de l'avion en loi *normale*. En loi *alternate*, l'exercice

d'approche du décrochage permet au stagiaire d'entendre l'alarme de décrochage dans une situation où elle est attendue et les actions correctives à réaliser préparées. L'exercice permet de constater l'apparition des vibrations dues au *buffet* qui confirme le phénomène.

A haute altitude, la marge entre l'incidence de vol normal et l'incidence d'activation de l'alarme de décrochage est faible. Le stagiaire, qui effectue l'exercice à basse altitude et en observant une réduction de vitesse par rapport à des repères, n'a ainsi pas l'opportunité d'être sensibilisé à la proximité du seuil d'incidence d'activation de l'alarme.

Le caractère démonstratif des exercices effectués ne permet pas à l'équipage d'appréhender l'effet de surprise généré par l'alarme de décrochage ni, le cas échéant, les actions réflexes sur les commandes qui peuvent être engendrées.

Les conditions d'entraînement actuelles ne permettent pas de pallier à la fois une pratique au vol manuel inexistante en haute altitude et le manque d'expérience sur avions conventionnels. En outre, elles limitent la capacité des pilotes à acquérir ou maintenir des compétences de base de pilotage (*basic airmanship*).

De manière plus générale, les entraînements réalisés au simulateur suivent un scénario préétabli, et même si des variations existent d'une séance à l'autre, les stagiaires ont globalement connaissance des pannes auxquelles ils seront confrontés. De ce point de vue, les scénarios d'entraînement peuvent rester assez éloignés de la réalité d'une panne en exploitation. L'effet de surprise associé à cette réalité opérationnelle est déstabilisant et générateur de stress. Il peut affecter directement la bonne réalisation d'une manœuvre ou la capacité de diagnostic puis de récupération d'un équipage. Pourtant, les conditions d'entraînement ne permettent pas de déclencher ces facteurs environnementaux, et donc la restitution de compétences non techniques nécessaires à la bonne gestion d'une situation inattendue.

L'équipage du vol AF 447 n'a pas associé la disparition des informations de vitesse et les diverses alarmes et messages ECAM associés à la procédure « Vol avec IAS douteuse ». Les pertes d'informations de vitesse peuvent survenir pour des raisons techniques diverses, dans des phases de vol présentant des niveaux de risque différents. Ainsi, il est complexe de restituer l'intégralité des modes de panne conduisant à cette situation au simulateur.

Par ailleurs, cette variabilité des modes de panne se traduit par des effets très différents dans le cockpit. En effet, la perte des informations de vitesse peut se traduire par l'activation d'un grand nombre d'alarmes et de messages ECAM, mais également (comme lors de l'entraînement au simulateur de l'équipage) par une « simple » incohérence de paramètres, sans aucune alarme.

Les équipages ont effectué l'entraînement selon un scénario connu sans avoir eu la possibilité de prendre conscience des conséquences de l'effet de surprise sur leur comportement individuel, ni sur les risques d'une éventuelle déstructuration du travail en équipage.

Ainsi la difficulté, voire l'impossibilité, de restitution au simulateur à la fois de la complexité et la variabilité des signaux de panne, conjuguée au manque d'effet de surprise lié à un scénario connu n'ont pas permis d'adapter l'entraînement à la situation effectivement rencontrée.

2.2.5 Comportement de l'avion en loi de reconfiguration

La loi *alternate 2B* représente un cas particulier de reconfiguration de loi de commande de vol. En effet, elle survient lorsque les calculateurs de commande de vol ont rejeté les trois ADR. Elle présente comme particularité d'être associée à la perte du calcul et de l'affichage des vitesses caractéristiques. Les protections à haute et basse vitesse qui existent en loi *normale*, et parfois de manière réduite (stabilités haute et basse vitesse) en loi *alternate*, sont perdues. Il n'existe cependant aucune indication explicite, en dehors du drapeau SPD LIM rouge à côté du bandeau de vitesse, du niveau de loi *alternate* dans laquelle se trouve l'avion. Le message ECAM associé au passage en loi *alternate*, quelle qu'elle soit, porte la mention « *PROT LOST* » ; cependant toutes les protections ne sont pas perdues, puisque la protection en facteur de charge reste disponible, et que des protections réduites peuvent également exister. L'identification précise des conséquences d'une reconfiguration en loi *alternate* est donc compliquée.

En loi *alternate 2*, la loi de commande longitudinale reste une loi en facteur de charge et la loi de commande latérale est une loi *directe*. Dans le cas particulier de l'*alternate 2B*, certains gains utilisés dans la loi de commande de vol longitudinale deviennent indépendants de la vitesse et sont réglés pour la vitesse maximale pour la configuration avion (330 kt en lisse). Cela ne modifie pratiquement pas le comportement de l'avion par rapport à la loi *normale*, mais peut néanmoins engendrer une dynamique de réponse inhabituelle lorsque l'avion a une vitesse anormalement faible pour la configuration. En ce qui concerne le contrôle latéral, la loi *directe* implique qu'un ordre du pilote est nécessaire pour contrer une éventuelle tendance au roulis (par exemple liée à une rafale de vent latérale) ; il n'y a pas de trim d'aileron.

Ainsi, en cas de déconnexion du pilote automatique dans une zone de turbulences comme ce fut le cas lors du vol de l'accident, une action du pilote, même mesurée, peut s'avérer rapidement nécessaire pour contrôler le roulis. Il apparaît en effet que maintenir les ailes à l'horizontale représente un objectif de pilotage de base pour un pilote de ligne, en particulier en situation de croisière. En revanche, le maintien d'une loi en facteur de charge selon l'axe longitudinal permet de ne pas avoir d'ordres à donner pour que l'avion maintienne pratiquement un vol en palier ; il faut vraiment un niveau de turbulences élevé pour que l'avion puisse être significativement déstabilisé. Il faut avoir un pilotage mesuré et essentiellement sur l'axe latéral. Dans le cas de l'accident, le PF a cherché à contrôler le roulis, même si l'amplitude de ses actions a finalement entretenu ces mouvements ; l'action à cabrer relativement forte qu'il applique dans le même temps a pu, entre autres hypothèses, trouver son origine dans une certaine difficulté à intégrer la différence de type de loi de commande et donc la différence de type de pilotage à adopter entre les deux axes.

Lorsque plus aucune protection n'existe, l'avion ne possède pas de stabilité statique longitudinale positive même à l'approche du décrochage. Cette absence se traduit en particulier par le fait qu'il n'est pas nécessaire d'avoir ou d'augmenter une action à cabrer pour compenser une perte de vitesse en maintenant l'avion en palier. Ce comportement, à basse vitesse, même s'il peut paraître contraire à certaines prescriptions du règlement de base, a été jugé acceptable par les autorités de certification par prise en compte de conditions spéciales et interprétations particulières ; en effet, la présence de protections d'enveloppe de vol rend tout à fait acceptable une stabilité statique longitudinale neutre.

Pourtant, la stabilité statique longitudinale positive d'un avion peut s'avérer utile car elle permet au pilote d'avoir un retour sensoriel (via la position du manche) sur la situation de son avion en terme de vitesse par rapport à son point d'équilibre (trim) à poussée constante. En particulier, l'approche d'un décrochage sur un avion classique est toujours associée à un effort à cabrer de plus en plus prononcé. Ce n'est pas le cas sur l'A330 en loi *alternate*. Il en résulte notamment que dans cette loi de pilotage l'avion, mis dans une configuration où la poussée n'est pas suffisante pour maintenir la vitesse sur la trajectoire, finirait par décrocher sans action sur le manche. Il apparaît que cette absence de stabilité statique positive a pu contribuer à l'absence d'identification par le PF de l'approche du décrochage.

2.3 Ergonomie

2.3.1 ECAM

A 2 h 10 min 05, dès qu'intervient l'obstruction des sondes Pitot par des cristaux de glace, différents mécanismes de surveillances se déclenchent presque instantanément.

Ainsi, les FMGEC détectent des écarts entre les différentes vitesses mesurées et les calculateurs de commande de vol (FCPC / PRIM) identifient quant à eux une chute brutale de plusieurs vitesses mesurées, entraînant la reconfiguration en loi *alternate*. Cette surveillance propre aux FCPC a été prévue pour détecter l'obstruction de plusieurs sondes Pitot.

L'équipage est uniquement informé des conséquences du déclenchement de ces surveillances : déconnexion du PA et de l'A/THR, passage en loi *alternate*, etc. Aucun message de panne ne conduit à identifier l'origine de ces autres pannes, le rejet des ADR et des mesures de vitesse en particulier.

L'équipage reprend donc les commandes d'un avion dont certains systèmes ont identifié des incohérences de vitesses mesurées sans qu'aucun message ECAM ne permette un diagnostic rapide et l'entrée vers la procédure adéquate. Pourtant, la formation et l'entraînement des équipages prévoient que la lecture de l'ECAM soit réalisée dès que la trajectoire est contrôlée car elle doit faciliter l'analyse de la situation et permettre d'organiser le traitement des pannes.

De la déconnexion du pilote automatique à l'activation de l'alarme *STALL 2*, de nombreux messages se sont affichés à l'ECAM. Aucun de ces messages n'a aidé l'équipage à identifier le problème lié à l'anomalie de vitesse. Par ailleurs, la gestion des priorités des différents messages a provoqué des changements d'affichage rapides et ainsi rendu encore plus compliquée l'analyse et la compréhension de la situation.

La lecture de l'ECAM par le PNF, et peut-être aussi par le PF, a nécessité du temps et consommé des ressources mentales au détriment du traitement du problème et de la surveillance de la trajectoire.

2.3.2 Fonctionnement des directeurs de vol

Lors de la survenue de l'événement d'incohérence des vitesses, les automatismes que sont le pilote automatique et l'auto-poussee se sont automatiquement désengagés. Il n'était alors possible pour l'équipage de les ré-engager qu'en faisant une action d'appui sur un bouton poussoir dédié, au FCU. Les directeurs de vol ont eu un comportement différent dans la mesure où les barres de tendance ont disparu des PFD, bien qu'ils soient restés engagés.

Cette absence de désengagement automatique a eu pour conséquence que les barres de tendance ont disparu et réapparu plusieurs fois au gré de l'évolution des différents paramètres utilisés et des surveillances correspondantes, sans demander d'action particulière de l'équipage. Le désengagement des directeurs de vol figure dans la manœuvre d'urgence « IAS douteuse » (Air France) et la procédure « *Unreliable airspeed* » (Airbus) au même titre que le désengagement du pilote automatique ou de l'auto-poussee. Cela est vraisemblablement dû au risque d'ordres erronés qu'engendre la perte d'informations cohérentes de vitesse.

Cependant, l'analyse d'événements antérieurs montre que le PA et l'A/THR se sont toujours déconnectés⁽²⁵⁾. Les directeurs de vol ont toujours disparu, au moins temporairement, au moment où l'A/THR a été perdue, mais ont réapparu d'eux-mêmes lorsque les conditions de fonctionnement étaient retrouvées alors que le réengagement du PA ou de l'A/THR exigeaient une action de l'équipage. Cette différence de réactions entre le PA et l'A/THR d'un côté et les FD de l'autre a probablement joué un rôle dans l'accident par conjugaison de plusieurs effets :

- ❑ la crédibilité des barres de tendance est renforcée par leur disparition suivie d'une réapparition : si elles apparaissent, c'est que les ordres qu'elles affichent sont valides ;
- ❑ de par le magnétisme qu'elles représentent (couleur verte et présentation au centre du PFD), la présence des barres de tendance a pu orienter les actions du PF, notamment dans la réaction à l'alarme de décrochage ;
- ❑ la prise de conscience des changements de modes actifs lors des réapparitions des barres de tendance ne peut se faire qu'à la lecture du FMA, ce qui est vraisemblablement difficile à faire en situation de charge de travail élevée liée à des actions de pilotage ou de traitement de panne.

On peut alors s'interroger sur la pertinence de la réapparition automatique des directeurs de vol à partir du moment où ils ont disparu.

2.3.3 Alarme de décrochage (fonctionnement et identification)

En loi *alternate* ou *directe*, le seuil d'activation de l'alarme de décrochage dépend du Mach et l'expérience a montré qu'il pouvait être facilement atteint en phase de croisière dès lors que l'avion se trouve dans une zone de turbulence modérée. De telles activations sont la conséquence de l'augmentation locale de l'incidence ; elles sont donc transitoires et se manifestent généralement par une alarme tronquée (seule la voix synthétique « *STALL, STALL* » résonne, parfois incomplète). Les événements antérieurs étudiés (alarme de décrochage dans le cadre d'une anomalie de vitesse en croisière) montrent cependant que d'autres équipages n'ont pas réagi comme attendu à la proximité du décrochage et ont eu tendance à considérer l'alarme comme non pertinente. De ce fait, il faut considérer que le comportement de l'équipage AF 447 est probablement reproductible en ce qui concerne la non-réaction à l'alarme *STALL 1*.

⁽²⁵⁾Sauf pour certains cas où l'équipage avait déjà déconnecté l'A/THR à la suite de l'entrée dans la zone turbulente.

Il s'agit dans ce cas de phénomènes furtifs qui ne donnent lieu à une alarme que parce que les protections de la loi *normale* sont perdues. Elles sont génératrices de stress mais on ne peut que constater que la sécurité du vol n'en est pas pour autant remise en cause, du moins pas tant que les conditions de vol (vitesse, assiette, poussée) sont maintenues. Il apparaît donc que, dans ces conditions, la réaction franche et immédiate de l'équipage que devrait engendrer cette alarme n'est pas requise ; de telles activations furtives peuvent paraître inappropriées et nuire à la crédibilité globale d'une alarme qui n'est quasiment jamais rencontrée par les équipages en qualification de type, en vol ou en entraînement.

Par ailleurs, en lois *alternate* ou *directe* telles que figurant dans le manuel du constructeur (FCOM), l'alarme de décrochage est décrite comme étant la combinaison de l'alarme sonore, de l'illumination du voyant Master Warning au FCU et de l'indication sur le bandeau de vitesse que représente la bande rouge et noire (VSW). Il n'est pas clairement fait mention du phénomène de *buffeting*. Cependant, l'illumination du voyant Master Warning a généralement une origine différente. En l'absence de l'indication de Vsw sur le bandeau vitesse du PFD, seule l'alarme sonore est sans ambiguïté. La saillance d'une alarme sonore non reprise par une information symbolique visuelle sur un avion très « visuel » est sans doute insuffisante. Mais au-delà de l'ergonomie de l'alarme, il est probable que la présentation d'une information synthétique sur la physique globale du vol (incidence, bilan énergétique, domaine de vol) pourrait aider les pilotes à « faire sens » de l'alarme et à prendre à temps les mesures correctives adéquates.

En résumé les facteurs suivants sont de nature à diminuer la performance attendue d'un équipage :

- ❑ la faible exposition en QT et inexistante en formation continue (théorique et pratique) au phénomène de décrochage, à l'alarme *STALL*, au *buffet* et à l'application de la procédure associée ;
- ❑ l'absence de description du fonctionnement de l'alarme de décrochage (schéma de principe ou ordre de grandeur des seuils, par exemple) dans la documentation ;
- ❑ une conscience insuffisante de la proximité de l'incidence de décrochage en croisière à haute altitude, conséquence possible d'une compréhension et/ou appropriation insuffisantes des caractéristiques du vol à haute altitude ;
- ❑ la nécessité de détecter la perte des protections automatiques et d'en intégrer les conséquences, en particulier le fait que l'alarme de décrochage est dorénavant susceptible de survenir et qu'elle doit alors être prise en compte ;
- ❑ l'absence d'un dispositif visuel adapté, canal sensoriel complémentaire du canal sonore (alarme) et proprioceptif (*buffet*), offrant une possibilité supplémentaire de « sortir » l'équipage d'une représentation erronée de la situation ;
- ❑ la possibilité que le FD puisse présenter des consignes de pilotage qui vont à contresens des actions de pilotage attendues à l'approche du décrochage.

Quelques secondes après le passage en loi *alternate*, l'alarme *STALL* a brièvement retenti alors que les actions du PF auraient dû conduire à une activation de cette alarme pendant plusieurs secondes. Ceci est la conséquence de la chute des vitesses mesurées, dont certaines sont descendues transitoirement en dessous de 60 kt. Par ailleurs, la diminution des vitesses mesurées vers des valeurs inférieures à 60 kt pendant le décrochage, alors que l'incidence atteignait 40°, a provoqué de multiples activations et arrêts de l'alarme qui ont pu fortement contribuer à la difficulté pour

le commandant de bord d'analyser efficacement la situation à son retour dans le poste de pilotage. Cependant, il était sans doute déjà trop tard dans les conditions où l'avion était installé pour récupérer le contrôle de l'avion. D'autres conditions peuvent exister dans lesquelles les mesures de vitesse pourraient être perturbées (givrage sévère, obstruction par des particules) et dans lesquelles il pourrait s'avérer bénéfique de toujours disposer de l'alarme de décrochage.

Jusqu'à la fin du vol, les valeurs d'incidence sont redevenues successivement valides et invalides. A chaque fois qu'au moins une valeur redevenait valide, l'alarme de décrochage se réactivait, et à chaque fois que les incidences étaient invalides, l'alarme s'arrêtait. Plusieurs actions à piquer ont provoqué une diminution de l'assiette et de l'incidence dont les valeurs sont redevenues valides, de telle sorte qu'une action franche à piquer s'est traduite par la réactivation de l'alarme de décrochage. Il semble que le PF ait, au moins à deux reprises, réagi par une action à cabrer dont les conséquences ont été une augmentation de l'incidence, une diminution des vitesses mesurées et, par conséquent, l'arrêt de l'alarme de décrochage. Jusqu'à la fin du vol, aucune valeur d'incidence valide n'a été inférieure à 35°.

2.4 Retour d'expérience opérationnel et technique

L'enquête a montré que l'exploitant, le constructeur et les autorités de suivi de navigabilité ont échangé de nombreuses informations techniques sur les événements liés au givrage des sondes Pitot par des cristaux de glace. Ces échanges ont conduit notamment au remplacement de certaines sondes, à la conduite de tests en soufflerie, à l'émission de consignes de navigabilité et à des notes à l'attention des pilotes.

Les actions entreprises visaient la réduction du risque de givrage des sondes en leur apportant des modifications techniques. Dans le même temps, l'existence d'une procédure opérationnelle associée à la perte d'informations de vitesses a conduit l'exploitant, le constructeur et les autorités à considérer que le risque était maîtrisé, en l'absence de perte de contrôle significatif de la trajectoire lors des événements connus. Ainsi, les retours d'expérience en service n'ont pas permis de constater ni d'analyser en amont l'absence d'application récurrente de la procédure « vol avec IAS douteuse / *Unreliable Airspeed* ». Comme développé dans le paragraphe sur l'entraînement des équipages, la pluralité des scénarios de panne conduisant à la perte des informations de vitesse rend l'analyse complexe pour l'équipage et permet difficilement à la fois un entraînement exhaustif et une réelle mécanisation de l'application de la procédure. Le type de scénario entraîné et la formulation de la manœuvre d'urgence rendent difficiles l'association de cette dernière avec les situations rencontrées en pratique. Ainsi, bien que techniquement adéquates, les modalités de la procédure restent inégalement comprises par les équipages qui ne jugent pas toujours nécessaire de l'appliquer, voire la considèrent parfois inadaptée à haute altitude.

Bien que la certification d'un avion se fonde sur le principe qu'un équipage ne dispose pas de compétences exceptionnelles, et a suivi un entraînement adéquat, aucune méthode ne permet de définir ou de vérifier l'adéquation effective d'un entraînement. Les évaluations (J)OEB conduites lors de la certification de l'A330 n'ont pas conduit à l'émission d'un programme d'entraînement propre à cette condition de panne. En outre, cette évaluation ne revêt pas de caractère obligatoire.

L'expérience en service a permis de trouver une solution technique permettant de réduire le risque de survenue de la panne (changement du modèle de sonde) ; elle n'a cependant pas conduit à analyser les aspects opérationnels liés à cette panne.

Pourtant les procédures opérationnelles demeurent un élément clé de l'atténuation des risques et un moyen de défense contre les erreurs humaines. Il n'en reste pas moins que le niveau de détail et de compréhension des procédures est un sujet ouvert. En particulier, les procédures opérationnelles standard ne sont pas toujours suivies ou appliquées (pour de nombreuses raisons). Les pilotes peuvent ainsi ne pas être préparés à des situations imprévues et inhabituelles en raison :

- de procédures inadaptées aux situations ;
- d'une charge de travail ne permettant pas l'application des procédures ;
- de procédures trop détaillées ou trop nombreuses.

Par ailleurs, un certain nombre d'incidents ne sont pas rapportés de manière directement exploitable par les équipages, seule l'analyse a posteriori des données enregistrées a permis d'en déceler l'aspect de sécurité. L'absence fréquente de témoignage à chaud ou d'enregistrement CVR, qui sont la conséquence directe d'une notification imprécise de la part des équipages, ne contribuent pas à faciliter l'analyse de l'incident par les OSV ou l'organisme d'enquête, et donc à améliorer la sécurité. Il en est de même pour l'analyse systématique opérationnelle et facteurs humains qui devrait être faite par le constructeur. Ainsi, autant le processus qualité mis en place fonctionne en théorie, autant la réalité le met parfois en échec. Ce fonctionnement non optimal, même s'il était identifié par l'autorité, ne donnerait lieu à aucune notification, le processus étant règlementairement acceptable. Par ailleurs, le nombre important d'ASR de niveaux de gravité très variables reçus par l'autorité n'en facilite pas la sélection en fonction de leur pertinence et donc rend plus aléatoire leur traitement.

2.5 Surveillance de l'exploitant par l'Autorité nationale de sécurité aérienne (DGAC/DSAC)

La maîtrise de la sécurité repose essentiellement sur des processus (proactifs et réactifs) élaborés, mis en place et assurés par les exploitants : comptes rendus d'incidents de la part des équipages, analyse a posteriori des données de vol et des incidents, surveillance de tendances, etc. La surveillance exercée par la DSAC sur les exploitants est d'ordre essentiellement règlementaire. Elle s'assure également, dans la mesure du possible, que l'exploitant se dote des procédures permettant d'identifier les éventuels problèmes de sécurité et d'y remédier. Ces processus sont maintenant intégrés depuis le 1^{er} janvier 2012 dans le cadre règlementaire nouveau du « Système de gestion de la sécurité » qui permet notamment à l'Autorité et à l'exploitant d'aller au-delà des exigences règlementaires uniquement prescriptives.

Les contrôles programmés et inopinés, au sol ou en vol, sont effectués par des entités différentes (PEPN d'un côté, OCV de l'autre). Leurs statuts diffèrent mais surtout le nombre de contrôles effectués en un an est limité et doit concerner tous les exploitants français : la proportion du nombre de contrôles par nombre d'étapes varie considérablement en fonction de l'exploitant. A titre de comparaison, une compagnie aérienne exploitant cinq avions long-courrier sera soumise à environ deux contrôles

par an pour 2 000 vols alors qu'Air France, qui dispose d'une flotte variée et beaucoup plus étendue, sera soumise à environ 80 contrôles par an pour 350 000 vols : le rapport de 1/1 000 pour d'autres compagnies n'est alors ici que de 1/4 000. Dans ce contexte, la probabilité de constater des écarts, même purement réglementaires, est fortement diminuée sur une compagnie de la dimension d'Air France. Le niveau de performance individuelle est cependant extrêmement difficile à mettre en évidence, et donc à corriger. En effet, en cas de contrôle, même inopiné, les équipages savent ce qui est attendu de leur part et arrivent en général à éviter de montrer des comportements tels que : déviance des procédures standard, faible qualité des communications ou du travail en équipage, etc. Les conditions variables d'un vol de contrôle (météo, chargement, aérodromes de départ et d'arrivée) peuvent par ailleurs correspondre à des niveaux de jugement différents de la qualité de l'équipage.

A la date de l'accident, les contrôles en vol, seuls à pouvoir détecter les faiblesses d'un équipage, effectués pour la DSAC, n'avaient fait l'objet d'aucune remarque particulière vers Air France. Pourtant il ressort notamment d'un rapport interne de sécurité, réalisé par Air France après certains événements ou accidents, les constats suivants :

- ❑ les facteurs de causalité « conscience de la situation », « décision » et « synergie de l'équipage » sont indissociables et constituent de loin le premier facteur contributif dans beaucoup d'événements ;
- ❑ les capacités de pilotage des pilotes de long-courrier ou *ab initio* sont parfois faibles ;
- ❑ une perte de bon sens et des connaissances générales aéronautiques en baisse notable ;
- ❑ des faiblesses en terme de représentation et conscience de la situation lors de pannes de systèmes (réalité, gravité, dangerosité, effets induits, etc.).

La problématique décrite ci-dessus est accentuée par le manque de cohésion et de synergie créé par l'organisation actuelle conduisant deux entités différentes à effectuer les contrôles en vol en ayant des rattachements hiérarchiques différents. Par ailleurs, les formations initiale et récurrente de certains inspecteurs sol ou auditeurs, parfois associées à une faible expérience professionnelle, rendent plus difficile la détection des faiblesses d'un exploitant et l'évaluation de son niveau de performance de sécurité.

2.6 Fonctionnement du SAR

L'accident a lieu à 2 h 14 min 28 dans la FIR ATLANTICO. Il est ici utile de rappeler que la dernière communication de l'avion était avec le centre ATLANTICO et a eu lieu à 1 h 35. 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 brésilien et sénégalais ont décollé en direction de deux zones de recherches différentes.

Lors de survol de zones désertiques ou maritimes, comme c'était le cas du vol AF 447, le témoin privilégié d'un événement est l'organisme de contrôle aérien en charge du vol. La récurrence de problèmes de communication en HF, conjuguée au fort trafic

dans cette zone à ce moment-là, ont cependant permis l'acceptation d'une situation pourtant critique, les contrôleurs aériens étant souvent confrontés à ces pertes de contacts radio. C'est ainsi que cette situation a été considérée comme habituelle et n'a pas conduit à des interrogations et de ce fait au déclenchement rapide de phases d'urgence de type INCERFA, ALERFA ou DETRESFA, préalable à toute action des services SAR.

L'exploitant a pris connaissance des messages de panne transmis par l'avion et en a informé les autorités françaises de recherches et sauvetage, en leur transmettant également la dernière position connue de l'avion. Ces autorités se sont considérées incompetentes pour intervenir dans une zone extérieure à celle de leur responsabilité. Ceci peut s'expliquer par une formation lacunaire des acteurs SAR, notamment en termes de coordination avec des homologues étrangers, lesquels sont par ailleurs dépourvus des moyens qui auraient permis une action rapide et efficace. Ainsi, même si la possibilité d'un accident a bien été prise en compte individuellement, les recherches d'information n'ont pas été coordonnées mais ont plutôt incité chaque service (contrôle aérien, SAR, exploitant) des pays concernés à s'interroger mutuellement sans qu'une réelle décision d'action soit prise.

En outre, l'information de dernière position connue de l'avion n'a fait l'objet d'aucun transfert ou transmission à un centre SAR brésilien ou sénégalais. L'absence de moyens de détection (pas de couverture radar) et d'informations (échec des connexions ADS) n'a pas permis d'apporter de réponses objectives lors de la recherche du vol AF 447. Les problèmes de communication radio et les conditions météorologiques ont constitué des biais de confirmation pour considérer la situation comme normale.

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'absence de protocole SAR entre le Sénégal et le Brésil 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.

2.7 Radiocommunications avec les services de contrôle

2.7.1 Projets d'actions des contrôleurs et de l'équipage

Avant l'entrée dans la FIR ATLANTICO, le contrôleur de l'ACC RECIFE avait demandé à l'équipage de contacter l'ACC DAKAR OCEANIQUE en passant le point TASIL. Cette pratique permettait à l'équipage de sortir de la FIR ATLANTICO même en cas de perte de contact radio HF, ce qui devait être assez courant. Dans ces conditions, l'équipage du vol AF 447 a probablement considéré qu'il n'était plus nécessaire d'effectuer d'autres reports de positions avant TASIL. L'équipage comptait sans doute sur un appel SELCAL du contrôleur de l'ACC ATLANTICO en cas de besoin après son passage du point INTOL.

Le contrôleur de l'ACC ATLANTICO pouvait s'attendre à recevoir des reports de positions de l'équipage au passage des points SALPU et ORARO. En raison de la mauvaise qualité de la HF constatée ce jour-là, il n'a pas été surpris de ne pas en avoir. Il n'a sans doute pas non plus effectué d'appel via le SELCAL considérant qu'il ne recevrait pas de réponse dans de telles conditions.

Ces absences de contacts radio ont vraisemblablement été interprétées comme normales par tous les acteurs. Elles ont contribué à faire perdre au contrôleur la conscience du vol AF 447. La relève du contrôleur de l'ACC ATLANTICO, peu de temps avant la sortie prévue de la FIR ATLANTICO, a pu renforcer cette perte de conscience.

L'absence de contact entre le contrôleur de l'ACC ATLANTICO et l'équipage avant le transfert avec l'ACC DAKAR OCEANIQUE, puis l'absence de contact entre le contrôleur de l'ACC DAKAR OCEANIQUE et celui de l'ACC ATLANTICO après le passage estimé du point TASIL n'ont pas permis d'assurer une surveillance efficace du vol AF 447.

2.7.2 Limites d'utilisation du système Eurocat au Sénégal

Le système Eurocat était à l'époque installé en salle opérationnelle mais en cours d'évaluation dans un cadre expérimental. De fait, le jour de l'événement, il se substituait en partie au système préexistant. Il n'était pas assorti d'une formation de tous les contrôleurs en service ni d'une doctrine d'utilisation. Les particularités de son utilisation étaient par conséquent mal maîtrisées.

L'absence de détection d'une erreur dans le formatage du plan de vol dans le système Eurocat n'a pas permis à l'équipage d'établir de connexion satellite en vue d'un rapport de position par ADS-C, ou d'échanges par CPDLC.

Cette utilisation ambiguë d'un système non opérationnel dans la salle de contrôle a favorisé la création d'une représentation du vol AF 447 dans le centre de DAKAR sans lien avec sa position réelle. Cette situation a éloigné le contrôleur de la surveillance de son trafic.

Pourtant une simulation du vol qui a été effectuée dans le cadre de l'enquête a montré qu'une connexion ADS-C aurait vraisemblablement alerté le contrôleur dès la perte d'altitude générée par la perte du Mach (330 pieds).

2.7.3 Fourniture du service d'alerte

La présence de capacités ADS-C tant au Brésil qu'au Sénégal offrait un potentiel de reprise de conscience du vol par les contrôleurs. Ces capacités n'ont été exploitées ni par l'équipage (lors du transit dans la FIR ATLANTICO), ni par le Brésil, ni par le Sénégal (en phase expérimentale) pour le vol AF 447.

Le contrôleur de l'ACC ATLANTICO considérait que le contrôleur de l'ACC DAKAR OCEANIQUE l'appellerait en cas d'absence de contact avec le vol AF 447 trois minutes après l'heure prévue d'entrée dans sa FIR. Le contrôleur de Dakar attendait quant à lui que le contrôleur de l'ACC SAL l'avise de l'entrée du vol AF 447 dans sa FIR. Ces stratégies de report d'information ont entraîné la suspension du service d'alerte dans chacune de ces FIR, compromettant ainsi le déclenchement d'alertes dans des délais adaptés. L'interrogation des contrôleurs de SAL qui disposent d'un radar n'a pas permis de récupérer une surveillance efficace du vol.

2.8 Enseignements des recherches de l'épave du vol AF 447

L'absence de données de courants de surface mesurées in-situ dès le début et tout au long des recherches menées pour les moyens de secours aux naufragés (opérations SAR) a réduit de manière préjudiciable l'efficacité des travaux menés par la suite pour établir la stratégie de recherches. Le manque d'éléments fiables mesurés dans cette partie de l'océan Atlantique a affecté la précision des outils de calcul de rétro dérive, ce qui a contribué à augmenter les incertitudes inhérentes à ce type de simulations.

Ces travaux ont montré qu'il était important de pouvoir disposer rapidement de données de courants de surface mesurés in-situ. On peut considérer que le largage de bouées dérivantes par les premiers moyens aériens arrivés sur la zone après l'accident et leur suivi par satellite aurait facilité la localisation du site de l'accident.

3 - CONCLUSION

3.1 Faits établis par l'enquête

- ❑ L'équipage détenait les licences et qualifications nécessaires pour effectuer le vol.
- ❑ L'avion avait un certificat de navigabilité en état de validité ; il était entretenu conformément à la réglementation.
- ❑ La masse et le centrage de l'avion se trouvaient à l'intérieur des limites opérationnelles.
- ❑ L'avion avait décollé de Rio de Janeiro sans problème technique connu, sauf sur un des trois panneaux de gestion de la radio.
- ❑ La composition de l'équipage était conforme aux procédures de l'exploitant.
- ❑ La situation météorologique n'était pas exceptionnelle pour un mois de juin dans la zone de convergence intertropicale.
- ❑ Il existait un amas de cumulonimbus puissants sur la route de l'AF 447. Certains d'entre eux pouvaient être le siège d'une turbulence marquée.
- ❑ Une analyse météorologique complémentaire montre la présence d'une forte condensation vers le niveau de vol de l'AF 447 probablement associée à des phénomènes de convection.
- ❑ La composition exacte des masses nuageuses de l'atmosphère au-dessus de 30 000 pieds est mal connue, notamment pour ce qui concerne le niveau de partage eau surfondue/cristaux de glace et en particulier la taille de ceux-ci.
- ❑ Plusieurs avions qui ont évolué avant et après le vol AF 447, sensiblement à la même altitude, ont altéré leur route pour éviter des masses nuageuses.
- ❑ L'équipage a identifié des échos sur le radar météo, il a procédé à une altération de cap de 12° à gauche de sa route.
- ❑ Au moment de la déconnexion du pilote automatique, le commandant de bord était en repos.
- ❑ Le départ du commandant de bord s'est fait sans laisser de consignes particulières pour la traversée de la ZCIT.
- ❑ Il y a eu désignation implicite du pilote suppléant du commandant de bord.
- ❑ Il y a eu incohérence entre les vitesses mesurées, vraisemblablement à la suite de l'obstruction des sondes Pitot par des cristaux de glace.
- ❑ Le PA puis l'A/THR se sont désengagés alors que l'avion évoluait en limite supérieure d'une couche nuageuse légèrement turbulente.
- ❑ Les systèmes de l'avion ont détecté une incohérence des vitesses mesurées. La loi de commande de vol s'est reconfigurée en loi *alternate 2B*.
- ❑ Aucun message de panne n'indique clairement à l'ECAM la détection par les systèmes d'une incohérence des vitesses mesurées.
- ❑ Les pilotes ont détecté une anomalie par l'alarme de déconnexion du pilote automatique qui les a surpris.

- Bien qu'ayant identifié et annoncé la perte des indications de vitesse, aucun des deux copilotes n'a appelé la procédure « IAS douteuse ».
- Les directeurs de vol n'ont pas été désengagés.
- Les barres de tendance ont disparu puis réapparu à plusieurs reprises en changeant plusieurs fois de mode.
- Les copilotes n'avaient pas reçu d'entraînement, à haute altitude, à la procédure « vol avec IAS douteuse » et au pilotage manuel.
- La vitesse affichée sur le PFD gauche a été erronée pendant 29 secondes, la vitesse de l'ISIS pendant 54 secondes, et la vitesse affichée sur le PFD droit pendant au maximum 61 secondes.
- En moins d'une minute après le désengagement du pilote automatique, l'avion est sorti de son domaine de vol à la suite d'actions de pilotage inadaptées.
- Le commandant de bord est revenu dans le poste de pilotage environ 1 min 30 après le désengagement du pilote automatique.
- Pendant tout le vol, les mouvements des gouvernes ont été cohérents avec les actions du pilote.
- Jusqu'à la sortie du domaine de vol, les mouvements de l'avion ont été cohérents avec la position des gouvernes.
- Il n'existait pas de formation CRM règlementaire pour un équipage constitué de deux copilotes en situation de suppléance du commandant de bord.
- L'approche du décrochage a été caractérisée par l'activation de l'alarme puis l'apparition de *buffet*.
- En l'absence de la présentation des vitesses limites sur le bandeau de vitesse du PFD, l'alarme de décrochage sonore n'est confirmée par aucune indication visuelle spécifique.
- L'alarme de décrochage a retenti de façon continue pendant 54 secondes.
- Aucun des pilotes n'a fait référence à l'alarme de décrochage ni au *buffet*.
- Peu après l'activation de l'alarme de décrochage, le PF a appliqué la poussée TOGA et a exercé une action à cabrer.
- Aucun des pilotes n'a formellement identifié la situation de décrochage.
- La formation théorique reçue par les copilotes et certains documents associent le phénomène de *buffeting* à l'approche du décrochage aussi bien qu'à la survitesse. Sur Airbus A330, le phénomène de *buffeting* se rencontre uniquement à l'approche du décrochage.
- L'incidence est le paramètre qui permet d'activer l'alarme de décrochage ; si les valeurs d'incidences deviennent invalides, l'alarme s'arrête.
- Par conception, lorsque les valeurs de vitesse sont mesurées inférieures à 60 kt, les valeurs d'incidence mesurées sont invalidées.
- A chaque fois que l'alarme de décrochage s'est activée, l'incidence dépassait la valeur de son seuil théorique d'activation.

- ❑ L'incidence de l'avion n'est pas directement présentée aux pilotes.
- ❑ Les moteurs ont fonctionné et toujours répondu aux commandes de l'équipage.
- ❑ Le PNF a annoncé des corrections de trajectoire imprécises. Cependant, elles étaient essentielles et suffisantes pour une gestion à court terme de la situation.
- ❑ Les dernières valeurs enregistrées sont une assiette de 16,2 degrés à cabrer, un roulis de 5,3 degrés à gauche et une vitesse verticale de - 10 912 ft/min.
- ❑ Les sondes qui équipaient le F-GZCP répondaient à des exigences plus contraignantes que les normes de certification.
- ❑ L'analyse des événements relatifs à des pertes d'indications de vitesses avait conduit Airbus et Air France à évaluer en service la sonde Pitot C16195BA afin de vérifier son comportement en situation réelle. Air France avait décidé alors de remplacer sur l'ensemble de sa flotte Airbus A330/A340 les sondes Pitot C16195AA par les C16195BA. Le premier avion avait été modifié le 30 mai 2009.
- ❑ L'AESA avait analysé les événements de givrage des sondes Pitot ; elle avait confirmé la criticité de la panne et avait conclu de ne pas rendre obligatoire le changement de sondes.
- ❑ Il n'y a pas eu de transfert du vol entre les centres de contrôle brésilien et sénégalais.
- ❑ Entre 8 h 22 et 9 h 09, les premiers messages de déclenchement d'alerte ont été émis par les centres de contrôle de Madrid et de Brest.
- ❑ L'équipage n'avait pas pu utiliser les fonctions ADS-C et CPDLC avec DAKAR OCÉANIQUE. Si la connexion avait été établie, la perte d'altitude aurait généré une alerte sur l'écran du contrôleur.
- ❑ Les premiers débris flottants de l'avion ont été identifiés 5 jours après l'accident.
- ❑ Les enregistreurs de vol ont été retrouvés 23 mois après l'accident.

3.2 Causes de l'accident

L'obturation des sondes Pitot par cristaux de glace en croisière était un phénomène connu mais mal maîtrisé par la communauté aéronautique à l'époque de l'accident. D'un point de vue opérationnel, la perte totale des informations anémométriques qui en résulte était une défaillance répertoriée dans le modèle de sécurité. Après des réactions initiales relevant du « *basic airmanship* », elle était censée être diagnostiquée par les pilotes et gérée si besoin par des mesures conservatoires sur l'assiette et la poussée indiquées dans la procédure associée.

La survenue de la panne dans le contexte du vol en croisière a totalement surpris les pilotes du vol AF 447. Les apparentes difficultés de pilotage à haute altitude dans la turbulence ont entraîné un sur-pilotage en roulis et une brusque action à cabrer de la part du PF. La déstabilisation résultante de la trajectoire ascendante et l'évolution de l'assiette et de la vitesse verticale se sont dès lors ajoutées aux indications de vitesse erronées et à des messages ECAM n'aidant pas au diagnostic. L'équipage, progressivement déstructuré, n'a vraisemblablement jamais compris qu'il était confronté à une « simple » perte des trois sources anémométriques.

Dans la minute suivant la déconnexion du pilote automatique, l'échec des tentatives de compréhension de la situation et la déstructuration de la coopération de l'équipage se nourrissent l'un l'autre jusqu'à la perte totale du contrôle cognitif de la situation. Les hypothèses comportementales sous-jacentes au classement comme « majeure » de la perte des informations anémométriques ne sont pas vérifiées dans le contexte de l'accident. La confirmation de ce classement suppose donc un travail complémentaire de retour d'expérience opérationnel permettant de faire évoluer si besoin la formation des équipages, l'ergonomie des informations qui leur sont présentées et la conception des procédures.

L'avion est entré dans un décrochage prononcé, annoncé par l'alarme de décrochage et un fort *buffet*. Malgré ces symptômes persistants, l'équipage n'a jamais compris qu'il décrochait et en conséquence jamais appliqué de manœuvre de récupération. L'association de la réalisation ergonomique de l'alarme, des conditions dans lesquelles les pilotes de ligne sont formés et exposés au décrochage dans leur apprentissage professionnel, et du processus de maintien des compétences, ne génère pas les comportements attendus avec une fiabilité acceptable.

Dans son état actuel, la reconnaissance de l'alarme de décrochage, même associée au *buffet*, suppose que l'équipage attribue à l'alarme une « légitimité » minimum. Ceci suppose à son tour une expérience préalable suffisante du décrochage, un minimum de disponibilité cognitive et de compréhension de la situation, et de connaissance de l'avion (et de ses modes de protection) et de sa physique du vol. L'examen de la formation actuelle des pilotes de ligne ne permet pas de trouver en général une trace convaincante de la construction et du maintien des compétences associées.

Plus généralement, le double échec des réponses procédurales prévues montre les limites du modèle de sécurité actuel. Lorsqu'une action de l'équipage est attendue, il est toujours supposé qu'il aura une capacité de maîtrise initiale de la trajectoire et de diagnostic rapide permettant d'identifier la bonne entrée dans le dictionnaire de procédures. Un équipage peut être confronté à une situation imprévue entraînant une perte momentanée mais profonde de compréhension. Si, dans ce cas, les capacités supposées de maîtrise initiale puis de diagnostic sont perdues, alors le modèle de sécurité se retrouve en « défaut de mode commun ». Lors de cet événement, l'incapacité à maîtriser initialement la trajectoire a aussi rendu impossible la compréhension de la situation et l'accès à la solution prévue.

Ainsi, l'accident résulte de la succession des événements suivants :

- l'incohérence temporaire entre les vitesses mesurées, vraisemblablement à la suite de l'obstruction des sondes Pitot par des cristaux de glace ayant entraîné notamment la déconnexion du pilote automatique et le passage en loi *alternate* ;
- les actions inappropriées sur les commandes déstabilisant la trajectoire ;
- l'absence de lien, de la part de l'équipage, entre la perte des vitesses annoncée et la procédure adaptée ;
- l'identification tardive par le PNF de l'écart de trajectoire et la correction insuffisante par le PF ;
- la non-identification par l'équipage de l'approche du décrochage, l'absence de réaction immédiate et la sortie du domaine de vol ;
- l'absence de diagnostic de la part de l'équipage de la situation de décrochage et en conséquence l'absence d'actions permettant de la récupérer.

Ces événements peuvent trouver leurs explications dans la combinaison des facteurs suivants :

- ❑ les mécanismes de retour d'expérience de l'ensemble des acteurs qui n'ont pas permis :
 - de détecter la non-application récurrente de la procédure relative aux pertes d'informations de vitesses et d'y remédier,
 - de s'assurer que le modèle de risque des équipages en croisière comprenait le givrage des sondes Pitot et ses conséquences ;
- ❑ l'absence d'entraînement, à haute altitude, au pilotage manuel et à la procédure « vol avec IAS douteuse » ;
- ❑ un travail en équipage affaibli par :
 - l'incompréhension de la situation à la déconnexion du PA,
 - une mauvaise gestion de l'effet de surprise qui a engendré une charge émotionnelle élevée pour les deux copilotes ;
- ❑ l'absence d'indication claire dans le poste de pilotage de l'incohérence des vitesses identifiée par les calculateurs ;
- ❑ la non-prise en compte de l'alarme de décrochage par l'équipage pouvant être la conséquence :
 - de l'absence d'identification de l'alarme sonore, en conséquence de la faible exposition en formation au phénomène de décrochage, à l'alarme *STALL* et au *buffet*,
 - de l'apparition au début de l'événement d'alarmes furtives pouvant être considérées comme non pertinentes,
 - de l'absence d'information visuelle permettant de confirmer l'approche du décrochage après la perte des vitesses caractéristiques,
 - de la confusion possible avec une situation de survitesse dont le *buffet* est également considéré comme un symptôme,
 - des indications des directeurs de vol pouvant conforter l'équipage dans ses actions, bien qu'inappropriées,
 - de la difficulté à reconnaître et comprendre les implications d'une reconfiguration en loi *alternate* sans aucune protection en incidence.

4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Rappel : conformément aux dispositions de l'article 17.3 du règlement n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident, un incident grave ou un incident. Les destinataires des recommandations de sécurité rendent compte à l'autorité responsable des enquêtes de sécurité qui les a émises, des mesures prises ou à l'étude pour assurer leur mise en œuvre, dans les conditions prévues par l'article 18 du règlement précité.

Sur la base des premières constatations de l'enquête, le BEA a émis dans les rapports d'étape n° 2 et 3 les recommandations suivantes :

4.1 Recommandations du rapport d'étape n° 2

4.1.1 Enregistreurs de vol

L'enquête sur l'accident de l'AF 447 confirme l'importance des données des enregistreurs de vol pour établir les circonstances et les causes d'un accident et pour proposer des mesures de sécurité étayées par des faits. Comme d'autres enquêtes déjà, elle met en évidence les difficultés qui peuvent être rencontrées pour localiser, récupérer et lire les enregistreurs après un accident en mer.

Ces difficultés amènent à s'interroger sur l'adéquation des moyens actuellement utilisés sur les avions de transport civil pour la protection des données de vol avec les possibilités de la technologie et les défis que représentent certains accidents, en particulier ceux qui surviennent au-dessus des mers. Dans le cadre de l'enquête, le BEA a créé un groupe de travail international afin d'examiner les différentes techniques pouvant être mises en œuvre pour sauvegarder les données de vol et/ou pour faciliter la localisation de l'épave et la récupération des enregistreurs de vol. Ce groupe de travail s'est attaché à analyser un domaine aussi complet que possible, allant de la transmission de données de vol par satellite aux nouvelles technologies de balises subaquatiques (ULB), et il a retenu trois axes complémentaires d'amélioration significative de la sécurité : augmentation de la durée et de la portée des balises ULB, envoi de données sur déclenchement et emport d'enregistreurs éjectables. Ses travaux ont été présentés le 19 novembre 2009 à la Commission de Navigation Aérienne de l'OACI.

Sur la base de ces travaux, le BEA recommande à l'AESA et à l'OACI :

- **de porter aussi rapidement que possible à 90 jours la durée d'émission réglementaire des ULB équipant les enregistreurs de vol des avions effectuant du transport public de passagers au-dessus de zones maritimes ;**
- **d'imposer aussi rapidement que possible que les avions effectuant du transport public de passagers au-dessus de zones maritimes soient équipés d'une ULB supplémentaire capable d'émettre sur une fréquence (par exemple entre 8,5 kHz et 9,5 kHz) et pour une durée adaptées à la pré-localisation de l'épave ;**
- **d'étudier la possibilité d'imposer pour les avions effectuant du transport public de passagers la transmission régulière de paramètres de base (par exemple : position, altitude, vitesse, cap).**

Par ailleurs, le BEA recommande à l'OACI :

- **de demander au Groupe FLIRECP(19) l'établissement de propositions sur les conditions de mise en œuvre d'enregistreurs éjectables de type Eurocae ED-112 pour les aéronefs effectuant du transport public de passagers.**

4.1.2 Certification

L'examen des événements répertoriés d'UAS en croisière a montré que la plupart se situaient en dehors de l'enveloppe décrite dans l'Appendice C. En effet, les critères de certification ne sont pas représentatifs des conditions réellement rencontrées à haute altitude, par exemple en matière de températures. De plus, il apparaît que certains points, la taille des cristaux de glace au sein des masses nuageuses par exemple, sont mal connus et qu'il est difficile de ce fait d'évaluer les conséquences qu'ils peuvent avoir sur certains équipements, notamment les sondes Pitot. Dans ce contexte, les tests destinés à la validation de ces équipements ne paraissent pas adaptés aux vols à haute altitude.

En conséquence, le BEA recommande à l'AESA :

- **de faire conduire des études pour déterminer avec une précision suffisante la composition des masses nuageuses à haute altitude ;**
et
- **en liaison avec les autres autorités de réglementation, de faire évoluer, à partir des résultats obtenus, les critères de certification.**

4.2 Recommandations du rapport d'étape n° 3

4.2.1 Recommandations portant sur l'exploitation

Entraînement au pilotage manuel

L'enquête a mis en évidence des faiblesses des deux copilotes : les actions inadaptées du PF sur les commandes de vol à altitude élevée n'ont pas été relevées par le PNF par absence d'une surveillance efficace de la trajectoire. L'alarme de décrochage et le *buffet* n'ont pas non plus été identifiés. Ceci est probablement dû à un manque d'entraînement spécifique malgré la conformité aux programmes réglementaires. Le pilotage manuel ne s'improvise pas et demande de la précision et des actions mesurées sur les commandes. Il existe d'autres possibilités de désengagement du pilote automatique pour lesquelles seul un entraînement spécifique et régulier peut apporter les compétences nécessaires à assurer la sécurité du vol. A la lecture de leurs derniers entraînements et contrôles, il a été mis en évidence que les copilotes n'avaient pas été entraînés au pilotage manuel, à l'approche et à la récupération du décrochage à haute altitude.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que l'AESA revoie le contenu des programmes d'entraînement et de contrôle et y impose notamment la mise en place d'exercices spécifiques et réguliers dédiés au pilotage manuel, à l'approche et à la récupération du décrochage, y compris à haute altitude.**

Suppléance du commandant de bord

Compte tenu de la durée du vol prévue, l'équipage de conduite était renforcé par un copilote pour permettre des repos pendant le vol. L'enquête a mis en évidence le fait que le commandant de bord est parti se reposer sans avoir investi de manière formelle le PF comme suppléant. L'équipage constitué des deux OPL a donc hérité après son départ d'un certain flou stratégique, conforté par l'absence de formation adaptée aux équipages constitués de deux copilotes et à l'exercice de la suppléance de commandant de bord. Si la répartition des rôles entre les deux OPL ne comportait probablement pas d'ambiguïté pour eux, elle pose cependant problème. En effet, on peut s'interroger sur la rationalité de la désignation comme suppléant du copilote (PF) dont l'expérience totale et sur type était nettement plus faible que celle du deuxième copilote (PNF) par ailleurs cadre CCO de la compagnie et censé bénéficier à ce titre d'une certaine reconnaissance.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que l'AESA définisse des critères supplémentaires permettant l'accès à la fonction de suppléant du commandant de bord afin d'assurer une meilleure répartition des tâches dans les cas d'équipages renforcés ;**
- et
- **que, transitoirement, la DGAC définisse des critères supplémentaires permettant l'accès à la fonction de suppléant du commandant de bord afin d'assurer une meilleure répartition des tâches dans les cas d'équipages renforcés.**

4.2.2 Recommandation portant sur la certification

Mesure d'incidence

L'équipage n'a jamais formellement identifié la situation de décrochage. L'information d'incidence n'est pas directement accessible pour les pilotes. L'incidence de vol en croisière est proche de l'incidence d'activation de l'alarme de décrochage dans une loi autre que la loi *normale*. Dans ces conditions, le pilotage manuel peut amener l'avion à des incidences élevées comme celles rencontrées lors de l'événement. Il est primordial pour assurer la sécurité du vol de diminuer l'incidence lorsque le décrochage est imminent. Seule une lecture directe de l'incidence pourrait permettre aux équipages d'identifier rapidement la situation aérodynamique de l'avion et d'avoir les actions éventuellement nécessaires.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que l'AESA et la FAA évaluent le bien-fondé d'intégrer la présence d'un indicateur d'incidence directement accessible par les pilotes à bord des avions.**

4.2.3 Recommandations portant sur les enregistreurs de vol

L'exploitation des paramètres du FDR et l'écoute du CVR apportent des informations essentielles à la compréhension de l'événement. Il est cependant difficile de reconstruire les indications dont disposait l'équipage sur leurs instruments de bord, notamment les ordres donnés par les barres de tendance des directeurs de vol

lorsqu'elles réapparaissent. On ne peut pas non plus voir s'il y a eu des tentatives de réengagement du pilote automatique. Une vue du tableau de bord aurait complété les informations données par le FDR et le CVR et permis de confirmer les indications dont disposait l'équipage et les actions qu'il a entreprises. De nombreuses recommandations ont déjà été émises sur le sujet au cours des dix dernières années sans qu'une réelle avancée ait eu lieu.

En conséquence, le BEA recommande à nouveau :

- **que l'OACI impose à bord des appareils effectuant du transport public de passagers un enregistreur d'images permettant de visionner l'ensemble du tableau de bord ;**

et

- **que, dans le même temps, l'OACI établisse des règles très strictes d'exploitation de tels enregistrements afin de garantir la confidentialité des données enregistrées.**

Aujourd'hui, la réglementation impose l'enregistrement des paramètres de conduite du vol affichés du côté gauche. Certains paramètres essentiels à l'analyse de la conduite du vol font défaut, en particulier ceux présentés au pilote en place droite : vitesse, altitude, attitudes, position des barres de tendance du directeur de vol, etc. Par ailleurs, les avions sont équipés de systèmes complexes dont l'analyse du fonctionnement est limitée et ralentie par l'absence d'enregistrement des paramètres de l'ensemble des sources de données qu'ils utilisent.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que l'AESA et la FAA rendent obligatoire l'enregistrement :**
 - **de la position des barres de tendance des directeurs de vol,**
 - **des paramètres de conduite du vol affichés en place droite, en plus de ceux affichés du côté gauche ;**

et

- **que l'AESA et la FAA étudient le bien-fondé de rendre obligatoire l'enregistrement des paramètres anémométriques et inertiels de l'ensemble des sources utilisées par les systèmes.**

4.2.4 Recommandations portant sur la transmission de données de vol

Dans le rapport d'étape n° 2, le BEA a émis des recommandations de sécurité au sujet de l'augmentation de la durée et de la portée des ULB, l'envoi régulier de données et l'emport d'enregistreurs éjectables. Ces recommandations sont basées sur les conclusions d'un groupe de travail international gouvernements-industrie mené par le BEA dans le cadre de l'enquête de sécurité sur l'accident du vol AF 447, qui a depuis étudié la faisabilité de la transmission déclenchée de données de vol. Ce concept consiste à analyser en temps réel les paramètres de vol à bord des avions afin de détecter des situations d'urgence. Dans ces cas, la transmission de données de vol est déclenchée pour faciliter la localisation d'un avion en situation d'urgence. Les résultats du groupe de travail montrent qu'il est techniquement faisable de

définir des critères fiables basés sur des paramètres de vol permettant de détecter les situations d'urgence, tout en limitant les détections intempestives. Le groupe a aussi conclu qu'il est techniquement faisable d'obtenir une position d'impact avec suffisamment de précision, même lors d'accidents où l'avion se retrouve en position inusuelle. Par ailleurs, les travaux du groupe ont montré que l'activation en vol des balises de détresse (ELT) de nouvelle génération en utilisant les mêmes critères de détection d'urgence est faisable, permettant ainsi la localisation d'une épave à moins de 5 km.

Sur la base de ces travaux, le BEA recommande :

- **que l'AESA et l'OACI imposent aussi rapidement que possible pour les avions effectuant du transport public de passagers au-dessus de zones maritimes ou hostiles, le déclenchement de la transmission de données facilitant la localisation dès qu'une situation d'urgence est détectée à bord ;**

et

- **que l'AESA et l'OACI étudient la possibilité d'imposer pour les avions effectuant du transport public de passagers au-dessus de zones maritimes ou hostiles, l'activation de la balise de détresse (ELT), dès qu'une situation d'urgence est détectée à bord.**

4.3 Nouvelles recommandations

4.3.1 Plans de coordination SAR dans les zones maritimes ou désertiques

Les responsables de la SAR brésilienne ont indiqué qu'ils ne connaissaient pas les moyens des zones SAR voisines et n'ont pas cherché à obtenir d'informations sur le sujet. Contrairement aux normes et pratiques recommandées par l'OACI, il n'existe pas de plan de coordination SAR entre le Brésil et le Sénégal. Cette absence de plan a induit un retard conséquent sur la mise en œuvre du SAR.

En conséquence, le BEA recommande 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]**

4.3.2 Formation des opérateurs SAR

Les pratiques observées dans les MRCC montrent que tout doute induit une démarche formalisée de mise en œuvre de la SAR. Bien qu'informés par l'exploitant, les ARCC français n'ont pas entrepris de démarches suffisantes pour formaliser la mise en œuvre de la SAR, se restreignant à leur zone de responsabilité. Les formations suivies par les personnels des ARCC et des MRCC reposent beaucoup sur l'expérience vécue au sein de ces centres. Il n'existe pas de formation spécifique formalisée et commune à la mission SAR.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC, en concertation avec les autres services responsables, développe un cadre homogène de formation et d'agrément des opérateurs chargés des activités de recherche et de sauvetage en France ; [Recommandation FRAN-2012-033]**
- **l'OACI définisse les modalités de formation d'opérateur SAR dans ses normes et pratiques recommandées. [Recommandation FRAN-2012-034]**

4.3.3 Organisation SAR en France

L'enquête a montré un manque de coordination au sein des ARCC français. Par ailleurs l'absence d'ARCC central en France a conduit l'exploitant à contacter de multiples organismes et à diffuser des informations capitales à des organismes non compétents SAR. Ces derniers n'ont pas retransmis ces informations (notamment la dernière position de l'avion contenue dans un message ACARS).

Par ailleurs, les MRCC disposent de documents listant les MRCC de tous les pays, leurs points de contact nationaux avec leurs coordonnées, ainsi que les ARCC et JRCC.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC désigne auprès de l'OACI un point de contact des ARCC qui soit doté des moyens suffisants à l'accomplissement de ses missions ; [Recommandation FRAN-2012-035]**
- **l'OACI s'assure de l'existence d'un point de contact national dans chaque Etat membre et de la diffusion de ses coordonnées. [Recommandation FRAN-2012-036]**

4.3.4 Le contrôle aérien

L'enquête a montré les limites de l'utilisation de la HF comme moyen de liaison entre le sol et l'avion. Les pertes de liaison étaient courantes dans cette zone, particulièrement le jour de l'accident. Une simulation d'utilisation des fonctions ADS-C et CPDLC a montré que la perte d'altitude aurait généré une alerte sur l'écran du contrôleur de Dakar. Il existe de nombreuses zones dans le monde où la HF reste le seul lien de communication entre un avion et le sol alors que des moyens plus fiables sont disponibles aujourd'hui.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **les autorités brésiliennes et sénégalaises rendent obligatoire l'utilisation, par les avions équipés, des fonctions ADS-C et CPDLC dans les zones concernées ; [Recommandation FRAN-2012-037]**
- **l'OACI demande aux Etats concernés d'accélérer la mise en œuvre opérationnelle de systèmes de contrôle aérien et de communication permettant une liaison permanente et fiable entre le sol et l'avion dans l'ensemble des zones où la HF reste le seul lien de communication entre un avion et le sol. [Recommandation FRAN-2012-038]**

4.3.5 La formation et l'entraînement des pilotes

Le pilotage en loi de reconfiguration en longitudinal est en général très proche des sensations et des réponses en loi *normale*. Néanmoins, la sortie du domaine de vol peut être rendue possible, sans ordres longitudinaux de pilotage, par la perte totale des protections en incidence et l'absence de stabilité longitudinale positive. La possible perte de références de vitesses associée constitue sans aucun doute une difficulté de pilotage pour des équipages qui n'y sont pas préparés. La formation n'attire pas suffisamment l'attention des équipages sur l'identification du type de reconfiguration et du niveau de protection et sur la nécessité de surveiller la trajectoire et les paramètres primaires. D'une manière générale, la complexité des avions modernes et leurs spécificités demandent des formations et entraînements adaptés.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA s'assure de l'intégration, dans la qualification de type et dans les programmes d'entraînements périodiques, d'exercices prenant en compte l'ensemble des lois de reconfiguration. L'objectif recherché est d'en faciliter la reconnaissance et la compréhension par les équipages, notamment en ce qui concerne le niveau de protection disponible et les éventuelles différences de caractéristiques de pilotage, y compris aux limites du domaine de vol ; [Recommandation FRAN-2012-039]**
- **l'AESA, plus généralement, s'assure que la qualification de type et les programmes d'entraînement prennent bien en compte les spécificités des aéronefs auxquels ils sont dédiés. [Recommandation FRAN-2012-040]**

Après la déconnexion du pilote automatique alors que l'avion était stable en croisière, plusieurs actions pilote ont significativement dégradé l'énergie cinétique de l'avion. La rapide sortie du domaine de vol n'a pas été anticipée par les pilotes et n'a pas été comprise. En l'absence d'indication de vitesse fiable, la compréhension de la physique globale du vol à haute altitude aurait pu considérablement aider les pilotes à anticiper la dégradation rapide de la situation. Il en va de même pour les phénomènes de survitesse qui ont évolué avec les avions modernes.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA définisse des exigences de formation continue permettant de valider, par des exercices pratiques, l'assimilation de connaissances théoriques notamment sur la mécanique du vol. [Recommandation FRAN-2012-041]**

L'effet de surprise a joué un rôle majeur dans la déstabilisation de la trajectoire et la compréhension de la situation par les deux pilotes. La formation et l'entraînement tels qu'ils sont dispensés aujourd'hui ne permettent pas de promouvoir et de tester les capacités de réaction à l'imprévu. En effet, les exercices sont répétitifs, bien connus des équipages et ne permettent pas d'évaluer les compétences de gestion des ressources en dehors de ce cadre. Tout l'effort investi dans l'anticipation et la prédétermination de réponses procédurales ne doit pas exclure la survenue de situations de « surprise fondamentale » pour lesquelles le système actuel ne génère pas les capacités de réponse indispensables.

L'augmentation rapide de la charge de travail de l'équipage dans une situation inattendue et rare a conduit à la dégradation de la qualité des communications et de la coordination entre les pilotes.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA revoie les exigences de formation initiale, d'entraînement et de qualification des pilotes afin de développer et de maintenir une capacité de gestion des ressources de l'équipage face à la surprise de situations inattendues ; [Recommandation FRAN-2012-042]**
- **l'AESA demande aux exploitants de renforcer la formation CRM pour permettre l'acquisition et l'entretien d'automatismes comportementaux adéquats dans des situations inattendues et rares, de forte charge émotionnelle. [Recommandation FRAN-2012-043]**

L'absence de référentiel et l'hétérogénéité dans les méthodes d'instruction et les critères d'évaluation des instructeurs ne permettent pas d'avoir une évaluation et une comparaison objective des compétences CRM des équipages. Ce manque pourrait toutefois être comblé par l'existence d'un standard d'instruction qui permettrait de mettre en place une évaluation et une comparaison objectives du niveau de CRM des équipages.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA définisse des critères de sélection et de maintien de compétences des instructeurs qui permettraient d'atteindre un niveau élevé et standardisé d'instruction. [Recommandation FRAN-2012-044]**

4.3.6 Amélioration des simulateurs de vol et des exercices

L'équipage du vol AF 447 n'a pas associé la disparition des informations de vitesse et les messages ECAM à la procédure « vol avec IAS douteuse ». Les trois membres d'équipage avaient effectué leur entraînement selon un scénario connu au simulateur. Cependant, les limitations techniques du simulateur, dont la représentativité est satisfaisante dans la plupart des cas, ne permettent pas de simuler certaines situations anormales.

Le contexte démonstratif de la méthode pédagogique ne permet pas à l'équipage de réaliser l'influence de l'effet de surprise généré par les alarmes ni, le cas échéant, des actions réflexes inappropriées sur les commandes qui peuvent être engendrées.

Ces limitations techniques, conjuguées à l'absence d'outils pédagogiques spécifiques ne garantissent pas une assimilation et un maintien des connaissances adéquats permettant d'éviter, identifier et récupérer une telle situation.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA fasse évoluer les bases réglementaires afin d'assurer une meilleure représentativité des simulateurs pour la reproduction réaliste des scénarios de situations anormales ; [Recommandation FRAN-2012-045]**

- **l'AESA s'assure de l'introduction dans les scénarios d'entraînements des effets de surprise afin d'entraîner les pilotes à faire face à ces phénomènes et à travailler sous une forte charge émotionnelle. [Recommandation FRAN-2012-046]**

4.3.7 Ergonomie

L'équipage n'a pas désactivé les directeurs de vol et n'a annoncé aucun changement de mode FMA. Il n'est pas certain qu'il ait perçu les apparitions et disparitions des barres de tendance du directeur de vol. Il est probable que l'équipage n'avait pas connaissance des changements de mode lorsque le directeur de vol redevenait actif, la lecture et l'assimilation des affichages au FMA dans des conditions dynamiques et de stress n'étant pas instinctives ou naturelles. Il semble qu'exiger une action de l'équipage pour réengager cet automatisme procurerait d'une part une cohérence avec le pilote automatique et l'autopoussee, et d'autre part inciterait à vérifier les modes et la cohérence des ordres présentés au moment du réengagement.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA impose de revoir les logiques de réaffichage et de réengagement des directeurs de vol après leur disparition, notamment de revoir les conditions dans lesquelles une action de l'équipage serait nécessaire pour les réafficher. [Recommandation FRAN-2012-047]**

De plus, même s'il n'est pas certain que l'équipage ait suivi les ordres du directeur de vol alors que l'alarme de décrochage était active, les ordres des barres de tendance étaient contradictoires avec les actions à appliquer dans cette situation et ont donc pu perturber l'équipage.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA impose de revoir la logique de fonctionnement ou d'affichage du directeur de vol afin qu'il disparaisse ou présente des ordres adaptés lorsque l'alarme de décrochage se déclenche. [Recommandation FRAN-2012-048]**

Les messages de panne successivement affichés sur l'ECAM n'ont pas permis à l'équipage de faire un diagnostic rapide et efficace de la situation dans laquelle l'avion se trouvait, en particulier de l'obstruction des sondes Pitot. Il n'a jamais été en mesure de faire le lien entre les messages qui sont apparus et la procédure à appliquer, alors que la lecture de l'ECAM et des messages doit faciliter l'analyse de la situation et permettre d'organiser le traitement des pannes. Plusieurs systèmes avaient pourtant identifié l'origine du problème mais n'ont généré que des messages de panne relatifs aux conséquences sur eux-mêmes.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA étudie la pertinence qu'un avertissement spécifique soit fourni aux équipages lorsque des surveillances se déclenchent, afin de faciliter la compréhension de la situation. [Recommandation FRAN-2012-049]**

L'alarme de décrochage est décrite comme étant la combinaison de l'alarme sonore, de l'illumination du voyant Master Warning au FCU et de l'indication sur le bandeau de vitesse que représente la bande rouge et noire VSW. Cependant, l'allumage du voyant Master Warning a généralement une origine différente. En l'absence de la bande rouge et noire VSW sur le bandeau de vitesse, le seul élément présentant des caractéristiques de clarté et d'absence d'ambiguïté indiquant l'approche du décrochage est l'alarme sonore. Une information symbolique visuelle combinée à l'alarme sonore sur un avion dans lequel la vue est très sollicitée permettrait sans doute d'améliorer sa perception.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA détermine des conditions dans lesquelles, à l'approche du décrochage, la présence d'une indication visuelle dédiée, combinée à l'alarme sonore, doit être rendue obligatoire, [Recommandation FRAN-2012-050]**

Lorsque toutes les vitesses mesurées sont inférieures à 60 kt, l'alarme de décrochage n'est plus disponible alors qu'il pourrait s'avérer bénéfique de toujours en disposer.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA impose de revoir les conditions de fonctionnement de l'alarme de décrochage en vol lorsque les mesures de vitesse sont très faibles. [Recommandation FRAN-2012-051]**

4.3.8 Retour d'expérience opérationnel et technique

L'enquête a montré que la certification de l'avion ne permet pas d'identifier tous les risques opérationnels, et que de surcroît il n'existe pas d'analyse opérationnelle et facteurs humains obligatoire des événements en service (à l'image du suivi de navigabilité). L'AESA conduit actuellement des travaux (OSD) visant à faire définir par le titulaire du certificat de type de l'avion son programme minimum d'entraînement associé, à partir de risques opérationnels identifiés par les exploitants et le constructeur à la suite d'événements en service.

Le retour d'expérience en service est un pré-requis essentiel dans le processus d'amélioration de la sécurité des vols. Force est de constater que les rapports rédigés par les équipages lors d'événements ne font pas toujours apparaître leur gravité ni tous les éléments d'appréciation opérationnelle. Ceci rend aléatoire la préservation des éléments indispensables pour mener une enquête et donc difficile pour l'exploitant, le constructeur et les autorités d'évaluer les menaces et les risques associés et de faire une analyse exhaustive permettant d'en tirer les mesures appropriées.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'AESA améliore les processus de retour d'expérience en rendant obligatoire une analyse opérationnelle et facteurs humains des événements en service afin de faire évoluer les procédures ainsi que les contenus des formations ; [Recommandation FRAN-2012-052]**

et, en particulier,

- **la DGAC prenne des dispositions visant à améliorer la pertinence et la qualité des comptes rendus d'incidents rédigés par les équipages et de leur diffusion, notamment vers le constructeur. [Recommandation FRAN-2012-053]**

4.3.9 Surveillance de l'exploitant

Les contrôles au sol et en vol effectués par l'Autorité au sein de la compagnie n'ont jamais mis en évidence d'écarts majeurs que ce soit sur la conformité réglementaire de l'exploitant, sur les ECP ou bien en vol. Ainsi, l'ensemble des contrôles n'a pas permis de mettre en évidence la fragilité des CRM et les faiblesses en pilotage manuel des deux copilotes. Bien que respectant les exigences réglementaires applicables à la surveillance, il semble que l'organisation, les méthodes et les moyens de l'Autorité ne soient pas adaptés pour déceler les faiblesses d'un exploitant et imposer les mesures correctives nécessaires.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **la DGAC revoie son organisation en matière de surveillance de façon à en améliorer la cohésion et l'efficacité en particulier pour les contrôles en vol ; [Recommandation FRAN-2012-054]**
- **la DGAC s'assure de l'adéquation des conditions de recrutement, de formation et d'emploi de l'ensemble des inspecteurs à l'exercice de leurs fonctions. [Recommandation FRAN-2012-055]**

4.3.10 Largage de bouées de mesure de dérive

Le largage de bouées de mesure de dérive par les premiers moyens aériens arrivés sur zone aurait permis de mieux comprendre la dérive des débris flottants dès les premières heures. Cela aurait pu faciliter la modélisation des courants et ainsi les calculs de rétro-dérive pour estimer avec une meilleure précision la localisation du site.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **l'OACI amende l'Annexe 12 relative aux recherches et secours afin d'inciter les Etats contractants à doter leurs unités de recherches aériennes de bouées de mesure de dérive et à les larguer, lorsque ces unités sont impliquées dans la recherche de personnes disparues en mer. [Recommandation FRAN-2012-056]**

5 - EVOLUTIONS FAITES A LA SUITE DE L'ACCIDENT

5.1 Air France

5.1.1 Maintenance et équipement avion

Sondes Pitot A330/A340

- Accélération du remplacement des sondes Thalès « AA » par des sondes « BA », initié le 27 avril 2009. Le 11 juin 2009, toutes les sondes étaient remplacées.
- A la suite d'une CN émise par l'AESA, remplacement des sondes Thalès « BA » par des sondes Goodrich en positions 1 et 3, du 4 au 7 août 2009.
- Sur décision interne d'Air France, remplacement des sondes Thalès « BA » par des sondes Goodrich en position 2, du 18 janvier au 8 février 2010.

5.1.2 Modifications des référentiels

Renforcement du rôle des copilotes

- Modification des règles de suppléance du commandant de bord en mars 2010 : le copilote suppléant est désigné par le CDB, il est assis à gauche et est PNF.
- Déploiement en cours d'une nouvelle méthode de décision : le copilote s'exprime en premier, avant la décision finale du CDB (optimisation des prises de décision, renforcement des responsabilités du copilote).

Documentation

- Passage à la documentation constructeur, en anglais. La division B777 sera la première en octobre 2012.

5.1.3 Formation des équipages

Entraînement au simulateur de vol

Séance supplémentaire « IAS douteuse » :

- Été 2009 (A320, A330/A340).
- Livret et briefing de la séance : rappels techniques, aspects FH et TEM (Threat and Error Management).
- Révision de la manœuvre d'urgence, au décollage et en croisière.
- Vol haute altitude en loi *alternate*.
- Approche du décrochage avec déclenchement de l'alarme *STALL*.
- Atterrissage sans indications anémométriques.
- Briefings associés (tous PNT) :
 - Radar météo
 - Cristaux de glace.
- ATQP (Alternative Training and Qualification Programme) dans sa version préliminaire opérationnelle sur Airbus A320 depuis mars 2012.

Note : ces éléments ont été intégrés aux qualifications de type

Équipages renforcés et Suppléance du CDB

- Création d'un groupe de travail DSAC / Compagnies aériennes.
- Définition de nouvelles règles.
- Séance spécifique mi-AEL.

- Exercices en ECP puis intégré au triennal.
- Conception d'un module d'auto apprentissage équipage renforcé.
- Conception d'un module d'auto apprentissage suppléance CDB.

Répartition des tâches

- Répartition PF/PM (Pilot Monitoring) effective sur Airbus A380 depuis mai 2012.

Retour d'expérience

- Mise en place du LOSA (Line Operations Safety Audit).

Organisation

- Création de la Direction Innovation et Transformation.

5.2 Airbus

Revue de la procédure « Unreliable speed indication »

- FOT du 9 septembre 2009 recommandant, au prochain entraînement périodique, une séance sur simulateur à haute altitude en lois normale et alternate incluant :
 - le pilotage manuel,
 - la réalisation de la procédure UNRELIABLE SPEED INDICATION / ADR CHECK PROC.

5.3 AESA

5.3.1 Mesures de certification visant à améliorer la sécurité aérienne

1) Blocage des sondes Pitot

L'examen des données de vol disponibles après l'accident, qui a induit une augmentation du nombre de notifications de la part des exploitants, y compris d'événements survenus avant et après juin 2009, a été à l'origine de l'émission de la consigne de navigabilité AD 2009-0195 à titre de mesure de précaution. Celle-ci interdit l'installation de sondes Thales C16195AA sur les Airbus A330/340, et n'autorise qu'une seule sonde Thales C16195BA sur les 3 positions de sondes Pitot. L'intervalle d'entretien pour le nettoyage des tubes Pitot a été réduit. Parallèlement, l'AESA a surveillé les activités d'essais d'Airbus, dans différentes installations de givrage et dans le cadre d'essais en vol, afin de recueillir des données sur le comportement des sondes Pitot en présence de cristaux de glace. Outre les programmes d'Airbus, une condition spéciale est posée pour tous les nouveaux projets, imposant les toutes dernières spécifications disponibles pour les sondes Pitot.

2) Réengagement du PA

Une consigne de navigabilité (AD 2010-0271) émise par l'AESA en décembre 2010 demande aux équipages qui se trouveraient dans une telle situation de prendre soin à ne pas réengager le pilote automatique avant que les vitesses soient revenues à des valeurs cohérentes avec le vol pendant 30 secondes, à cause d'un risque d'échappée en assiette pouvant constituer une *unsafe condition*.

3) Gravité de la condition

Des pilotes d'essai de l'AESA ont procédé à une nouvelle évaluation de l'effet du blocage de plusieurs sondes Pitot sur un simulateur Airbus. L'évaluation « majeure » précédente a été confirmée.

5.3.2 Mesures de réglementation de l'AESA visant à améliorer la sécurité aérienne

- ❑ Décision n° 2009/014/R du 14 octobre 2009 portant mise à jour de la spécification technique européenne ETSO C16 relative aux tubes Pitot et tubes Pitot statiques. La révision met à niveau la norme SAE avec un protocole d'essai étendu. L'Agence participe au groupe de travail WG-89 de l'EUROCAE chargé d'élaborer une nouvelle norme ETSO pour les sondes Pitot (destinée à amender l'ETSO C16a).
- ❑ La tâche de réglementation 25.058 « *Large Aeroplane Certification Specifications in Supercooled Large Drop, Mixed phase, and Ice Crystal Icing Conditions* » (Spécifications pour la certification d'avions de transport en conditions de givrage avec grosses gouttelettes d'eau surfondues, phase mixte et présence de cristaux de glace) a été lancée en 2010. Le NPA 2011-03 correspondant publié le 21 mars 2011 propose des normes étendues de certification pour le vol en conditions givrantes. Les sondes externes des instruments de vol, notamment les sondes Pitot, doivent être conçues et installées pour pouvoir fonctionner normalement dans des conditions givrantes étendues y compris dans des conditions de givrage avec présence de cristaux de glace et phase mixte. Étant donné que cette mesure de réglementation est en cours, l'Agence utilise en attendant un CRI (*Certification Review Item*) ; la Condition spéciale prévoit des spécifications similaires à celles proposées dans le NPA 2011-03 et est applicable à toute nouvelle demande de certificat de type.
- ❑ L'Agence participe à des projets de recherche internationaux visant à améliorer la connaissance des conditions givrantes à haute altitude, en particulier dans les zones de convection profonde, avec présence de fortes concentrations de cristaux de glace. Ces recherches permettront dans le futur d'améliorer encore les spécifications de certification. Un projet a été lancé par l'Agence en 2011 ; il porte la référence EASA.2011.OP.28 *High IWC-Ice water content of clouds at high altitude* (forte teneur en glace des nuages à haute altitude). Ce projet fournira des recommandations concernant les zones à étudier et la préparation des essais en vol, afin de caractériser la composition des masses nuageuses à haute altitude.

5.4 Actions de l'industrie

Des constructeurs, exploitants, associations de pilotes et autorités ont formé un groupe de travail dédié à la rédaction d'un guide « *Airplane upset recovery training aid* », dévolu à optimiser la formation à la fois académique et pratique sur les problématiques de récupération des attitudes inusuelles (*upset recovery*).

Parmi les acteurs de ce projet, on compte notamment les constructeurs Airbus, Boeing, Bombardier, les compagnies aériennes American Airlines, Continental, British Airways, Lufthansa, Qantas, Cathay Pacific, Japan Airlines, et les autorités FAA (USA), NTSB (USA), CAA (UK). Ce guide est régulièrement revu et a été mis à jour en 2008.

Advisory Circular de la FAA (AC120-STALL)

Une Circulaire d'Information (*Advisory Circular*) contient des informations que la FAA juge d'un intérêt majeur pour les opérateurs. La circulaire d'information n'a pas de caractère réglementaire.

L'AC constitue un guide de bonnes pratiques qui indique les outils adéquats aux équipages pour répondre à la problématique du décrochage.

Les thèmes abordés sont les méthodes et outils pour prévenir, reconnaître et récupérer un décrochage. Les propositions sont constituées par :

- une formation théorique développée ;
- des exercices réalistes au simulateur à base de scénarios spécifiques ;
- la prise en compte du désengagement des automatismes ;
- un entraînement continu à chaque étape de la carrière (recrutement initial, nouvelle QT, passage CDB, maintien annuel des compétences) ;
- le renforcement de l'application des SOP et d'un CRM performant par l'équipage ;
- l'entraînement au « *startle factor* » (effet de sursaut) ;
- l'utilisation de l'« *upset recovery training aid* » par les centres de formation et les opérateurs.

Liste des annexes

annexe 1

Transcription CVR

annexe 2

Chronologie FDR

annexe 3

Planches de paramètres

annexe 4

Communications SAR

annexe 5

Procédure Air France « vol avec IAS douteuse »

annexe 6

Procédure Airbus « *unreliable speed indication* »

annexe 7

Extraits du livret de briefings (exercice IAS douteuse) Air France

annexe 8

Document « Info OSV »

annexe 9

Enveloppe de certification des sondes Pitot

annexe 10

Procédure anormale complémentaire Air France « alarme *STALL* »

annexe 11

Supplementary technique Airbus « *STALL WARNING* »

annexe 12

Carte TEMSI

BEA

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

Zone Sud - Bâtiment 153
200 rue de Paris
Aéroport du Bourget
93352 Le Bourget Cedex - France
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03
www.bea.aero

