1. La route

Il est constant que l'appareil se trouvait en zone de turbulences légères modérées, c'est à dire dans une zone dans laquelle il pouvait voler.

La Zone de Convergence Intertropicale (ZCIT) est une très large zone de plusieurs milliers de kilomètres de long. Tous les aéronefs la traversent nécessairement quand ils survolent l'Atlantique sur tous les vols entre l'Amérique centrale ou du Sud et l'Europe ou l'Afrique centrale ou du nord. L'amas convectif sur la route des vols le jour de l'accident entre 0h30 et 3h00, couvrait 'une zone de plus de 400 km[4]. Il n'est pas prévu que les appareils doivent contourner cette zone. Aucun ne l'a fait[5]. Tous les appareils, ce jour comme les autres, sont passés dans cette zone[6] en évitant la proximité des cumulonimbus d'une distance de 20 milles nautiques.

Le vol AF 447 s'est dérouté suffisamment pour éviter les turbulences. Le rapport du BEA constate sans ambigüité que l'appareil était en zone de turbulences légères "***L'analyse du facteur de charge normal enregistré montre la présence de zones de turbulences légères***" [7]
Rien dans le rapport du BEA ne permet de dire que l'équipage qui suit les indications données par son radar est entré dans des zones rouges ou magenta.

Le vol AF447 était dans les mêmes conditions que celles rencontrées par les autres appareils pour ce qui concerne les turbulences[8], il n'est pas démontré qu'à un moment quelconque il se soit approché d'une distance inférieure aux 20 milles nautiques requis de cumulo-nimbus.

La présence de cristaux de glace n'est pas décelable par radar. Le BEA relève que la composition exacte des masses nuageuses au-dessus de 30 000 pieds demeure mal connue notamment pour ce qui concerne le partage eau surfondue/cristaux de glace, on ne saurait donc reprocher aux équipages qui n'en sont pas avertis (aucune référence dans aucun manuel d'Airbus) de ne pas la connaître. D'ailleurs dans tous les évènements précédents analysés par le BEA, les équipages n'ont pas observé d'écho significatif sur le radar[9]. A cet égard, la zone d'intensité maximale des échos radar est le centre du cumulonimbus tandis que les cristaux de glace se trouvent essentiellement en sa périphérie où l'écho radar est nettement plus faible. On notera que dans chacun des évènements précédents analysés par le BEA, les équipages n'ont pas observé d'écho significatif sur le radar[10] ce qui ne signifie pas que ces équipages n'ont pas traversé de zone présentant des cristaux de glace.

L'équipage du vol AF447 surveillait le radar et l'avait réglé en définition maximale à 2h08.12[11]. C'est ce qui l'a conduit à altérer son cap de 11,5 degrés à même altitude. Dans le même temps il a activé l'antigivrage (*Anti-ice*).

Aucune faute ne peut être retenue contre l'équipage d'avoir poursuivi la route prévue à l'altitude de croisière pour laquelle est conçu l'avion. Le constructeur n'a prémuni ses

droit du défunt et la créance ayant été réglée, elle s'est désistée par conclusions du 2 juillet 2013.

Par assignation du 27 juillet 2013, les parents et les deux sœurs de Maxence Lamaison ont assigné Air France, Axa Corporate Solutions Assurance et Airbus devant le Tribunal de céans en réparation de leurs préjudices.

Par conclusions du 22 mai 2014, Airbus a opposé aux demandeurs la prescription de leurs demandes à son encontre.

I. DISCUSSION

La responsabilité du transporteur aérien est régie par la convention de Montréal du 28 mai 1999.

1. L'APPLICATION DE L'ARTICLE 21 DE LA CONVENTION DE MONTREAL

Les demandeurs ont sollicité la condamnation d'Air France et de son assureur sur le fondement de la convention de Montréal. A la date des présentes conclusions, tous les éléments disponibles permettant d'apprécier les responsabilités n'ont pas été produits aux débats en l'absence de suite, pour le moment, à l'invitation adressée par l'*rdonnance du JME le 30 novembre 2012.*

Air France s'en remet aux conclusions de son assureur. Les développements qui suivent sont donc sous réserves d'informations complémentaires. Il apparaît cependant qu'en l'état des pièces produites aux débats devant le Tribunal de céans – les rapports du BEA – il est possible de faire valoir les moyens de défense du transporteur aérien prévus à la convention de Montréal qui dispose :

> *Le transporteur n'est pas responsable des dommages visés au paragraphe 1 de l'article 17 dans la mesure où ils dépassent 100 000 droits de tirage spéciaux par passager, s'il prouve*
>
> *a) que le dommage n'est pas dû à la négligence ou à un autre acte ou omission préjudiciable du transporteur, de ses préposés ou de ses mandataires, ou*
>
> *b) que ces dommages résultent uniquement de la négligence ou d'un autre acte ou omission préjudiciable d'un tiers."*

Dans cette perspective, il sera exposé ce qui suit.

L'ensemble des éléments mis au jour par le Bureau d'Enquête Analyse démontre, outre le défaut des sondes Pitot et les carences indiscutables du constructeur à cet égard, d'autres défauts de conception et surtout de suivi de l'appareil et ses équipements, et l'absence ou l'insuffisance des palliatifs dont s'est contenté le constructeur qui sont générateurs de l'accident notamment l'inadéquation ou l'absence de mise en place de procédures.

Les systèmes de l'avion ont trompé l'équipage.

équipements, contre le risque de cristaux de glace bien qu'il le connaisse[12], et n'a avisé aucun exploitant ou équipage ou autorité quelconque que son appareil équipé de sondes Thales ne pouvait y être utilisé normalement.

2. Les sondes Pitot

Lorsque, en 1996, les sondes Rosemount avaient présenté des défauts, car susceptibles de givrage, des mesures avaient été prises par le constructeur pour les remplacer sous forme de Service Bulletin obligatoire assorti d'une consigne de navigabilité des autorités de certification (DGAC) imposant de les remplacer par un autre modèle le 0851HL. [13]

La consigne de navigabilité émise en 2001 par la DGAC identifiait déjà le risque qui a causé la panne des sondes Thales, qu'Airbus connaissait :

Des opérateurs ont rapporté des cas de pertes ou de fluctuations d'indications de vitesses avion dans des conditions météorologiques sévères.

Suite à investigation, la cause de ces anomalies s'avérerait être la présence de cristaux de glaces et/ou d'eau dans les sondes Pitot de type ROSEMOUNT P/N 0851GR dans des limites supérieures aux spécifications d'origine.

L'installation sur avion de sondes Pitot nouvellement certifiées et qui répondent à des critères de qualification plus sévères est rendue impérative.

C'est le même défaut qui affecte la navigabilité (à preuve la consigne de navigabilité émise en août 2001 pour les sondes Rosemount devenues Goodrich) qui s'est reproduit pour les sondes Thales.

C'est d'ailleurs l'enseignement immédiat qui a été tiré de l'accident puisque quelques semaines plus tard le 31 août 2009 les sondes Thales C16195AA ont été bannies par l'EASA[14] et il a été imposé de les remplacer soit par 3 sondes Goodrich soit par 2 sondes Goodrich et une sonde Thales C16195BA, les autorités de tutelle allant même jusqu'à préciser en quelle position, en ce cas, les sondes Goodrich devaient être installées : en position Commandant de bord et secours; celle de Thales BA ne pouvant être qu'en position co-pilote. On ne saurait mieux constater le défaut de ces dernières sondes.

Cette consigne de navigabilité a été suivie d'une consigne quasiment identique de la FAA le 3 septembre 2009[15] motivée ainsi : *Because an unsafe condition exists that requires the immediate adoption of this AD, we find that notice and opportunity for prior public comment hereon are impracticable and that good cause exists for making this amendment effective in less than 30 days."Parce qu'il existe une [unsafe condition] qui requiert l'adoption immédiate de cette AD[CN], nous considérons que la notification et l'opportunité de commentaires public préalables ne sont pas faisables et qu'il existe une raison valable de faire le présent amendement en moins de 30 jours.".* L'urgence pour la FAA était avérée.

Compte tenu d'une part, du nombre des évènements rapportés à Airbus par les exploitants comme cela a été découvert par le premier rapport du BEA, et d'autre part, des conséquences potentielles d'un blocage, la susceptibilité des sondes au givrage à l'altitude de croisière (FL350 à 390) exigeait que le constructeur prenne des mesures rapides au lieu de les différer.[16]
Le nombre important de pannes analysées par Airbus l'avertissait de nombreuses occurrences de *réduction importante des marges de sécurité et une charge de travail excessive* pour les équipages[17].

En cas d'occurrences qui peuvent donner lieu à une condition susceptible de compromettre la sécurité, un constructeur doit les traiter au regard des prescriptions légales [18] sans pouvoir se retrancher derrière une prétendue conformité à la norme applicable lors de la conception. Néanmoins, lors de la réunion ARM de décembre 2008 au cours de laquelle Airbus présente à l'AESA 17 cas de blocage Pitot temporaires en croisière entre 2003 et 2008 dont 9 en 2008, "*Airbus indique que les événements récents n'apportent pas d'éléments nouveaux et que la navigabilité de la flotte n'est pas affectée.*"[19].

Ces événements démontraient la probabilité importante de blocage d'au moins deux des sondes pitot sur 3. Cette possibilité avait nécessairement déjà été comprise par Airbus à l'occasion du premier problème affectant les sondes Rosemount. L'accident de l'AF447 a prouvé que les 3 sondes pouvaient être bloquées simultanément ce qui s'est passé le 1er juin 2009. C'est d'ailleurs ce que Thales avait craint[20] puisque, 3 ans avant l'accident, cet équipementier indiquait à Airbus "*the loss of these data can cause aircraft crashes especially in case of probe icing" soit* ***"la perte de ces informations peut provoquer un crash aérien en particulier en cas de givrage des sondes***. On ne peut pas être plus clair.

Or Airbus seul à avoir en sa qualité de constructeur une vision complète du problème et suffisamment alerté par sa connaissance de tous les évènements, n'a pas autorisé Air France à remplacer les sondes Thales par des sondes Goodrich. S'agissant d'un équipement certifié avec l'aéronef, la réglementation requiert en effet de l'opérateur qu'il obtienne l'accord exprès du constructeur avant tout changement.[21]

Les rapports du BEA rappellent les multiples démarches faites par Air France auprès du constructeur pour trouver des solutions entre 2008 et 2009 et la réponse d'Airbus selon laquelle le problème pour les appareils long courrier A330-A340 est dû à des cristaux de glace que la nouvelle sondes Thales BA n'était pas susceptible d'améliorer, son amélioration étant limitée à l'ingestion d'eau. [22]

Air France a demandé l'émission d'un SB (service bulletin) afin de pouvoir installer des sondes Goodrich en remplacement des sondes Thales. Airbus s'est abstenu d'y déférer alors qu'Airbus, à la différence d'Air France, connaissait parfaitement à travers les rapports que le constructeur seul avait reçu des exploitants de par le monde, la différence de fiabilité entre les sondes Goodrich et les sondes Thales sur A330-A340 en conditions givrantes.

Cette réticence est d'autant moins explicable que les sondes Pitot sont un équipement très important et particulièrement dans la conception Airbus.

On rappelle qu'une sonde Pitot permet de mesurer la pression totale (pression dynamique + pression statique). La pression statique est mesurée par l'intermédiaire de prises de pression statique. Cette donnée de pression totale est obtenue par 3 sondes séparées situées à l'avant de l'appareil et reliées à un module de données anémométriques qui convertit les données analogiques en données numériques et les transmet à chacun des 3 ADIRUs (Air Data Inertial Reference Units) qui permettent la communication à l'équipage. Chaque sonde Pitot est ainsi reliée à l'un des ADIRU. L'ADIRU 1 est celui du commandant de bord (place gauche) et l'ADIRU 2 est celui du copilote. Les informations transmises à l'ADIRU 3 sont également transmises à l'ISIS.[23]

S'il est vrai que les sondes Pitot équipent les aéronefs afin d'en mesurer la vitesse depuis toujours, les conséquences de leurs défaillances sont infiniment plus graves lorsque des appareils sont des appareils "*Fly by wire*" dont l'ensemble des calculateurs de vol prennent précisément la vitesse pour référence car l'indication de vitesse devient une donnée clef et donc vitale.

L'effet d'un blocage des sondes provoquant l'absence d'indication de vitesse fiable, un certain nombre de systèmes se déconnectent, notamment (1) le pilote automatique et (2) l'auto-poussée, et (3) l'avion passe en loi de commande de vol Alternate 2 mode de pilotage dégradé sans protections, notamment sans protection contre le décrochage.

Ceci s'accompagne de fort nombreux messages d'alarme identiques à ceux qui seraient émis dans le cas d'autres pannes. Aucune alarme pourtant ne dit à l'équipage que la panne à laquelle il doit faire face est un blocage des sondes pitot. L'équipage doit diagnostiquer le problème.

Pourtant cette information est disponible et détectée par les systèmes de l'avion. Il est clair selon la séquence décrite page 42 du rapport d'étape du BEA N°2 [24] qu'au début de l'événement les messages apparaissant dans le cockpit à 2.10 sont à corréler avec la détection par les systèmes d'une panne (message "*fault*") dont le premier est "PROBE PITOT" 1X2/2X3/1X3(9DA). Le constructeur a considéré que cette information était réservée à la maintenance au sol à qui elle est transmise via les ACARS pour qu'elle puisse traiter le problème à l'arrivée (quand les sondes auront dégivré…).

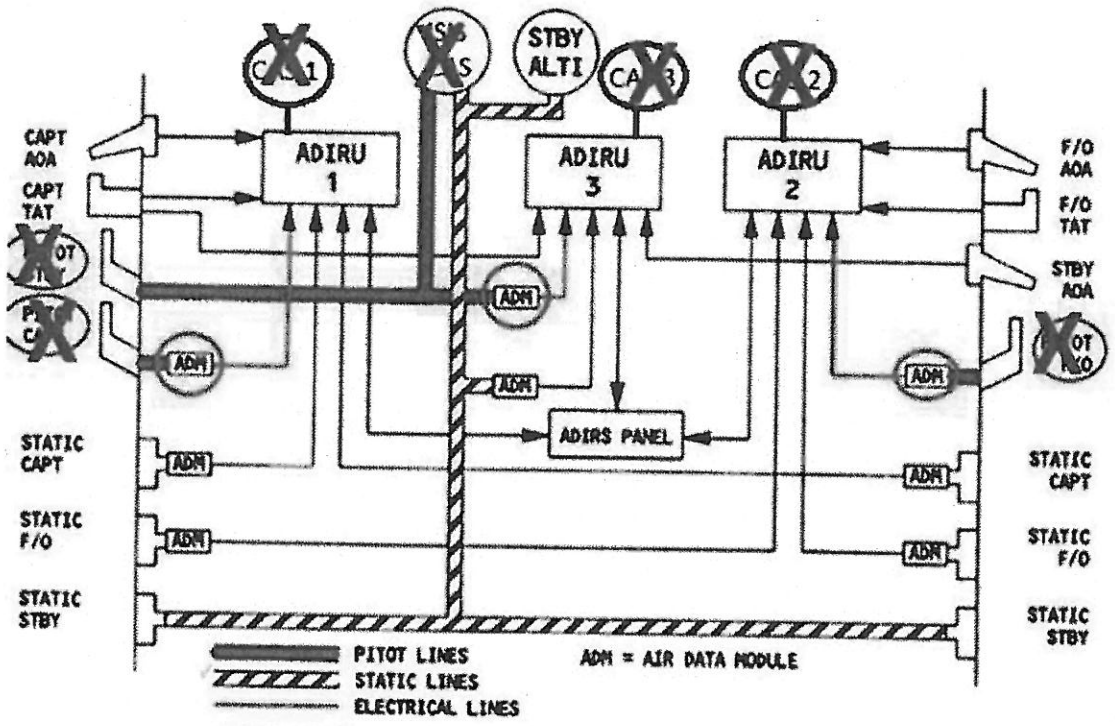
Dans ce contexte, Airbus à la suite des notifications qui lui ont été faites par les exploitants et notamment par Air France n'a néanmoins jamais donné de solution durable ou de directive particulière au problème qu'elle a identifié à l'occasion de nombreux évènements antérieurs qui lui avaient été notifiés.

Plutôt que de prendre des mesures simples, à savoir changer les sondes, ce qui supprimait la cause du problème de sécurité, Airbus a préféré en connaissance de cause, s'appuyer sur un procédé à l'évidence parfaitement aléatoire consistant en des palliatifs : gérer une panne non identifiée par des procédures dont elle admettait elle-même qu'elles étaient inutiles. Dans ces conditions, on voit difficilement comment il peut être considéré comme sûr de choisir d'exposer des équipages à une panne plutôt que de choisir de ne pas les y exposer. S'il n'est pas possible d'éviter totalement le givrage des sondes, on ne comprend pas pourquoi

conformément aux règles de suivi de navigabilité s'imposant au constructeur[25] des dispositions n'ont pas été prises pour remplacer les sondes Thales qui, selon les informations connues par Airbus, givraient 40 fois plus souvent que les sondes Goodrich.

Si les 3 sondes pitot ne s'étaient pas bloquées l'accident ne serait pas arrivé. Il s'agit de la cause première et nécessaire de l'accident. Airbus pendant qu'elle recherchait une solution à un problème qu'elle avait identifié, a préféré repousser la mesure simple demandée par Air France à Airbus bien avant l'accident et mise en œuvre au lendemain de celui-ci de façon impérative par toutes les autorités aéronautiques internationales de remplacer les sondes Thales par des sondes Goodrich. Airbus entretemps n'a pris aucune initiative, donné aucune consigne s'est contentée de faire part de son constat que les sondes Thales BA n'étaient pas conçues pour améliorer le fonctionnement en présence de cristaux de glace.

3 Les conséquences du blocage des sondes Thales



Comme il a été rappelé plus haut, le blocage des sondes entraîne une perte d'information de vitesse ainsi que d'autres paramètres.

A cet égard, le rapport final, par exemple pages 42 à 46. § 1.6.9.6 traite de la détérioration du calcul des paramètres de vol consécutive à un bouchage des sondes pitot.

En l'absence d'informations de vitesse cohérentes entre au moins 2 des ADR alors que la vitesse est le paramètre sur lequel se fondent les calculateurs de pilotage de l'A330[26], le pilote automatique se déconnecte et l'appareil passe en loi alternate 2. En outre, la perte des paramètres entraîne une perte de fonctionnalités.

Sans entrer à ce stade dans les détails de cette loi de pilotage, il suffit de dire que l'essentiel des protections dont est équipé cet avion *fly by wire* est perdu. Le passage en loi de pilotage alternate ne signifie pas pour autant que l'avion devient par nature, un appareil traditionnel. Il demeure un ensemble d'équipements dont les commandes demeurent exclusivement électriques et dont certaines des fonctions qui ne sont plus assurées par les calculateurs sont dégradées ou supprimées requérant l'impulsion manuelle de l'équipage.

La perte des informations de vitesse entraîne dans les secondes qui suivent : la déconnection du pilote automatique, la déconnection de l'auto-poussée (*auto thrust*) qui reste figée, drapeau rouge sur le directeur de vol, l'indisponibilité de diverses fonctions telles que le FPV (*flight path vector*), le passage en loi "*alternate*" avec perte des protections et en chaîne de multiples alarmes visuelles et sonores et alertes de pannes.

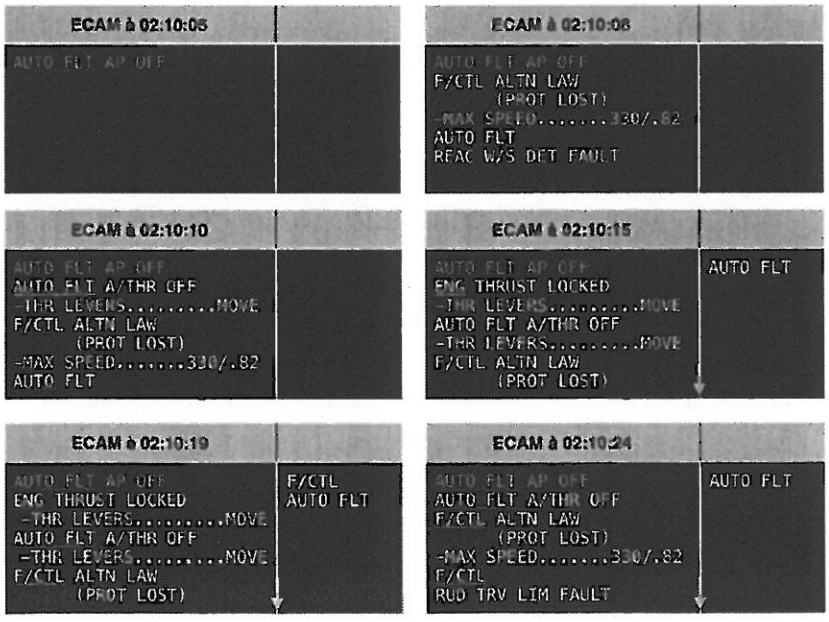
Outre les facteurs humains il est indispensable de prendre en considérations notamment ces facteurs qui ont affecté la conduite de l'aéronef par l'équipage :

- L'absence d'indication de la panne sur l'ECAM
- les lois de commande de vol
- le fonctionnement du flight director
- le fonctionnement de l'alarme de décrochage.

(a) L'absence d'indication de la panne sur l'ECAM et l'absence d'indications fiables

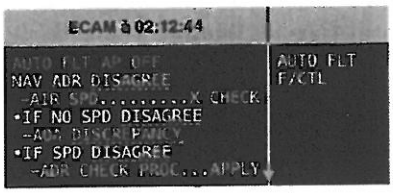
L'ECAM, qui est pour tout équipage l'<u>unique</u> interface d'affichage de panne, ne notifie pas la panne de vitesse et ne comporte pas de procédure relative ni au blocage des sondes ni à une fausse indication de vitesse.

L'ECAM en revanche comporte une liste importante de messages à traiter **<u>dans l'ordre</u>**[27]



Aucun de ces messages ne s'apparente à un problème de vitesse. Tous ces messages seraient rigoureusement identiques pour des pannes fort diverses. Le constructeur renvoie à l'équipage la charge de l'analyse et du diagnostic. Le BEA relève "*En l'absence d'un message particulier exprimant la détection par les systèmes d'une incohérence de vitesses, l'équipage n'a pas été en mesure d'identifier de logique entre les symptômes perçus et ces messages ECAM.*"

La perte des vitesses a été relevée à 2h10.14.[28] Le message qui aurait pu mettre l'équipage sur la voie d'un diagnostic de panne d'emblée, n'apparaît que plus de deux minutes et demi plus tard alors que l'avion est déjà irrécupérable.



Ces messages s'accompagnent d'alarmes sonores -une "*Cavalry charge*" pour AUTOFLT AP OFF une "*Chime*" pour le ENGINE TRUST LOCK, une alarme "*C Chord*" pour écart d'altitude[29], (l'alarme STALL viendra très brièvement interférer)- ou visuelles dont le voyant "*Master Caution*". 7 de ces messages correspondent à l'application de **procédures anormales d'urgence**.

L'équipage fait immédiatement face à une surcharge de travail. Le BEA constate : "*Aucun de ces messages n'a aidé l'équipage à identifier le problème lié à l'anomalie de vitesse. Par ailleurs,* ***la gestion des priorités des différents messages a provoqué des changements d'affichage rapides et ainsi rendu encore plus compliquée l'analyse et la compréhension de la situation.***
La lecture de l'ECAM par le PNF, et peut-être aussi par le PF, a nécessité du temps et ***consommé des ressources mentales*** *au détriment du traitement du problème et de la surveillance de la trajectoire.*"[30]

L'appareil est passé en loi alternate 2[31]. Il ressort même du rapport final du BEA qu'il s'agit plus précisément d'une loi alternate 2B (loi non identifiée dans le FCOM d'Airbus découlant de la perte des *3* sondes et non pas 2 sur 3) "*La loi alternate 2B représente un cas particulier de reconfiguration de loi de commande de vol. En effet, elle survient lorsque les calculateurs de commande de vol ont rejeté les trois ADR. Elle présente comme particularité d'être associée à la perte du calcul et de l'affichage des vitesses caractéristiques. Les protections à haute et basse vitesse qui existent en loi normale, et parfois de manière réduite (stabilités haute et basse vitesse) en loi alternate, sont perdues. Il n'existe cependant aucune indication explicite, en dehors du drapeau SPD LIM rouge à côté du bandeau de vitesse, du niveau de loi alternate dans laquelle se trouve l'avion.* "[32]

Outre la disparition des protections d'enveloppe de vol, des limites inférieures et supérieures de vitesse sur le bandeau correspondant, et du TCAS, le contrôle du roulis de l'appareil doit être fait intégralement par action sur le manche du pilote.

Selon le BEA, la perte de l'indication des vitesses s'accompagne d'indications (fausses) de légère perte d'altitude[33] et d'augmentation de la température statique.

Les multiples informations lacunaires non pertinentes ou fausses générées par l'appareil et, en toute hypothèse non hiérarchisées dans un laps de temps très bref, générant la confusion dans l'esprit de l'équipage, confronté selon toute apparence à une situation complexe, ont un rôle causal dans l'accident.

Plutôt que de remédier à la fiabilité des sondes, Airbus a établi une procédure applicable en cas d'anomalie de vitesses indiquées (procédure de vol avec IAS douteuse/ADR check)[34], consistant en des Memory Items (éléments à savoir par cœur),[35]. Cette procédure qui est applicable seulement lorsque l'équipage détermine que la sécurité du vol est affectée **"dangereusement"**, demande en un premier temps que le nez de l'avion soit levé. Elle n'a jamais été appliquée par aucun des équipages dans les évènements antérieurement relatés. Les critères d'affectation dangereuse de la sécurité du vol ne sont pas définis par Airbus dans ses manuels. L'inadaptation de cette procédure, en tout cas en l'espèce, a été publiquement admise par Airbus qui a préconisé, après l'accident, que dans un tel cas il ne fallait rien faire.

(b) Les lois de commande en mode Alternate 2 perturbent le pilotage et le contrôle de la trajectoire de l'appareil

Lors de la déconnection du PA, l'avion commence à perdre de l'altitude et à partir en roulis à droite (passant de 0 à +8,4°) en raison d'un gradient de vent. "*Maintenir les ailes à l'horizontale représente un objectif de pilotage de base pour un pilote de ligne, en particulier en situation de croisière.*[36]" La première action du pilote en fonction qui reprend les commandes a été de contrôler et corriger sa trajectoire en reprenant de l'altitude en contrant à gauche.

(i) la loi de commande *2B*. Cette loi n'est pas publique. Seule la loi Alternate *2* est mentionnée dans les manuels mis à la disposition des opérateurs par Airbus sans qu'il ne soit fait aucune allusion à ses déclinaisons *A* et *B*. La loi de commande Alternate *2B* supprime quasiment toute autorité à l'équipage sur les commandes de vol (encore plus que l'Alternate *2A*).

Ce ne peut donc être qu'à l'aune de la dégradation de l'autorité attribuée à l'équipage que l'on peut évaluer son comportement. Il n'est pas question de l'accuser de fautes ou de comportements aberrants en faisant abstraction de l'interface qui a joué un rôle déterminant dans la survenance de l'accident. Il est donc fondamental de replacer au centre du débat le fonctionnement de la loi de commande 2B en profondeur.

En loi alternate tandis que la loi de commande longitudinale est quasiment la même qu'en loi normale, c'est-à-dire que le système corrige l'action du pilote, pour le contrôle latéral, la loi directe implique qu'un ordre du pilote est nécessaire pour

contrer une éventuelle tendance au roulis et seule l'action du pilote est prise en compte sans correction aucune. La conception de l'appareil fait que le pilote se trouve dans la situation perturbante où les ordres qu'il imprime aux commandes de vol produisent des effets différents selon qu'il s'agit des commandes longitudinales (tangage : position à piquer ou à cabrer) où les retours d'effet sont plus longs et moins perceptibles ou bien qu'il s'agit des commandes latérales (roulis) où les retours d'effet sont immédiats.

Le BEA en conclut : *Dans le cas de l'accident, le PF a cherché à contrôler le roulis, même si l'amplitude de ses actions a finalement entretenu ces mouvements ; l'action à cabrer relativement forte qu'il applique dans le même temps a pu, entre autres hypothèses, trouver son origine dans une certaine difficulté à intégrer la différence de type de loi de commande et donc la différence de type de pilotage à adopter entre les deux axes".*[37]

On doit retenir que la loi alternate 2B n'existe que dans le cas -qui ne s'était jamais produit avant- du blocage de 3 sondes. En loi de commande alternate 2B, les ordres à piquer ou à cabrer sont considérablement amortis par les systèmes de commandes de vol de l'avion, en sorte que l'effet imprimé aux commandes par l'action du pilote est réduit par rapport à la loi normale. Dans ces conditions, le pilote a la sensation que ses ordres sont inefficaces.

(ii) L'autre élément perturbateur vient du trim. A 2.10.51, c'est-à-dire au moment de l'approche du décrochage, le plan horizontal réglable (PHR) débute un mouvement à cabrer qui passe en 1 minute de 3 à 13° en butée.[38] Curieusement, lorsque l'avion est en loi alternate, le trim de profondeur, continue à se dérouler jusqu'en butée en augmentant ainsi la position à cabrer de l'avion et accentuant la tendance au décrochage de l'avion. [39] Le constructeur Airbus n'a pas prévu que l'activation du trim devait passer automatiquement en mode manuel et ne devait plus rester en automatique.

Ce problème de déroulement automatique du trim a été mis en exergue notamment par le rapport de la NASA du 12 août 2012[40] en ces termes "Le système de contrôle de l'A330 trimme automatiquement la gouverne de profondeur pour maintenir l'attitude à cabrer commandée parce que la Loi Alternate a supprimé les contrôles de prévention du décrochage". Le constructeur n'a pas prévu que le PHR se déconnecte automatiquement en même temps que le pilote automatique et l'auto-poussée, alors que son débattement à cabrer est automatiquement stoppé en loi normale dès que l'on entre en protection forte incidence. Dans l'A330 l'absence de passage en manuel du PHR en sorte que son déroulement soit contrôlé par l'équipage est un élément conduisant au décrochage.

(c) <u>le directeur de vol (FD) trompe l'équipage</u>

Les pilotes sont entraînés à suivre les "ordres" du FD qui, sous forme de barres de tendance, permet de surveiller les paramètres nécessaires au maintien de la trajectoire de

l'avion. [Après l'accident par Flight Operation Telex (FOT) émis par Airbus le 20 décembre 2010, le constructeur donne pour consigne aux équipages de ne pas suivre les ordres du FD à la suite d'un passage en loi alternate.] Le constructeur n'a toutefois pas prévu que le FD se déconnecte automatiquement contrairement au pilote automatique et à l'auto-poussée. Comme il est resté engagé, ses indications ont disparu puis réapparu, les pilotes ont dès lors cru pouvoir s'y fier et considérer que ses indications étaient valides.

Le BEA conclut :

"Cette différence de réactions entre le PA et l'A/THR d'un côté et les FD de l'autre a probablement joué un rôle dans l'accident par conjugaison de plusieurs effets :

- *la crédibilité des barres de tendance est renforcée par leur disparition suivie d'une réapparition : si elles apparaissent, c'est que les ordres qu'elles affichent sont valides ;*

- *de par le magnétisme qu'elles représentent (couleur verte et présentation au centre du PFD), la présence des barres de tendance a pu orienter les actions du PF, notamment dans la réaction à l'alarme de décrochage ;*

- *la prise de conscience des changements de modes actifs lors des réapparitions des barres de tendance ne peut se faire qu'à la lecture du FMA, ce qui est vraisemblablement difficile à faire en situation de charge de travail élevée liée à des actions de pilotage ou de traitement de panne.*

On peut alors s'interroger sur la pertinence de la réapparition automatique des directeurs de vol à partir du moment où ils ont disparu.". Logiquement il a recommandé à Airbus de mettre en place le désengagement automatique du FD au lieu d'en laisser le soin à un équipage occupé à appliquer des procédures d'urgence.

(d) <u>le fonctionnement de l'alarme de décrochage trompe l'équipage.</u>

Les caractéristiques de l'alarme de décrochage ont trompé l'équipage. Tout d'abord une alarme de décrochage ne dépend pas que de l'incidence [41] "*Sur l'A330 comme sur d'autres avions l'alarme varie avec le Mach*"[42]. Le critère du décrochage est celui d'une incidence *donnée* à une vitesse *donnée*. Ceci est confirmé par le BEA : "*En loi alternate ou directe le seuil d'activation du décrochage dépend du Mach*"[43].

Ainsi, en tout début d'évènement, l'alarme de décrochage aurait dû s'activer de manière continue, mais le blocage simultané des 3 sondes pitot par les cristaux de glace a augmenté son seuil de déclenchement bien au-delà des valeurs d'incidence enregistrées. L'alarme est donc est restée inopérante[44].

En outre, le constructeur a choisi d'inhiber l'alarme de décrochage à une vitesse inférieure à 60 nœuds afin qu'elle ne se déclenche pas lors de la phase de décollage[45]. Les vitesses indiquées faussement par les instruments du vol AF447 étant descendues en dessous de 60

42

nœuds, l'alarme ne s'est pas déclenchée alors qu'elle aurait dû le faire à un moment critique.

En revanche, lorsque l'alarme de décrochage s'est activée les directeurs de vol indiquaient une tendance à cabrer, de nombreux systèmes étaient devenus inopérants et de nombreuses autres alarmes s'étaient déclenchées de façon incohérente ce qui a manifestement participé à faire douter de sa vraisemblance. L'équipage a alors agit de manière conservatrice compte tenu de la situation, et a affiché la poussée décollage sur les deux moteurs, comme le prévoit la seule procédure en vigueur à l'époque, tout en essayant de perdre le minimum d'altitude.

Chaque fois que l'avion cabrait, l'alarme de décrochage s'arrêtait alors que cette action accentue la tendance au décrochage de l'appareil. A l'inverse, l'alarme de décrochage reprenait lorsque l'appareil avait une tendance à piquer, bien que ce soit la seule action permettant de sortir progressivement de la situation de décrochage.

De ce fait, les multiples arrêts et activations de cette alarme, en contradiction avec l'état de l'avion ont largement contribué à la difficulté pour l'équipage d'analyser correctement la situation.

Selon les règles qui ont servi à la certification de l'appareil, l'alarme de décrochage n'aurait jamais dû s'interrompre tant que l'appareil n'était pas effectivement sorti de la séquence de décrochage. Logiquement, le BEA recommande que les conditions de fonctionnement de l'alarme de décrochage soient impérativement revues. En effet, l'alarme de décrochage est la seule protection dont dispose l'équipage. L'avion n'est équipé d'aucun autre système classique tel qu'un pousseur de manche ou un vibreur de manche.

En raison du passage en loi alternate,

1. les protections du domaine de vol n'étaient plus opérationnelles

2. les limites de vitesse haute et basse matérialisant le domaine de vol n'étaient plus affichées

et l'équipage ne disposait alors d'aucun moyen lui permettant de

- corroborer le déclenchement de l'alarme sonore de décrochage,

- matérialiser l'évolution de l'appareil par rapport aux limites du domaine de vol.

Il n'avait par ailleurs aucune indication de valeur d'incidence permettant de corroborer le déclenchement de l'alarme sonore de décrochage considérée comme incohérente par de nombreux équipages dans des évènements antérieurs[46].

La perte des indications et des protections dépendant de la perte d'un seul paramètre, la vitesse, résultant simplement du blocage des sondes par les cristaux de glace, a provoqué la perte de toute référence interdisant à l'équipage de savoir que l'appareil sortait du domaine de vol.

(e) L'absence de procédure ne permettait pas de récupérer l'appareil

En raison de l'existence de protection contre le décrochage en loi normale le constructeur n'a pas prévu de procédure pour récupérer l'appareil ni de formation, et en conséquence les opérateurs dont les programmes et le contenu de la formation suivent celui du constructeur non plus. L'équipage ne dispose d'aucune procédure même quand l'appareil n'est plus protégé : Le BEA relève par ailleurs *"le simulateur n'est pas représentatif de l'avion en décrochage, il ne reproduit pas le "buffet dissuasif" (deterrent buffet)."* [47]

Le manuel de constructeur ne comportait aucune procédure pour récupérer un décrochage jusqu'à mai **2010**. A cette date a été introduite par révision temporaire 552-1[48] du FCOM qui introduit une procédure de récupération de décrochage dans le chapitre *procédures anormales et d'urgence*. L'absence d'une telle procédure est à minima génératrice d'une perte de chance d'éviter l'accident et la mort des passagers.

Sans procédure pour permettre aux pilotes de revenir immédiatement dans le domaine de vol que les instruments ne leur permettaient pas de savoir qu'ils l'avaient quitté, le givrage des sondes pitot a conduit à l'accident.

Il apparaît que les conditions de l'article 21 de la convention de Montréal trouvent application. Si le Tribunal ne croyait pas devoir limiter la responsabilité du transporteur aérien à 100 000 DTS conformément à l'article 21 de la convention de Montréal, la responsabilité du transporteur aérien instituée par la convention n'étant pas exclusive de celle d'un tiers le Tribunal de céans devra en toute hypothèse retenir la responsabilité d'Airbus constructeur de l'aéronef.[49]