

Rapport

Incident survenu 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 PC 12** immatriculé **EC-ISH**



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

Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet incident.

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	1
SYNOPSIS	3
1 - DÉROULEMENT DU VOL	3
2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES	5
2.1 Témoignage de l'équipage de l'A318	5
2.2 Témoignage du pilote du PC 12	5
2.3 Procédures Pilatus	6
2.3.1 Panne Pitot et panne du système statique	6
2.3.2 Vitesse en croisière	7
2.4 Le contrôle aérien	7
2.5 Renseignements sur le Pilatus PC 12	8
2.5.1 Système altimétrique et anémométrique	8
2.5.2 Origine de l'erreur altimétrique	9
2.5.3 Contexte du vol et entretien du PC 12	10
2.5.4 Examen de la pièce défectueuse	11
3 - CONCLUSION	14
4 - RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ	15
4.1 Services de la navigation aérienne	15
4.2 Procédures équipages	15
5 - ENSEIGNEMENTS DE SÉCURITÉ	16

Synopsis

Evénement :	quasi-collision en vol	
Conséquences et dommages :	aucun	
Aéronefs :	1. Airbus A318, immatriculé F-GUGJ 2. Pilatus PC 12, immatriculé EC-ISH	
Date et heure :	2 juin 2010 à 14 h 30 ⁽¹⁾	⁽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.
Régime de vol :	1. IFR 2. IFR	
Exploitant :	1. Air France 2. privé	
Lieu :	FIR Bordeaux - Point OLRAK, FL 290	
Nature du vol :	1. Transport public passagers 2. Convoyage	
Conditions météorologiques :	conditions VMC. Ciel clair, visibilité supérieure à 10 km	

1 - DÉROULEMENT DU VOL

Le 2 juin 2010 à 14 h 11 min 07, le pilote du PC 12, immatriculé EC-ISH, en provenance de Buochs (Suisse) à destination de San Sebastian (Espagne), contacte le secteur T du Centre En-Route de la Navigation Aérienne sud-ouest de Bordeaux (CRNA/SO), stable au FL 270. Il est autorisé à faire route sur OLRAK.

A 14 h 15 min 39, le pilote du PC 12 informe le contrôle qu'un de ses altimètres indique le FL 270 et l'autre le FL 290. Il demande au contrôleur si celui-ci a la possibilité de lever le doute et de vérifier son altitude s'il met le transpondeur en stand-by. Le contrôleur répond qu'il ne peut pas le faire mais qu'il va se renseigner auprès du contrôle militaire.

A 14 h 16 min 25, le contrôleur contacte le Centre Militaire de Coordination et de Contrôle (CMCC), indicatif Marengo, co-implanté au sein du CRNA/SO et lui demande s'il a un moyen de vérifier l'altitude exacte de EC-ISH « *autrement qu'à l'aide de l'image secondaire, par un radar primaire par exemple* ». Marengo répond qu'il n'a qu'une image radar secondaire et qu'il va se renseigner.

A 14 h 17 min 55, l'équipage de l'A318, contacte le secteur T du CRNA/SO, en montée vers le FL 230. Le contrôle répond qu'il le rappelle pour plus haut.

A 14 h 18 min 10, Marengo contacte le Centre de Contrôle et de Détection (CDC) de Lyon Mont Verdun et demande s'il peut lire l'altitude d'un aéronef civil sans alticodeur, en code 2742, à l'est de Clermont (il s'agit du PC 12). Le contrôleur du CDC de Lyon Mont Verdun répond qu'il « *lit le FL 270 au mode C pour cet avion* ».

A 14 h 19 min 04, l'A318 est autorisé à monter au FL 290 sur OLRAK. Il se situe derrière le PC 12, sur la même route. Sa vitesse est supérieure d'environ 170 kts à celle du PC 12.

A 14 h 19 min 30, Marengo rappelle le contrôleur du CRNA/SO et relaie l'information selon laquelle le PC 12 est au FL 270.

A 14 h 19 min 48, le contrôleur rappelle le PC 12 pour lui dire qu'il est exactement au FL 270 après vérification auprès des militaires.

A 14 h 30 min 20, le pilote du PC 12 informe le contrôleur qu'un avion d'Air France est passé très près de lui et demande à quelle altitude était cet avion. Le contrôleur répond que ce trafic est 2 000 pieds au-dessus. Le pilote répond que le trafic est juste en-dessous et demande si les militaires sont sûrs de l'altitude qu'ils ont fournie.

A 14 h 31, le pilote de l'A318 annonce qu'il veut déposer un airprox car il vient de doubler un avion au même niveau en effectuant un évitement sur la gauche. Il précise qu'il n'a pas eu d'information TCAS.

Le pilote du PC 12 demande à descendre à un niveau où il sera séparé de tout trafic. Il précise qu'il a un problème avec ses 2 altimètres qui présentent un écart de 2 000 pieds et que l'altitude affichée sur les écrans du contrôle aérien est apparemment fausse.

Note : le pilote du Pilatus utilisera la chaîne anémométrique de la place droite pour la suite du vol.

Il n'y a pas eu de déclenchement du filet de sauvegarde sur la position de contrôle ni d'alarme TCAS à bord des 2 avions.

La séparation minimale entre les 2 avions n'a pas pu être mesurée sur l'enregistrement, les 2 plots radar étant confondus. Les équipages ont estimé que la séparation était comprise entre 15 et 30 mètres horizontalement et environ 100 pieds verticalement.



Figure 1 : cliché radar pris au moment du dépassement

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Témoignage de l'équipage de l'A318

Le commandant de bord, pilote en fonction sur le vol, et le copilote ont déclaré qu'ils préparaient l'arrivée sur Toulouse lorsqu'ils ont ressenti des oscillations lentes « étranges » d'environ 5 degrés de roulis maximum pendant 5 secondes environ. Ne voyant rien d'anormal sur leur Primary Flight Display (PFD), ils ont repris la préparation de l'arrivée.

Intrigué par de nouvelles oscillations qui lui ont fait penser à de la turbulence de sillage, le copilote a regardé à l'extérieur. Il a alors eu un contact visuel avec un avion très proche, légèrement au-dessus et à droite. Il a déconnecté le pilote automatique et a effectué une action à piquer vers la gauche, en gardant constamment le contact visuel sur l'autre avion pendant le dépassement. Il a estimé être descendu de 200 pieds environ pendant cette manœuvre. Durant celle-ci, il a regardé son Navigation Display (ND) pour être sûr qu'aucun avion ne se situait en-dessous. Il a vu sur le TCAS le symbole (losange) d'un avion qui se situait alors à 2 000 pieds en-dessous, sans réaliser à cet instant qu'il s'agissait de l'avion qu'il venait de croiser.

2.2 Témoignage du pilote du PC 12

Lors de ce vol le pilote, titulaire d'un CPL, était accompagné par un autre pilote, également titulaire d'un CPL, assis en place droite. L'avion étant un avion mono-pilote, celui-ci n'avait pas de fonction particulière autre qu'une assistance auprès du pilote en cas de besoin.

Le pilote et le passager en place droite ont indiqué que lors de la montée initiale, qui s'est effectuée par paliers, ils ont commencé à observer un léger écart entre les 2 altimètres.

Un retour sur l'aérodrome de départ a été envisagé mais les conditions météorologiques sur ce terrain étaient médiocres. Par ailleurs, cet aérodrome se trouve dans une région montagneuse, accidentée, et le retour sur le terrain présentait un risque car l'équipage ne savait pas à quel altimètre se fier. La poursuite du vol a été décidée d'autant plus que les conditions météorologiques prévues en croisière et à destination étaient très bonnes.

Stables au FL 100, ils ont informé l'approche de Berne, avec laquelle ils étaient en contact, qu'ils avaient un écart entre les 2 altimètres, et ont demandé au contrôleur de vérifier qu'ils étaient bien au bien FL 100. Le contrôleur de Berne leur a répondu qu'il lisait le FL 100 sur l'écran radar.

Lors de la montée vers le FL 270, ils ont constaté que les écarts d'altitude et de vitesse entre les 2 ensembles anémo-altimétriques augmentaient. Stables au FL 270, ils avaient sur l'ensemble 1, côté pilote, le FL 270 et une vitesse indiquée de 90 kts et sur l'ensemble 2, côté droit, le FL 290 et une vitesse indiquée de 160 kts. L'équipage a tenté de lever le doute avec le GPS mais l'altitude GPS se situait entre 27 000 pieds et 29 000 pieds et ne leur permettait pas de lever le doute (voir note ci-après).

Note sur l'utilisation du GPS :

La lecture directe de l'altitude fournie par le GPS ne permet pas de lever le doute. En effet, cette altitude est élaborée à partir d'un calcul géométrique alors que les altimètres sont barométriques. L'altitude barométrique est en particulier influencée par les caractéristiques de la masse d'air (pression et température). Les 2 valeurs diffèrent donc d'un écart qui dépend des caractéristiques de la masse d'air.

Il est important de noter également que, réglementairement, l'information d'altitude fournie par le GPS ne doit pas être utilisée à des fins de navigation.

Lorsqu'ils ont été informés par le CRNA/SO qu'ils étaient exactement au FL 270, ils ont considéré que l'information d'altitude fournie par l'ensemble de gauche était valide puisqu'il s'agissait de la deuxième confirmation par le contrôleur.

Ils ont été toutefois intrigués par la vitesse affichée sur cet ensemble qui était inférieure à la vitesse prévue dans les conditions d'altitude et de masse du moment. Dans le doute, le pilote a maintenu la puissance de croisière et constamment surveillé son assiette comme le prévoit le manuel de vol.

Peu après, le dépassement par l'A318 a eu lieu et ils ont réalisé qu'ils étaient au FL 290. Ils ont effectué la suite du vol à l'aide des informations fournies par l'ensemble n° 2. Le vol s'est poursuivi sans autre problème jusqu'à l'atterrissement.

Des photos des panneaux instrumentaux ont été prises par l'équipage pendant le vol, avant l'incident, afin d'expliquer au constructeur le problème rencontré (voir ci-dessous).



Figure 2 : ensemble 1 côté gauche



Figure 3 : ensemble 2 côté droit

2.3 Procédures Pilatus

2.3.1 Panne Pitot et panne du système statique

Le manuel de vol du PC 12 prévoit, dans sa section « Emergency procedures », le cas de la panne Pitot et du système statique.

« Pitot/static system failure »

Probe switch : check on

A) If airspeed indicator malfunction :

In cruise and descent : only using known power settings and aircraft attitudes

B) If altimeter malfunctions

Below 10 000 feet : depressurize aircraft

Cabin altitude selector : select actual aircraft altitude on outer scale

When cabin pressure differential approaches zero

Cabin press switch : dump

Use cabin altimeter to give approximate aircraft altitude

2.3.2 Vitesse en croisière

Les tableaux de performance du manuel de vol montrent que :

- au FL 290, en maximum cruise - puissance habituellement utilisée en croisière - à la masse de 3 800 kg et à ISA + 2 °C (conditions du moment) la vitesse indiquée est de 158 kts ;
- au FL 270, dans les mêmes conditions, la vitesse est de 165 kts.

Ainsi la vitesse lue sur l'ensemble de droite était cohérente avec les conditions de vol du moment.

2.4 Le contrôle aérien

Dans les centres de contrôle civils français, les contrôleurs disposent d'informations provenant de radars secondaires uniquement. L'indicatif, le niveau de vol et la vitesse de l'avion apparaissent à côté du plot symbolisant l'avion sur l'écran. Le niveau de vol affiché est une information provenant de l'avion.

Dans le cas présent, le niveau lu par les contrôleurs du centre de contrôle de Bordeaux était celui transmis par le mode C (erroné) du PC 12.

Ne disposant pas de moyen de lever le doute exprimé par le pilote du PC 12, le contrôleur du CRNA/SO s'est adressé téléphoniquement au Centre Militaire de Coordination et de Contrôle (CMCC). Le rôle du CMCC est d'assurer des tâches de sûreté aérienne, de coordination et de contrôle des aéronefs militaires dans l'espace aérien sud-ouest. Ce centre est situé dans la même salle et dispose de la même image radar que celle du CRNA/SO.

La demande du CRNA/SO au CMCC est faite sous la forme « *J'ai, à LERGA, un EC-ISH au FL 270. Est-ce que tu as un moyen de voir son altitude exacte par autre chose que l'image radar que nous te fournissons ? Tu as du primaire ou quelque chose qui te permet de* » (phrase non terminée).

Le CMCC répond « *Je n'ai que du secondaire ici* ». Le contrôleur du CRNA/SO précise alors à son interlocuteur que le pilote du PC 12 aimerait vérifier son altimètre et connaître son altitude exacte et demande au CMCC si celui-ci a un moyen de le faire. Le CMCC répond qu'il va « *voir avec ses collègues s'il y a une solution* ».

Le CMCC contacte le Centre de Détection et de Contrôle (CDC) de Lyon Mont-Verdun, dans l'espace aérien duquel se trouve le PC 12. La demande est faite sous la forme « *j'ai un aéronef civil qui se trouve actuellement à l'est de Clermont, en code 2742, et ici ils n'ont plus d'alticodeur, plus rien* ».

Le CDC de Lyon Mont-Verdun répond alors qu'il voit cet avion sur son écran et qu'il est au FL 270, en précisant qu'il s'agit du niveau transmis par le mode C de l'avion.

C'est cette information qui est alors retransmise à l'équipage par le CRNA/SO.

Note : certains centres de contrôle militaires ont la possibilité d'obtenir une information sur la position verticale d'un avion à partir des données de radars primaires.

La précision de la mesure dépend de la position de l'avion et de sa distance par rapport aux radars primaires utilisés. Les valeurs obtenues sont suffisantes pour les besoins militaires mais ne permettent pas de déterminer avec précision l'altitude d'un avion.

Dans le cas présent, les radars militaires n'auraient pas permis de connaître le niveau exact du PC 12.

2.5 Renseignements sur le Pilatus PC 12

Le Pilatus PC 12 est un avion monopilote à cabine pressurisée pouvant transporter jusqu'à 9 passagers. Il est équipé d'un turbopropulseur Pratt & Whitney Canada PT6. Son plafond opérationnel est de 30 000 pieds.

L'EC-ISH, livré en octobre 2003, porte le numéro de série 498. Il est équipé de 2 chaînes altimétriques et anémométriques indépendantes, d'un pilote automatique, de 2 transpondeurs et d'un TCAS. L'entretien de l'avion a toujours été effectué dans les ateliers de Pilatus à Buochs.

2.5.1 Système altimétrique et anémométrique

Le PC 12 est équipé de 2 systèmes altimétriques et anémométriques, un côté pilote et un côté droit qui comprennent chacun :

- 2 prises de pression statique situées de chaque côté de l'avion dans la partie arrière du fuselage,
- une prise de pression totale (tube Pitot) situé sous une aile,
- un anémomètre (ASI),
- un altimètre,
- un indicateur de vitesse verticale (VSI).

De plus, un calculateur anémométrique (Air Data Computer : ADC) utilise les circuits pneumatiques du côté pilote pour élaborer les informations nécessaires à destination du pilote automatique.

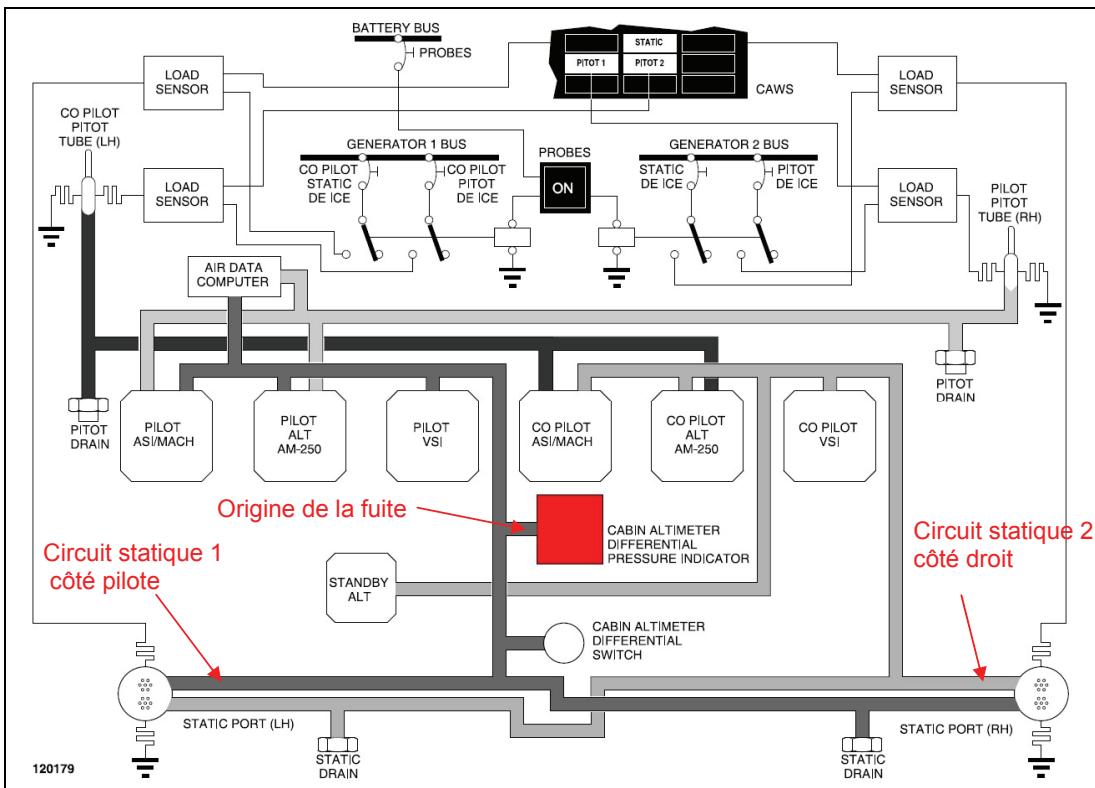


Figure 4 : schéma synoptique de l'installation anémométrique du PC 12

2.5.2 Origine de l'erreur altimétrique

L'avion étant pressurisé, il est muni d'un indicateur de pression différentielle de la cabine qui utilise le circuit pneumatique de pression statique du côté pilote pour élaborer son indication (en rouge sur la figure 4).

La recherche de panne effectuée sur l'avion le lendemain de l'incident a montré que la chaîne de pression statique côté pilote (cf. figure 4) faisait l'objet d'une fuite sur un connecteur assurant la jonction entre cette chaîne et de l'indicateur de pression différentielle de la cabine (pièces référencés 3 et 4 sur la figure 5).

Ainsi, une partie de l'air pressurisé de la cabine pouvait pénétrer dans la ligne de pression statique et augmentait la valeur de cette pression. Cette augmentation de la pression était, au FL 290, équivalente à la valeur de 2 000 pieds.

De ce fait, dès que la cabine était pressurisée, les instruments côté pilote indiquaient une altitude et une vitesse plus faibles qu'elles ne l'étaient en réalité.

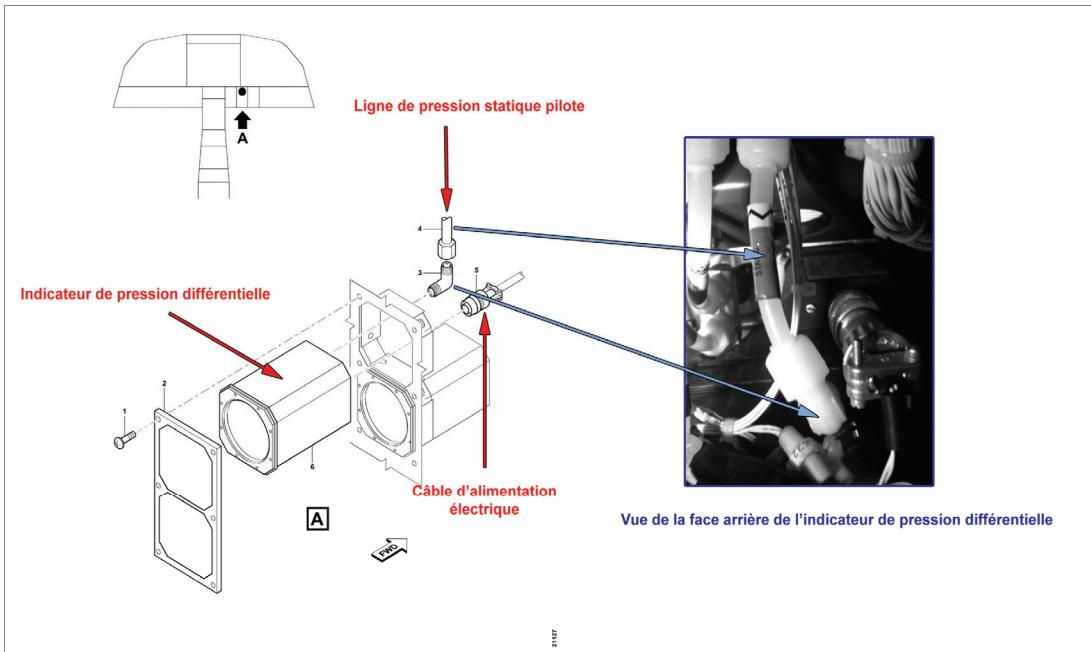


Figure 5 : schéma et photo de l'installation

2.5.3 Contexte du vol et entretien du PC 12

Le PC 12 sortait d'un entretien annuel d'une durée de 5 jours. Lors de cet entretien calendaire, les 2 circuits de pression statique ont fait l'objet de tests d'étanchéité. Ces tests ne nécessitent pas de dépose des différents éléments composant les circuits.

Néanmoins une consigne de navigabilité de l'AESA (référence 2006-0265) impose un test aux avions équipés de transpondeurs utilisant le système de codage d'altitude Gilham comme celui équipant le PC 12.

Sur le PC 12, avant d'effectuer ce test, il est nécessaire de déconnecter le circuit statique n° 1 au niveau de l'indicateur de pression différentielle de la cabine afin de protéger celui-ci des pressions élevées utilisées lors du test. Cette déconnection s'effectue en dévissant le connecteur situé sur le panneau arrière de l'indicateur de pression différentielle (cf. figure 6). A l'issue du test, le connecteur est revisé. Cette manipulation est rendue délicate en raison d'un espace d'accès restreint et de la présence d'une prise électrique à proximité de la tuyauterie.

A la fin de ce test, le circuit statique fait l'objet du test d'étanchéité. Dans le cas présent, ce test n'a pas révélé de fuite.

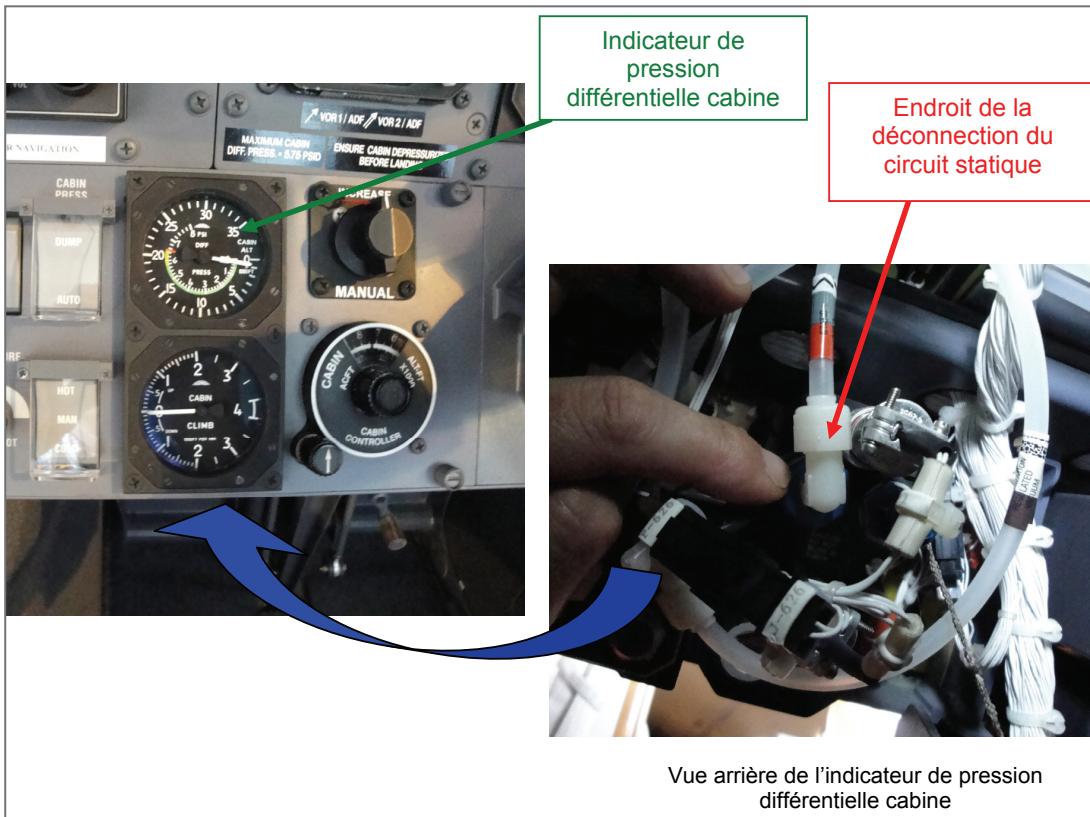


Figure 6

2.5.4 Examen de la pièce défectueuse

Le connecteur à l'origine de la fuite a été analysé. Il présentait un rétrécissement de sa section précédé d'un bourrelet au niveau du raccord avec l'indicateur de pression différentielle cabine (voir figure 7 ci-dessous).

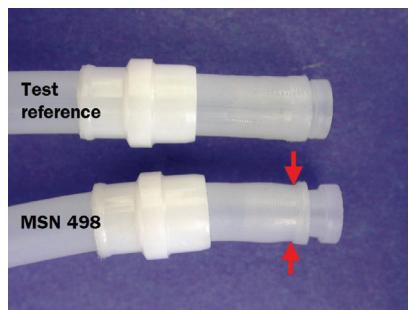


Figure 7 : rétrécissement de la section du connecteur

Les essais effectués pour les besoins de l'enquête ont consisté à solliciter le circuit en pression puis en dépression. Le connecteur a été serré manuellement en terminant par un serrage léger à la clé, comme lors des opérations de maintenance (il n'y a pas de couple de serrage préconisé).

Il a pu être établi, lors de ces essais, que la déformation observée sur le connecteur ne permettait pas une jonction et une étanchéité parfaites entre la tuyauterie et l'indicateur de pression différentielle cabine. De ce fait, le

tube (cf. « A » figure 8) pouvait être déplacé dans le sens longitudinal alors qu'il est, en temps normal, immobilisé par le serrage. Sans manipuler ce tube, aucune fuite notable ne se produisait. Dès lors qu'il était déplacé dans le sens longitudinal (cf. « B » figure 8), une fuite apparaissait.

Ainsi lors des tests d'étanchéité effectués par Pilatus, sur l'avion en statique, aucune fuite n'a été décelée. Lors du départ du PC 12, les vibrations en vol ainsi que les contraintes engendrées par la montée en pressurisation de la cabine ont très vraisemblablement amené le tube à se déplacer, causant ainsi la fuite au niveau du connecteur.

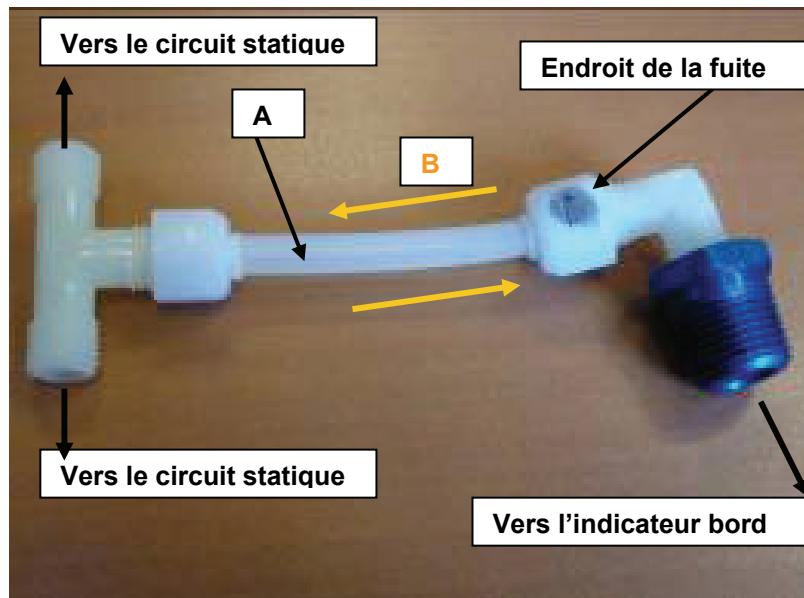


Figure 8 : photo de la tuyauterie



Figure 9 : emplacement sur avion

Il n'existe pas de vie limite ou de limitation particulière sur ce type de connecteur.

Aucune autre défaillance de ce type n'a été rapportée au constructeur sur une flotte de plus de 1 000 PC 12 en service dans le monde qui ont effectué plus de 3 millions d'heures de vol.

Les essais effectués dans le cadre de l'enquête n'ont pas permis de reproduire sur une pièce neuve la déformation observée sur la pièce en cause et par conséquent d'en identifier l'origine (problème de fabrication de la pièce ou manipulation inadéquate lors d'opérations de maintenance par exemple).

3 - CONCLUSION

Cet incident est dû à une fuite au niveau du circuit de pression statique alimentant le système anémo-altimétrique en place gauche. Cette fuite a entraîné la fourniture d'informations d'altitude et de vitesse erronées et a amené le PC 12 à évoluer à un niveau conflictuel avec le vol AF 850 NE sans que le risque de collision entre les 2 avions puisse être détecté ni par le contrôle aérien, ni par les systèmes d'anticollision tels que le filet de sauvegarde ou le TCAS.

Le niveau de vol affiché sur les systèmes sol ne permettait pas de lever le doute et a, ainsi, conforté l'ensemble des acteurs (équipage et contrôleurs) sur un niveau de vol erroné de l'avion. De ce fait, l'équipage n'a pas recherché davantage les causes de l'incohérence de la vitesse observée sur l'ensemble en place gauche.

4 - RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ

Rappel : conformément au Règlement européen n° 996/2010 et au Code des Transports, 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. Dans les 90 jours qui suivent la réception de la lettre de transmission d'une recommandation de sécurité, le destinataire en accuse réception et informe l'autorité responsable des enquêtes de sécurité qui a émis la recommandation des mesures prises ou à l'étude, le cas échéant, du délai nécessaire pour les mettre en oeuvre et, si aucune mesure n'est prise, des motifs de cette absence de mesure.

4.1 Services de la navigation aérienne

Ce type d'incident, particulièrement grave, présente la particularité d'être indétectable par les services de contrôle et par les différents systèmes de détection de conflits tels que le filet de sauvegarde ou le TCAS. Par ailleurs, dans la réglementation en vigueur, il n'existe aucune disposition prévoyant la gestion spécifique d'un vol dès lors qu'un pilote émet un doute sur sa position verticale.

Ceci avait amené le BEA à recommander, dès le 26 août 2010 :

- que la DSNA mette en œuvre, dans les plus brefs délais, une procédure d'urgence pour que le contrôle aérien assure un volume de sécurité autour d'un aéronef dès que l'équipage émet un doute sur sa position verticale et sans attendre la déclaration par celui-ci d'une situation de détresse ou d'urgence.*

4.2 Procédures équipages

En complément, l'enquête a montré que l'équipage disposait d'informations pour détecter l'erreur anémométrique côté pilote et que la seule lecture des altimètres ne permettait pas de détecter l'erreur.

Or, au regard de la conception des circuits, une panne sur le circuit anémométrique et barométrique peut avoir des conséquences sur les valeurs indiquées à bord tels que la vitesse indiquée, le niveau de vol et la vitesse verticale. Par exemple, une incohérence de la vitesse indiquée peut être liée à une erreur de l'altitude affichée et vice versa.

Une recherche effectuée auprès de plusieurs constructeurs d'avions a montré que les procédures sur la conduite à tenir par les équipages en cas d'incohérence d'altitude sont soit incomplètes, soit inexistantes.

En conséquence le BEA recommande à l'EASA :

- que des procédures du manuel de vol relatives aux situations d'altitude douteuse ou erronée soient complétées ou élaborées par les constructeurs ;**
- que ces cas soient considérés comme des situations d'urgence devant être déclarées par les équipages sans délai aux services de la circulation aérienne.**

5 - ENSEIGNEMENTS DE SÉCURITÉ

Il est important que les équipages soient informés :

- qu'ils doivent s'efforcer de maintenir une vigilance visuelle extérieure et de prêter attention aux « signaux faibles ». Dans le cas présent, seule la détection visuelle du PC 12 consécutive à la perception d'« oscillations » par l'équipage de l'A318 a permis d'éviter une probable collision en vol ;*
- les systèmes de protection bord (TCAS) et sol (filet de sauvegarde) sont basés sur les valeurs altimétriques transmises par l'avion via le transpondeur. En conséquence, une valeur altimétrique fausse ne permet plus à ces systèmes de jouer leur rôle d'ultime secours ;*
- que les contrôleurs aériens ne disposent pas d'outils leur permettant de lever un doute exprimé par un équipage vis-à-vis de son altitude. En effet, la seule information d'altitude disponible au sol provient du mode C, transmis par les transpondeurs.*

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

Parution : février 2011

