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

www.bea.aero

RAPPORT
INCIDENT GRAVE

Rupture d'un câble de commande du pilote automatique, durcissement de la commande de profondeur lors de l'arrondi

Aéronef	Avion Bombardier CRJ700 immatriculé F-GRZN
Date et heure	12 juillet 2010 vers 18 h 30 UTC[1]
Exploitant	Brit Air
Lieu	AD Bilbao (Espagne)
Nature des vols	Transport public régulier de passagers
Personnes à bord	2 PNT, 2 PNC, 63 passagers, 2 bébés
Conséquences et dommages	Aucun

[1]Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC).

DÉROULEMENT DU VOL

L'équipage effectue la première étape de sa rotation au départ de Bilbao à destination de Paris Charles de Gaulle. Pendant la montée, l'équipage constate que le pilote automatique de l'avion ne parvient pas à tenir le mode vertical engagé. Un message d'alerte « AP PITCH TRIM » apparaît. L'équipage effectue la check-list correspondante qui l'amène, après un nouvel engagement infructueux du PA, à reprendre le pilotage en manuel. Il décide d'effectuer ensuite plusieurs tentatives d'engagement de modes verticaux du PA qui confirment que celui-ci ne tient aucun de ces modes. Le vol se poursuit jusqu'à destination sans événement particulier.

A l'escale, la maintenance effectue différentes actions relatives au problème rencontré. Aucun dysfonctionnement n'est mis en évidence. En particulier, le test opérationnel de la servocommande de la gouverne de profondeur est effectué à trois reprises et le libre débattement des commandes est vérifié. L'Approbation Pour la Remise en Service (APRS) est signée et l'équipage décide de faire l'étape suivante, à destination de Bilbao.

Au cours de cette étape, le même problème se reproduit : le PA ne tient pas les modes verticaux et le message d'alerte « AP PITCH TRIM » survient. Le vol est poursuivi en pilotage manuel.

A l'arrondi à Bilbao, l'équipage doit fournir un effort inhabituel pour arrondir. Le toucher s'effectue toutefois normalement. Pendant le roulage, il constate que la commande de profondeur se bloque à mi course à cabrer. Le vol suivant est annulé.

Les opérations de maintenance effectuées à la suite de cet incident révèlent que le câble de la commande de profondeur à cabrer du PA est rompu et que la partie libre de ce câble, en formant une boucle, bloque le servo-moteur du PA.

Extrémité du câble rompu, maintenue dans son logement dans le quadrant, vue au miroir

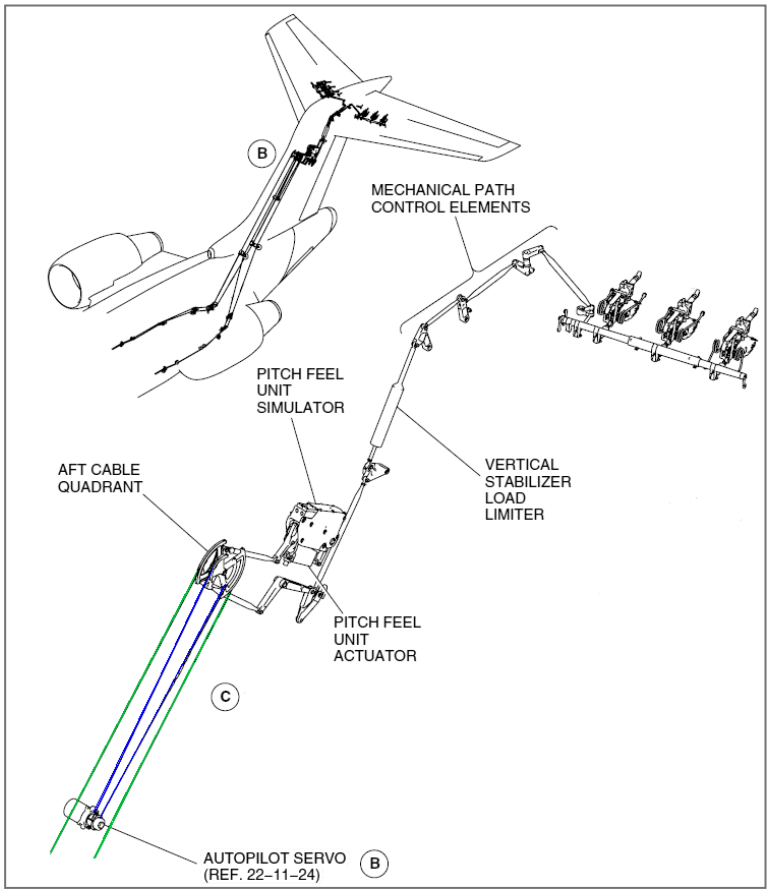
Boucle formée par la partie libre du câble ayant bloqué la servo-commande du pilote automatique

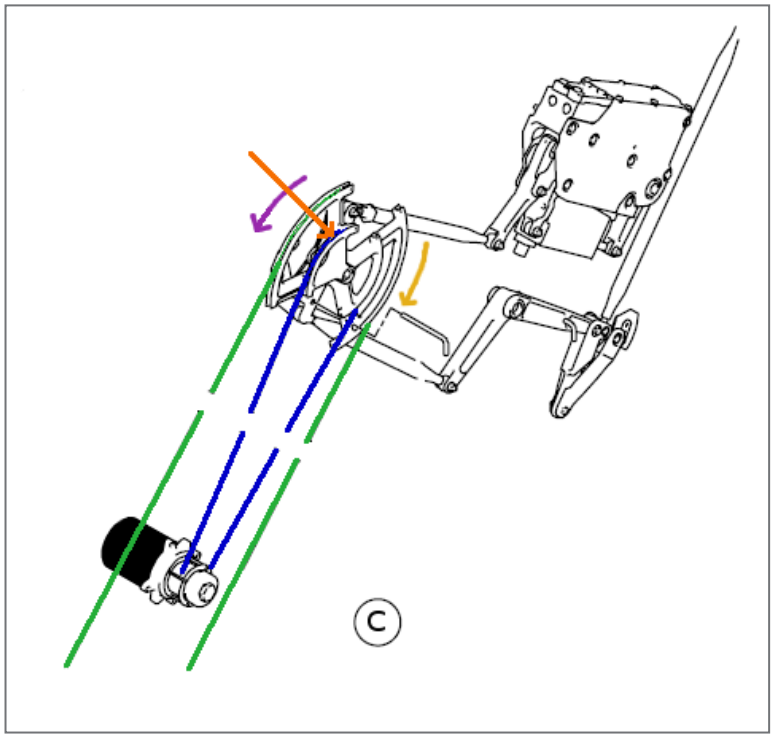
RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

Description technique de la chaîne de commande en profondeur

La gouverne de profondeur est composée de deux surfaces, de part et d'autre du plan vertical. Chaque surface est liée au manche situé du même côté. Les deux manches sont liés par un système mécanique déconnectable. Ainsi, si la chaîne de commande de la profondeur se bloque sur un côté, l'équipage peut désolidariser les deux manches et piloter l'avion en utilisant la moitié restante du système.

Le système de commande en assiette du PA est monté en parallèle sur la chaîne de commande, située du côté du commandant de bord. La servocommande du PA en assiette est liée par deux câbles (un pour les actions à cabrer, le second pour les actions à piquer) à un quadrant qui est lui-même solidaire du quadrant de la chaîne de commande manuelle de la gouverne de profondeur. Ainsi une action du pilote automatique sur la profondeur est traduite par un mouvement du manche en cockpit.





Schémas descriptifs du système

(en vert figure la chaîne de commande manuelle et en bleu la chaîne du pilote automatique ; la flèche rouge indique le point de rupture ; la flèche orange indique le sens de rotation imprimé au quadrant pour un mouvement à piquer de la gouverne de profondeur, la flèche violette correspond au mouvement à cabrer)

Rupture

L'examen des données de l'enregistreur de paramètres a montré que le câble s'est rompu lors de la finale ILS à l'arrivée à Bilbao, au cours de la dernière étape effectuée avant la prise en compte de l'appareil par l'équipage. L'approche avait été effectuée sous PA jusqu'à ce que, suite à une excursion de trajectoire dans le plan vertical à environ 1 200 ft Std (1 150 ft radiosonde), l'équipage reprenne les commandes et termine l'approche en pilotage manuel. Cet équipage n'avait pas attaché d'importance particulière à ce comportement et ne l'avait mentionné ni dans le compte-rendu matériel (CRM) ni à l'équipage de relève. C'est au cours du vol suivant qu'est survenu le premier avertissement « AP PITCH TRIM ».

La rupture est survenue sur le câble à cabrer, au droit de l'embout de sertissage de l'extrémité de ce câble. L'extrémité du câble sertie dans son pion est restée dans la gorge du quadrant arrière. Toutefois, il a été constaté que cette extrémité était mal positionnée – normalement, l'embout de sertissage est lui aussi positionné dans la gorge et il ne peut pas en sortir.

Exemple de mauvais montage

Exemple de bon montage

L'examen de la rupture a démontré qu'elle était due à un phénomène de fissuration progressive en fatigue. Ce mécanisme s'est initié à la faveur du défaut de montage du câble ayant introduit des efforts de flexion anormaux au droit de son embout de sertissage.

Fonctionnement avec le câble rompu

Tant que le câble rompu ne bloque aucun mécanisme, le pilotage manuel s'effectue sans difficulté, puisque la chaîne de pilotage en automatique est transparente vis-à-vis de la chaîne manuelle.

Cependant, étant donné le fonctionnement du système tel que décrit précédemment, en cas de rupture du câble à cabrer, le pilote automatique ne peut plus actionner la gouverne de profondeur à cabrer, bien qu'il puisse le faire à piquer. Ainsi, lorsque le calculateur du pilote automatique envoie une commande à cabrer, il envoie au servo-moteur une commande de rotation dans le sens indiqué. Cette rotation n'est pas transmise à la gouverne du fait de la rupture. Toutefois, au bout d'un certain nombre de rotations du servo, il est possible[(2)] que ce mouvement en rotation se voie contraint, par exemple par la formation d'une boucle du câble à piquer qui se retrouve détendu, ou du fait d'un blocage du câble à cabrer dans un autre mécanisme de la gouverne. Au-delà d'un seuil de force nécessaire au servo pour effectuer sa rotation, le calculateur du pilote automatique déclenche le mouvement du compensateur de profondeur pour diminuer cette force.

L'enquête n'a pas pu déterminer avec certitude le lien entre la survenue de l'alarme « AP PITCH TRIM » et l'état du système au cours du vol. Il est toutefois fort probable que l'alarme soit liée au déroulement du trim par le pilote automatique pendant un temps supérieur au seuil de déclenchement de l'alarme.

Action de maintenance

A l'escale à Paris Charles de Gaulle, les techniciens de maintenance ont effectué sur le Maintenance Data Computer (MDC) une recherche de panne relative au FCC. Aucune panne n'était enregistrée. Ils ont également effectué un test opérationnel du FCC, puis à trois reprises, le test opérationnel de la servocommande de la gouverne de profondeur (carte de maintenance 22-11-24-710-801).

Ce test consiste à engager le PA, lui donner un ordre à cabrer, et vérifier le bon fonctionnement du système au travers d'un mouvement de la gouverne de profondeur et de l'affichage de divers messages sur les écrans PFD et EICAS. Des vérifications similaires sont ensuite effectuées avec une action du PA à piquer.

Le technicien ayant effectué ces tests, ainsi que l'OPL et deux techniciens présents en cockpit pour effectuer une autre opération de maintenance, ont confirmé avoir vu bouger le manche et l'indicateur correspondant à la position de la gouverne de profondeur sur la page synoptique des commandes de vol de l'EICAS.

Toutefois, l'analyse du système montre que la gouverne de profondeur ne pouvait pas bouger sur toute son amplitude avec le câble rompu.

[(2)] Ce comportement n'a pas pu être confirmé, faute d'un banc de test adapté - un test sur avion aurait pu causer des dommages importants à la structure. Toutefois, l'hypothèse a paru cohérente aux différentes parties impliquées dans l'enquête, y compris Bombardier et Rockwell Collins.

Plusieurs essais, consistant à appliquer cette carte de maintenance sur un avion en état de vol, ont été effectués chez l'opérateur et chez le constructeur. A chaque fois, son application a soulevé des commentaires, voire des questions.

Il s'est par exemple avéré que la carte ne précise pas certaines actions de configuration nécessaires à son bon déroulé (activation des centrales à inertie).

Un extrait de la carte est reproduit ci-après:

> *(5) On the FCP, move the VS/pitch wheel to the UP position. Make sure that the conditions that follow occur:*
>
> *(a) On both PFDs, the command bars show a pitch−up command.*
>
> *(b) The elevator moves up.*
>
> *(c) When the elevator moves to the maximum position, the PFDs show the elevator mistrim yellow boxed letter E indication.*
>
> *(d) On the EICAS primary page, the caution messages AP PITCH TRIM and AP TRIM IS NU come on.*
>
> *NOTE: The caution message AP PITCH TRIM shows only when the stabilizer trim reaches its maximum end of travel.*
>
> *(e) The autopilot stays engaged.*

La carte demande de vérifier que la gouverne de profondeur bouge. En revanche, elle ne précise pas comment cette vérification doit être faite : l'opérateur peut le constater au travers du mouvement de la gouverne elle-même en se faisant aider d'un collègue, ou au moyen du mouvement du manche dans le poste de pilotage ou via l'information sur la position de la gouverne fournie sur la page synoptique des commandes de vol de l'EICAS.

De même, la carte indique qu'une indication spécifique (lettre E encadrée) doit apparaître sur le PFD lorsque la gouverne de profondeur atteint sa position maximum. Or cette position n'est de fait pas atteinte[3]. L'indication apparaît malgré tout.

Enfin, le message « AP PITCH TRIM » doit apparaître au cours de l'application de cette carte. Or celui-ci n'apparaît qu'au bout de plus de deux minutes. Si le technicien choisit de vérifier le bon déroulement de la carte à l'aide de la page EICAS, il verra le mouvement continu du compensateur de profondeur et attendra naturellement la fin de ce mouvement, moment auquel le message apparaît effectivement. Si le technicien choisit d'interpréter le mouvement de la gouverne de profondeur au travers du mouvement du manche, il pourrait être amené à ne pas attendre ces deux minutes pendant lesquelles rien ne se passe, conforté en cela par la note indiquant que le message n'apparaît que lorsque le stabilisateur atteint sa butée.

Origine du mauvais montage

L'historique de maintenance de l'avion a été parcouru. Aucune opération n'a été effectuée sur le câble qui a rompu. L'avion a été livré neuf à Brit Air.

Le mauvais montage a donc probablement dû survenir lors de la construction de l'avion.

[3] Ceci a été constaté lors de différents essais sur des avions de même type : l'indicateur sur la page EICAS est à environ 75 % du débattement maximum et il est possible de surpasser le PA manuellement pour atteindre la position maximum de la gouverne de profondeur. Ce comportement est dû à l'intervention de l'auto-trim qui se déclenche lorsqu'un seuil d'effort est atteint sur la chaîne de commande de la gouverne de profondeur.

La dérive est construite par un sous-traitant et livrée à Bombardier montée avec ses accessoires, y compris l'ensemble servo-moteur, câbles et quadrants de la gouverne de profondeur. Bombardier a la charge d'assembler la dérive avec le fuselage.

Une fois l'assemblage effectué, une procédure de test fonctionnel est appliquée pour effectuer les réglages et les tests fonctionnels. Cette procédure, en ce qui concerne les câbles du PA, est effectuée par deux techniciens. Une inspection indépendante est effectuée par un troisième technicien. La procédure prévoit de vérifier la tension des câbles et de s'assurer que tous les câbles et les mécanismes de jonction ou d'arrêt sont correctement installés en attirant l'attention sur certains types de montage. Elle ne mentionne rien de particulier au sujet du positionnement des extrémités de câbles identiques à celui reliant le servo-moteur au quadrant de la gouverne de profondeur.

Une fois la procédure de test fonctionnel achevée, la procédure de fermeture est effectuée suivant le « cahier de montage ». Elle prévoit, avant la fermeture des portes d'accès au montage, une vérification, une double contre-vérification puis une inspection par un inspecteur qualité. Le cahier de montage inclut des fiches intitulées « Points de vérification », attirant l'attention sur certaines installations particulières, telles que celle d'un fil de freinage, d'un loquet dans un chemin de clé d'une « Tie rod end », de rondelles à languettes, ou d'un câble Flex. Aucune fiche ne concerne le cas de l'installation du câble reliant le servo-moteur au quadrant de la gouverne de profondeur.

Dans le cadre de l'enquête, des entretiens ont été effectués avec des techniciens et inspecteurs qualité en charge de ces procédures de montage et vérifications. Ceux-ci ont indiqué avoir déjà identifié des cas similaires de mauvais montage de l'extrémité du câble dans le quadrant[4]. Un inspecteur qualité expérimenté, en charge de la vérification finale avant fermeture, a indiqué qu'une seule fois dans sa carrière il a rencontré ce cas au cours de l'ultime vérification avant fermeture.

[4]Ce type de montage est présent à plusieurs endroits de l'avion, certains plus accessibles que d'autres. Les cas constatés de mauvais montage n'ont pas été forcément rencontrés sur l'extrémité du câble à cabrer de la commande du pilote automatique de la gouverne de profondeur.

Les techniciens et inspecteurs qualité rencontrés ont également indiqué que de tels problèmes sont signalés au service qualité s'ils sont rencontrés de manière répétitive et que le service qualité peut ainsi prendre des mesures en relation avec le fournisseur. Toutefois, aucun critère de fréquence de survenue du problème n'existe pour déclencher de telles mesures.

Les techniciens et inspecteurs qualité impliqués dans ces opérations de montage et de vérification suivent des cours de rafraîchissement des connaissances annuellement.

Enregistrement vidéo en cockpit

Au cours du second vol, en croisière, l'équipage a enregistré une vidéo du phénomène à l'aide d'un téléphone portable afin de pouvoir fournir plus d'informations à la maintenance sur le problème. Il a mis à disposition des enquêteurs cette vidéo.

Celle-ci s'est révélée utile car elle a permis de déterminer avec certitude l'apparition de l'alerte « AP PITCH TRIM » à l'EICAS pendant le vol, palliant l'insuffisance des informations fournies par les enregistreurs de bord. En effet, les enregistreurs de bord indiquent le déclenchement d'un message d'alerte mais ne précisent pas quel message est affiché à l'EICAS. Une étude approfondie basée sur les autres paramètres et sur la connaissance des systèmes de l'aéronef aurait pu permettre d'émettre des hypothèses sur l'origine de l'alerte mais n'aurait probablement pas permis d'établir de certitudes.

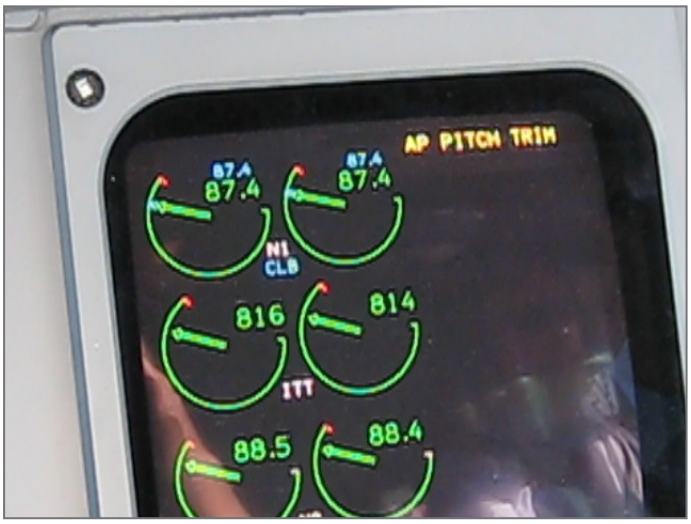


Image extraite de la vidéo fournie par l'équipage

Note : de la même façon, dans le cadre de l'enquête[5] sur la quasi-collision en vol survenue le 2 juin 2010 dans la FIR Bordeaux (point OLRAK) entre l'Airbus A318 immatriculé F-GUGJ exploité par Air France et l'avion Pilatus PC12 immatriculé EC-ISH, l'équipage avait choisi de prendre des photos des instruments pour expliquer au constructeur le problème technique rencontré. Il avait également mis ces images à disposition des enquêteurs.

[5] Le rapport d'enquête relatif à cet incident est disponible sur le site internet du BEA.

CONCLUSION

Le câble de la commande à cabrer du servo-moteur s'est rompu au niveau du quadrant arrière de la gouverne de profondeur par fatigue, conséquence d'un mauvais positionnement de l'extrémité de ce câble dans la rigole du quadrant. Ce mauvais positionnement est très probablement survenu au montage de la gouverne de profondeur lors de la construction de l'avion.

La rupture n'a pas eu de conséquence significative sur le vol pendant lequel elle a eu lieu.

Elle n'a pas eu non plus de conséquence significative sur le pilotage manuel de l'aéronef jusqu'à l'arrondi au cours du troisième atterrissage après sa survenue. Toutefois, le durcissement des commandes expérimenté à l'arrondi aurait pu survenir à tout autre moment du vol et le risque lié à une réduction de l'autorité sur les commandes de vol était réel pendant le vol.

De plus, le pilotage automatique a été considérablement dégradé. Ce phénomène a été constaté et indiqué dans le livret technique de l'aéronef au cours des deux vols suivant le vol pendant lequel est survenue la rupture.

Suite aux annotations portées dans le livret technique à l'issue du premier vol suivant le vol de la rupture, les opérations de maintenance effectuées n'ont pas permis de mettre en évidence le problème de commandes de vol. C'est à l'issue du second vol, au cours duquel un durcissement de la commande a été constaté en pilotage manuel, que le problème a été détecté.

Le durcissement de la commande de profondeur est probablement dû à un blocage du câble dans le mécanisme du servo-moteur qui a eu pour conséquence de limiter le débattement du quadrant arrière de la gouverne de profondeur.

ENSEIGNEMENTS

Les contrôles effectués pendant l'assemblage de l'avion permettent en général de détecter un mauvais montage tel que celui qui a conduit à l'événement. Ce problème de montage n'est pas unique, mais le fait qu'il n'ait pas été détecté semble exceptionnel. Toutefois, l'incident montre que le système de contrôle qualité ne garantit pas qu'un tel cas de non détection d'un mauvais montage ne pourrait pas se reproduire.

Le cas du mauvais montage identifié au travers de cet événement pourrait être utilisé afin de sensibiliser les personnes concernées au risque engendré par un mauvais montage. Cela pourrait être fait par exemple à travers les cours d'actualisation des compétences de ces opérateurs, ou bien encore au moyen des fiches attirant l'attention des opérateurs sur certains points particuliers au sein des différents documents utilisés pendant le processus de montage.

L'application de la tâche de maintenance 22-11-24-710-801 aurait dû permettre de détecter le problème sur le système de commande de vol. Cela n'a pas été le cas. Il n'a pas pu être établi si cette défaillance est due à une imprécision dans la carte de maintenance ou à une exécution incorrecte par le technicien.

ACTIONS PRISES PAR LE CONSTRUCTEUR

A la suite de discussions avec le BEA, Bombardier a effectué les actions suivantes en août 2011:

- ❒ révision de l'AMM Task 22-11-24-710-801 ;
- ❒ révision du « Functional Test Procedure » Bombardier ;
- ❒ révision du « Cahier de Montage » d'Aeronova.

RECOMMANDATION

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.

L'utilisation de la vidéo enregistrée par l'équipage s'est avérée utile à l'enquête, en fournissant des informations non disponibles simplement par ailleurs. De la même façon, des photos prises par l'équipage d'un Pilatus lors du vol de l'incident du 2 juin 2010 ont fourni des données non enregistrées par ailleurs.

Le BEA avait déjà recommandé, à l'issue de différentes enquêtes[6], que l'OACI considère l'installation d'enregistreurs d'images protégés sur des aéronefs utilisés en transport public de passagers. Des organismes d'enquêtes d'autres pays ont également fait des recommandations[7] en ce sens.

L'OACI effectue actuellement des travaux en vue de l'adoption de normes et pratiques recommandées liées à l'installation d'enregistreurs d'images. Toutefois, ces travaux n'ont pas encore abouti.

En conséquence, le BEA recommande :

- ❍ **que l'OACI poursuive ses efforts pour que soient mis en œuvre les enregistreurs d'images à bord des appareils effectuant du transport public de passagers. [Recommandation FRAN-2012-027]**

[6] Enquête sur l'accident survenu le 20 janvier 1992 à l'Airbus A320 immatriculé F-GGED, enquête sur l'incident grave survenu le 23 novembre 1997 au Mac Donnel Douglas MD83 immatriculé F-GRMC, enquête sur l'accident survenu le 25 juillet 2000 au Concorde immatriculé F-BTSC.

[7] L'organisme d'enquête des Etats-Unis, dans le cadre de deux recommandations émises le 11 avril 2000 suite à plusieurs enquêtes ; l'organisme d'enquête des Emirats Arabes Unis, dans le cadre de l'enquête sur l'accident survenu le 10 février 2004 au Fokker F27 immatriculé EP-LCA ; l'organisme d'enquête de la Grèce, dans le cadre de l'enquête sur l'accident survenu le 14 août 2005 au Boeing B737 immatriculé 5B-DBY ; l'organisme d'enquête du Royaume-Uni, dans le cadre de l'enquête sur l'incident grave survenu le 22 octobre 2005 à l'Airbus A319 immatriculé G-EUOB ; l'organisme d'enquête de la Russie, dans le cadre de l'enquête sur l'accident survenu le 8 juillet 2006 à l'Airbus A310 immatriculé F-OGYP.