



Accident de l'avion Cessna Reims-Aviation F152 immatriculé F-GEMS

survenu le 21 octobre 2018
à Lingreville (50)

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

Heure	16 h 30 ⁽¹⁾
Exploitant	Aéroclub de Cambrai
Nature du vol	Navigation
Personnes à bord	Pilote et passager
Conséquences et dommages	Avion détruit

Panne moteur en montée, atterrissage forcé en campagne, collision avec un arbre en courte finale

1 - DÉROULEMENT DU VOL

Note : Les informations suivantes sont principalement issues des témoignages.

⁽²⁾ Le matin même, le pilote avait effectué le vol aller depuis Cambrai.

Le pilote, accompagné d'un passager, décolle de l'aérodrome de Granville - Mont-Saint-Michel (50) à destination de l'aérodrome de Cambrai-Niergnies (62), où l'avion est basé⁽²⁾. En montée aux alentours de 4 500 ft, le pilote ressent de fortes vibrations tandis que le régime du moteur diminue brusquement. Le pilote arrête le moteur et s'annonce en détresse sur la fréquence Rennes Info. Ayant constaté qu'il ne pourrait pas revenir vers l'aérodrome de départ, il identifie un vaste champ dégagé en vue de réaliser un atterrissage forcé. En courte finale, le saumon de l'aile droite touche les branches d'un arbre situé en bordure du champ. Lors de l'atterrissage, l'avion heurte le sol avec l'aile gauche puis s'arrête brutalement.



Source : BEA

Figure 1 : Site de l'accident

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Renseignements sur le pilote

Le pilote, âgé de 26 ans, est titulaire d'une licence de pilote privé avion obtenue en 2016. Il totalisait 116 heures de vol dont vingt dans les trois mois précédents, ces dernières ayant toutes été réalisées sur le F-GEMS.

2.2 Renseignements sur l'avion

Le Cessna Reims-Aviation F152 immatriculé F-GEMS était équipé d'un moteur Lycoming O-235-L2A à quatre cylindres à plat, refroidis par air, d'une puissance maximale de 118 ch au régime de 2 800 tr/min, à entraînement direct et carter humide. Après l'accident, une observation visuelle du moteur révèle que le cylindre arrière droit est désolidarisé du carter moteur.



Source : GTA

Figure 2 : Cylindre arrière droit désolidarisé du carter moteur

2.3 Examen du moteur

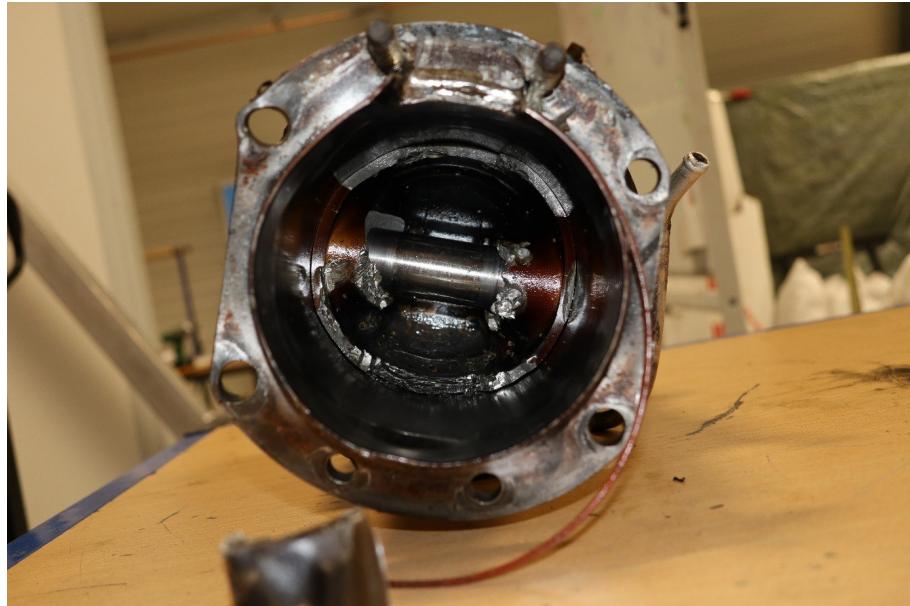
Le moteur a été prélevé pour être examiné au BEA. Le carter moteur est rompu autour de l'embase du cylindre arrière droit (cylindre n°3). Les trois autres cylindres sont en position, sans endommagement visible.



Source : BEA

Figure 3 : Moteur à son arrivée au BEA

Le piston est bloqué à l'intérieur du cylindre n°3. Son axe de liaison avec la bielle est présent et en bon état. Il ne présente pas de marque ou de trace d'échauffement. Le piston est partiellement détruit.



Source : BEA

Figure 4 : Piston bloqué dans le cylindre n°3

La bielle du cylindre n°3 est fortement endommagée. Elle est désolidarisée du vilebrequin et de l'axe du piston.



Source : BEA

Figure 5 : Bielle du cylindre n°3

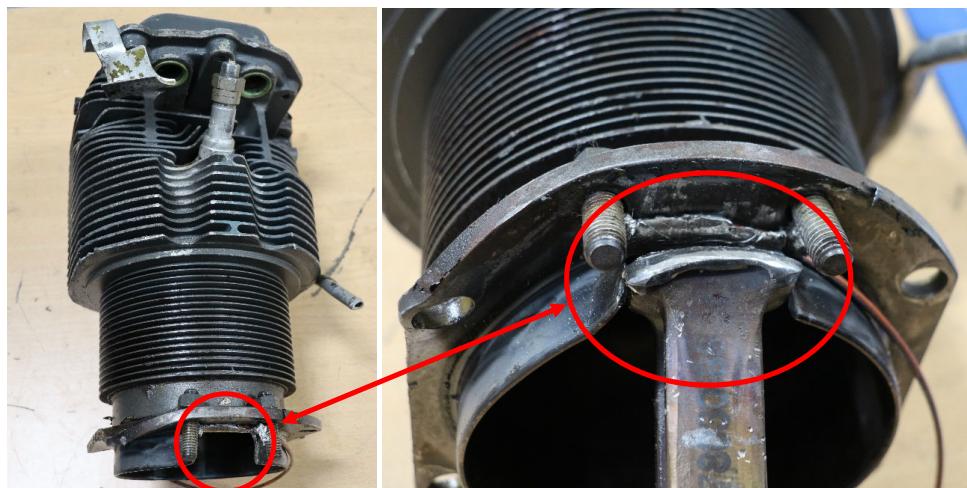
La tête de la bielle (côté vilebrequin) est peu endommagée et les deux vis maintenant le chapeau de la bielle sont rompues. L'examen des ruptures de ces deux vis montre un phénomène de rupture brutale par surcharge, consécutive à la défaillance.

Le chapeau de la bielle ainsi que les demi-coussinets, normalement positionnés entre la bielle et le vilebrequin n'ont pas été retrouvés. L'endommagement préalable des demi-coussinets est peu probable en raison de l'absence de traces de surchauffe ou de frottement intense sur le vilebrequin.

Le pied de la bielle est rompu et présente des déformations et du matage consécutif au martelage du pied de bielle tandis que le vilebrequin continuait d'être entraîné. L'étendue des dommages n'a pas permis de déterminer la nature de cette rupture. La bague, normalement positionnée entre le pied de bielle et l'axe du piston, n'a pas été retrouvée.

Le cylindre est normalement fixé au carter par huit goujons dont deux sont traversants. L'un des goujons n'a pas été retrouvé. Deux autres goujons ont été arrachés du carter. Les cinq autres éléments de fixation sont rompus. L'examen des zones rompues montre des phénomènes de rupture brutale par surcharge.

La base du cylindre n°3 présente un endommagement localisé, causé par le martellement répété du pied de bielle. La désolidarisation du cylindre n°3 du carter est manifestement la conséquence de l'endommagement préalable de la bielle.



Source : BEA

Figure 6 et 7 : Cylindre n°3 et pied de bielle en regard de l'endommagement du cylindre

L'ensemble des examens réalisés par le BEA indique une défaillance initiale au niveau du pied de la bielle du cylindre n°3. En raison de l'état d'endommagement de cette bielle, il n'a pas été possible de définir de façon plus détaillée le scénario de sa rupture.

2.4 Entretien de l'avion et du moteur

La dernière visite 100 heures de l'avion remontait au 4 septembre 2018. Lors de cette visite, le moteur avait accumulé 2 769 heures de fonctionnement depuis sa dernière révision générale. Au moment de l'accident, il avait probablement dépassé 2 800 heures de fonctionnement.

Le constructeur du moteur précise que l'intervalle de temps entre deux révisions générales (TBO⁽³⁾) de ce type de moteur est de 2 400 h, sans prévoir de possibilité d'extension au-delà.

⁽³⁾ Time Between Overhaul.

2.4.1 Règlementation relative au dépassement du TBO

Au moment de l'accident, la DGAC avait établi que des dépassements du TBO sont acceptables sous certaines conditions précisées dans le guide G-41-11 « *Contrôles alternatifs aux potentiels avant révision des moteurs à pistons* » publié par l'OSAC. Ce guide est applicable aux aéronefs :

- détenteurs d'un certificat de navigabilité de niveau OACI ;
- équipés de moteurs 4 temps essence à cylindres opposés et refroidissement par air uniquement ;
- inscrits au registre français d'immatriculation ;
- non exploités par des organismes de transport aérien commercial détenant un CTA AIROPS (CTA Européen sous licence octroyée conformément au règlement (CE) 1008/2008 ou CTA A vers A) et les CTA nationaux.

Ce guide précise que le dépassement du potentiel horaire recommandé par le motoriste est limité à 20 %, soumis à la réalisation régulière de contrôles complémentaires. Il définit en outre ces contrôles complémentaires.

Le Programme d'Entretien de l'aéronef doit alors être révisé pour prendre en compte les instructions décrites dans le guide. Cette révision doit être approuvée par l'autorité ou un organisme de gestion de navigabilité agréé.

2.4.2 Évolution réglementaire Partie-ML

⁽⁴⁾ <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/FR/TXT/PDF/?uri=CELEX:32020R0270&qid=1624986224899&from=fr>

⁽⁵⁾ [Règlement de la Commission du 3 juillet 2015 modifiant le règlement \(UE\) n° 1321/2014 en ce qui concerne l'allégement des procédures de maintenance des aéronefs de l'aviation générale](#)

⁽⁶⁾ Minimum Inspection Programme.

⁽⁷⁾ https://www.osac.aero/actualites-Programme_d_entretien_le_canevas_EASA

Depuis le 24 mars 2020, un nouveau règlement⁽⁴⁾ (Partie-ML) permet de rendre déclaratif le programme d'entretien de nombreux avions légers soumis aux règles AESA. Le guide G-41-11 n'est plus applicable depuis cette date pour l'entretien de ces avions.

La Partie-ML ne prévoit pas que l'autorité compétente puisse approuver le contenu des programmes d'entretien, déviations comprises, des aéronefs concernés. Désormais, le programme d'entretien des aéronefs redevables de la Partie-ML est soit approuvé par un organisme agréé de gestion du maintien de la navigabilité, soit déclaré par le propriétaire lorsqu'il en assure lui-même la gestion.

Les dispositions réglementaires adoptées à travers le règlement (EU) N° 2015/1088⁽⁵⁾ ont également introduit un programme générique de tâches d'entretien (MIP⁽⁶⁾)⁽⁷⁾. Ce MIP peut être choisi comme base du programme d'entretien déclaré à la place des données d'entretien définies par le constructeur.

Les éventuelles déviations ne doivent pas rendre le programme d'entretien moins restrictif que le MIP et ne peuvent pas porter sur des informations obligatoires relatives au maintien de la navigabilité. Le MIP ne contient que des éléments basiques : l'extension du TBO des moteurs ne fait ainsi pas partie des informations de maintenance obligatoires.

Un gestionnaire de navigabilité peut ainsi faire le choix de dépasser le TBO et de n'appliquer aucune mesure compensatoire.

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.

Scénario

Tandis que le pilote se trouvait en montée, à environ 4 500 ft, il a été confronté à une défaillance brusque du moteur. Après avoir arrêté le moteur, il a réalisé un atterrissage forcé en campagne. En courte finale, il s'est trouvé plus bas que prévu et n'a pas été en mesure de conserver un espacement suffisant avec la végétation. Le saumon de l'aile droite a heurté un arbre avant le champ visé.

Facteurs contributifs

L'enquête a montré que la défaillance du moteur a été causée par la rupture du pied de l'une des bielles du moteur. L'origine de cette rupture n'a pas pu être déterminée.

Le dépassement du TBO du moteur qui avait accumulé 2800 heures de fonctionnement, tandis que le TBO préconisé par le constructeur est de 2 400 h, a pu contribuer à la défaillance du moteur en vol.

Il est possible que, après avoir arrêté le moteur, le pilote ait sous-estimé les performances de vol plané de l'avion avec le moteur arrêté.