



## Accident de l'avion ROBIN - DR400 - 120 immatriculé F-GSBK

survenu le 3 septembre 2018  
à Bénodet (29)

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

<b>Heure</b>	Vers 12 h 05 <sup>(1)</sup>
<b>Exploitant</b>	Aéroclub de Quimper
<b>Nature du vol</b>	Vol local
<b>Personnes à bord</b>	Pilote et deux passagers
<b>Conséquences et dommages</b>	Un passager blessé, avion fortement endommagé

### Rupture d'un cylindre du moteur en croisière, atterrissement forcé, basculement sur le dos lors du roulement à l'atterrissement sur une plage

#### 1 - DÉROULEMENT DU VOL

*Note : Les informations suivantes sont issues des témoignages.*

Le pilote, accompagné de deux passagers, décolle de l'aérodrome de Quimper Pluguffan (29) pour un vol local vers l'archipel des Glénan situé à environ 17 NM au sud sud-est de l'aérodrome. Le pilote descend à une hauteur d'environ 500 ft au-dessus de la mer afin que les passagers prennent des photographies de l'archipel. Il souhaite ensuite reprendre de l'altitude mais son action sur la manette de gaz est inefficace. Le moteur commence à vibrer, de l'huile est projetée sur la verrière et de la fumée sort du capot moteur. Le pilote ne trouve pas de zone dans l'archipel permettant un atterrissage forcé. Il fait demi-tour vers le continent et émet un message d'urgence. La puissance résiduelle permet de maintenir la vitesse et un palier à une altitude de 500 ft. Il configure l'avion en vue d'un atterrissage face à l'est<sup>(2)</sup> sur une plage. Le moteur s'arrête, hélice bloquée, avant le virage vers l'est dans l'axe de la plage. La présence d'une personne sur la plage amène le pilote à altérer sa trajectoire vers la droite et à se rapprocher du rivage. À l'atterrissement, l'avion bascule sur le dos et s'immobilise dans l'eau.

Les passagers évacuent par eux même de l'avion.

<sup>(2)</sup> Vent du nord-est pour environ 10 kt.



Source : Journal Le Télégramme (Photo DR)

Figure 1 : Photo du F-GSBK à l'issue de l'atterrissement d'urgence

## 2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

### 2.1 Renseignements sur le pilote

Le pilote était titulaire d'une licence de pilote d'avion PPL(A) depuis septembre 2012. Il totalisait 132 heures de vol dont trois dans les trois derniers mois, en tant que commandant de bord et sur type.

### 2.2 Examen du moteur

L'avion est équipé d'un moteur Lycoming O-235-L2A à quatre cylindres développant 118 HP à un régime de 2 800 tr/min. Le moteur est associé à une hélice Sensenich, bipale métallique, à pas fixe.

#### 2.2.1 Constatations générales

<sup>(3)</sup> Le cylindre est composé de deux parties : le fût en acier, fixé sur le demi-carter, et la culasse en alliage d'aluminium, vissée sur le fût en acier.

Le carter est perforé au droit du cylindre N°4, à l'arrière gauche du moteur. Le cylindre N°4 est rompu sur toute sa circonférence, au droit de son fût en acier<sup>(3)</sup>, à proximité immédiate de son embase toujours fixée sur le moteur. Cette embase est également rompue radialement. Au droit de cette cassure, la peinture externe est absente et de la corrosion superficielle est relevée sur la surface. La surface externe des trois autres cylindres présente également de la corrosion superficielle en lieu et place de peinture.

<sup>(4)</sup> <https://www.lycoming.com/content/parts-catalog-o-235-l2a-l2c>

Les quatre cylindres du moteur correspondent au modèle spécifié par le constructeur pour le moteur considéré<sup>(4)</sup>.

Des résidus blanchâtres au niveau du montage des cylindres sur les carters se superposent au joint torique spécifié par Lycoming. L'origine du produit ayant entraîné les résidus n'a pas pu être identifiée.

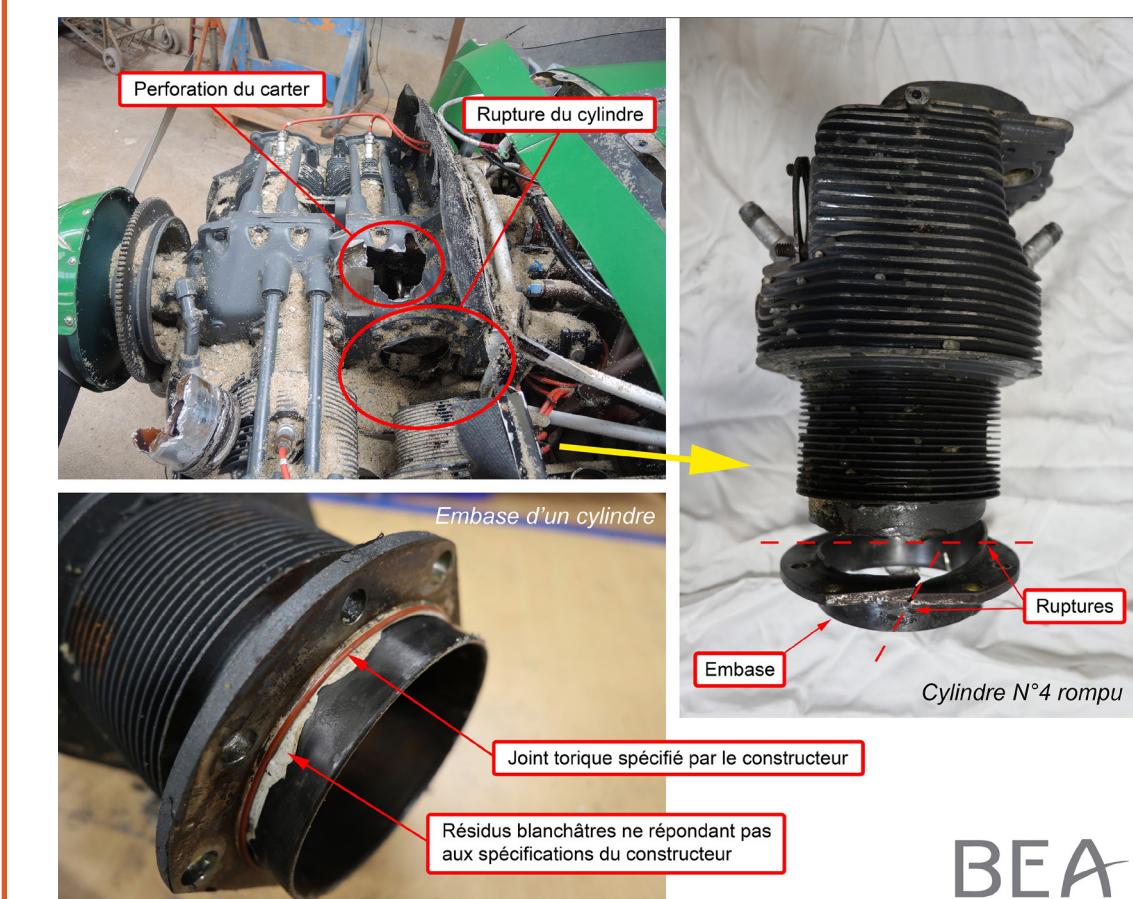


Figure 2 : Photos du moteur et du cylindre N°4

BEA

La bielle du cylindre N°4 n'a pas été retrouvée. Son piston présente de nombreux endommagements.

Le démontage du moteur ne met pas en évidence d'indice d'une lubrification inusuelle pouvant expliquer une défaillance prématuée du moteur. Le vilebrequin et l'intérieur du cylindre ne présentent aucun endommagement significatif. La désolidarisation de l'ensemble « *bielle et piston* » du cylindre N°4 semble être ainsi la conséquence de la rupture de ce cylindre.

### 2.2.2 Examen du cylindre N°4

<sup>(5)</sup> Lors du processus de fissuration, la pression des surfaces l'une contre l'autre entraîne leur écrasement superficiel, pouvant effacer tout ou partie des indices de fissuration.

L'examen détaillé du cylindre N°4 a permis de mettre en évidence que sa rupture résultait d'un phénomène de fissuration en fatigue de son fût en acier. La cassure est très endommagée, avec une grande partie de son faciès matée<sup>(5)</sup>. Cet état d'endommagement avancé ne permet pas d'identifier le ou les sites d'amorçage de la fissure, ni son étendue exacte sur la circonférence du cylindre. Néanmoins, la présence de ces indices de fissuration sur au moins deux zones distinctes de la cassure ainsi que l'aspect maté et oxydé du faciès semblent témoigner d'un processus de fissuration qui s'est développé de manière progressive avec le temps, sans qu'il soit possible de définir quand il a été amorcé.

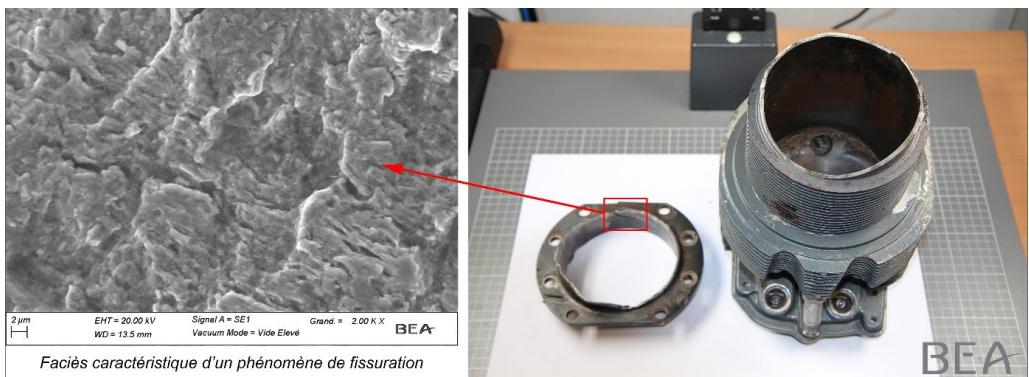


Figure 3 : Examen du cylindre N°4

## 2.3 Maintenance du moteur

Le suivi de navigabilité du F-GSBK était géré par la société Xénon Aviation, organisme approuvé de gestion du maintien de la navigabilité de l'aéronef (CAMO). Les actions d'entretien étaient effectuées par le mécanicien du club qui détenait une licence Part 66 pour ce type d'avion.

Le 27 août 2018, date de la dernière opération de maintenance (visite 50 heures), le moteur totalisait 2 259 heures de fonctionnement (un Service Bulletin du constructeur prévoit un temps de fonctionnement de 2 400 heures entre deux révisions générales).

### 2.3.1 Vérification du taux de fuite des cylindres

Le constructeur recommande cette vérification en cas de diminution de puissance, d'augmentation de la consommation d'huile, de difficulté pour démarrer le moteur ou lorsqu'une anomalie est constatée. Il recommande également de vérifier le moteur à des intervalles de 100 heures de vol ou chaque année. Les spécifications du constructeur relatives à cette vérification sont décrites dans le Service Bulletin n°1191, révision A, daté du 28 septembre 1998. Elle doit être réalisée « *moteur chaud* », cylindre par cylindre. Elle consiste à injecter de l'air comprimé par un orifice de bougie sous une pression fixe de 80 psi, avec le piston en position « *point mort haut* ».

La pression doit être appliquée au moyen d'un dispositif spécifique. Les « *Pression Amont* » et « *Pression Aval* » correspondent respectivement à la pression d'alimentation de 80 psi et à celle mesurée en aval du dispositif qui permet de mesurer le débit de fuite. Les critères suivants permettent de déterminer les actions de maintenance à entreprendre :

<b>Pression Aval <math>\geq</math> 70 psi</b>	Le cylindre est considéré satisfaisant.
<b>60 psi &lt; Pression Aval &lt; 65 psi</b>	Des mesures de taux de fuite doivent être effectuées à des intervalles de 100 heures.
<b>Pression Aval &lt; 60 psi</b>	Démontage du cylindre et révision.

L'examen des données de maintenance entre le 26 juin 2017 et le 27 août 2018, dernière visite effectuée (50 heures) avant le vol de l'accident, détaille les valeurs de taux de fuite suivants :

- Pour les trois visites 100 heures comprises entre le 24 juillet 2017 et le 27 octobre 2017 : les valeurs des taux de fuite des cylindres étaient supérieures ou égales à 70 psi (à l'exception de la mesure du taux de fuite du cylindre N°1 le 27 octobre 2017 qui était égale à 60 psi).
- Pour les visites 100 heures du 5 février 2018 et du 30 mai 2018 : les valeurs de taux de fuite des cylindres indiquées étaient inférieures ou égales à 38 psi.
- Pour les visites 100 heures du 11 juillet 2018 et du 9 août 2018 : les taux de fuite des cylindres ne sont pas indiqués.

D'après les informations fournies par le CAMO, l'origine des valeurs de taux de fuite inférieures à 38 psi venait de la méthode employée et de l'outillage utilisé. Des valeurs similaires avaient par ailleurs été relevées sur les données de maintenance d'autres avions du club. La commande et l'utilisation du matériel approprié par le club, à la demande du CAMO, ont par la suite permis d'obtenir des valeurs de taux de fuite valides et cohérentes pour les avions du club.

### 2.3.2 Atmosphère saline et tropicale

Le programme d'entretien de l'avion établi par le constructeur prévoit une recherche annuelle de corrosion lorsque l'avion est utilisé en atmosphère saline et/ou tropicale. Aucune donnée de maintenance n'a permis d'indiquer une telle recherche pour le F-GSBK.

## 2.4 Occurrences similaires

Trente-quatre occurrences similaires entre novembre 1995 et novembre 2003, avec le même type de moteur et le même mode d'endommagement que celui au niveau du cylindre N°4 du moteur du F-GSBK, avaient été identifiées. Plusieurs de ces occurrences ont fait l'objet d'une enquête de sécurité par le BEA. Les modèles de cylindres concernés étaient différents de celui du cylindre du moteur du F-GSBK. Pour six occurrences, les fissures s'amorçaient à proximité immédiate de l'embase, sur la surface extérieure, favorisées par de la corrosion. Pour deux de ces six occurrences, les valeurs de taux de fuite enregistrées lors de la visite 100 heures ayant précédé l'occurrence n'avaient révélé aucune anomalie.

À la suite de ces occurrences, la DGAC avait émis en 1998 une consigne de navigabilité imposant des inspections régulières du fût des cylindres. Cette consigne de navigabilité n'avait pas été reprise par l'AESA. De son côté, Lycoming a publié un « *Service Bulletin* » (n°1504) qui prévoyait le remplacement des cylindres de la série de moteurs O-235 par des cylindres avec une résistance améliorée à la corrosion. Tous les nouveaux cylindres livrés en Europe par Lycoming depuis les années 2000 sont de ce nouveau modèle, dont ceux du moteur du F-GSBK. L'examen des bases de données de Lycoming depuis l'année 2000 n'a révélé qu'un cas, en 2005, de fissuration du fût d'un cylindre fabriqué pour avoir une résistance améliorée à la corrosion. Cette fissure n'était toutefois pas liée à la corrosion mais à de fortes contraintes d'origine inconnue.

En 2009, l'AESA a publié un bulletin d'information de sécurité (SIB n°2009-24 du 6 août 2009) à partir d'une recommandation de l'AAIB émise sur la base d'une enquête de sécurité relative à un accident similaire survenu en 2006. Ce bulletin demandait en particulier aux exploitants d'avions équipés de moteurs de la série O-235 qui n'auraient pas fait l'objet d'un remplacement conformément au bulletin de service de Lycoming, de vérifier les fûts de cylindres lors des visites de maintenance programmées.

### **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**

Lors d'un vol local au large de la côte sud de la Bretagne, un des quatre cylindres du moteur s'est rompu en croisière. Cette rupture est la conséquence d'un phénomène de fissuration en fatigue du fût en acier du cylindre. L'état de la cassure semble témoigner d'un processus ancien, sans toutefois pouvoir le dater. Au droit de cette cassure, la seule singularité relevée est la présence de corrosion. Le pilote a réussi avec la puissance résiduelle à rejoindre la côte. Le moteur s'est ensuite arrêté et le pilote a atterri sur une plage. Lors du roulement à l'atterrissement, l'avion a basculé sur le dos et s'est immobilisé dans l'eau.

L'absence de mesures des taux de fuite enregistrées lors des deux dernières visites de maintenance 100 heures n'a pas permis l'éventuelle détection, lors des visites, d'une anomalie sur le cylindre qui a rompu. De plus, les données de maintenance disponibles ne mentionnent pas de recherche annuelle de corrosion pour le F-GSBK du fait de son exploitation en atmosphère saline.

L'enquête de sécurité n'a pas pu déterminer les facteurs ayant contribué au phénomène d'endommagement qui a conduit à la rupture complète du cylindre en vol.