Rapport d'étape n° 3

Accident survenu le **1er 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, du développement durable, des transports et du logement

Avertissement

Le présent document fait le point sur l'avancement de l'enquête technique au 29 juillet 2011. Il y figure notamment l'exploitation des enregistreurs de vol. Ce rapport complète les rapports d'étape1 et 2 publiés par le BEA le 2 juillet et le 17 décembre 2009.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, et au Règlement européen n° 996/2010, l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

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

Table des matières

AVERTISSEMENT **2**

TABLE DES MATIERES **3**

GLOSSAIRE **5**

SYNOPSIS **7**

1 – RENSEIGNEMENTS DE BASE **9**

1.1. Déroulement du vol **9**

1.5 Renseignements sur le personnel **11**
1.5.1 Equipage de conduite 11

1.6 Renseignements sur l'aéronef **17**
1.6.3 Masse et centrage 17
1.6.12 Informations sur le décrochage 18
1.6.13 Protection en incidence et alarme de décrochage 20
1.6.14 Radar météorologique de bord 22

1.11 Enregistreurs de bord **23**
1.11.1 Opérations d'ouverture et de lecture des enregistreurs de vol 23
1.11.2 Exploitation des données des enregistreurs de vol 27
1.11.3 Exploitation des calculateurs 34

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact **35**
1.12.1 Le site 35
1.12.2 L'épave 36
1.12.3 Identification des débris 36
1.12.4 Examen d'éléments de l'avion 36

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques **42**

1.16 Essais et recherches **42**
1.16.4 Analyse préliminaire du fonctionnement des systèmes 42
1.16.5 Analyse des performances avion 43
1.16.6 Reconstitution des informations à la disposition de l'équipage 46
1.16.7 Autres analyses en cours 50

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion **50**
1.17.3 Le radar météorologique de bord 52
1.17.4 Consignes opérationnelles Equipage Air France 56

1.18 Renseignements supplémentaires **58**
1.18.5 Evolution de la procédure Unreliable Speed Indication 58
1.18.6 Evolutions de la procédure « STALL » 62
1.18.7 Information de l'exploitant sur les situations d'anomalies anémométriques 65

1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces 66
1.19.1 Moyens utilisés pour la phase 4 66
1.19.2 Moyens utilisés pour la phase 5 72
1.19.3 Optimisation du positionnement sous-marin grâce à la complémentarité des moyens 73
1.19.4 Technique de fusion des images REMUS 73

2 - DEROULEMENT DU VOL : POINTS D'ANALYSE 74

3 - CONCLUSIONS 80

3.1 Nouveaux faits établis 80

4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE 82

4.1 Recommandations portant sur l'exploitation 82

4.2. Recommandation portant sur la certification 83

4.3. Recommandations portant sur les enregistreurs de vol 83

4.4 Recommandations portant sur la transmission de données de vol 84

5 - EVOLUTIONS A LA SUITE DE L'ACCIDENT 86

5.1 Air France 86

5.2 Airbus 87

***ANNEXES* 88**

Glossaire

ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System
ADR	Air Data Reference
AEL	Adaptation en ligne
AESA	Agence Européenne de la Sécurité Aérienne
CAS	Vitesse conventionnelle
CCO	Centre de coordination opérationnel
CDB	Commandant de Bord
CVR	Cockpit Voice Recorder / Enregistreur phonique
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
ECT	Entraînement et contrôles périodiques
EFCS	Electronic Flight Control System
FAA	Federal Aviation Administration
FCTM	Flight Crew Training Manual
FD	Directeur de vol
FDR	Flight Data Recorder / Enregistreur de paramètres
FL	Niveau de vol
FMGEC	Calculateur de gestion du vol, de guidage et d'enveloppe
FPA	Flight Path Angle
FPV	Flight Path Vector
ft	Pieds
HDG	Cap magnétique

IAS	Vitesse indiquée
ISIS	Integrated Standby Instrument System
kHz	Kilohertz
kt	Nœud(s)
MTOW	Maximum take off weight
N	Newtons
NCD	Non computed data
ND	Navigation Display
NM	Nautical mile
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OSV	Officier de sécurité des vols
PA	Pilote Automatique
PFD	Primary Flight Display
PHR	Plan Horizontal Réglable
PNC	Personnel Navigant de Cabine
Ps	Pression statique
QT	Qualification de type
REC MAX	Niveau maximum recommandé
QRH	Quick Reference Handbook
SSM	Sign Status Matrix
TCAS	Traffic alert and Collision Avoidance System
TOGA	Take off go around
TRK	Track
UAS	Unreliable Air Speed

Synopsis

Date de l'accident

Le 1er juin 2009 à 2 h 14 min 28(1)

Aéronef

Airbus A330-203
Immatriculé F-GZCP

Lieu de l'accident

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

Propriétaire et exploitant

Air France

Nature du vol

Transport public international de passagers
Vol régulier AF447

Personnes à bord

PNT : 3
PNC : 9
Passagers : 216

Résumé

Le 31 mai 2009, à 22 h 29, 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 contrôle brésilien ATLANTICO sur la route INTOL – SALPU – ORARO – TASIL au FL350. Vers 2 h 02, le CDB quitte le poste de pilotage. Vers 2 h 08, l'équipage effectue une déviation d'une dizaine de degrés vers la gauche, probablement pour éviter des échos détectés par le radar météo.

A 2 h 10 min 05, vraisemblablement à la suite de l'obstruction des sondes Pitot en environnement de cristaux de glace, les indications de vitesse deviennent erronées et des automatismes se désengagent. La trajectoire de l'avion n'est pas maîtrisée par les deux copilotes, rejoints peu après par le commandant de bord. L'avion entre dans une situation de décrochage qui dure jusqu'à la collision avec la mer, à 2 h 14 min 28.

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

POINT SUR L'ENQUETE

Après la publication des deux rapports d'étape les 2 juillet et 17 décembre 2009, l'enquête s'est concentrée essentiellement sur les opérations de recherches en mer en vue de localiser l'épave de l'avion. A la suite des deux premières phases de recherches entreprises dans les semaines qui ont suivi l'accident, le BEA a lancé successivement trois nouvelles phases :

- La phase 3 s'est déroulée sur site du 2 au 25 avril 2010 et du 3 au 24 mai 2010. Une surface de 6 300 km² a été couverte par des moyens sonars, sans succès.

- La phase 4 s'est déroulée sur site du 25 mars au 9 avril 2011, à l'aide de sonars du même type qu'une partie de ceux utilisés précédemment. Au cours de cette campagne, l'épave de l'avion a été localisée le 3 avril à environ 6,5 milles nautiques au nord nord-est de la dernière position transmise.

- La phase 5 destinée à récupérer les enregistreurs de vol a débuté sur site le 26 avril 2011. Le module de l'enregistreur de paramètres de vol (FDR) a été retrouvé et remonté le 1er mai et l'enregistreur phonique (CVR) le 2 mai 2011. Les deux enregistreurs ont été convoyés vers Cayenne du 7 au 11 mai par un patrouilleur de la Marine Nationale. Ils ont été ensuite acheminés par avion vers Paris et transférés au BEA le 12 mai au matin. Les travaux de lecture ont commencé dans les locaux du BEA dès le 13 mai 2011 en présence des représentants accrédités du CENIPA (Brésil), du NTSB (Etats-Unis), de l'AAIB **(**Royaume-Uni**)** et du BFU (Allemagne). La totalité des 1 300 paramètres issus du FDR a été disponible le 14 mai, et la lecture de la totalité des deux heures d'enregistrement du CVR a été effectuée le 15 mai 2011.

- La récupération des enregistreurs achevée, les opérations se sont poursuivies avec celle des pièces de l'avion utiles à l'enquête, puis avec la remontée des corps de victimes retrouvés sur le site de l'accident. La phase 5 s'est terminée le 16 juin avec l'arrivée du navire câblier transportant les corps des victimes et des pièces de l'avion dans le port de Bayonne. Les corps ont été acheminés à l'institut médico-légal de Paris pour identification. Les pièces de l'avion ont été transférées dans les hangars de la Direction générale de l'Armement (DGA) à Toulouse pour examens.

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

Le rapport d'étape 3 présente l'ensemble des informations disponibles à ce jour. Il contient également les premiers points d'analyse et de nouveaux faits établis.

Dix nouvelles recommandations de sécurité y figurent. Elles portent sur :

- l'exploitation,
- la certification,
- les enregistreurs de vol,
- la transmission de données de vol.

Publication : 29 juillet 2011

1 – RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

Le dimanche 31 mai 2009, l'Airbus A330-203 immatriculé F-GZCP exploité par la compagnie Air France est programmé pour effectuer le vol régulier AF447 entre Rio de Janeiro Galeão et Paris Charles de Gaulle. Douze membres d'équipage (3 PNT, 9 PNC) et 216 passagers sont à bord. Le départ est prévu à 22 h 00.

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

La masse au décollage est de 232,8 t (pour une MTOW de 233 t), dont 70,4 tonnes de carburant.

A 1 h 35 min 15 ❶, l'équipage informe le contrôleur d'ATLANTICO qu'il a passé le point INTOL, puis il annonce les estimées suivantes : SALPU à 1 h 48 puis ORARO à 2 h 00. Il transmet également son code SELCAL et un essai est effectué, avec succès.

A 1 h 35 min 46, le contrôleur lui demande de maintenir le FL350 et de lui donner son estimée du point TASIL.

Entre 1 h 35 mn 53 et 1 h 36 mn 14, le contrôleur redemande par trois fois l'estimée TASIL, sans réponse de l'équipage. Il n'y aura plus de contact entre l'équipage et les organismes de contrôle.

A 1 h 55, le commandant de bord réveille le second copilote et annonce « *[…] il va prendre ma place* ».

Entre 1 h 59 min 32 et 2 h 01 min 46 ❷, le commandant de bord assiste au briefing entre les deux copilotes, au cours duquel le PF dit notamment que « *le petit peu de turbulence que tu viens de voir […] on devrait trouver le même devant […] on est dans la couche malheureusement on ne peut pas trop monter pour l'instant parce que la température diminue moins vite que prévu* » et que « *le logon a échoué avec Dakar* ». Puis le commandant de bord quitte le poste de pilotage.

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

A 2 h 06 min 04, le PF appelle les PNC en leur disant que « *dans deux minutes là on devrait attaquer une zone où ça devrait bouger un peu plus que maintenant il faudrait vous méfier là* », et il ajoute « *je te rappelle dès qu'on est sorti de là* ».

A 2 h 08 min 07 ❸, le PNF propose « *tu peux éventuellement prendre un peu à gauche […]* ». L'avion entame un léger virage à gauche ; la déviation par rapport à la route initialement suivie est d'environ 12 degrés. Le niveau de turbulences augmente légèrement et l'équipage décide de réduire le Mach vers 0,8.

A 2 h 10 min 05 ❹, le pilote automatique et l'auto-poussée se désengagent et le PF annonce « *j'ai les commandes* ». L'avion part en roulis à droite et le PF exerce une action à gauche et à cabrer. L'alarme de décrochage se déclenche deux fois de suite. Les paramètres

enregistrés montrent une chute brutale d'environ 275 kt vers 60 kt de la vitesse affichée du côté gauche, puis quelques instants plus tard de la vitesse affichée sur l'instrument de secours (ISIS).

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

A 2 h 10 min 16, le PNF dit « *on a perdu les vitesses alors* » puis « *alternate law protections law* ».

L'assiette de l'avion augmente progressivement au-delà de 10 degrés et il prend une trajectoire ascendante. Le PF exerce des actions à piquer, et alternativement de droite à gauche. La vitesse de montée, qui avait atteint 7 000 ft/min, diminue jusqu'à 700 ft/min et le roulis varie entre 12 degrés à droite et 10 degrés à gauche. La vitesse affichée du côté gauche augmente brutalement vers 215 kt (Mach 0,68). L'avion se trouve alors à une altitude d'environ 37 500 ft et l'incidence enregistrée se trouve autour de 4 degrés.

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

A 2 h 10 min 51, l'alarme de décrochage se déclenche à nouveau. Les manettes de commande de poussée sont placées sur le cran TO/GA et le PF maintient son ordre à cabrer. L'incidence enregistrée, de l'ordre de 6 degrés au déclenchement de l'alarme de décrochage, continue à augmenter. Le plan horizontal réglable (PHR) débute un mouvement et passe de 3 à 13 degrés à cabrer en une minute environ ; il restera dans cette position jusqu'à la fin du vol.

Une quinzaine de secondes plus tard, la vitesse affichée sur l'ISIS augmente brutalement vers 185 kt ; elle est alors cohérente avec l'autre vitesse enregistrée. Le PF continue de donner des ordres à cabrer. L'altitude de l'avion atteint son maximum d'environ 38 000 ft, son assiette et son incidence sont de 16 degrés.

A 2 h 11 min 42 ❺, le commandant de bord rentre dans le poste de pilotage. Dans les secondes qui suivent, toutes les vitesses enregistrées deviennent invalides et l'alarme de décrochage s'arrête.

L'altitude est alors d'environ 35 000 ft, l'incidence dépasse 40 degrés et la vitesse verticale est d'environ -10 000 ft/min. L'assiette de l'avion ne dépasse pas 15 degrés et les N1 des moteurs sont proches de 100 %. L'avion subit des oscillations en roulis à droite atteignant parfois 40 degrés. Le PF exerce une action sur le manche en butée à gauche et à cabrer, qui dure environ 30 secondes.

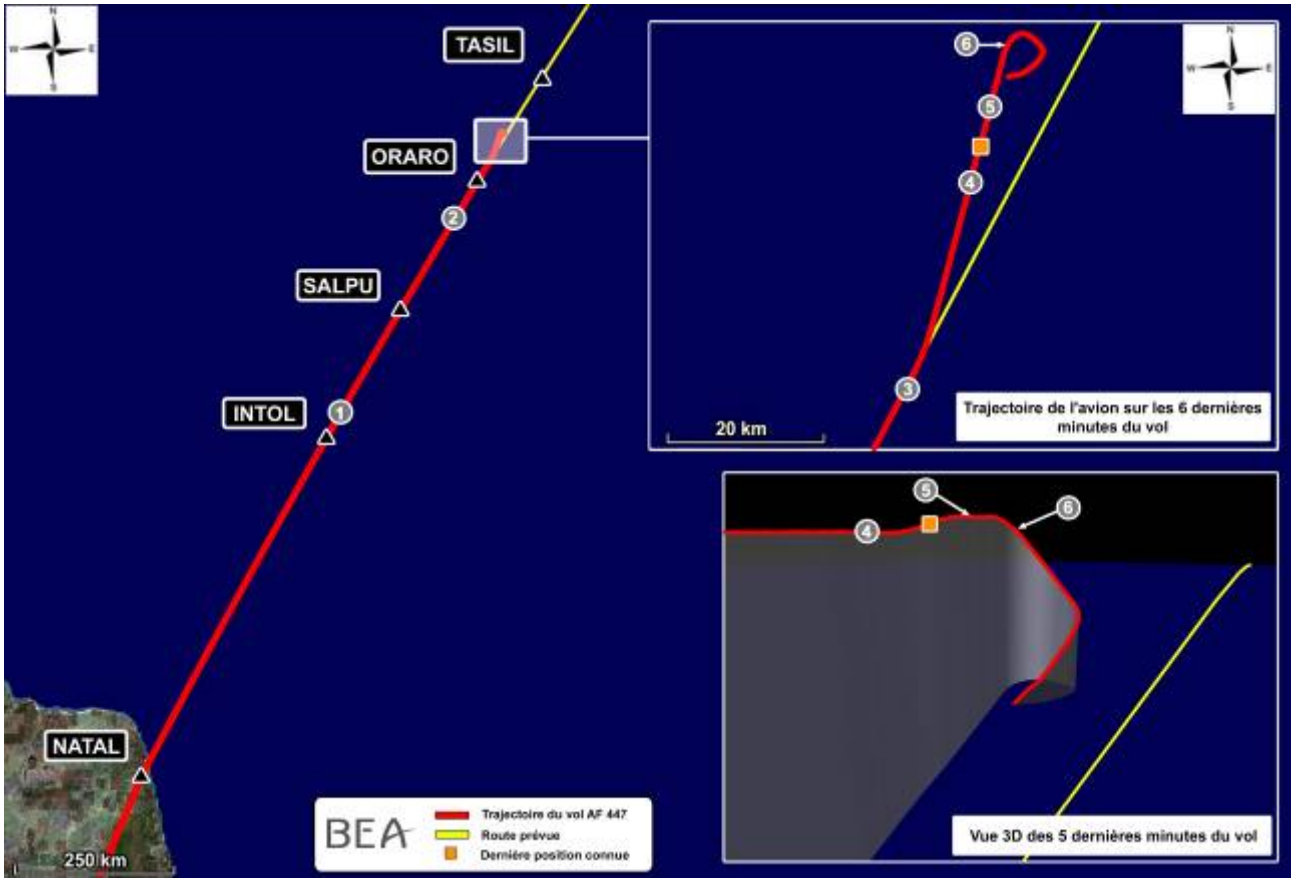
A 2 h 12 min 02, le PF dit « *je n'ai plus aucune indication* », et le PNF « *on n'a aucune indication qui soit valable* ». A cet instant, les manettes de commande de poussée se trouvent sur le cran IDLE, les N1 des moteurs sont à 55 %. Une quinzaine de secondes plus tard, le PF fait des actions à piquer.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

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

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

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

Aucun message de détresse n'a été émis par l'équipage. L'épave a été retrouvée par 3 900 m de profondeur le 3 avril 2011 à environ 6,5 milles nautiques, au nord de la dernière position émise par l'avion.



Trajectoire de l'avion

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Equipage de conduite

1.5.1.1 Commandant de bord

1.5.1.1.1 Historique détaillé de la carrière aéronautique

☐ Brevet de Pilote Privé obtenu en 1974

☐ Personnel Navigant Commercial (PNC) de février 1976 à juin 1982 (compagnie Air France)

☐ Brevet de Pilote Professionnel Avion obtenu en 1977. Epreuve pratique passée sur avion Cessna 177 après une formation au centre de formation du Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique de la DGAC à Grenoble. La qualification de vol

aux instruments (IFR) est obtenue en 1978 (sur PA30)

- ☐ Qualification d'instructeur pilote privé obtenue en 1979
- ☐ Pilote Professionnel 1ère classe théorique en 1979
- ☐ Pilote de ligne théorique en 1980
- ☐ Qualification d'atterrissage en montagne (catégorie altiport) obtenue en 1981
- ☐ Brevet de Pilote Professionnel 1ère classe obtenu en 1982. Epreuves passées sur Nord 262 après une formation au centre du Service de la Formation Aéronautique et du Contrôle Technique de la DGAC à Saint-Yan
- ☐ Pilote démonstrateur de janvier à mars 1983 (société Inter Avia Service)
- ☐ Pilote de juin 1983 à août 1984 pour différentes sociétés
- ☐ Plusieurs qualifications de type (QT) obtenues entre 1977 et 1987 :
    - o C177 (1977), C310 (1977), C401 / C402 (1982), C421 (1983)
    - o PA23 (1978), PA30 (1979), PA34 (1980), PA31 (1984)
    - o BE65 (1981), BE 55/58 (1982), BE60 (1983), BE20 (1987), BE90 et BE10 (1987)
    - o BN2A (1981)
    - o N262 (1982)
    - o MU2 (1983)
- ☐ Pilote indépendant d'octobre 1984 à février 1988
- ☐ Entrée à la compagnie Air Inter en février 1988 en tant que copilote
- ☐ QT Caravelle XII en1988 (au sein d'Air Inter)
- ☐ QT A300 en 1990 (au sein d'Air Inter)
- ☐ Stage de formation pilote de ligne du 12 août 1991 au 15 janvier 1992 (au sein d'Air Inter)
- ☐ Brevet de pilote de ligne avion sans restriction obtenue le 19 février 1992
- ☐ Qualification d'instructeur pilote professionnel 1ère classe (IPP1) obtenue en 1993
- ☐ QT A320 obtenue le 13 mars 1997 (au sein d'Air Inter). Fin d'adaptation en ligne (AEL) et lâcher le 3 avril 1997

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

- ☐ QT Boeing 737-200 (au sein d'Air France). Fin d'AEL, lâcher en ligne et nomination commandant de bord le 19 juin 1998
- ☐ Nouvelle QT A320 (au sien d'Air France). Fin d'AEL et lâcher le 29 mai 2001

- ☐ QT additionnelle A330 obtenue le 27 octobre 2006 (au sein d'Air France). Inaptitude à l'issue du vol de contrôle d'AEL le 17 janvier 2007, prolongement d'AEL A330 et contrôle satisfaisant le 17 février 2007

- ☐ QT additionnelle A340 obtenue le 9 août 2007 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher le 7 septembre 2007

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

ECP saisons d'instruction 2008/2009 et 2009/2010 :

- ☐ Contrôle en Ligne A330 (CEL33) le 15 février 2007

- ☐ Contrôle en Ligne A340 (CEL34) le 7 septembre 2007

- ☐ Entraînement A330 (E33) le 12 mars 2008

- ☐ Contrôle en Ligne A340 (CEL34) le 21 juillet 2008

- ☐ Cours au sol 4S le 7 août 2008

- ☐ Entraînement A340 (E34) le 11 octobre 2008

- ☐ Contrôle Hors Ligne A330 (C33) le 12 octobre 2008

- ☐ Cours au sol S1 le 12 janvier 2009

- ☐ Entraînement A330 (E33) le 22 avril 2009

- ☐ Contrôle Hors Ligne A340 (C34) le 23 avril 2009

1.5.1.1.2 Formations et entraînements spécifiques

- IAS douteuse

  - séance FFS n °1 (QT A320 Air Inter) « vol avec IAS douteuse ». Cette séance comprend également un exercice « Etude du vol haute altitude (35 000 ft) ».

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

Note 1 : l'exercice se déroulait durant le décollage de Rio. Des pilotes d'Air France ont indiqué que lors de cet exercice, aucune alarme ECAM n'était générée car les ADR fournissaient la même information erronée. L'objectif de cet exercice était de réaliser la manœuvre d'urgence avec des paramètres poussée / assiette correspondant à la phase de décollage. Le briefing de l'exercice portait sur :

- le choix entre la manœuvre d'urgence « IAS douteuse » et la check-list non ECAM « Vol avec IAS Douteuse / ADR Check proc »,

- les conditions de réalisation de la manœuvre d'urgence,

- les facteurs humains (situation de stress élevé, coordination PEQ notamment).

Note 2 : le programme de la QT A320 chez Air France en 2001 ne comprenait pas d'exercice sur le vol avec IAS douteuse.

- Décrochage
  - QT A300 (Air Inter) : séance FFS n° 3 « vol en palier (FL 330) - décrochage / évolutions ».
  - QT A320 (Air Inter) : séance FFS n° 1 « étude du décrochage et rétablissement de la trajectoire ».
  - QT A320 (Air France) : séance FFS n° 7, exercice de « démonstration basse vitesse en loi directe et de récupération suite à une alarme STALL ». La procédure STALL en vigueur était celle de décembre 1999.
- Positions inusuelles
  - QT additionnelle A330 : module d'auto-apprentissage sur ordinateur « Positions inusuelles - Utilisation de la gouverne de direction » effectué le 28 septembre 2006.
- Pilotage en loi *alternate*
  - QT A320 (Air France) : séance FFS n° 4 « évolutions en loi *alternate* et loi directe ».

1.5.1.2 Copilote place gauche

1.5.1.2.1 Historique détaillé de la carrière aéronautique

☐ Brevet de base obtenu en 1992

☐ Pilote de ligne théorique obtenu en 1992

☐ Brevet de Pilote Professionnel d'Avion obtenu en 1993 (EPT ENAC)

☐ Qualification de vol aux instruments multi-moteurs délivrée en 1993

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

☐ Formation d'Ingénieur du Contrôle de la Navigation Aérienne à l'ENAC jusqu'en 1998. En août 1997, demande de report d'intégration à Air France afin de terminer cette formation

☐ Apte à entrer en stage de qualification de type à Air France en juillet 1998

☐ Formation au Travail en Equipage (FTE) en août 1998 par le TRTO d'Air France

☐ QT A320 obtenue en novembre 1998 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher le 14 février 1999

☐ Brevet de pilote de ligne avion obtenu en avril 2001

☐ QT additionnelle A340 obtenue en février 2002 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher en avril 2002

- ☐ QT additionnelle A330 et AEL en octobre 2002
- ☐ Mis à disposition de la compagnie Air Calédonie Internationale pendant deux mois en 2005 pour effectuer des vols sur A330 sur la route Tokyo – Nouméa
- ☐ Renouvellement de qualification monopilote (SEP) sur TB10 à Nouméa en 2005
- ☐ Il est nommé cadre à la Direction du Personnel Navigant Technique en tant que représentant du pôle PNT au CCO à compter du 1er mai 2008

ECP saisons d'instruction 2008/2009 et 2009/2010 :

- ☐ Contrôle en Ligne CEL34 le 30 octobre 2007
- ☐ Entraînement E34 le 22 juillet 2008
- ☐ Contrôle Hors Ligne C33 le 23 juillet 2008
- ☐ Contrôle en Ligne CEL33 le 26 octobre 2008
- ☐ Entraînement E33 le 6 décembre 2008
- ☐ Cours au sol 4S le 10 décembre 2008
- ☐ Contrôle Hors Ligne C34 le 21 décembre 2008
- ☐ Cours au sol S1 le 18 mars 2009

1.5.1.2.2 Entraînements

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

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

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

1.5.1.3 Copilote place droite

1.5.1.3.1 Historique détaillé de la carrière aéronautique :

- ☐ Brevet de pilote privé avion obtenu en 2000
- ☐ Pilote de ligne théorique en 2000
- ☐ Brevet de pilote professionnel avion obtenu en 2001
- ☐ Qualification de vol aux instruments sur avion bimoteur obtenue en 2001
- ☐ Brevet de pilote de planeur obtenu en 2001
- ☐ A la suite de sa sélection par Air France, stage de formation pilote à l'école de pilotage Amaury de la Grange à Merville à partir d'octobre 2003
- ☐ QT A320 obtenue en 2004 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher en septembre 2004
- ☐ Brevet de pilote de ligne obtenu le 3 août 2007
- ☐ QT additionnelle A340 obtenue en février 2008 (au sein d'Air France). Fin d'AEL et lâcher en juin 2008
- ☐ QT additionnelle A330, fin d'AEL et lâcher en décembre 2008

ECP saison d'instruction 2008/2009 :

- ☐ Cours au sol 4S le 15 janvier 2009
- ☐ Entraînement E33 le 2 février 2009
- ☐ Contrôle Hors Ligne C34 le 3 février 2009

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

Des entraînements et contrôles étaient à programmer avant les échéances suivantes :

- ☐ Entraînement E34 : 31 août 2009
- ☐ Contrôle Hors Ligne C33 : 31 août 2009
- ☐ Contrôle En Ligne CEL34 : 31 décembre 2009
- ☐ Contrôle En Ligne CEL 33 : 31 décembre 2010
- ☐ Cours au sol S1 : 31 mars 2010

1.5.1.3.2 Entraînements

- IAS douteuse

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

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

- Décrochage

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

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

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.3 Masse et centrage

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

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

La masse de carburant embarquée correspondait à une prévision de délestage de 63 900 kg, une réserve de route de 1 460 kg, une réserve finale de 2 200 kg, une réserve de dégagement de 1 900 kg et 940 kg de carburant supplémentaire. Un LMC (changement de dernière minute) a corrigé l'état de charge définitif pour tenir compte d'un passager en moins sans bagage.

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

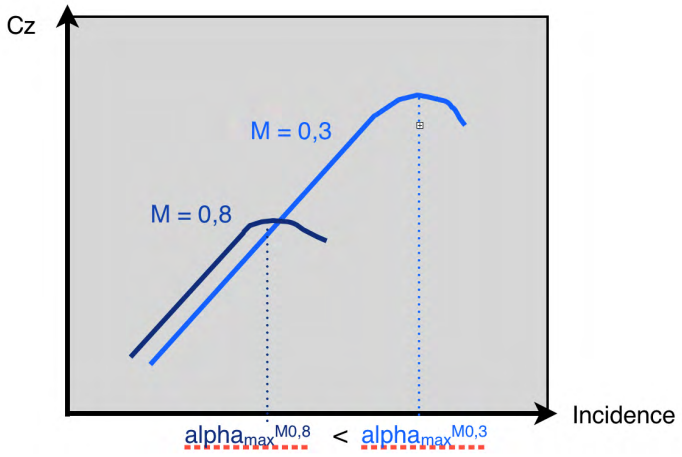
Les données enregistrées indiquent qu'au moment du déclenchement du PA la masse de l'avion était de 205,5 tonnes et le centrage de 28,7 %, à l'intérieur des limites opérationnelles.

1.6.12 Informations sur le décrochage

1.6.12.1 Généralités sur le décrochage

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

Les caractéristiques aérodynamiques d'un profil, donc l'allure de la courbe Cz = f(alpha), sont différentes entre les basses couches (Mach faible, écoulement subsonique, air incompressible) et les hautes altitudes (Mach plus élevé, écoulement transsonique, influence de la compressibilité de l'air).



Courbe de portance à Mach faible et Mach élevé

A Mach élevé, la compressibilité de l'air se traduit par l'apparition de vibrations (*buffet*) à forte incidence, dont l'amplitude peut ensuite augmenter jusqu'à devenir dissuasif (*deterrent buffet*). Les essais en vol sont alors interrompus avant d'avoir atteint le Cz_{max}. On considère donc que le Cz_{max} est le Cz maximal atteint pendant la manœuvre.

Note 1 : l'apparition du *buffet* (*buffet onset*) est définie par une accélération verticale oscillatoire dont l'amplitude atteint 0,2 g crête-à-crête au niveau du siège pilote. La notion de *deterrent buffet* est subjective.

Note 2 : ce type d'essais en vol est toujours réalisé de jour, en conditions VMC et en atmosphère calme.

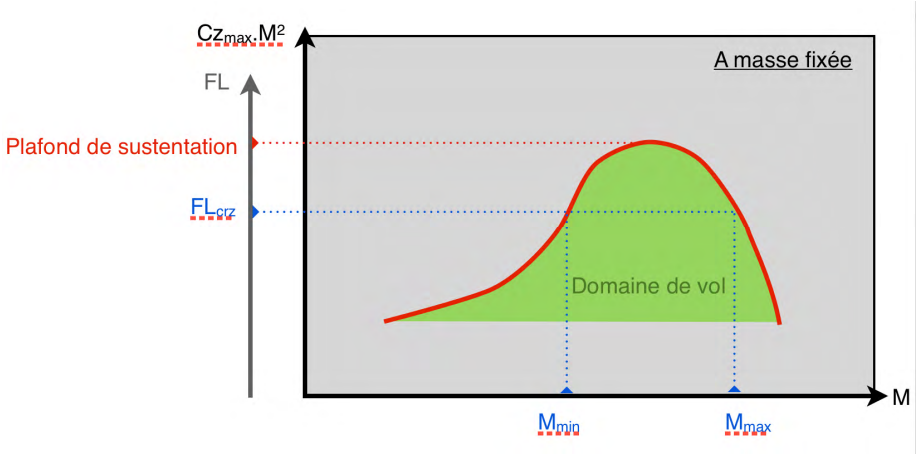
1.6.12.2 Domaine de vol et marge de manœuvre à haute altitude

L'équation de sustentation en palier rectiligne à un niveau de vol donné peut s'écrire sous la forme :

$$m.g = K.Ps.Cz.M^2$$

où Ps est la pression statique, M est le Mach et K est une constante dépendant de l'avion.

Au plafond de sustentation aérodynamique, Cz est égal à Cz_{max} si bien que l'on a m.g = $K.Ps.Cz_{max}.M^2$. Il existe donc une relation directe entre $Cz_{max}.M^2$ et le niveau de vol. On peut alors représenter le domaine de vol en traçant $Cz_{max}.M^2$ en fonction de M :



Domaine de vol à haute altitude

Ainsi, à masse et niveau de vol FL_{crz} fixés, le domaine de vol est encadré par deux valeurs de Mach :

- la limite inférieure M_{min} marque le décrochage, caractérisé par l'apparition du premier des phénomènes suivants :
  - perte de portance et impossibilité de maintenir le vol en palier,
  - présence de *buffet* liée à l'instabilité du point de séparation de la couche limite ;
- la limite supérieure M_{max}, en revanche, marque une limitation liée aux effets de compressibilité de l'air. Elle est également identifiée par la présence de *buffet*, qui est alors dû à la présence d'une onde de choc à l'extrados de l'aile déstabilisant le flux d'air.

Note : cette limite Mmax n'a jamais été rencontrée sur A330, même en essais en vol. La limitation supérieure sur cet avion est MMO, constante avec l'altitude et qui intègre les limitations structurelles et aéroélastiques.

Plus le niveau de croisière est élevé, plus la plage de Mach disponible est réduite. A l'extrême, l'altitude maximale à laquelle peut voler l'avion (plafond de sustentation) ne peut être atteinte et maintenue qu'à un Mach bien particulier. Cette altitude maximale peut par ailleurs être limitée par les capacités de propulsion de l'avion ; on parle alors de plafond de propulsion.

Note : le plafond aérodynamique est une notion théorique. Opérationnellement, la plage de Mach disponible à un niveau donné est comprise entre VLS et MMO.

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

- il peut être atteint avec une vitesse de montée au moins égale à 300 ft/min au régime MAX CLB ;

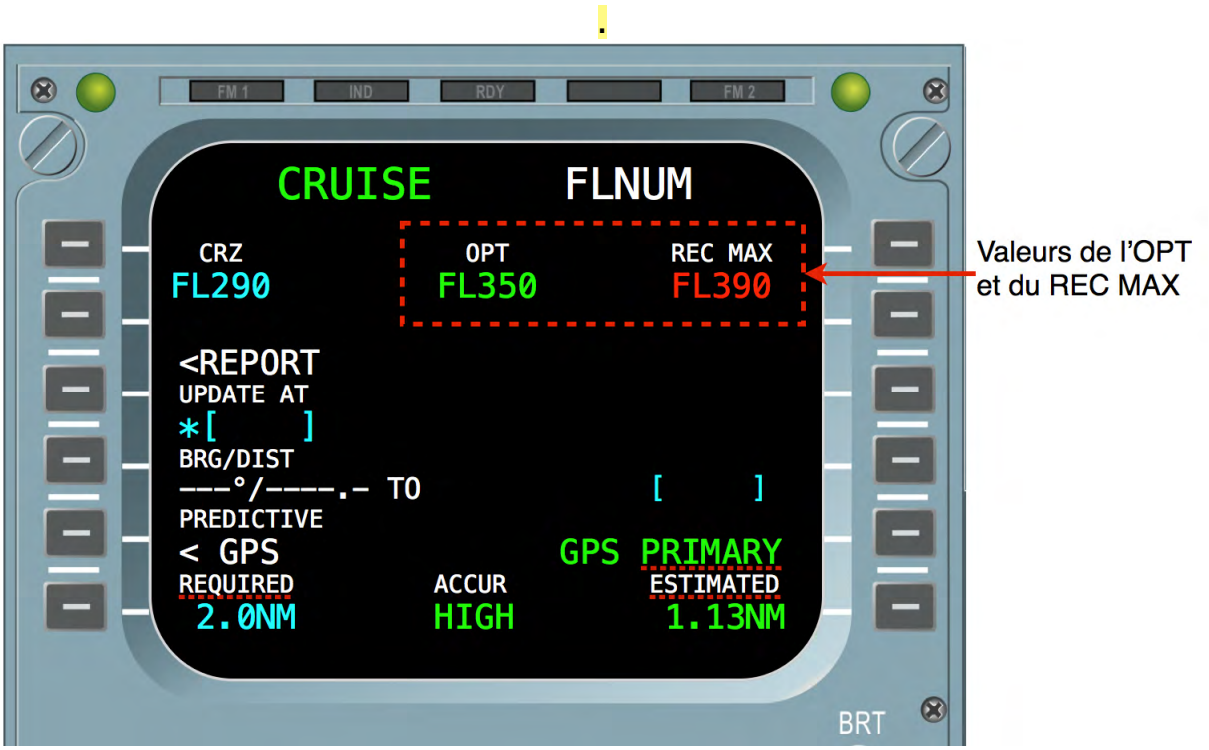
- il peut être maintenu à une vitesse supérieure ou égale à « GREEN DOT » avec une poussée inférieure ou égale à la poussée maximale en croisière (MAX CRZ), inférieure au régime MAX CLB ;

- il y est garanti une marge d'au moins 0,3 g par rapport à l'apparition du *buffet* (c'est-à-dire que le *buffet* n'apparaît pas tant que l'accélération verticale reste inférieure à 1,3 g).

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

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

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



Page « PROG » du FMS

1.6.13 Protection en incidence et alarme de décrochage

Note : sur les bus de données ARINC 429, les paramètres sont transmis avec une indication de validité appelée SSM. Un paramètre est dit « valide » lorsque son statut SSM est « Normal Operation » (NO), invalide lorsqu'il est « Not Computed Data » (NCD) ou « Failure/Warning » (FW).

La loi normale du système de commandes de vol électriques de l'A330 offre une protection en incidence qui la limite à une valeur inférieure à l'incidence de décrochage. Lorsque cette

protection fonctionne, l'avion ne peut donc pas décrocher même si l'équipage maintient une commande en butée à cabrer.

Note : à l'incidence maximale autorisée par la loi normale, si une action à cabrer est maintenue et que la poussée n'est pas suffisante pour maintenir le palier, l'avion va descendre.

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

Sur les types d'avions plus anciens, compte tenu de la présence de *buffet* à l'approche du décrochage, le seuil de l'alarme est souvent indépendant du Mach et déterminé pour les basses altitudes. Sur l'A330 comme sur d'autres avions de même génération, le seuil de l'alarme de décrochage varie avec le Mach, si bien qu'elle se déclenche - en lois *alternate* ou directe - avant l'apparition du *buffet*.

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

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

Evolution du seuil de l'alarme de décrochage en fonction du Mach

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

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

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

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

1.6.14 Radar météorologique de bord

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

Le réglage du tilt et du gain est manuel.

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

L'image radar est présentée sur le ND superposée aux informations de navigation et du TCAS. Elle est présentée lorsque le radar est en fonctionnement, que le ND n'est pas en mode PLAN2, et que le mode TERR3 n'est pas sélectionné. Le réglage de l'échelle est effectué manuellement.

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

Aucun dysfonctionnement concernant le radar météo n'est porté sur les autres ATL du F-GZCP dans les six mois antérieurs à l'accident.

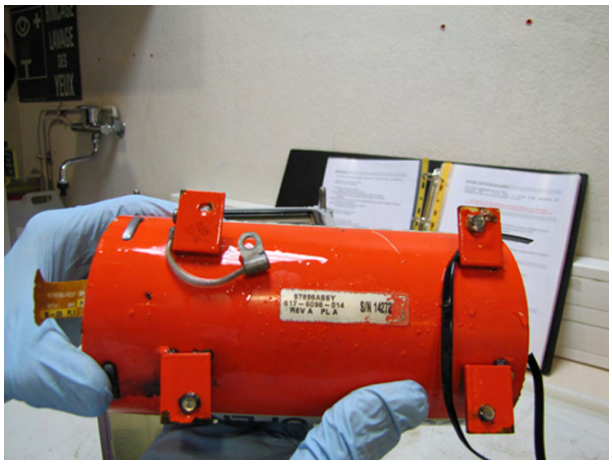
---

(2) Mode d'affichage qui présente, en image fixe, la route du plan de vol sur une carte orientée au nord vrai, centrée sur un point de référence choisi par le pilote.
(3) Quand le bouton poussoir TERR ON ND est sur ON, le ND affiche le relief contenu dans la Data Base EGPWS.

1.11 Enregistreurs de bord

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

Les deux enregistreurs de vol sont arrivés au siège du BEA au Bourget le 12 mai 2011. Ils étaient conditionnés sous scellés de justice dans des conteneurs remplis d'eau.



FDR

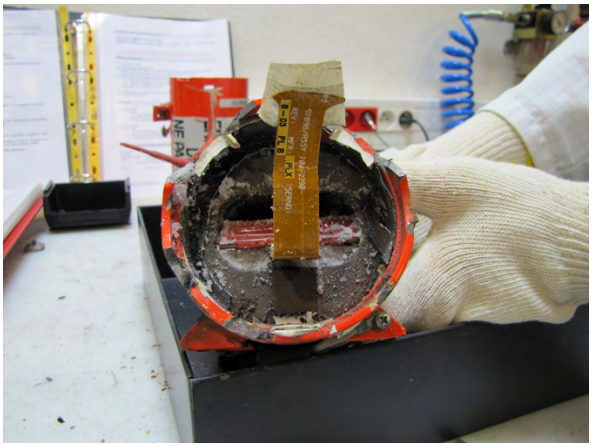
CVR

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

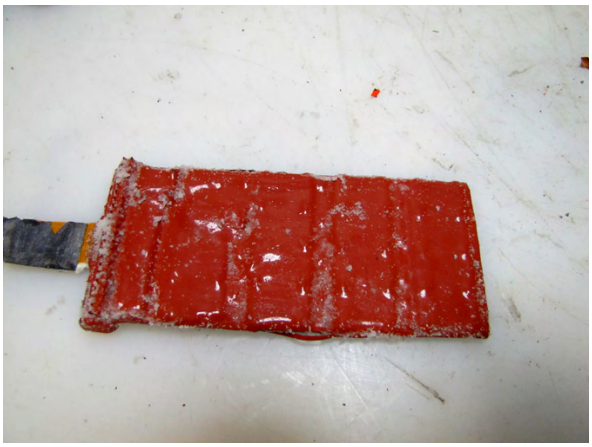
➢ **Enregistreur de paramètres - FDR**

- Marque : Honeywell
- Modèle : 4700
- Numéro de type (P/N) : 980-4700-042
- Numéro de série (S/N) : 11469

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



CSMU du FDR après retrait du capot supérieur



Carte mémoire du FDR

Pelage du revêtement de protection

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

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

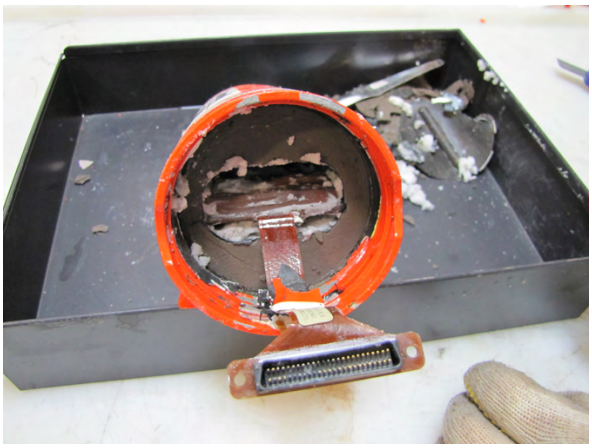
La carte mémoire a alors été connectée au châssis du BEA et les données ont été extraites avec l'équipement officiel du constructeur. Elles ont été synchronisées et le vol de l'événement a été identifié.

➢ **Enregistreur de conversations - CVR**

- Marque : Honeywell
- Modèle : 6022
- Numéro de type (P/N) : 980-6022-001
- Numéro de série (S/N) : 12768

Le CSMU a été désolidarisé de son châssis puis ouvert. Comme pour le FDR, les différentes couches de protection thermique ont été retirées, la double carte mémoire[4] extraite, puis le revêtement de protection retiré par pelage.

Ouverture du CSMU du CVR



Cartes mémoire du CVR après retrait des protections thermiques

Cartes mémoire du CVR avant nettoyage

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

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

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

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

Les pistes suivantes sont enregistrées :

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

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

La synchronisation des différentes voies a montré qu'une partie des données était manquante. Par ailleurs, l'exploitation du contenu binaire de la mémoire EEPROM confirme l'incohérence des pointeurs[5] utilisés par le moyen de lecture du constructeur pour débuter et terminer le déchargement des données.

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

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

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

1.11.2 Exploitation des données des enregistreurs de vol

➢ ***Synchronisation des enregistreurs***

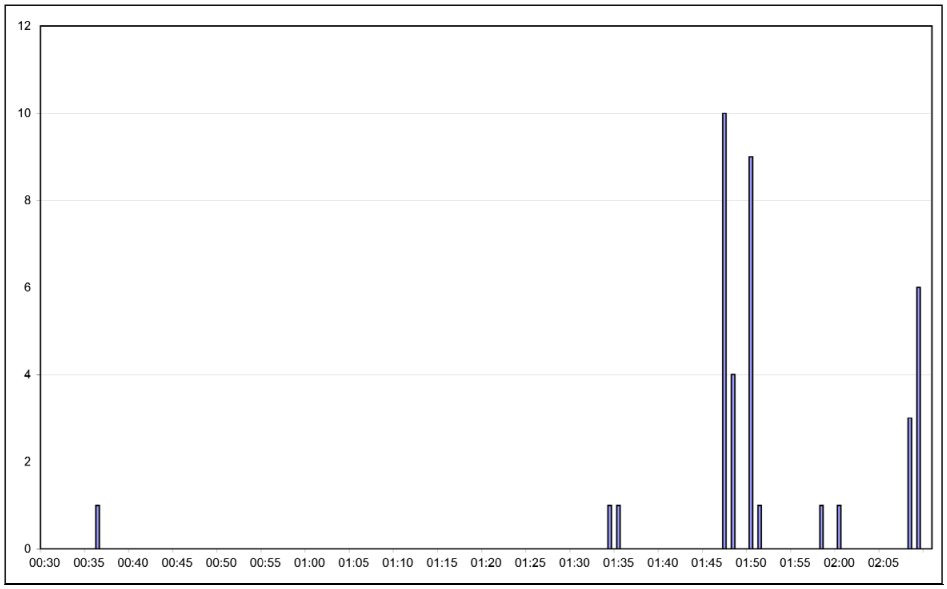
La synchronisation des enregistreurs a été faite en utilisant les différentes alarmes se déclenchant au cours du vol, en particulier l'alarme de décrochage. Le nombre d'alarme a permis de synchroniser les enregistreurs avec une précision de l'ordre de 100 ms.

L'enregistrement du CVR débute vers 0 h 09, le 1er juin.

➢ ***Exploitation du CVR***

L'enregistrement audio du CVR débute à 0 h 09 min 15. La porte du cockpit est ouverte une première fois à 0 h 26 min 19 ; elle est plus tard refermée puis ré-ouverte à plusieurs reprises, entrecoupé de périodes durant lesquelles elle reste en position ouverte. La sécurité de porte (ouverture par commande équipage de la gâche électrique) n'est pas entendue sur l'ensemble de l'enregistrement.

A 0 h 36 min 26 des phénomènes électriques (claquements audio) liés aux conditions atmosphériques sont perçus sur la piste CAM, et le sont jusqu'à la fin de l'enregistrement. La figure ci-dessous présente la répartition de ces claquements en fonction du temps.



Répartition des claquements audio en fonction du temps

Le signal correspondant à l'information « attachez vos ceintures » (*fasten seatbelt*) n'est pas entendu sur l'enregistrement. Plusieurs modifications du bruit ambiant dans le cockpit sont perçues lors de la croisière 1, entre 0 h 49 min 17 et 2 h 09 min 40.

Un signal d'appel retentit en poste de repos (*flight rest*) à 1 h 56 min 06. Le pilote de relève rentre dans le cockpit à 1 h 59 min 26. Le commandant de bord quitte le poste de pilotage à 2 h 01 min 58, et la porte est fermée.

L'alarme de déconnexion du pilote automatique (*cavalry-charge*) est entendue à 2 h 10 min 04,6. Un premier signal d'appel PNC ou poste repos (*high-low chime*) est perçu à 2 h 10 min 53,5. Des bruits de vibrations sont perçus dans le cockpit à partir de 2 h 10 min 54 et jusqu'à 2 h 12 min 57. Cinq signaux d'appel sont émis dans le poste repos entre 2 h 11 min 09,8 et 2 h 11 min 27. Le commandant de bord rejoint le cockpit à 2 h 11 min 42,5. L'enregistrement cesse à 2 h 14 min 28,4.

- ***Conduite du vol et navigation***

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

Le vol est effectué sur la route prévue en modes ALT CRZ / NAV. Le tableau ci-dessous présente les heures de passage de certains points du plan de vol :

Nom du point	Heure de passage
RUMBA	**0 h 44 min 37**
NATAL	**0 h 54 min 18**
FEMUR	**1 h 13 min 22**
INTOL	**1 h 32 min 46**
SALPU	**1 h 48 min 32**
ORARO	**2 h 04 min 11**

Heures de passage à certains points du plan de vol

- ***Turbulences***

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

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

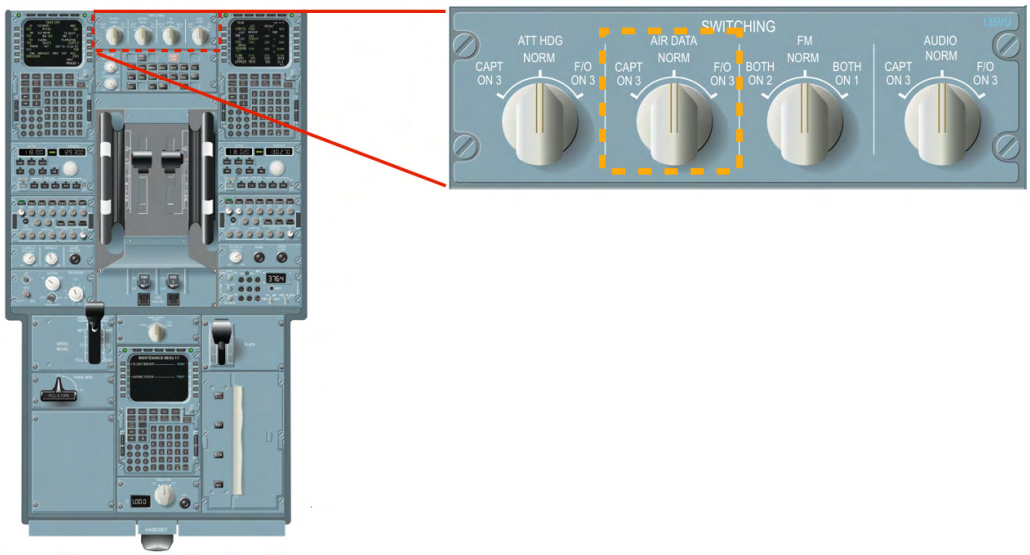
Début	Fin	Durée	Intensité (en g crête à crête)
22:30	23:45	1h15	≤ 0,2
23:45	1:02	1h17	calme
1:02	1:32	30 min	≤ 0,15
1:32	1:36	4 min	0,2
1:36	1:45	9 min	≤ 0,1
1:45	1:48	3 min	0,2
1:48	1:52	4 min	0,3 – 0,4
1:52	2:02	10 min	≤ 0,15
2:02	2:07	5 min	Augmente de 0,1 à 0,25
2:07	2:10	3 min	≤ 0,5

Niveaux de turbulence observés au cours du vol

➢ ***Paramètres de vitesse***

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

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



Position et détail du sélecteur « AIR DATA »

La vitesse affichée sur l'ISIS est également enregistrée par le FDR. Celle-ci est comparable avec la vitesse conventionnelle issue de l'ADR 3, car l'ADR 3 et l'ISIS utilisent les mêmes capteurs externes (voir rapport d'étape n° 1, paragraphe 1.6.6.1). Elle est toujours valide, même sous 30 kt, à condition que la pression dynamique (totale moins statique) ne soit pas inférieure à un certain seuil. Si ce seuil est dépassé, la vitesse est invalide avec un statut FW (*failure warning*) et un message est envoyé au CMC.

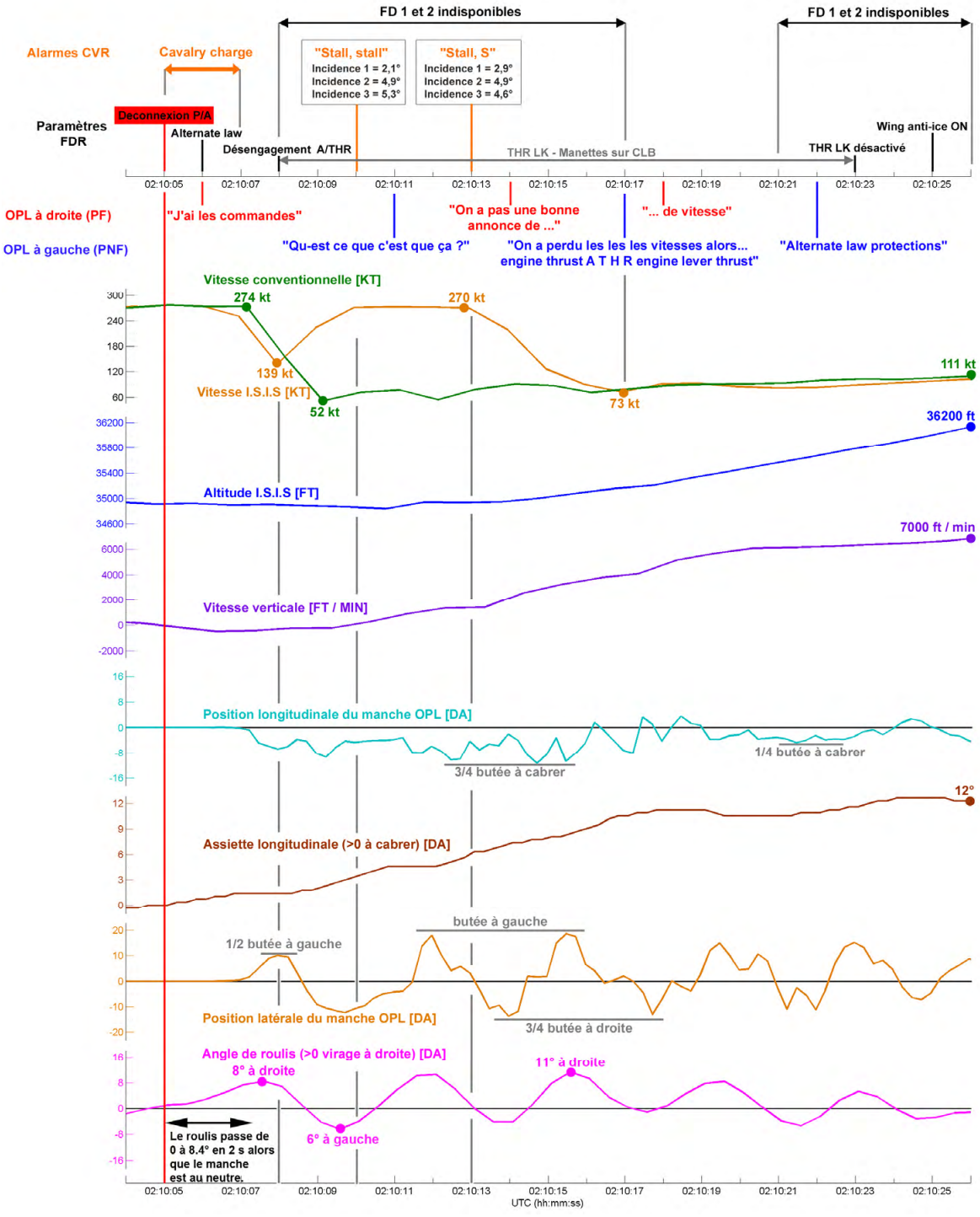
Le Mach de l'ADR qui alimente le PFD côté gauche est également enregistré. Il n'est affiché sur le PFD que lorsqu'il est supérieur à 0,5.

- ***Paramètres ISIS***

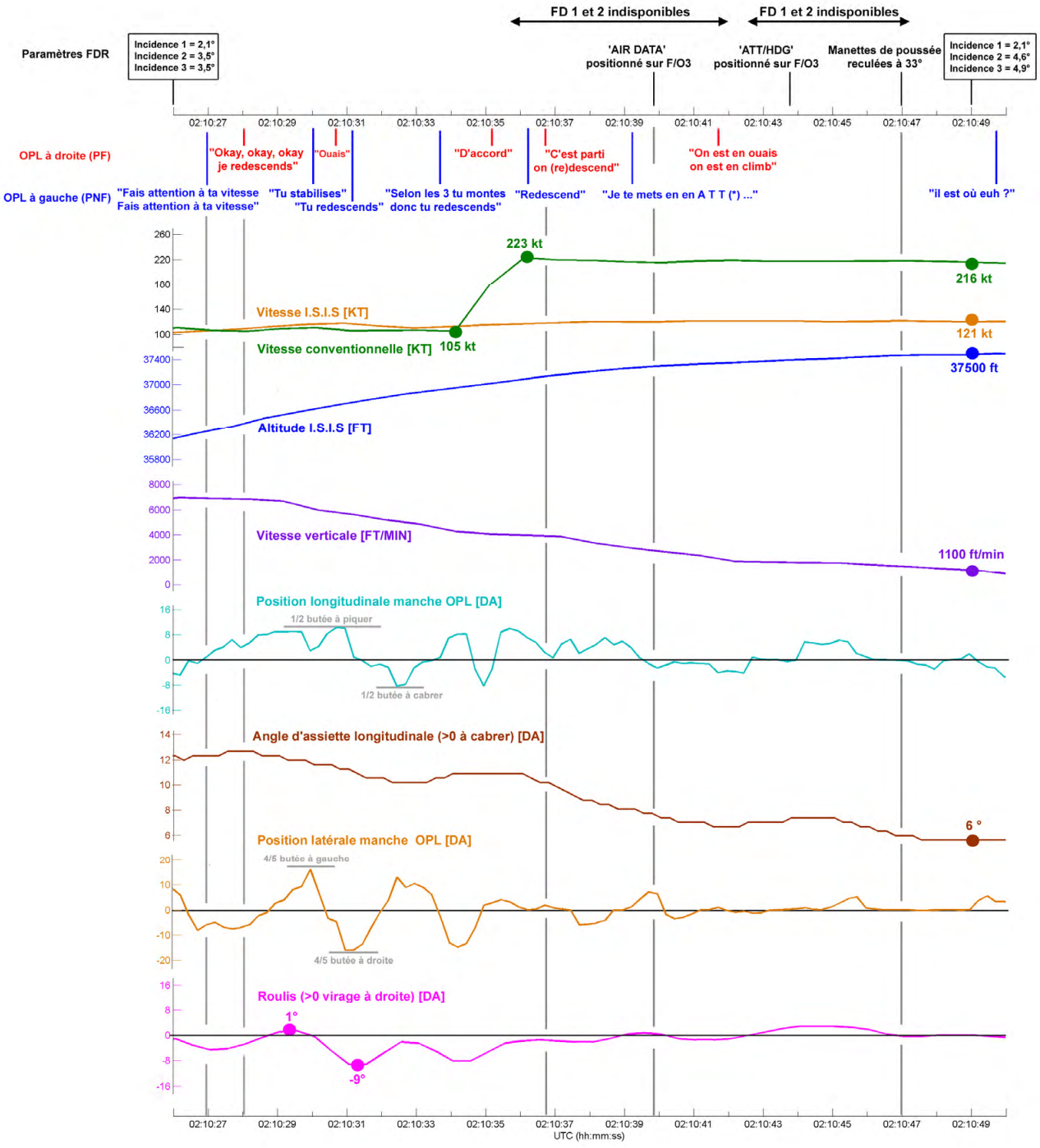
En plus de la vitesse, les paramètres inertiels et l'altitude affichés par l'ISIS sont également enregistrés. Il est à noter que l'ISIS possède sa propre centrale inertielle, alors que les capteurs aérodynamiques externes sont ceux qui alimentent également l'ADR 3.

- ***Paramètres liés aux directeurs de vol***

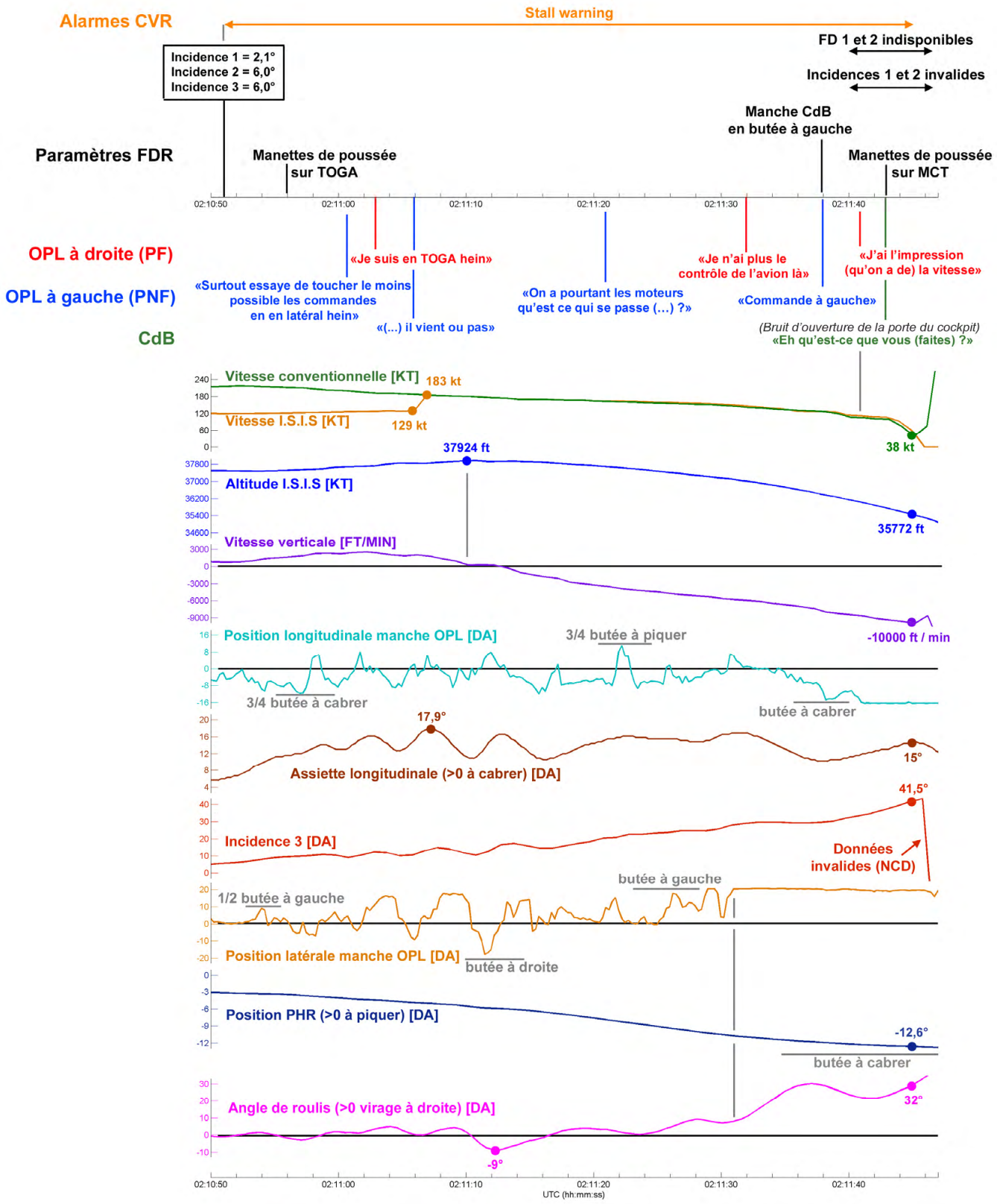
Les paramètres enregistrés ne reflètent pas l'état des boutons poussoirs de sélection des directeurs de vol 1 et 2 sur le FCU, mais l'état d'affichage des barres de tendance des directeurs de vol respectifs. L'évolution de ces paramètres en fonction du temps montre plusieurs changements d'état qui, compte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



Paramètres de 2 h 10 min 04 à 2 h 10 min 26



Paramètres de 2 h 10 min 26 à 2 h 10 min 50



Paramètres de 2 h 10 min 50 à 2 h 11 min 46

1.11.3 Exploitation des calculateurs

Sans préjuger de l'éventuelle exploitation d'autres calculateurs, les deux FMGEC, les deux FCDC et l'ISIS vont faire l'objet d'une analyse prioritaire. Il est en effet possible que des données enregistrées dans des mémoires non volatiles soient toujours exploitables et permettent de préciser la séquence de rejet des vitesses (datée à 2 h 10) ou la confirmation de certains événements (par exemple, une action de l'équipage sur les PRIM 1 et SEC 1).

A ce stade de l'enquête, les examens n'ont pas encore été effectués. Les opérations en cours pour la récupération des informations consistent principalement à :

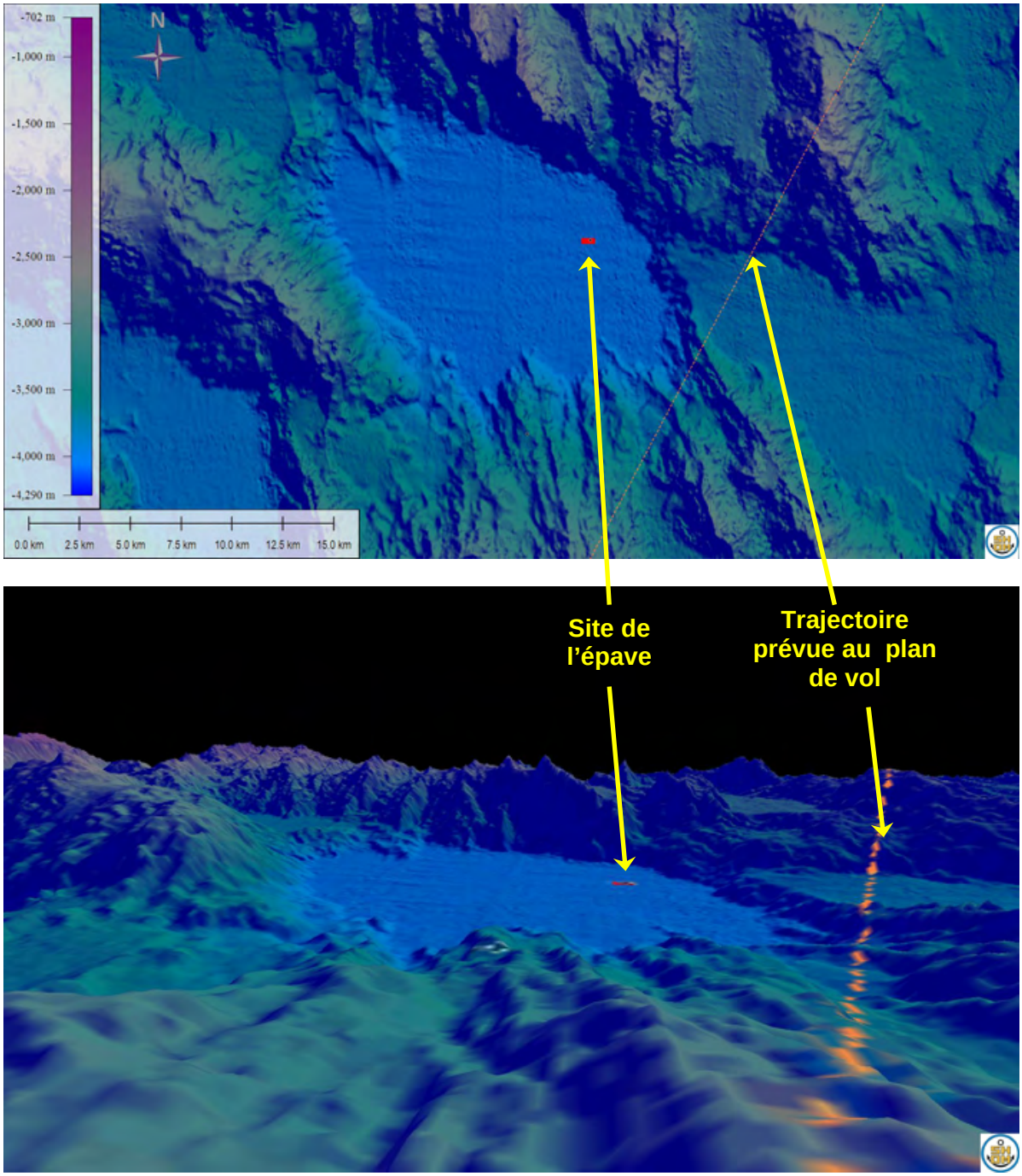
- identifier le type d'informations enregistrées ;
- localiser le support d'enregistrement (composant mémoire non volatile) ;
- mettre en place un protocole de récupération des données avec l'équipementier ;
- préparer la lecture et le décodage des données.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Le site

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

L'épave repose sur une plaine abyssale située à une profondeur de 3 900 mètres. Cette plaine, entourée de reliefs, composée de sédiments de nature argileuse, a une largeur d'environ 15 km et se situe à l'ouest de la trajectoire prévue par le plan de vol.



Site de l'accident

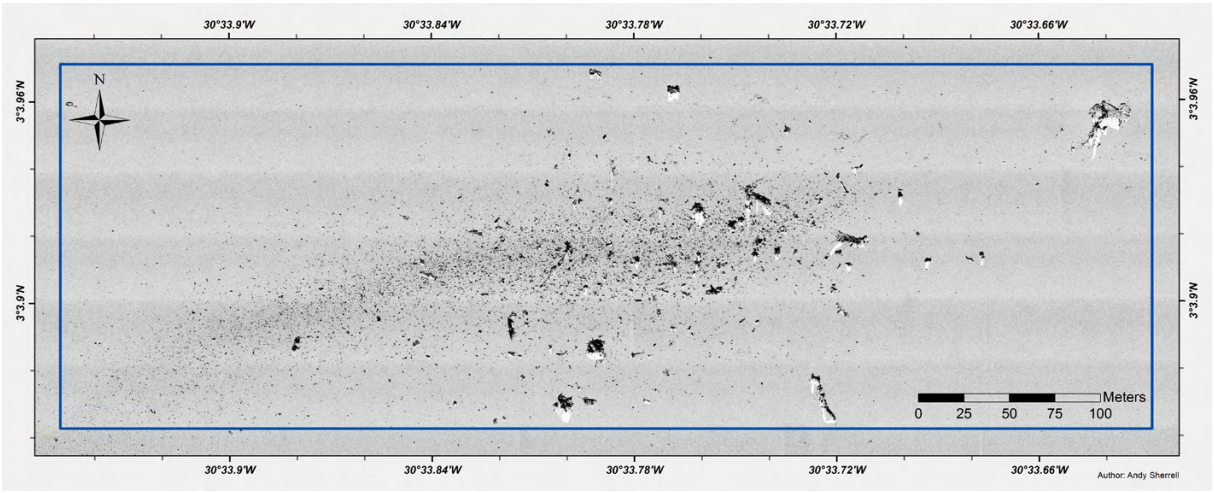
1.12.2 L'épave

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

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

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

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



Images sonar du champ de débris

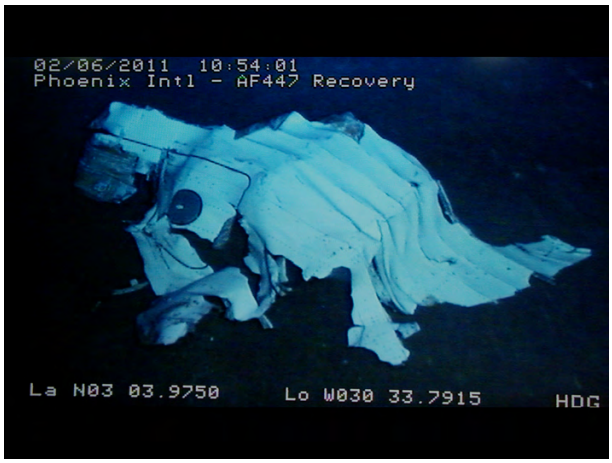
1.12.3 Identification des débris

Une identification des principaux débris a été effectuée pendant la phase 5 des recherches à partir des images transmises à bord du navire *Ile de Sein* par le robot sous-marin REMORA de la société Phoenix International (voir le détail des moyens engagés au paragraphe 1.19).

1.12.4 Examen d'éléments de l'avion

1.12.4.1 Examen fait à partir des images vidéo transmises par le ROV Remora

Les éléments inférieurs de fuselage sont très fortement fragmentés et déformés. Dans ces zones, on constate un enfoncement des tôles entre les nervures, ce qui indique une composante verticale au moment de l'impact.



Eléments de fuselage

Les éléments supérieurs de fuselage sont généralement de plus grandes dimensions. Ils présentent souvent d'importantes pliures longitudinales.

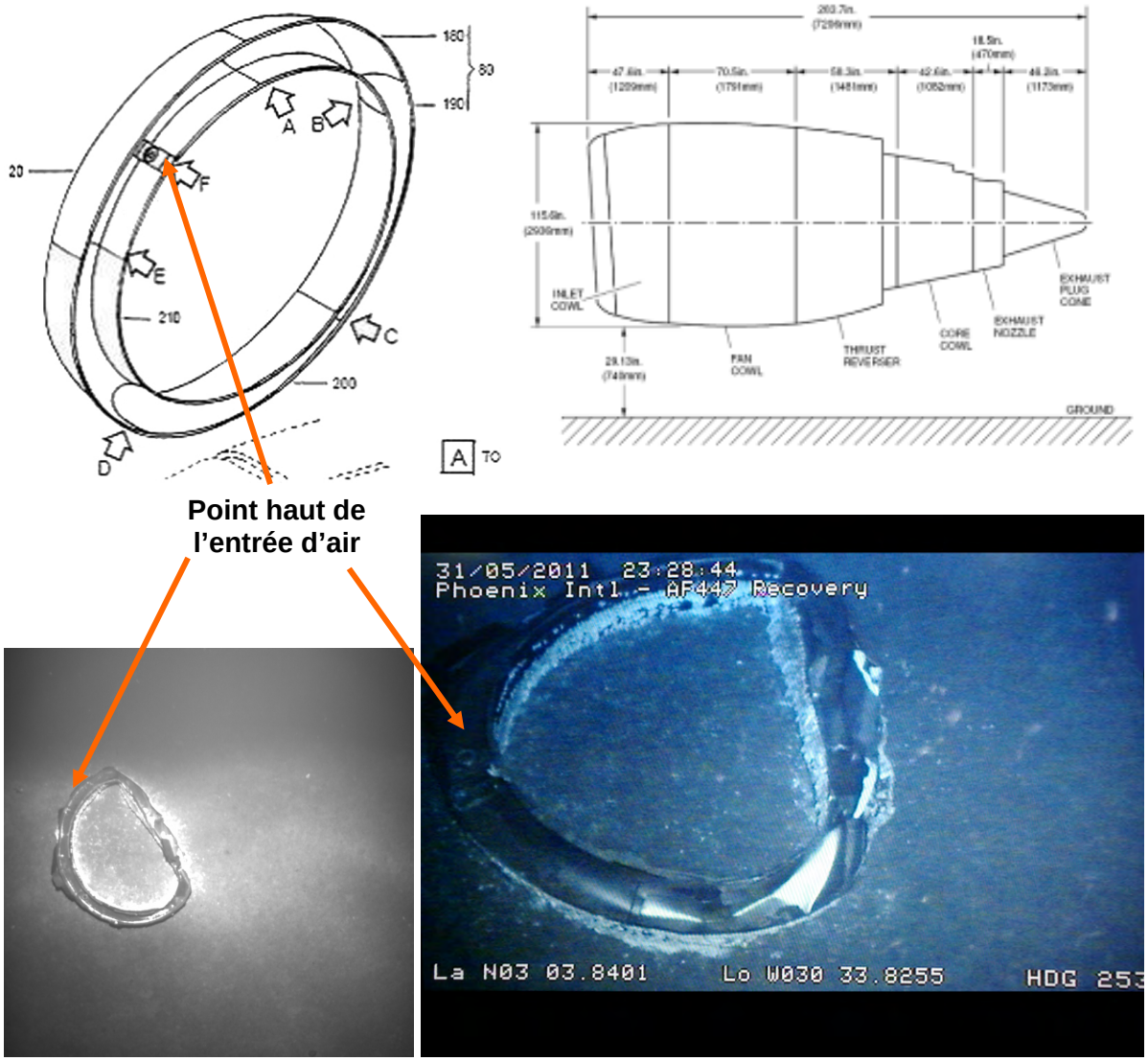
Les caissons des deux ailes présentent de multiples éventrements. L'aile gauche a subi des dommages plus prononcés que l'aile droite. Le caisson central de la voilure, pourtant particulièrement rigide, est fragmenté.

La moitié droite de l'intrados du PHR, en composite de fibres de carbone, s'est désolidarisée à l'impact.

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

1.12.4.1.1 Entrée d'air du moteur gauche

Sur la base des images fournies par les AUV REMUS et par le ROV, le bord d'attaque de l'entrée d'air du moteur gauche présente une déformation rectiligne importante sur sa partie basse.



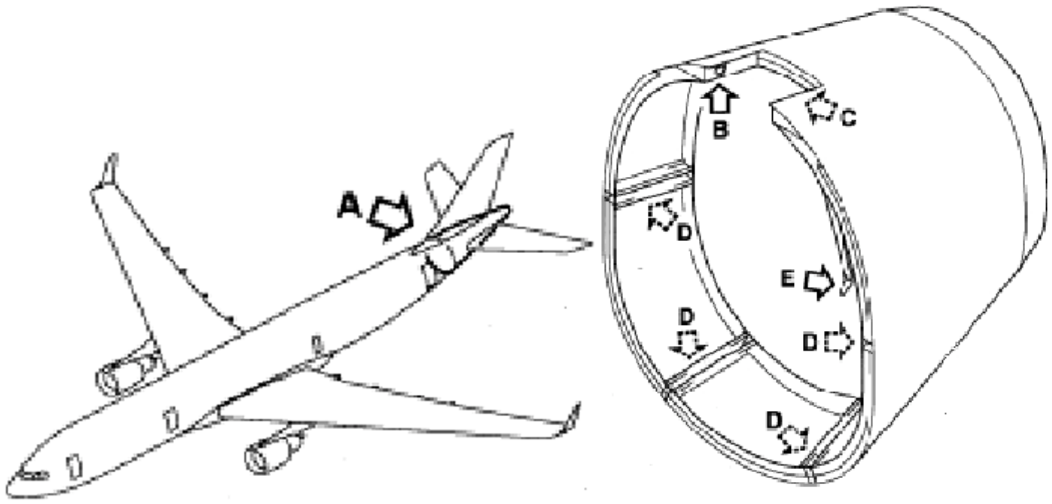
Entrée d'air du moteur gauche

1.12.4.1.2 Mâts moteurs

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

1.12.4.1.3 Echappement de l'APU

L'échappement de l'APU s'est désolidarisé du cône arrière du fuselage à l'impact. Il présente des déformations sur l'ensemble de sa partie inférieure.

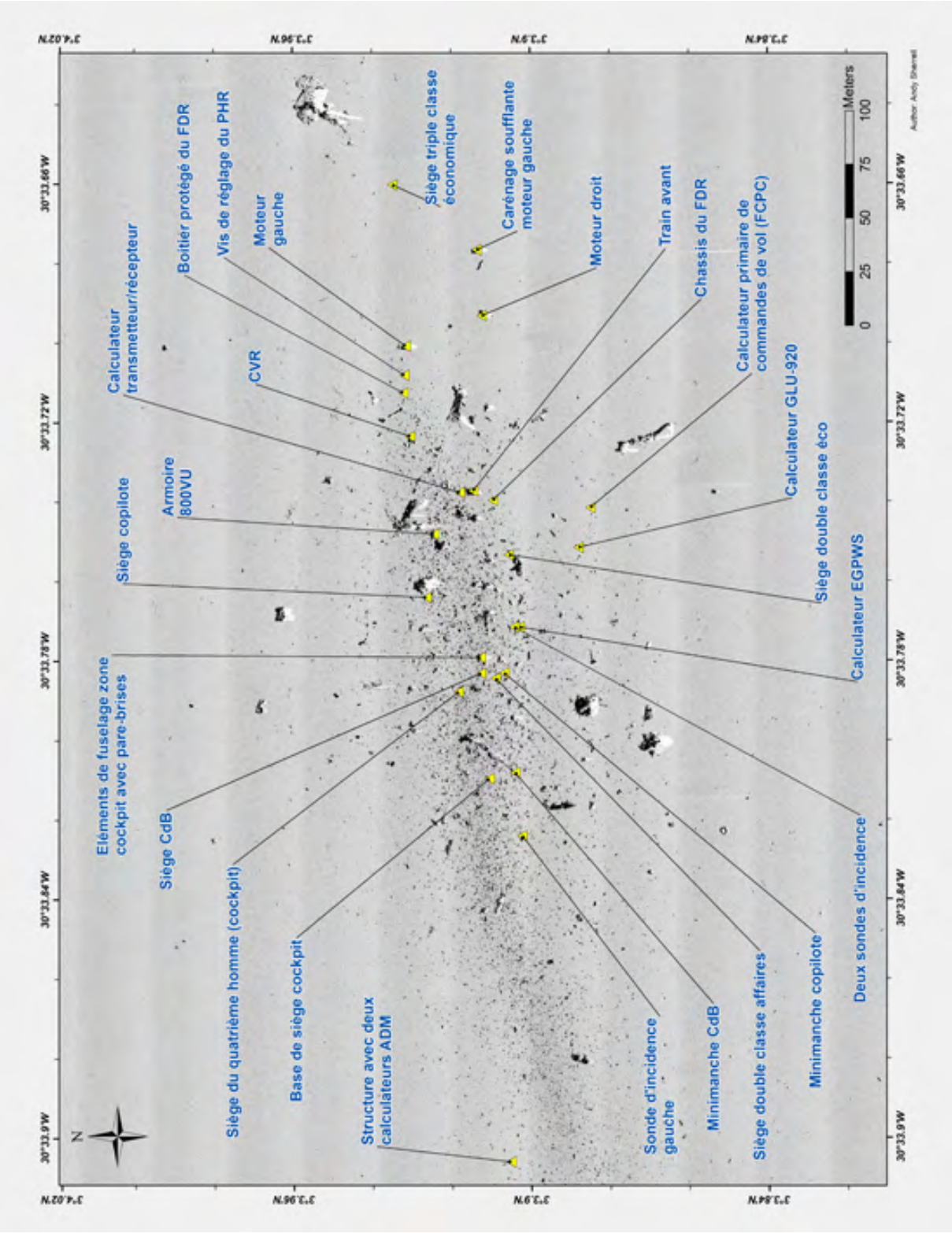


Echappement de l'APU

1.12.4.2 Examen des éléments remontés à la surface

En complément des enregistreurs de vol retrouvés et remontés à la surface respectivement le 1er et le 2 mai 2011, certaines pièces ont été remontées à la surface et ont fait l'objet d'un premier examen visuel à bord du bateau.

Elles sont indiquées sur la cartographie ci-après et feront ultérieurement l'objet d'examens plus approfondis dont les résultats seront connus après la publication du présent rapport.



Cartographie des pièces remontées à la surface

1.12.4.2.1 Premières observations faites à bord

1.12.4.2.1.1 Les moteurs

Les deux moteurs ont été examinés visuellement. Cet examen montre qu'ils délivraient de la puissance au moment de l'impact avec la mer.

1.12.4.2.1 2 La vis de réglage du PHR

La vis de réglage du PHR a été récupérée le 5 mai 2011 par le ROV REMORA.

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

Vis de réglage du PHR après sa remontée sur la bateau

1.12.4.2.1 3 Les sièges du cockpit

Sur le siège situé en place gauche, les ceintures ventrales étaient attachées, la ceinture de l'entrejambe et les harnais d'épaules ne l'étaient pas.

Sur le siège situé en place droite aucune ceinture n'était attachée.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

L'examen des corps remontés lors de la phase 5 confirme les observations consignées dans le rapport d'étape n° 2.

1.16 Essais et recherches

1.16.4 Analyse préliminaire du fonctionnement des systèmes

1.16.4.1 Analyse de la séquence initiale

Les paramètres enregistrés dans le FDR et l'analyse des messages ACARS menée depuis l'accident et présentée dans les deux premiers rapports d'étape permettent d'établir que la surveillance sur les vitesses s'est déclenchée dans les FMGEC et dans les EFCS sur les mêmes variations des paramètres de vitesse donc au même moment, entre 2 h 10 min 04 et 2 h 10 min 05. Les deux vitesses enregistrées sont encore valides à ce moment-là, cependant on observe un point de valeur fausse sur le Mach enregistré. La faible fréquence d'échantillonnage ne permet pas de conclure sur la durée de perturbation de la mesure, mais il est probable qu'elle corresponde au déclenchement des surveillances.

Cette séquence de rejet des ADR sera précisée autant que possible, mais en tout état de cause le déclenchement des surveillances provoque :

- la perte immédiate du pilote automatique engagé (le PA 2) et la disparition transitoire du directeur de vol associé ;

- la perte de la loi normale entre 2 h 10 min 05 et 2 h 10 min 06. La position du limiteur de débattement de la gouverne de direction (RTLU) se fige à 2 h 10 min 04,5 et l'indisponibilité de la fonction de limitation de débattement de la gouverne de direction est enregistrée entre 2 h 10 min 17,5 et 2 h 10 min 18,5.

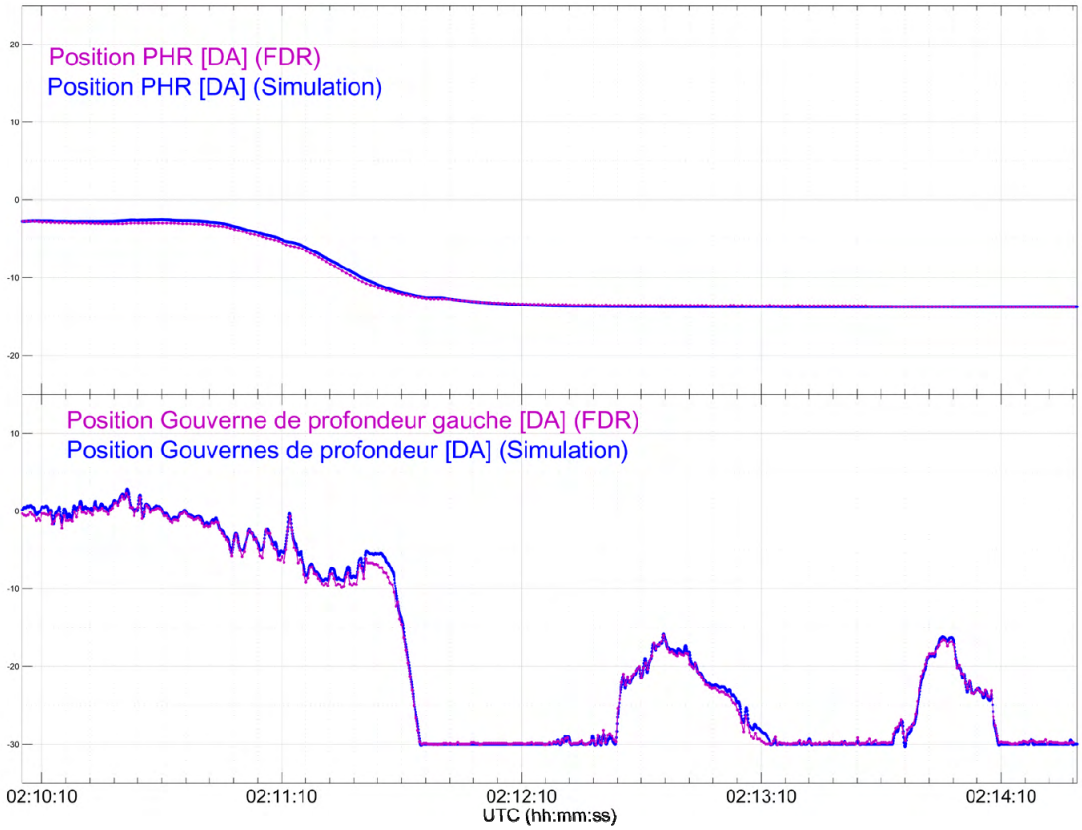
A 2 h 10 min 08, les deux directeurs de vol disparaissent et l'auto-poussée est perdue. Cet écart dans le temps est vraisemblablement dû au fait que le rejet des trois ADR n'est pas intervenu en même temps dans les deux FMGEC. En effet, le FMGEC qui contrôle le pilote automatique actif a un comportement différent car il garde en mémoire l'éventuel rejet d'une ADR, alors que l'autre FMGEC ne le fait pas. Par ailleurs, la fonction auto-poussée peut être assurée par l'un ou l'autre des FMGEC, si bien que l'auto-poussée reste disponible tant que les deux FMGEC n'ont pas rejeté les ADR. Par défaut, cette fonction est assurée par le FMGEC qui contrôle le PA.

Les deux FMGEC se comportent ensuite de la même manière, car aucun PA n'est engagé.

1.16.4.2 Analyse de la loi de commande de vol

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

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



Comparaison entre les positions enregistrées des gouvernes de profondeur et du PHR et la simulation

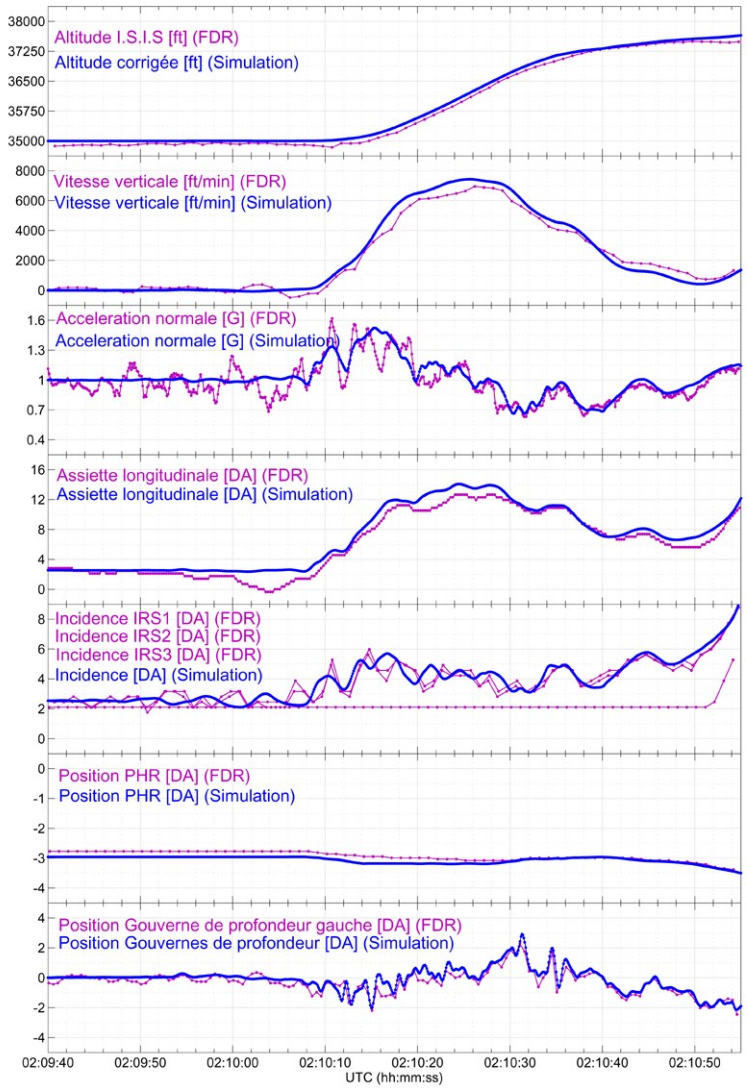
1.16.5 Analyse des performances avion

1.16.5.1 Comportement de l'avion

A la demande du BEA, Airbus a conduit une simulation du comportement de l'avion d'après le modèle théorique et sur la base des actions du PF (manche et poussée). La validité du modèle se limite au domaine de vol connu d'après les essais en soufflerie et les essais en vol. Ainsi, la simulation a pu être menée sur la période de 2 h 10 min 00 jusqu'à 2 h 10 min 54. En revanche, compte tenu de la complexité d'une telle simulation, il a été convenu de procéder dans un premier temps à la simulation sur l'axe longitudinal, sans introduction de turbulence. Les paramètres latéraux utilisés sont ceux enregistrés dans le FDR.

Une composante de vent de face constante de 15 kt a dû être ajoutée pour faire correspondre la vitesse sol de la simulation avec le paramètre enregistré. Cette valeur est cohérente avec les paramètres de vent enregistrés. Les résultats obtenus montrent qu'avant 2 h 10 min 40 environ, c'est-à-dire au moment où l'avion passe environ 37 000 ft en montée, les paramètres enregistrés (incidence, facteur de charge normal, assiette) présentent des variations autour des paramètres simulés, indiquant la présence de turbulences. Au delà, cette turbulence semble disparaître et les paramètres simulés et enregistrés sont très cohérents.

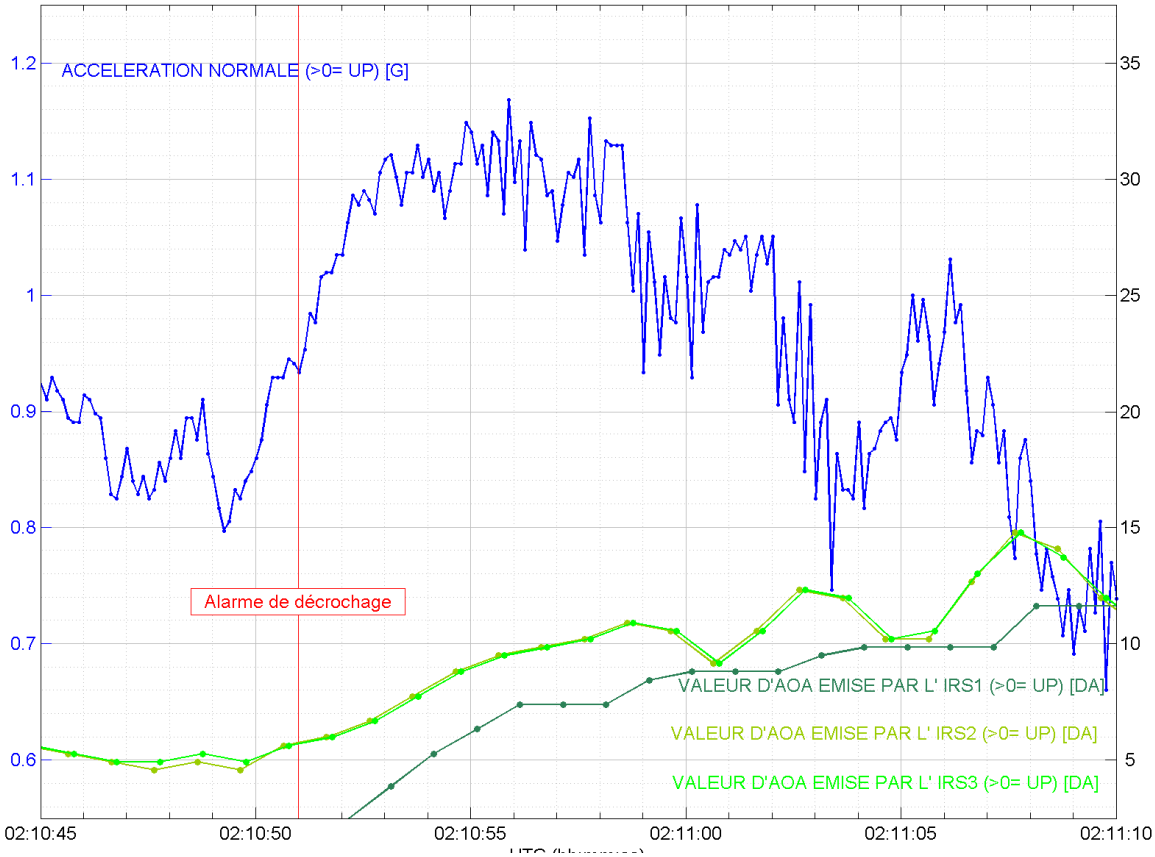
Ainsi, il apparaît à ce stade des travaux que l'essentiel des mouvements de l'avion dans l'axe longitudinal (assiette, vitesse verticale, altitude) est le résultat des actions du PF, à l'exception de faibles variations vraisemblablement dues à l'aérologie.



Comparaison entre les attitudes de l'avion et la simulation (axe longitudinal)

1.16.5.2 Analyse du décrochage

A 2 h 10 min 51, alors que l'avion se trouve vers 37 500 ft et monte toujours, l'alarme de décrochage s'active (voir 1.6.3). Une modification du comportement de l'accélération normale enregistrée a été mise en évidence à partir de 2 h 10 min 53, à une incidence environ 1 à 2 degrés supérieure à l'incidence d'activation de l'alarme.



Evolution de l'accélération normale enregistrée
au moment de l'activation de l'alarme de décrochage

Cette modification de comportement du facteur de charge au centre de gravité se traduit par l'apparition d'une composante haute fréquence d'une amplitude augmentant jusqu'à environ 0,1 g crête à crête, et de signature très différente d'une signature de turbulence d'origine aérologique. On voit par ailleurs apparaître sur la piste 1 du CVR vers 2 h 10 min 55 un bruit, pouvant correspondre au choc du microphone à bouche sur une paroi, revenir avec une fréquence stable.

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

Des analyses complémentaires ont été menées avec Airbus afin de déterminer si ce phénomène pouvait correspondre à du *buffet*. La difficulté d'une telle identification réside dans le fait que, d'une part, la notion de *buffet* est définie par les accélérations au niveau des sièges pilotes et non au centre de gravité et que, d'autre part, il n'y a aucun essai en vol dont les conditions correspondent exactement à celles de l'événement (en particulier au niveau du Mach).

Note : l'examen de données enregistrées lors d'essais en vol a permis d'identifier, par la fréquence et l'amplitude, que cette signature pouvait en effet être celle du *buffet.* Par analogie avec les essais en vol, l'amplitude de 0,1 g crête à crête au centre de gravité suggère que l'amplitude du *buffet* au siège pilote est élevée (de l'ordre de 0,6 g crête à crête).

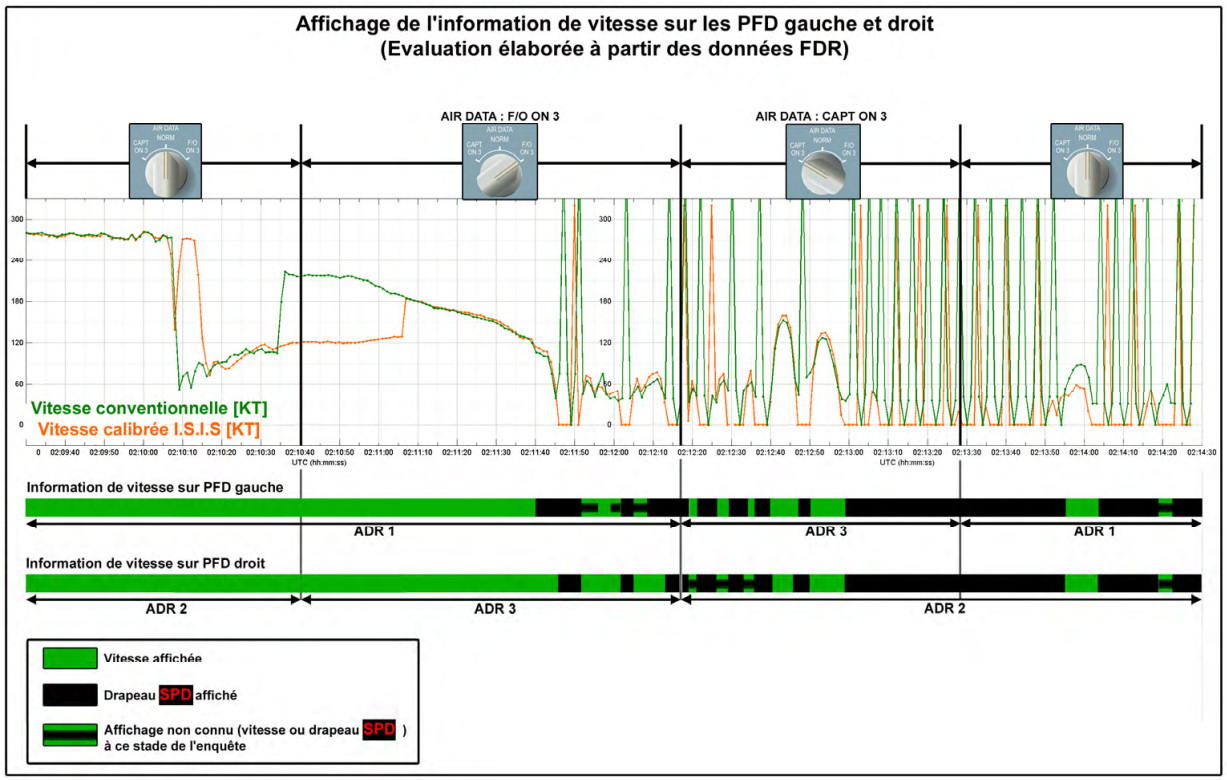
Ainsi, l'alarme de décrochage s'est déclenchée à 2 h 10 min 51 à l'incidence correspondant au seuil théorique pour le Mach mesuré. Deux secondes plus tard, des vibrations pouvant correspondre à du *buffet* sont apparues. L'avion est sorti du domaine de vol connu vers 2 h 10 min 54, l'incidence continuant à augmenter.

1.16.6 Reconstitution des informations à la disposition de l'équipage

1.16.6.1 Analyse préliminaire de l'évolution des vitesses sur les PFD et l'ISIS

L'analyse des données FDR (voir le paragraphe 1.11.2) permet de connaître quasi-entièrement la vitesse affichée sur le PFD gauche. La vitesse affichée côté droit peut être partiellement déduite de la logique d'enregistrement et du fait que la valeur d'incidence de l'ADR associée devient invalide si la vitesse est inférieure à 60 kt (les systèmes considèrent que la vitesse est insuffisante pour que la sonde d'incidence fournisse une information fiable).

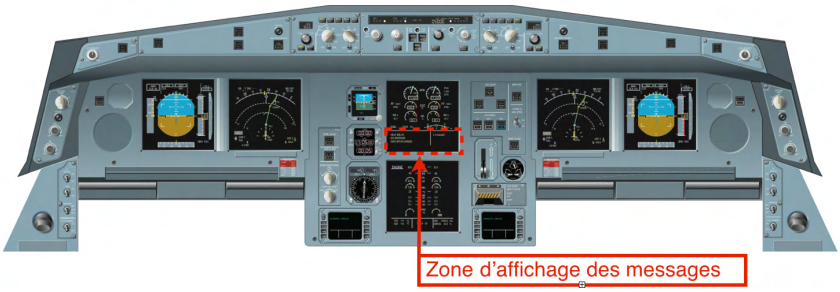
A ce stade de l'enquête, l'évolution des vitesses affichées peut être résumée comme suit :



Evolution des vitesses affichées sur les PFD droit et gauche

1.16.6.2 Analyse de la séquence d'apparition des messages ECAM

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



Emplacement de la zone d'affichage des messages ECAM

Les messages générés pendant l'événement sont listés dans le tableau ci-dessous, par ordre de priorité et sous une forme proche de ce qu'elle est à l'affichage.

Note : le message NAV ADR DISAGREE est le seul de la séquence à s'accompagner d'une procédure ECAM.

Titre	Symptôme(s) théorique	Heure	Heure d'affichage
AUTO FLT AP OFF	cavalry charge + MW	02:10:05	02:10:05
NAV ADR DISAGREE -AIR SPD.....X CHECK •IF NO SPD DISAGREE -AOA DISCREPANCY •IF SPD DISAGREE -ADR CHECK PROC..APPLY	SC + MC	02:12:xx	02:12:xx
ENG THRUST LOCKED -THR LEVERS.....MOVE	SC + MC	02:10:08	02:10:15
AUTO FLT A/THR OFF -THR LEVERS.....MOVE	SC + MC	02:10:08	02:10:10
F/CTL ALTN LAW (PROT LOST) -MAX SPEED.....330/.82	SC + MC	02:10:06	02:10:08
F/CTL RUD TRV LIM FAULT RUD WITH CARE ABV 160 KT	SC + MC	02:10:18	02:10:19
F/CTL SEC 1 FAULT	SC + MC	02:13:39	02:13:41
F/CTL PRIM 1 FAULT	SC + MC	02:13:37	02:13:39
AUTO FLT REAC W/S DET FAULT	SC + MC	02:10:06	02:10:07
NAV TCAS FAULT	SC + MC	02:10:xx	02:10:xx

Messages ECAM apparus pendant l'événement

(Légende :
MW : Master Warning,
MC : Master Caution,
SC : Single Chime)

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

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

Affichages ECAM à différents instants (si aucun message n'a été effacé)

1.16.6.3 Apport de l'analyse des messages ACARS

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

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

La présence du message « FLAG FPV ON PFD CAPT (F/O) » indique que le mode TRK-FPA a été sélectionné par l'équipage dans la minute 2 h 11 mais que le FPV était indisponible (voir conditions d'indisponibilité dans le rapport d'étape n° 2). L'étude des paramètres pertinents enregistrés permet de conclure que la sélection du FPV n'a pu intervenir qu'entre 2 h 11 min 48 et 2 h 11 min 54.

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

Le tableau en annexe 1 récapitule la corrélation effectué entre les données FDR et les messages de maintenance reçus.

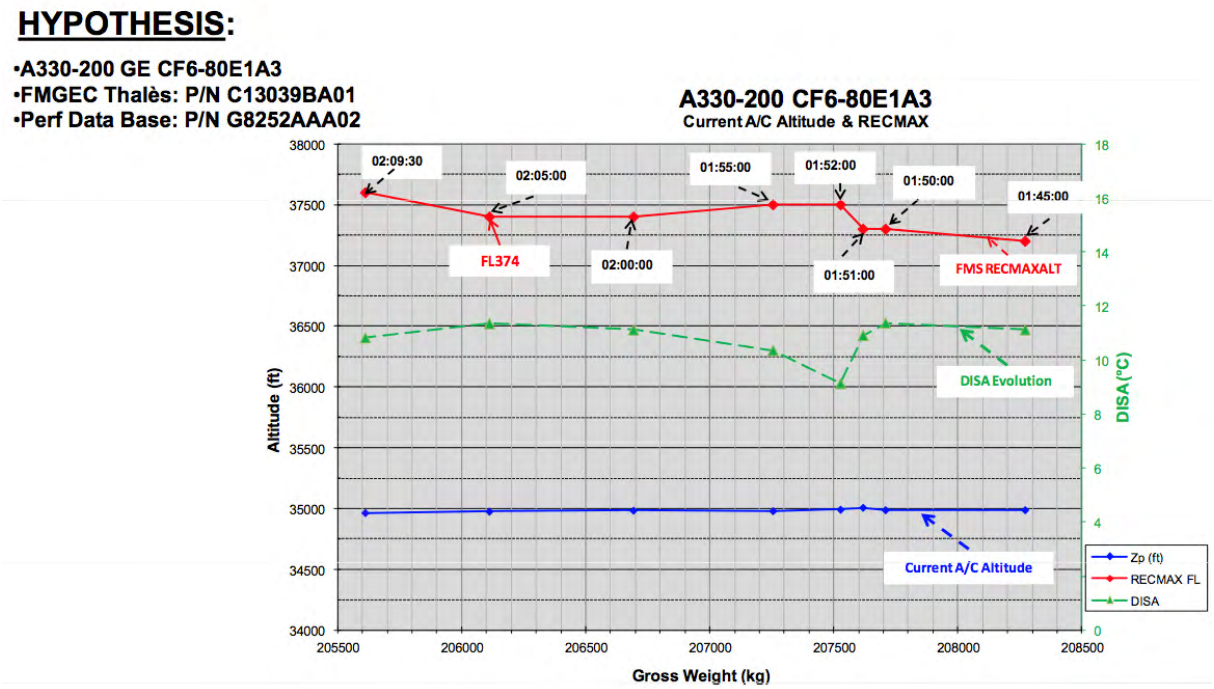
1.16.6.4 Calcul du REC MAX

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

Sur la base des paramètres FDR enregistrés (notamment la température et la masse), la simulation montre que le REC MAX varie assez peu sur la période considérée, entre le FL 372 et le FL 376. L'écart de température par rapport à l'atmosphère standard est assez stable vers +11 °C, sauf entre 1 h 51 et 1 h 59 ou l'écart est plus faible et le minimum de +9 °C est atteint.

Le REC MAX calculé à 1 h 45 est le FL 372 et la tendance générale d'augmentation est de l'ordre de 100 ft par tonne de masse perdue (soit environ 9 minutes de vol). La diminution de température vers 1 h 50 se traduit par un maximum local du REC MAX au FL 375. Il diminue ensuite vers le FL 374 à 2 h 00.

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



Evolution du REC MAX (simulation) Source Airbus

1.16.7 Autres analyses en cours

A ce stade de l'enquête, d'autres analyses sont toujours en cours. Il s'agit notamment d'essayer de recalculer la vitesse de l'ADR 2 pour, d'une part, préciser ce qui était affiché sur le PFD du PF et, d'autre part, être en mesure de recalculer les ordres affichés par les directeurs de vol. L'analyse des mouvements de l'avion sur les trois axes sera également menée pour venir en complément de l'analyse longitudinale déjà effectuée et quantifier la turbulence subie par l'avion.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

1.17.2.3.3 Suppléance CDB et composition équipage

Autorité du commandant de bord

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

Relève en vol du commandant de bord

La réglementation[6] précise que le commandant de bord peut déléguer la conduite du vol à un commandant de bord ou, pour les opérations effectuées au-dessus du FL200, à un autre pilote. Ce dernier doit satisfaire aux exigences suivantes :

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

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

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

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

Avant toute absence prolongée, le CDB :

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

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

Briefings spécifiques aux vols en équipage renforcé

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

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

Dans le cas présent, après l'installation du pilote de renfort en place gauche, le copilote en place droite débute un briefing en présence du commandant de bord. Il mentionne :

- la présence de turbulences passées et à venir,
- le fait qu'ils évoluent dans la couche nuageuse,
- qu'ils ne peuvent pas monter en raison d'une température plus élevée que prévue et donc d'un REC MAX « *un peu trop bas* »,
- le contact HF avec le centre d'Atlantico et l'échec du logon avec le centre de Dakar,
- le contact effectué avec le *dispatch*.

Au cours de ce briefing, le commandant de bord rappelle les fréquences HF de Dakar Océanique sur sollicitation du copilote en place gauche.

Le commandant de bord quitte ensuite le poste de pilotage sans préciser les conditions qui nécessiteraient un retour anticipé.

1.17.3 Le radar météorologique de bord

1.17.3.1 Généralités

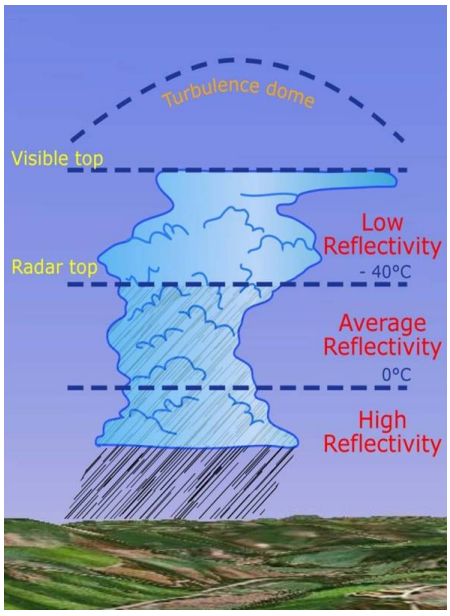
Le radar météorologique est conçu pour détecter les précipitations : il aide à repérer celles associées aux cellules convectives les plus actives afin d'éviter les dangers associés (turbulence, grêle et foudre).

Le radar météorologique détecte l'eau sous forme liquide, donc la pluie et la grêle humide. En revanche, il détecte très peu l'eau sous forme solide comme la neige sèche et les cristaux de glace. Il détecte en partie la grêle sèche en fonction de la dimension des grêlons.

Dans une cellule convective, dans la partie située en dessous de l'isotherme zéro (0 °C)[7], les précipitations liquides constituent les zones les plus réfléchissantes. En dessous de -40 °C[8] l'eau n'existe en général plus à l'état liquide. Dans la partie du cumulonimbus située entre l'isotherme zéro et l'altitude où la température atteint -40 °C, l'eau liquide et les cristaux de glace offrent des zones où la réflectivité diminue en fonction de la variation de la présence d'eau liquide. Dans la partie au dessus de l'altitude où la température atteint -40 °C, où ne subsistent que les cristaux de glace, la réflectivité est très faible.

Des zones renvoyant une grande partie du signal du radar peuvent être inoffensives pour le vol, comme des averses de neige fondue par exemple, alors que des averses de grêle qui constituent une réelle menace pour la navigation peuvent ne renvoyer qu'un faible écho radar.

Lorsque les cumulonimbus grossissent rapidement, ils peuvent être surmontés d'une zone de turbulence forte qui peut s'étendre sur plusieurs milliers de pieds au-dessus du sommet visible. Cette zone de turbulence est invisible au radar météorologique et à l'œil nu[9].



Anatomie d'un cumulonimbus

(7) Au FL 75 en atmosphère standard.
(8) Au FL 275 en atmosphère standard.
(9) La fonction TURB, qui utilise le principe de l'effet Doppler, n'aide à la détection des turbulences que dans les zones humides.

La représentation d'un même cumulonimbus sera donc totalement différente en fonction de la partie du nuage balayée par le faisceau du radar.

La réflectivité des masses nuageuses dépend du type de masse d'air et de la saison. La réflectivité d'un cumulonimbus n'est pas la même en région tempérée et sous l'équateur. Un cumulonimbus océanique réfléchit moins les ondes radar que le cumulonimbus continental de même forme et de même hauteur.[10]

Le gain, le *tilt* et l'échelle du ND permettent aux pilotes de régler le radar météorologique. Le gain définit le rapport de niveau entre le signal reçu et le signal émis en fonction de la distance des échos. La position CAL de la commande de gain place la sensibilité du radar au niveau calibré standard de réflectivité. L'équivalence en précipitations est alors associée à une couleur des échos présentés sur le ND :

COULEUR DES ECHOS	NIVEAU	EQUIVALENCE EN PRECIPITATIONS
NOIR (pas d'écho)	1	< 1 mm/H
VERT	2	1 à 4 mm/H
JAUNE	3	4 à 12 mm/H
ROUGE	4	>12 mm/H
MAGENTA (si installé)	TURB	Effet Doppler

Extrait du Manuel d'exploitation Air France A330/340

La commande du gain permet l'ajustement manuel de la sensibilité du radar pour une évaluation plus précise des conditions atmosphériques.

Le *tilt* est l'angle entre l'horizontale et le milieu du faisceau radar. La commande du *tilt* permet de faire varier manuellement la tranche d'espace explorée dans le plan vertical. En fonction de l'altitude de l'avion à partir d'un certain *tilt,* le faisceau radar est réfléchi par le sol. Des échos de sol sont alors présents sur l'image radar.

Boîtes de commandes Collins

L'ajustement de l'échelle du ND permet d'effectuer une surveillance à des distances variables de l'avion.

Des précipitations importantes qui renvoient une grande partie du signal radar peuvent aussi masquer une autre zone perturbée située derrière.

(10) The Ice Particle Threat to Engines in Flight (Mason Strapp Chow).

La représentation de la situation météorologique par les équipages est ainsi essentiellement liée à l'utilisation des 3 paramètres de réglage et leur connaissance du radar, notamment de ses limites.

Le radar de bord ne détecte donc pas directement les dangers à éviter et présente certaines limitations qui nécessitent de la part des pilotes une surveillance active et une interprétation permanentes des images présentées pour limiter le risque de sous-estimation du danger de la situation. Il est à noter que, au moment de l'accident, la présence de cristaux de glace à haute altitude n'était pas considérée comme un danger objectif et que les équipages n'y étaient pas sensibilisés.

1.17.3.2 Consignes d'utilisation chez Air France

1.17.3.2.1 Documentation de l'exploitant

Les documents suivants comportent des informations sur le fonctionnement et l'utilisation du radar météo :

- le manuel Généralités Opérations dit GENOPS décrit la politique générale d'utilisation des radars météo pour la prévention des risques associés aux orages,

- les manuels d'utilisation avion TU 330 et TU 340 décrivent les radars météo équipant ces avions ainsi que leur procédure d'utilisation sur la base des documents Airbus,

- les supports de formation associés aux qualifications de type (QT) décrivent le système de radar météo et son utilisation,

- le MAC.

1.17.3.2.2 Consignes d'utilisation du radar météorologique

En croisière au dessus de 20 000 pieds, un réglage du *tilt* légèrement vers le bas, fonction de l'échelle sélectée, est recommandé afin que les échos sols n'apparaissent sur le ND qu'en limite des cercles de distance les plus éloignés. Cette méthode permet une application simple et pratique de la règle d'équivalence hauteur/*tilt* donnant le réglage de *tilt* optimum.

Lorsque les pilotes exercent une veille sur la situation météo le gain peut rester en position CAL. En présence avérée d'orages et pendant les évitements un réglage manuel peut être utilisé pour comparaison avec l'image CAL.

Une échelle de 160 NM permet d'évaluer l'évolution de la situation météorologique et d'anticiper les changements de route. Une échelle de 80 NM est utilisée pour les évitements. Les échelles courtes doivent être périodiquement abandonnées afin d'observer les conditions météo éloignées et d'éviter une route en impasse parmi des perturbations.

La forme des échos peut alerter sur la présence possible de grêle. Des zones de turbulences peuvent être présentes au-dessus d'une zone détectée de précipitation.

Les zones rouges ou magenta ainsi que les échos en forme de franges doivent ainsi être contournés du côté au vent en ajustant régulièrement le *tilt* et le *range*. La décision d'évitement doit être prise avant que les échos soient à 40 NM.

L'exploitant préconise d'éviter de passer à moins de 5 000 ft au dessus ou en dessous d'une cellule orageuse. Il fournit la formule permettant aux pilotes d'estimer la hauteur de séparation entre le haut d'une cellule détectée et l'avion. Cette formule utilise la distance et le *tilt* à partir desquels l'écho de la zone disparait. Au dessus de 23 000 ft, il est recommandé de passer à plus de 20 NM de ces zones[11].

1.17.3.1.3 Documentation complémentaire à l'attention des équipages

Le MAC ne fait pas partie du Manuel d'exploitation. Il contient des informations permettant aux pilotes d'actualiser et de maintenir leurs connaissances théoriques et pratiques. Il contient un chapitre détaillé sur le radar météo, son utilisation et des illustrations d'échos caractéristiques de phénomènes dangereux. Ce chapitre est rédigé sur la base des informations et recommandations communiquées par l'équipementier radar Collins.

Par ailleurs, Air France communique régulièrement sur les risques associés aux environnements convectifs et sur l'utilisation des radars pour les prévenir. Avant juin 2009, on peut citer les communications suivantes : flash sécurité des vols, articles publiés dans le bulletin de sécurité des vols (*Sûrvol*), campagne d'affiche, bulletin dédié au radar, conférences dispensées dans le cadre des formations récurrentes, qualifications de type ou reconnaissances de ligne.

Les informations reçues d'Airbus font l'objet d'une analyse par Air France qui décide de l'opportunité de les transmettre aux équipages.

1.17.3.3 Documentation Airbus

Au 1er juin 2009, le fonctionnement et l'utilisation du radar étaient contenus dans les documents Airbus suivants :

- Flight Crew Operating Manual (FCOM) :
  SUPPLEMENTARY TECHNIQUES / NAVIGATION / WEATHER RADAR

- Flight Crew Training Manual (FCTM) :
  SUPPLEMENTARY INFORMATION / USE OF RADAR
  SUPPLEMENTARY INFORMATION / TURBULENCE / IN-FLIGHT/ USE OF THE RADAR

Ces 2 documents du FCTM sont à utiliser dans le cadre de l'entraînement des pilotes, qu'il soit du type qualification de type ou lors des entraînements et contrôles périodiques.

Deux documents additionnels sont également disponibles :

- Flight Operations Briefing Notes – *"Adverse Weather Operations, Optimum Use of the Weather Radar"*

- Getting to grips *"Surveillance"*

Ces informations ont aussi été fournies lors de conférences dédiées aux opérateurs et à travers des publications (*Safety First*).

(11) Majoré de 50 %, soit 30 NM pour des échos en forme de U, de doigts ou à bords festonnés en crochet (orages, présence de grêle).

Le constructeur indique que l'évaluation et la détection des cellules se fait en diminuant progressivement le gain à partir de la valeur calibrée : les derniers échos qui virent au jaune traduisent les zones les plus actives.

Il préconise d'utiliser les échelles 160 NM pour le PNF et 80 NM pour le PF.

Pour la croisière le constructeur précise la valeur du *tilt* à utiliser en fonction de l'échelle :

FLIGHT PHASE	DETECTION AND MONITORING PROCEDURES	COMMENTS
CRUISE	Use TILT slightly NEGATIVE to maintain ground returns on top of ND: Range 320 TILT≅1 DN Range 160 TILT≅1,5 DN Range 80 TILT≅3,5 DN Range 40 TILT≅6 DN In higher altitudes, closing weather: - Decrease ND - TILT down Use TURB to ISOLATE Turbulence - GAIN to AUTO.	No ground returns beyond line of view. Dnm = 1,23√ALT ft FL 370 D 240nm Poor ground returns over calm sea / even ground.

Extrait FCTM A330/A340

Le constructeur déconseille de passer sous une cellule orageuse. Il rappelle qu'une turbulence forte peut exister 5 000 pieds au-dessus de l'écho détecté et que les orages avec des sommets au-dessus de 35 000 pieds sont dangereux.

1.17.4 Consignes opérationnelles Equipage Air France

1.17.4.1 Consignes mentionnées par l'exploitant

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

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

La panne doit être ensuite traitée selon la séquence suivante :

- Confirmation de la nature de la panne
- Application des check-lists ou procédures anormales et éventuellement réinitialisation des systèmes
- Bilan technique, opérationnel et commercial,
- Décision sur la suite du vol
- Information : ATC, équipage PNC, compagnie (CCO, maintenance, …), passagers

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

- Action-contrôle : lorsqu'il intervient sur un système ou une commande au cockpit, le pilote doit le faire en deux phases distinctes :

  - action : le pilote agit sur la commande
  - contrôle : le pilote s'assure que le résultat de son action est conforme à son intention initiale

- Contrôle mutuel : les pilotes doivent se compléter et se contrôler mutuellement afin d'assurer la sécurité du vol, ce contrôle mutuel s'applique à l'ensemble des tâches : conduite de la trajectoire, mise en œuvre des systèmes, communications ATC, etc. Tout écart constaté par rapport au profil de vol prévu ou aux procédures standard doit être annoncé clairement.

- Annonces techniques : l'utilisation d'annonces techniques formalise les échanges et facilite la communication au sein du cockpit, notamment dans les phases où la charge de travail est élevée. Les annonces techniques sont utilisées pour transmettre un ordre, lancer une action ou informer les autres PNT, notamment en cas de panne, anomalie ou écart.

Les annonces standard de l'exploitant sont décrites en annexe 2.

1.17.4.2 Définitions données par l'exploitant

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

- Procédure d'urgence : action effectuée en *do-list* lorsque la sécurité du vol est directement compromise :

  - configuration dangereuse ou en limite du domaine de vol,
  - panne d'un système dégradant la sécurité du vol.

- Procédure de secours : action effectuée en *do-list* lorsque la sécurité du vol n'est pas directement compromise :

  - panne d'un système n'ayant pas de conséquence immédiate sur la sécurité du vol,
  - panne induisant une perte de redondance ou une dégradation d'un système.

- Procédure anormale complémentaire : procédure anormale liée à une dégradation d'un système avion et ne nécessitant pas l'application d'une procédure d'urgence ou secours.

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

1.17.4.3 Terminologie du constructeur

- Memory item: the following procedures are to be applied without referring to paper: …, immediate actions of UNRELIABLE SPEED INDICATION/ADR CHECK PROC

- Abnormal or emergency procedures: maintain adequate safety and help to ensure the conduct of the flight. The flight crew uses the « READ and DO » oral reading principle when performing these procedures

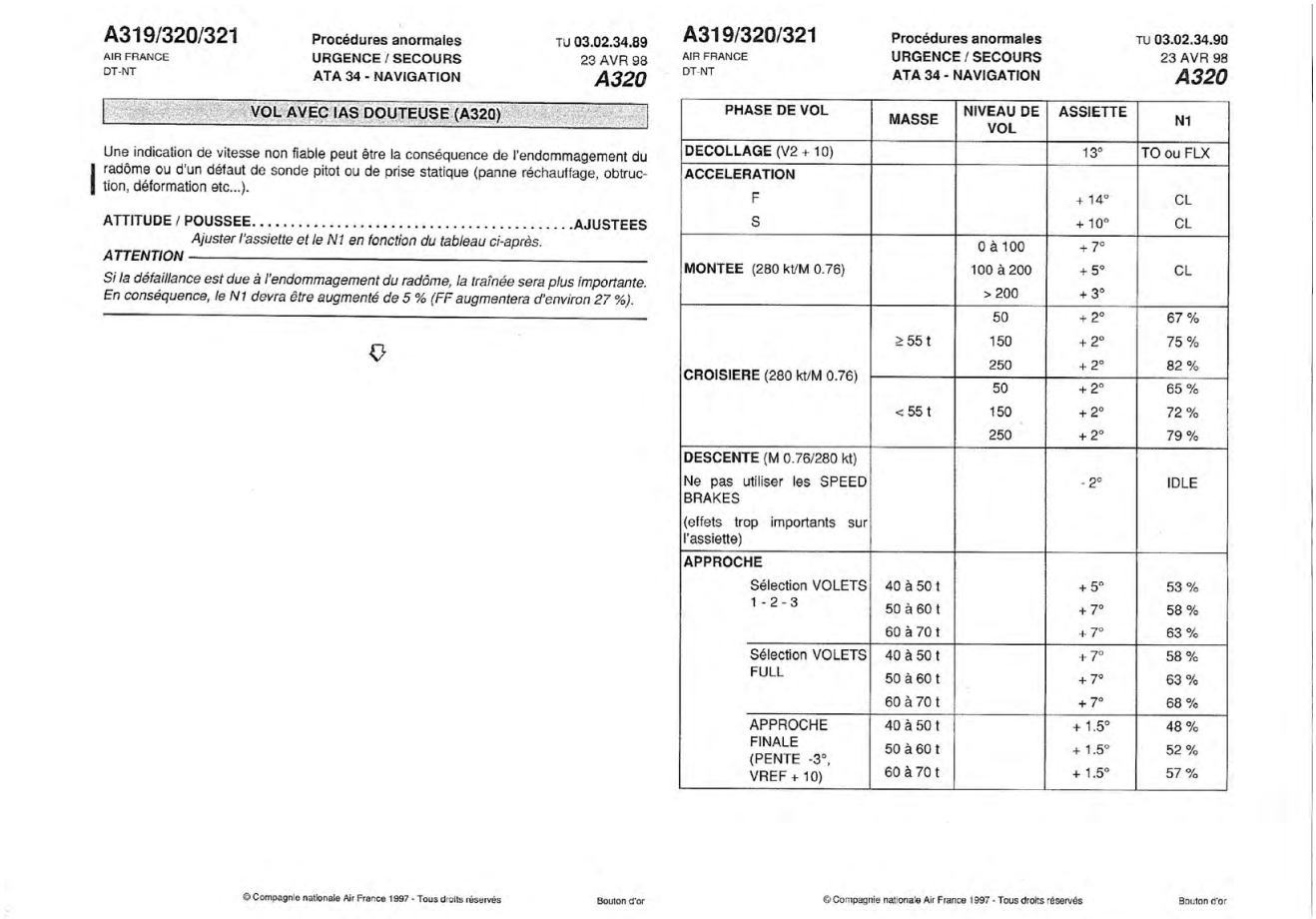
- Supplementary Techniques: some normal procedures, that are non routines will be found in the SUPPLEMENTARY TECHNIQUES CHAPTER (3.04)

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.5 Evolution de la procédure Unreliable Speed Indication

Air France a traduit le titre de cette procédure par « Vol avec IAS douteuse ».

Le premier des membres d'équipage à avoir obtenu sa QT A320 chez Air France était le copilote en place gauche, en novembre 1998. A cette date, la procédure de vol avec IAS douteuse en vigueur chez Air France était datée du 23 avril 1998.



A319/320/321
AIR FRANCE
DT-NT

Procédures anormales
URGENCE / SECOURS
ATA 34 - NAVIGATION

TU **03.02.34.89**
23 AVR 98
A320

VOL AVEC IAS DOUTEUSE (A320)

Une indication de vitesse non fiable peut être la conséquence de l'endommagement du radôme ou d'un défaut de sonde pitot ou de prise statique (panne réchauffage, obtruction, déformation etc...).

ATTITUDE / POUSSEE. . . . . **AJUSTEES**
Ajuster l'assiette et le N1 en fonction du tableau ci-après.

ATTENTION

Si la défaillance est due à l'endommagement du radôme, la traînée sera plus importante. En conséquence, le N1 devra être augmenté de 5 % (FF augmentera d'environ 27 %).

© Compagnie nationale Air France 1997 - Tous droits réservés Bouton d'or

A319/320/321
AIR FRANCE
DT-NT

Procédures anormales
URGENCE / SECOURS
ATA 34 - NAVIGATION

TU **03.02.34.90**
23 AVR 98
A320

PHASE DE VOL	MASSE	NIVEAU DE VOL	ASSIETTE	N1
DECOLLAGE (V2 + 10)			13°	TO ou FLX
ACCELERATION				
F			+ 14°	CL
S			+ 10°	CL
MONTEE (280 kt/M 0.76)		0 à 100	+ 7°	
		100 à 200	+ 5°	CL
		> 200	+ 3°	
CROISIERE (280 kt/M 0.76)	≥ 55 t	50	+ 2°	67 %
		150	+ 2°	75 %
		250	+ 2°	82 %
	< 55 t	50	+ 2°	65 %
		150	+ 2°	72 %
		250	+ 2°	79 %
DESCENTE (M 0.76/280 kt) Ne pas utiliser les SPEED BRAKES (effets trop importants sur l'assiette)			- 2°	IDLE
APPROCHE				
Sélection VOLETS 1 - 2 - 3	40 à 50 t		+ 5°	53 %
	50 à 60 t		+ 7°	58 %
	60 à 70 t		+ 7°	63 %
Sélection VOLETS FULL	40 à 50 t		+ 7°	58 %
	50 à 60 t		+ 7°	63 %
	60 à 70 t		+ 7°	68 %
APPROCHE FINALE (PENTE -3°, VREF + 10)	40 à 50 t		+ 1.5°	48 %
	50 à 60 t		+ 1.5°	52 %
	60 à 70 t		+ 1.5°	57 %

© Compagnie nationale Air France 1997 - Tous droits réservés Bouton d'or

Extrait du Manuel d'exploitation

Le tableau suivant synthétise les évolutions de cette procédure :

	FCOM / TU	QRH
Novembre 1997	Airbus A320 FCOM Rev 24	Airbus A320 Rev 24
Avril 1998	Air France (03.02.34.89) ATA 34 Navigation	Air France : pas de procédure dans le QRH
Juillet 1998	Airbus A320 Rev 26	Airbus A320 Rev 26
Novembre 1998	QT A320 copilote en place gauche	
Décembre 99	Air France : ATA 34 Navigation Apparition des actions immédiates Distinction entre actions immédiates et actions quand vol stabilisé	
Mai 2001	QT A320 CDB	
Octobre 2001	Airbus : Module d'auto apprentissage incluant briefing powerpoint vitesses erronées (QT standard)	
Juin 2002	Airbus A320 Rev 35 : Déplacement procédure de Divers (03.02.80) à Navigation (03.02.34) Note additionnelle sur les conditions d'application de l'*Unreliable Speed Indication* Vs *ADR Check*. Description des symptômes et conséquences de l'*Unreliable Speed Indication*. Description des conditions d'application selon impact ou non sur conduite du vol	Airbus A320 Rev 35
31 Octobre 2002	Air France 3.02.34.85 Note explicative du contexte d'utilisation des procédures ADR Check et IAS douteuse. Règle d'application des procédures IAS douteuse Vs ADR Check	
Juin 2004	Airbus : FCOM Vol 3. inclusion du bulletin 810/1 : rappels et précisions sur systèmes et procédure *Unreliable Speed* (comprenant une liste de symptômes possibles liés aux informations erronées de vitesse ou d'altitude, parmi lesquels l'existence possible de « *undue stall warning* »)	

	FCOM / TU	QRH
Septembre 2004	QT A320 copilote en place droite	
Septembre 2005	Airbus A320 Rev 39 : actions immédiates mises en évidence par un encadré	Airbus A320 Rev 39
Octobre 2005	Air France : apparition de la manœuvre d'urgence	Air France : apparition de la manœuvre d'urgence
Juillet 2006	Airbus A320 Rev 40 : Fusion ADR Check et *Unreliable Speed* « Immediate actions » devient « memory items ». Note : FCTM explication supplémentaire sur la situation « Unreliable speed indication et procédures associées »	Airbus A320 Rev 40
Octobre 2006	Air France 03.01.01.03 « Procédures anormales - Manœuvres d'urgence » : développement de la note explicative, précisant notamment la nécessité de respecter l'alarme STALL non affectée par des vitesses erronées	
Février 2007	Air France : précision que la coupure des FD est effectuée par chaque pilote	
2008	Airbus : nouveau standard FWC T2	changement de la dénomination alarme ECAM **F/CTL** ADR DISAGREE en **NAV** ADR DISAGREE
Mars 2009	Air France 03.02.34.145 Mise à jour des valeurs Assiette / poussée selon configuration volets Ajout d'une ligne demandant d'effectuer un palier à l'altitude de sécurité ou d'attente	

A330/340
AIR FRANCE
OA.NT

Procédures anormales
MANOEUVRES D'URGENCE

TU **03.01.01. 03**
15 FEB 07

IAS DOUTEUSE

SI CONDUITE DU VOL AFFECTEE DANGEREUSEMENT,
le CDB annonce "IAS DOUTEUSE", effectuer les actions immédiates suivantes :

PF **AP** ..... **OFF**

C/P **FD 1 et 2** ..... **OFF**

PF **A/THR** ..... **OFF**

PF **POUSSEE / ASSIETTE** ..... **SELECTEES**

➤ Avant la réduction de poussée :

- **POUSSEE / ASSIETTE *(A330)*** ..... **TOGA / 15°**
- **POUSSEE / ASSIETTE *(A340)*** ..... **TOGA / 12°5**

➤ Après la réduction de poussée :

- Au dessous du FL 100
  - **POUSSEE / ASSIETTE** ..... **CLB / 10°**
- Au dessus du FL 100
  - **POUSSEE / ASSIETTE** ..... **CLB / 5°**

PNF **VOLETS** ..... **CONFIG MAINTENUE**

PNF **SPEED BRAKES** ..... **VERIFIES RENTRES**

PNF **TRAIN** ..... **RENTRE**

Respecter les alarmes décrochage.
LORSQUE LA TRAJECTOIRE EST STABILISEE,
se référer à la procédure URGENCE / SECOURS non ECAM "VOL AVEC IAS DOUTEUSE / ADR CHECK PROC" (QRH 1.34.xx ou TU 03.02.34.1XX).

Manœuvre d'urgence « IAS DOUTEUSE » en vigueur lors de l'accident.

1.18.6 Evolutions de la procédure « STALL »

Le premier des membres d'équipage à avoir obtenu sa QT A320 chez Air France était le copilote en place gauche, en novembre 1998.

A cette date, il n'existait pas de procédure STALL dans le manuel d'exploitation d'Air France.

Depuis novembre 1997, Airbus disposait de la procédure suivante dans le FCOM volume 3 en vigueur.

A319/320/321	SUPPLEMENTARY TECHNIQUES	3.04.27	P 6
FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT CONTROLS	SEQ 001	REV 24

ABNORMAL CONTROL LAWS - IN DETAIL

ALTERNATE LAW

Pitch

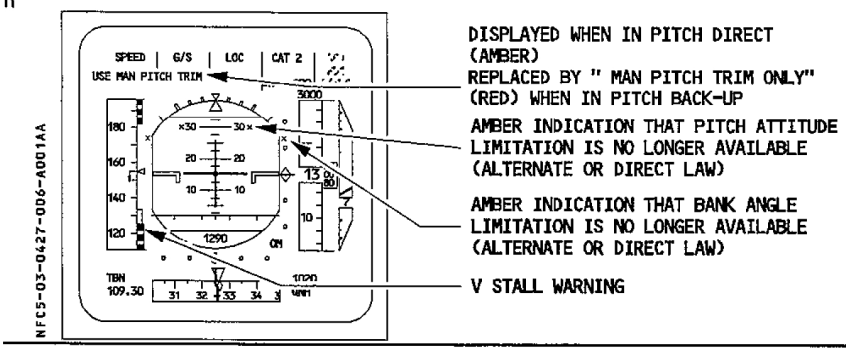
Alternate law in pitch is almost the same for the pilot as the normal control laws.
However, alternate law does not maintain any of the protections except maneuver protection. As a result, the pilot must fly the aircraft more attentively so as to avoid exceeding the normal limits inadvertently.
Alternate law reduces VMO in order to restore a normal aircraft speed margin to VDF in case of upset (320 knots). This is not necessary in the Mach range because the margin there is in any case conventional.

R An aural stall warning "STALL, STALL, STALL" sounds at low speeds. Upon hearing it, the pilot must return to the normal operating speed by taking conventional actions with the controls :

R THRUST LEVERS . . . . . .TOGA
R At the same time :
R PITCH ATTITUDE . . . . . .REDUCE
R BANK ANGLE . . . . . .ROLL WINGS LEVEL
R SPEEDBRAKES . . . . . .CHECK RETRACTED
R · If a danger of ground contact exists reduce pitch attitude no more than necessary to allow
R airspeed to increase. After initial recovery maintain speed close to VSW until it is safe to
R accelerate.
R · If below 20000 feet and if in clean, select FLAP 1.
R · Out of stall, when no threat of ground contact :
R LANDING GEAR . . . . . .UP
R – Recover to normal speeds and select flaps are required.
R – 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 get back on the planned trajectory.

R



Extrait du FCOM

Le tableau suivant synthétise les évolutions de cette procédure :

	FCOM / TU	QRH
Novembre 1998	QT A320 copilote en place gauche	
Décembre 1999	Air France : Procédure Anormale Complémentaire 03.03.27.01	
Mai 2001	QT A320 CDB	
Septembre 2004	QT A320 copilote en place droite	
Juillet 2006	Airbus A320 Rev 40 : Ajout d'une note sur la possibilité d'alarme STALL lors du décollage si sonde AOA endommagée. Introduction de la distinction entre le décollage et les autres phases de vol	
Septembre 2006		Air France : Procédure dans la liste des PAC (04.30.01)
Février 2007 (330/340) Octobre 2007 (320)	Air France Ajout d'une note sur la possibilité d'alarme STALL lors du décollage si sonde AOA endommagée entraînant l'apparition de la distinction lors du décollage et les autres phases de vol. Procédure en vigueur lors de l'accident.	

ALARME "STALL"

Cette alarme peut apparaître en loi ALTERNATE ou DIRECTE à l'approche du décrochage : une voix synthétique "STALL, STALL, STALL" retentit accompagnée d'une alarme sonore (cricket). Cependant une fausse alarme "STALL" peut retentir en loi normale juste après le décollage si une sonde AOA est endommagée. Dans ce cas, le pilote doit immédiatement reprendre une vitesse opérationnelle normale en agissant sur les commandes :

➤ Au décollage :

PF **MANETTES DE POUSSEE** ..... **TO.GA**

En même temps :

PF **ASSIETTE LONGITUDINALE** ..... **12.5°**

PF **INCLINAISON** ..... **AILES HORIZONTALES**

PF **SPEED BRAKES** ..... **VERIFIES RENTRES**

Note : *Une fois que la trajectoire et la vitesse sont rétablies, si l'alarme est toujours active, la considérer comme une fausse alarme.*

➤ Dans toutes les autres phases :

PF **MANETTES DE POUSSEE** ..... **TO.GA**

En même temps :

PF **ASSIETTE LONGITUDINALE** ..... **REDUITE**

PF **INCLINAISON** ..... **AILES HORIZONTALES**

PF **SPEED BRAKES** ..... **VERIFIES RENTRES**

ATTENTION ———————————————————————

S'il existe un risque de contact avec le sol, ne pas réduire l'assiette plus que nécessaire pour permettre une augmentation de vitesse.

———————————————————————————

- Après arrêt de l'alarme initiale :
  Maintenir la vitesse proche de VSW jusqu'à ce qu'il soit possible d'accélérer.

⇩

- Si avion en-dessous de 20000 ft en configuration lisse :

PNF **VOLETS** **1**

Après arrêt de l'alarme, quand il n'y a plus de risque de contact avec le sol :

PNF **TRAIN** ..... **RENTRE**

- Retrouver une vitesse normale et positionner les volets comme nécessaire.
- En cas de perte d'un réacteur, utiliser la puissance des autres réacteurs et la direction avec précaution.

L'alarme sonore "STALL" peut également retentir à haute altitude, où elle avertit que l'avion approche l'incidence où débutent les vibrations. Pour l'arrêter, le pilote doit relâcher la pression à cabrer exercée sur le manche et diminuer l'inclinaison si nécessaire.
Quand l'alarme de décrochage s'arrête, le pilote peut retirer sur le manche, si nécessaire, pour retourner sur la bonne trajectoire.

Note : des exercices de décrochage et de récupération du décrochage sont effectués au cours de la formation initiale au pilotage (notamment brevet de base, pilote privé, pilote professionnel, …).

- **Evolutions ultérieures**

A la suite de plusieurs accidents de perte de contrôle à basse altitude, un groupe de travail FAA / Industrie comprenant Airbus, Boeing, Bombardier et Embraer a défini une procédure de décrochage générique. Elle traite à la fois l'approche d'un décrochage et la récupération du décrochage et est déclinée ensuite par type d'avion.

- **Airbus**

Les procédures ont été modifiées par Airbus en mai 2010 : remplacement de la procédure anormale complémentaire « Stall warning » par les procédures « Stall recovery » et « Stall warning at lift-off ».

- **Air France**

Modification des procédures de décrochage à la suite de la modification des procédures « STALL » par le constructeur et entraînement des équipages à ces nouvelles procédures par la mise en place d'une séance Nouvelles Manœuvres d'Urgence :

- Flotte Airbus : été 2010
- Flotte Boeing : printemps 2011
- Livret et briefing de la séance : rappels techniques, aspects FH et TEM
- Nouvelle(s) manœuvre(s) d'urgence (déclenchement de l'alarme STALL)
- *Upset Recovery*
- Illusions visuelles

Note : ces éléments ont été intégrés aux qualifications de type.

1.18.7 Information de l'exploitant sur les situations d'anomalies anémométriques

Le 6 novembre 2008, une information sur les anomalies anémométriques survenues en croisière sur la flotte A330/A340 est diffusée chez Air France aux pilotes du secteur. Le document « info OSV » indique que six événements de ce type ont été signalés par des comptes-rendus d'équipage (annexe 3). Il précise que les incidents sont caractérisés par des pertes d'indications anémométriques, de nombreux messages ECAM et parfois des alarmes de configuration. Les événements se sont déroulés à haute altitude dans des zones de givrage prévu ou observé avec présence de turbulences, à un Mach variant de 0,80 à 0,82 avec le pilote automatique et l'auto-poussée engagés.

La chronologie des anomalies décrite est la suivante :

1. Indications IAS sur 1 ou 2 PFD erronées (400kt – VLS-50)
2. Ecarts significatifs entre 2 PFD et/ou stand by instruments.
3. Message ECAM : - NAV IAS Discrepancy/ NAV ADR Disagree
   - F/CTL PRIM Fault
   - NAV…xx V/S Det fault
4. Passage en ALTN LAW
5. Dégagement de l'A/P et /ou des ATHR
6. Annonce furtive ou persistante « STALL »

Il est précisé que « durant cette phase dont la durée est de plusieurs minutes environ, les équipages ne déclarent aucune sensation d'overspeed (vibration, accélération) ou d'approche de décrochage (assiette, incidence, référence à l'horizon) malgré l'apparition de l'alarme STALL ».

Tout en précisant que les investigations sur ce type d'événement se poursuivent, le document recommande aux équipages :

SOYONS VIGILANTS DANS DES CONDITIONS SIMILAIRES DE VOL
(Haute altitude, givrage, turbulence)

Recommandations aux équipages :

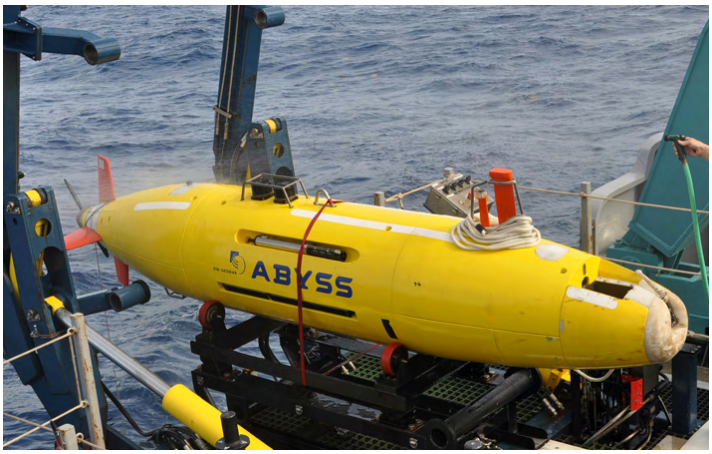
1. .Lisons attentivement le RCT en vigueur.
2. Sachons contenir l'effet de surprise.
3. Identifions et confirmons la situation.
4. En cas de reprise de contrôle manuel de l'avion, Procédons par faibles corrections.

1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces

1.19.1 Moyens utilisés pour la phase 4

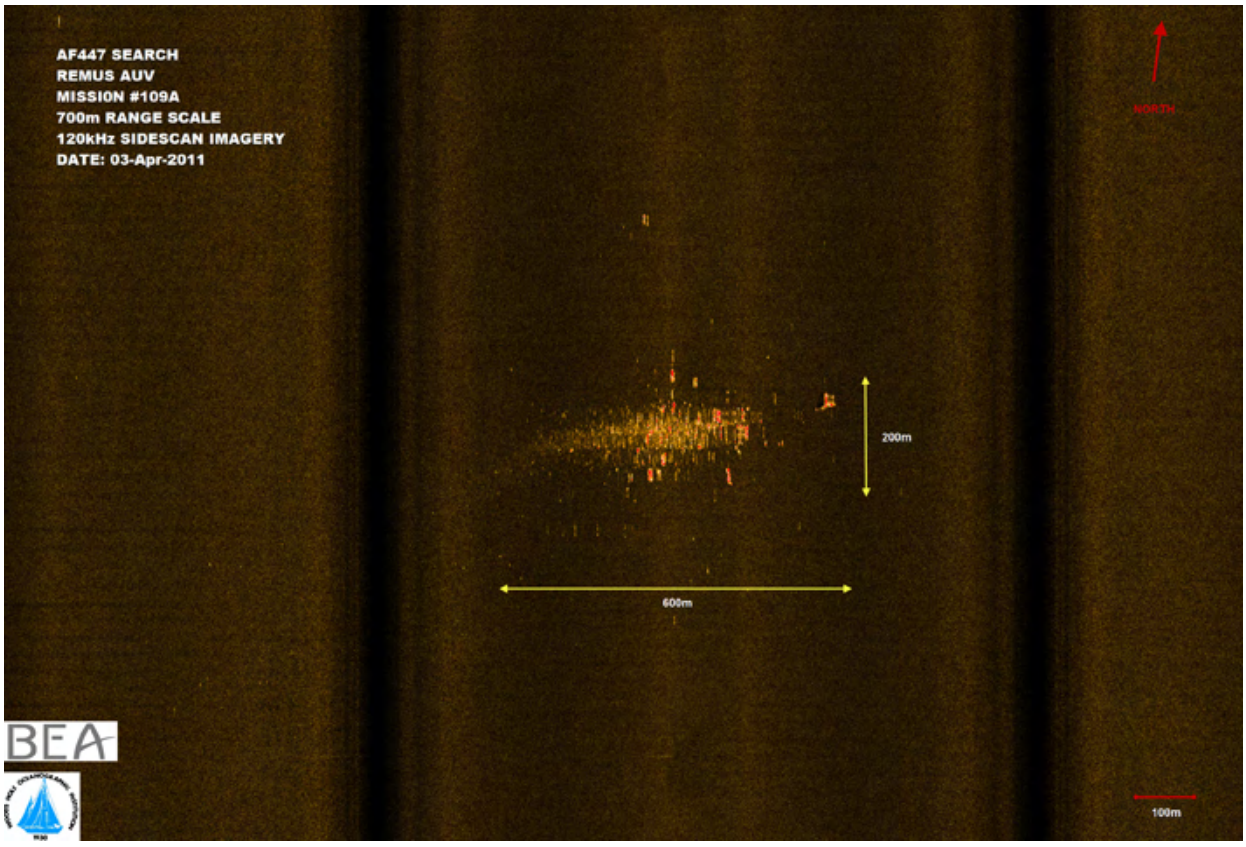
La phase 4 s'est déroulée du 25 mars au 9 avril 2011 sur site avec des moyens sous-marins qui avaient déjà été utilisés lors de la campagne précédente (phase 3). Il s'agit des deux véhicules sous-marins autonomes (AUV) REMUS 6000 appartenant à la fondation Waitt et de celui de l'institut océanographique allemand Geomar. Ces véhicules ont été exploités par le Woods Hole Oceanographic Institute (WHOI) à partir du navire d'exploration *Alucia*.

Navire Alucia



AUV REMUS 6000

L'épave a été découverte le 3 avril 2011, à l'aide du sonar latéral des AUV REMUS réglé sur une fréquence de 120 kHz et avec une portée de 700 mètres.

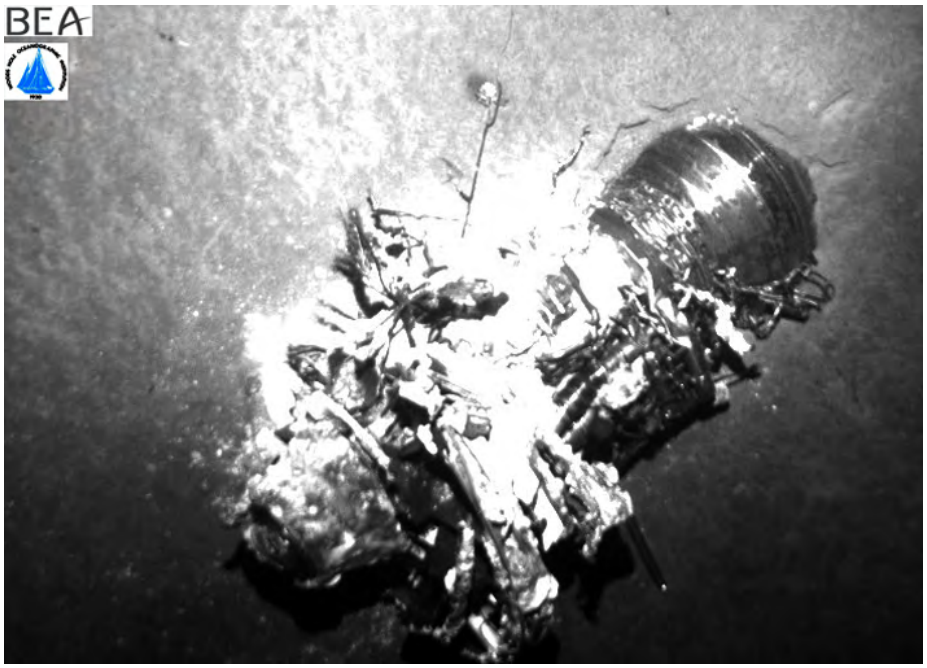


Vue générale par imagerie sonar : 120 kHz, portée de 700 m

Ce premier passage a permis de mettre en évidence une concentration d'échos sonar sur une zone d'environ 600 mètres par 200 mètres.

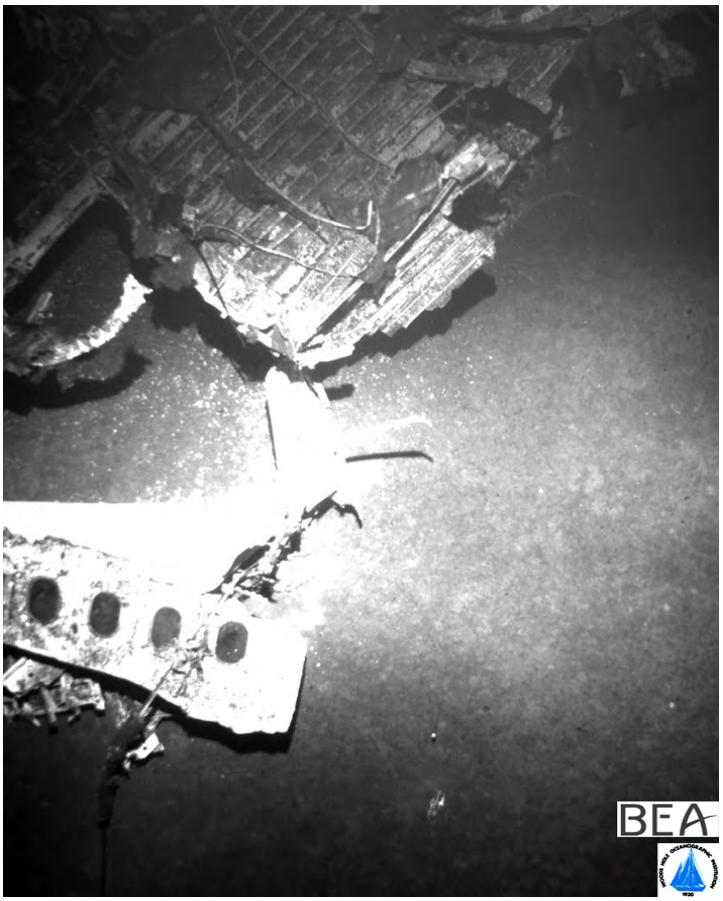
Lors de la mission suivante, le REMUS a été programmé pour prendre des photos en rafales à une hauteur d'environ dix mètres afin de formellement identifier l'épave du vol AF447.

Certaines de ces photos (voir figures ci-après) ont été mises en ligne par le BEA dès le 4 avril 2011.

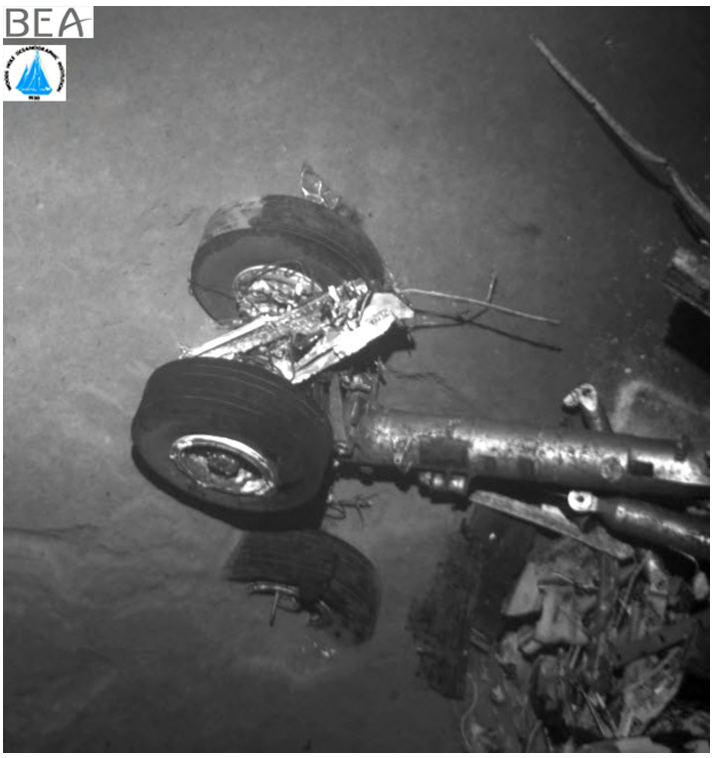


Moteur

Aile

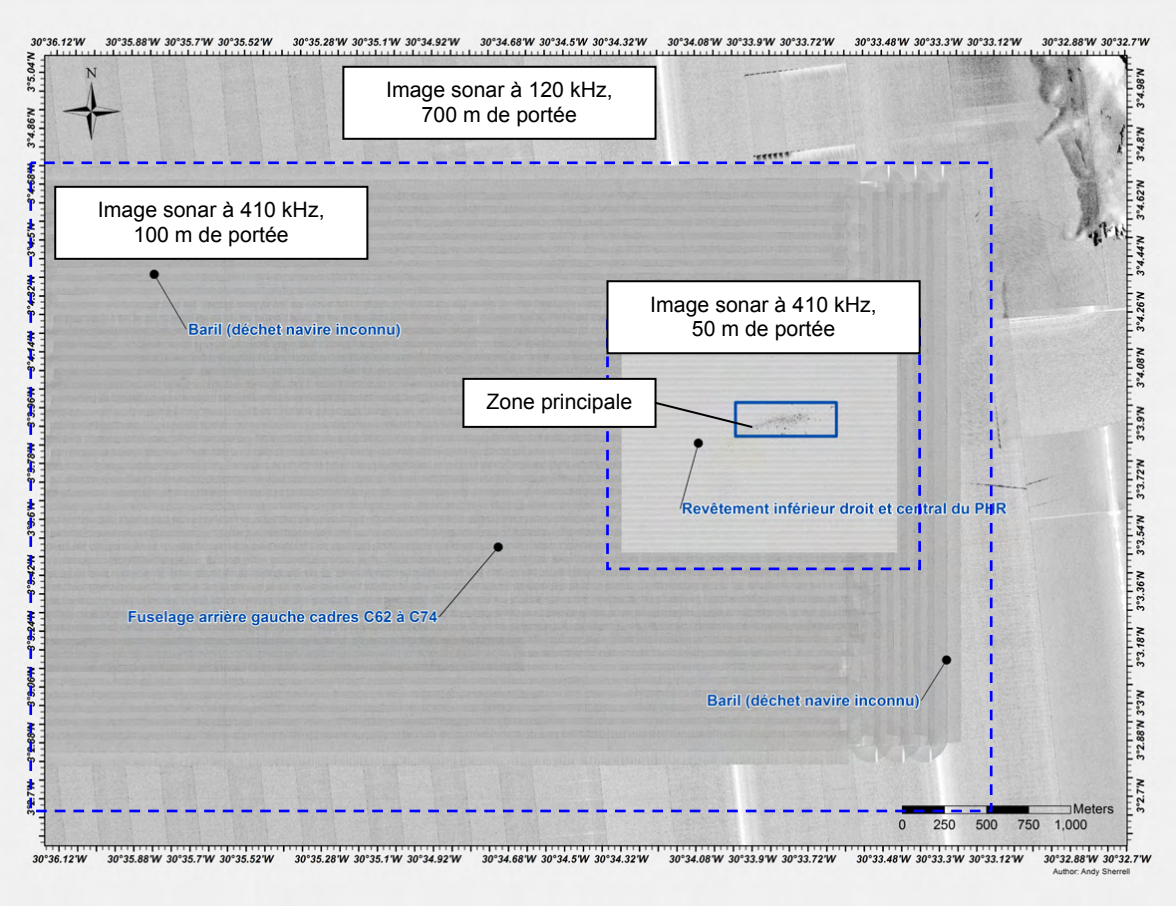


Partie de fuselage



Train d'atterrissage

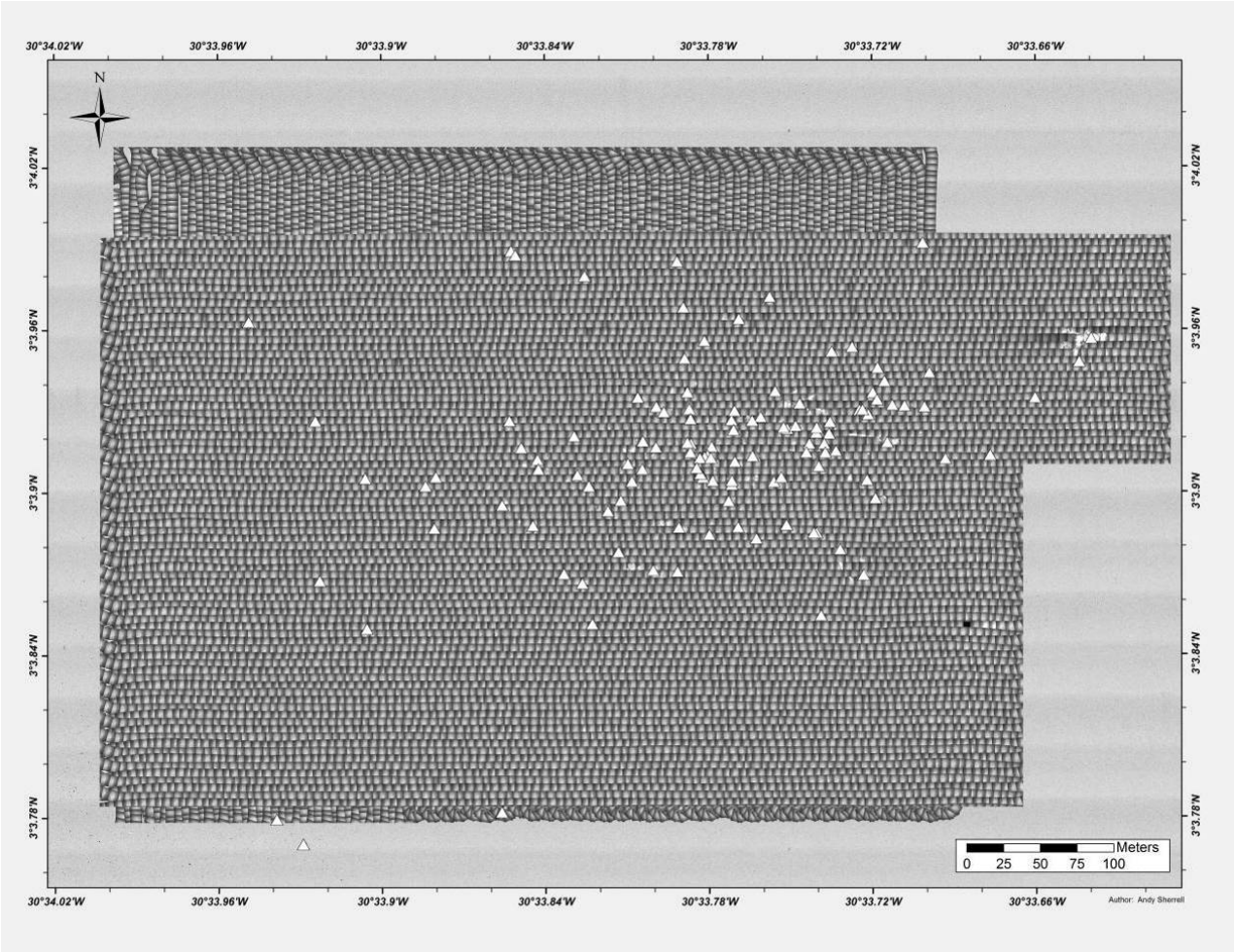
Lors de la phase 4, la zone a été parcourue à plusieurs reprises par les AUV REMUS avec différents réglages sonar afin de s'assurer qu'aucun éventuel débris, situé au-delà de la zone principale, n'était oublié. Cette exploration a notamment permis de localiser un élément de fuselage à environ deux kilomètres de cette zone ainsi que des objets comme des barils ne provenant pas de l'avion (voir figure suivante). La visualisation initiale a ensuite été affinée avec des images sonar en haute résolution obtenue par un balayage avec une fréquence de 410 kHz et avec des portées différentes.



Superposition des images sonar réalisées avec différents réglages
120 kHz, portée de 700 m - 410 kHz, portée de 100 m - 410 kHz, portée de 50 m

Ces représentations du site de l'épave ont aussi été affinées et complétées par des photographies prises par les AUV REMUS à une dizaine de mètres de hauteur par rapport au fond. Ces photos ont été prises selon des axes croisés afin de survoler chaque débris plusieurs fois, selon des orientations différentes. Au total environ 85 000 photographies ont ainsi été réalisées.

Ces photographies ont permis une première cartographie du site de l'épave sous forme de mosaïque (voir figure ci-après).



Visualisation de la mosaïque des photographies prises par les AUV REMUS et des débris d'avion identifiés par le ROV REMORA

Les moyens utilisés lors de la phase 4 ont permis de gagner un temps considérable lors de la phase suivante, grâce notamment aux photos de l'épave. Les enquêteurs ont ainsi pu bénéficier d'une représentation complète du site en deux dimensions à partir d'images sonar en haute résolution et d'une mosaïque de photos avant d'intervenir sur site avec des robots sous-marins. Ces photos se sont avérées très utiles pour à la fois préparer la phase 5 et ensuite la conduire sur site. Elles auraient pu apporter encore plus d'informations si elles avaient été en couleur.

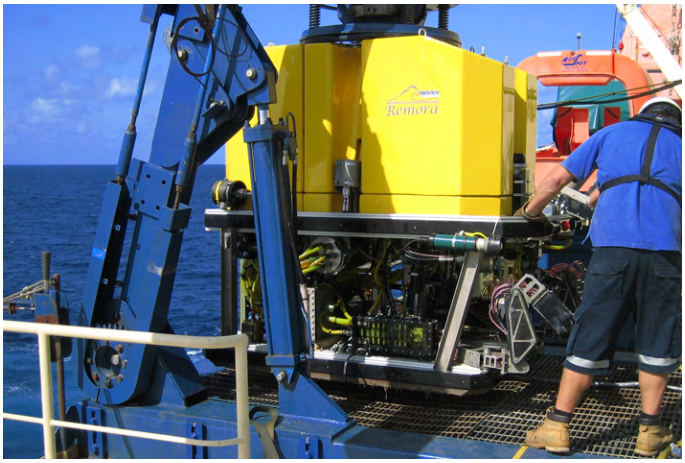
1.19.2 Moyens utilisés pour la phase 5

La phase 5 s'est déroulée en deux parties :

- La première partie a été consacrée à la recherche et à la récupération des enregistreurs ainsi que d'autres éléments de l'avion. Elle s'est déroulée sur site du 26 avril au 13 mai 2011.
- La deuxième partie a concerné la cartographie du site et des alentours, et la remontée des corps. Ces opérations se sont déroulées sur site du 21 mai au 3 juin 2011.

Pour mener à bien ces tâches, le BEA a sélectionné le navire câblier *Ile de Sein* d'Alcatel Lucent et Louis Dreyfus Armateurs qui était équipé du robot filoguidé REMORA III de Phoenix International capable de travailler jusqu'à 6 000 mètres de profondeur.

Navire câblier « Ile de Sein »



ROV REMORA III

Les moyens de préhension du REMORA ont été utilisés conjointement avec les grues de l'*Ile de Sein* pour déplacer et remonter des débris. Les capacités de zoom de la caméra « PAN & TILT » du robot ont permis de lire les références des pièces dans le cadre de l'identification précise et de la cartographie des débris répandus au fond de l'océan.

1.19.3 Optimisation du positionnement sous-marin grâce à la complémentarité des moyens

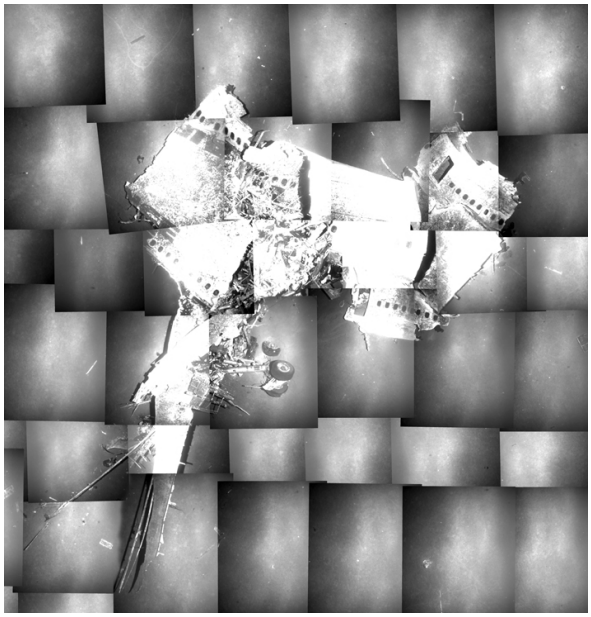
Le positionnement sous-marin a toujours représenté un défi pour les opérations sous-marines car celui-ci s'effectue à l'aide de systèmes qui dépendent de la propagation d'ondes acoustiques en milieu liquide. Cette propagation est liée à des paramètres qui varient notamment suivant la profondeur, la température et la salinité de l'eau.

Pour la phase 5, un nouveau système de positionnement acoustique a été installé à bord de l'*Ile de Sein*. Il a permis d'obtenir de très bons résultats pour la navigation du robot et le positionnement des paniers de récupération. L'exploitation des données de la phase 4 avec ce système a contribué à grandement améliorer la performance et la cohérence du dispositif d'ensemble. Les cartes sonar et la mosaïque photo ont été calées sur le référentiel du robot dont le logiciel de navigation avait été relié au système de positionnement de l'Ile de Sein.

Les logiciels de traitement exploités par les Instituts WHOI et Waitt ont permis de bâtir cette mosaïque qui s'est avérée très efficace pour naviguer avec précision au fond. La technique utilisée consistait à naviguer en cap et distance d'une pièce à l'autre, celles-ci étant la plupart du temps reconnaissables grâce aux photos de la mosaïque. Ces photos étaient à la disposition des opérateurs du robot de Phoenix International qui avaient en temps réel à la fois ces images du site en deux dimensions et la troisième dimension renvoyées par les caméras du robot. Les gros débris des images sonar ont été systématiquement recherchés et identifiés.

1.19.4 Technique de fusion des images REMUS

Lors de la phase 4, les AUV REMUS ont pris des photos qui sont présentées sous la forme d'une mosaïque. Les outils logiciels mis au point par les Instituts WHOI et Waitt permettent de fusionner des photos de la mosaïque comme l'illustre la figure ci-après qui représente le débris de plus grande taille. Ce type d'image est surtout utile pour préparer l'intervention sur site avec un robot.



Exemple d'une image fusionnée

2 - DEROULEMENT DU VOL : POINTS D'ANALYSE

Le vol a été décomposé en trois phases :

Phase 1 : du début de l'enregistrement du CVR jusqu'à la déconnexion du pilote automatique.

Phase 2 : de la déconnexion du pilote automatique jusqu'au déclenchement de l'alarme de décrochage.

Phase 3 : du déclenchement de l'alarme de décrochage jusqu'à la fin du vol.

➢ Phase 1

Au début de l'enregistrement du CVR, peu après minuit, l'avion est en croisière au niveau de vol 350. Le pilote automatique 2 et l'auto-poussée sont engagés. Le transfert de carburant automatique dans le « trim tank » a été effectué pendant la montée, et le centrage de l'avion est alors de 27,5 %, pour une masse de 218 tonnes. Le vol est calme. L'équipage, composé du commandant de bord et d'un copilote, est en contact VHF avec le centre de contrôle de Recife.

L'équipage évoque la température élevée (standard plus onze) et fait état de l'estimation de quantité de carburant restant à l'arrivée, qui évolue. L'équipage voit la ville de Natal et constate que les conditions météorologiques n'ont pas posé de problème. Il s'inquiète de la fermeture de l'un des terrains d'appui ETOPS, Sal-Amilcar au Cap Vert. Il demande un changement au CCO, qui répond que le terrain est ouvert en cas d'urgence.

Le commandant de bord propose au copilote de prendre un peu de repos du fait de la longueur de sa vacation. Ce dernier répond qu'il n'a pas envie de dormir.

Vers 1 h 35, l'avion arrive au point INTOL et l'équipage quitte la fréquence de Recife pour passer en communication HF avec le centre de contrôle océanique d'Atlantico. Un essai SELCAL est effectué5 avec succès, mais les tentatives de connexion ADS avec Dakar océanique échouent.

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

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

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

L'équipage diminue l'éclairage en poste et allume les phares « pour voir dehors ». Le copilote constate qu'ils vont « *rentrer dans la couche* » et qu'il aurait été bien de pouvoir monter. Quelques minutes plus tard, les turbulences se renforcent légèrement et le copilote propose de demander à monter au niveau 360 non standard car il pense être « *vraiment à la limite* » de la couche. Le commandant de bord répond qu'ils vont attendre un peu. Il diminue l'échelle de son ND à 40 NM ; le radar météo passe alors en mode weather + turbulence. Peu après, il fait état de l'apparition de feux de Saint-Elme et dit que « *ça va turbuler* » quand il ira se reposer.

Peu après 1 h 52, les turbulences cessent. Le copilote attire de nouveau l'attention du commandant de bord sur la valeur du REC MAX, qui atteint alors le FL 375. Le commandant de bord ne fait aucun commentaire et, quelques instants plus tard, il réveille le second copilote, dit qu'il prendra sa place, et demande au copilote en place droite s'il a bien une licence de pilote de ligne. Ainsi il s'assure qu'il est bien habilité à le suppléer et le désigne implicitement comme pilote suppléant. Cette question au copilote signifie probablement que la problématique du pilote suppléant au commandant de bord n'avait pas été abordée lors du briefing avant le vol.

A son retour dans le poste de pilotage, le second copilote dit qu'il a somnolé. Il s'assied sur le siège de gauche et le copilote en place droite lui fait un briefing en lui précisant que « *le petit peu de turbulence que tu viens de voir on va… on devrait retrouver la même devant en fait on est dans la couche malheureusement on ne peut pas trop monter pour l'instant parce que la température diminue moins vite que prévu* ». Avant de quitter le poste de pilotage, le commandant de bord rappelle les fréquences HF pour contacter Atlantico et Dakar océanique. De fait, après le départ du commandant de bord, le copilote de droite reste PF et le copilote de gauche est PNF.

Les deux copilotes discutent encore de la température et du REC MAX. Les turbulences augmentent légèrement et ils décident de prévenir l'équipage de cabine de l'entrée dans une zone plus turbulente. Le copilote de droite dit qu'ils sont « *apparemment à la limite de la couche* », avant de rajouter qu'il aurait préféré monter au FL 360. Accéder à un niveau supérieur est une préoccupation constante de l'équipage. Les pilotes désirent visiblement évoluer en dehors de la couche, probablement pour limiter les turbulences.

Vers 2 h 08, le copilote de gauche, sans doute après avoir vu des échos détectés par le radar météo, propose d'*« altérer un peu à gauche* ». Le mode HDG est activé et le cap sélecté diminue de 12 ° par rapport à la route. Le copilote de gauche passe le réglage de gain du radar météo au maximum, après s'être aperçu qu'il était en mode calibré. La discussion est interrompue par une sensation d'augmentation de température et l'apparition d'une odeur à propos desquels les pilotes échangent pendant plus d'une minute. Le copilote de gauche identifie cette odeur comme étant celle de l'ozone.

Les conversations dans le poste de pilotage n'ont pas mis en évidence de dysfonctionnement du radar météorologique et indiquent que celui-ci a présenté une image exploitable.

Le bruit de fond change rapidement vers 2 h 09 min 46. Ce changement de bruit de fond a été identifié comme pouvant être caractéristique de la présence de cristaux de glace mais ne donne lieu à aucun commentaire particulier de l'équipage, le phénomène étant très peu connu des pilotes à l'époque. Le PNF prend alors l'initiative de diminuer le Mach vers 0,8 et les antigivrages moteurs sont enclenchés.

Le départ du commandant de bord s'est fait sans laisser de consignes opérationnelles claires, en particulier sur le rôle de chacun des deux copilotes. L'absence de cadre formalisé de fonctionnement d'un équipage constitué de deux copilotes a pu conduire à la répartition des tâches non optimale constatée entre eux.

➢ Phase 2

A 2 h 10 min 05, la chute brutale des vitesses mesurées, vraisemblablement due à l'obstruction des sondes Pitot par des cristaux de glace, provoque le désengagement du pilote automatique et de l'auto-poussée (la poussée est alors figée) et le changement de loi de commande de vol de normale à *alternate*. La présence de turbulences, mise en évidence par l'activité du PA pour contrôler le roulis dans les secondes qui ont précédé, a provoqué à sa déconnexion un départ de l'avion en roulis à droite jusqu'à environ 8°.

Le copilote PF dit « *j'ai les commandes* » et exerce des actions rapides et de grande amplitude en latéral, quasiment de butée à butée. Il a également une action à cabrer qui fait augmenter l'assiette de l'avion jusqu'à 11° en dix secondes. Les directeurs de vol ne sont pas désengagés par l'équipage, mais les barres de tendance disparaissent.

A 2 h 10 min 10, les actions à cabrer du PF font augmenter l'incidence et l'alarme de décrochage s'active deux fois de manière furtive. Probablement en réaction à cette alarme, le PNF s'exclame « *qu'est-ce que c'est que ça ?* ». Le PF dit alors « *on n'a pas une bonne… on n'a pas une bonne annonce… de vitesse* » et le PNF *« on a perdu les vitesses ».* L'incidence enregistrée est d'environ 5°, pour une valeur de seuil théorique de déclenchement de l'alarme légèrement supérieure à 4°.

L'équipage identifie la perte des indications anémométriques mais aucun des deux copilotes n'appelle alors la procédure associée. La manœuvre d'urgence « IAS douteuse » demande en premier lieu de déconnecter les automatismes et désengager les directeurs de vol. Les deux copilotes n'avaient été entraînés qu'à la manœuvre d'urgence en basse couche, au cours de laquelle l'assiette à adopter est de 10° ou 15°.

En revanche, une note OSV décrivait les problématiques de perte d'indications anémométriques rencontrées jusqu'alors sur la flotte A330/A340 en croisière et rappelait les procédures à appliquer. Cette note avait été distribuée à tous les PNT de la division A330/A340.

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

Le PNF attire alors l'attention du PF sur la vitesse. A ce moment-là, les deux vitesses enregistrées (celle affichée sur le PFD gauche et celle de l'ISIS) sont inférieures à 100 kt et la vitesse verticale atteint un maximum de 7 000 ft/min. Les mouvements longitudinaux de l'avion sont le résultat des actions du PF, qui continue par ailleurs à exercer des actions de forte amplitude en latéral pour contrôler le roulis, inférieur à 10° à droite et à gauche.

A la lecture des trois instruments (les deux PFD et l'ISIS), le PNF constate que l'avion monte et demande plusieurs fois de suite au PF de redescendre. Ce dernier fait alors plusieurs actions à piquer qui ont pour conséquence de réduire l'assiette et la vitesse verticale, dont les valeurs restent néanmoins encore excessives ; l'avion se trouve vers 37 000 ft et continue à monter, sans intervention du PNF. Bien que le REC MAX ait été une préoccupation permanente avant la déconnexion du PA, aucun des deux copilotes n'y fait référence.

Vers 2 h 10 min 34, la vitesse affichée côté gauche redevient valide et est alors de 215 kt ; la vitesse de l'ISIS est toujours erronée. L'avion a alors perdu environ 60 kt depuis la déconnexion du pilote automatique et le début de la montée, ce qui est cohérent avec l'augmentation d'altitude d'environ 2 000 ft.

A 2 h 10 min 47, les manettes de commande de poussée sont légèrement reculées aux 2/3 de la plage IDLE/CLB (85 % de N1). Deux secondes plus tard, l'assiette est revenue un peu en dessous de 6°, le roulis est contrôlé, l'incidence est légèrement inférieure à 5° et le PHR se trouve à 3° à cabrer. La vitesse verticale est toujours élevée à +1 100 ft/min. Dès les secondes qui suivent, le PNF cherche à rappeler le commandant de bord.

Dans cette phase, à aucun moment l'un des deux copilotes n'a annoncé de valeur de vitesse, d'assiette, de vitesse verticale ou d'altitude. Les directeurs de vol n'ayant pas été désengagés, les barres de tendance ont disparu et réapparu plusieurs fois sans qu'il soit possible, à ce stade de l'enquête, de savoir quels ordres elles ont pu indiquer ni d'établir si ces ordres ont pu influencer les actions du PF.

A ce moment, après une prise rapide d'assiette et d'altitude, qui est la conséquence des actions du PF, la trajectoire de l'avion semble pouvoir être maîtrisée. L'augmentation d'assiette initiale et la vitesse verticale en résultant étaient excessives pour cette altitude de vol et auraient dû faire l'objet d'annonces d'écart immédiates de la part du PNF. L'absence d'entraînement spécifique au pilotage manuel à haute altitude a vraisemblablement contribué à des actions de pilotage et à une surveillance inadaptées.

La faible synergie observée entre les deux copilotes peut trouver son origine d'une part dans l'absence de répartition claire des rôles par le commandant de bord, et d'autre part dans l'absence de formation au CRM entre deux copilotes, en situation de suppléance du commandant de bord.

Note : aucune réglementation n'exige une telle formation ni de critères tels que l'expérience ou la capacité à la prise de décision pour désigner le commandant de bord suppléant au cours de vols effectués par des équipages renforcés.

➢ Phase 3

A 2 h 10 min 51, l'alarme de décrochage s'active à nouveau, à une incidence d'environ 6°, ce qui correspond au seuil théorique de déclenchement de l'alarme pour le Mach qui vaut alors 0,68. Le PF continue d'exercer majoritairement des actions à cabrer : l'assiette augmente de 6° à 13° et l'incidence de 6° à 10°. L'accélération verticale enregistrée traduit l'apparition rapide de vibrations pouvant être du *buffet*. Cinq secondes plus tard, probablement en réaction à l'alarme de décrochage, le PF avance les manettes de commande de poussée vers le cran TO/GA et l'annonce. C'est à peu près à cet instant que l'avion sort de son domaine de vol.

Malgré quelques actions à piquer, le PF maintient globalement une action à cabrer. L'assiette oscille entre 11° et 18° environ et l'incidence entre 11° et 23°. Le PHR débute un mouvement cohérent avec les actions du PF et atteindra la valeur de 13° à cabrer environ une minute plus tard. Il convient de rappeler qu'en loi *alternate*, l'auto trim est toujours actif. Par contre, il est difficile pour l'équipage de connaître la position du trim et aucune alarme n'avertit l'équipage qu'il déroule.

A 2 h 11 min 06, après plusieurs tentatives d'appel, le PNF s'inquiète de nouveau de l'absence du commandant de bord. Cette inquiétude augmente probablement le stress du PNF qui se trouve devant une situation qu'il ne comprend pas.

Une seconde plus tard, la vitesse de l'ISIS redevient valide. L'ADR 3 étant sélectionné sur le PFD côté droit, la vitesse du PF redevient également valide. Elle vaut alors 183 kt et les trois vitesses affichées sont cohérentes. Cela n'appelle aucun commentaire de l'équipage.

Dans les 30 secondes après le début de l'alarme de décrochage, la vitesse a diminué de 205 à 160 kt environ. La vitesse verticale est progressivement devenue nulle puis fortement négative (-4 000 ft/min). L'altitude maximale d'environ 38 000 ft a été atteinte à 2 h 11 min 10.

Peu après 2 h 11 min 30, le PF dit deux fois qu'il a perdu le contrôle de l'avion. Cela peut s'expliquer par la difficulté qu'il a de contrôler le roulis, l'avion étant incliné à droite alors qu'il maintient son manche en butée à gauche. Cependant, ses quelques actions à piquer provoquent à chaque fois une diminution d'assiette.

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

Vers 2 h 11 min 42, le commandant de bord rentre dans le poste de pilotage, très peu de temps avant que l'alarme de décrochage s'arrête. Les paramètres de l'avion sont alors : altitude d'environ 35 800 ft, vitesse verticale de -9 100 ft/min, vitesse conventionnelle de 100 kt en diminution, assiette de 12° et N1 des moteurs de 102 %. Aucun des deux copilotes ne lui fait un état précis des problèmes rencontrés ni des actions entreprises, si ce n'est qu'ils ont perdu le contrôle de l'avion et qu'ils ont tout essayé. En réaction, le CDB dit plusieurs fois *« prends ça »*, sans doute en parlant du FPV. Les paramètres montrent que l'alarme de décrochage s'est arrêtée parce que les trois valeurs d'incidence sont devenues invalides.

Note : à partir de 2 h 11 min 45, les vitesses ne sont plus affichées de manière continue sur les PFD.

A 2 h 12 min 04, le PF dit qu'il pense qu'ils sont en situation de survitesse, peut-être à cause du bruit aérodynamique fort qui règne dans le poste de pilotage. Aucun des deux autres pilotes n'analyse cette hypothèse alors qu'elle est incohérente avec l'assiette à cabrer et la vitesse verticale élevée en descente.

Jusqu'à la fin du vol, les valeurs d'incidence redeviennent successivement valides et invalides. A chaque fois qu'au moins une valeur redevient valide, l'alarme de décrochage se réactive, et à chaque fois que les incidences sont invalides, l'alarme s'arrête. Plusieurs actions à piquer provoquent une diminution de l'assiette et de l'incidence dont les valeurs redeviennent alors valides, de telle sorte qu'une action franche à piquer se traduit par la réactivation de l'alarme de décrochage. Il semble que les pilotes réagissent alors par une action à cabrer, dont les conséquences sont une augmentation de l'incidence, une diminution des vitesses mesurées et par conséquent l'arrêt de l'alarme de décrochage. Jusqu'à la fin du vol, aucune valeur d'incidence valide ne sera inférieure à 35°.

Aucun des deux copilotes n'a formellement identifié la situation de décrochage dans laquelle se trouvait l'avion, ni à travers l'alarme sonore, ni par la reconnaissance du *buffet*, ni par l'interprétation des valeurs élevées de vitesse verticale et de l'assiette. Il est à noter que le *buffet* est la seule indication de l'approche du décrochage en haute altitude sur d'autres avions dont le seuil de l'alarme de décrochage ne varie pas avec le Mach.

En l'absence d'information pertinente de la part des copilotes, la seule lecture des informations disponibles sur les écrans (assiette, roulis, poussée, vitesse verticale, altitude, etc.) n'a pas permis au CDB de prendre rapidement conscience de la situation de l'avion. Il n'a pas ensuite posé de questions qui auraient pu l'aider à comprendre la séquence des événements.

L'alarme de décrochage a duré 54 secondes en continu, au cours desquelles aucun des copilotes n'y a fait référence. Il est vraisemblable que le CDB a entendu cette alarme quelques instants avant d'entrer dans le poste, mais il est également probable que ses multiples arrêts et réactivations ont ajouté à la confusion et perturbé son diagnostic de la situation.

Malgré plusieurs références à l'altitude, qui diminuait, aucun des trois membres d'équipage n'a semblé en mesure de déterminer à quelles informations se fier : les valeurs d'assiette, de roulis et de poussée pouvaient leur paraître incohérentes avec les valeurs de vitesse verticale et d'altitude.

3 - CONCLUSIONS

3.1 Nouveaux faits établis

- la composition de l'équipage était conforme aux procédures de l'exploitant,
- la masse et le centrage de l'avion se trouvaient à l'intérieur des limites opérationnelles,
- au moment de la déconnexion du pilote automatique, le commandant de bord était en repos,
- le départ du commandant de bord s'est fait sans laisser de consignes opérationnelles claires, en particulier sur le rôle de chacun des copilotes,
- l'équipage avait identifié des échos sur son radar météo,
- l'équipage a procédé à une altération de cap de 12° à gauche de sa route,
- le PA s'est désengagé alors que l'avion évoluait en limite supérieure d'une couche nuageuse légèrement turbulente,
- les copilotes n'avaient pas reçu d'entraînement, à haute altitude, à la procédure « IAS douteuse » et au pilotage manuel,
- il y a eu incohérence entre les vitesses mesurées, vraisemblablement à la suite de l'obstruction des sondes Pitot en environnement de cristaux de glace,
- bien qu'ayant identifié et annoncé la perte des indications de vitesse, aucun des deux copilotes n'a appelé la procédure « IAS douteuse »,
- l'invalidité de la vitesse affichée sur le PFD gauche a duré 29 secondes, celle de la vitesse de l'ISIS 54 secondes,
- en moins d'une minute après le désengagement du pilote automatique, l'avion est sorti de son domaine de vol à la suite d'actions de pilotage manuel majoritairement à cabrer,
- le commandant de bord est revenu dans le poste de pilotage environ 1 min 30 après le désengagement du pilote automatique,
- pendant tout le vol, les mouvements des gouvernes de profondeur et du PHR ont été cohérents avec les actions du pilote,
- jusqu'à la sortie du domaine de vol, les mouvements longitudinaux de l'avion ont été cohérents avec la position des gouvernes,
- il n'y a pas eu de répartition explicite des tâches entre les deux copilotes,
- il n'existe pas de formation CRM pour un équipage constitué de deux copilotes en situation de suppléance du commandant de bord,

- aucune annonce standard concernant les écarts d'assiette et de vitesse verticale n'a été faite,
- l'incidence de l'avion n'est pas directement présentée aux pilotes,
- l'approche du décrochage a été caractérisée par l'activation de l'alarme puis l'apparition de buffet,
- aucun des pilotes n'a fait référence à l'alarme de décrochage,
- aucun des pilotes n'a formellement identifié la situation de décrochage,
- l'alarme de décrochage a été déclenchée de façon continue pendant 54 secondes,
- peu après l'activation de l'alarme de décrochage, le PF a appliqué la poussée TO/GA et a exercé une action à cabrer,
- l'incidence est le paramètre qui permet d'activer l'alarme de décrochage ; si les valeurs d'incidences deviennent invalides, l'alarme s'arrête,
- par conception, lorsque les valeurs de vitesse ont été mesurées inférieures à 60 kt, les 3 valeurs d'incidence sont devenues invalides,
- à chaque fois que l'alarme de décrochage s'est activée, l'incidence dépassait la valeur de son seuil théorique d'activation,
- les moteurs ont fonctionné et toujours répondu aux commandes de l'équipage,
- aucune annonce n'a été faite aux passagers.

4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Rappel : conformément aux dispositions de l'article 17.3 du règlement n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident, un incident grave ou un incident. Les destinataires des recommandations de sécurité rendent compte à l'autorité responsable des enquêtes de sécurité qui les a émises, des mesures prises ou à l'étude pour assurer leur mise en œuvre, dans les conditions prévues par l'article 18 du règlement précité.

4.1 Recommandations portant sur l'exploitation

Entraînement au pilotage manuel

L'enquête a mis en évidence des faiblesses des deux copilotes : les actions inadaptées du PF sur les commandes de vol à altitude élevée n'ont pas été relevées par le PNF par absence d'une surveillance efficace de la trajectoire. L'alarme de décrochage et le *buffet* n'ont pas non plus été identifiés. Ceci est probablement dû à un manque d'entraînement spécifique malgré la conformité aux programmes réglementaires. Le pilotage manuel ne s'improvise pas et demande de la précision et des actions mesurées sur les commandes. Il existe d'autres possibilités de désengagement du pilote automatique pour lesquelles seul un entraînement spécifique et régulier peut apporter les compétences nécessaires à assurer la sécurité du vol. A la lecture de leurs derniers entraînements et contrôles, il a été mis en évidence que les copilotes n'avaient pas été entraînés au pilotage manuel, à l'approche et à la récupération du décrochage à haute altitude.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que l'AESA revoie le contenu des programmes d'entraînement et de contrôle et y impose notamment la mise en place d'exercices spécifiques et réguliers dédiés au pilotage manuel, à l'approche et à la récupération du décrochage, y compris à haute altitude.**

Suppléance du commandant de bord

L'enquête a mis en évidence que l'absence de formation et d'entraînement d'un équipage composé de deux copilotes ne permet pas de garantir un niveau de performance équivalent à celui d'un équipage composé d'un commandant de bord et d'un copilote face à une situation dégradée. L'absence de hiérarchie et de répartition efficace des tâches dans le poste de pilotage ont fortement contribué à la faible synergie. L'inquiétude née de l'absence du commandant de bord dans le cockpit montre que les deux copilotes n'avaient pas la capacité de résoudre cette situation d'urgence. Ceci peut s'expliquer à la fois par l'absence de formation adaptée et le manque de pratique de prise de décision des deux copilotes. De nombreux événements ont eu une issue favorable du fait de la présence du commandant de bord dont la formation et l'expérience ont permis une analyse plus solide et des réactions plus sereines à la situation.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que l'AESA définisse des critères supplémentaires permettant l'accès à la fonction de suppléant du commandant de bord afin d'assurer une meilleure répartition des tâches dans les cas d'équipages renforcés,**

et

- **que, transitoirement, la DGAC définisse des critères supplémentaires permettant l'accès à la fonction de suppléant du commandant de bord afin d'assurer une meilleure répartition des tâches dans les cas d'équipages renforcés.**

4.2. Recommandation portant sur la certification

Mesure d'incidence

L'équipage n'a jamais formellement identifié la situation de décrochage. L'information d'incidence n'est pas directement accessible pour les pilotes. L'incidence de vol en croisière est proche de l'incidence du déclenchement de l'alarme de décrochage dans une loi autre que la loi normale. Dans ces conditions, le pilotage manuel peut amener l'avion à des incidences élevées comme celles rencontrées lors de l'événement. Il est primordial pour assurer la sécurité du vol de diminuer l'incidence lorsque le décrochage est imminent. Seule une lecture directe de l'incidence pourrait permettre aux équipages d'identifier rapidement la situation aérodynamique de l'avion et d'avoir les actions éventuellement nécessaires.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que l'EASA et la FAA évaluent le bien-fondé d'intégrer la présence d'un indicateur d'incidence directement accessible par les pilotes à bord des avions.**

4.3. Recommandations portant sur les enregistreurs de vol

L'exploitation des paramètres du FDR et l'écoute du CVR apportent des informations essentielles à la compréhension de l'événement. Cependant il est difficile de reconstruire les indications dont disposait l'équipage sur leurs instruments de bord, notamment les ordres donnés par les barres de tendance des directeurs de vol lorsqu'elles réapparaissent. On ne peut non plus voir s'il y a eu des tentatives de réengagement du pilote automatique. Une vue du tableau de bord complèterait les informations données par le FDR et le CVR et permettrait de confirmer les indications dont disposaient l'équipage et les actions qu'il a entreprises. De nombreuses recommandations ont déjà été émises sur le sujet au cours des dix dernières années sans qu'une réelle avancée ait eu lieu.

En conséquence, le BEA recommande à nouveau :

- **que l'OACI impose à bord des appareils effectuant du transport public de passagers un enregistreur d'images permettant de visionner l'ensemble du tableau de bord,**

et

- **que, dans le même temps, l'OACI établisse des règles très strictes d'exploitation de tels enregistrements afin de garantir la confidentialité des données enregistrées.**

Aujourd'hui, la réglementation impose l'enregistrement des paramètres de conduite du vol affichés du côté gauche. Certains paramètres essentiels à l'analyse de la conduite du vol font défaut, en particulier ceux présentés au pilote en place droite : vitesse, altitude, attitudes, position des barres de tendance du directeur de vol, etc. Par ailleurs, les avions sont équipés de systèmes complexes dont l'analyse du fonctionnement est limitée et ralentie par l'absence d'enregistrement des paramètres de l'ensemble des sources de données qu'ils utilisent.

En conséquence, le BEA recommande :

- **que l'AESA et la FAA rendent obligatoire l'enregistrement :**
  - **de la position des barres de tendance des directeurs de vol,**
  - **des paramètres de conduite du vol affichés en place droite, en plus de ceux affichés du côté gauche,**

et

- **que l'AESA et la FAA étudient le bien-fondé de rendre obligatoire l'enregistrement des paramètres anémométriques et inertiels de l'ensemble des sources utilisées par les systèmes.**

4.4 Recommandations portant sur la transmission de données de vol

Dans le rapport d'étape n° 2, le BEA a émis des recommandations de sécurité au sujet de l'augmentation de la durée et de la portée des ULB, l'envoi régulier de données et l'emport d'enregistreurs éjectables. Ces recommandations sont basées sur les conclusions d'un groupe de travail international gouvernements-industrie[12] mené par le BEA dans le cadre de l'enquête de sécurité sur l'accident du vol AF-447, qui a depuis étudié la faisabilité de la transmission déclenchée de données de vol. Ce concept consiste à analyser en temps réel les paramètres de vol à bord des avions afin de détecter des situations d'urgence. Dans ces cas, la transmission de données de vol est déclenchée pour faciliter la localisation d'un avion en situation d'urgence. Les résultats[13] du groupe de travail montrent qu'il est techniquement faisable de définir des critères fiables basés sur des paramètres de vol permettant de détecter les situations d'urgence, tout en limitant les détections intempestives. Le groupe a aussi conclu qu'il est techniquement faisable d'obtenir une position d'impact

[12] Ce groupe regroupait notamment des représentants d'autorités d'enquêtes, l'OACI, Airbus, Boeing, Air France, Iridium, Inmarsat et Cospas-Sarsat.
[13] Les résultats du groupe de travail sont disponibles sur le site du BEA :
http://www.bea.aero/en/enquetes/flight.af.447/triggered.transmission.of.flight.data.pdf

avec suffisamment de précision, même lors d'accidents où l'avion se retrouve en position inusuelle. Par ailleurs, les travaux du groupe ont montré que l'activation en vol des balises de détresse (ELT) de nouvelle génération en utilisant les mêmes critères de détection d'urgence est faisable, permettant ainsi la localisation d'une épave à moins de 5 km.

Sur la base de ces travaux, le BEA recommande :

- **que l'AESA et l'OACI imposent aussi rapidement que possible pour les avions effectuant du transport public de passagers au dessus de zones maritimes ou hostiles, le déclenchement de la transmission de données facilitant la localisation dès qu'une situation d'urgence est détectée à bord ;**

et

- **que l'AESA et l'OACI étudient la possibilité d'imposer pour les avions effectuant du transport public de passagers au dessus de zones maritimes ou hostiles, l'activation de la balise de détresse (ELT), dès qu'une situation d'urgence est détectée à bord.**

5 - EVOLUTIONS A LA SUITE DE L'ACCIDENT

5.1 Air France

5.1.1 Maintenance et équipement avion

Sondes Pitot A330/A340

- Accélération du remplacement des sondes Thalès « AA » par des sondes « BA », initié le 27 mai 2009. Le 11 juin 2009, toutes les sondes étaient remplacées.

- A la suite d'une CN émise par l'AESA, remplacement des sondes Thalès « BA » par des sondes Goodrich en positions 1 et 3, du 4 au 7 août 2009.

- Sur décision interne d'Air France, remplacement des sondes Thalès « BA » par des sondes Goodrich en position 2, du 18 janvier au 8 février 2010.

5.1.2 Modifications des référentiels

Renforcement du rôle des copilotes

- Modification des règles de suppléance du commandant de bord en mars 2010 : le copilote suppléant est désigné par le CDB, il est assis à gauche et est PNF.

- Déploiement en cours d'une nouvelle méthode de décision : le copilote s'exprime en premier, avant la décision finale du CDB (optimisation des prises de décision, renforcement des responsabilités du copilote).

5.1.3 Formation des équipages

Entraînement au simulateur de vol

Séance supplémentaire « IAS douteuse » :

- Été 2009 (A320, A330/A340)
- Livret et briefing de la séance : rappels techniques, aspects FH et TEM *(Threat and Error Management)*
- Révision de la manœuvre d'urgence, au décollage et en croisière
- Vol haute altitude en loi *alternate*
- Approche du décrochage avec déclenchement de l'alarme STALL
- Atterrissage sans indications anémométriques
- Briefings associés (tous PNT) :
  - Radar météo
  - Cristaux de glace

Note 1 : ces éléments ont été intégrés aux qualifications de type.
Note 2 : les procédures de décrochage ont été modifiées à la suite de la modification des procédures « STALL » par le constructeur comme indiqué page 65.

Équipages renforcés et Suppléance du CDB

- Création d'un groupe de travail DSAC / Compagnies aériennes
- Définition de nouvelles règles
- Séance spécifique mi-AEL
- Exercices en ECP puis intégré au triennal
- Conception d'un module d'auto apprentissage équipage renforcé
- Conception d'un module d'auto apprentissage suppléance CDB

5.2 Airbus

Revue de la procédure « Unreliable speed indication »

- L'AESA a mené à l'automne 2009 une revue pour évaluer la procédure du constructeur. Elle a abouti à la confirmation de la procédure existante.

- FOT du 9 septembre 2009 recommandant, au prochain entraînement périodique, une séance sur simulateur à haute altitude en lois normale et alternate incluant :

    - le pilotage manuel,
    - la réalisation de la procédure UNRELIABLE SPEED INDICATION / ADR CHECK PROC.

Annexes

Annexe 1

Tableaux de synthèse FDR / CVR

Annexe 2

Consignes opérationnelles équipage (GEN-OPS Air France)

Annexe 3

Info OSV – Anomalies anémométriques

Annexe 4

Planches de paramètres

Annexe 1

Tableaux de synthèse FDR / CVR

Légende

Les extraits de la transcription CVR sont rapportés dans le déroulement du vol avec le code couleur suivant :

- Commandant de bord (CdB)
- Copilote en place gauche (PNF) pilotant avec le manche CdB
- Copilote en place droite (PF) pilotant avec le manche OPL
- Alarmes, remarques et bruits divers

Glossaire

Temps UTC	Temps UTC obtenu à partir de l'enregistrement du FDR
VS	Voix synthétique
Cricket	Sous séquence sonore de l'alarme de décrochage. Elle est composée de plusieurs impulsions multifréquences et dure 700 ms. Un temps de fin de cricket est précisé dans la transcription lorsque cette sous séquence est incomplète (ex : fin de l'alarme)
(…)	Mots ou groupes de mots sans rapport avec la conduite du vol
( )	Mots ou groupes de mots dont la compréhension n'a pu être établie avec certitude. Le symbole « / » exprime les différentes propositions
(*)	Mots ou groupes de mots non compris

Paramètres FDR de l'avion au début de l'enregistrement, puis à 2 h 10

	0 h 09 min 14	2 h 10
Altitude standard (ft)	34 992	35 044
Vitesse conventionnelle (kt) / Mach	275 / 0,80	282 / 0,82
Vitesse sol (kt)	481	468
Assiette longitudinale (°) [>0 à cabrer]	2,8	1,8
Incidence 1 / 2 / 3 (°)	2,5 / 2,8 / 2,8	2,1 / 3,2 / 3,2
Cap magnétique (°) / Route vraie (°)	47 / 24	35,5 / 15
Angle de roulis (°) [>0 virage à droite]	-0,4	-1,8
N1 réel moteur 1 / moteur 2 (%)	98 / 98	100,4 / 99,8
Configuration	Lisse	Lisse
Température statique (°C)	-43,5	-38,8
Masse totale (tonnes) / Centre de gravité (%MAC)	218 / 27,5	205 / 28,7
Quantité carburant réservoir trim (tonnes)	5,0	4,9
Quantité carburant réservoir intérieur gauche / droit (tonnes)	22,8 / 22,6	16,3 / 16,2
Quantité carburant réservoir extérieur gauche / droit (tonnes)	2,7 / 2,8	2,8 / 2,8
Position PHR [>0 à piquer] (°)	-3,0	-2,8

L'enregistrement CVR débute à 0 h 09 min 14

Temps UTC	Altitude (ft) Altitude ISIS (ft)	Paramètres FDR	Extraits de la transcription CVR

Phase 1 : du début de l'enregistrement CVR → 2 h 10 min 05

1 h 35 min 49		L'échelle du ND OPL passe de 320 NM à 160 NM.	
1 h 50 min 35		Le mode d'affichage radar passe de WXR ONLY à WXR+TURB. L'échelle du ND CdB passe de 160 NM à 40 NM.	
1 h 55 min 57			Bon ben il n'y a plus qu'à le réveiller c'est ça hein Euh flight rest
2 h 00 min 17		L'échelle du ND OPL passe de 160 NM à 80 NM.	
2 h 00 min 33			Ben le petit peu de turbulence que tu viens de voir on va on devrait retrouver la même devant en fait on est dans la couche malheureusement on ne peut pas trop monter pour l'instant parce que la température diminue moins vite que prévu Donc ce qui nous fait des REC MAX un peu trop bas quoi pour aller chercher le trois sept
2 h 03 min 44			La convergence intertropicale voilà là on est dedans entre SALPU et TASIL
2 h 06 min 54		Note : pas de changement des paramètres nacelle anti-ice.	Moins quarante deux on utilisera pas les anti ice c'est toujours ça de pris
2 h 07			Tu vois on est vraiment à la limite de la couche (*)
2 h 08 min 07			Tu peux éventuellement prendre un peu à gauche je suis d'accord qu'on est en manuel hein ?
2 h 08 min 12		Le mode latéral passe en HDG. Le cap magnétique sélectionné diminue vers 34°.	

2 h 08 min 19			C'que j'appelle en manuel ah non on est en calibré
2 h 09 min 30 → 2 h 10		L'angle de roulis varie entre 2,8° à droite et 4,6° à gauche.	
2 h 09 min 53		L'échelle du ND OPL passe de 80 NM à 40 NM.	
2 h 09 min 54			Voilà je te réduis un peu
2 h 09 min 58		La gestion de la vitesse passe de managée à sélectée. Le Mach sélecté est 0,8.	
2 h 10		L'assiette longitudinale diminue de 1,8° vers 0° en 3 secondes. En 8 secondes, les N1 commandés et les N1 passent de 100 % à 84 %.	
2 h 10 min 03		Les sélecteurs Nacelle anti-ice des moteurs passe sur ON. Note : les paramètres sont enregistrés toutes les 4 secondes. Le paramètre Nacelle anti-ice moteur 1 est enregistré ON à 2 h 10 min 05, mais habituellement les deux sélections sont simultanées.	Tu veux qu'on mette sur ignition start ?

Phase 2 : 2 h 10 min 05 → 2 h 10 min 51

2 h 10 min 05	35 024	Le P/A2 se désengage. L'angle de roulis passe de 0 à 8,4° en 2 secondes alors que le manche est au neutre. L'assiette longitudinale est de 0°.	Cavalry charge (Alarme de déconnexion du pilote automatique)
2 h 10 min 06		La loi de commande de vol passe de normale à alternate.	J'ai les commandes
2 h 10 min 07 → 2 h 10 min 18		• Le manche OPL est positionné : - à cabrer entre le neutre et ¾ de la butée - à gauche en demi-butée puis à droite en demi-butée et à 2 reprises, alternativement à gauche jusqu'à la butée puis à droite jusqu'à la demi-butée (Période de 4 secondes). • L'assiette longitudinale augmente jusqu'à 11°. • L'accélération verticale varie entre 0,9 g et 1,6 g. • L'angle de roulis oscille entre 11° à droite et 6° à gauche. • La vitesse verticale augmente jusqu'à 5 200 ft/min.	
2 h 10 min 08		Les FD 1 et 2 deviennent indisponibles. L'A/THR se désengage et le mode	

		THR LK est activé. Les N1 sont à 83 %. La CAS passe de 274 kt à 156 kt. La CAS ISIS passe de 275 kt à 139 kt puis remonte à 223 kt. Le Mach passe de 0,80 à 0,26.	
2 h 10 min 09	34 664 34 900	La CAS est à 52 kt. La CAS ISIS se stabilise vers 270 kt pendant 4 secondes.	Ignition start
2 h 10 min 10		L'alarme 'Stall warning' est activée. Les valeurs des incidences 1, 2, et 3 sont respectivement de 2,1°, 4,9° et 5,3°.	02 h 10 min 10,4 : VS : « Stall, stall » (sans cricket)
2 h 10 min 11	minimum (local) de 34 636 ft		Qu'est-ce que c'est que ça ?
2 h 10 min 12		La CAS ISIS passe de 270 kt à 73 kt en 4 secondes tandis que la CAS est de 55 kt.	
2 h 10 min 13		L'alarme 'Master Warning' est active. Les valeurs des incidences 1, 2, et 3 sont respectivement de 2,1°, 4,6° et 4,9°. Le paramètre TCAS TA ONLY passe sur TA ONLY (pendant 10 secondes).	VS : « Stall, S »
2 h 10 min 14			On n'a pas une bonne… On n'a pas une bonne annonce de…
2 h 10 min 17	34 976	Les FD 1 et 2 redeviennent disponibles ; les modes actifs sont HDG/ALT CRZ*. Le cap sélecté est de 37°. La CAS est de 80 kt et la CAS ISIS est de 92 kt.	On a perdu les les les vitesses alors… engine thrust A T H R engine lever thrust
2 h 10 min 18		Les paramètres 'TLU 1 availability' et 'TLU 2 availability' deviennent NOT AVAILABLE.	… de vitesse
2 h 10 min 18 → 2 h 10 min 25		• Le manche OPL est positionné : - à cabrer jusqu'à ¼ de la butée - à gauche jusqu'à ¾ de la butée puis à droite jusqu'à la demi-butée à 2 reprises. • L'assiette longitudinale varie de 11° à 13°. • Le PHR est stable à environ -3°. • L'angle de roulis varie entre 8° à droite et 5° à gauche. • La vitesse verticale augmente jusqu'à 6 700 ft/min.	
2 h 10 min 21		Les FD 1 et 2 redeviennent indisponibles. La CAS est de 93 kt et la CAS ISIS est de 83 kt. Le Mach est de 0,29.	

2 h 10 min 22			Alternate law protections (law/low/lo)
2 h 10 min 23		Le mode THR LK est désactivé, les manettes de commande de poussée restent sur le cran CLB. Les N1 commencent à augmenter et atteignent environ 104 % en 12 secondes.	
2 h 10 min 24			Attends on est en train de perdre…
2 h 10 min 25	35 856	Le sélecteur 'wing anti-ice' est positionné sur ON.	Wing anti-ice
2 h 10 min 26		Les FD 1 et 2 redeviennent disponibles (modes HDG et V/S). La vitesse verticale atteint la valeur maximale de 6 900 ft/min.	
2 h 10 min 27 → 2 h 10 min 31		• Le manche OPL est positionné : - à piquer jusqu'à environ la demi-butée - à droite jusqu'au tiers de la butée puis à gauche jusqu'au 4/5 de la butée puis de nouveau à droite jusqu'au 4/5 de la butée. • L'assiette longitudinale varie de 12° à 10°. • L'angle de roulis varie entre 9° à gauche et 1° à droite. • La vitesse verticale diminue jusqu'à 5 600 ft/min. L'incidence 1 est stable à 2,1°. L'incidence 2 passe de 3,9° à 3,2° tandis que l'incidence 3 passe de 4,2° à 3,2°.	Fais attention à ta vitesse Fais attention à ta vitesse Okay, okay okay je redescends Tu stabilises Ouais Tu redescends
2 h 10 min 33			Selon les trois tu montes donc tu redescends
2 h 10 min 34		La CAS augmente de 105 kt à 223 kt en 2 secondes. La CAS ISIS est de 115 kt.	
2 h 10 min 35			D'accord
2 h 10 min 36	37 124	Les FD 1 et 2 sont indisponibles.	T'es à Redescends C'est parti on (re)descend
2 h 10 min 39 → 2 h 10 min 46		Le sélecteur 'AIR DATA' puis le sélecteur 'ATT/HDG' sont positionnés sur « F/O on 3 ».	Je te mets en en A T T (*)…
2 h 10 min 42		Les FD 1 et 2 redeviennent transitoirement disponibles (modes HDG/VS). Le cap sélecté est de 36°. La vitesse verticale est de 1 900 ft/min et la vitesse verticale sélectée est de 1 300 ft/min.	On est en ouais on est en climb

2 h 10 min 47		Les FD 1 et 2 redeviennent disponibles (modes HDG/ VS). Le cap sélecté est de 34°. La vitesse verticale est de 1 500 ft/min. Les manettes de commande de poussée sont reculées vers 33° (2/3 de la plage IDLE / CLB). Les N1 diminuent vers 85% en 4 secondes.	
2 h 10 min 49	37 512	La CAS est de 216 kt et la CAS ISIS est de 121 kt. Le Mach est 0,68. L'assiette longitudinale est de 5,6°. Le PHR est à -3,1°. Les incidences 1, 2 et 3 sont respectivement de 2,1°, 4,6° et 4,9°. L'angle de roulis est de 0,4° à gauche. La vitesse verticale est de 1 100 ft/min.	(…) il est où euh ?

Phase 3 : 2 h 10 min 51 → fin

2 h 10 min 51		L'alarme 'Stall warning' est activée. L'incidence 1 est de 2,1° tandis que les incidences 2 et 3 sont de 6,0°. Le Mach est 0,68. La vitesse verticale est de 750 ft/min.	**VS : « Stall, stall » + cricket en continu**
2 h 10 min 51 → 2 h 10 min 57	L'altitude passe de 37 500 ft à 37 596 ft.	• Le manche OPL est positionné : - à cabrer jusqu'aux deux tiers de la butée - légèrement à gauche puis à droite. • L'assiette longitudinale passe de 6° à 13°. • Le PHR varie de -3,2° à -3,6°. • Les incidences 2 et 3 passent de 6,0° à 10,2°. L'incidence 1 passe de 2,1° à 7,4°. • L'angle de roulis varie entre 2,8° à gauche et 1,4° à droite.	
2 h 10 min 54		Les manettes de commande de poussée sont positionnées sur le cran CLB.	
2 h 10 min 56		Les manettes de commande de poussée sont positionnées sur le cran TOGA. Les N1 augmentent progressivement et atteignent 103% à 2 h 11 min 02.	(TOGA)

2 h 10 min 58 → 2 h 11 min 22		• Le manche OPL est positionné : - entre la demi-butée à piquer et ¾ de la butée à cabrer avec en moyenne une position à cabrer - entre 4/5 de la butée à gauche et 4/5 de la butée à droite. • L'assiette longitudinale oscille entre 17,9° et 10,5° (Période de 5 secondes). • Le PHR varie de -3,8° à -8,3°. • L'angle de roulis oscille entre 8,8° à gauche et 4,9° à droite (Période de 5 secondes). • L'incidence 1 augmente de 7,4° à 18,3° tandis que les incidences 2 et 3 augmentent de 10,9° à 22,9°. • La CAS diminue de 207 kt à 161 kt et le Mach diminue de 0,66 à 0,51. • La vitesse verticale passe de +2272 ft/min à -3904 ft/min. • Le facteur de charge normal décroît de 1,13 g à 0,75 g (à 2 h 11 min 03) puis remonte et stabilise à 0,85 g.	
2 h 11			Surtout essaie de toucher le moins possible les commandes en en latéral hein
2 h 11 min 03			Je suis en TOGA hein
2 h 11 min 06			(…) il vient ou pas
2 h 11 min 07		La CAS ISIS passe de 129 kt à 183 kt. La CAS est à 184 kt.	
2 h 11 min 10	maximum (global) de 37 924 ft		
2 h 11 min 21			On a pourtant les moteurs qu'est-ce qui se passe (…) ?
2 h 11 min 22 → 2 h 11 min 35		• Le manche OPL est positionné : - principalement à cabrer entre le neutre et la demi-butée, avec deux ordres à piquer (demi-butée pendant une seconde) à 2 h 11 min 22 et à 2 h 11 min 30. - à gauche du neutre à la butée. • L'assiette longitudinale est stabilisée vers 16° puis diminue jusqu'à 13°. • Le PHR varie de -8,3° à -11,5°.	

		L'angle de roulis varie entre 0° et 26° à droite. • Les incidences 2 et 3 continuent de monter jusqu'à 29,9°. • La vitesse verticale passe de -3 900 ft/min à -6 800 ft/min. • Le Mach passe de 0,51 à 0,42. • La CAS passe de 161 kt à 133 kt tandis que la CAS ISIS passe de 164 kt à 128 kt.	
2 h 11 min 32			(…) je n'ai plus le contrôle de l'avion là J'ai plus du tout le contrôle de l'avion
2 h 11 min 35 → 2 h 12 min 18		• Le manche OPL est : - positionné à cabrer, atteint la butée au bout de 6 secondes et y reste jusqu'à 2 h 12 min 15 - maintenu en butée à gauche. • Le PHR passe de -11,5° à -13,5°. • L'assiette longitudinale atteint un maximum de 14,8° à 2 h 11 min 45 puis diminue pour atteindre un minimum de 9° à piquer avant d'augmenter jusqu'à 0°. • L'angle de roulis varie entre 16° et 40° à droite.	
2 h 11 min 38		Le pilote en place CdB prend la priorité. Le manche CdB est positionné à gauche en butée.	Commande à gauche
2 h 11 min 40	36 068	Les FD 1 et 2 redeviennent indisponibles. Les incidences 1 et 2 deviennent invalides (statut NCD) tandis que l'incidence 3 est de 33°. La CAS est de 106 kt et la CAS ISIS de 112 kt. Le pilote en place OPL prend la priorité pendant 6 secondes. Le manche OPL est positionné : - à gauche en butée - à cabrer aux deux tiers de la butée.	
2 h 11 min 41			J'ai l'impression (qu'on a de) la vitesse
2 h 11 min 43		Les manettes de commande de poussée sont déplacées de TOGA à MCT. Les N1 sont stables à environ 102 %.	**Bruit d'ouverture de la porte du cockpit** Eh qu'est-ce que vous (faites) ? Qu'est-ce qui se passe ? Je ne sais pas je sais pas ce qui se passe

2 h 11 min 45	35 372	Les 3 incidences sont invalides (statut NCD). La dernière valeur valide de l'incidence 3 est atteinte à 2 h 11 min 44 et vaut 41,5°. L'alarme 'Stall warning' s'arrête. L'assiette longitudinale est de 15°. L'angle de roulis est de 32° à droite en augmentation. La vitesse verticale n'est plus calculée par l'IR mais par l'ADR. Elle est d'environ -10 000 ft/min.	**Fin de l'alarme « Stall, stall » + cricket**
2 h 11 min 47		Les manettes de commande de poussée sont positionnées sur IDLE. Les N1 des deux moteurs diminuent jusqu'à environ 58 % en 20 secondes. Le facteur de charge normal diminue puis se stabilise vers 0,75 g.	
2 h 11 min 52			Alors tiens prends prends ça
2 h 11 min 53		Seule l'incidence 3 est temporairement valide à environ 41°. L'alarme 'Stall warning' est activée. La vitesse verticale atteint - 14 800 ft/min.	VS : « Stall, stall » + cricket incomplet
2 h 11 min 55		Les incidences 1 et 2 redeviennent temporairement valides avec des valeurs proches de 40°. L'alarme 'Stall warning' est activée.	VS : « Stall, stall » + cricket incomplet
2 h 11 min 58		La vitesse verticale est d'environ - 15 300 ft/min.	J'ai un problème c'est que j'ai plus de vario là D'accord J'ai plus aucune indication
2 h 12 min 04 → 2 h 12 min 07		Les aérofreins sont commandés et déployés.	J'ai l'impression qu'on a une vitesse de fou non qu'est-ce que vous en pensez ?
2 h 12 min 07	29 736	L'incidence 2 est temporairement valide à 41°. L'alarme 'Stall warning' est activée.	Non surtout ne ne (les) sors pas VS : « Stall, stall »
2 h 12 min 10		Les manettes de commande de poussée sont positionnées sur le cran CLB. Les N1 passent de 58 % à 105 % en 10 secondes environ. L'incidence 3 est temporairement valide à 40,4°. L'alarme 'Stall warning' est activée.	VS : « Stall, stall » + cricket incomplet
2 h 12 min 13			Qu'est-ce que tu en penses qu'est-ce que tu en penses, qu'est-ce qu'il faut faire ?

2 h 12 min 15 → 2 h 12 min 19		Les sélecteurs 'AIR DATA' et 'ATT-HDG' sont positionnés sur « CAPT on 3 ».	Là je sais pas là ça descends
2 h 12 min 16		Le pilote en place OPL prend la priorité.	
2 h 12 min 17			VS : « Priority right »
2 h 12 min 19		Le manche OPL est positionné à piquer jusqu'au tiers de la butée. L'assiette longitudinale passe de 3,2° à 1,8° en 4 secondes.	
2 h 12 min 19 → 2 h 12 min 45		Le manche OPL est positionné alternativement en butée à droite puis à gauche à trois reprises. Les ordres à gauche durent en moyenne 3 secondes tandis que les ordres à droite durent en moyenne 1 seconde. L'angle de roulis oscille entre 12° à gauche à 17° à droite (période de 7 secondes).	Là c'est bon là on serait revenu les ailes à plat, non il veut (pas) Les ailes à plat l'horizon l'horizon de secours L'horizon (segonde)
2 h 12 min 20 → 2 h 12 min 33		• Le manche OPL est positionné à cabrer entre la demi butée et la butée avec un ordre à piquer inférieur à une seconde. • L'assiette longitudinale commence à augmenter et atteint 7°. • Le PHR se stabilise à -13,6°.	
2 h 12 min 26		L'incidence 3 est temporairement valide à 43,6°.	La vitesse ?
2 h 12 min 27		L'alarme 'Stall warning' est activée.	Tu montes VS : « Stall, stall » Tu descends descends descends descends
2 h 12 min 30			Je suis en train de descendre là ? Descends
2 h 12 min 32		L'assiette longitudinale est d'environ 5° à cabrer. Les N1 des moteurs sont d'environ 106%.	Non tu montes là
2 h 12 min 33		Le manche OPL est positionné en butée à piquer (2 secondes). Les manettes de poussée sont positionnées en TOGA. Les N1 passent de 106 à 110 %.	Là je monte okay alors on descend
2 h 12 min 34		L'incidence 3 est temporairement valide à 43,2°. L'alarme 'Stall warning' est activée.	VS : « Stall, stall » + cricket incomplet
2 h 12 min 35 → 2 h 12 min 42		Le manche OPL est positionné entre le neutre et la demi-butée à piquer. L'assiette longitudinale passe de 8° à cabrer à 2° à piquer.	

2 h 12 min 39		L'ISIS CAS et la CAS commencent à augmenter. (La CAS était NCD et l'ISIS CAS était à 0).	Okay on est en TOGA
2 h 12 min 40		L'incidence 3 est temporairement valide à 38,7°. L'alarme 'Stall warning' est activée.	**VS : « Stall, stall » + cricket en continu**
2 h 12 min 41 → 2 h 12 min 44		Les 3 incidences sont valides (statut non NCD).	
2 h 12 min 42	20 412	Les N1 passent de 110% à 105% en 2 secondes puis se stabilisent à nouveau à 110%.	En alti on a quoi là ?
2 h 12 min 43 → 2 h 12 min 52		• Le manche OPL est positionné à cabrer et à piquer entre le neutre et le tiers de la butée. • L'assiette longitudinale augmente jusqu'à 6° à cabrer puis diminue à nouveau jusqu'à 7° à piquer. • La CAS atteint un maximum de 153 kt à 2 h 12 min 43 puis diminue jusqu'à devenir NCD avant d'augmenter à nouveau et d'atteindre un maximum de 127 kt à 2 h 12 min 53. • L'ISIS CAS atteint un maximum de 159 kt à 2 h 12 min 43 puis diminue jusqu'à se figer à 0 avant d'augmenter à nouveau et d'atteindre un maximum de 134 kt à 2 h 12 min 52.	
2 h 12 min 44	20 028		(…) C'est pas possible
2 h 12 min 45			En alti on a quoi ?
2 h 12 min 45 → 2 h 13 min 04		• Le manche OPL est positionné à gauche en butée. • L'angle de roulis passe de 12° à droite à 41° à droite en 3 secondes puis oscille entre environ 20° et 40° à droite (période de 10 secondes).	Comment ça en altitude ? Ouais ouais ouais j'descends là non ? Là tu descends oui Hé tu tu es en… Mets mets les ailes horizontales Mets les ailes horizontales C'est ce que je cherche à faire Mets les ailes horizontales
2 h 12 min 46			**Fin de l'alarme « Stall, stall » + cricket**
2 h 12 min 49		L'incidence 2 est temporairement valide à 40,8°. L'alarme 'Stall warning' est activée.	**VS : « Stall, stall » + cricket en continu**

2 h 12 min 50 → 2 h 13 min 36		Le N1 du moteur est stable vers 110 %. Le N1 du moteur 2 fluctue entre 100 et 110 %.	
2 h 12 min 51 → 2 h 12 min 56		Les 3 incidences redeviennent valides (non NCD).	
2 h 12 min 52		Les FD 1 et 2 redeviennent disponibles (modes HDG V/S). La vitesse verticale sélectée est de -6 000 ft/min. Le cap sélecté est de 197°.	
2 h 12 min 52 → 2 h 12 min 57		• Le manche OPL est positionné à cabrer entre le neutre et la demi-butée. • L'assiette longitudinale passe de 7,4° à 6,0° à piquer. • La CAS passe de 127 kt à 56 kt. • L'ISIS CAS passe de 134 kt à 15 kt.	
2 h 12 min 57			**Fin de l'alarme « Stall, stall » + cricket**
2 h 12 min 58		Les FD 1 et 2 redeviennent indisponibles.	
2 h 12 min 59		Le manche CdB est positionné : - à gauche à ¾ de la butée - à cabrer à 1/5 de la butée.	Je suis à fond à… avec du gauchissement Le palonnier
2 h 12 min 59 → 2 h 13 min 40		• Le manche OPL est positionné à cabrer en moyenne à la demi-butée. A partir de 2 h 13 min 36, le manche OPL est positionné en butée à cabrer. • L'assiette longitudinale passe de 6° à piquer à 13° à cabrer en 11 secondes puis se stabilise à environ 11° à cabrer. • La CAS devient invalide (statut NCD). • L'ISIS CAS devient invalide (statut FW). • Les incidences deviennent invalides (statut NCD).	
2 h 13 min 02 → 2 h 13 min 46		Le palonnier est positionné à gauche jusqu'à ¼ de débattement puis à droite jusqu'à ¼ de débattement pendant 4 secondes. Il est ensuite positionné légèrement à droite (entre 1,4° et 6,1°).	

2 h 13 min 04 → 2 h 13 min 17		• Le manche OPL est positionné à droite en butée, puis à gauche en butée pendant 4 secondes. Il est ensuite positionné à droite entre le neutre et un tiers de la butée, puis à gauche en butée pendant 3 secondes. • L'angle de roulis oscille entre 15° à droite et 3° à gauche (période de 7 secondes).	
2 h 13 min 17 → 2 h 13 min 40		• Le manche OPL est positionné alternativement à gauche jusqu'à 3/4 de la butée puis à droite jusqu'à la demi-butée avec des ordres majoritairement à gauche. • Le manche CdB est positionné : - à gauche à ¾ de la butée puis à droite à la moitié de la butée puis de nouveau à gauche à ¾ de butée - alternativement à cabrer et à piquer (entre 4° à cabrer et 3° à piquer) - au neutre à partir de 2 h 13 min 24. • L'angle de roulis oscille entre 17° à droite et 10° à gauche. (période de 7 secondes) • Le paramètre DUAL INPUT est activé à deux reprises.	A 2 h 13 min 23 : VS : « Dual input »
2 h 13 min 25			Qu'est-ce qu'y… comment ça se fait qu'on continue à descendre à fond là ?
2 h 13 min 28			Essaye de trouver ce que tu peux faire avec tes commandes là-haut Les primaires et cetera
2 h 13 min 32	10 092	Le sélecteur 'AIR DATA' est positionné sur « NORM ».	* au niveau cent
2 h 13 min 35 → 2 h 13 min 37		Les paramètres FCPC1 FAULT et FCSC1 FAULT passent sur FAULT.	
2 h 13 min 36	9 332		Neuf mille pieds
2 h 13 min 38			Doucement avec le palonnier là
2 h 13 min 39			Remonte remonte remonte remonte
2 h 13 min 40 → 2 h 14 min 07		• Les ordres manche CdB sont à cabrer entre le neutre et la demi-butée et à piquer entre le neutre et la butée. Ils sont majo-	2 h 13 min 41 : VS : « Dual input » 2 h 13 min 43 :

		ritairement à piquer (en particulier manche positionné à piquer pendant 15 secondes consécutives). • Le manche OPL est positionné en butée à cabrer puis au neutre à 2 reprises. • Après avoir légèrement augmenté, l'assiette longitudinale passe de 12° à cabrer à 4° à piquer puis augmente et se stabilise vers 15° à cabrer. • De 2 h 13 min 55 à 2 h 14 min 02, l'incidence 2 n'est plus NCD. Elle diminue de 39,4° à 37,3° puis augmente jusqu'à 42,5°. L'alarme 'Stall warning' est activée de nouveau. La CAS n'est plus NCD. Elle passe de 53 kt à 89 kt puis diminue jusqu'à 30 kt. • Le manche CdB est positionné à gauche entre le neutre et la butée. La butée est maintenue pendant 5 secondes consécutives. • Le manche OPL est positionné majoritairement à gauche entre le neutre et ¾ de la butée. • L'angle de roulis oscille entre 23,2° à droite et 10,2° à gauche. • Le paramètre DUAL INPUT est activé à 5 reprises.	VS : « Dual input » 2 h 13 min 45 : VS : « Dual input » 2 h 13 min 47 : VS : « Dual input »
2 h 13 min 40			Mais je suis à fond à cabrer depuis tout à l'heure Non non non ne remonte pas Alors descends
2 h 13 min 45			Alors donne-moi les commandes à moi les commandes Vas-y tu as les commandes on est en TOGA toujours hein
2 h 13 min 48		Les manettes de commande de poussée sont reculées vers le cran CLB. Le N1 du moteur 1 passe de 106% à 100%.	
2 h 13 min 55		L'incidence 2 est temporairement valide à 39,4°.	**VS : « Stall, stall » + cricket en continu**
2 h 13 min 57		Les FD 1 et 2 redeviennent temporairement disponibles. La vitesse verticale sélectée est de 1900 ft/min. Le cap sélecté est de 280°.	
2 h 14 min 03		Les 3 incidences sont invalides (statut NCD).	**Fin de l'alarme « Stall, stall » + cricket**

2 h 14 min 05	4 024	L'assiette longitudinale est 14°.	Attention tu cabres là Je cabre ? Ben il faudrait on est à quatre mille pieds
2 h 14 min 07 → 2 h 14 min 26		• Le manche CdB est positionné à cabrer entre le neutre et la butée. • Le manche OPL est au neutre jusqu'à 2 h 14 min 17, puis en butée à cabrer. • L'assiette longitudinale passe de 15° à 18° à cabrer puis diminue jusqu'à 3,5° à piquer avant d'augmenter à nouveau jusqu'à 16° à cabrer. • A 2 h 14 min 19, la CAS n'est plus NCD. Elle passe de 30 kt à 60 kt puis diminue jusqu'à 32 kt. • A 2 h 14 min 21, l'incidence 2 n'est plus NCD pendant une seconde et est de 41,1°. L'alarme 'Stall warning' est activée. • Le manche CdB est positionné alternativement à droite puis à gauche avec des ordres majoritairement à droite. • Le manche OPL est au neutre jusqu'à 2 h 14 min 18 puis positionné à gauche jusqu'à la demi-butée. • L'angle de roulis oscille entre 9° à droite et 18° à gauche.	
2 h 14 min 09		Les manettes de commande de poussée sont positionnées sur IDLE pendant 2 secondes puis sont avancées vers 21°. Les N1 des moteurs passent de 100% à 55% en 8 secondes.	
2 h 14 min 17	RA=2 140 ft		VS : « Sink rate » VS : « Pull up » (3x)
2 h 14 min 18 → 2 h 14 min 21		Les manettes de poussée sont avancées en deux temps vers TOGA. Les N1 augmentent jusqu'à 105%.	Allez tire Allez on tire on tire on tire
2 h 14 min 21 → fin		Le pilote en place OPL prend la priorité.	VS : « Pull up » (4x)
2 h 14 min 26 → fin		Le manche CdB est positionné à piquer et à droite. Le manche OPL est positionné en butée à cabrer et autour du neutre en latéral.	(Dix) degrés d'assiette

2 h 14 min 28,4 **Fin des enregistrements**

Dernières valeurs enregistrées dans le FDR

Altitude standard (ft)	204
Radio altitude (ft)	71
Vitesse conventionnelle (kt) / Vitesse ISIS (kt)	NCD / FW
Vitesse sol (kt)	107
Assiette longitudinale (°) [>0 à cabrer]	16,2
Angle de roulis (°) [>0 virage à droite]	-5,3
Cap magnétique (°)	270
N1 réel moteur 1 (%)	98,6
N1 réel moteur 2 (%)	100,9
Configuration	Lisse
Nx (g)	-0,17
Ny (g)	-0,10
Nz (g)	1,012
Vitesse verticale (ft/min)	-10912
Température statique (°C)	24,3
Masse totale (tonnes) / Centre de gravité (%MAC)	205 / 29,1
Position PHR [>0 à piquer] (°)	-13,8

Annexe 2

Consignes opérationnelles équipage

3.2. ANNONCES STANDARD

L'ensemble des annonces et leurs modalités de mise en œuvre sont détaillés dans le MANEX B, y compris les annonces spécifiques au type avion. Un certain nombre d'annonces standard sont utilisées sur tous les avions de la flotte, certaines sont présentées sur le tableau ci-dessous :

Annonce	Emetteur	Objet
"DECOLLAGE - V1 xxx kt"	CDB	Décision de décollage
"STOP"	CDB	Décision d'interrompre le décollage
"ON CONTINUE"	CDB	Décision de poursuivre le décollage en cas d'anomalie au décollage Décision de poursuivre l'approche au passage de la DA/MDA/DH
" VARIO POSITIF "	PNF	Lorsque le vario est vérifié positif
" TRAIN SUR RENTRE "	PF	Ordre
" TRAIN RENTRE VERROUILLE "	PNF	Après vérification de la position du train
"ACCELERATION"	PNF	Franchissement de la ZAC au décollage en cas de panne moteur Franchissement de l'altitude d'accélération en remise de gaz N-1
" VOLETS "	PF	Ordre
" VOLETS "	PNF	Après vérification de la position des volets
"1000 ft AVANT"	PNF	1000 ft avant l'altitude ou le niveau de vol autorisé
"LOC ACTIF"	PNF	Décollage butée localizer
"GLIDE ACTIF"	PNF	Décollage butée glide
"TRAIN SUR SORTI"	PF	Ordre
"TRAIN SORTI X VERTES"	PNF	Après vérification de la position du train
"COHERENCE ALTIMETRE SONDE"	PNF	Vérification de la cohérence des altimètres lors du Call Out 2500 ft ou 2000 ft AGL
"ONE THOUSAND" OU "FIVE HUNDRED"	PNF ou CALL OUT	Au franchissement du plancher de stabilisation ***Note :*** *Si le CALL OUT est indisponible ou inadapté (topographie), le PNF annonce le passage du plancher*
"STABILISE"	CDB	Formalisation de la stabilisation au passage du plancher de stabilisation en approche
"500, 400, 300"	PNF ou CALL OUT	A 500, 400 et 300 ft lus sur la sonde
"+ 100"	PNF ou CALL OUT	Altitude / Hauteur de décision + 100 ft
"DECISION" ou "MINIMUM "	PNF ou CALL OUT	Altitude / Hauteur de décision
"ON CONTINUE"	CDB	Altitude / Hauteur de décision
"REMISE DE GAZ"	Tous PNT	Ordre de remise de gaz (CDB), déclenchement de la remise de gaz (PF), demande de remise de gaz (tous PNT)
" LE ... NE PASSE PAS "	PNF	Défaut d'inverseur
" LES SPOILERS NE SORTENT PAS "	PNF	Défaut de spoilers
" ..X.. KT "	PNF	A la vitesse de retour d'inversion
"A TOI LES COMMANDES"	PF	Passage de commande au PNF
"J'AI LES COMMANDES"	PNF	Prise de commande par PNF (après demande PF ou décision CDB PNF)
"ASSIETTE"	PNF	Assiette hors plage normale (Cf. MANEX B)
"VITESSE"	PNF	Montée initiale et remise de gaz : vitesse inférieure de plus de 5 kt à la vitesse cible Autres phases : écart hors plage - 5 kt / + 10 kt par rapport à la vitesse cible, ou approche des VMO/VFE/VLE Manoeuvre du train et des hypersustentateurs : vitesse supérieure à VFE/VLO
"VARIO"'	PNF	Vario négatif en montée initiale ou en remise de gaz Vario en descente > 1000 ft mn sous 1000 ft AAL
"INCLINAISON"	PNF	Inclinaison > 5° entre le plancher de stabilisation et le sol

© société Air France 1997 - Tous droits réservés

Annexe 3

Info OSV

info OSV

Sécurité des vols

Airbus A340 / A330

ANOMALIES ANEMOMETRIQUES

A330- A340

Un **nombre significatif d'incidents** rapportés par ASR (6) sont **survenus** en **croisière** sur nos A330-340.

Ce type d'incidents a été identifié chez d'autres opérateurs sur le même type d'avion, caractérisés par : -des **pertes d'indications anémométriques**.
-de **nombreux messages ECAM**
-parfois des **alarmes de configuration**

Les principaux faits sont :

- **Environnement** :
  - Zone de givrage prévue ou observée.
  - Turbulence faible à modérée
  - 2 cas de turbulences fortes (avec application de la procédure MSS /Turbulence)

- **Technique** :
  - A330 et A340
  - APRS sans items relatifs aux ATA : Auto-flight, Flight controls, Navigation

- **Paramètres de vol et Configuration** :
  - Vol en haute altitude
  - Mach 0.80 à 0.82
  - A/P ON et ATHR ON

Ce document est uniquement destiné aux PNT A340/330
Abbès DAOUD-ALMADOWAR - OA.PN – abdaoudalmadowar@airfrance.fr- 06 71 92 44 11 – (01 41 5) 6 36 52

AIR FRANCE

Chronologie des anomalies : (Ce paragraphe est une synthèse des éléments rapportés par ASR et /ou ATL. Seuls les paramètres et messages apparents sont repris)

1. Indications IAS sur 1 ou 2 PFD erronées (400kt – VLS-50)
2. Ecarts significatifs entre 2 PFD et/ou stand by instruments.
3. Message ECAM : - NAV IAS Discrepancy/ NAV ADR Disagree
   - F/CTL PRIM Fault
   - NAV…xx V/S Det fault
4. Passage en ALTN LAW
5. Dégagement de l'A/P et /ou des ATHR
6. Annonce furtive ou persistante « STALL »

Durant cette phase dont la durée est de plusieurs minutes environ, les équipages ne déclarent **aucune sensation d'overspeed** (vibrations, accélérations) ou **d'approche de décrochage** (assiette, incidence, référence à l'horizon).malgré l'apparition de l'alarme « STALL »

Ces incidents ont conduit la division A330/340 par le biais du BIT à un suivi particulier en relation avec la Maintenance et Airbus.
Les **investigations sont en cours.**
Elles ont fait l'objet de communication lors de la 15e conférence Flight Safety Airbus en octobre 2008 , et de procédures spécifiques reprises à Air France par RCT du 27/10/08 A330/A340.

SOYONS VIGILANTS DANS DES CONDITIONS SIMILAIRES DE VOL
(Haute altitude, givrage, turbulence)

Recommandations aux équipages :

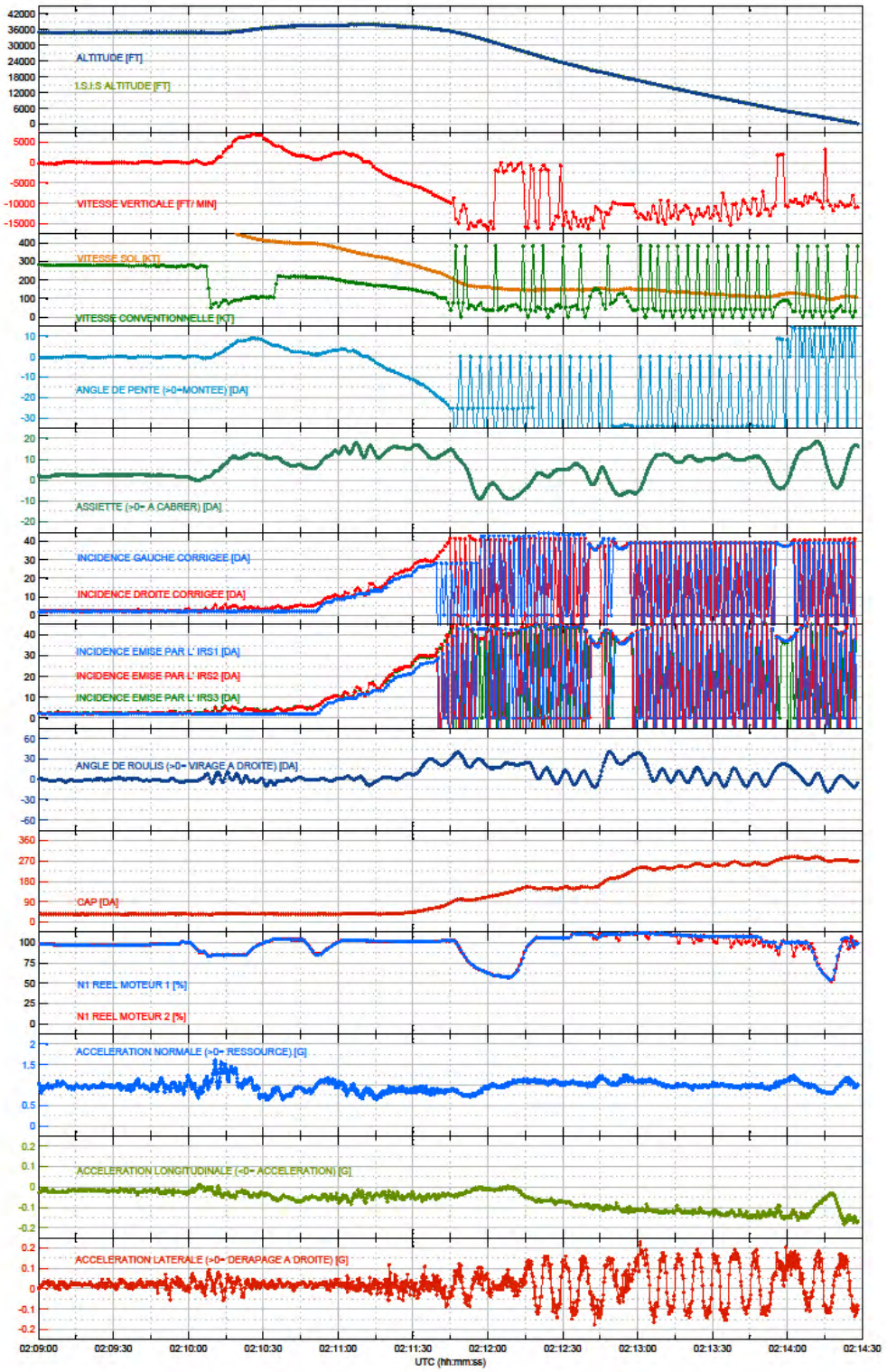
1. **.Lisons attentivement le RCT en vigueur.**
2. **Sachons contenir l'effet de surprise.**
3. **Identifions et confirmons la situation.**
4. **En cas de reprise de contrôle manuel de l'avion, Procédons par faibles corrections.**

Ce document est uniquement destiné aux PNT A340/330
Abbès DAOUD-ALMADOWAR - OA.PN – abdaoudalmadowar@airfrance.fr- 06 71 92 44 11 – (01 41 5) 6 36 52

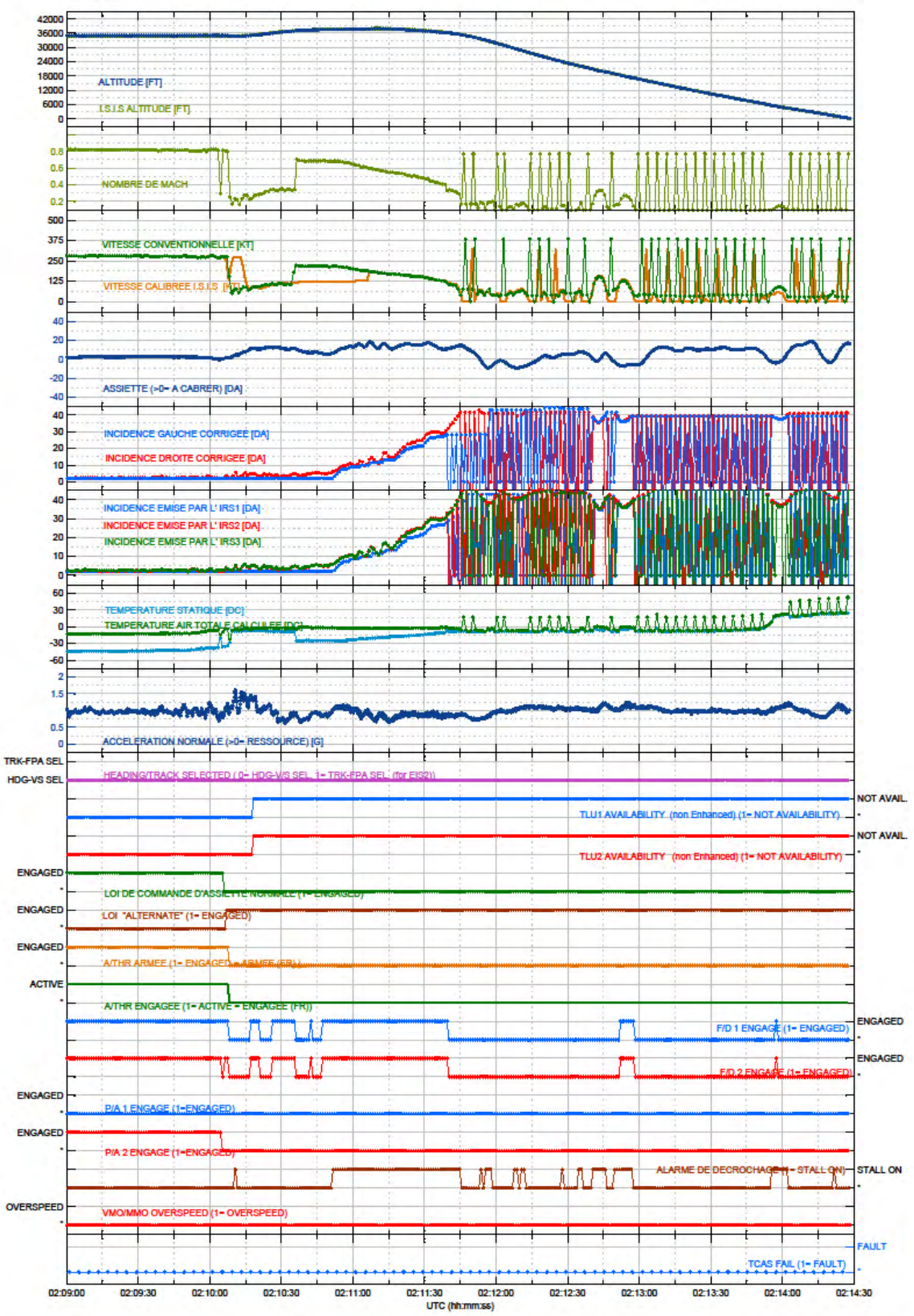
AIR FRANCE

Annexe 4

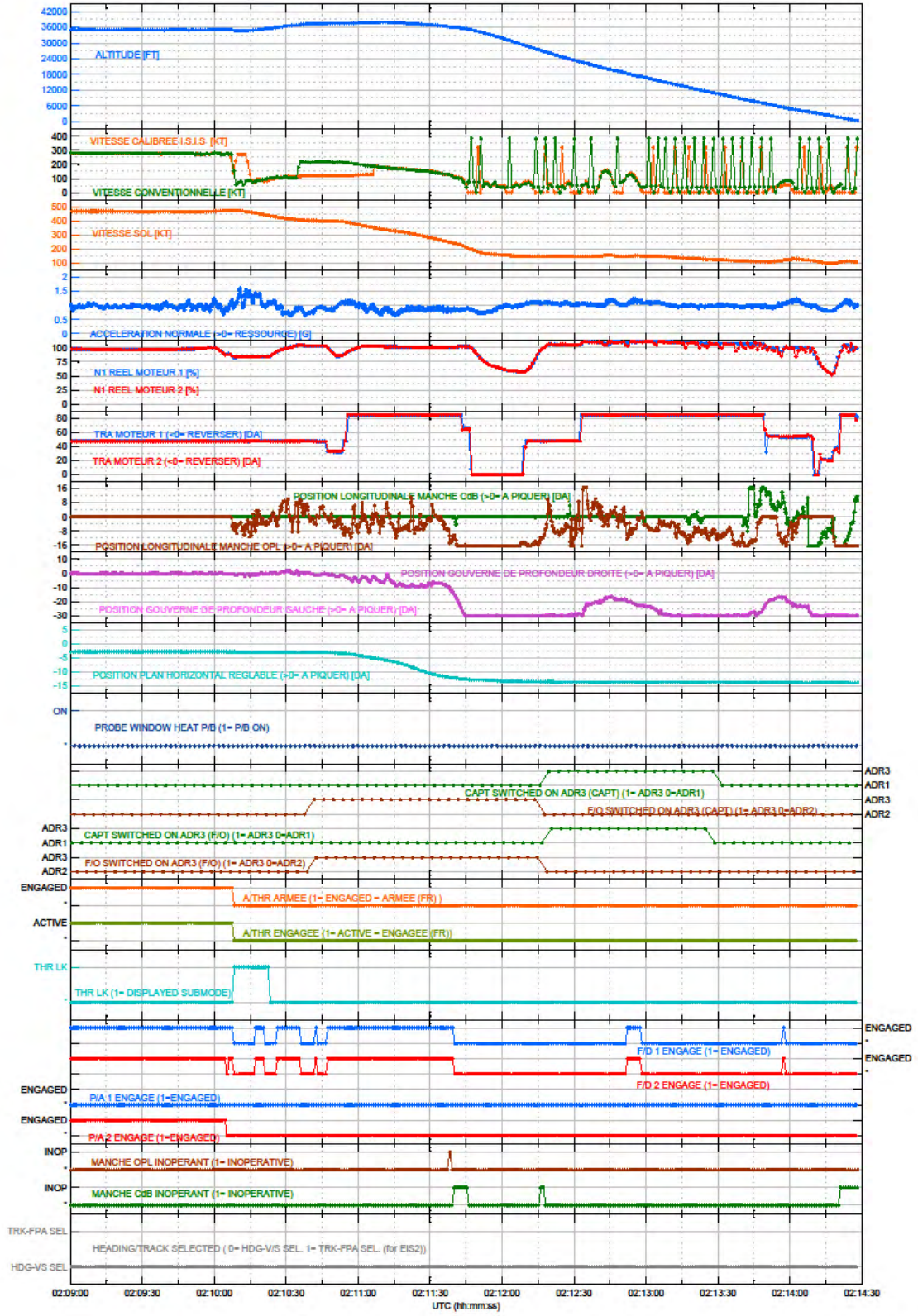
Planches de paramètres



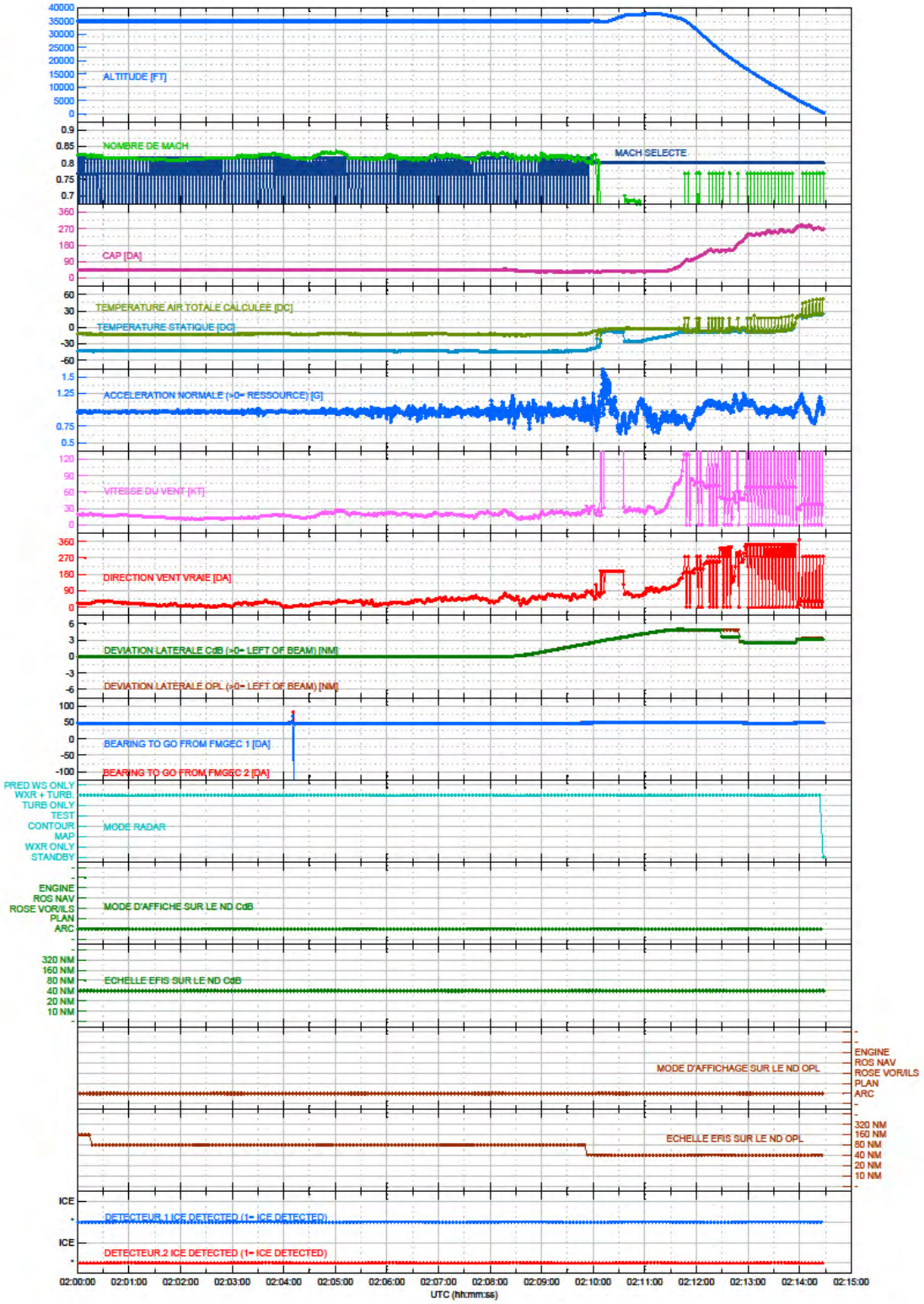
Paramètres généraux



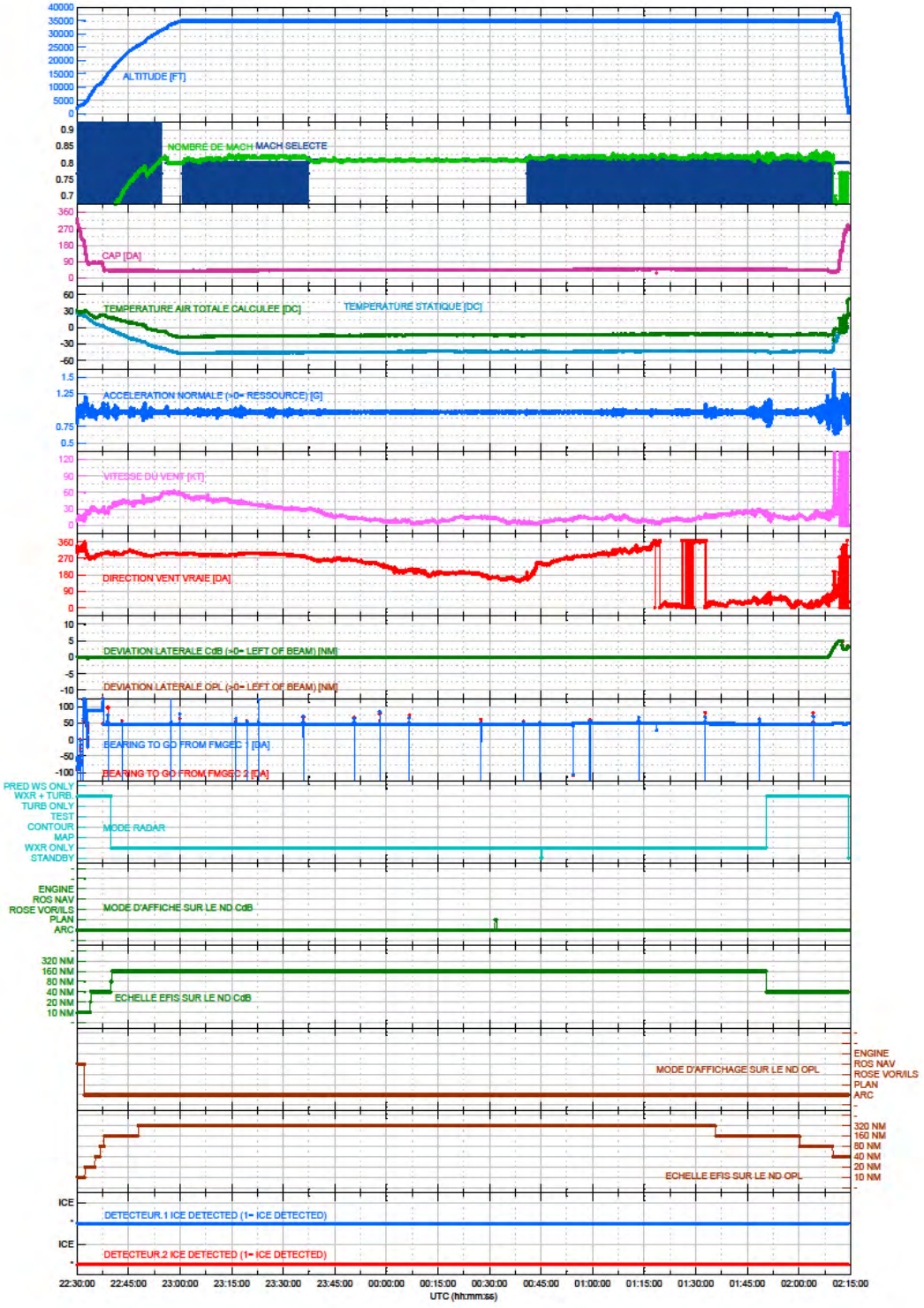
Paramètres UAS 1



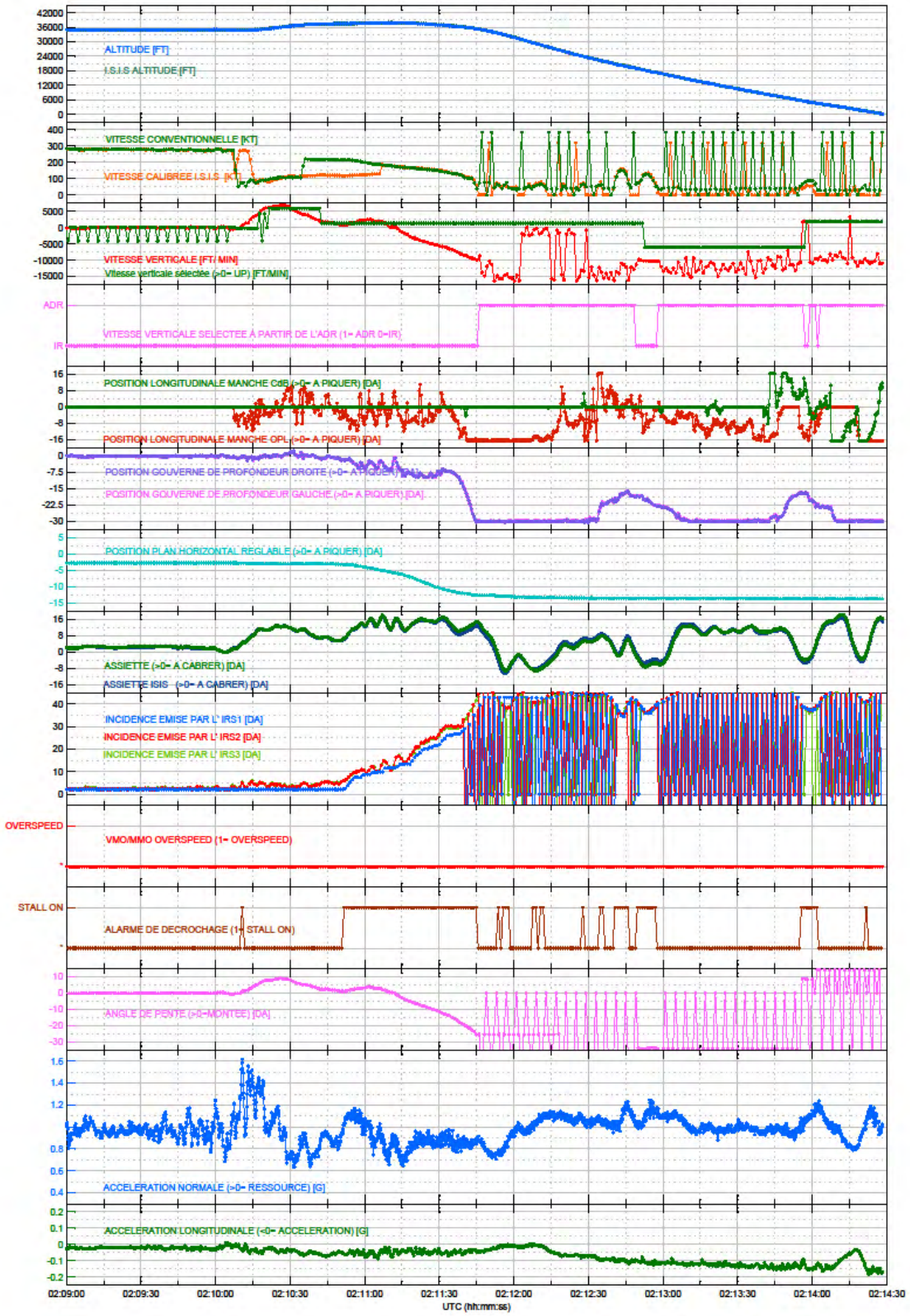
Paramètres UAS 2



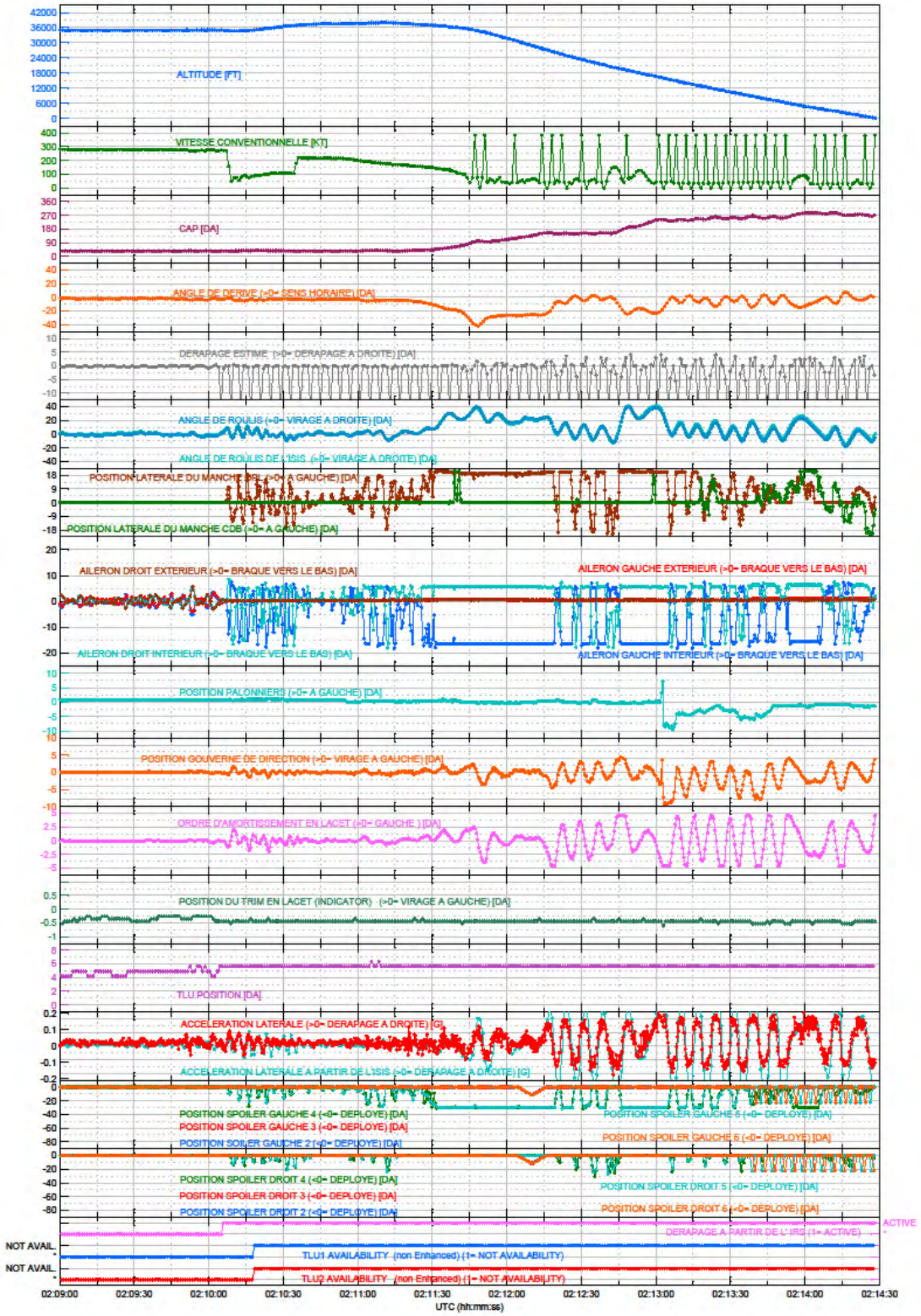
Paramètres de navigation



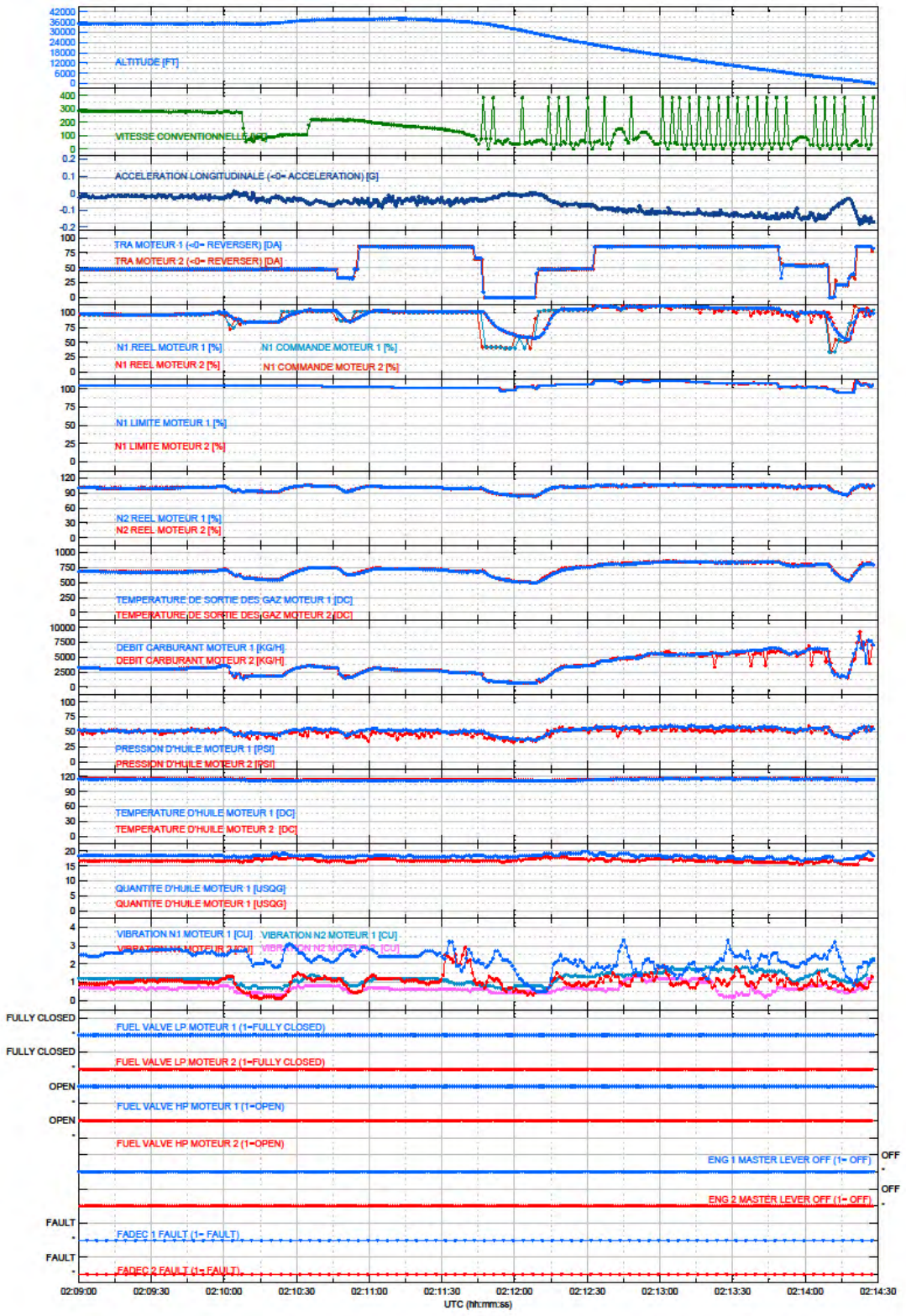
Paramètres de navigation (vol entier)



Paramètres longitudinaux



Paramètres latéraux



Paramètres moteurs

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

Liberté • Égalité • Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE