



Rapport Sommaire

Concernant le présent incident grave, une enquête sommaire a été conduite selon l'article 45 de l'ordonnance du 17 décembre 2014 sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports (OEIT), état le 1^{er} février 2015 (RS 742.161). L'objectif du présent rapport est de tirer des leçons de l'incident.

Aéronef	Airbus A320-232	G-EUW		
Exploitant	British Airways PLC, Waterside (HCA3), PO BOX 365 Harmondsworth, West Drayton, UB7 0GB			
Propriétaire	British Airways PLC, Waterside (HCA3), PO BOX 365 Harmondsworth, West Drayton, UB7 0GB			
Commandant	Citoyen britannique, année de naissance 1977			
Licence	Licence de pilote de ligne d'avions (<i>Airline Transport Pilot Licence Aero-plane</i> – ATPL(A)) selon l'Organisation de l'aviation civile internationale (<i>International Civil Aviation Organisation</i> – ICAO), établie par l'Autorité de l'aviation civile du Royaume-Uni			
Heures de vol	total	8152 h	au cours des 90 derniers jours	188 h
	sur le type en cause	7265 h	au cours des 90 derniers jours	188 h
Copilote	Citoyen britannique, année de naissance 1988			
Licence	ATPL(A) selon ICAO, établie par l'Autorité de l'aviation civile du Royaume-Uni			
Heures de vol	total	2923 h	au cours des 90 derniers jours	216 h
	sur le type en cause	1782 h	au cours des 90 derniers jours	216 h
Lieu	20 NM au nord-ouest de l'aéroport de Genève (LSGG)			
Cordonnées	N 46.522385 / E 5.86268	Altitude	Niveau de vol 174	
Date et heure	30 décembre 2017, 11:27:45 UTC ¹ (LT ² = UTC + 1 h)			
Type d'exploitation	Vol de ligne			
Règles de vol	Règles de vol aux instruments (<i>Instrument Flight Rules</i> – IFR)			
Lieu de départ	Londres Heathrow (EGLL), Royaume-Uni			
Destination	Genève (LSGG), Suisse			
Phase de vol	Descente			
Nature de l'incident grave	Panne de plus d'un système dans un système de redondance obligatoire pour le guidage du vol et la navigation			
Personnes blessées	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes	
Légèrement blessé	0	0	0	
Pas blessés	7	141	-	
Dommages à l'aéronef	Aucun			
Autres dommages	Aucun			

¹ UTC: *Co-ordinated Universal Time*, l'heure universelle coordonnée

² LT: *Local Time*, heure locale

Renseignements de base

Généralités

L'enregistreur numérique de données de vol (DFDR) a été retiré après le vol. Les données pouvaient être lues et étaient disponibles pour l'enquête. L'enregistreur de conversation de cockpit (*Cockpit Voice Recorder – CVR*) a été laissé à bord de l'avion et l'enregistrement correspondant n'a pas été mis à la disposition de l'enquête.

Les sources supplémentaires suivantes ont été mises à la disposition de l'enquête :

- Le rapport d'incident de l'opérateur ;
- Le rapport du contrôle de la circulation aérienne (ATC), la communication radio et le tracé radar correspondant ;
- Le rapport du constructeur de l'avion, intitulé « *Loss of Yaw Damper System* » ;
- Les données de l'enregistreur à accès rapide (*Quick Access Recorder – QAR*) ;
- Les messages de défaillance figurant dans le rapport post-vol (*Post Flight Report – PFR*).

Déroulement du vol

Le 30 décembre 2017, l'avion Airbus A320-232, immatriculé G-EUUW et exploité par British Airways (BA), effectuait un vol régulier entre Londres Heathrow (EGLL) et l'aéroport de Genève (LSGG) sous le numéro de vol BA728 et l'indicatif d'appel « *Speedbird 728* ». 2 pilotes, 5 membres du personnel de cabine et 141 passagers étaient à bord.

L'avion a commencé sa descente du niveau de vol de croisière (*Flight Level – FL*) 290 vers le FL 230 à 11:14:50 UTC. À ce moment, l'avion se trouvait à environ 50 NM à l'ouest de Dijon. À 11:17:58 UTC, l'avion s'est mis en palier au FL 230 avec une vitesse indiquée de 300 kt. Deux minutes plus tard, l'équipage de conduite a sélectionné une vitesse de 240 kt. À 11:22:25 UTC, l'équipage de conduite a poursuivi sa descente. Selon le rapport de l'opérateur, l'avion a rencontré des conditions givrantes et l'équipage de conduite a remarqué une accumulation de givre modéré pendant la descente au FL 200. Selon les données enregistrées, l'anti-givrage des moteurs et des ailes a été activé au départ du FL 230 avec une vitesse sélectionnée de 230 kt.

L'avion franchissait le FL 190 en descente lorsque l'équipage de conduite a appelé l'agent de contrôle du trafic aérien (*Air Traffic Control Officer – ATCO*) de Genève à 11:26:37 UTC sur la fréquence d'approche 136.25 MHz, lui disant qu'il descendait au FL 160 dans un virage à droite vers le point de cheminement SOVAD (cf. annexe 1). L'ATCO a confirmé le contact radar et a autorisé le vol au FL 130 avec l'information que l'équipage de conduite pouvait s'attendre à un guidage radar vers la piste 23. Immédiatement après, l'équipage de conduite – selon le rapport de l'opérateur – a signalé de fortes vibrations et du bruit au passage du FL 180, suivis de multiples défaillances du système.

Les données de vol montrent qu'à 11:27:45 UTC, franchissant le FL 174 avec une vitesse de 229 kt, le pilote automatique (PA) 2, la poussée automatique (*Autothrust – A/THR*) et les deux directeurs de vol (*Flight Director – FD*) actifs se sont désengagés, et le système de commandes de vol électriques est revenu à la loi de substitution (*alternate law*). L'avertissement du maître de déconnexion du PA a été déclenché, et l'avertissement orange AUTO FLT YAW DAMPER SYS a été affiché sur l'ECAM³.

³ ECAM : *Electronic Centralized Aircraft Monitoring*, système central de surveillance électronique de l'avion qui présente des données sur l'affichage des moteurs et des avertissements (E/WD et System Display (SD)). Il déclenche les alertes détectées par les capteurs de l'avion et fournit à l'équipage de conduite les procédures électroniques, les limitations, les informations sur les systèmes inopérants et diverses informations sur l'état de l'avion. La partie soulignée dans le titre fait référence au principal système concerné, par exemple AUTO FLT.

Au même moment, l'équipage de conduite a appelé l'ATCO et a demandé une "descente plus rapide". L'ATCO n'a pas compris puisque la demande a été noyée par un avertissement aural de « charge de cavalerie⁴ ». L'équipage de conduite a dû répéter la demande, après quoi l'ATCO a autorisé le vol au FL 100. L'avion est alors descendu avec un taux de descente maximum de 3300 ft/min au FL 160.

A 11:28:29 UTC, l'ATCO a conseillé à l'équipage de conduite de tourner à gauche au cap (*Heading* – HDG) 125 afin de positionner l'avion pour un vent arrière à gauche. L'équipage de conduite a accusé réception de l'instruction et a viré à gauche. Une minute plus tard, l'équipage de conduite a appelé l'ATCO et l'a informé qu'il avait des problèmes de contrôle de vol et qu'il demandait des vecteurs radar mais ne voulait pas encore commencer l'approche. L'avion franchissait le FL 145 en descente avec une vitesse décroissante de 272 kt. L'équipage de conduite avait entre-temps sélectionné une vitesse de 270 kt. L'ATCO a accusé réception de ce message et a demandé s'il souhaitait rejoindre l'attente au-dessus de la radiobalise SPR, mais l'équipage de conduite a demandé d'autres vecteurs radar. L'ATCO a poursuivi le guidage radar et lui a dit de se signaler prêt pour l'approche.

Après d'autres délibérations, l'équipage de conduite a informé l'ATCO à 11:33:59 UTC qu'il n'était toujours pas prêt pour l'approche et a demandé de rester sous guidage radar et de maintenir le FL 110. L'ATCO a alors conseillé à l'équipage de conduite de tourner à gauche sur HDG 250.

On peut supposer qu'entre-temps l'équipage de conduite avait commencé la liste de contrôle relative au message ECAM (cf. annexe 4) car le calculateur de renforcement de vol 1 (*Flight Augmentation Computer 1* – FAC 1) a été réinitialisé avec succès à 11:35:35 UTC. Après la réinitialisation réussie, la loi normale a été rétablie et l'équipage de conduite a récupéré l'A/THR et le directeur de vol 1 (*Flight Director 1* – FD 1), mais ni le PA 1 ni le PA 2 n'étaient disponibles. En outre, le groupe orange de l'ECAM E/WD AUTO FLT YAW DAMPER SYS a été remplacé par l'avertissement orange AUTO FLT YAW DAMP 2 (cf. annexe 2).

Après un changement de fréquence pour la GVA finale, l'équipage a envoyé l'appel d'urgence suivant à 11:36:03 UTC : „*Speedbird 728 Pan-Pan Pan-Pan we are just turning onto a heading of 250 degrees, maintaining flight level 110, standby for our intentions*”. Trois minutes plus tard, l'équipage de conduite a fait savoir qu'il était maintenant en mesure de rejoindre un circuit d'attente. Par la suite, l'ATC a autorisé le BA728 à attendre au-dessus du SOVAD (cf. annexe 1). Des tentatives de réengagement de l'AP1 ont été enregistrées à 11:36:28 et 11:37:09 UTC.

A 11:39:27 UTC, l'ATCO s'est enquis de la raison du message d'urgence. L'équipage de conduite a répondu par „*flight control system failures*”. L'avion est entré dans le circuit d'attente SOVAD à 11:41:52 UTC avec une vitesse de 250 kt. L'ATCO a demandé à l'équipage de conduite de relayer le nombre d'âmes à bord et s'il y avait des marchandises dangereuses à bord.

A 11:46:01 UTC, l'équipage de conduite a informé l'ATCO qu'il avait perdu son pilote automatique et a demandé à rester en attente pendant encore 10 minutes avant de commencer une approche. Il a ensuite confirmé qu'il n'y avait pas de marchandises dangereuses à bord.

A 11:51:16 UTC, l'équipage de conduite a signalé qu'il était „*ready for approach*”. L'ATCO a fourni des vecteurs radar pour le système d'atterrissage aux instruments (*Instrument Landing System* – ILS) de la piste 23 et, environ une minute plus tard, a autorisé le vol à descendre à 7000 ft sur QNH⁵ 1015. Il a alors demandé une nouvelle fois à l'équipage de conduite le nombre d'âmes à bord et ce dernier a répondu par 148.

⁴ La charge de cavalerie est un avertissement sonore qui retentit si le PA est désengagé manuellement ou automatiquement.

⁵ QNH: pression réduite au niveau de la mer, calculée selon l'atmosphère standard de l'OACI

En recevant l'autorisation d'approche sur la piste 23 à 11:54:54 UTC, l'avion passait à une altitude de 8800 ft avec une vitesse de 207 kt. À 11:56:19 UTC, l'équipage de conduite a signalé qu'il était „*established on runway 23*” et, après avoir changé sur la fréquence de la tour, il a reçu l'autorisation d'atterrir à 12:03:07 UTC.

Après une approche ILS effectuée manuellement, l'avion a touché le sol à 12:05:43 UTC. L'avion a roulé par ses propres moyens jusqu'au parking prévu à cet effet et les passagers ont débarqué normalement.

Informations météorologiques

Au sud d'un intense système dépressionnaire sur l'Islande, une large zone de vent d'ouest soufflait de l'Atlantique Est vers le centre de l'Europe. Pendant la descente, l'avion a traversé les nuages d'un front chaud qui s'étendait du Jura jusqu'aux Pays-Bas.

Entre 11:50 UTC et l'heure de l'atterrissage, le message d'observation météorologique régulière pour l'aviation (*Meteorological Aviation Routine Weather Report – METAR*) suivant était valable pour l'aéroport de Genève :

„*LSGG 301150Z VRB02KT 9999 -RA FEW005 BKN030 OVC060 07/06 Q1015 NOSIG=*”

En langage clair, cela signifie :

Vent	variable 2 nœuds
Visibilité météorologique	10 km ou plus
Météo	pluie légère
Nuages	1-2/8 nuages at 500 ft, 5-7/8 nuages at 3000 ft, 8/8 nuages at 6000 ft au-dessus du sol
Température, point de rosée	7 °C / 6 °C
Pression atmosphérique (QNH)	1015 hPa, pression réduite au niveau de la mer, calculée selon l'atmosphère standard de l'OACI.
Prévisions météorologiques à l'atterrissage	Aucun changement significatif n'est attendu

Informations sur le système d'amortisseur de lacet

Dans la description qui suit, seuls les éléments qui sont pertinents pour l'incident grave sont déduits. La description est basée sur le manuel d'exploitation des équipages de conduite (*Flight Crew Operating Manual – FCOM*) publié par le constructeur de l'avion.

L'avion est équipé de deux ordinateurs de renforcement de vol (*Flight Augmentation Computers – FAC*) qui remplissent quatre fonctions principales, dont l'une est la fonction de lacet. L'amortissement du lacet stabilise l'avion en lacet et assure la coordination des virages. Si le pilote automatique (PA) est engagé après le décollage et pendant une remise des gaz, le système aide le pilote à contrôler latéralement l'avion après une panne moteur.

Chaque FAC interagit avec les ordinateurs des ailerons de profondeur (*Elevator Aileron Computers – ELAC*) lorsque le PA est désengagé, ou avec le système de guidage de gestion de vol (*Flight Management Guidance System – FMGS*) lorsqu'au moins un PA est engagé. Si les deux FAC fonctionnent normalement, le FAC 1 contrôle l'amortisseur de lacet, la coordination du virage, le compensateur de direction et la limite de course de la gouverne de direction et le FAC 2 est en mode veille (*standby mode*). Si une défaillance est détectée sur l'un des canaux du FAC 1, le FAC 2 prend en charge le canal correspondant.

Comme les entrées de vitesse de lacet et d'accélération latérale sont nécessaires pour les fonctions d'amortisseur de lacet, le système de référence inertielle (*Inertial Reference System*

– IR), dans le cadre de l'ADIRS⁶, fournit des informations cruciales aux calculateurs du FAC pour les calculs de vitesse et de domaine de vol.

Certains paramètres IR sont donc surveillés par le FAC et d'autres par l'ordinateur de gestion et de guidage du vol (*Flight Management and Guidance Computer* – FMGC). Les ordinateurs acquièrent les paramètres des 3 IR. Lorsqu'un paramètre fourni par un IR est différent d'une valeur votée parmi les 3 IR, l'IR correspondant est rejeté par le système de surveillance. Cela se produit également lorsqu'une valeur de paramètre d'un IR diffère du même paramètre provenant des deux autres sources. Enfin, si le côté propre d'un IR et l'IR 3, qui sont surveillés par la matrice d'état des signes (*Sign Status Matrix* – SSM) ont un état SSM invalide, l'IR correspondant est également rejeté par le système de surveillance.

Si le FAC 1 ou le FAC 2 ne rejette qu'un seul IR, il n'y a pas de conséquences concernant la fonctionnalité des systèmes AP, A/THR et FD.

Lorsque deux IR sont rejetés par le FAC 1 ou le FAC 2 (IR propre ou IR 3 disponible), le système A/THR et les deux systèmes FD ne sont pas affectés mais les deux PA ne sont plus disponibles. En effet, les deux PA ne sont disponibles que si chaque FAC dispose de 2 IR valides et cohérents. Cependant, le FCOM ne mentionne pas le fait que les deux PA sont perdus en cas de défaillance unique du système d'amortisseur de lacet (YAW DAMPER 1(2)).

Si un FAC 1(2) rejette le côté IR propre et l'IR 3, l'amortisseur de lacet respectif est également perdu. En conséquence, l'avertissement ECAM AUTO FLT YAW DAMPER 1(2) s'affiche. Dans ce cas, le pilote peut essayer de réinitialiser le FAC concerné au moyen d'un bouton-poussoir situé sur le panneau supérieur des commandes de vol. Il est important de noter que les informations affichées sur la page d'état (*status page*) sont incomplètes en cas de perte de l'amortisseur de lacet due à des rejets d'IR, car elles indiquent uniquement que CAT 3 Dual et l'amortisseur de lacet 1(2) sont inopérants, et elles affichent l'information incorrecte selon laquelle la capacité d'approche est CAT 3 SINGLE ONLY⁷, car il n'est pas possible d'effectuer une telle approche sans PA (cf. annexe 2). En outre, il convient de mentionner que d'autres cas de défaillance peuvent également entraîner une défaillance du volet de lacet, telle qu'une défaillance de l'actionneur, mais que le PA reste néanmoins disponible.

La réinitialisation d'un FAC est mentionnée dans le FCOM comme suit : « *Le pilote peut débrayer ou réinitialiser chaque FAC (en cas de panne) au moyen d'un bouton-poussoir situé sur le tableau de bord de la commande de vol* » („*The pilot can disengage or reset each FAC (in case of failure) by means of a pushbutton on the flight control overhead panel*”, FCOM page DSC-22_40-10 P 1/2). En outre, la procédure de réinitialisation est également publiée dans le tableau de réinitialisation du manuel de référence rapide (*Quick Reference Handbook* – QRH) en cas de panne du AUTO FLT YAW DAMPER 1(2) (cf. annexe 3).

Si les deux FAC rejettent 2 IR (IR propre et IR 3) ou même les 3 IR comme ce fut le cas lors de cet incident grave, la fonction d'amortisseur de lacet est perdue, le système de commande de vol revient à la loi de substitution, les protections du domaine de vol sont perdues et l'avertissement ECAM AUTO FLT YAW DAMP-ER SYS est affiché. Les fonctions AP, A/THR et FD ne sont donc plus disponibles avec les deux FMGC. Pour traiter cet avertissement ECAM, la procédure correspondante, également publiée dans le FCOM, doit être exécutée (cf. annexe 4).

⁶ ADIRS: *Air Data and Inertial Reference System*, données aériennes et système de référence inertielle

⁷ Capacité d'atterrissage automatique sans redondance (*fail passive*) nécessitant une hauteur de décision (*Decision Height* – DH) au moins égale à 50 ft et une portée visuelle de piste (*Runway Visual Range* – RVR) au moins égale à 200 m ou une visibilité au moins égale à 800 m.

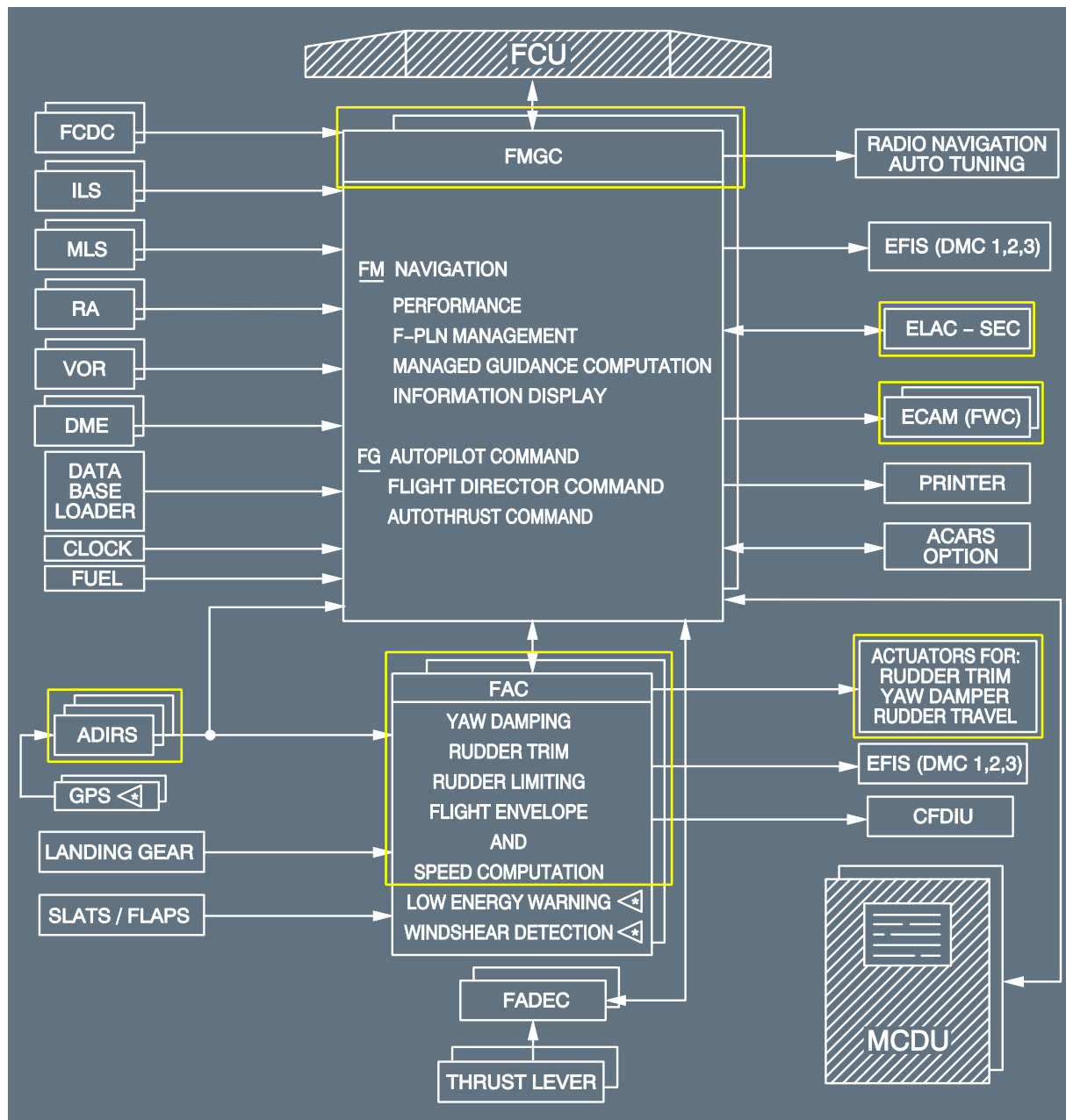


Figure 1 : Schéma de l'interface du système (copie du FCOM DSC-22_10-20 P 2/2). Les composantes susmentionnées sont encadrées en jaune.

Analyse

Aspects techniques

Les données DFDR et les messages de panne du rapport de post vol (*Post Flight Report – PFR*) montrent que la fonction d'amortisseur de lacet a été perdue dans les deux FAC à 11:27:45 UTC, ce qui a entraîné le désengagement du pilote automatique actif au moment de la panne (PA 2), de la poussée automatique (*Autothrust – A/THR*) et des deux directeurs de vol (*Flight Director – FD*) et le retour du système de commandes de vol à la loi de substitution (*alternate law*). L'avertissement principal a été déclenché, et le message **AUTO FLT YAW DAMPER SYS** s'est affiché sur l'ECAM.

La perte de la fonction d'amortisseur de lacet peut se produire lorsque le FAC rejette ses propres IR et IR 3 (cf. chapitre "Informations sur le système d'amortisseur de lacet"). Les données du QAR montrent qu'aucun des 3 IR n'a enregistré de défaut. En outre, le fabricant a

analysé les données BITE⁸ des FAC et a confirmé que chaque FAC rejetait les 3 IR. En outre, aucun autre rejet n'a été enregistré auparavant, ce qui indique que les rejets de IR se sont produits simultanément et non pas séquentiellement.

Comme indiqué ci-dessus, la FAC peut rejeter un IR en raison de la vitesse angulaire en lacet ou des accélérations latérales du corps. Les données DFDR ne montrent pas de changement significatif de la vitesse angulaire en lacet, mais elles montrent une accélération latérale significative du corps au moment où les rejets se sont produits. Comme les paramètres ne sont échantillonnés qu'une fois par seconde, la fréquence et l'accélération maximale ne peuvent pas être déduites. Néanmoins, on peut supposer que les IR ont été rejetés en raison de ces accélérations latérales du corps.

Selon la liste de contrôle (cf. annexe 4), les FAC 1 et FAC 2 doivent être réinitialisés en appuyant sur le bouton-poussoir respectif „*off then on*”. La réinitialisation déverrouille les défauts et réinitialise la fonction de surveillance, récupérant ainsi la fonction d'amortisseur de lacet, FD et A/THR liée au FAC respectif, à condition que le défaut n'existe plus. Cela s'est produit lorsque l'équipage de conduite a réussi à actionner le bouton-poussoir du FAC 1. Cela signifie également qu'au moins deux IR étaient à nouveau valables.

Après la réinitialisation réussie du FAC 1, l'état du système de vol automatique était maintenant similaire à un rejet dans le FAC 2 des IR 2 et 3, ou des 3 IR, et donc l'affichage de l'ECAM est passé à AUTO FLIGHT YAW DAMPER 2. Même si ce nouvel affichage ECAM ne nécessite pas explicitement une réinitialisation du FAC, sur la base de la situation réelle, une réinitialisation du FAC 2 aurait été la prochaine étape logique.

Sur la base des données BITE analysées des deux FAC, une réinitialisation du FAC 2 aurait très probablement été réussie. Bien que le rapport de l'exploitant indique que l'équipage de conduite a tenté de réinitialiser le FAC sans succès, rien n'indique que le FAC 2 ait été réinitialisé. Le fait d'actionner un bouton-poussoir de FAC génère un message d'interrupteur de bouton-poussoir dans le PFR ; c'était le cas pour le FAC 1 mais pas pour le FAC 2.

Aspects opérationnels

Selon le rapport de l'opérateur, l'équipage de conduite a rencontré des conditions de givrage modéré en descendant au FL 200. Il a activé les systèmes d'anti-givrage des moteurs et des ailes en quittant le FL 230 et a choisi une vitesse inférieure. On peut supposer que cela a été fait par mesure de précaution afin de voler à la vitesse appropriée en entrant dans la zone de turbulence prévue. Cette mesure a été adaptée à la situation et a été prise dans un souci de sécurité.

Les données DFDR montrent que l'équipage de conduite a procédé à une réinitialisation du FAC 1 à 11:35:35 UTC, 8 minutes après l'affichage de l'avertissement principal. On peut supposer que cette réinitialisation a été effectuée conformément au premier point d'action de la liste de contrôle ECAM correspondante (cf. annexe 4). En l'absence d'enregistrement du CVR, on ne sait toujours pas pourquoi l'équipage de conduite a retardé l'application de la première action de la liste de contrôle.

La réinitialisation du FAC 1 a réussi et, dans une prochaine étape, une réinitialisation du FAC 2 aurait dû être effectuée. Cependant, il convient de noter qu'après la réinitialisation réussie du FAC 1, l'affichage de l'ECAM est passé à AUTO FLT YAW DAMPER 2 et qu'une réinitialisation du FAC 2 n'est plus explicitement requise (cf. annexe 3). Bien que le rapport de l'opérateur indique que l'équipage de conduite a bien réinitialisé le FAC 2 sans succès, rien n'indique dans les données analysées qu'une réinitialisation du FAC 2 a été effectuée.

Sans une réinitialisation du FAC 2, ni le PA 1 ni le PA 2 ne pouvaient être réengagés. L'équipage de conduite a tenté de réengager le PA 1 à deux reprises, une fois à 11:36:28 UTC et

⁸ BITE : *Built-in test*, les équipements de test intégrés se réfèrent principalement à la gestion passive des défauts et aux équipements de diagnostic intégrés dans les systèmes aéroportés pour soutenir les processus de maintenance

une autre fois à 11:37:07 UTC. Les pilotes ne savent généralement pas que le FMGC a besoin de l'autorisation des deux FAC pour récupérer le PA et que la page d'état (*system page*) est inexacte en suggérant que le PA du côté non affecté est disponible. Le réengagement de l'A/THR à 11:36:40 UTC a été significatif et a aidé l'équipage à réduire sa charge de travail.

Après avoir envoyé un message d'urgence et selon le rapport de l'opérateur, l'équipage de conduite a choisi de rejoindre un circuit d'attente, selon toute vraisemblance, pour analyser la situation en suivant les directives de l'opérateur en utilisant l'acronyme DODAR⁹, car la page d'état ne reflétait pas l'état réel de l'avion. Cette décision était appropriée mais n'a pas permis de récupérer les pilotes automatiques comme indiqué ci-dessus et l'approche a dû être effectuée sans qu'aucun des pilotes automatiques ne soit engagé.

Conclusions

Alors que le vol BA728 traversait une couche de turbulences dans des conditions givrantes pendant sa descente vers l'aéroport de Genève, les deux FAC de l'Airbus A320 ont simultanément rejeté les 3 IR en raison d'une accélération latérale importante du corps, ce qui a entraîné la perte de la fonction d'amortisseur de lacet. En conséquence, le pilote automatique actif, la poussée automatique (*Autotruster – A/THR*) et les deux directeurs de vol (*Flight Director – FD*) se sont désengagés, et les commandes de vol sont revenues à la loi de substitution.

L'équipage de conduite a réussi à réinitialiser le FAC 1, ce qui a permis de rétablir un amortisseur de lacet, la loi normale, l'A/THR et le FD 1. Comme le FAC 2 n'a pas été réinitialisé, la capacité d'atterrissage de l'avion est restée limitée à CAT 1⁽¹⁰⁾ sans PA et l'approche ILS suivante a été effectuée manuellement avec la A/THR engagée. Rien n'indique que la réinitialisation du FAC 2 n'aurait pas été couronnée de succès. Une telle réinitialisation aurait permis à l'équipage de conduite de réengager le PA 1 et/ou 2 et aurait donc offert la possibilité d'un atterrissage automatique, comme l'exige la faible visibilité, par exemple.

Toutefois, l'enquête a également montré qu'il n'est généralement pas connu des pilotes et n'est pas mentionné dans le FCOM que, dans tous les cas, le FMGC a besoin d'au moins 2 IR valides et cohérents dans chacun des FAC pour permettre le réengagement de l'un ou des deux pilotes automatiques. Cela signifie que s'il y a un défaut AUTO FLT YAW DAMPER 1(2) dû à 2 rejets de IR dans un ou les deux FAC, les PA ne sont pas disponibles à moins que les deux FAC soient réinitialisés. Ceci est incompatible avec la page d'état qui suggère la disponibilité du PA du côté non affecté (cf. annexe 2).

Dans une déclaration datée du 11 octobre 2019, le fabricant a confirmé qu'il prévoyait d'améliorer les messages du système sur la page d'état ou d'augmenter la disponibilité des PA en cas de rejet de l'IRS dans le FAC. Dans l'intervalle, Airbus a déclaré avoir mis à jour le tableau de réinitialisation du système QRH pour exiger une réinitialisation de la FAC lorsque le PA est inopérant suite à un défaut AUTO FLT YAW DAMPER 1(2).

Pour cette raison, le SESE a décidé de ne pas faire de recommandation de sécurité et conclut, au regard de l'article 45 de l'ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports (OEIT) l'enquête avec le présent rapport sommaire.

La version de référence de ce rapport est rédigée en langue française.

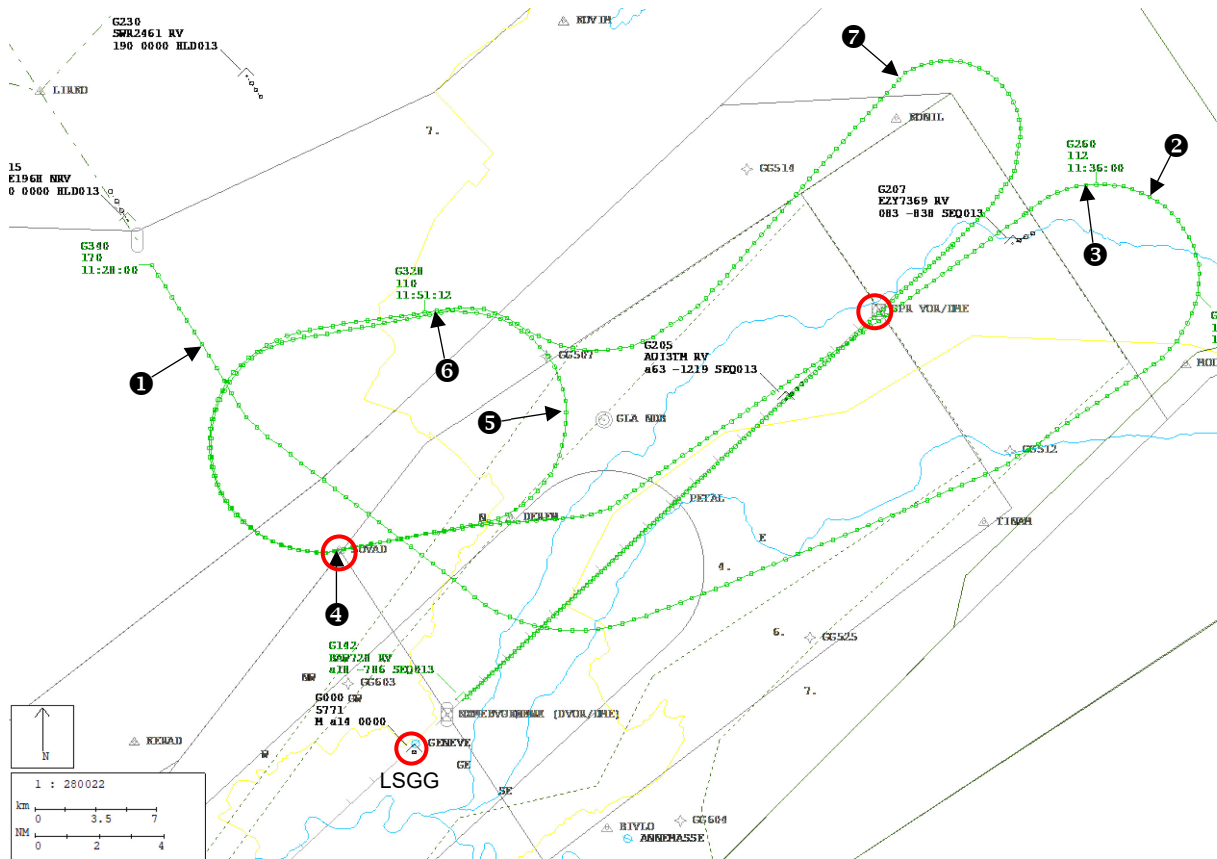
Berne, 20 août 2020

Service suisse d'enquête de sécurité

⁹ DODAR est un acronyme bien connu utilisé dans le cadre d'un processus de résolution de problèmes et de prise de décision, largement utilisé par les compagnies aériennes. Il signifie **D**iagnostiquer, **O**ptions, **D**écider, **A**gir ou **A**ssigner et **R**éviser.

¹⁰ Les minima météorologiques les plus bas possibles en cas de capacité d'atterrissage de catégorie (CAT) 1 exigent une hauteur de décision (*Decision Height – DH*) non inférieure à 60 m (200 ft) et une portée visuelle de piste (*Runway Visual Range – RVR*) non inférieure à 550 m ou une visibilité non inférieure à 800 m.

Annexe 1 : Trajectoire de vol du G-EUUW au cours des 38 dernières minutes du vol



Pos	heure UTC	altitude	vitesse	Événement
①	11:28:29	FL 145	281 kt	L'ATCO ordonne à l'équipage de tourner à gauche pour se positionner sur la gauche sous le vent
②	11:35:35	FL 110	258 kt	L'équipage de conduite réinitialise le FAC 1 avec succès
③	11:36:03	FL 110	260 kt	L'équipage envoie un message d'urgence (PAN-PAN)
④	11:41:52	FL 110	250 kt	Speedbird 728 entre dans le schéma de détention de la SOVAD
⑤	11:46:01	FL 110	251 kt	L'équipage de conduite informe l'ATCO qu'il a perdu la capacité PA et demande à rester dans le circuit d'attente pendant 10 minutes supplémentaires
⑥	11:51:16	FL 110	250 kt	L'équipage de conduite indique qu'il est prêt pour l'approche
⑦	11:54:54	8800 ft	207 kt	L'ATCO donne l'autorisation d'approche

Annexe 2 : Liste de contrôle des anomalies du FCOM en cas de AUTO FLIGHT YAW DAMPER 1(2)

AUTO FLT YAW DAMPER 1(2)	
Applicable to: ALL	
ANNUNCIATIONS	
<p><u>Triggering Conditions:</u></p> <p>This alert triggers when one yaw damper actuator is failed.</p>	
Applicable to: ALL except MSN 2389	
Crew awareness.	
Applicable to: ALL	
<p>CAT 3 SINGLE ONLY</p>	<p>STATUS</p> <p>INOP SYS</p> <p>CAT 3 DUAL YAW DAMPER 1(2)</p>

Figure 2 Copie du FCOM (PRO-ABN-AUTO_FLT P 29/34)

Annexe 3 : QRH procedure en cas de AUTO FLIGHT YAW DAMPER 1(2) FAULT


 BRITISH AIRWAYS A318/A319/A320/A321 QUICK REFERENCE HANDBOOK		ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES [RESET] SYSTEM RESET	02.8 07-Jun-17
ECAM System	System malfunction or ECAM Alert (Affected System)	Reset Procedure	
AUTO FLT	AUTO FLT YAW DAMPER 1(2) FAULT (FAC 1(2))	<p>On ground, or in flight:</p> <p>In order to perform a reset, use the associated FAC pushbutton:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Set FAC 1(2) pb to OFF - Wait 3 s - Set FAC 1(2) pb to ON. 	

Figure 3 : Copie du QRH (tableau de réinitialisation du système, ECAM système AUTO FLT, ABN-02-09)

Annexe 4 : FCOM liste de contrôle des anomalies en cas de AUTO FLT YAW DAMPER SYS

AUTO FLT YAW DAMPER SYS	
Applicable to: ALL	
ANNUNCIATIONS	
<p><u>Triggering Conditions:</u></p> <p>This alert triggers when the yaw damper system is failed.</p>	
Applicable to: A319, A320 and A321	
<p>Loss of yaw dampers 1 + 2.</p> <p>FAC 1.....OFF THEN ON</p> <p>FAC 2.....OFF THEN ON</p> <p>● If fault remains:</p>	
ASSOCIATED PROCEDURES	
<p>F/CTL ALTN LAW (PROT LOST)</p> <p><i>F/CTL normal laws are lost. All protections, except maneuver protections, are lost.</i></p> <p>MAX SPEED.....320 KT</p>	
Applicable to: MSN 1014-3926, 4185-4975	
<p>MAX SPEED 320 KT</p> <p><i>Speed is limited, due to the loss of high-speed protections.</i></p> <p>APPR PROC</p> <p>FOR LDGUSE FLAP 3</p> <p><i>This line is replaced by "FOR LDG : USE FLAP 3" when CONF 3 is selected, as a reminder.</i></p> <p>GPWS LDG FLAP 3.....ON</p> <p><i>Will be displayed, when flaps in CONF 3.</i></p> <p>APPR SPDVREF + 10 KT</p> <p>LDG DIST PROC APPLY</p> <p>ALTN LAW : PROT LOST</p> <p>WHEN L/G DN : DIRECT LAW</p> <p><i>At landing gear extension, control reverts to direct law in pitch,as well as in roll</i></p> <p><i>Refer to PRO-ABN-F_CTL F/CTL DIRECT LAW.</i></p>	<p style="text-align: center;">STATUS</p> <p style="text-align: center;">INOP SYS</p> <p>F/CTL PROT</p> <p>YAW DAMPER</p> <p>AP 1 + 2</p> <p>CAT 2</p> <p>STEEP APPR <⚠></p> <p>GLS AUTOLAND <⚠></p>

Figure 4 : Copie du FCOM (PRO-ABN-AUTO_FLT P 30/34; 31/34, 32/34)