



Incident de l'avion CESSNA - 182 - P immatriculé N609PC

survenu le 28 février 2018
à Yonval (80)

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

Heure	Vers 09 h 40 ⁽¹⁾
Exploitant	Privé
Nature du vol	Navigation
Personnes à bord	Pilote, passager
Conséquences et dommages	Avion endommagé

Vibrations et odeur de fumée en croisière, arrêt volontaire du moteur, atterrissage forcé en campagne

1 - DÉROULEMENT DU VOL

Note : Les informations suivantes sont principalement issues du témoignage des pilotes et des paramètres issus du GPS embarqué à bord de l'avion.

Le pilote, accompagné d'un passager assis en place avant droite, décolle vers 9 h 10 de l'aérodrome du Touquet-Côte d'Opale (62) pour un vol de navigation IFR à destination de l'aérodrome Lognes-Émerainville (77).

⁽²⁾ Il possède une licence de pilote de ligne ATPL, il est également instructeur IFR et bimoteur.

En fin de montée et arrivant au FL 70, le pilote et son passager perçoivent une odeur de fumée, des vibrations et un bruit de moteur anormal. Le pilote arrête le moteur puis tente de le redémarrer, sans succès. Le passager en place droite possédant une plus grande expérience de vol⁽²⁾ prend alors les commandes, émet un message d'urgence et tente de se dérouter en vol plané vers l'aérodrome d'Abbeville (80). Il se rend compte assez rapidement qu'il ne pourra pas rejoindre l'aérodrome. Il choisit un champ et effectue un atterrissage forcé en campagne aux alentours de 9 h 40.

Une fois au sol, les deux pilotes inspectent l'avion et constatent que le carter du moteur est perforé.



Source : pilote

Figure 1 : Aéronef sur le site d'atterrissement forcé (gauche) et perforation du carter moteur (droite)

Les enquêtes du BEA ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement à la détermination de fautes ou responsabilités.

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Renseignements météorologiques

Les données des METARs de l'aérodrome du Touquet-Côte d'Opale de 08 h 00 UTC et 08 h 30 UTC présentent des informations météorologiques compatibles avec le vol à vue, avec une situation CAVOK et un vent d'est d'environ 10 kt avec des rafales atteignant 25 kt.

2.2 Témoignages des pilotes

En complément des informations disponibles dans le déroulement du vol, les pilotes ont indiqué qu'au moment de l'identification de la panne, les températures d'huile étaient dans la plage verte, les températures des cylindres étaient également normales et la température maximale des cylindres était de 415 °F, la pression d'huile était faible.

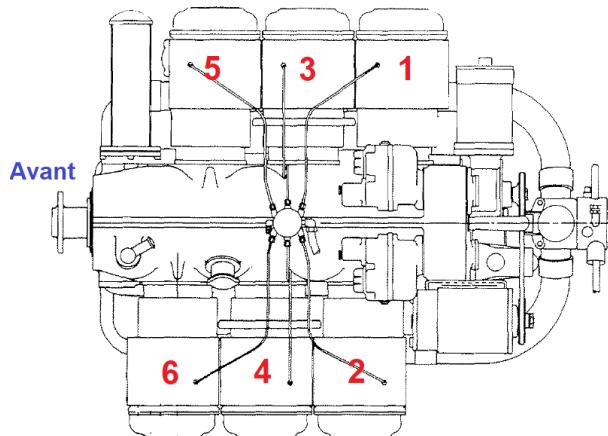
Les pilotes indiquent également que les temps de chauffage du moteur au départ ont bien été respectés.

Le pilote en place droite indique avoir volé avec l'avion la veille sans avoir eu de problème, et que l'avion est ensuite resté stationné dans un hangar jusqu'au vol de l'incident.

2.3 Informations sur l'aéronef et le moteur

L'avion est équipé d'un moteur Continental O-470-R dont le certificat de navigabilité a été émis le 20 juillet 2004.

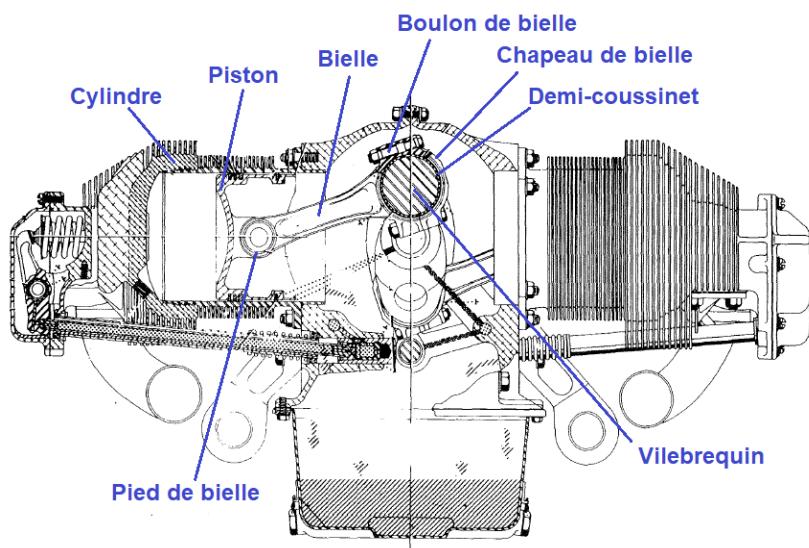
Ce système propulsif est un moteur à six cylindres à plat, à refroidissement à air. Les cylindres sont repérés de 1 à 6 tel qu'illustré sur le schéma ci-dessous.



Source : Continental

Figure 2 : Vue de dessus du moteur, repérage des cylindres

Chaque cylindre est équipé d'une bielle, attachée au vilebrequin par sa tête et attachée à l'axe de piston par son pied. Deux demi-coussinets sont positionnés entre la bielle et le maneton du vilebrequin (voir Figures 3 et 4). Un circuit de lubrification assure la circulation d'huile dans cette zone.



Source : Continental

Figure 3 : Vue en coupe du moteur



Source : BEA

Figure 4 : Composition d'une bielle

La dernière opération de maintenance a été réalisée sur le moteur le 13 février 2018, soit 15 jours avant l'incident. À cette date, le moteur cumulait 756 heures de fonctionnement depuis sa mise en service (TSN⁽³⁾), avec un vieillissement calendaire d'environ 14 ans. Le temps de fonctionnement entre cette opération de maintenance et l'événement est estimé à 5 ou 6 h.

⁽³⁾Time Since New.

L'opération de maintenance du 13 février avait consisté en un remplacement du cylindre n°2. D'après le témoignage du mécanicien ayant réalisé cette opération, le remplacement de ce cylindre faisait suite à des vibrations rapportées par les pilotes. La recherche de panne réalisée avait mis en évidence le blocage d'une soupape de ce cylindre, se traduisant par une absence de compression.

Sur le site de l'atterrissement, le jour de l'incident, les capots de l'avion ont été déposés par les membres de la société assurant la maintenance de l'aéronef. Il a été constaté la perforation des carters du moteur au droit du cylindre n°1 et l'arrachement de la magnéto droite. Le BEA ne s'est pas déplacé sur le site d'atterrissement de l'aéronef.

2.4 Examen du moteur

La société assurant la maintenance de l'aéronef a procédé à la dépose du moteur environ 15 jours après l'incident.

L'examen du moteur a été réalisé par le BEA dans ses locaux. Cet examen a montré que les endommagements sont concentrés dans l'environnement de la bielle du cylindre n°1. Les autres endommagements significatifs concernent les demi-coussinets du palier avant du vilebrequin.

Les endommagements dans l'environnement du cylindre 1 sont les suivants :

- la rupture brutale des carters ;
- la destruction en multiples fragments de la bielle ;
- la destruction partielle du piston ;
- l'endommagement du maneton du vilebrequin associé à la bielle, avec des indices d'échauffement intense.



Source : BEA

Figure 5 : Débris de la bielle



Figure 6 : Piston partiellement détruit bloqué dans le cylindre



Figure 7 : Maneton du vilebrequin

Le corps de la bielle est rompu à chaque extrémité. Parmi les débris exploitables, des indices de fissuration en fatigue ont été identifiés, très localement sur une faible profondeur, sur les fragments de la tête de bielle (voir Figure 8), avec une initiation du côté intérieur de la bielle (côté vilebrequin).



Source : BEA

Figure 8 : Faciès de rupture de la bielle 1

Cette zone de fissuration est associée à des duretés anormalement élevées du matériau composant la bielle. Malgré les échanges avec le constructeur Continental Motors, il n'a pas été possible de déterminer si cette dureté élevée a pu contribuer à l'événement ou a été générée au cours de la défaillance par un échauffement local.

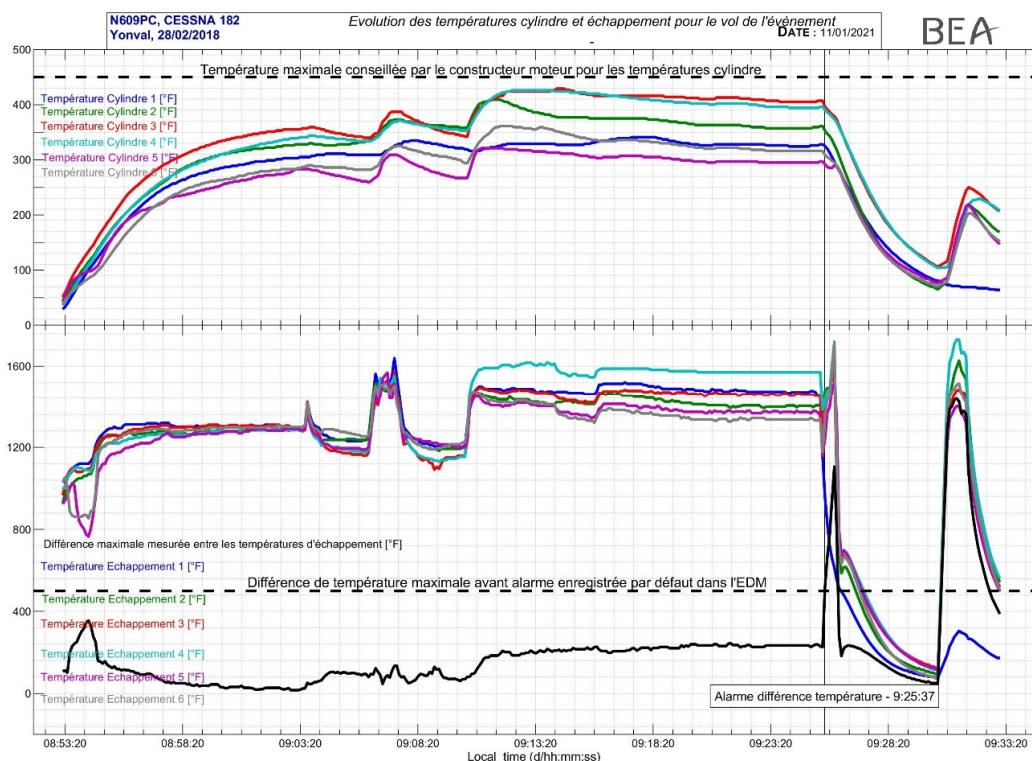
Les débris des demi-coussinets associés à cette bielle ont été récupérés au fond du carter d'huile, sous la forme de fins feuillards.

2.5 Examen de l'EDM

⁽⁴⁾ Engine Data Management.

Un contrôleur des données moteur (EDM)⁽⁴⁾ était installé à bord de l'aéronef. Cet équipement, permet d'afficher en cockpit les principaux paramètres moteur, et notamment les températures des cylindres (1 à 6) et des gaz d'échappement (1 à 6). Il enregistre également ces différents paramètres dans une mémoire non-volatile, et peut sauvegarder jusqu'à 30 heures de données.

Le vol de l'événement était enregistré dans ce calculateur, et l'évolution des différentes températures des cylindres et des gaz d'échappement a pu être analysée (voir Figure 9).



Source : BEA

Figure 9 : Températures des cylindres et des gaz d'échappement du moteur issues de l'EDM

On observe notamment que pendant le vol la température des six cylindres est en dessous du seuil de déclenchement de l'alarme de l'EDM à 450 °F.

Les températures des gaz d'échappement sont dans une plage normale, entre 1 350 °F et 1 550 °F pour tous les cylindres, à l'exception du cylindre n°4 qui a une température légèrement supérieure. L'EDM ne prévoit pas de déclenchement d'alarme simplement sur la valeur de la température des gaz d'échappement, mais le prévoit si la différence de température mesurée devient supérieure à 500 °F entre les différentes températures d'échappement.

Vers 9 h 25, cette différence augmente soudainement, dépasse le seuil de déclenchement de l'alarme et atteint environ 1 100 °F. Ceci est dû à une température d'échappement du cylindre n°1 en forte baisse alors que les températures de tous les autres cylindres marquent un pic haut avant une chute brutale. Cela est cohérent avec une perforation du carter au niveau du cylindre n°1. La tentative de redémarrage du moteur peu après, suivi de son arrêt définitif, est également enregistrée.

2.6 Similarités et divergences de l'accident du Cessna U206F immatriculé F-HNCM

⁽⁵⁾ [Accident du Cessna U206F immatriculé F-HNCM survenu le 09/04/2017 à Sainte-Marie-au-Bosc \(76\)](#)

Le Cessna U206F immatriculé F-HNCM⁽⁵⁾ a été accidenté le 9 avril 2017 à la suite d'un atterrissage forcé en campagne. Ce dernier était la conséquence de l'arrêt du moteur en vol avec une perforation du carter (moteur IO-520-F similaire au O-470-R du N609PC).

Les examens du moteur avaient montré que l'arrêt du moteur était dû à la rupture de la bielle n°4. Sur cette bielle, l'examen en laboratoire avait montré qu'une fissure de fatigue s'était amorcée initialement sur la surface extérieure de la tête de bielle. La propagation de cette fissure avait ensuite débouché sur une rupture brutale et la séparation de la bielle du vilebrequin.

Les observations identiques dans les deux cas concernent l'état endommagé du maneton du vilebrequin associé à la bielle considérée (avec des indices d'échauffement intense) et la destruction des demi-coussinets sous forme de petits feuillards et la perforation du carter. Ces endommagements sont usuels et consécutifs d'une rupture de bielle sur le type de moteur considéré.

Le cas initié sur l'avion N609PC se distingue de celui initié sur le F-HNCM par les éléments suivants :

- la position de la zone d'amorçage de la fissure ; respectivement côté intérieur de la bielle en contact avec les demi-coussinets (voir [Figure 8](#)) et côté extérieur de la surface (voir Figure 10) ;
- l'étendue de la zone fissurée en fatigue ; très locale (quelques μm) sur le N609PC (voir [Figure 8](#)) et très nettement étendue (quelques cm) sur le F-HNCM (voir Figure 10) ;
- la modification des caractéristiques mécaniques du matériau (dureté) au voisinage de la zone d'amorçage sur le N609PC et sans modification sur le F-HNCM.



Source : BEA

Figure 10 : Faciès de rupture sur F-HNCM

La comparaison des deux cas semble montrer un processus d'initiation de fissure en fatigue différent mais avec des conséquences équivalentes.

3 - CONCLUSIONS

Les conclusions sont uniquement établies à partir des informations dont le BEA a eu connaissance au cours de l'enquête. Elles ne visent nullement à la détermination de fautes ou de responsabilités.

Après avoir identifié un dysfonctionnement du moteur en croisière, le passager en place droite, plus expérimenté que le pilote, a repris les commandes et a réalisé avec succès un atterrissage forcé en campagne.

Les examens réalisés par le BEA sur le moteur ont montré qu'une rupture en fatigue de la bielle n°1 est à l'origine de l'arrêt du moteur.

Une rupture en fatigue d'une bielle d'un moteur similaire a été mise en évidence par le BEA sur un accident précédent. Le processus d'initiation de la fissure en fatigue était différent dans ces deux occurrences. L'origine des ruptures en fatigue de ces deux bielles n'a pas pu être déterminée.