

**Accident du Pilatus PC-6/B2H2****immatriculé F-BTCG****survenu le 16 mars 2018****à Grenoble Isère (38)**

⁽¹⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale.

Heure	Vers 12 h 15 ⁽¹⁾
Exploitant	École de parachutisme de Besançon Franche Comté
Nature du vol	Aviation générale (vol technique)
Personnes à bord	Pilote et un mécanicien
Conséquences et dommages	Avion fortement endommagé

Perte d'efficacité de la gouverne de direction en vol, décrochage en courte finale lors d'un atterrissage de précaution

1- DÉROULEMENT DU VOL

Le pilote, accompagné d'un mécanicien aéronautique, décolle de l'aérodrome de Grenoble Isère pour effectuer un vol de contrôle après une opération de maintenance sur l'avion. Une fois arrivé dans un secteur dégagé au sud de l'aérodrome, le pilote débute les manœuvres prévues au programme de test. À l'issue d'une manœuvre de décrochage, il constate que ses actions sur les palonniers n'ont aucun effet. Il conserve toutefois le contrôle des ailerons et de la gouverne de profondeur. Il informe le contrôleur de l'aérodrome du problème et indique qu'il revient pour atterrir. Il se présente en longue finale pour la piste 09 revêtue. Ne connaissant pas la nature des dommages il choisit d'atterrir avec les volets rentrés. Il parvient avec difficulté à s'aligner dans l'axe de piste 09. Vers 300 ft en finale, le pilote se ravise et décide d'atterrir sur la piste 09 droite non revêtue qui jouxte la piste revêtue. En très courte finale, au moment de l'arrondi, lors de la réduction de puissance, à environ un à deux mètres de hauteur, l'avion part en roulis à droite puis à gauche, les saumons d'aile et l'hélice touchent le sol. L'avion effectue un cheval de bois, sort latéralement de la piste non revêtue par la gauche et s'immobilise sur le bord droit de la piste revêtue.

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES**2.1 Examen de l'avion sur site**

L'avion se situe en bordure droite de la piste 09 revêtue. Les traces des roues relevées sur la piste non revêtue montrent que l'avion a dévié sur la gauche avant de terminer sa course par un cheval de bois. Les saumons des ailes, les haubans et les extrémités des pales de l'hélice sont endommagés. La partie arrière du fuselage au droit de la dérive est pliée et partiellement détruite. Le train arrière a été en partie arraché.

2.2 Expérience du pilote

Le pilote, âgé de 62 ans, titulaire d'une licence de pilote privé avion PPL (A) et de la qualification de type PC-6 (SET⁽²⁾), totalisait environ 2 000 heures de vol dont 1 500 vols (soit environ 500 h) sur PC-6, principalement en largage de parachutistes.

2.3 Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques sur l'aérodrome relevées au moment de l'accident étaient les suivantes :

- vent du 070 pour 3 kt ;
- CAVOK ;
- température 10 °C ;
- QNH 1003 hPa.

2.4 Témoignage du pilote

Le pilote indique qu'il n'a pas noté d'anomalie lors de la visite prévol. Il précise que durant le décrochage, il n'a pas perçu de comportement anormal de l'avion et qu'il n'a détecté la défaillance sur l'axe de lacet que lors de la remise en puissance de la turbine. Il indique également que lors de la finale, il a eu des difficultés pour s'aligner correctement sur l'axe de piste et qu'il devait corriger constamment sa trajectoire. Il ne se rappelle pas de la vitesse qu'il avait en finale. Au moment de l'arrondi il se souvient que l'avion s'est mis à « *osciller en roulis* » avant de toucher durement le sol. Il précise également qu'il voulait poser l'avion « *3 points* » comme il a l'habitude de le faire.

2.5 Historique de l'avion

⁽³⁾Numéro de série 660 et construit en 1968.

Le Pilatus PC-6 F-BTCG numéro de série 551 a été construit en 1963. À la suite d'un accident en 1983, cet avion a été reconstruit en utilisant des pièces d'un autre Pilatus PC-6⁽³⁾ également accidenté. La période de reconstruction s'est étalée de 1984 à 1990. Le Pilatus PC-6 F-BTCG a subi en avril 2013 une révision générale.

Au moment de l'accident, l'avion totalisait 12 260 heures de vols depuis sa fabrication et 1 270 heures depuis la dernière révision générale.

2.6 Examen détaillé de l'avion

L'examen de l'avion en présence du constructeur a mis en évidence :

- la rupture par cisaillement des quatre rivets qui assuraient la liaison entre la collerette inférieure qui supporte le guignol et l'axe de la gouverne de direction ;
- la non-conformité par rapport aux plans de définition de l'assemblage entre la collerette inférieure qui supporte le guignol et l'axe de gouverne de direction.
- la liaison n'était assurée que par quatre rivets au lieu de huit (voir figure 1) ;
- la non-conformité par rapport aux plans de définitions de l'assemblage de la collerette supérieure sur l'axe de la gouverne de direction ;
- la liaison n'était assurée que par six rivets au lieu de huit et il a été relevé la présence d'une marque correspondant à un pré-perçage (voir figure 1).

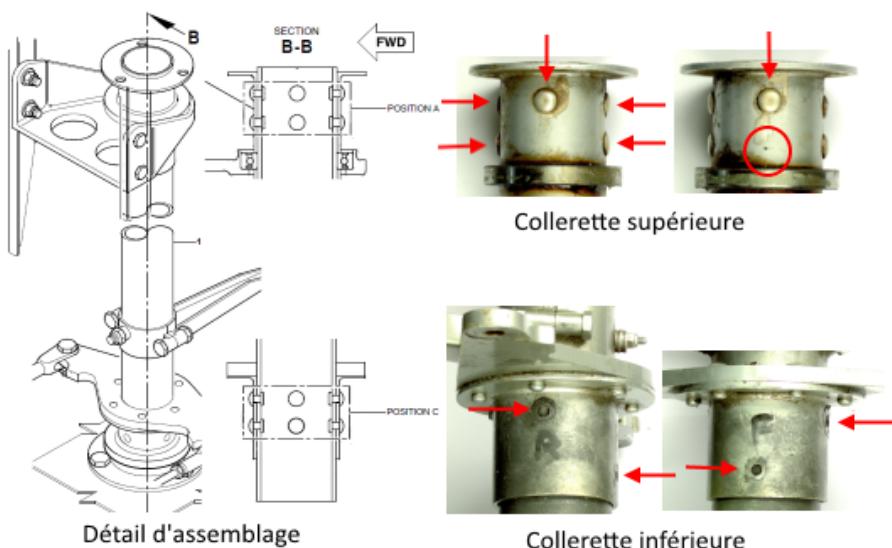


Figure 1 : détail d'assemblage du plan de définition et assemblages des collarettes inférieure et supérieure sur l'arbre de torsion constatés sur l'avion

2.7 Examen des rivets et alésages d'assemblage

Les examens réalisés en laboratoire par le BEA ont montré que :

- les marques sur la collarette au droit de têtes de rivet indiquent la présence d'un jeu entre la collarette et l'axe de commande de la gouverne de direction ;
- les rivets ont rompu brutalement en cisaillement par surcharge ;
- la différence de diamètre entre les trous et les rivets associés est plus importante que celle attendue pour ce type d'assemblage ce qui dans le temps peut du fait des vibrations conduire à du jeu.

2.8 Informations issues du constructeur

Les plans de définition initiaux relatifs à cet assemblage datent du 7 octobre 1958. À cette période, l'assemblage de la collarette inférieure qui supporte le guignol et l'axe de la gouverne de direction était réalisé à l'aide de deux goupilles coniques traversantes disposées à 90° l'une de l'autre et sur deux plans différents. Ce type d'assemblage était également utilisé pour la liaison de la collarette supérieure avec l'axe de la gouverne de direction.

En décembre 1960 le plan de définition a été modifié, les deux goupilles coniques ont été remplacées par huit rivets pour les deux assemblages (collerettes supérieure et inférieure) ce qui a nécessité de réaliser quatre trous supplémentaires.

D'autres modifications du plan de définition sont intervenues par la suite entre 1962 et 1995 portant notamment sur le type de rivet ou la forme géométrique de la collarette.

Les calculs de résistance des rivets au cisaillement montrent qu'il est nécessaire d'avoir huit rivets pour garantir un coefficient de sécurité suffisant pour résister aux efforts aérodynamiques qui s'exercent sur la gouverne de direction. Avec seulement quatre rivets, en fonction de la configuration et de la phase de vol, les efforts peuvent conduire au cisaillement des rivets et à la défaillance de la gouverne de direction.

2.9 Maintenance

Les travaux de maintenance réalisés avant le vol de l'accident ne concernaient pas l'axe de la gouverne de direction et n'ont aucun lien avec la défaillance de la commande de la gouverne de direction pendant le vol de contrôle.

⁽⁴⁾Sous forme papier ou numérique.

Les archives⁽⁴⁾ des travaux réalisés sur l'avion depuis 2003 jusqu'au jour de l'accident ne mentionnent pas le remplacement de cette pièce. Il n'a pas été possible de retrouver les archives antérieures à 2003.

En 2014 lors de la révision générale par un autre atelier de maintenance, le remplacement d'un roulement à bille sur l'axe de gouverne de direction a nécessité la dépose et repose de la collerette supérieure et donc le retrait puis la pose de nouveaux rivets. L'ordre de travail ne comporte pas le détail précis des opérations effectuées. Il n'a pas été possible lors de l'enquête de déterminer si les deux trous additionnels (six au lieu de quatre) et le pré-perçage ont été réalisés à ce moment ou lors d'une opération antérieure.

Selon le carnet de route de l'avion aucun événement survenu depuis la reconstruction en 1990 n'est de nature à nécessiter le remplacement de l'axe de la gouverne de direction.

3 - ENSEIGNEMENT ET CONCLUSION

Compte tenu des constatations, l'axe de la gouverne de direction ne peut provenir ni du Pilatus PC-6 s/n 551, ni du Pilatus PC-6 s/n 660 qui ont été construits après la modification des plans de définition introduisant les assemblages par huit rivets.

L'enquête n'a pas permis de déterminer l'origine de cet axe, néanmoins il est probable que le montage soit intervenu pendant la période de reconstruction entre 1984 et 1990.

3.1 Mesures prises par le constructeur à l'issue de l'accident

À la suite de cet accident et compte tenu des constatations, le constructeur a émis en juillet 2017 un bulletin de service (n°27-006), concernant l'ensemble des avions de type Pilatus PC-6, demandant l'inspection de l'axe de la gouverne de direction et la vérification de la conformité des assemblages sur ce dernier, ainsi que les instructions à suivre en cas de détection d'une non-conformité.

3.2 Conclusion

La commande de direction a rompu pendant le vol altérant de manière significative la contrôlabilité de l'avion sur l'axe de lacet.

Cette défaillance a considérablement élevé la charge de travail du pilote et son stress.

Dans ces conditions, il lui est devenu difficile de garder l'alignement avec l'axe de piste lors de l'atterrissement. La surveillance de l'alignement s'est alors faite au détriment de celle de la vitesse.

Il est très probable que les oscillations lors de l'arrondi résultent d'un décrochage de l'avion à basse vitesse.