

# Rapport d'étape n° 2

Accident survenu le **1<sup>er</sup> 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'écologie, de l'énergie, du développement durable et de la mer, en charge des technologies vertes et des négociations sur le climat

# **Avertissement**

*Le présent document fait le point sur l'avancement de l'enquête technique au 30 novembre 2009. Il complète le premier rapport d'étape publié par le BEA le 2 juillet 2009.*

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

*En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.*



# Table des matières

<b>AVERTISSEMENT</b>	<b>1</b>
<b>GLOSSAIRE</b>	<b>5</b>
<b>SYNOPSIS</b>	<b>9</b>
<b>POINT SUR L'ENQUETE</b>	<b>11</b>
<b>PARAGRAPHES COMPLETES</b>	<b>13</b>
1.11 Enregistreurs de bord	13
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	13
1.12.1 Identification des débris	13
1.12.2 Repositionnement des débris selon le plan de l'avion	14
1.12.3 Examens visuels	17
1.12.4 Synthèse	33
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	34
1.16 Essais et recherches	35
1.16.1 Synthèse des recherches en mer	35
<b>NOUVEAUX PARAGRAPHES</b>	<b>45</b>
1.6 Renseignements sur l'aéronef	45
1.6.11 Fonctionnement des automatismes	45
1.7 Conditions météorologiques	51
1.7.3 Analyses météorologiques	51
1.16 Essais et recherches	52
1.16.3 Étude d'événements de pertes ou d'anomalies temporaires de vitesses indiquées survenus en croisière sur Airbus A330/A340	52
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	55
1.17.6 Certification de type et suivi de navigabilité	57
1.18 Renseignements supplémentaires	62
1.18.5 Certification des systèmes	62
1.18.6 Recensement d'événements antérieurs associés à des indications erronées de vitesses air	66
1.18.7 Historique des sondes Pitot sur Airbus A330 et gestion à Air France	67

<b>FAITS ETABLIS</b>	<b>71</b>
<b>4 - RECOMMANDATIONS</b>	<b>73</b>
4.1 Enregistreurs de vol	73
4.2 Certification	74
<b>LISTE DES ANNEXES</b>	<b>75</b>

# Glossaire

A/THR	Auto-poussée
AAIB	Air Accident Investigation Branch Organisme d'enquête du Royaume-Uni
ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System
ADIRU	Air Data and Inertial Reference Unit
ADR	Air Data Reference
AESA	Agence Européenne de la Sécurité Aérienne
AMDEC	Analyse des modes de défaillances, de leurs effets et de leur criticité
ARM	Airworthiness Review Meeting
ATSU	Air Traffic Service Unit
ATSB	Australian Transport Safety Bureau Organisme d'enquête australien
BFU	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung Organisme d'enquête d'Allemagne
BS	Bulletin de service
CAS	Vitesse conventionnelle
CDB	Commandant de bord
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes aeronãuticos Organisme d'enquête du Brésil
CFR	Current Flight Report
CVR	Cockpit Voice Recorder Enregistreur phonique
DGA	Direction Générale de l'Armement
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
DOA	Design Organisation Approval
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
EFCS	Electronic Flight Control System
ELT	Emergency Locator Transmitter Balise de détresse
FAA	Federal Aviation Administration
FCPC	Calculateur primaire de commandes de vol
FCSC	Calculateur secondaire de commandes de vol
FCU	Flight Control Unit

FCTM	Flight Crew Training Manual
FD	Directeur de vol
FDR	Flight Data Recorder Enregistreur de paramètres
FL	Niveau de vol
FMA	Flight Mode Annunciator
FMGEC	Calculateur de gestion du vol, de guidage et d'enveloppe
FPA	Flight Path Angle
FPD	Flight Path Director
FPV	Flight Path Vector
ft	Pieds
GPS	Global Positioning System
HDG	Cap magnétique
HF	Haute Fréquence
IAC / MAK	Interstate Aviation Committee Organisme d'enquête de la Communauté des Etats Indépendants et de la Géorgie
IMC	Conditions météorologiques de vol aux instruments
IR	Référence inertielle
ISIS	Integrated Standby Instrument System
JAA	Joint Aviation Authorities
JAR	Joint Aviation Requirements
kHz	Kilohertz
kt	Nœud
N	Newtons
NO	Normal Operation
NTSB	National Transportation Safety Board Organisme d'enquête des Etats-Unis
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OPL	Officier pilote de ligne
PA	Pilote automatique
PFD	Primary Flight Display
PFR	Post Flight Report
PHC	Probe Heat Computer
PHR	Plan Horizontal Réglable
PNC	Personnel navigant de cabine

Ps	Pression statique
Pt	Pression totale
QRH	Quick Reference Handbook
RTL	Rudder Travel Limiter Unit
SAT	Température statique
SDU	Satellite Data Unit
SGMer	Secrétariat Général à la Mer
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
TAS	Vitesse air vraie
TAT	Température totale
TCAS	Traffic alert and Collision Avoidance System
TRK	Track
UAS	Unreliable Air Speed
ULB	Balise de localisation sub-aquatique
UTC	Temps universel coordonné
V/S	Vitesse verticale



# Synopsis

## Date de l'accident

Le 1<sup>er</sup> juin 2009 vers 2 h 15<sup>(1)</sup>

## Lieu de l'accident

A proximité du point TASIL, dans les eaux internationales, océan Atlantique

## Nature du vol

Transport public international de passagers  
Vol régulier AF447

## Aéronef

Airbus A330-203  
Immatriculé F-GZCP

## Propriétaire

Air France

## Exploitant

Air France

## Personnes à bord

PNT : 3  
PNC : 9  
Passagers : 216

<sup>(1)</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné. Il convient d'y ajouter deux heures pour obtenir l'heure en France métropolitaine le jour de l'événement. L'heure estimée de l'événement est basée sur l'interruption des messages ACARS.

## Résumé

Le 31 mai 2009, le vol AF447 décolle de l'aéroport de Rio de Janeiro Galeão à destination de Paris Charles de Gaulle. L'avion est en contact avec le centre de contrôle brésilien d'ATLANTICO sur la route INTOL – SALPU – ORARO au FL350. Il n'y a plus de communications avec l'équipage après le passage du point INTOL. A 2 h 10, un message de position et des messages de maintenance sont émis par le système automatique ACARS. Des corps et des éléments de l'avion seront retrouvés à partir du 6 juin 2009 par les marines nationales française et brésilienne.

## Conséquences

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



## POINT SUR L'ENQUETE

Après la publication du rapport d'étape du 2 juillet 2009, l'enquête s'est poursuivie, toujours en association étroite avec les organismes d'enquête étrangers et les entreprises concernées, et en coordination avec les responsables de l'enquête judiciaire. Les groupes de travail ont continué le recueil et l'exploitation de renseignements utiles à l'enquête. Leur activité a porté sur :

- les éléments récupérés de l'épave,
- la situation météorologique,
- les messages de maintenance transmis par ACARS,
- la certification et le suivi de navigabilité des sondes Pitot,
- les événements où des incohérences de vitesse ont été rencontrées en croisière.

Les résultats de ces travaux ont été intégrés dans le présent rapport. Ils ont permis de compléter des paragraphes du premier rapport publié le 2 juillet 2009 et d'introduire de nouveaux paragraphes.

Ce deuxième rapport d'étape présente également des premières recommandations de sécurité.

A ce stade, en l'absence de données issues des enregistreurs de vol, de l'essentiel des éléments de l'avion et de tout témoignage sur le vol, les circonstances exactes de l'accident, et a fortiori ses causes, ne sont toujours pas déterminées. Le travail d'enquête continue à cet effet.

Le groupe de travail chargé des recherches en mer prépare la troisième phase qui vise à localiser l'épave et à récupérer les enregistreurs de vol. Ce groupe est constitué des bureaux d'enquête américain, russe, allemand, brésilien et anglais et du Secrétariat Général de la Mer, et bénéficie de la participation d'experts d'Airbus, d'Air France et de l'US Navy. Deux réunions plénières ont été organisées, la première les 12 et 13 octobre, la deuxième le 10 novembre 2009. Une troisième réunion a été planifiée pour le 15 décembre 2009, avec pour objectif la mise en place des moyens en vue d'un début de la campagne en février 2010.



## PARAGRAPHES COMPLETES

*(le numéro de paragraphe correspond à celui du rapport d'étape du 2 juillet 2009 et l'intitulé de certains paragraphes a évolué)*

### 1.11 Enregistreurs de bord

Selon les informations fournies par Air France, 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
- Numéro de série : 11469

Il s'agit d'un enregistreur à mémoire 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

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

Les deux enregistreurs sont réglementairement équipés de balises de localisation sub-aquatiques (ULB) dont la durée d'émission est d'au moins 30 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.

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

#### 1.12.1 Identification des débris

Tous les débris ont été retrouvés en surface par les Marines française et brésilienne. Ils ont été référencés dans une base de données qui comporte environ 1 000 références concernant des 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 viennent 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 :

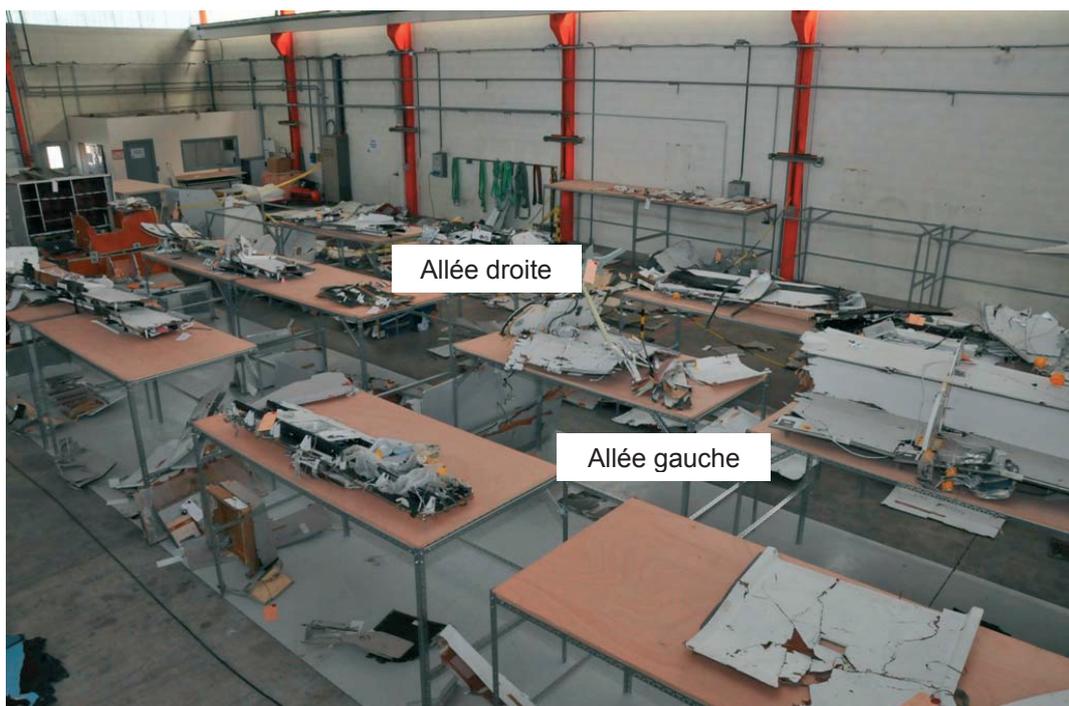
- ❑ soit directement avec le numéro de la pièce quand il était identifiable ;
- ❑ soit indirectement par analyse des formes, matériaux, couleurs de revêtement et documentation du constructeur quand le numéro de pièce n'était pas disponible.

### 1.12.2 Repositionnement des débris selon le plan de l'avion

Tous les débris ont été regroupés dans un hangar du CEAT à Toulouse. La plupart ont pu être positionnés précisément selon les plans de l'avion.



Vue générale du hangar



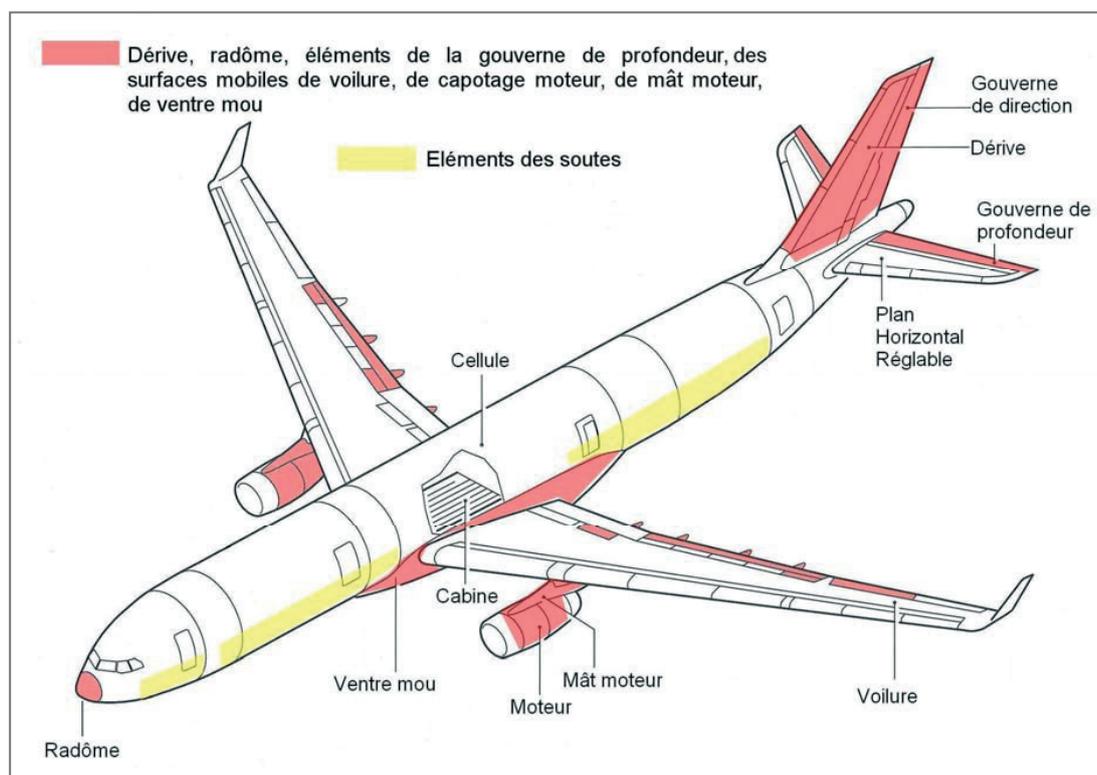
Vue du hangar : zone centrale de l'avion



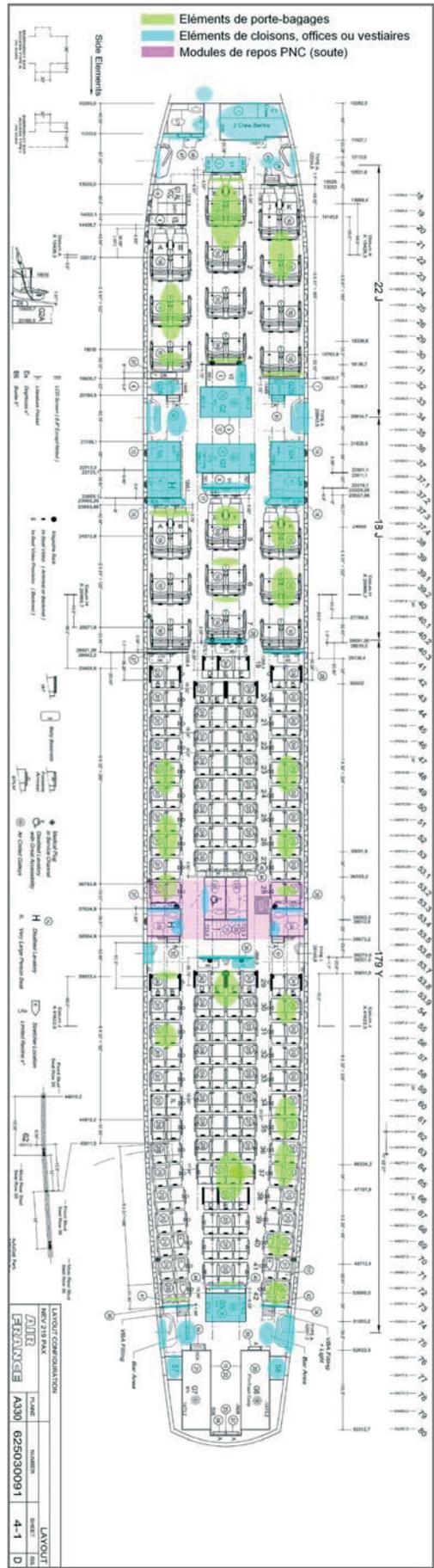
Vue du hangar : zone arrière de l'avion

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.



Positionnement sur avion des éléments de l'avion retrouvés (extérieurs et de soute)



Positionnement des éléments retrouvés de la cabine sur le plan de l'avion

### 1.12.3 Examens visuels

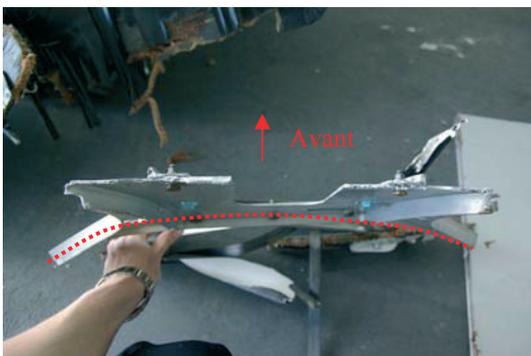
#### 1.12.3.1. Eléments de la cabine

- 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 (vestiaire et toilette au niveau de la porte 1) comme à l'arrière de l'avion (office G5), et du côté droit comme du côté gauche.

Certains porte-bagages ont été retrouvés avec leurs ferrures de fixation au fuselage. Hormis les dommages dus à la compression verticale, ces ferrures présentent des déformations consécutives à un déplacement des porte-bagages vers l'avant.



Partie de l'office G3 : déformation vers le bas au niveau des éléments lourds de l'office



Ferrure de porte-bagages déformée vers l'avant



Renforts métalliques d'une porte de toilette (L54) déformés en flambage

- Les gilets de sauvetage qui ont été retrouvés sont tous dans leur emballage.



Gilet de sauvetage retrouvé dans son emballage

Trois sièges PNC ont été retrouvés. Les deux sièges situés sur la cloison au niveau de la porte 1 gauche (photos ci-dessous) ne présentent pas de déformations, tout comme les boucles et les attaches des ceintures correspondantes. Le siège situé au niveau de la porte 2 droite présente des endommagements dus à la déformation de la cloison sur laquelle il est fixé.



Sièges PNC situés sur la cloison des toilettes L11 en porte 1 gauche

### 1.12.3.2. *Eléments 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.



Morceau de la paroi arrière froissé



Plancher du module de repos PNC :  
déformation du bas vers le haut



Plafond du module de repos PNC :  
déformation du haut vers le bas

### 1.12.3.3. *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.

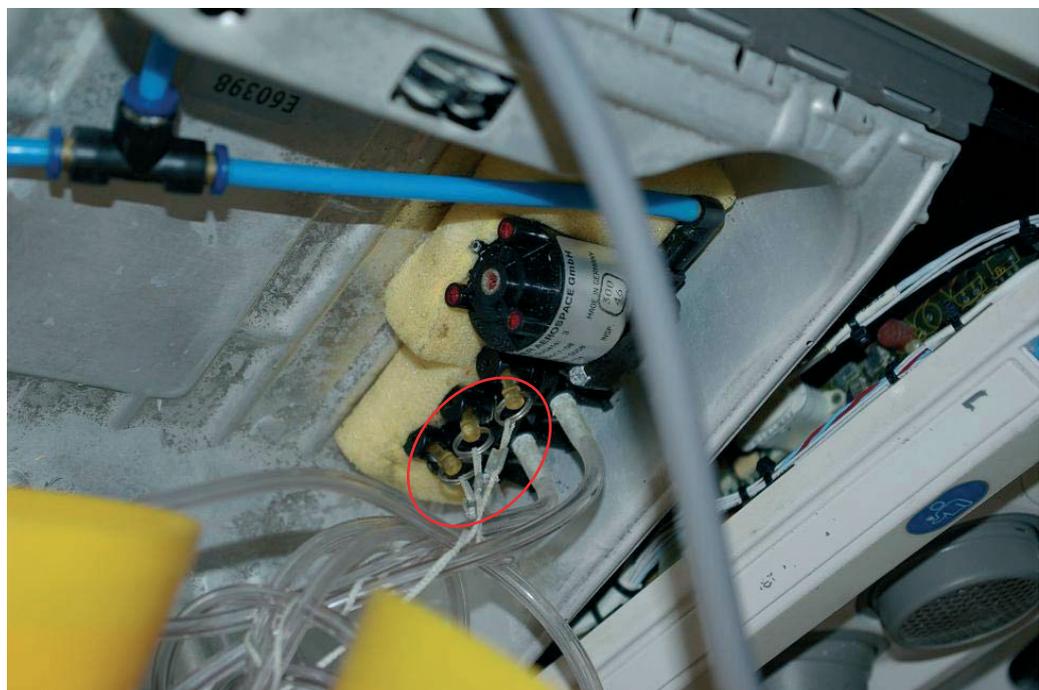
Note : le système d'alimentation en oxygène cabine est conçu pour déclencher l'ouverture simultanée de tous les containers en cas de dépressurisation. Un test fonctionnel a été réalisé sur le F-GZCP en juillet 2008 lors d'une visite de type C. Ce test n'a montré aucun dysfonctionnement.



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.

Sur les containers les moins endommagés, les goupilles sont retrouvées en place, fermant le circuit d'oxygène.



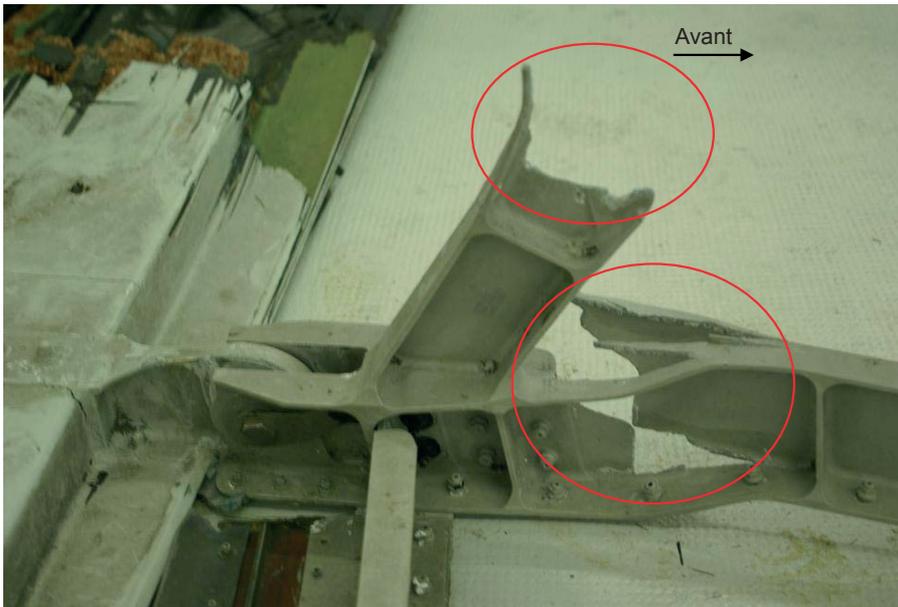
Container à oxygène passager retrouvé ouvert : les trois goupilles sont en place

#### 1.12.3.4. *Éléments des surfaces mobiles de voilure et du plan horizontal réglable*

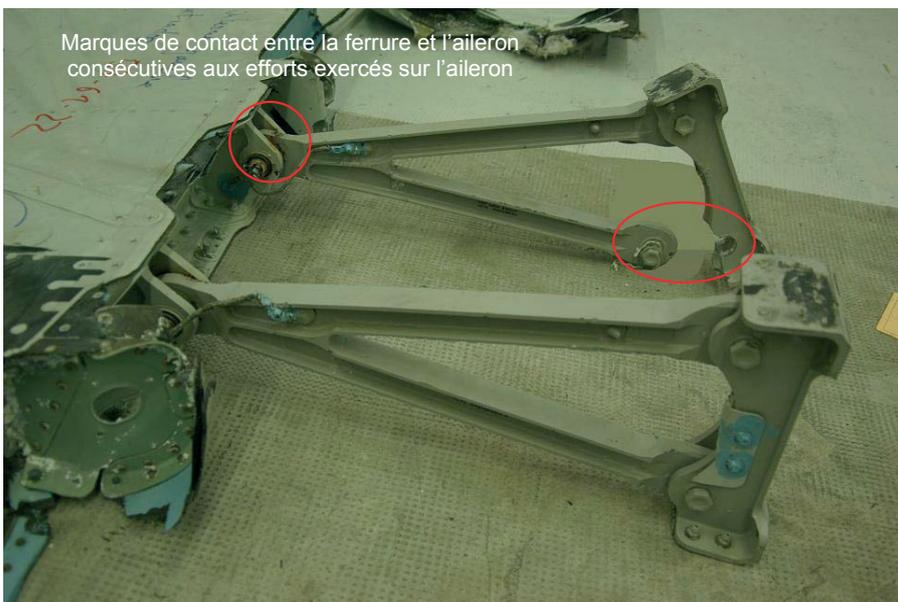
Les éléments retrouvés sont :

- ❑ 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.

Sur le spoiler n° 1 gauche et l'aileron interne gauche, certaines ferrures de fixation de l'élément mobile au longeron arrière de l'aile sont toujours présentes. Les ruptures observées sur ces ferrures sont consécutives à des efforts exercés du bas vers le haut sur le spoiler et l'aileron.



Face intrados du spoiler n° 1 gauche avec un morceau de la ferrure de fixation n° 5 au longeron arrière de l'aile : ruptures dues à des efforts du bas vers le haut sur le spoiler



Face extrados de l'aileron interne gauche avec les ferrures de fixation au longeron arrière de l'aile : rupture due à des efforts du bas vers le haut exercés sur l'aileron

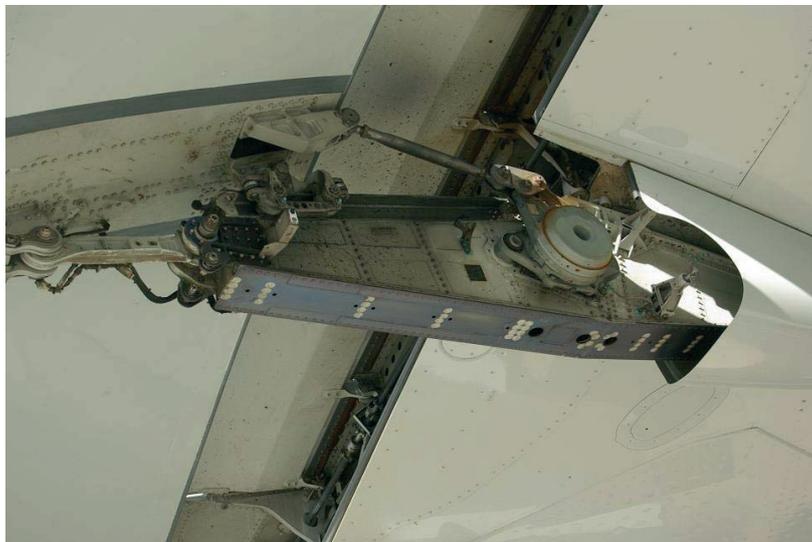
Sur la moitié externe de la gouverne de profondeur droite, quatre des sept attaches au plan horizontal sont en place. Elles présentent des déformations du bas vers le haut.



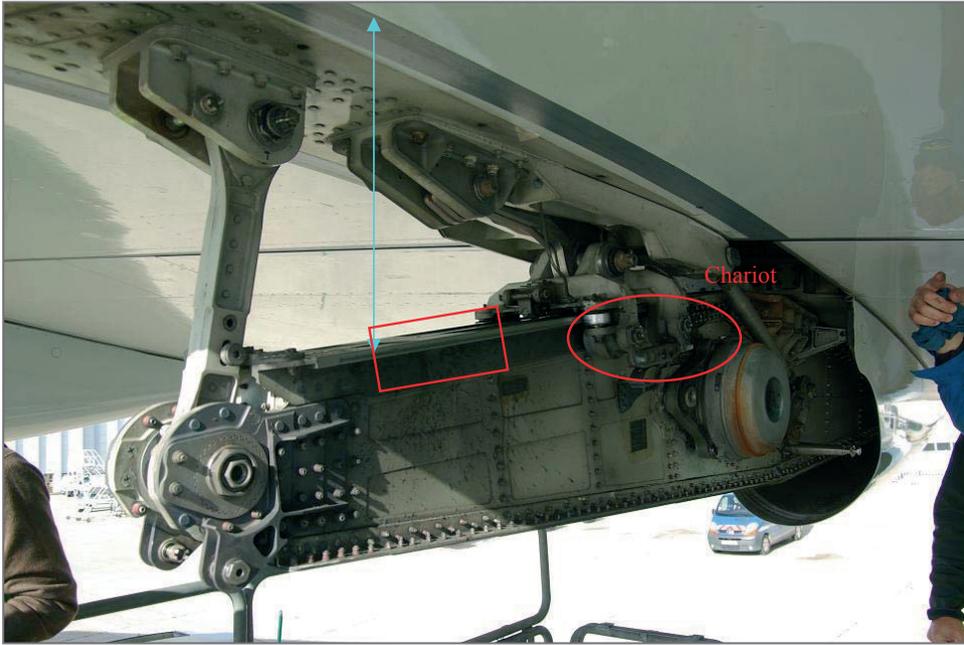
Moitié externe de la gouverne de profondeur droite :  
les quatre attaches observables sont déformées du bas vers le haut

Il ressort de ces observations que le sens global des efforts ayant engendré ces déformations est 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).



Mécanisme de sortie des volets (ou rail de volet) n° 3 en position sortie



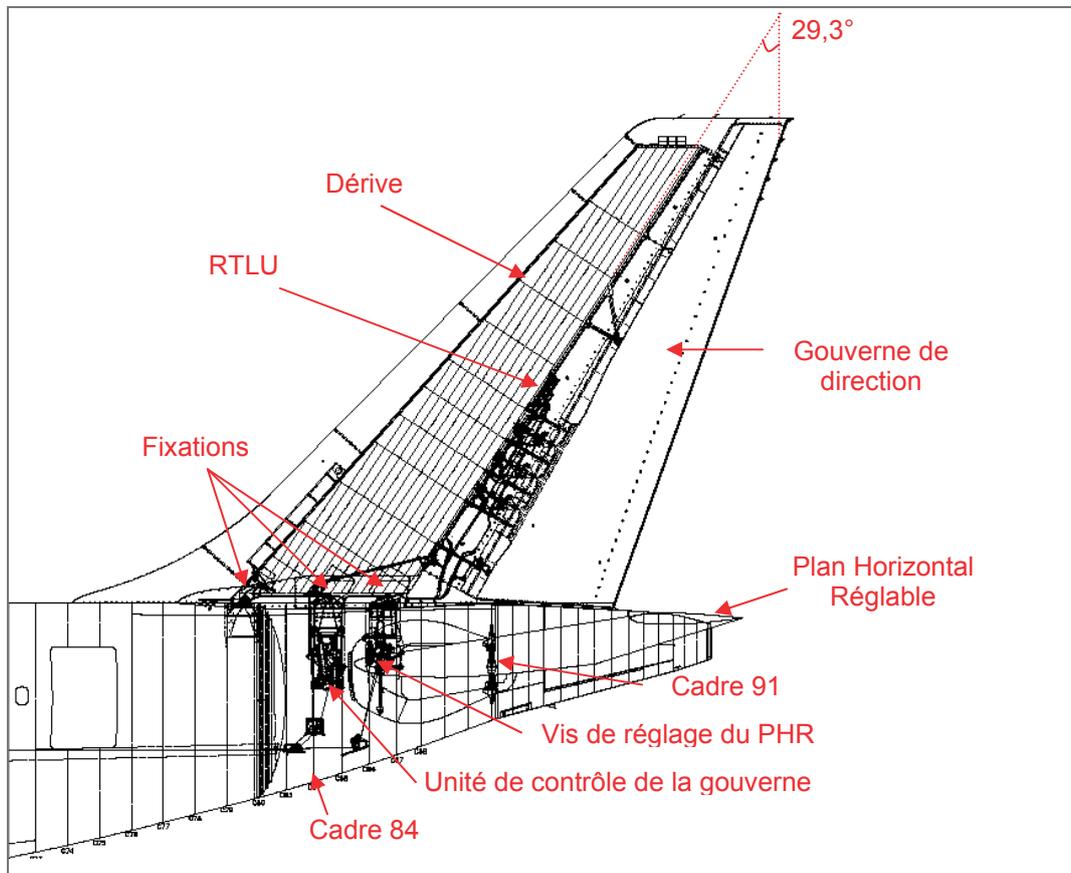
Mécanisme de sortie des volets (ou rail de volet) n° 3 en position rentrée



Morceau de carénage mobile du rail de volet n° 3 de la voilure gauche

### 1.12.3.5 Examen de l'empennage vertical

#### 1.12.3.5.1 Données générales de l'empennage vertical



L'empennage vertical est constitué de la dérive (partie fixe) et de la gouverne de direction (partie mobile). Il comprend également des panneaux de bord d'attaque, de bord de fuite, et de dérive (structure sandwich).

L'empennage vertical est lié au fuselage par trois plans de fixations (avant, central et arrière) en pied de dérive. Chaque plan de fixations est constitué de deux chapes (mâle sur la dérive, femelle sur le fuselage), une à droite et une à gauche. Sur le fuselage, les six chapes femelles sont situées entre les cadres (79 et 80, 84 et 85, 86 et 87). Les ensembles 84-85 et 86-87 sont des cadres forts, ils reçoivent l'unité de contrôle de la gouverne (cadres 84 et 85) et la vis permettant le réglage du plan horizontal (cadres 86 et 87). Le cadre 91 est également un cadre fort, particulièrement rigide, utilisé pour la fixation du plan horizontal réglable. Au niveau de chacun des trois plans de fixations se trouvent deux bielles (une droite, une gauche) de reprise des efforts latéraux sur la dérive.

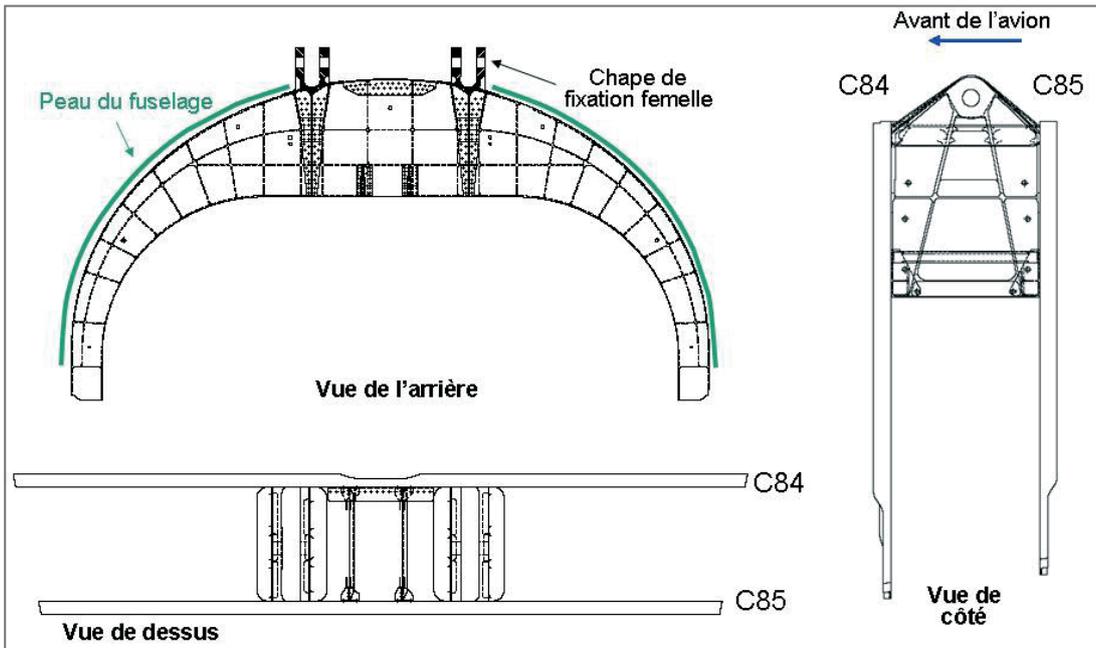


Schéma de l'ensemble cadre fort 84-85

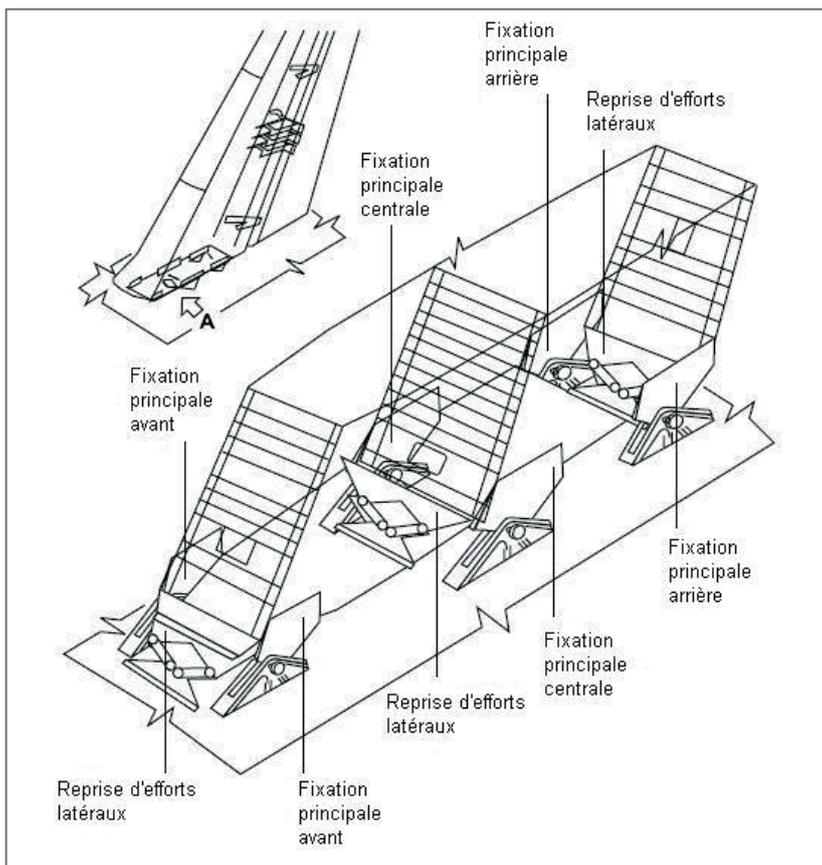
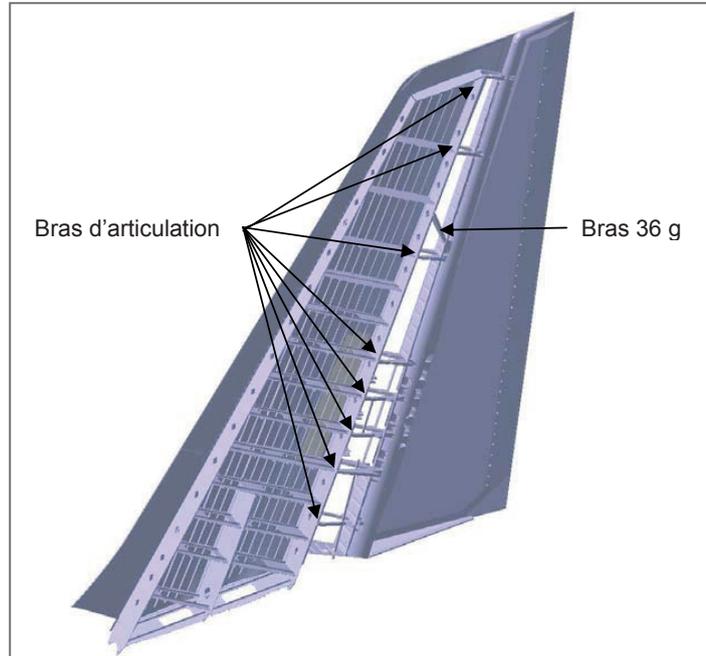


Schéma des fixations de la dérive

La gouverne de direction est fixée à la dérive par l'intermédiaire de huit bras d'articulation et d'un bras de reprise des efforts verticaux dans l'axe d'articulation de la gouverne de direction (ou bras 36 g). Le contrôle de la gouverne se fait par l'intermédiaire de l'unité de contrôle (cadres 84 et 85) et d'une chaîne de commande mécanique (bielles).



Fixation de la gouverne à la dérive

#### 1.12.3.5.2 Examen général de l'empennage vertical

L'empennage vertical est en bon état général. Les dommages observés sur les panneaux latéraux et sur la gouverne sont en grande partie consécutifs au repêchage et au transport. Les endommagements causés par la désolidarisation se situent essentiellement en pied de dérive.

L'empennage vertical s'est désolidarisé du fuselage 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 (cadres 84, 85, 86 et 87).



Dans l'eau



Phase de repêchage



Phase de déchargement du bateau

### 1.12.3.5.3 Examen de la structure de la dérive

La nervure 1 a quasiment disparu.

La nervure 2 présente un fléchissement vers le haut avec une symétrie droite - gauche.

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

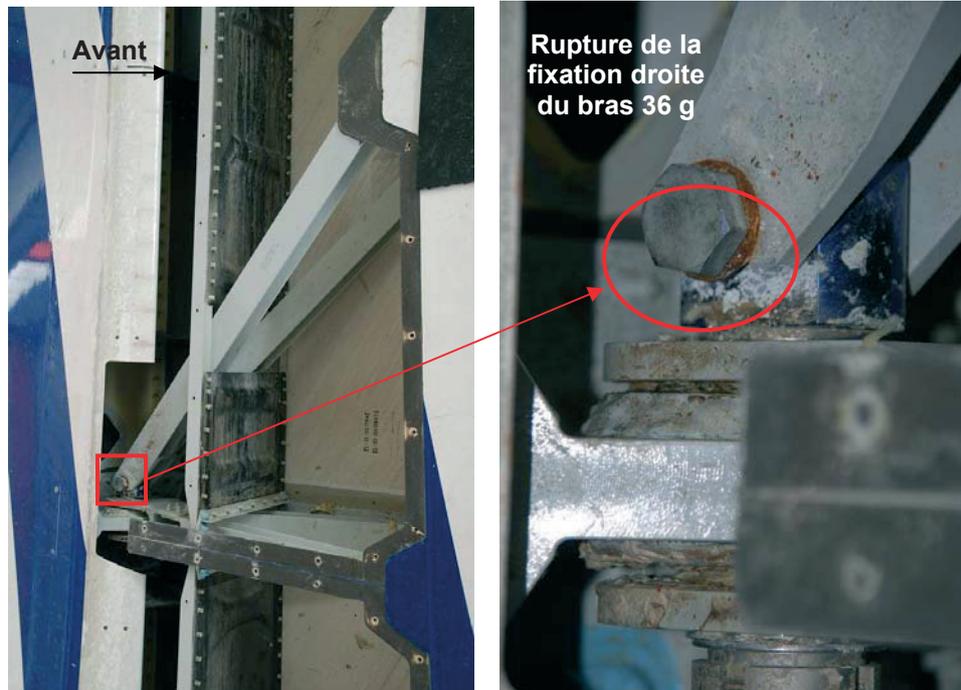
- ❑ rupture des extrémités avant et inférieures des panneaux latéraux ;
- ❑ fissuration longitudinale du renfort du bord d'attaque ;
- ❑ support de l'antenne HF (fixé sur le longeron avant) : rupture de la partie basse, froissement indiquant des efforts de compression du bas vers le haut.



#### 1.12.3.5.4 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 36 g) 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 36 g de la gouverne de direction par rapport à la dérive.



Bras 36 g vu 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 36 g.

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.

#### 1.12.3.5.5 Examen de l'unité de limitation de débattement de la gouverne de direction (RTLU)

La RTLU a été retrouvée en place dans la dérive et démontée. Son examen a été effectué chez le constructeur et a montré qu'elle permettait un débattement de la gouverne de direction mesuré à  $7,9^\circ \pm 0,1^\circ$ . A titre d'exemple, au FL350, cette amplitude est obtenue pour un Mach de  $0,8 \pm 0,004$ , correspondant à une CAS de  $272 \pm 2$  kt.

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 degrés et 35 degrés.

### 1.12.3.5.6 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.



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



Chape arrière droite : cisaillement du fuselage au droit des cadres forts 86-87

Le morceau observable du cadre 87 est déformé en S : le côté gauche vers l'avant, le côté droit vers l'arrière. 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.



Cadres 84 à 87 : déformation en S du cadre 87, enfoncement des cadres 84 et 85 vers l'arrière



Cadres 86 et 87 : rupture des supports de la vis de réglage du plan horizontal

Les cadres 84 et 85 sont enfoncés vers l'arrière en leur milieu. Les déformations observées sur la bielle de commande de la gouverne sont cohérentes avec cet enfoncement.

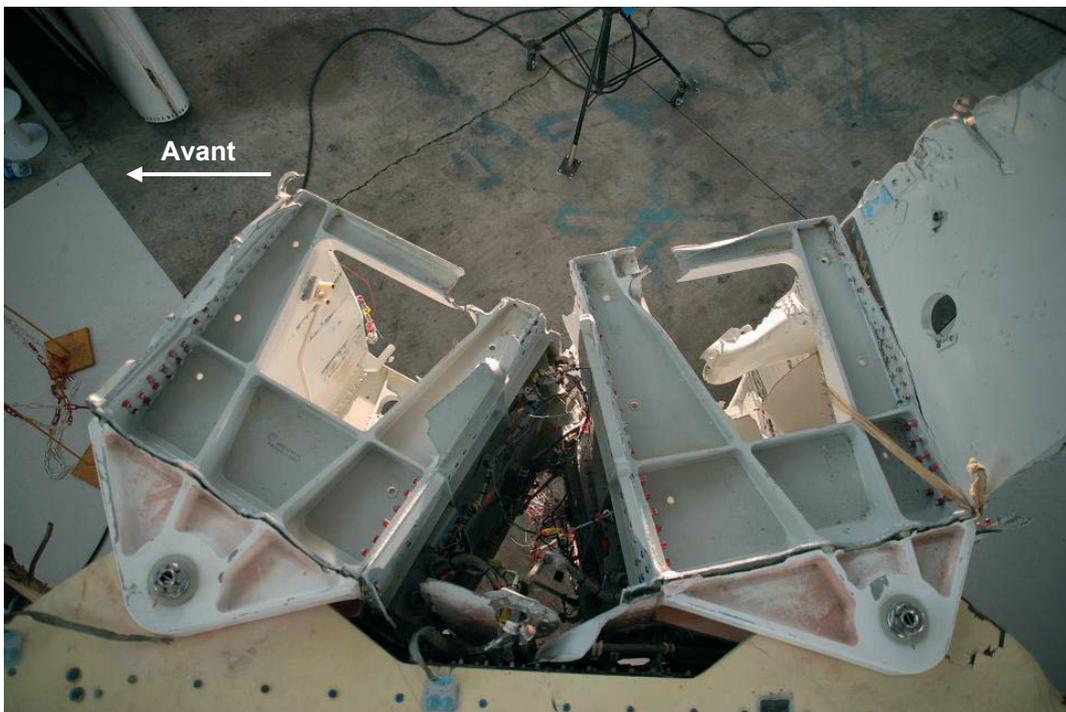
Les déformations des cadres sont la conséquence probable de l'opposition de l'eau à l'avancement de l'avion.



Déformations de la bielle de commande de la dérive cohérentes avec l'enfoncement du cadre 84 vers l'arrière

#### 1.12.3.5.7 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.



Fixations centrale et arrière de la dérive

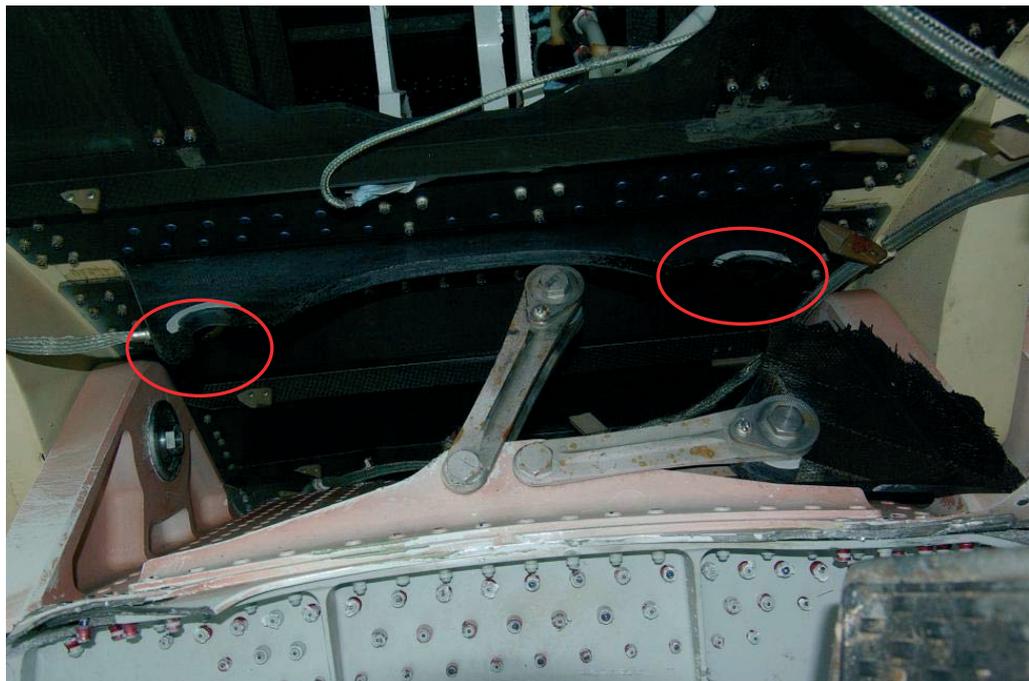
Les chapes de la fixation arrière (mâles sur la dérive et femelles sur la cellule) portent des marques indiquant un mouvement de l'ensemble des cadres 86 et 87 vers l'arrière.



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 arrières 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.



Rupture en traction du longeron central au niveau des fixations  
des bielles de reprise des efforts latéraux



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

#### 1.12.4 Synthèse

Les ceintures des sièges PNC retrouvés (trois sur onze) n'étaient pas utilisées au moment de l'impact.

Les containers retrouvés fermés montrent que les masques à oxygène passagers n'ont pas été libérés. Il n'y a pas eu de dépressurisation en vol.

Note : on entend par dépressurisation une pression à l'intérieur de la cabine correspondant à une altitude supérieure à 14 000 pieds environ.

Les volets étaient rentrés au moment de l'impact avec l'eau.

Les panneaux latéraux de la dérive ne présentent pas d'endommagement caractéristique d'une rupture sous charge latérale excessive. Ceci est confirmé par les ruptures observées au niveau des bielles de reprise des efforts latéraux, consécutives au mouvement vers l'arrière des fixations et cadres centraux et arrières. Les observations réalisées sur la dérive ne sont pas cohérentes avec une rupture due à des efforts latéraux en vol.

Les observations réalisées sur les débris (portes de toilettes, cloisons, offices, module de repos PNC, spoilers, aileron, dérive) montrent des taux de compression importants résultant d'une vitesse verticale élevée au moment du contact avec la surface de l'eau.

Ce taux de compression est observé sur tout l'appareil et symétriquement à droite et à gauche.

Des efforts importants sont nécessaires pour produire les dommages observés à l'avant de la dérive (rupture de la fixation avant en compression). Ces observations ne sont pas compatibles avec une séparation de l'arrière du fuselage en vol.

Les endommagements mis en évidence en pied de dérive sont globalement symétriques, tout comme les déformations consécutives au fort taux de compression observées sur les différents éléments de l'avion. Cette symétrie droite-gauche implique que l'avion avait une inclinaison et un dérapage faibles à l'impact.

Les déformations des cadres du fuselage en pied de dérive ne sont pas cohérentes avec une assiette à piquer de l'avion au moment de l'impact.

On peut déduire de ces observations :

- que l'avion était probablement entier à l'impact ;
- qu'il a heurté la surface de l'eau avec une assiette positive, une faible inclinaison et une vitesse verticale importante ;
- qu'il n'y pas eu de dépressurisation.

### 1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Ce paragraphe s'appuie sur l'examen des rapports d'autopsies et de photographies des victimes effectuées par les autorités brésiliennes puis communiqués au BEA. Il faut noter que l'interprétation des blessures est perturbée par les effets du séjour prolongé dans l'eau.

Les autopsies pratiquées ont permis d'identifier cinquante personnes : quarante-cinq passagers, trois hôtesses dont une chef de cabine, un steward et le commandant de bord.

D'après la place assignée à l'enregistrement (annexe 1), les passagers se répartissent comme suit :

- huit ont un siège de la classe affaire situé entre les portes 1 et 2 ;
- trois ont un siège de la classe affaire situé à l'arrière de la porte 2 ;
- douze ont un siège de la classe économique situé en avant des issues d'aile ;
- vingt-deux ont un siège situé à l'arrière de l'avion, entre les issues d'aile et les portes 3.

Quarante-trois victimes présentent des fractures principalement 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<sup>(2)</sup>, 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.

Note : les éléments fournis par les autopsies ne permettent pas de conclure sur l'emplacement du commandant de bord au moment de l'accident.

<sup>(2)</sup>Les fractures du bassin peuvent également être associées au port de la ceinture de sécurité.

## 1.16 Essais et recherches

### 1.16.1 Synthèse des recherches en mer

Remarque : cette synthèse remplace la partie 1.16.1 du premier rapport d'étape (un résumé des phases 1 et 2 figure en annexe 2). Elle sera complétée ultérieurement par un rapport dédié qui détaillera les différentes phases des recherches en mer.

#### 1.16.1.1 Difficultés des recherches

La première difficulté concerne l'éloignement de la zone qui nécessite des transits de l'ordre de deux à quatre jours au départ de ports comme Praia (Cap Vert), Natal (Brésil) ou Dakar (Sénégal).

L'absence de trace de l'accident dans les premiers jours et l'absence de message de détresse et de données radar ont compliqué les recherches. L'environnement s'avère aussi défavorable puisque la zone de recherches se situe au niveau de la dorsale atlantique à proximité de l'équateur. Ceci implique que le relief sous-marin est accidenté avec de fortes variations de profondeur sur de faibles distances.

La proximité avec l'équateur affecte la modélisation des courants dans la zone estimée de l'accident. Le peu de données *in situ* disponibles et la dynamique océanique complexe (notamment du fait du déclenchement saisonnier du contrecourant nord-équatorial au cours du mois de juin) rendent également difficile la modélisation des courants marins. Ces éléments ont contribué à rendre les calculs de rétro-dérive imprécis, d'autant plus qu'il a fallu les conduire sur une période de cinq à six jours, ce qui a accentué les écarts.

#### 1.16.1.2 Les différentes phases de recherches

On peut décomposer les recherches en mer de la manière suivante :

- recherches en surface,
- recherches acoustiques des balises (ULB) des enregistreurs,
- recherches de l'épave à l'aide de moyens complémentaires (sonar ou robot).

Les opérations en surface ont concerné la recherche d'éventuels survivants, la recherche d'émission des balises de détresse ELT, puis la localisation et la récupération des corps et des débris flottants. Ces recherches ont permis de récupérer des corps et des éléments de l'avion à partir du 6 juin 2009.

Divers moyens acoustiques ont été déployés sur zone pour localiser les balises ULB entre le 10 juin et le 10 juillet 2009 (phase 1). Ces recherches n'ont pas permis de localiser les balises.

Une autre équipe a travaillé sur zone pour localiser l'épave à l'aide d'un sonar à balayage latéral et d'un robot sous-marin entre le 27 juillet et le 17 août 2009 (phase 2). Malgré ces efforts, l'épave n'a pas pu être localisée.

A l'issue de ces deux phases, un groupe de travail international a été mis en place pour préparer la troisième phase de recherches sous-marines, prévue pour le début 2010.

### **1.16.1.3 Préparation de la phase 3 des recherches sous-marines**

#### *1.16.1.3.1 Organisation de la préparation des recherches*

Pour préparer cette troisième phase, le BEA a constitué un groupe international auquel il a associé Airbus et Air France. Le groupe réunit les organisations suivantes :

- Air Accident Investigation Branch (AAIB, Royaume-Uni),
- Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU, Allemagne),
- Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes aeronáuticos (CENIPA, Brésil),
- Interstate Aviation Committee (IAC/MAK, Moscou),
- National Transportation Safety Board (NTSB, Etats-Unis),
- Secrétariat Général à la Mer (SG Mer, France),
- US Navy (Etats-Unis).

Le groupe a fait appel à des experts des organismes suivants pour les travaux de localisation :

- Société Collecte Localisation Satellites (France),
- Ecole Normale Supérieure (France),
- Laboratoire de Physique des Océans / IFREMER (France),
- Laboratoire de Physique des Océans / CNRS (France),
- Institut de Mathématiques de Toulouse (France),
- Institute of Numerical Mathematics of the Russian Academy of Sciences (Fédération de Russie),
- Mercator Océan (France),
- Météo France (France),
- National Oceanography Center (Royaume-Uni),
- Service Hydrographique et Océanographique de la Marine (France),
- Woods Hole Oceanographic Institution (Etats-Unis).

#### *1.16.1.3.2 Axes de travail*

Le groupe travaille sur deux axes parallèles :

- la délimitation des zones de recherche,
- la sélection des moyens pour conduire les recherches et récupérer les éléments pertinents de l'épave.

Le travail de délimitation de la zone de recherche consiste à :

- élargir la collecte de données autour du dernier point de position ;
- affiner la modélisation des structures de courant dans cette zone autour de la date de l'accident ;
- estimer la dérive des corps et des débris ;
- proposer une distribution de probabilité relative à la localisation de l'épave.

En ce qui concerne la sélection des moyens, un état des lieux des matériels permettant d'intervenir jusqu'à 6 000 mètres de profondeur est en cours.

### 1.16.1.3.3 Programme prévisionnel de l'opération

Les travaux préparatoires doivent se terminer en janvier 2010 pour que les moyens puissent être déployés sur zone à partir du mois de février 2010. Une durée sur zone de soixante jours est prévue pour la recherche. Si l'épave est localisée, une campagne d'observation sous-marine, de cartographie, de relevage d'éléments et d'équipements de l'épave et, le cas échéant, de récupération de corps succèdera aux recherches.

ooo

### 1.16.2.4 Analyse des messages reçus le 1<sup>er</sup> juin à partir de 2 h 10

Avertissement : ce paragraphe complète l'analyse des messages de maintenance transmis par ACARS. Seule l'analyse des messages qui n'avaient pas pu être expliqués au moment de la rédaction du premier rapport d'étape figure ici.

#### 1.16.2.4.1 Analyse des messages cockpit effect

#### **NAV TCAS FAULT (2 h 10)**

Alarme ECAM	Alerte sonore	Alerte visuelle	Page SD	Alarme locale	Inhibé en phase 06
<b>NAV TCAS FAULT</b>	-	-	-	Drapeau sur PFD et ND	non

#### Signification :

Ce message indique que le TCAS est inopérant. Sans message *fault* associé, il peut être la conséquence d'un problème d'alimentation électrique ou d'une panne externe. Parmi les pannes externes possibles, une seule est compatible avec le CFR reçu. Il s'agit d'une surveillance interne au TCAS qui s'applique au paramètre d'altitude standard. Celle-ci est reçue du transpondeur actif (il peut donc s'agir de l'altitude élaborée par l'ADR 1 ou 2) et subit un test de « crédibilité ». Le TCAS élabore en effet une prédiction d'altitude qu'il compare en permanence à l'altitude reçue. Lorsque les deux altitudes s'écartent trop, le TCAS s'arrête de fonctionner et génère ce message ECAM. Dès que l'altitude redevient « crédible », le fonctionnement normal reprend et le message ECAM disparaît.

#### **FLAG ON CAPT PFD FPV et FLAG ON F/O PFD FPV (2 h 11)**

#### Symptômes :

Disparition du FPV (*bird*) sur les PFD côtés commandant de bord et copilote et affichage du drapeau correspondant.

*Signification :*

Ce message indique que la fonction *flight path vector* (FPV) est sélectionnée et indisponible. Pour perdre totalement cette fonction, élaborée par les trois IR, de manière compatible avec le CFR, il faut que l'une des trois conditions suivantes soit remplie pour chaque ADR :

- une vitesse verticale barométrique de l'avion supérieure, en valeur absolue, à 20 000 ft/min ;
- une vitesse air vraie supérieure à 599 kt ;
- une vitesse conventionnelle mesurée inférieure à 60 kt.

Dès que les conditions de fonctionnement sont de nouveau réunies, les FPV réapparaissent sur le PFD (si le mode TRK/FPA est toujours sélectionné).

**F/CTL PRIM 1 FAULT (2 h 13)**

Alarme ECAM	Alerte sonore	Alerte visuelle	Page SD	Alarme locale	Inhibé en phase 06
<b>F/CTL PRIM 1 FAULT</b>	Single chime	Master caution	F/CTL	Lumière "Fault" sur le bouton correspondant	non

*Signification :*

Ce message indique l'arrêt du fonctionnement du FCPC1 (PRIM 1). Cet arrêt pourrait être commandé ou faire suite à une panne. En l'absence de message *fault* associé, l'arrêt ne peut être que commandé. On ne peut cependant pas exclure un message *fault* qui n'aurait pas eu le temps d'être transmis. En effet, ce message est reçu à 2 h 13 min 45 et le dernier à 2 h 14 min 26, alors que le message *fault* aurait pu apparaître jusqu'à 2 h 14 min 45.

**F/CTL SEC 1 FAULT (2 h 13)**

Alarme ECAM	Alerte sonore	Alerte visuelle	Page SD	Alarme locale	Inhibé en phase 06
<b>F/CTL SEC 1 FAULT</b>	Single chime	Master caution	F/CTL	Lumière "Fault" sur le bouton correspondant	non

*Signification :*

Ce message indique l'arrêt du fonctionnement du FCSC1 (SEC 1). Cet arrêt pourrait être commandé ou faire suite à une panne. En l'absence de message *fault* associé, l'arrêt ne peut être que commandé. On ne peut cependant exclure un message *fault* qui n'aurait pas eu le temps d'être transmis. En effet, ce message est reçu à 2 h 13 min 51 et le dernier à 2 h 14 min 26, alors que le message *fault* aurait pu apparaître jusqu'à 2 h 14 min 51.

**MAINTENANCE STATUS ADR2 (2 h 14)**

Ce message a été reçu à 2 h 14 min 14 et un message *fault* de classe 2 aurait dû être reçu entre 2 h 15 min 00 et 2 h 15 min 14.

Il existe neuf messages *fault* de classe 2 qui auraient pu être à l'origine de ce message. Quatre d'entre eux sont liés à une logique sol/vol. Deux autres sont liés à des programmations par broches (pin-programming, pour l'activation d'options). Enfin, les trois derniers sont liés à trois surveillances de cohérence

sur les paramètres de pression totale, pression statique et incidence venant des trois ADR. Dans le cas de l'ADR 2, un message *fault* est généré si l'une de ces surveillances a constaté un écart supérieur à un certain seuil entre son paramètre et ceux des ADR 1 et 3.

#### 1.16.2.4.2 Analyse des messages fault

### **FCPC2(2CE2)/WRG:ADIRU1 BUS ADR1-2 TO FCPC2 (2 h 10)**

ATA : 279334  
Source : \*EFCS1  
Identifiants : \*EFCS2  
Classe 2, HARD

Il est possible d'expliquer ce message par le rejet de l'ADR 1 par le FCPC 2. Il est à corréliser avec les messages MAINTENANCE STATUS EFCS 1 et EFCS 2.

### **ISIS (22FN-10FC) SPEED OR MACH FUNCTION (2 h 11)**

ATA : 342200  
Source : ISIS  
Identifiants : -  
Classe 1, HARD

Ce message, émis par l'ISIS, peut être consécutif à :

- une panne interne au niveau de la fonction d'élaboration de la CAS ou du Mach ;
- des valeurs de CAS ou de Mach qui se trouveraient en dehors de certaines limites.

La mesure de vitesse effectuée par l'ISIS est basée sur les mesures de pression des sondes de la chaîne de secours, qui alimente aussi l'ADR 3. La pression statique n'est pas corrigée (du Mach notamment).

Les seuls cas d'excursion des domaines de validité compatibles avec le CFR sont :

- une CAS supérieure à 530 kt sans que le Mach dépasse 1. Cette condition implique que l'avion se trouve à une altitude comprise entre 4 000 et 14 000 ft environ ;
- une CAS telle que la différence entre les pressions totale et statique soit inférieure à un certain seuil. Ce cas implique notamment que la pression statique est supérieure à la pression totale.

Le caractère « HARD » indique que l'anomalie a duré plus de 2 secondes.

### **ADIRU2 (1FP2) (2 h 11)**

ATA : 341234  
Source : IR2  
Identifiants : \*EFCS1, IR1, IR3  
Classe 1, HARD

Ce message a été généré par l'IR 2. Pour ce standard d'ADIRU, il signifie que l'IR a considéré les trois ADR invalides, c'est-à-dire ayant au moins l'un des trois paramètres suivants invalide (statut SSM non NO) : altitude pression, vitesse verticale barométrique et vitesse vraie. Dès que la troisième ADR est rejetée, l'IR génère un message pointant vers son ADIRU. Si l'une des IR voit les trois ADR invalides, il doit en être de même pour les autres IR. Il est donc logique que, parallèlement à ce message ADIRU 2 généré par l'IR 2, un message ADIRU 1 ait été généré par l'IR 1 et un message ADIRU 3 par l'IR 3, ce qui expliquerait la présence de ces derniers parmi les identifiants.

Le fait que l'EFCS1 soit présent dans les identifiants précédé d'un astérisque indique que l'EFCS1 a au moins généré un message de classe 2, peut-être suivi d'un message de classe 1. Trop peu d'éléments sont disponibles pour déterminer avec précision quelle est la signification de la présence de l'EFCS1 dans les identifiants. Néanmoins, il est possible de dire qu'il s'agit d'un rejet d'ADR par au moins deux PRIM. Il n'a pas été possible à ce stade de comprendre pourquoi l'EFCS2, clone de l'EFCS1, ne fait pas partie des identifiants.

#### **FMGEC1 (1CA1) (2 h 13)**

ATA : 228334  
Source : AFS  
Identifiants : -  
Classe 1, INTERMITTENT

Ce message ne peut pas être la trace d'un reset, ce qui exclut notamment la possibilité d'un arrêt manuel. Ce message pourrait être la conséquence d'une incohérence entre les deux chaînes internes du FMGEC (COM et MON). Une telle incohérence pourrait elle-même être la conséquence de valeurs erratiques des paramètres d'entrée. Quoi qu'il en soit, les seules conséquences d'un tel message ne peuvent être que le désengagement d'automatismes dont les messages *cockpit effect* associés ont déjà été émis à 2 h 10.

Le caractère « INTERMITTENT » signifie que l'anomalie a duré moins de 2,5 secondes.

#### *1.16.2.4.3 Interruption des messages*

Le dernier message ACARS est reçu à 2 h 14 min 26. Les traces des communications au niveau du satellite montrent que l'acquiescement ACARS du sol est bien reçu par l'avion. Aucune trace de tentative de communication de l'avion avec le sol n'est ensuite enregistrée, alors qu'il restait un message au moins à transmettre (voir plus haut). Dans l'absolu, plusieurs raisons pourraient expliquer un arrêt des communications :

- ❑ aucun message à transmettre : comme expliqué plus haut, le message « MAINTENANCE STATUS ADR2 » aurait dû être suivi, une minute plus tard, de l'envoi d'un message *fault* de classe 2. L'avion a donc eu, au plus tard à 2 h 15 min 14, un message à transmettre ;

- perte d'un ou plusieurs système(s) indispensable(s) à la génération et à l'acheminement des messages dans l'avion :
  - ATSU / SDU / antenne : aucun des messages de maintenance envoyés n'a de rapport de près ou de loin avec le fonctionnement de ces systèmes. Ceci supposerait qu'un tel dysfonctionnement soit intervenu après l'émission du dernier message et sans signe précurseur ;
  - perte d'alimentation électrique : ce cas implique la perte simultanée des deux sources de génération électrique principales ;
- perte de la communication satellite :
  - perte des données dans l'acheminement vers la station sol : le suivi de qualité du satellite ne montre aucun dysfonctionnement dans le créneau temporel concerné ;
  - perte de la liaison avion / satellite
    - positions inusuelles : compte tenu de la position relative du satellite par rapport à l'avion et des capacités de poursuite de l'avion, il faut que l'antenne soit masquée par le fuselage ou les ailes de l'avion. L'examen des débris montre que l'avion a percuté l'eau avec une inclinaison proche de zéro et une assiette positive. L'avion aurait donc pu, au moins dans les dernières secondes, transmettre un message ACARS ;
    - fin du vol entre 2 h 14 min 26 et 2 h 15 min 14.

#### 1.16.2.4.4 Corrélation des messages

L'analyse des messages de maintenance permet de regrouper les messages *fault* et les messages *cockpit effect* de la manière suivante :

Heure	Message <i>fault</i> avec <i>cockpit effect</i>	Messages <i>cockpit effect</i>
0210	PROBE-PITOT 1X2 / 2X3 / 1X3 (9DA)	AUTO FLT AP OFF
		AUTO FLT REAC W/S DET FAULT
		F/CTL ALTN LAW
		FLAG ON CAPT PFD SPD LIMIT
		FLAG ON F/O PFD SPD LIMIT
		AUTO FLT A/THR OFF
		FLAG ON CAPT PFD FD
		FLAG ON F/O PFD FD
		F/CTL RUD TRV LIM FAULT
0210	FCPC2 (2CE2) /WRG:ADIRU1 BUS ADR1-2 TO FCPC2	MAINTENANCE STATUS EFCS 2
		MAINTENANCE STATUS EFCS 1
0211	ADIRU2 (1FP2)	FLAG ON CAPT PFD FPV
		FLAG ON F/O PFD FPV
0214	Note: ce message est forcément corrélé avec un message <i>fault</i> , mais ce dernier n'a pas été reçu	MAINTENANCE STATUS ADR 2
	<b>Messages <i>fault</i> sans <i>cockpit effect</i></b>	
0211	ISIS(22FN-10FC) SPEED OR MACH FUNCTION	Note : les drapeaux sur l'ISIS ne sont pas capturés par ce CMC
0213	FMGEC1(1CA1)	Note : les seuls <i>cockpit effect</i> potentiellement associés à ce message ont déjà été générés et ne peuvent pas l'être une seconde fois
	<b>Messages <i>cockpit effect</i> sans <i>fault</i></b>	
0210		NAV TCAS FAULT
0212		NAV ADR DISAGREE
0213		F/CTL PRIM 1 FAULT
0213		F/CTL SEC 1 FAULT
0214		ADVISORY CABIN VERTICAL SPEED

#### 1.16.2.4.5 Conclusion partielle sur l'exploitation des messages

A ce stade de l'enquête, l'analyse des messages permet de mettre en évidence une incohérence des vitesses mesurées peu après 2 h 10 qui a généré dans cette minute dix des vingt-quatre messages de maintenance. Onze autres messages générés entre 2 h 10 et 2 h 14 peuvent également être liés à des problèmes anémométriques (incohérences dans les vitesses, vitesses très faibles et/ou valeurs de vitesses erratiques).

L'avion est passé en loi *alternate 2* dans la minute 2 h 10 et y est resté jusqu'à la fin du vol.

Aucun message présent dans le CFR n'indique la perte des affichages ou des informations inertielles (attitudes).

Note : par ailleurs, comme l'ATSB le mentionne dans son deuxième rapport d'étape<sup>(3)</sup> sur l'incident de l'A330-300, effectuant le vol QF72, concernant des problèmes sur les ADIRU, les messages de maintenance relatifs aux événements du vol AF447 et du vol QF72 montrent des différences significatives, aussi bien dans leur séquence que dans leur contenu.

<sup>(3)</sup>[http://www.atsb.gov.au/media/748444/ao2008070\\_ifr\\_2.pdf](http://www.atsb.gov.au/media/748444/ao2008070_ifr_2.pdf)



## NOUVEAUX PARAGRAPHES

(ces paragraphes complètent le rapport d'étape du 2 juillet 2009)

### 1.6 Renseignements sur l'aéronef

#### 1.6.11 Fonctionnement des automatismes

##### 1.6.11.1 Réchauffage des sondes

Les sondes installées sur l'avion sont réchauffées électriquement pour les protéger du givrage. Trois calculateurs indépendants appelés PHC (Probe Heat Computer) contrôlent et surveillent le réchauffage des sondes de pression statique, pression totale (Pitots), 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 TAT de secours).

Au sol, les deux sondes de TAT ne sont pas réchauffées et les trois sondes Pitot le sont à un niveau 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.

##### 1.6.11.2 Pilote automatique, directeur de vol et auto-poussée

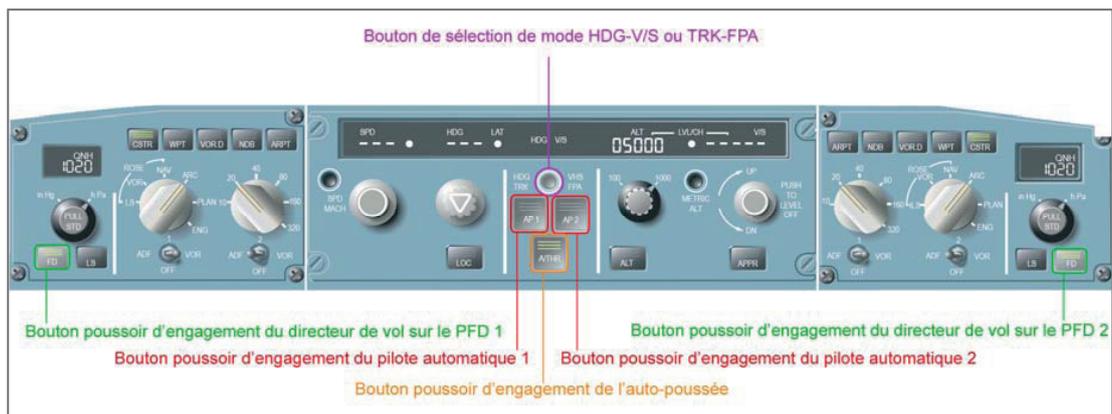
Les fonctions de pilotage automatique, de directeur de vol et d'auto-poussée sont assurées par deux calculateurs de gestion, guidage et protection d'enveloppe du vol (FMGEC), liés notamment à un bandeau de contrôle du vol (FCU). Chacun de ces deux calculateurs peut assurer ces trois fonctions.

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 de n'en afficher qu'un 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) peut être assurée par les deux FMGEC indépendamment, mais l'est 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 est le FPD et 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. Les paramètres de dérive et de pente servant à afficher le FPV sont, eux, élaborés par les IR.



Bandeau de contrôle (FCU)

Un FMGEC utilise pour assurer ses fonctions un certain nombre de paramètres, notamment inertiels ou anémométriques, venant de plusieurs sources indépendantes et qu'il consolide par un mécanisme de surveillance.

La vitesse air, par exemple, est fournie par les trois ADR de l'avion. Par défaut, le FMGEC 1 utilise les paramètres de l'ADR 1 et le FMGEC 2 ceux de l'ADR 2. Lorsque l'une des trois vitesses s'écarte trop des deux autres, elle est automatiquement rejetée par le système sans perte de fonction. Mais si l'écart entre les deux valeurs restantes devient trop grand, le FMGEC les rejette alors toutes les deux. Dans un tel cas, la plupart des fonctions normalement assurées par le FMGEC ne peuvent plus l'être.

Si 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 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 engagée :

- la poussée reste figée à la valeur qu'elle avait au moment de son activation,
- 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
<b>ENG THRUST LOCKED</b>	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 parce que 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. 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.

Le FPV est élaboré dans la partie IR de l'ADIRU qui utilise à cette fin des paramètres inertiels mais également un paramètre anémométrique : la vitesse verticale barométrique. Il est donc nécessaire que l'IR ait à sa disposition au moins une ADR valide. Du point de vue de l'IR, une ADR est valide si les trois paramètres d'altitude, de vitesse verticale barométrique et de vitesse air vraie sont valides (statut SSM NO). Si les trois ADR sont considérées invalides par l'IR, le calcul du FPV n'est donc plus possible et le drapeau rouge FPV apparaît sur le PFD.

Quand le pilote automatique est utilisé, il élabore lui-même les ordres de positions des gouvernes et son fonctionnement est indépendant de la loi de commande de vol en vigueur. Ces ordres sont transmis vers les servocommandes au travers des PRIM.

#### **1.6.11.3 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, V<sub>max</sub>, V<sub>alpha prot</sub>, 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, le drapeau SPD LIM apparaît en bas et à droite du bandeau de vitesse. La vitesse courante et la vitesse cible restent affichées. Si au moins une ADR est valide dans les FMGEC, la vitesse V<sub>max</sub> peut rester affichée d'un côté et/ou de l'autre.

#### **1.6.11.4 Lois de pilotage**

L'Airbus A330 est un avion à commandes de vol électriques. L'avion 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 le calcul des ordres de pilotage en loi manuelle et l'asservissement des différentes gouvernes.

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 dégradées : 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. En loi *alternate 1*, les ordres latéraux des mini-manches commandent toujours un taux de roulis avec les mêmes protections qu'en loi normale. En loi *alternate 2*, ils commandent directement les ailerons et les destructeurs de portance.

En loi directe, les ordres des mini-manches commandent directement la position des différentes 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.

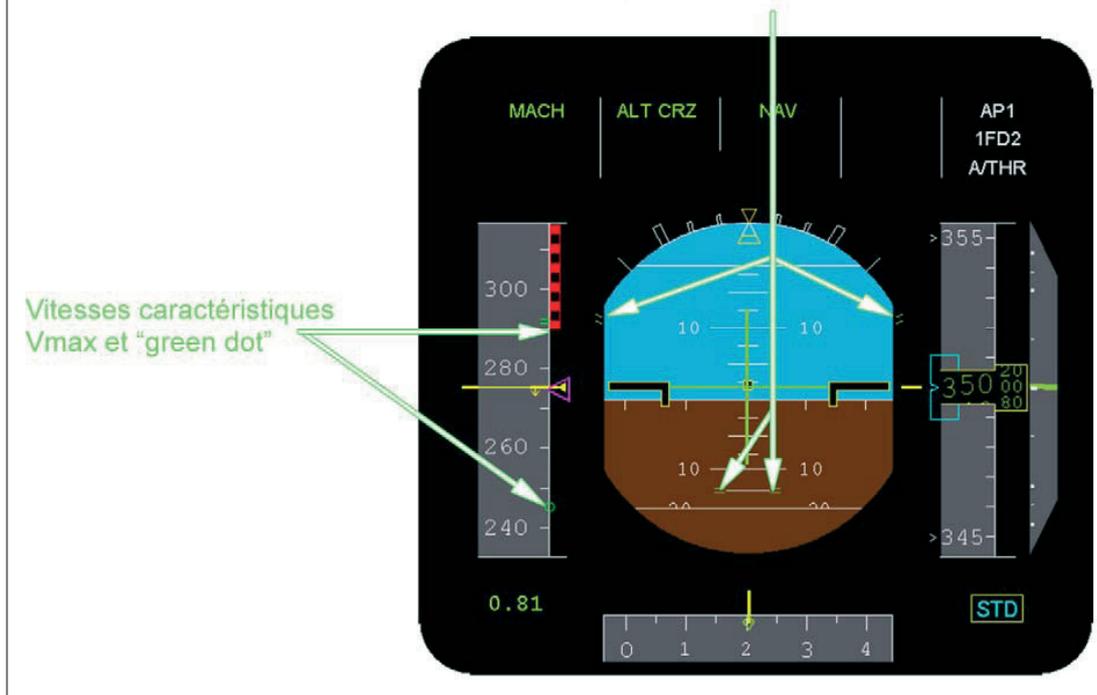
A l'instar des FMGEC, les PRIM consolident les paramètres qu'ils utilisent par des mécanismes de surveillance. En ce qui concerne la vitesse air, c'est la valeur votée qui est utilisée. En fonctionnement normal, il s'agit de la valeur médiane. Lorsque l'une des trois vitesses s'écarte trop des deux autres, 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. En configuration lisse, ce seuil dépend notamment du Mach de telle sorte qu'il diminue lorsque le Mach augmente. C'est la plus grande des valeurs de Mach valides qui est utilisée pour déterminer le seuil. Si aucun des trois Mach n'est valide, une valeur de Mach proche de zéro est utilisée. A titre d'exemple, il est de l'ordre de 10° à Mach 0,3 et de 4° à Mach 0,8.

#### **1.6.11.5 Présentation des informations sur le PFD**

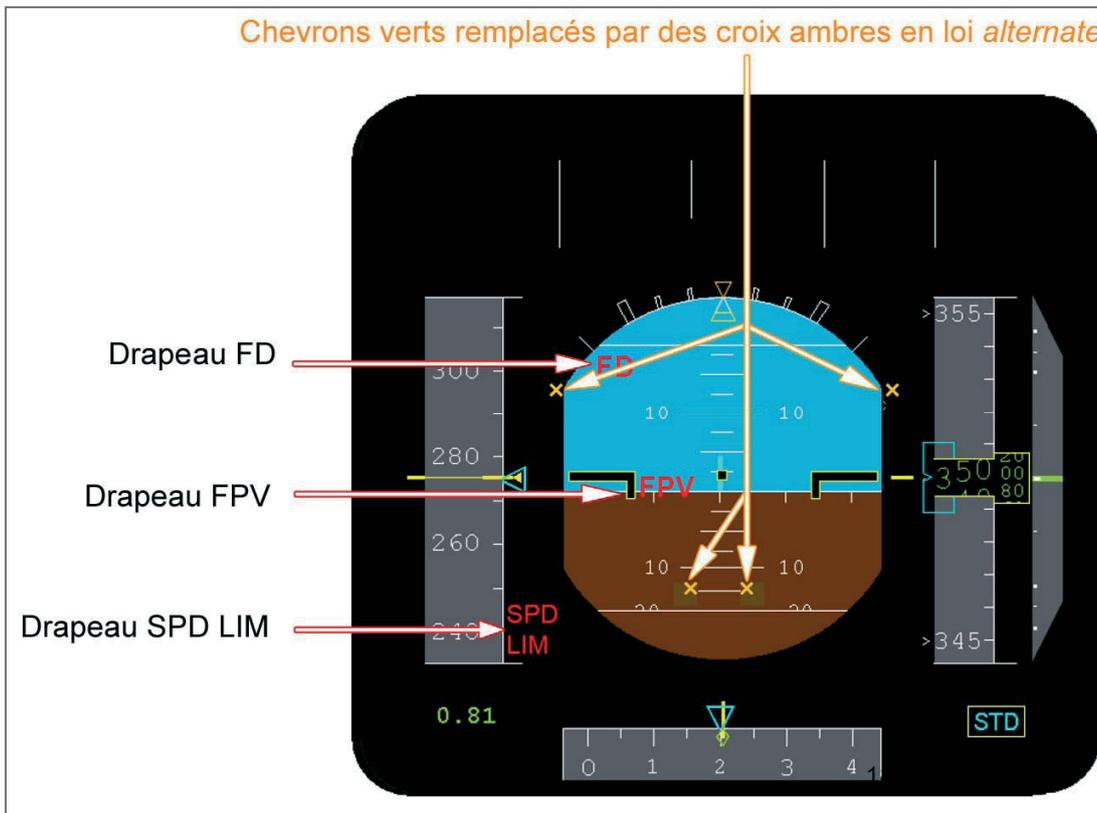
Un PFD nominal et un PFD en loi *alternate 2* sont présentés ci-après. Les indications présentées sur ces PFD ne sont pas la représentation exacte de celles qui auraient pu être affichées sur les PFD de l'équipage du vol AF447.

Chevrons verts matérialisant les protections en attitudes en loi normale



PFD nominal

Chevrons verts remplacés par des croix ambres en loi *alternate*



PFD en loi *alternate* 2

### 1.6.11.6 Conséquences d'une chute de la pression totale mesurée

Les mesures de pression statique (Ps), de pression totale (Pt) et de température totale (TAT) permettent à l'ADR de calculer notamment les paramètres suivants :

- Altitude standard
- Mach
- Vitesse conventionnelle (CAS)
- Vitesse air vraie (TAS)

L'ordre de calcul de ces différents paramètres n'est pas indifférent car la valeur de la pression statique mesurée doit être corrigée pour tenir compte de l'erreur de mesure due aux perturbations de l'écoulement de l'air au voisinage du capteur. Cette correction dépend notamment du Mach et a une influence directe sur le calcul de l'altitude standard qui ne dépend que de la pression statique. Sur un A330-200 en croisière, la pression statique mesurée est supérieure à la pression statique réelle.

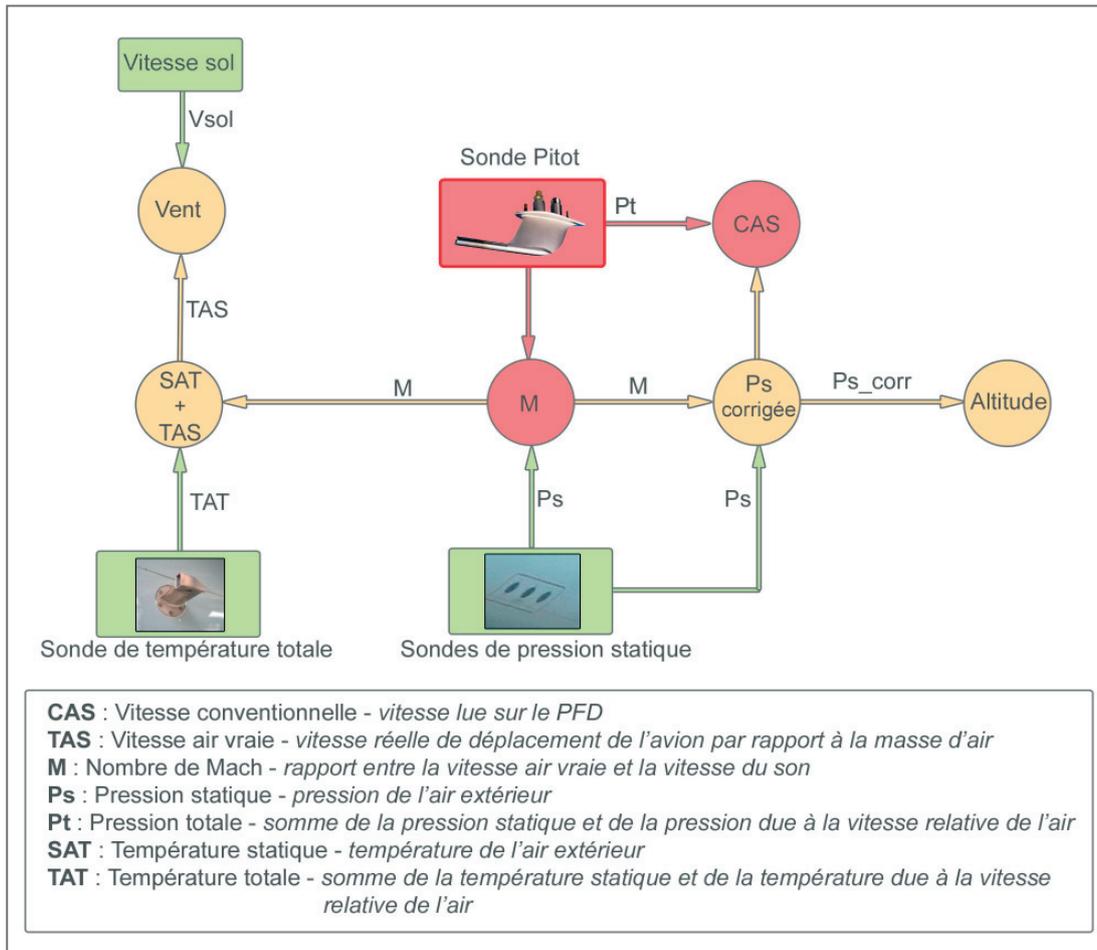
La connaissance de Pt et Ps permet de calculer une valeur de Mach qui donne accès à la correction de Ps. La Ps ainsi corrigée est ensuite utilisée pour calculer la CAS et l'altitude. La mesure de la TAT donne accès, connaissant le Mach, à la température statique (SAT), qui à son tour permet de calculer la vitesse air vraie et ensuite d'autres paramètres comme la vitesse du vent.

Si une chute de la pression totale mesurée intervient (obstruction du tube Pitot), elle a ainsi des conséquences sur les valeurs de l'ensemble de ces paramètres.

A titre d'exemple, pour un A330-200 volant au FL 350 à Mach 0,8 en atmosphère standard avec un vent de face de 30 nœuds et sans perturbation de la mesure de TAT ni variation de la vitesse sol, une chute de pression totale causant une diminution du Mach calculé vers 0,3 serait accompagnée des variations suivantes :

<b>Mach</b>	0,8	0,3
<b>Altitude standard (ft)</b>	35 000	≈ 34 700 <sup>(4)</sup>
<b>CAS (kt)</b>	272	97
<b>SAT (°C)</b>	- 54	- 31
<b>TAS (kt)</b>	461	182
<b>Vitesse du vent (kt)</b>	- 30	249

<sup>(4)</sup>du fait de la correction de la pression statique



## 1.7 Conditions météorologiques

### 1.7.3 Analyses météorologiques

Les compléments d'analyse sur la situation météorologique dans la zone de l'accident, basés sur l'étude des observations ponctuelles prises à 2 h 30 UTC par le satellite scientifique TRMM (Tropical Rain Measuring Mission), figurent en annexe 3.

Alors que l'imageur foudre de TRMM indique une absence d'éclair sur la zone de l'accident à 2 h 30 UTC, 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 UTC.

L'analyse des observations de l'instrument TMI de TRMM, 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, ce qui confirme la forte probabilité d'une turbulence marquée au sein de l'amas convectif traversé par la trajectoire prévue du vol AF447.

## 1.16 Essais et recherches

### 1.16.3 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<sup>(5)</sup> 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. Ces événements recensés qui n'ont pas pu être étudiés en détail ne remettent pas en cause cette analyse (voir paragraphe 1.18.6).

Le BEA a également mené des entretiens avec certains équipages de ces vols.

L'étude de ces événements a permis d'identifier plusieurs faits remarquables qui sont analysés dans ce rapport. Il est rappelé que ces analyses sont faites dans le strict cadre de cette étude et ne peuvent aucunement être interprétées comme une indication sur les orientations ou les conclusions de l'enquête.

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 sonore *stall warning* 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 de cette étude les points suivants :

- 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<sup>(6)</sup> dans douze cas<sup>(7)</sup>. Dans dix cas, elle dépasse de 0 °C à 6 °C la température en atmosphère standard ; dans les trois autres cas elle est au-dessus de STD+10 °C.
- Les équipages rapportent ne pas avoir observé d'écho radar significatif sur la trajectoire retenue<sup>(8)</sup> 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.

<sup>(5)</sup>Ces derniers sont définis par la perte temporaire d'indication fiable d'une ou de plusieurs vitesses air.

<sup>(6)</sup>- 40 °C est la valeur communément admise en dessous de laquelle il n'existe plus d'eau en état de surfusion et donc de risque d'accrétion de givre sur la cellule des aéronefs.

<sup>(7)</sup>Voir annexe 4.

<sup>(8)</sup>Certains équipages s'étaient écartés de la trajectoire prévue pour des raisons météorologiques avant la survenue des événements.

- ❑ Tous les événements ont lieu en IMC.
- ❑ Les enregistrements des températures totales ou statiques<sup>(9)</sup> 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].

<sup>(9)</sup>La température totale n'est pas toujours enregistrée.

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<sup>(10)</sup>.
- ❑ 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<sup>(11)</sup>, 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 %.
- ❑ Les anomalies de vitesses peuvent se caractériser par deux signatures distinctes :
  - chutes intermittentes (pics),
  - chute suivie d'un palier (période continue).

<sup>(10)</sup>Voir analyse du message « probe Pitot » § 1.16.2.4 du rapport d'étape n° 1.

<sup>(11)</sup>Cas observable sur les seuls avions équipés d'ISIS pour lesquels deux valeurs de CAS sont enregistrées.

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. 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 *stall warning*.
- ❑ Quatre équipages n'ont pas identifié de situation d'*unreliable airspeed*<sup>(12)</sup> : 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*<sup>(13)</sup> de la procédure *unreliable airspeed* :

- ❑ La réapparition des directeurs de vol 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 passer en loi *alternate* de commandes de vol.

<sup>(12)</sup>Ceci est l'intitulé de la procédure Airbus. Air France utilise le terme « IAS douteuse ».

<sup>(13)</sup>Air France utilise le terme « manœuvre d'urgence ».

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 du déclenchement de l'alarme *stall warning*.

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 *stall warning***

Neuf cas de déclenchement de l'alarme *stall warning* ont été observés.

Remarque : la procédure anormale complémentaire du constructeur *stall warning* est jointe en annexe 5.

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. Seul un cas de déclenchement a pour origine une action franche sur les commandes.

Note : à haute altitude, l'alarme *stall warning* se déclenche en loi *alternate* à l'approche du décrochage. Le décrochage se manifeste notamment par des vibrations.

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

### **1.17.2.4 Entraînement exploitant à la procédure urgence / secours IAS douteuse / ADR check**

L'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 réglementaires 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 : 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<sup>er</sup> avril 2008 au 31 mars 2009 comprend un exercice UAS. Des extraits du livret de briefings A330/A340 Entraînement Contrôle Périodique sont donnés en annexe 6.

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. Le manuel d'exploitation reste la seule référence réglementaire.

Note : dans ce livret de briefings, l'introduction du thème<sup>(14)</sup> UAS 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 des gaz...), appliquer la manœuvre d'urgence<sup>(15)</sup> ;
- si la trajectoire est stabilisée et la conduite du vol assurée, appliquer la procédure QRH Vol avec UAS / 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.

Au vu des informations fournies par l'exploitant, les pilotes du F-GZCP avaient effectué cette séance d'entraînement aux dates suivantes :

CDB : Entraînement A330 le 12 mars 2008<sup>(16)</sup>

OPL 1 : Entraînement A330 le 6 décembre 2008

OPL 2 : Entraînement A330 le 2 février 2009

Il n'a pas été possible d'identifier d'autres formations aux UAS sur simulateur A330 ou A340 effectuées par l'équipage de conduite.

<sup>(14)</sup>Les thèmes couvrent les exercices effectués lors des séances de simulateur ECP.

<sup>(15)</sup>Réalisation de la manœuvre d'urgence :  
- Pilotage basique : AP, ATHR et FD off  
- Couple Assiette / Poussée cohérent avec la phase de vol  
- Maintenir la configuration volets  
- Rentrer les aérofreins et le train.

<sup>(16)</sup>A cette date, le programme 2008-2009 était applicable en accord avec l'Autorité.

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.

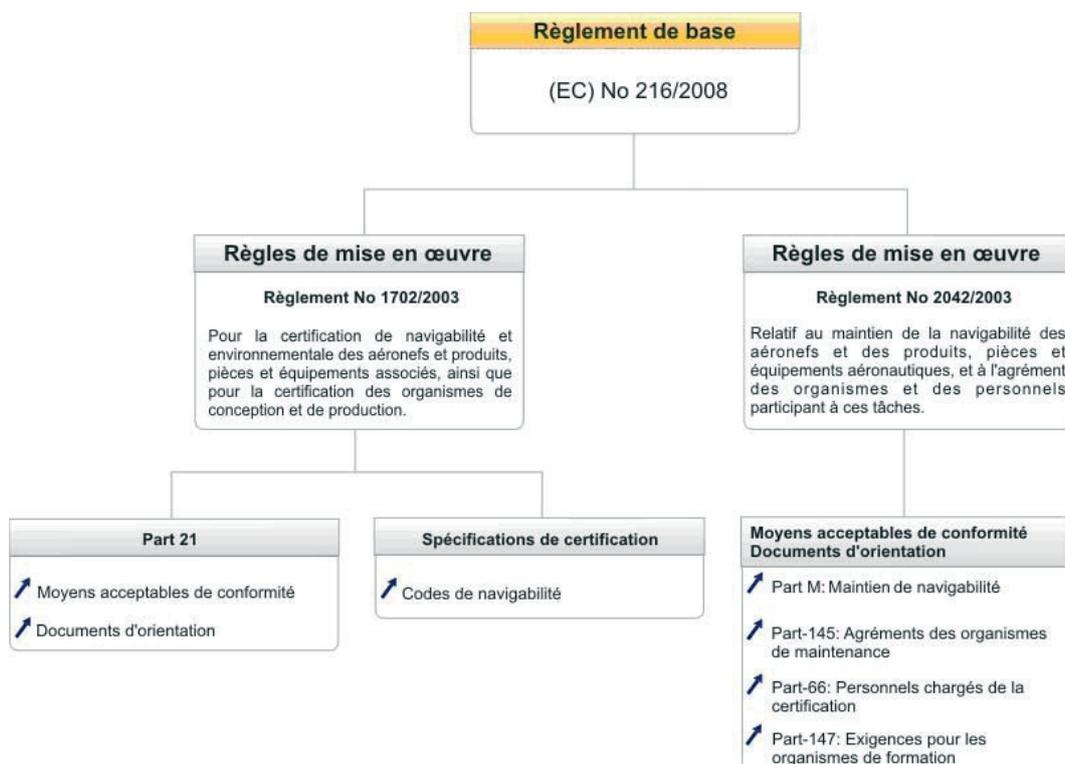
○○○

## 1.17.6 Certification de type et suivi de navigabilité

### 1.17.6.1 Réglementation européenne

Le règlement de base<sup>(17)</sup> établit la réglementation relative à la certification (de navigabilité, environnementale, des organismes de conception et de production) et au maintien de navigabilité des avions et produits, pièces et équipements aéronautiques, selon la structure suivante :

<sup>(17)</sup>Réglement EC N° 216/2008.



### 1.17.6.2 La Part 21

La partie 21 (Part 21), annexe du règlement 1702/2003, établit les exigences requises pour la certification des aéronefs et produits, pièces et équipements d'aéronefs, et des organismes de conception et de production. Elle établit également les procédures de délivrance des certificats de navigabilité.

### 1.17.6.3 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 (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 (Joint Aviation Authorities) 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.

#### **1.17.6.4 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.

##### *1.17.6.4.1 Obligations du constructeur, titulaire d'un certificat de type*

L'Article 21 A.3 de la partie 21 stipule 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 pour lequel il est au courant 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.

#### *1.17.6.4.2 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.

Une consigne de navigabilité est un document qui impose des actions à effectuer sur des avions d'un même type présentant certaines caractéristiques techniques communes pour les remettre à un niveau de sécurité acceptable. Elle est élaborée conjointement avec le constructeur.

#### *1.17.6.4.3 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.

#### 1.17.6.4.4 Méthodes de travail

##### 1.17.6.4.4.1 Traitement initial des événements

Airbus reçoit de la part des opérateurs aériens les 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.

##### 1.17.6.4.4.2 Analyse des occurrences

Ces occurrences sont ensuite analysées en détail, chaque semaine par un collègue 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 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 formes de simples informations, rappels de procédures, de méthodes opérationnelles ou techniques, ou d'actions, modifications ou inspections à entreprendre.

##### 1.17.6.4.4.3 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.

### **1.17.6.5 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. Le dernier audit relatif aux occurrences a eu lieu en novembre 2007. L'AESA avait conclu que l'organisation dans son ensemble était satisfaisante.

### **1.17.6.6 Cas particulier des incohérences des vitesses mesurées**

Les cas d'incohérence des vitesses mesurées sont classés *majeurs* dans l'analyse de sécurité qui décrit les conditions de pannes associées.

Lors du transfert des dossiers de suivi de navigabilité de l'A330 de la DGAC vers l'AESA en 2003, celle-ci est informée d'un cas d'incohérence temporaire de vitesses en croisière dont l'analyse était encore en cours à la DGAC.

L'AESA n'a ensuite 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 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 17 cas de blocage Pitot temporaires survenus en croisière sur la flotte long-courrier 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 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. 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/A340.

## **1.18 Renseignements supplémentaires**

### **1.18.5 Certification des systèmes**

#### ***1.18.5.1 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).

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) ) ;
- ❑ elles soient équipées d'un système de réchauffage destiné à prévenir les dysfonctionnements dus au givrage (JAR 25.1323 (e) ) ;
- ❑ un moyen approprié (alerte visuelle directement visible par l'équipage) informe l'équipage du non-fonctionnement du système de réchauffage (JAR 25 1326) ;
- ❑ 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 milles nautiques, avec des concentrations « faibles d'eau », et allant jusqu'à 22 000 pieds et - 30 °C ;
- ❑ l'enveloppe « maximum intermittent » correspondant à un nuage moyen de 2,6 milles nautiques, avec des concentrations « fortes d'eau », et des valeurs allant jusqu'à 30 000 pieds et - 40 °C.

### **1.18.5.2 Processus de certification des sondes Pitot**

#### *1.18.5.2.1 Généralités*

A partir de ces exigences réglementaires, 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 de vérifier les interfaces (électrique, mécanique, aérodynamique) entre la sonde Pitot et les autres systèmes avion.

L'autorité de certification est associée à l'ensemble 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.).

#### 1.18.5.2.2 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 (annexe 4).

#### 1.18.5.2.3 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/m<sup>3</sup>. La soufflerie est limitée à la vitesse de 161 m/s. Dans ce cas, la concentration en eau sera augmentée à 7,55 g/m<sup>3</sup> ( $(190/161) \times 6,3 = 7,55 \text{ g/m}^3$ ) 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.

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 pieds ; 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 1.18.5.2.2.

#### **1.18.6 Recensement d'événements antérieurs associés à des indications erronées de vitesses air**

Ce paragraphe vise à établir un ordre de grandeur du nombre d'événements répondant aux critères suivants :

- survenus à des avions de types A330 et A340 ;
- survenus au dessus du FL 300 ou en conditions décrites comme givrantes par l'équipage ;
- pour lesquels le témoignage de l'équipage ou l'analyse des données enregistrées fait état d'indications de vitesses air erronées.

Le dénombrement proposé ci-après ne peut être considéré comme exhaustif ni définitif. Il convient d'admettre que cette démarche est soumise à de nombreux éléments d'incertitude, tels que :

- la difficulté d'identification et d'interprétation par les équipages d'événements parfois transitoires ou associés à des phénomènes annexes comme les turbulences ;

- ❑ l'existence et l'efficacité des processus de retour d'expérience intra et inter-organismes depuis les équipages vers le constructeur et les autorités nationales et internationales concernées ;
- ❑ l'existence des programmes d'analyse des données de vols et, le cas échéant, le taux de vols effectivement analysés compte tenu des pertes de données éventuelles ;
- ❑ le paramétrage des logiciels d'analyse des données de vol ;
- ❑ le délai d'archivage des données de vol.

En date du 3 novembre 2009, Airbus avait identifié trente-deux événements survenus entre le 12 novembre 2003 et le 1<sup>er</sup> juin 2009<sup>(18)</sup>. Selon Airbus, ces événements sont attribuables à une possible obstruction d'au moins deux sondes Pitot par de la glace. Onze de ces événements sont survenus en 2008 et dix durant les cinq premiers mois de 2009.

Vingt-six de ces événements se sont produits sur des avions équipés de sondes Thales C16195AA, deux sur des avions équipés de sondes Thales C16195BA et un sur un avion équipé de sondes Goodrich 0851HL.

En date du 1<sup>er</sup> juin 2009, Air France avait identifié neuf événements susceptibles de répondre aux critères précités. Après l'accident du F-GZCP, la compagnie a procédé à une analyse ciblée des paramètres enregistrés et identifié six événements supplémentaires survenus en 2008.

Un exploitant étranger a procédé par ailleurs à une analyse ciblée des paramètres de vols enregistrés depuis juin 2006 sur sa flotte A330. En date du 18 novembre 2009, celle-ci avait identifié quatorze événements. Seuls quatre d'entre eux avaient été détectés et rapportés par les équipages à leur compagnie.

En outre, Airbus a identifié quatre événements survenus depuis le 1<sup>er</sup> juin 2009.

Le BEA poursuit la collecte des informations relatives à la gestion de ces événements par les différentes organisations, à savoir le constructeur, les compagnies aériennes et les autorités concernées.

Tous les événements attribuables, selon Airbus, à une possible obstruction d'au moins deux sondes Pitot par de la glace, qu'ils soient antérieurs ou postérieurs à l'accident, sont présentés en annexe 7.

### **1.18.7 Historique des sondes Pitot sur Airbus A330 et gestion à Air France**

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.

<sup>(18)</sup>Sur ces trente-deux événements, douze ont été rapportés à Airbus après le 1<sup>er</sup> juin 2009.

En accord avec cette consigne de navigabilité, le modèle Thales C16195AA est installé sur la flotte A340 d'Air France. A partir de décembre 2001, Air France reçoit ses premiers A330 équipés d'origine avec les sondes Thales C16195AA.

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.

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'indication de vitesse en haute altitude se produit en mai 2008 suivi de plusieurs autres : un en juillet 2008, trois en août 2008, un en septembre 2008 puis un autre en octobre 2008, tous sur A340.

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 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 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.

Le 24 novembre 2008, le problème d'incohérence de vitesse est évoqué lors d'une réunion entre les directions techniques d'Air France et Airbus. Airbus confirme son analyse.

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.

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

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 premier lot de sondes Pitot C16195BA arrive à Air France le 26 mai 2009, soit six jours avant l'accident du F-GZCP.

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



## FAITS ETABLIS

*(les nouveaux faits établis depuis le rapport du 2 juillet 2009 apparaissent en italique)*

- ❑ 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.
- ❑ L'avion avait décollé de Rio de Janeiro sans problème technique connu, sauf sur un des trois panneaux de gestion de la radio.
- ❑ Aucun problème n'a été signalé par l'équipage à Air France ou lors de ses contacts avec les contrôleurs brésiliens.
- ❑ Aucun message de détresse n'a été reçu par les centres de contrôle ou par d'autres avions.
- ❑ Il n'y a pas eu de communications téléphoniques par satellite entre l'avion et le sol.
- ❑ Le dernier échange radio entre l'équipage et le contrôle brésilien a eu lieu à 1 h 35 min 15. L'avion arrivait en limite de portée radar des centres de contrôle brésiliens.
- ❑ A 2 h 01, l'équipage a essayé, sans succès pour la troisième fois, de se connecter au système ADS-C du contrôle de Dakar.
- ❑ Jusqu'au dernier point de position automatique, reçu à 2 h 10 min 34, le vol s'est déroulé sur la route prévue dans le plan de vol.
- ❑ La situation météorologique était conforme à celle que l'on rencontre au 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'AF447 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.
- ❑ Vingt-quatre messages automatiques de maintenance ont été reçus entre 2 h 10 et 2 h 15 via le système ACARS. Il ressort de ces messages une incohérence des vitesses mesurées ainsi que les conséquences associées.
- ❑ Avant 2 h 10, aucun message de maintenance n'a été reçu du vol AF 447, à l'exception de deux messages relatifs à la configuration des toilettes.

- ❑ *Vingt-et-un messages présents dans le CFR ont ou peuvent avoir pour origine des problèmes anémométriques.*
- ❑ *Aucun message présent dans le CFR n'indique la perte des affichages ou des informations inertielles (attitudes).*
- ❑ *Les procédures de l'exploitant et du constructeur mentionnent les actions à accomplir par l'équipage lorsqu'il doute des indications de vitesse.*
- ❑ *Le dernier message ACARS a été reçu vers 2 h 14 min 28.*
- ❑ *Il n'y a pas eu de transfert du vol entre les centres de contrôle brésilien et sénégalais.*
- ❑ *Entre 8 h 00 et 8 h 30, les premiers messages de déclenchement d'alerte ont été émis par les centres de contrôle de Madrid et de Brest.*
- ❑ *Les premiers corps et éléments de l'avion ont été retrouvés le 6 juin.*
- ❑ *Les éléments identifiés proviennent de l'ensemble des zones de l'avion.*
- ❑ *Les masques à oxygène n'ont pas été libérés ; il n'y a pas eu de dépressurisation en vol.*
- ❑ *Tous les gilets de sauvetage retrouvés étaient encore dans leur emballage.*
- ❑ *L'avion avait les volets rentrés lors de l'impact avec la surface de l'eau.*
- ❑ *Trois des onze sièges PNC ont été retrouvés ; ils n'étaient pas utilisés au moment de l'impact.*
- ❑ *L'examen de l'ensemble des débris confirme que l'avion a heurté la surface de l'eau avec une assiette positive, une faible inclinaison et avec une vitesse verticale importante.*
- ❑ *L'analyse de treize événements antérieurs montre que :*
  - *ceux-ci sont survenus dans des masses d'air qui étaient fortement instables et le siège de phénomène de convection profonde ;*
  - *le pilote automatique s'est désengagé dans tous les cas ;*
  - *la durée maximale d'invalidité continue des vitesses enregistrées est de trois minutes et vingt secondes ;*
  - *les variations d'altitude non commandées sont restées dans un intervalle de plus ou moins mille pieds ;*
  - *l'avion est toujours resté dans son domaine de vol.*
- ❑ *Les sondes qui équipaient le F-GZCP répondaient à des exigences plus contraignantes que les normes de certification.*
- ❑ *Le 30 mars 2009, l'analyse des événements antérieurs n'avait pas conduit l'AESA à rendre obligatoire un changement de sondes sur la flotte Airbus A330/A340.*

## 4 - RECOMMANDATIONS

### 4.1 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 également 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 donc 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 :

- 1. 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 ;**
- 2. 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 ;**
- 3. 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 :

- 4. de demander au Groupe FLIRECP<sup>(19)</sup> 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.**

<sup>(19)</sup>Flight Recorder Panel.

## 4.2 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 :

- 1. de faire conduire des études pour déterminer avec une précision suffisante la composition des masses nuageuses à haute altitude,**  
et
- 2. en liaison avec les autres autorités de réglementation, de faire évoluer, à partir des résultats obtenus, les critères de certification.**

# Liste des annexes

## **annexe 1**

Positions dans la cabine des corps des passagers retrouvés

## **annexe 2**

Synthèse des recherches en mer

## **annexe 3**

Analyse météorologique complémentaire

## **annexe 4**

Enveloppe de certification des sondes Pitot

## **annexe 5**

Procédure anormale complémentaire *stall warning*

## **annexe 6**

Extraits du livret de briefings A330/A340 Entraînement Contrôle Périodique 2008/2009

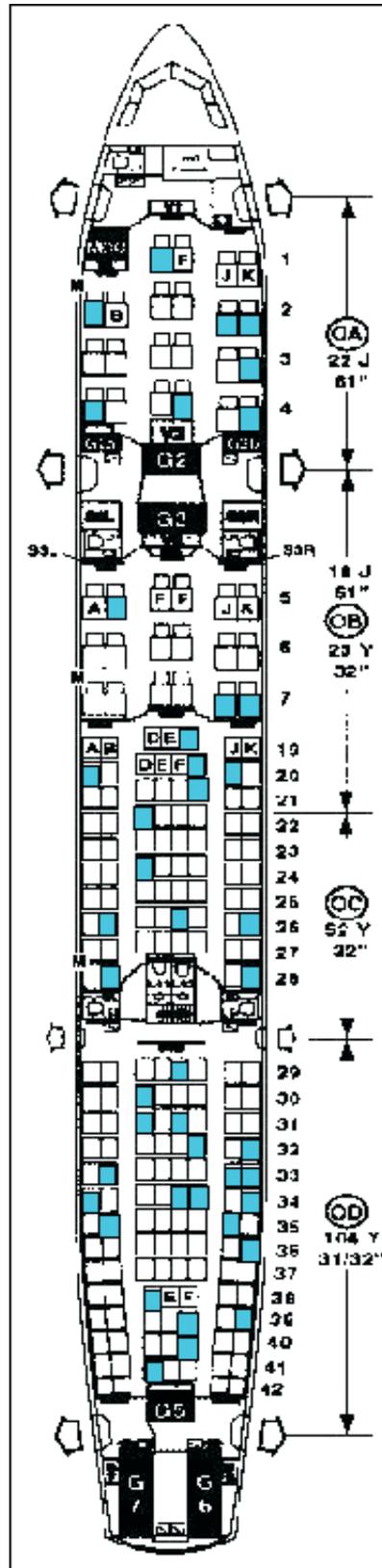
## **annexe 7**

Liste des événements sur A330/A340 attribuables à l'obstruction d'au moins deux sondes Pitot par de la glace, identifiés par Airbus en date du 3 novembre 2009



## annexe 1

### Position dans la cabine des corps des passagers retrouvés



En bleu, sièges occupés par les victimes retrouvées, d'après les places attribuées lors de l'enregistrement



## annexe 2

### Résumé des recherches en mer des phases 1 et 2

#### 1 - RÉALISATION DES RECHERCHES DE LA PHASE 1

##### 1.1 Résumé des caractéristiques des moyens acoustiques

Les principaux moyens acoustiques exploités durant les recherches ont été ceux du SNA (Sous-marin Nucléaire d'Attaque) *Emeraude* et les deux hydrophones remorqués TPLs (Towed Pinger Locator) de l'US Navy.

##### **Le SNA *Emeraude***

L'*Emeraude* est équipé de nombreux senseurs acoustiques parmi lesquels un intercepteur de sonar qui a été utilisé durant les recherches. Il convient de préciser que cet équipement n'est pas conçu à l'origine pour détecter et localiser les balises acoustiques de type ULB. La première estimation de distance de détection des ULB par le sous-marin était de l'ordre de 2 000 mètres.

Durant l'opération de recherche, la base support du SNA a conduit des essais en Méditerranée à partir d'un bâtiment du même type afin de vérifier et d'optimiser les performances du senseur utilisé. Les résultats de ces essais ont permis de définir de nouveaux réglages pour accroître les capacités de détection de l'intercepteur de l'*Emeraude* (distance de détection de 2 000 mètres du 10 au 30 juin, étendue à environ 3 200 mètres du 1<sup>er</sup> au 10 juillet).

Le SNA a parcouru des superficies supérieures à celles des autres moyens déployés grâce à sa vitesse d'écoute située, pour cette opération, entre 6 et 10 nœuds. Sa présence a cependant imposé la mise en place d'une vaste zone de sécurité autour de sa zone de patrouille afin d'éviter toute interférence (anti-collision) entre les différents moyens remorqués et le sous-marin. Ce souci de sécurité a nécessité une gestion adéquate du volume sous-marin. La coordination avec le SNA était effectuée en liaison avec le commandement de Brest, imposant un préavis important pour l'attribution des volumes de recherche (le sous-marin devait interrompre son opération d'écoute pour remonter en surface et assurer une liaison radio quotidienne avec Brest).

##### **Les hydrophones remorqués de l'US Navy**



TPL 20 déployé par  
le FAIRMOUNT Expédition



TPL 40 déployé par le FAIRMOUNT Glacier

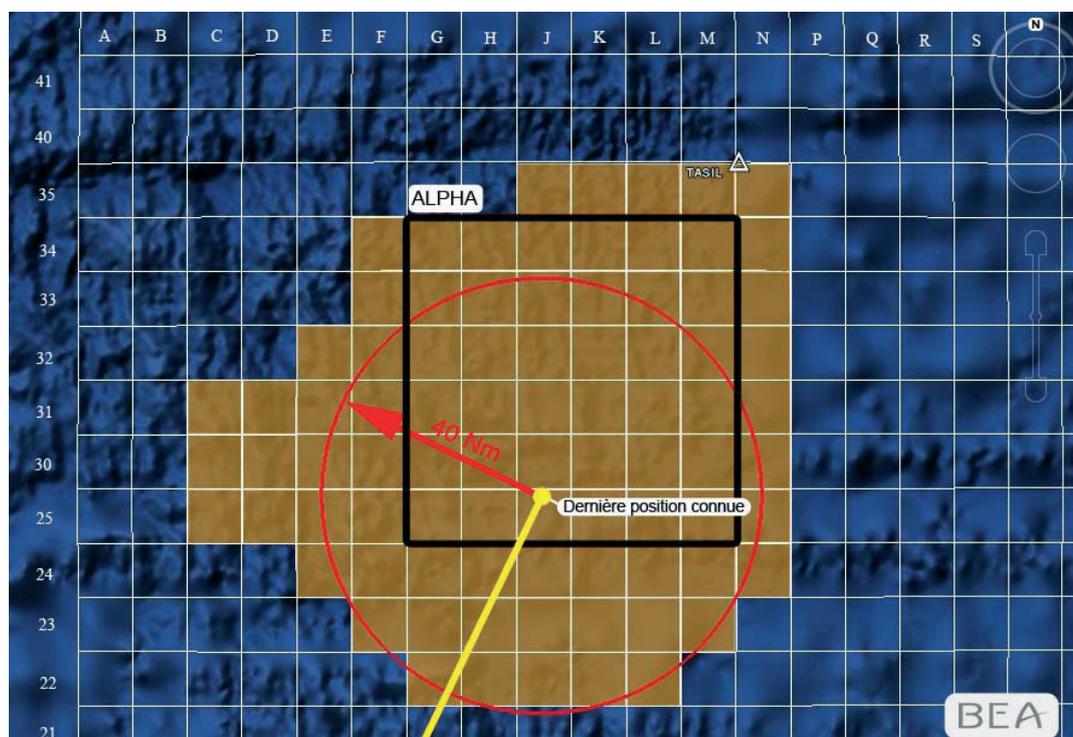
Les deux TPLs sont des engins remorqués équipés chacun d'un hydrophone omnidirectionnel capable de recevoir les signaux acoustiques de fréquence d'émission comprise entre 5 et 60 kHz.

Ces deux équipements peuvent opérer jusqu'à 6 000 mètres de profondeur avec des vitesses de remorquage allant de 1,5 à 5 nœuds. Ils peuvent être installés sur tous types de navire d'opportunité capable de recevoir une charge de l'ordre de 25 tonnes. Un logiciel de cartographie permet, à partir des informations de positionnement GPS, de suivre les évolutions du bateau et la position de l'objet remorqué. Ce dernier est équipé d'un capteur de pression qui transmet en permanence l'immersion réelle du TPL. La gestion « longueur de câble déployé – vitesse du bateau remorqueur » permet de placer le senseur acoustique à l'immersion désirée.

Ce matériel est régulièrement utilisé par l'US Navy pour rechercher des enregistreurs par grande profondeur. La dernière opération relative à un accident d'aviation civile concerne l'accident d'un B737-200 exploité par Adam Air, survenu le 1<sup>er</sup> janvier 2007 au large des Célèbes (Indonésie), qui a été localisé à environ 1 800 mètres de profondeur.

## 1.2 Organisation et attribution des zones

La coordination tactique des recherches s'est effectuée à bord du navire *Pourquoi Pas ?* de l'IFREMER. Elle a été conduite par le BEA en liaison avec du personnel de la CEPHISMER (Marine nationale). L'attribution des zones de recherche a été établie en fonction des contraintes liées aux différents moyens disponibles. L'objectif a consisté à couvrir le plus efficacement possible la zone de recherche, avec une priorité sur la zone Alpha (voir figure ci après).



Zone de recherche sous-marine

Rappel : la zone a été découpée en blocs de dix minutes d'arc de longueur de chaque côté (soit approximativement des carrés de 10 NM de côté sous ces latitudes).

Les hydrophones remorqués de l'US Navy (TPLs) ont été jugés comme étant les moyens les plus efficaces et ont été prioritairement déployés dans la zone Alpha. Les résultats pondérés décrits dans le paragraphe 1.4 illustrent cette approche.

Le SNA a commencé à explorer la zone Alpha dès son arrivée sur site. Lorsque les remorqueurs équipés des TPLs sont arrivés sur site, les zones attribuées au SNA ont été déplacées à l'ouest, autour du point de retro-dérive calculé par Météo France et dans la partie sud du cercle des 40 nautiques centré sur la dernière position connue.

Les moyens de détection et d'intervention (*Nautile*, *Victor 6000*) à bord du *Pourquoi Pas ?* ont principalement servi à lever des doutes sur des détections enregistrées par les autres moyens sur zone.

### 1.3 Travaux de rétro-dérive

La connaissance des courants et des vents dans la zone de l'accident permet théoriquement d'estimer les positions antérieures de chaque corps et débris répertoriés en calculant une trajectoire à rebours. En arrêtant cette trajectoire au moment de l'accident (le 1<sup>er</sup> juin 2009 à 2 h 15 UTC environ), on peut ainsi estimer une zone d'impact possible. Ce calcul est appelé rétro-dérive ou dérive inverse.

Une équipe composée d'experts de Météo-France, du SHOM, de l'IFREMER, de Mercator Ocean et du CROSS Gris-Nez a travaillé sur les calculs de dérive. L'US Navy, la Marine brésilienne et les US Coast Guards (USGC) ont également fourni les résultats de leurs calculs.

Les différents points de rétro-dérive ont été calculés à partir des positions des débris et des corps retrouvés le 6 et 7 juin, et plus particulièrement à partir de la position de l'empennage vertical retrouvé le 7 juin 2009.

Les calculs effectués par les USCG permettent d'estimer une zone de l'empennage vertical au 1<sup>er</sup> juin à 2 h 15 à environ 30 NM dans le sud-est de sa position au 7 juin. Par ailleurs, une zone estimée des corps au 1<sup>er</sup> juin a aussi été calculée, en faisant l'hypothèse qu'ils dérivait à la surface depuis l'accident.

Des calculs effectués par le service météorologique brésilien et par l'US NAVY donnent des résultats proches du point USCG. Ces différentes simulations utilisent le même modèle de courant : le modèle NCOM<sup>(1)</sup>.

Ces résultats se trouvent dans la zone Alpha qui a été explorée par les TPLs.

Les calculs de rétro-dérive de l'empennage vertical effectués par Météo-France ont quant à eux permis d'estimer une zone d'impact au 1<sup>er</sup> juin à 2 h 15 à environ 50 NM dans le sud-ouest de sa position au 7 juin. Cette zone s'étend sur environ 25 NM en fonction du taux d'immersion supposé de l'empennage vertical compris entre 80 et 100 %. Ces derniers résultats divergent de ceux

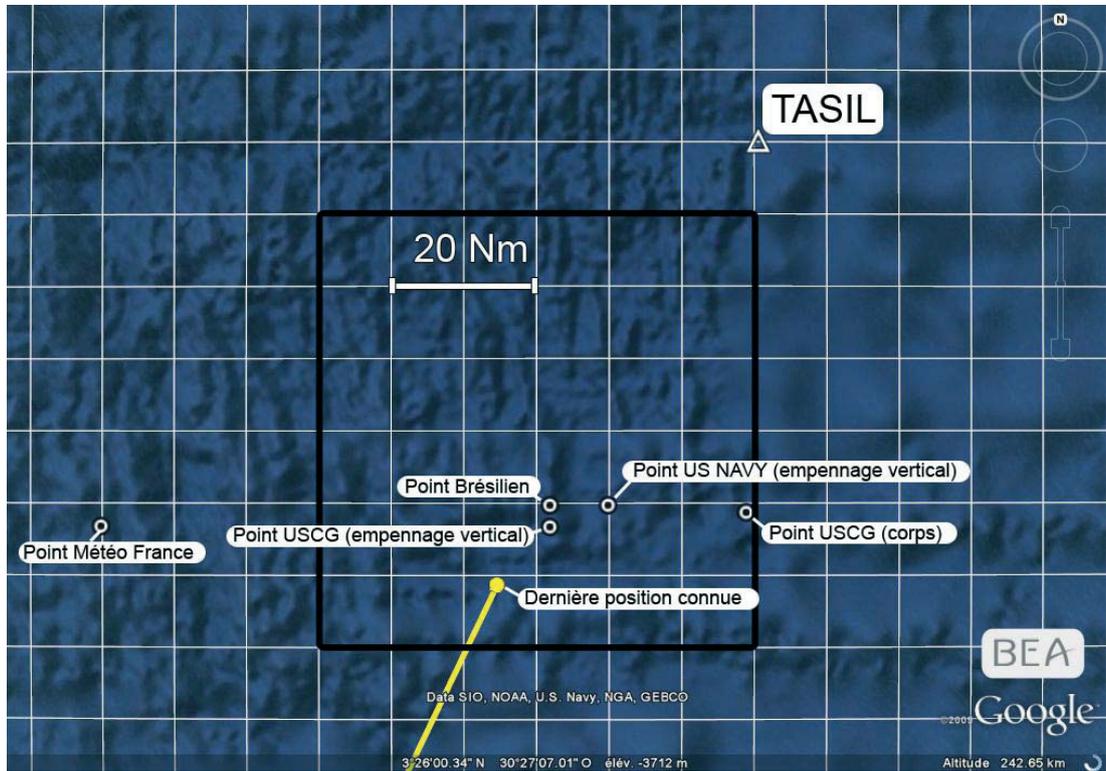
<sup>(1)</sup>Le modèle NCOM (Navy Coastal Ocean Model) est basé sur une grille de 1/8° (soit une résolution d'environ 15 km). Il est forcé par le modèle atmosphérique NOGAPS (résolution 50 km) et reçoit quotidiennement de l'US Navy des données d'observations et des données de prévisions avec des intervalles d'une heure. Ces données sont régulièrement assimilées et comparées entre elles et avec les données renvoyées par les balises dérivantes.

<sup>(2)</sup>Le modèle Mercator se décompose en deux sous-modèles PSY2 et PSY3.

- Mercator PSY2 modélise l'Atlantique et la Méditerranée en haute résolution sur une grille de 1/12° (soit 9 km) et avec cinquante niveaux verticaux. Il est forcé à la surface par le modèle de vent du ECMWF (European Centre for Medium-Range Weather Forecasts) de 25 km de résolution. Il produit des champs de courant quotidiens.
- Mercator PSY3 modélise de manière plus globale tous les océans en moyenne résolution sur une grille de 1/4° (soit environ 25 km).

fournis par les autres simulations de rétro-dérive. Les calculs de Météo France s'appuient notamment sur le modèle de courant développé par Mercator<sup>(2)</sup>.

Les résultats de Météo France se trouvant relativement éloignés de la zone Alpha, le SNA a exploré cette zone située à l'ouest avec l'objectif principal de lever les doutes.



Résultats des calculs de rétro-dérive

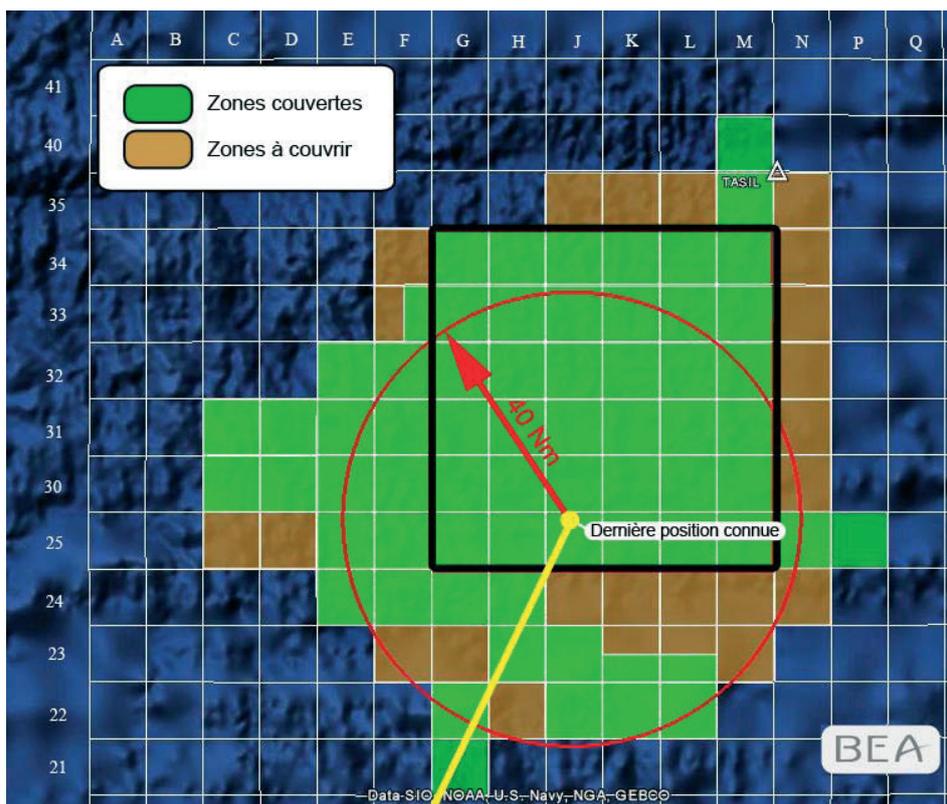
Les courants entre le 1<sup>er</sup> juin et le 6 juin sont difficiles à évaluer compte tenu du peu d'observations disponibles dans la zone estimée de l'accident susceptibles d'être assimilées pour contraindre les modèles. La proximité de cette zone avec l'équateur affecte également la modélisation. L'accident est survenu dans la période du déclenchement saisonnier du contrecourant nord-équatorial, ce qui rend également difficile cette modélisation des courants marins. Ces éléments ont contribué à rendre les calculs de rétro-dérive imprécis, d'autant plus que la plage de calcul s'étend sur cinq à six jours, ce qui a accentué les écarts.

#### 1.4 Résultats de la phase 1

Rappel : la conduite de la phase et l'exploitation des résultats afférents suppose qu'au moins une balise émettait et était détectable.

##### Résultats bruts

Au terme de 31 jours de recherches acoustiques, un peu plus de 22 000 km<sup>2</sup> ont été explorés par les moyens déployés sur la zone, ce qui représente quantitativement environ 74 % de l'objectif initial (voir figure ci-après).



Zones couvertes par les moyens de recherches acoustiques

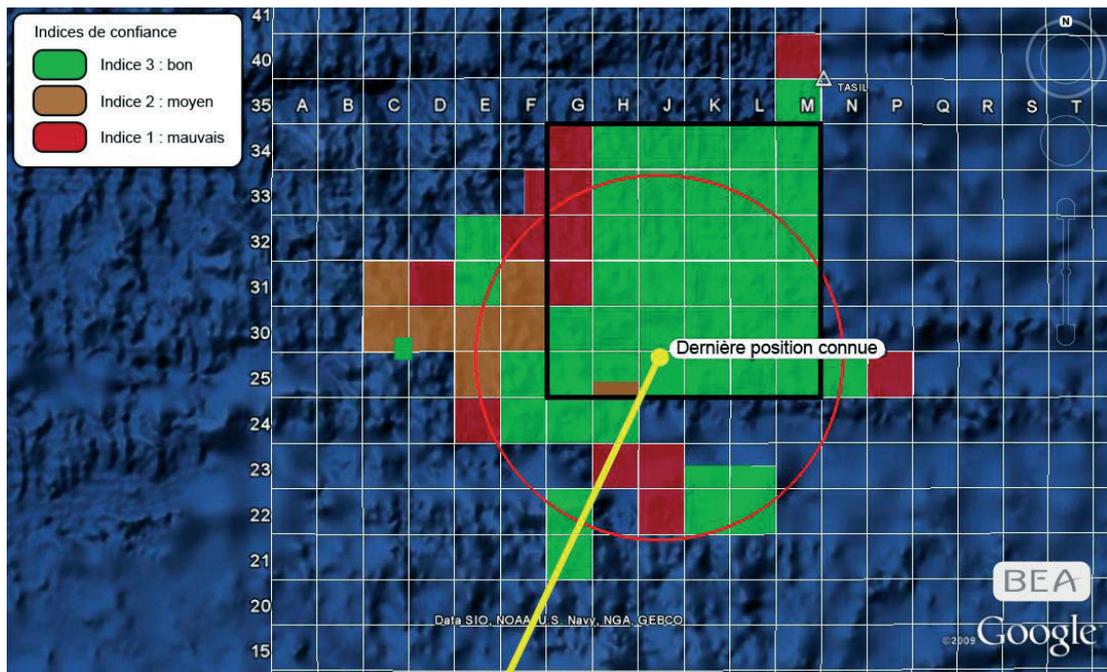
Ce résultat a majoritairement été obtenu grâce aux moyens de l'US Navy et de la Marine nationale. Il n'y a eu aucune détection du signal émis par les balises ULB des enregistreurs de vol et les observations sous-marines des fonds n'ont pas permis de localiser des éléments de l'épave du F-GZCP.

Pour ce qui concerne les moyens d'intervention embarqués à bord du *Pourquoi Pas ?*, les engins *Victor* et *Nautil* ont couvert une distance totale de 245 km sur le fond pour environ 220 heures de plongées.

### Résultats pondérés

Un travail qualitatif sur les zones couvertes a été effectué. Les résultats bruts ont été pondérés avec des indices de confiance associés à chaque moyen déployé sur la zone. Pour chaque moyen, le niveau de cet indice a été établi à partir des qualités intrinsèques de détection, de la profondeur de la zone de recherche et du retour d'expérience. En résumé, un bon indice de confiance dans toutes les zones a été attribué aux moyens TPLs de l'US Navy. Quant au SNA, ses indices de confiance ont été principalement appréciés en fonction de l'amélioration des capacités de détection de ses capteurs et de la profondeur de la zone de recherche.

Le résultat de ce travail a conduit à la définition de trois indices de confiance matérialisés par un code couleur dans la figure ci-après pour chaque carreau du carroyage de la zone de recherche.



Résultats pondérés de la zone de recherche en fonction de la capacité des moyens acoustiques

## 1.5 Retour d'expérience

Le retour d'expérience de cette phase permet d'établir une première liste de facteurs facilitant la localisation d'une épave :

- le largage de bouées de mesure de dérive par les premiers moyens aériens arrivés sur zone aurait permis de mieux connaître les dérives dès les premières heures ;
- l'utilisation de balises ULB pouvant émettre jusqu'à 90 jours aurait permis de prolonger les recherches des balises ULB dans cette vaste zone ;
- les balises ULB de 37,5 kHz ont une portée limitée, ce qui nécessite l'utilisation de moyens spécifiques, peu répandus, pour des profondeurs supérieures à 1 500 mètres, surtout lorsque l'épave se trouve loin des côtes. L'utilisation de balises émettant à des fréquences plus basses (par exemple entre 8,5 et 9,5 kHz) aurait grandement facilité la détection de l'épave. Les moyens militaires français et étrangers sont conçus pour rapidement détecter depuis la surface ces signaux de basse fréquence qui portent plus loin.

## 2 - PHASE 2 : RECHERCHE DE L'ÉPAVE

### 2.1 Préparation de la phase 2

Le *Pourquoi Pas ?* étant sur zone, il a été décidé de faire parvenir le Sonar Acoustique Remorqué (SAR) de l'IFREMER à Dakar pour qu'il puisse être installé sur le *Pourquoi Pas ?* lors de sa remobilisation afin d'entamer la phase suivante des recherches.

La ligne (J-M 24) du carroyage n'avait pas été explorée par manque de temps au cours de la phase 1. La phase 2 a consisté à couvrir cette zone puis à compléter la connaissance de la bathymétrie à l'intérieur du cercle de 40 NM.

Note : la bathymétrie de cette zone composée d'une plaine et de faibles pentes était compatible avec l'utilisation d'un sonar remorqué.

Pour cette mission d'exploration de sites sous-marins profonds, le *Pourquoi Pas ?* était notamment équipé du SAR, du robot télé-opéré *Victor*, du sous-marin *Nautil* et de son sondeur multi-faisceau (SMF).

### 2.2 Le Sonar Acoustique Remorqué (SAR) de l'IFREMER

Le SAR a été conçu par l'IFREMER pour l'étude de la nature et de la structure géologique des fonds marins par grande profondeur (200 à 6 000 mètres). Il a aussi été utilisé pour la recherche d'épaves.

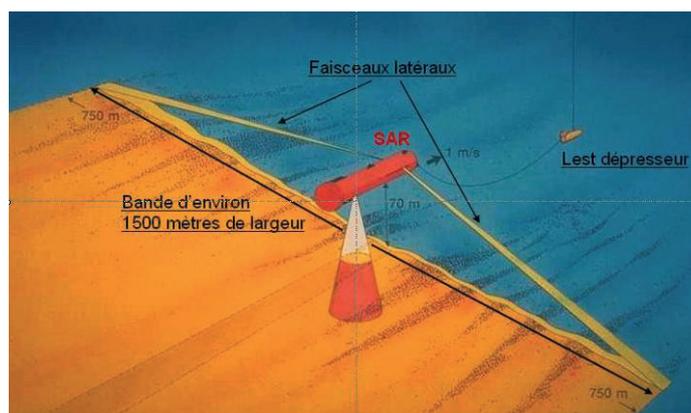
Ce sonar à balayage latéral de fréquence 180 kHz permet par sa résolution en imagerie (1 pixel pour 25 cm), d'aborder l'étude détaillée des fonds marins en complément des autres systèmes embarqués destinés à des reconnaissances plus larges.

Le SAR est constitué d'un véhicule en forme de torpille (le poisson) d'environ 2,4 tonnes qui transporte deux antennes de géométrie rectangulaire d'une longueur d'un mètre environ installées de part et d'autre du « poisson ».



Sonar acoustique remorqué (IFREMER)

Le système acoustique remorqué peut couvrir des surfaces relativement importantes par sa vitesse, de l'ordre de deux nœuds, et par sa portée qui permet de couvrir une bande d'environ 1 500 mètres de largeur (fauchée).



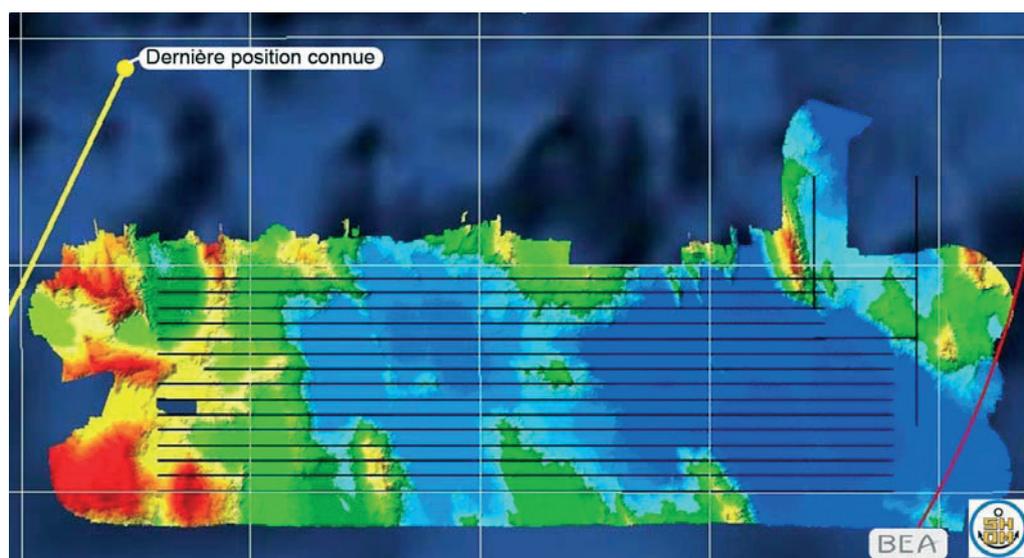
Principe de fonctionnement

Un faisceau sonore étroit est émis latéralement le long de la fauchée avec une incidence rasante pour être ensuite réfléchi selon la nature du fond. L'écho ainsi recueilli au cours du temps est une représentation de la rétrodiffusion du fond le long de la fauchée. Ce signal est enregistré latéralement à la direction d'avancée du sonar (side-scan sonar) ce qui permet d'obtenir ainsi, ligne après ligne, une « image acoustique du fond ».

La rétrodiffusion des échos dépend de la nature du fond marin. Des roches ou des objets rétrodiffuseront plus que des sédiments mous. Ce phénomène est donc intéressant pour la recherche d'objets posés sur le fond comme les épaves.

### 2.3 Couverture de la zone de recherches

Les profils ont été espacés de 1 200 mètres pour permettre un recouvrement théorique d'environ trois cents mètres entre deux profils. L'organisation des profils a été élaborée afin de faciliter les manœuvres du bateau et en tenant compte de la bathymétrie (voir figure ci-après).



Rails définis sur la zone de recherches

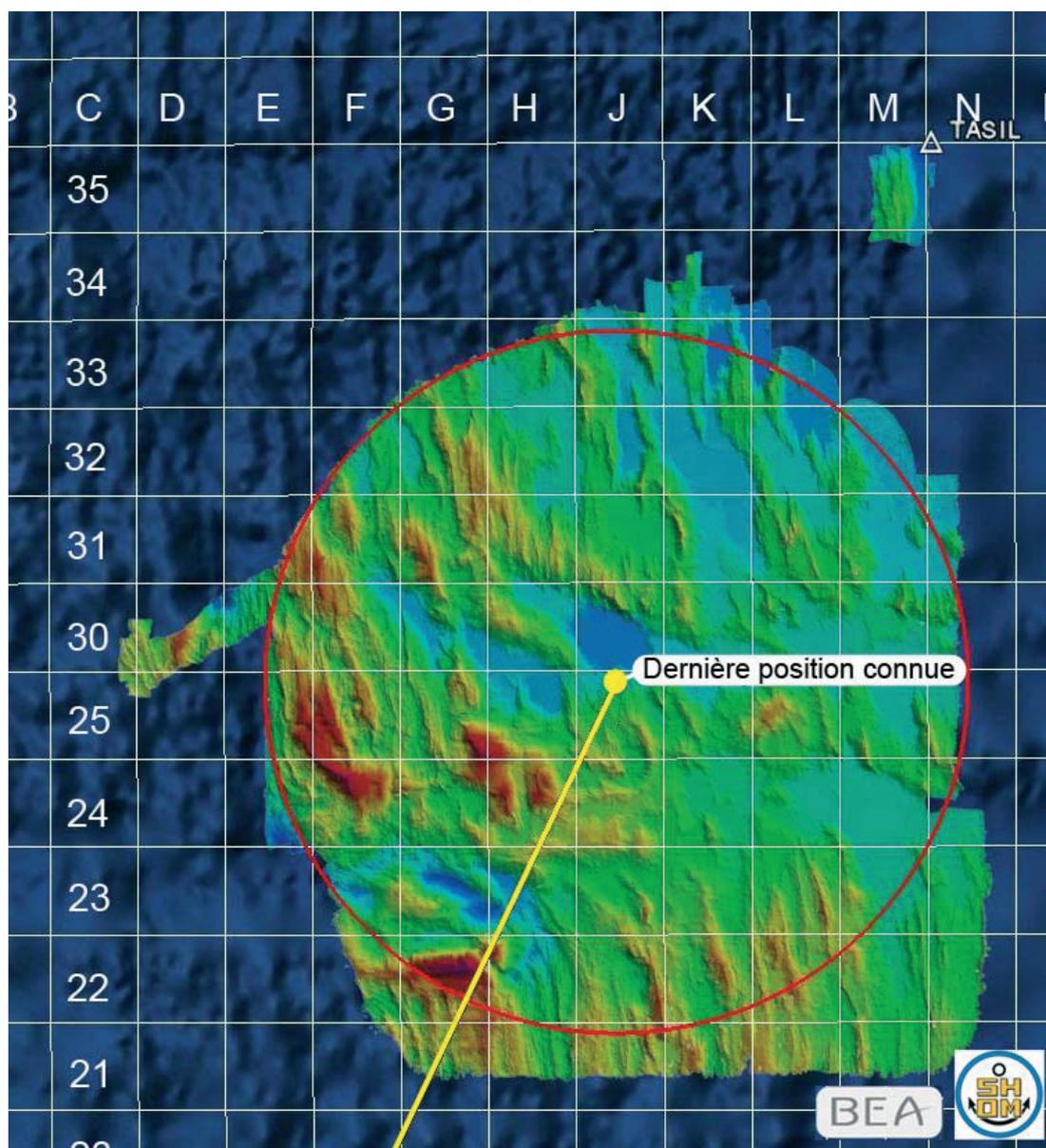
Le SAR a été opéré sur la ligne 24, carreaux J, K, L et M.

Le taux d'insonification de la zone a été estimé en tenant compte de deux paramètres : le niveau de réflectivité détecté par le SAR et l'analyse des pentes. Cette analyse a estimé le taux de détection à un minimum de 83 %.

1 230 km<sup>2</sup> ont ainsi été couverts et des plongées à l'aide du robot *Victor* ont permis de lever le doute sur certaines détections. A titre d'information, les surfaces couvertes par le SAR et le ROV sont respectivement d'environ 100 km<sup>2</sup> / jour et 5 km<sup>2</sup> / jour.

## 2.4 Bathymétrie de la zone

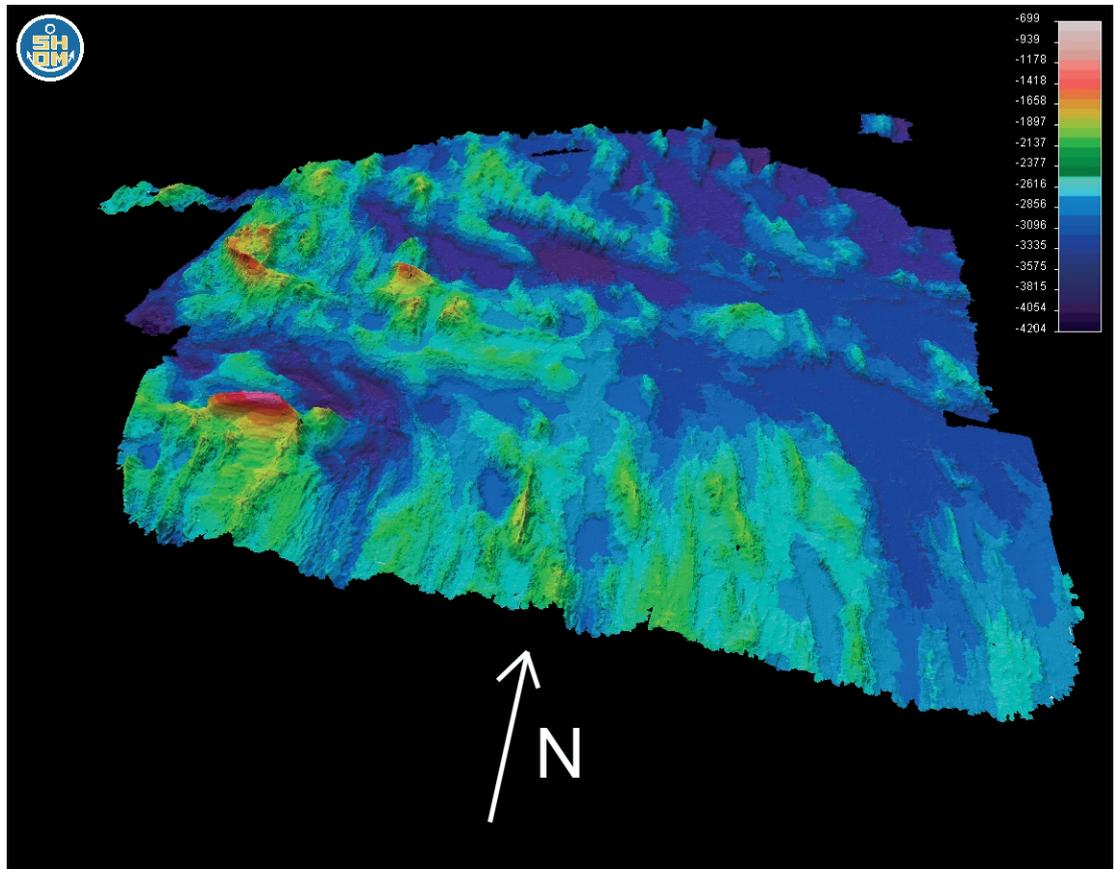
Lors de cette deuxième phase, un détachement du SHOM à bord du *Pourquoi pas ?* a également complété les connaissances de la topographie de la zone (bathymétrie). La mise en œuvre du sondeur multi-faisceau grand fond a permis de récolter des données de profondeur pour obtenir la bathymétrie représentée ci-après :



Bathymétrie de la zone de recherche

Les zones de relief à forte pente représentent environ 27 % de la superficie. Les fonds sous-marins sont plus accidentés dans la partie ouest de la zone qui est très proche de la dorsale médio-atlantique.

La bathymétrie en trois dimensions ci-après montre que le relief dans le sud-est de la zone est très variable. Il présente des profondeurs comprises entre 700 mètres et 4 300 mètres sur de faibles distances.



Bathymétrie 3D

## annexe 3

# Analyse météorologique complémentaire



### Analyse météorologique complémentaire

#### Caractéristiques de la mission TRMM

Le programme TRMM (Tropical Rainfall Measuring Mission) est un programme conjoint entre la NASA et l'Agence d'exploration aérospatiale japonaise (JAXA) pour étudier et surveiller les précipitations tropicales. Il s'appuie sur le satellite éponyme TRMM placé sur une orbite non synchrone de 350 km d'altitude, inclinée à 35 degrés par rapport à l'équateur. L'altitude basse permet d'obtenir une résolution spatiale élevée dans la zone intertropicale, et d'utiliser un radar embarqué pour mesurer les précipitations, grâce à un bilan de liaison favorable. La fréquence de revisite est optimisée par le choix d'une orbite non synchrone et peu inclinée, pour réaliser les objectifs climatologiques de la mission, mais reste modeste.

Le hasard fait toutefois que le satellite a survolé la zone d'intérêt à un instant proche de l'heure correspondant à la dernière position connue de l'AF447, ce qui rend ses observations plus pertinentes que celles d'autres satellites de recherche comme CLOUDSAT : la dernière position connue a été survolée par le satellite à 2h30, soit une vingtaine de minutes après le dernier message ACARS.

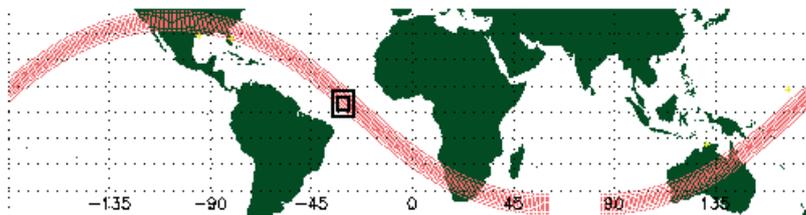


Figure 1 : Orbite TRMM n° 65760 du 01/06/2009. La position 2,98°N 30,59°W a été survolée par le satellite à 2H30 UTC.

Aucune observation du radar PR (Precipitation Radar) n'étant disponible pour cette orbite, les observations fournies par 3 instruments à bord de la mission TRMM ont été étudiées :

- LIS (Lightning Imaging Sensor), un imageur d'observation des éclairs nocturnes, par le haut ;
- VIRS (Visible and InfraRed Scanner);
- TMI (Tropospheric Microwave Instrument), un radiomètre imageur opérant dans le domaine des hyperfréquences ;

#### Observations de la foudre par l'imageur LIS

L'instrument LIS (Lightning Imaging Sensor) n'observe pas d'éclairs dans la zone.



### Imagerie infrarouge

Le radiomètre VIRS possède plusieurs canaux infrarouges comparables à ceux de l'instrument de Météosat Seconde Génération, notamment le canal 4 à 10.8 $\mu$ m utilisé dans le premier rapport d'étape. On peut donc appliquer les mêmes méthodes de seuillage à l'image infrarouge VIRS qu'à celles de Météosat Seconde Génération,

Étant entendu qu'il n'est pas possible d'analyser l'évolution temporelle du système avec l'image unique de la zone qui est disponible.

La figure 2 ci-dessous présente l'image infrarouge VIRS à 10.8 $\mu$ m, centrée sur la dernière position connue et couvrant une zone de 5°x5°.

Les températures de sommet des nuages les plus froides apparaissent en violet, avec des températures de brillance de l'ordre de 195°K (soit -80°C) pour les pixels les plus froids. Ces valeurs sont tout à fait cohérentes avec les températures de l'image infrarouge Météosat, de 02h07 UTC. On peut en déduire que les tours convectives présentes dans l'amas à 2h07 n'ont pas connu un développement brutal et intense entre 2h07 et 2h30 qui se serait traduit par une signature infrarouge remarquablement intense sur l'image VIRS de 2h30. Cette information nouvelle ne permet donc pas de conclure à l'existence de développements brutaux et intenses après 2H07, mais pas, non plus, à une décroissance notable de l'activité convective.

1B01.090601.65760.6.HDF channels(4)

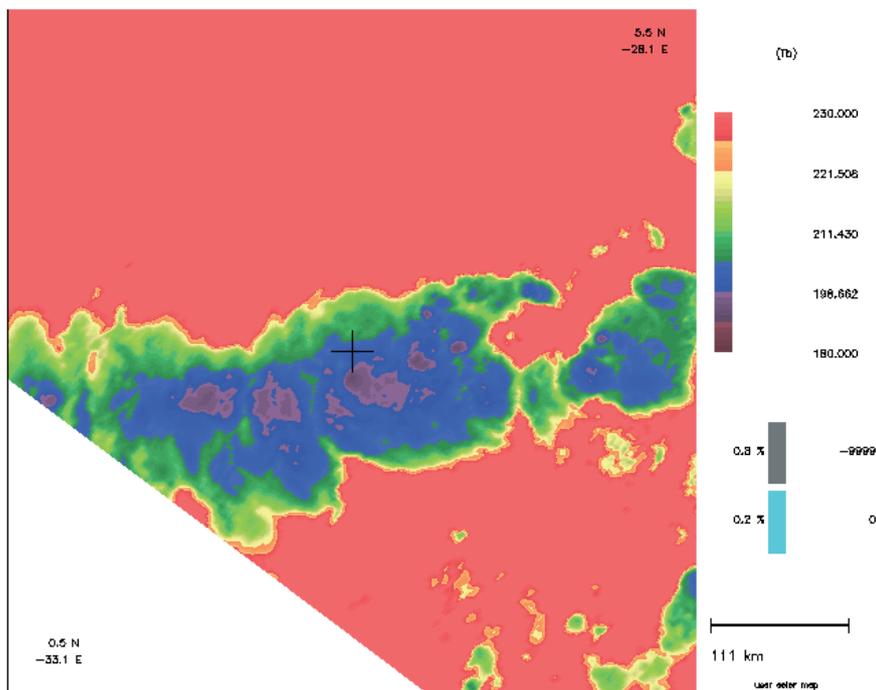


Figure 2 : Image infrarouge VIRS dans le canal 10.8  $\mu\text{m}$  le 01/06/2009 vers 02h30 UTC, centrée sur la dernière position connue de l'AF447.

#### Imagerie micro-ondes « tout temps »

Les produits dérivés des observations du sondeur micro-ondes TMI qui sont disponibles sont plus difficilement utilisables en tant que tels : ce sont des produits dits « de niveau 2 » combinant plusieurs canaux, éventuellement complétés par des données d'autres instruments embarqués sur le même satellite, et dont la qualité et la représentativité dépend de celle des algorithmes utilisés, souvent indirects pour ce type d'instrument.

Le traitement des observations hyperfréquences du sondeur TMI, qui concernent toute la tranche d'atmosphère et non pas seulement le sommet des nuages, permet, dans le domaine de validité des algorithmes utilisés, d'évaluer certaines caractéristiques associées à la convection et aux précipitations qui se développent sous sa trajectoire. Une évaluation du taux de chaleur latente libérée par condensation au sein de l'amas convectif, réalisée par le Goddard Earth Science and Technology Center de la NASA, est présentée en figure 3 ci-dessous, à une altitude de 10 km, inférieure à l'altitude de sommet des cumulonimbus arrivés à maturité.

Les zones de forte libération de chaleur latente correspondent à des courants ascendants qui transportent de grandes quantités de vapeur d'eau. La pression diminuant avec l'altitude, la vapeur d'eau transportée se détend, se refroidit, puis se condense sous forme de gouttelettes d'eau liquide ou de cristaux de glace. Lors de la condensation, les molécules libèrent de fortes quantités de chaleur qui réchauffent l'air environnant. Plus les quantités de vapeur transportées sont importantes plus la quantité de chaleur latente libérée est forte, se qui traduit la présence de tours convectives associées à de forts courants ascendants.

Bien que l'algorithme utilisé pour cette évaluation soit encore expérimental, ses résultats semblent indiquer la présence à 02h30, dans la zone d'intérêt, de régions de forte condensation qui correspondraient à des tours convectives actives à des altitudes inférieures à celles des sommets des cumulonimbus arrivés à maturité.

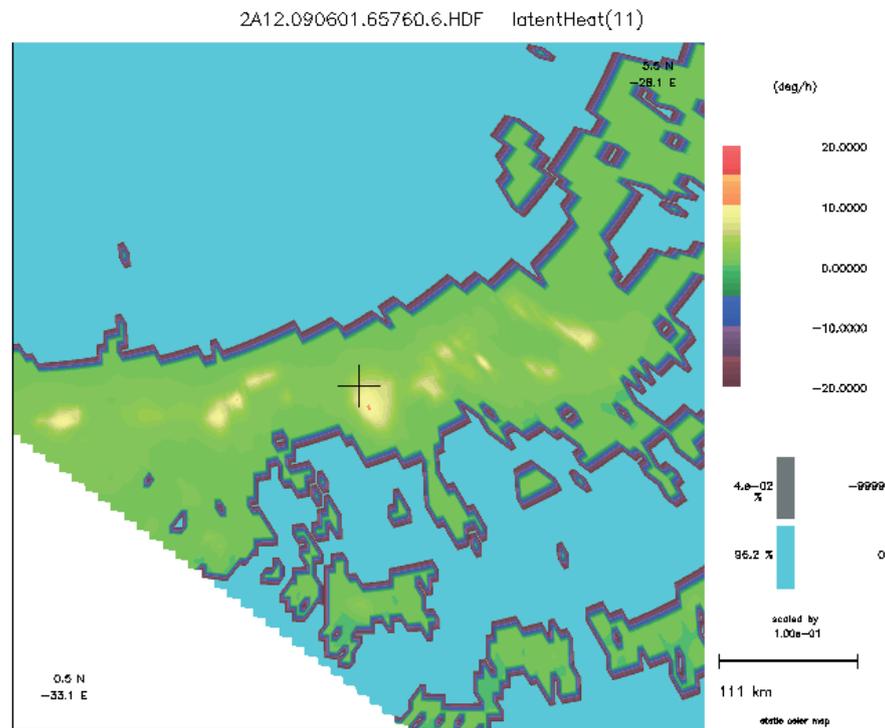


Figure 3 : dégagement de chaleur latente calculé à partir des observations du sondeur micro-onde TMI le 01/06/2009 vers 02h30 UTC, pour une altitude de 10km. Algorithme expérimental mis en œuvre par le Goddard Earth Science and Technology Center, centre de recherche de la NASA.



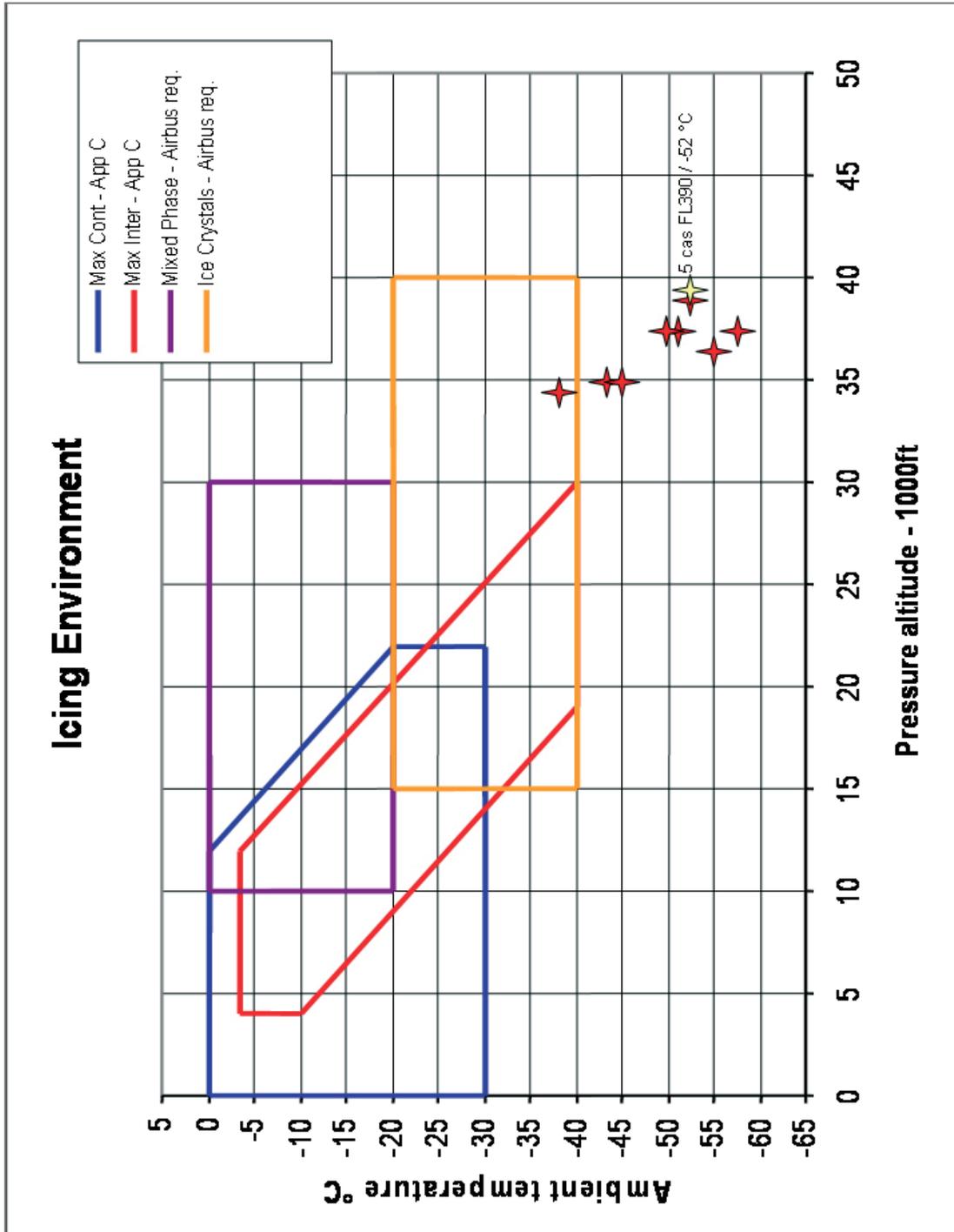
## Synthèse

L'analyse des observations réalisées à 2h30 UTC des deux instruments optiques (LIS et VIRS) du satellite TRMM au voisinage de la dernière position connue du vol AF447 confirment l'absence d'éclair et ne permettent pas de conclure à un développement brutal et exceptionnellement intense de l'activité convective entre 2h07 et 2h30 UTC. En revanche, l'analyse des produits dérivés des observations du sondeur hyperfréquences TMI, qui est le seul à produire des observations sous le sommet des nuages, indique, dans la limite de validité des algorithmes utilisés par la NASA, une forte condensation autour de 10 km d'altitude, qui pourrait correspondre à des tours convectives actives à cette altitude.



## annexe 4

### Enveloppe de certification des sondes Pitot





## annexe 5

# Procédure anormale complémentaire stall warning

	<b>SUPPLEMENTARY TECHNIQUES</b>  FLIGHT CONTROLS	3.04.27	P 5a
		SEQ 001	REV 24

**STALL WARNING**

An aural "STALL, STALL" warning continuously sounds at low speeds in ALTN or DIRECT laws. However, spurious stall warning may sound in NORMAL law just after lift-off, if an Angle-Of-Attack (AoA) is damaged. In any cases, upon hearing it, the pilot must return to the normal operating speed by taking conventional actions with the controls :

- **At lift-off :**  
 THRUST LEVERS . . . . . TOGA  
 At the same time :  
 PITCH ATTITUDE . . . . . 12.5°  
 BANK ANGLE . . . . . ROLL WINGS LEVEL  
 SPEEDBRAKES . . . . . CHECK RETRACTED

*Note : When a safe flight path and speed are achieved and maintained, if stall warning is still activated, consider a spurious stall warning*

- **During any other flight phases after lift-off :**  
 THRUST LEVERS . . . . . TOGA  
 At the same time :  
 PITCH ATTITUDE . . . . . REDUCE  
 BANK ANGLE . . . . . ROLL WINGS LEVEL  
 SPEEDBRAKES . . . . . CHECK RETRACTED

**CAUTION**

If a risk of ground contact exists, reduce pitch attitude no more than necessary to allow airspeed to increase

- **After initial recovery :**  
 Maintain the speed close to V Stall Warning speed (VSW), until it is safe to accelerate
- **If in clean configuration and below 20 000 feet :**  
 FLAP 1 ..... SELECT
- **When out of stall and if no threat of ground contact :**  
 LANDING GEAR ..... UP
  - Recover normal speeds, and select flaps as required
  - In case of one engine inoperative, use power and rudder with care

The aural stall warning may also sound at high altitude, where it warns that the aircraft is approaching the angle of attack for the onset of buffet. To recover, the pilot must relax the back pressure on the sidestick and reduce bank angle, if necessary. When the stall warning stops, the pilot can increase back pressure again, if necessary, to return to the planned trajectory.

# annexe 6

## Extraits du livret de briefing A330/A340

### Entraînement Contrôle Périodique 2008/2009

PAGE 36	A330 / A340 ENTRAINEMENT CONTROLE PERIODIQUE LIVRET DE BRIEFINGS	
AFR-AV-334-S-ECPB-0-2a-0803	BRIEFINGS ANNEE 2008-2009	OA.AV

## 2. IAS DOUTEUSE

-  QRH : 04.40.02
-  TU : 03.01.01.03  
03.02.34.143/150

### Introduction

Sur avions classiques, des indications erronées de la vitesse ont conduit à des pertes de contrôle en vol suite à une non-détection par l'équipage de la panne (défaut de sonde pitot ou de sonde statique, panne réchauffage, ...) : un buffeting basse vitesse réel a ainsi pu être interprété comme un buffeting haute vitesse (cas d'une indication de vitesse supérieure à l'IAS réelle), l'augmentation de l'assiette par l'équipage a alors conduit au décrochage.

Sur notre avion, dans la plupart des cas, une panne ou une information erronée sera détectée par l'ECAM, les calculateurs FMGEC rejettent les ADR fournissant des vitesses/altitudes erronées : les informations présentées à l'équipage permettent d'assurer la trajectoire en sécurité. Toutefois, les FMGEC ne seront pas capables de rejeter deux altitudes/vitesses erronées dérivant parallèlement d'une même valeur ; dans ce cas exceptionnel, les systèmes avion considèrent la source correcte comme étant fautive, et la rejettent. Les calculateurs de commandes de vol et de guidage utilisent les 2 ADR incorrectes pour leurs calculs. Dans ce cas, l'équipage devra :

- soit déclencher la Manœuvre d'Urgence « IAS DOUTEUSE » s'il estime la conduite du vol affectée **dangereusement** (ex. : phase de montée initiale, remise de gaz, ...).
- soit déclencher la C/L NON ECAM « vol avec IAS douteuse/ADR CHECK PROC » si la trajectoire est **stabilisée** et la conduite du vol assurée **en sécurité**.

### Réalisation de la Manœuvre d'Urgence

*Objectif* : préserver la sécurité de l'avion et préparer la transition vers un vol stabilisé.

#### *Comment* :

- retour à un mode de pilotage basique = AP, ATHR et FD OFF.
- couple Assiette/Poussée cohérent avec la phase de vol.
- volets : config. maintenue.
- SPEED BRAKES, TRAIN : rentrés.

#### *Ce qui peut aider* :

- la G/S (générée par les GPIRS).
- l'altitude GPS (page GPS monitor du MCDU).
- la hauteur radio-sonde.
- l'alarme STALL.

#### *Ce qui n'aide pas* :

- si les indications d'altitude sont affectées, ne pas utiliser ni le FPV (bird) ni la V/S : ils ne sont pas fiables.
- absence d'alarmes ECAM ou fausses alarmes : ex. l'alarme OVERSPEED pourra être fautive ou avérée.

### Facteurs humains

- conscience de la situation.
- situation de stress élevée due à la présence d'alarmes (fausses ou avérées) et d'informations primaires erronées **sans** détection par l'ECAM.
- coordination PEQ : capitale pour la bonne exécution de la C/L NON ECAM « ADR CHECK PROC ».



## annexe 7

### Liste des événements sur A330/A340 attribuables à l'obstruction d'au moins deux sondes Pitot par de la glace, identifiés par Airbus en date du 3 novembre 2009

Date	Type	Événement rapporté à Airbus par l'exploitant	Lieu d'occurrence	Phase de vol	Symptômes	Sondes	Nombre de sondes affectées <sup>1</sup>
12/11/2003	A330	Turbulences	Entre Sao Paulo (Brésil) et Paris (France)	Croisière (FL360)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
02/09/2004	A340	Anomalies sur les paramètres altitude, température, Mach et N1	Entre Paris (France) et Hanoi (Vietnam)	Croisière (FL370)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
13/12/2004	A340	Indications de vitesse air erronées lors du passage dans un Cb	Buenos Aires (Argentine)	Approche	Indications de vitesse air erronées Passage en loi alternate	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot 2 ou 3 sondes d'incidence
16/09/2005	A330	Passage en loi alternate et désaccord entre ADR	Entre Abu Dhabi (EAU) et Bangkok (Thaïlande)	Croisière (FL370)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
16/03/2006	A340	Indications de vitesse air erronées	Entre Santiago (Chili) et Madrid (Espagne)	Croisière (FL310)	Indications de vitesse air erronées Perte de la fonction permettant le calcul des vitesses limites et caractéristiques	Thales AA	2 sondes Pitot
24/06/2006	A340	Indications de vitesse air erronées et passage en loi alternate	Au départ de Colombo (Sri Lanka)	Croisière (FL320)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage Perte de la fonction permettant le calcul des vitesses limites et caractéristiques	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
27/07/2006	A340	Indications de vitesse air erronées	Entre Lisbonne (Portugal) et Sao Paulo (Brésil)	Croisière (FL340)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 sondes Pitot
08/08/2006	A340	Demi-tour dû à des indications de vitesse air erronées et au passage en loi alternate	Entre Tokyo (Japon) et Tahiti (Polynésie)	Croisière (FL280)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
12/04/2007	A340	Indications de vitesse air erronées en conditions météorologiques marginales	Entre Santiago (Chili) et Madrid (Espagne)	Croisière (FL310)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Indéterminé	2 ou 3 sondes Pitot
08/05/2007	A330	Indications de vitesse air erronées	Entre Abu Dhabi (EAU) et Islamabad (Pakistan)	Descente (FL290)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Indéterminé	2 sondes Pitot

<sup>1</sup> La connaissance du nombre de sondes affectées dépend du nombre de paramètres enregistrés (exemple : CAS ou Mach dans le cas des sondes Pitot).

06/08/2007	A330	Indications de vitesse air erronées	Inconnu	Croisière (FL390)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Indéterminé	2 ou 3 sondes Pitot
27/05/2008	A340	Passage en loi alternate et message ECAM PROBE PITOT FAULT	Entre Paris (France) et Bangkok (Thaïlande)	Croisière	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
14/06/2008	A340	Indications de vitesse air erronées et passage en loi alternate	Entre Shanghai (Chine) et Kuala Lumpur (Malaisie)	Croisière	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
16/07/2008	A330	Demi-tour dû à passage en loi alternate et déconnexion AP et ATHR	Au départ de Kuala Lumpur (Malaisie)	Croisière (FL380)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 sondes Pitot
10/08/2008	A330	Diminution brutale de la vitesse air indiquée	Entre Tokyo (Japon) et Honolulu (USA)	Croisière (FL380)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	2 sondes Pitot
16/08/2008	A340	Indications de vitesse air erronées et passage en loi alternate	Entre Paris (France) et Tanananive (Madagascar)	Croisière (FL370)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	2 sondes Pitot
27/08/2008	A330	Indications de vitesse air erronées en croisière	Entre Fort-de-France (France) et Paris (France)	Croisière (FL350)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	2 sondes Pitot
02/09/2008	A330	Indications de vitesse air erronées, déconnexion AP et ATHR et passage en loi alternate	Entre Pointe à Pitre (France) et Paris (France)	Croisière (FL380)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 sondes Pitot
10/09/2008	A330	Indications de vitesse air erronées et passage en loi alternate	Entre Lisbonne (Portugal) et Rio de Janeiro (Brésil)	Croisière (FL400)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Perse de la fonction permettant le calcul des vitesses limites et caractéristiques	Thales AA	2 sondes Pitot
12/09/2008	A330	Indications de vitesse air erronées et passage en loi alternate	Entre Samana (République Dominicaine) et Paris (France)	Croisière (FL380)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 sondes Pitot
31/10/2008	A340	Indications de vitesse air erronées et passage en loi alternate	Entre Paris (France) et New York (USA)	Croisière (FL360)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	2 sondes Pitot

25/11/2008	A330	ADR DISAGREE et passage en loi alternate	Entre Doha (Qatar) et Kuala Lumpur (Malaisie)	Croisière (FL390)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Perte de la fonction permettant le calcul des vitesses limites et caractéristiques	Thales AA	2 sondes Pitot
15/03/2009	A330	Passage en loi alternate avec ADIRU FAULT	Entre Osaka (Japon) et Gold Coast City (Australie)	Croisière	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Goodrich 0851HL	2 ou 3 sondes Pitot
30/03/2009	A340	Indications de vitesse air erronées, passage en loi alternate et alarme de décrochage	Entre Sao Paulo (Brésil) et Paris (France)	Croisière (FL350)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
31/03/2009	A340	Indications de vitesse air erronées, passage en loi alternate et alarme de décrochage	Entre Cayenne (France) et Paris (France)	Croisière (FL350)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	2 sondes Pitot
14/04/2009	A330	Indications de vitesse air erronées et passage en loi alternate	Entre Sao Paulo (Brésil) et Lisbonne (Portugal)	Croisière	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales BA	2 sondes Pitot
16/04/2009	A330	Double défaillance ADIRU	Entre Rio de Janeiro (Brésil) et Lisbonne (Portugal)	Croisière (FL350)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Perte de la fonction permettant le calcul des vitesses limites et caractéristiques	Thales BA	2 ou 3 sondes Pitot
21/05/2009	A330	ADR DISAGREE, déconnexion AP et ATHR et passage en loi alternate	Entre Miami (USA) et Sao Paulo (Brésil)	Croisière (FL370)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
26/05/2009	A330	ADR DISAGREE, déconnexion AP et ATHR, passage en loi alternate et alarme de décrochage	Entre Rio de Janeiro (Brésil) et Paris (France)	Croisière (FL390)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	2 sondes Pitot
27/05/2009	A330	ADR DISAGREE, déconnexion AP et ATHR et passage en loi alternate	Entre Doha (Qatar) et Manille (Philippines)	Croisière (FL390)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Perte de la fonction permettant le calcul des vitesses limites et caractéristiques	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot

29/05/2009	A330	Indications de vitesse air erronées et passage en loi alternate	Entre Kuala Lumpur (Malaisie) et Doha (Quatar)	Croisière (FL340)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Perte de la fonction permettant le calcul des vitesses limites et caractéristiques	Thales AA	3 sondes Pitot
29/05/2009	A330	ADR DISAGREE, déconnexion AP et ATHR, passage en loi alternate et alarme de décrochage	Entre Doha (Quatar) et Kuala Lumpur (Malaisie)	Croisière (FL390)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	2 ou 3 sondes Pitot
11/06/2009	A330	Indications de vitesse air erronées	Inconnu	Croisière	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Indéterminé	2 ou 3 sondes Pitot
23/06/2009	A330	Problème d'indications de vitesse air en croisière	Entre Hong Kong (Chine) et Tokyo (Japon)	Croisière (FL390)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate Alarme décrochage	Thales AA	3 sondes Pitot
25/06/2009	A330	Indications de vitesse air erronées	Entre Natal (Brésil) et Lisbonne (Portugal)	Montée (FL320)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Thales BA	2 ou 3 sondes Pitot
07/08/2009	A330	Indications de vitesse air erronées	Entre Taipei (Taiwan) et Brisbane (Australie)	Croisière (FL320)	Indications de vitesse air erronées Déconnexion AP et ATHR Passage en loi alternate	Goodrich 0851HL	2 sondes Pitot

# BEA

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

Zone Sud - Bâtiment 153  
200 rue de Paris  
Aéroport du Bourget  
93352 Le Bourget Cedex - France  
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03  
[www.bea.aero](http://www.bea.aero)

N° ISBN : 978-2-11-098713-6

