



# RAPPORT TECHNIQUE

**Accident** du Christen Industries  
INC PITTS S-2 Spécial  
immatriculé F-GEAL  
survenu le 08/12/2013  
à Meaux Esbly (77)

**Examen de l'avion, du moteur  
et du vilebrequin**



**BEA**  
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses  
pour la sécurité de l'aviation civile  
[www.bea.aero](http://www.bea.aero)



## **AVERTISSEMENT**

*Ce document et les photographies ou renseignements techniques qu'il contient sont soumis aux règles de diffusion et de confidentialité du règlement européen 996 du 20 octobre 2010.*

*Les conclusions du présent document sont établies d'après les travaux effectués par le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) pour la sécurité de l'aviation civile. Elles ne peuvent en aucune façon préjuger des conclusions finales de l'enquête de sécurité.*

# Table des matières

Données relatives à l'occurrence	5
Données relatives au prélèvement	5
Objectif de l'examen	5
Examen de l'avion	6
Examen de la dérive	7
Examen de la partie avant	8
Examen du moteur	9
Examen de l'hélice	10
Examen du moyeu d'hélice	11
Examen du vilebrequin : examen macrofractographique	12
Examen du vilebrequin : examen microfractographique	13
Examen du vilebrequin : rupture côté hélice	14
Examen du vilebrequin : examen métallographique	15
Examen métallographique : coupe ZA1	16
Examen métallographique : coupe ZA2	17
Filiation de microduretés sur le vilebrequin	18
Nature du matériau du vilebrequin	19
Synthèse et commentaires	20
Synthèse et commentaires (suite)	21

## Données relatives à l'occurrence

**Type et modèle d'aéronef :** CHRISTEN INDUSTRIES INC PITTS S-2 SPECIAL

**Événement :** désolidarisation de l'hélice en vol, endommagement de la dérive, atterrissage forcé sur aérodrome.

## Données relatives au prélèvement

**Pièce :** hélice et vilebrequin

**Désignation / N° de série :** hélice (Hartzell modèle HC-C2YR-4CF, S/N: AU10444B) + vilebrequin (Textron (Lycoming) moteur modèle: AEIO 540 D4A5 , P/N : 13E17627 , S/N : V13725)

**Date de réception :** 19/12/2013

## Objectif de l'examen

L'objectif de l'examen est de déterminer la nature et l'origine de la rupture du vilebrequin.

## Examen de l'avion



Fig. 1: vue d'ensemble de l'avion accidenté; hangar de l'AD de Meaux-Esbly



Fig. 2: vue d'ensemble de l'hélice rompue; atelier du BEA

L'avion est entreposé dans un hangar (fig. 1). Les capotages du moteur sont déposés. Le vilebrequin est rompu en deux parties; l'une côté moteur et l'autre côté hélice (fig.2). Le vilebrequin est rompu au ras de la portée du joint spi. Des dommages sont également constatés au niveau du capotage moteur et du cône d'hélice, de la partie avant, de la dérive et des pales de l'hélice de l'avion. Les examens de l'épave ont été pratiqués par 2 enquêteurs du BEA. L'ensemble des investigations sur les pièces prélevées a été réalisé par le laboratoire du BEA.

## Examen de la dérive



Fig. 3: vue d'ensemble de la dérive endommagée; côté gauche



Fig. 4: vue d'ensemble de la dérive endommagée; côté droit

Le plan fixe vertical est détruit. Les dommages constatés sur le plan fixe proviennent du contact avec l'hélice lors de la rupture du vilebrequin (fig. 3 et fig. 4).

## Examen de la partie avant

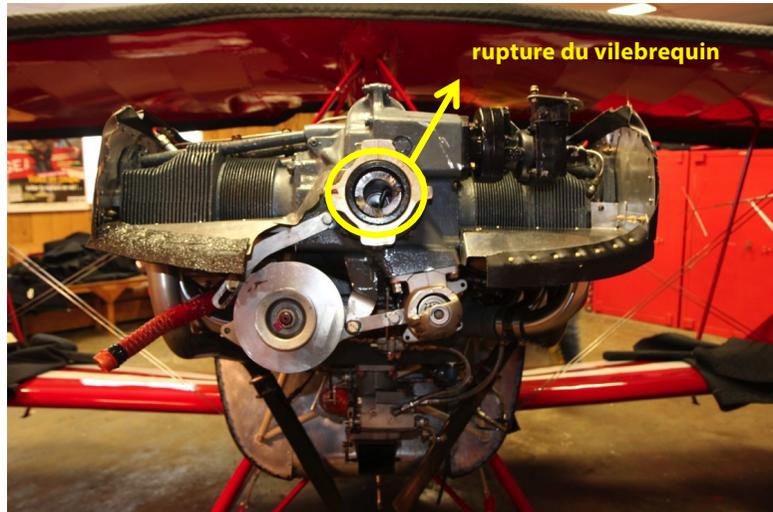


Fig. 5: vue de face du moteur décapoté

Des coulures d'huile sont observées de part et d'autre du moteur sur les tubulures d'échappement (fig. 6). Elles proviennent de la perte de l'huile moteur consécutive à la rupture en vol du vilebrequin. En partie avant de l'avion, le vilebrequin est rompu au ras de la portée du joint à lèvres ou joint spi (fig. 5). Le support du démarreur est fissuré au niveau de ses congés (fig. 7). Le moteur ne présente pas d'autres dommages extérieurs apparents.



Fig. 6: vue du côté gauche du moteur décapoté; coulures d'huile



Fig. 7: vue de détail fig. 3; support démarreur fissuré

## Examen du moteur



Fig. 8 : vue d'ensemble du moteur démonté



Fig. 9 : vue d'ensemble du vilebrequin rompu, côté moteur



Fig. 10 : vue d'ensemble des bielles et des coussinets



Fig. 11 : vue extérieure du demi-carter moteur droit

Le moteur à 6 cylindres a été entièrement démonté dans l'atelier de maintenance Chemel Aviation et ses éléments sont présentés sur une table (fig.8).

Il n'y a pas de marque d'usure anormale sur les paliers du vilebrequin ni sur les dentures du pignon d'entraînement de la table arrière (fig. 9).

Les bielles ne présentent pas de déformation apparente. Les coussinets ont conservé leur revêtement antifriction et ne présentent pas de traces de surchauffe ce qui indique une bonne lubrification du moteur en fonctionnement (fig. 10).

Les embases de fixation des cylindres et les portées des deux demi- carters ne présentent pas de trace d'usure type « fretting » ce qui témoigne de l'absence de vibrations anormales du moteur en service (fig. 11).

## Examen de l'hélice



Fig. 12 : vue d'ensemble de l'hélice

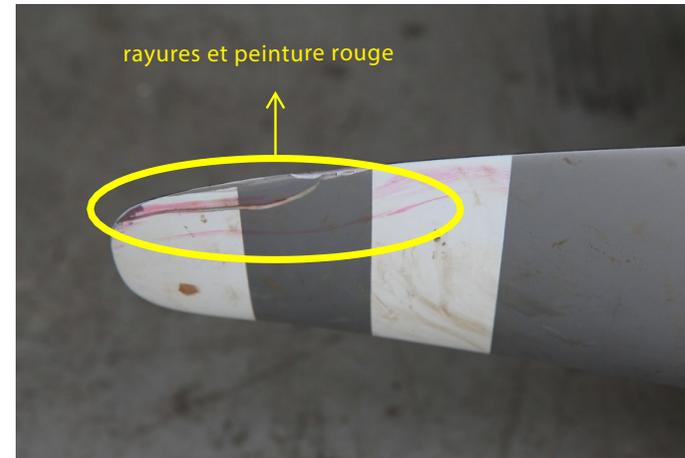


Fig. 13 : vue de détail du bout de pale; traces de peinture

Les pales sont marquées et présentent des déformations en extrémité qui sont vraisemblablement consécutives à l'impact avec le sol (fig.12).

Des rayures et des traces de peinture rouge sont également observées en bout de pale. Ces marquages attestent du contact de la pale lors de sa rupture en vol avec la partie arrière de l'avion (fig. 13). Les dommages observés au niveau de l'épaulement de la flasque porte-hélice sont consécutifs au choc avec d'autres éléments en partie avant du moteur lors de la rupture du vilebrequin (fig. 14).

Les traces de friction observées côté intérieur de la flasque sont considérées comme des usures normales en service.



Fig. 14 : vue intérieure de la flasque porte-hélice

## Examen du moyeu d'hélice



Fig. 15 : vue d'ensemble du moyeu avant démontage

Le démontage du moyeu de l'hélice s'est effectué avec l'organisme de maintenance du pilote (Technic Aviation).

L'assemblage des 2 pales ne présente aucun endommagement apparent : l'ensemble des éléments constitutifs sont intègres (fig. 16). Le piston de régulation fonctionne correctement et son mouvement assure correctement le changement de pas (fig. 17).

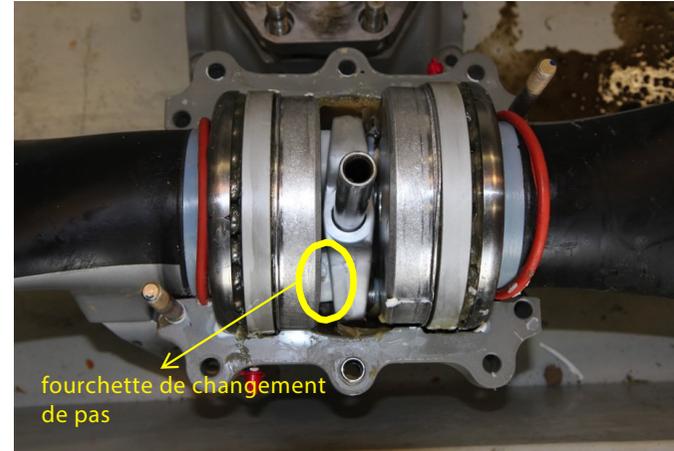


Fig. 16 : vue d'ensemble du moyeu ouvert



Fig. 17 : vue du piston de régulation de pas d'hélice

## Examen du vilebrequin : examen macrofractographique

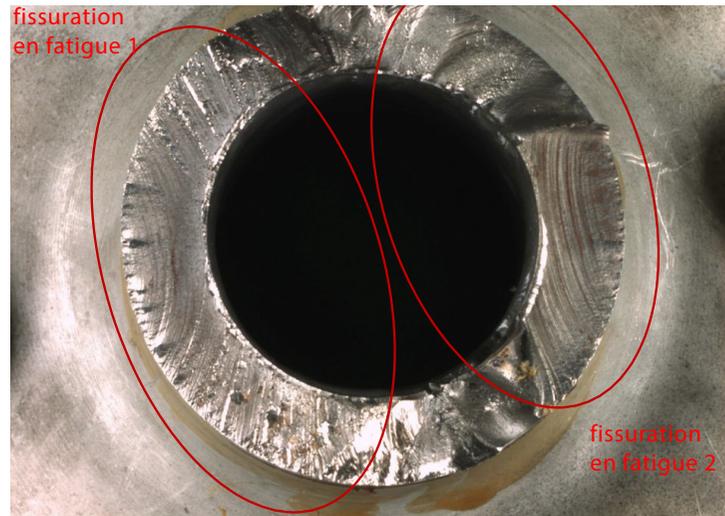


Fig. 18 : vue d'ensemble de la rupture; côté hélice

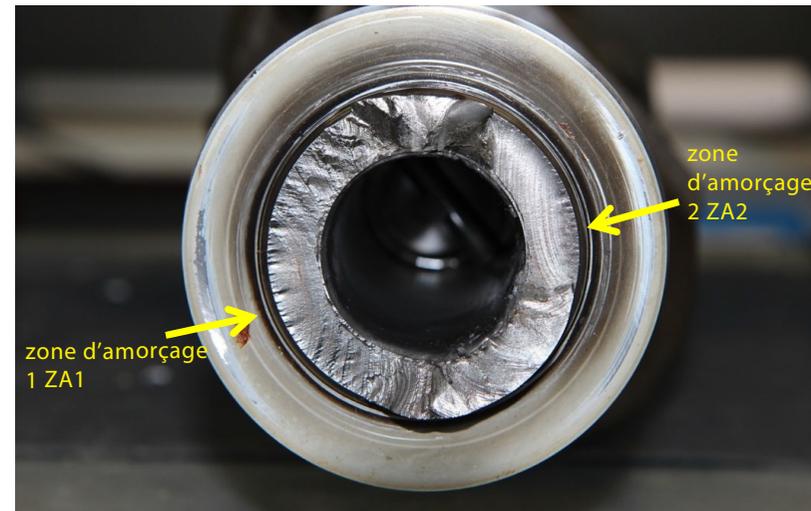


Fig. 19 : vue d'ensemble de la rupture; côté moteur

Le vilebrequin est rompu en 2 parties.

Les faciès de rupture sont lisses et brillants et présentent des macromarquages (lignes d'arrêt et lignes de crête) caractéristiques d'une rupture sous un mécanisme progressif de fissuration en fatigue (fig. 18 et fig. 19).

Les zones d'amorçage sont localisées en bord extérieur de la pièce et sont diamétralement opposées (fig. 19).

Il n'y a pas d'évidence de corrosion sur le faciès.

Les fissures semblent s'être propagées quasi-intégralement en fatigue.

## Examen du vilebrequin : examen microfractographique

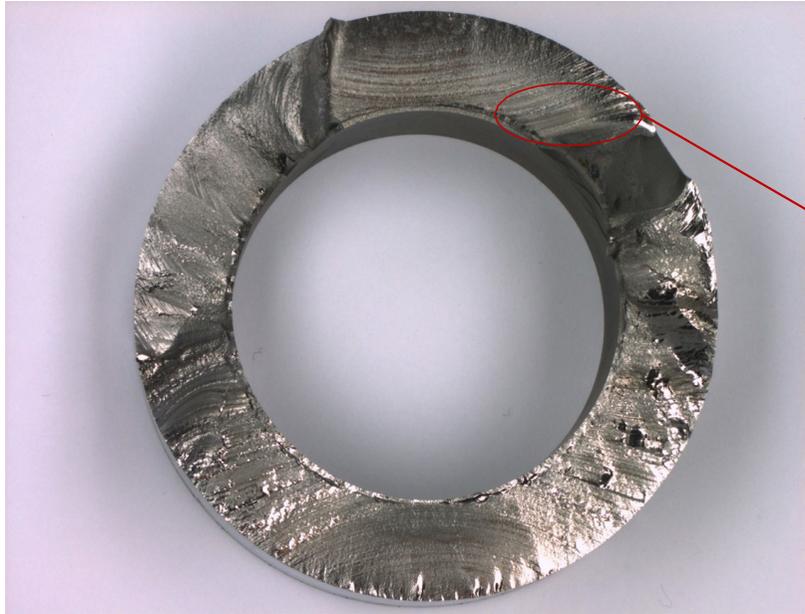


Fig. 20 : vue d'ensemble du faciès de rupture; côté hélice

Les examens en microscopie électronique à balayage ont montré la présence de microstries de fatigue (fig. 21 et fig. 22). Ils ont également confirmé que les propagations des fissures se sont effectuées quasi intégralement sous un mécanisme de fatigue.

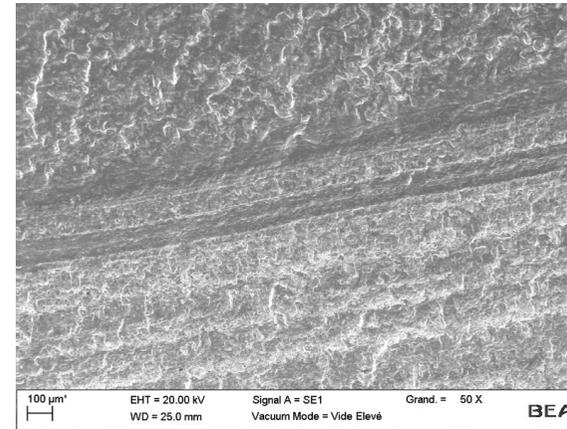


Fig. 20 : vue de détail fig. 20; fin de propagation

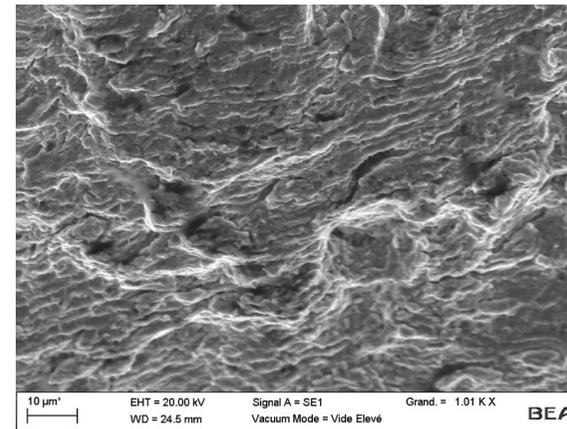


Fig. 20 : vue de détail fig. 21; microstries de fatigue

## Examen du vilebrequin : rupture côté hélice

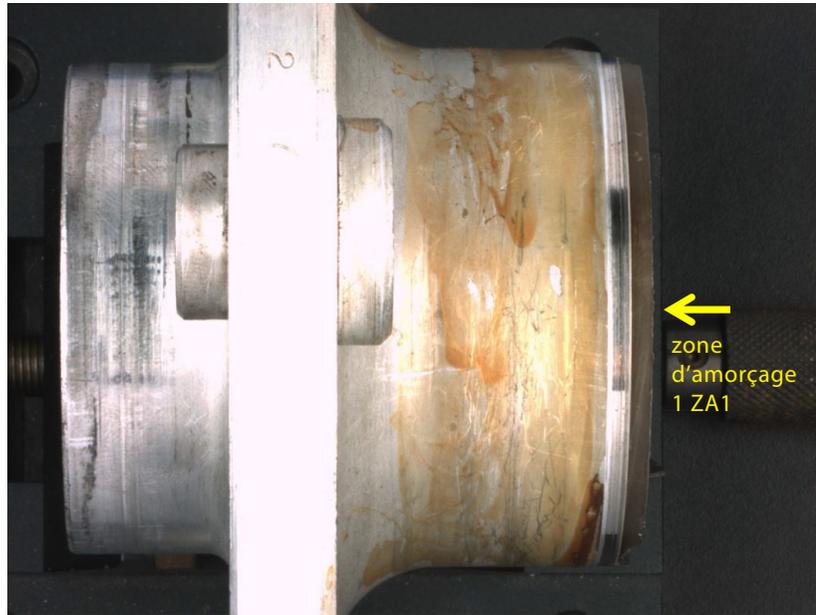


Fig. 23 : vue de profil de la zone d'amorçage repérée 1

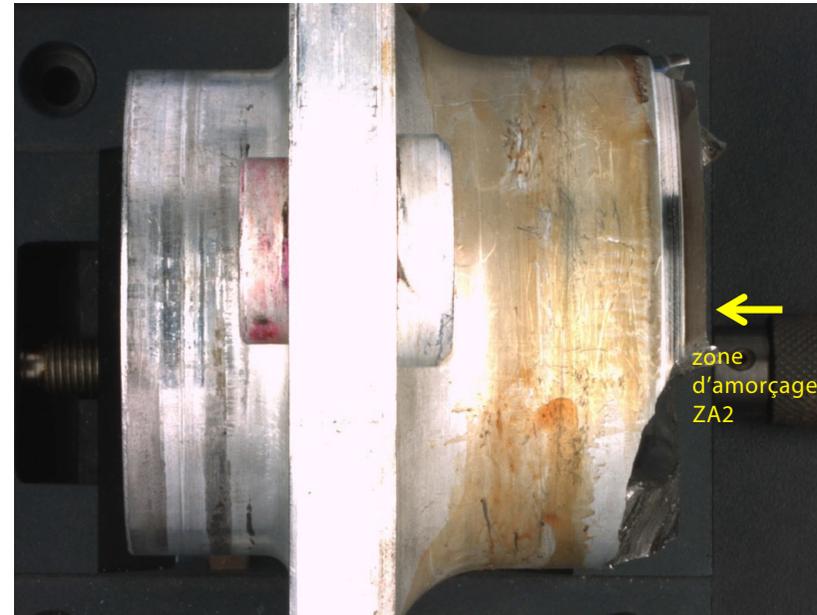


Fig. 24 : vue de profil de la zone d'amorçage repérée 2

Aucune anomalie type rayure d'usinage, coup d'outil, corrosion ou défaut de mise en forme n'a été détectée au droit des deux zones d'amorçage principales (fig. 23 et fig. 24).

La portée usinée du joint spi ne présente pas de rayures d'usinage susceptibles de constituer une amorce de rupture en fatigue. Les colorations observées au voisinage du profil de rupture sont probablement dues à la perte de l'huile moteur en vol consécutivement à la rupture du vilebrequin.

## Examen du vilebrequin : examen métallographique



Fig. 25 : vue d'ensemble de l'échantillonnage, faciès côté hélice

L'échantillonnage est effectué sur le faciès de rupture côté hélice : deux coupes ont été effectuées au droit des deux zones d'amorçage principales (fig. 25).

La coupe ZA1 concerne la zone d'amorçage repérée 1 (fig. 26) et la coupe ZA2 concerne la zone d'amorçage repérée 2 (fig. 27).

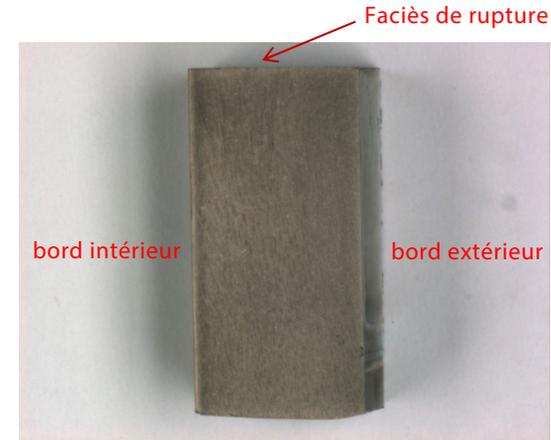


Fig. 26 : vue d'ensemble coupe ZA1

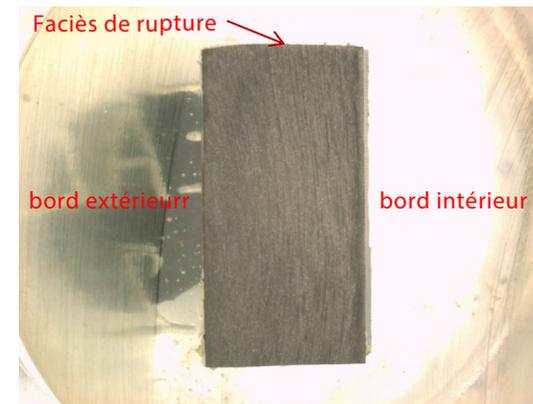


Fig. 27 : vue d'ensemble coupe ZA2

## Examen métallographique : coupe ZA1

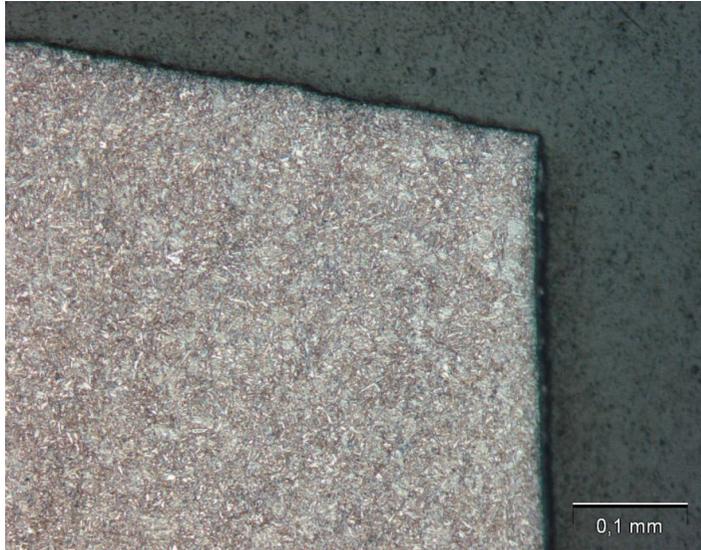


Fig. 28 : vue de détail de la zone d'amorçage repérée 1 (ZA1)

La coupe ZA1, après attaque chimique au nital, met en évidence un profil de fissuration droit et franc, ne présentant pas de ramification.

Aucune déformation ni zone d'écroutissage prononcée n'a été observée au droit de la zone d'amorçage (fig. 28). Aucun défaut type rayure d'usinage, coup d'outil, piqûre de corrosion, défaut de mise en forme n'a été décelé sur la surface extérieure au droit des zones examinées.

Le bord intérieur du vilebrequin présente, à l'endroit de la rupture, un traitement thermochimique de nitruration avec présence d'une couche blanche et d'un gradient de concentration en carbone (fig. 29).

La microstructure de l'acier constituant le vilebrequin est de type martensitique (fig. 30).

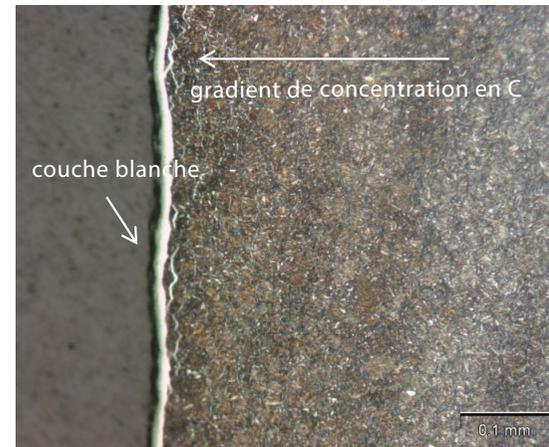


Fig. 29 : vue de détail du bord intérieur : traitement de nitruration/carbonituration

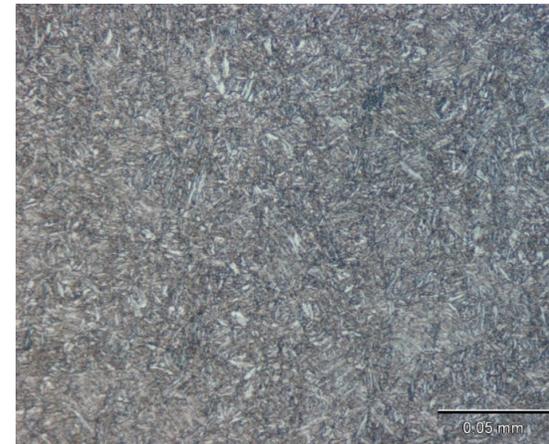


Fig. 30 : microstructure à cœur; martensite

## Examen métallographique : coupe ZA2

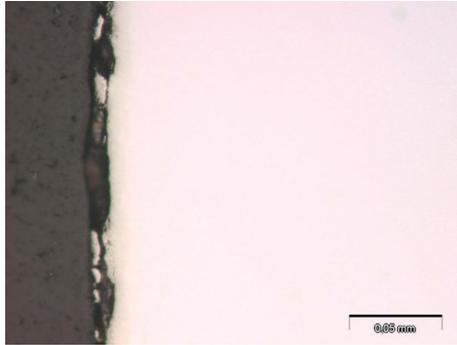


Fig. 31 : vue de détail de la peau intérieure

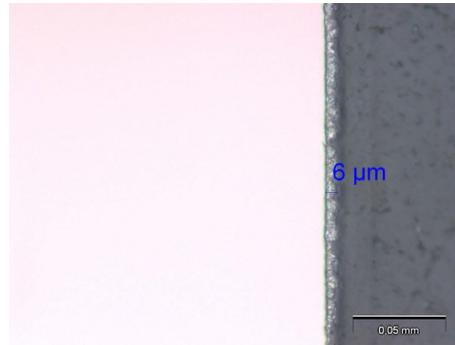


Fig. 32 : vue de détail de la peau extérieure; traitement superficiel de cadmiage

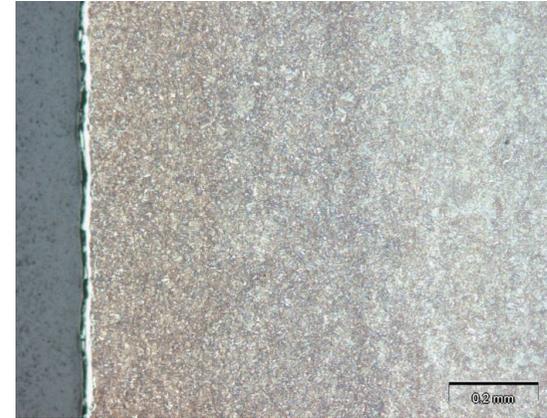


Fig. 33 : vue de détail de la peau intérieure; traitement de nitruration/carbonitruration

Avant l'attaque chimique, la peau intérieure ne présente pas de traitement de surface visible (fig. 31).

En peau extérieure, les observations avant attaque chimique ont mis en évidence un traitement de surface, d'épaisseur d'environ 6 μm, de type cadmiage qui est un revêtement anticorrosion (fig. 32).

La coupe ZA2, après attaque chimique au Nital, présente les mêmes caractéristiques que la coupe ZA1.

Aucun défaut type rayure d'usinage, coup d'outil, piqûre de corrosion, défaut de mise en forme n'a été décelé sur la surface extérieure au droit des zones examinées. Le bord intérieur du vilebrequin présente, à l'endroit de la rupture, un traitement thermochimique de nitruration avec présence d'une couche blanche et d'un gradient de concentration en carbone (fig. 33).

L'épaisseur mesurée de la couche blanche de nitrures de fer est de 18 μm environ (fig. 34).

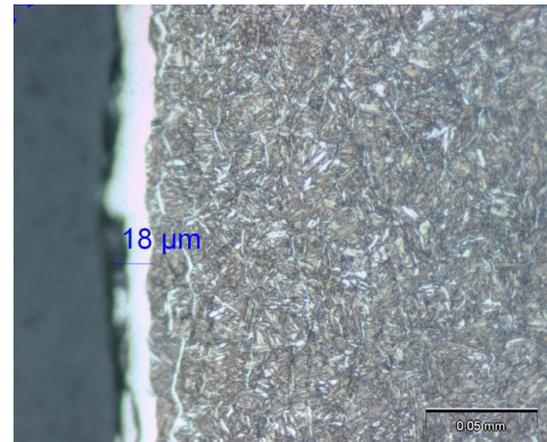


Fig. 34 : peau intérieure, vue de détail de la couche blanche

## Filiation de microduretés sur le vilebrequin

Evolution de la dureté Vickers en fonction de la distance au bord intérieur  
 $HV(0.5)=f(d)$

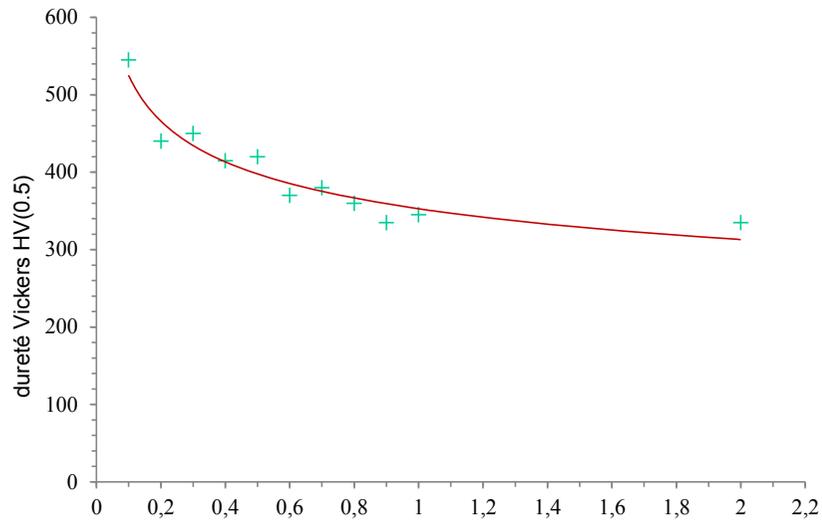


Fig. 35 : distance au bord intérieur d(mm)

distance au bord intérieur d(mm)	dureté HV(0.5)
0.1	545
0.2	440
0.3	450
0.4	415
0.5	420
0.6	370
0.7	380
0.8	360
0.9	335
1	345
2	335

La filiation de microdureté effectuée montre un profil de durcissement du vilebrequin du cœur vers le bord intérieur (Fig. 35). C'est le traitement thermochimique superficiel (nituration ou carbonituration) qui confère ces propriétés de durcissement au vilebrequin.

La dureté à cœur ou dureté du métal de base est évaluée à 340 HV.

Les écarts de dureté maximaux relevés entre le bord intérieur de la pièce (545HV) et le cœur (340HV) représente environ 60% de la dureté du métal de base.

Les mesures de dureté effectuées sont conformes aux spécifications fournies par le fabricant soit 335HV pour 32-37HRC (selon NF EN 10002).

## Nature du matériau du vilebrequin

nature de l'élément chimique	C	Si	Mn	P	S	Cr	Mo	Ni	Al	Co	Cu	Ti	V	W	Sn	As	B	Fe
Spécifications fabricant acier AMS 6414	0.38 - 0.43	0.15- 0.30	0.65 - 0.85	0.025		0.70- 0.90	0.20- 0.30	1.65- 2.00										
conc. mass. mesurées	0.413 0.409 0.410	0.262 0.266 0.271	0.84 0.83 0.83	0.011 0.011 0.011	0.003 0.003 0.003	0.77 0.77 0.77	0.272 0.271 0.274	1.86 1.88 1.90	0.05 0.05 0.05	0.005 0.006 0.006	0.146 0.146 0.151	0.004 0.004 0.005	0.005 0.005 0.004	0.047 0.050 0.054	0.012 0.013 0.012	0.021 0.021 0.022	0.001 0.001 0.001	95.28 95.26 95.23
conc. mass. moyennées	<b>0.411</b> ±0.0 02	<b>0.266</b> ±0.0 04	<b>0.83</b> ±0.0 02	<b>0.011</b>	<b>0.003</b>	<b>0.77</b> ±0.0 03	<b>0.272</b> ±0.0 02	<b>1.88</b> ±0.0 18	<b>0.05</b>	<b>0.006</b>	<b>0.148</b> ±0.0 03	<b>0.004</b>	<b>0.005</b>	<b>0.05</b> ±0.0 04	<b>0.012</b>	<b>0.021</b> ±0.0 01	<b>0.001</b>	<b>95.25</b> ±0.0 25

Fig. 36 : composition chimique

Les compositions chimiques mesurées par spectrophotométrie d'émission optique à étincelles sont celles d'une nuance d'acier allié avec comme éléments d'addition principaux le chrome, le nickel et le manganèse. Elles sont bien conformes aux spécifications du fabricant (acier AMS 6414).

## Synthèse et commentaires

La perte en vol de l'hélice de l'avion PITTS S-2 SPECIAL est due à la rupture de son vilebrequin moteur.

La désolidarisation brutale de l'hélice puis le choc entre celle-ci et d'autres éléments de l'avion ont provoqué les dommages suivants sur le moteur et la structure :

- Le support du démarreur est fissuré.
- La flasque porte-hélice est rompue au niveau de son épaulement.
- Les pâles de l'hélice sont marquées et déformées.
- Le plan fixe horizontal est détruit par le choc avec l'hélice.
- Les tubulures d'échappement sont couvertes de l'huile moteur dispersée en vol lors de la rupture du vilebrequin.

Lors de l'examen du moteur, après démontage par l'atelier de maintenance du pilote, aucun dysfonctionnement (manque de lubrification, fretting, blocage du moteur, etc.) susceptible de provoquer la rupture du vilebrequin n'a été décelé sur les pièces examinées (vilebrequin, bielles, coussinets, portées de carter, table arrière).

L'examen de l'hélice, après démontage du moyeu par l'atelier de maintenance du pilote, a montré que le mécanisme de changement du pas de l'hélice (constitué du piston d'huile et de la fourchette) est fonctionnel.

Le vilebrequin s'est rompu en 2 parties au ras de la portée du joint spi par fissuration progressive en fatigue sous des efforts de flexion rotative. Le faciès de rupture présente deux fissures de fatigue s'amorçant sur deux zones de multi-amorçage diamétralement opposées. Aucun défaut type rayure d'usinage, coup d'outil, piqûre de corrosion, défaut de mise en forme n'a été décelé au droit des zones d'amorce.

## Synthèse et commentaires (suite)

Les examens métallographiques ont montré:

- ❑ Un profil de fissuration droit et franc, sans ramification des fissures principales.
- ❑ Un traitement thermochimique de nitruration en peau intérieure ainsi qu'un traitement superficiel anticorrosion de cadmiage en peau extérieure du vilebrequin.
- ❑ Une microstructure martensitique d'acier trempé.

Les mesures de dureté (filiations) pratiquées sur la section du vilebrequin rompu montrent un profil de durcissement du cœur (340HV) vers le bord intérieur (545HV) avec des écarts de dureté maximaux de 60% environ par rapport au niveau de résistance du métal de base. Les niveaux de dureté mesurés sont bien conformes aux spécifications du fabricant.

Les résultats des analyses chimiques pratiquées sur le vilebrequin correspondent à la nuance d'un acier allié avec comme principaux éléments d'addition chrome, nickel, manganèse et molybdène. Elles sont bien conformes aux spécifications du fabricant.

# BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses  
pour la sécurité de l'aviation civile

10 rue de Paris  
Zone Sud - Bâtiment 153  
Aéroport du Bourget  
93352 Le Bourget Cedex - France  
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03

