



**Accident** de l'hélicoptère ULM classe 6 LCA<sup>1</sup> LH212 Delta<sup>2</sup>  
identifié **83AQG**  
survenu le 24 septembre 2019  
près de Montélimar (26)

|                          |   |
|--------------------------|---|
| Heure                    | À 11 h 45 <sup>3</sup>                    |
| Exploitant               | Héli-Tech                                 |
| Nature du vol            | Instruction                               |
| Personnes à bord         | Élève pilote et instructeur               |
| Conséquences et dommages | Élève et instructeur décédés, ULM détruit |

**Rupture d'une pale du rotor anti-couple en tour de piste,  
perte de contrôle et collision avec le sol, en instruction**

|   |   |        |
|---|---|--------|
| 1 | Déroulement du vol .....  | - 1 -  |
| 2 | Renseignements sur l'hélicoptère .....  | - 1 -  |
| 3 | Renseignement sur les personnes à bord et l'exploitant .....                              | - 13 - |
| 4 | Renseignements sur la réglementation relative à la conception et l'entretien des ULM .... | - 14 - |
| 5 | Mesures prises à la suite de l'accident .....   | - 17 - |
| 6 | Conclusion .....  | - 18 - |

## 1 DÉROULEMENT DU VOL

Le pilote et l'instructeur réalisent des circuits d'aérodrome main gauche en piste 02 sur l'aérodrome de Montélimar-Ancône. Tandis qu'ils se trouvent en fin de branche vent arrière, l'une des pales du rotor anti-couple (RAC) se rompt, le RAC se détache et l'hélicoptère entre en collision avec le sol.

## 2 RENSEIGNEMENTS SUR L'HELICOPTÈRE

### 2.1 Renseignements généraux sur le 83AQG

L'hélicoptère LH212 est un ULM de classe 6 construit en série par la société italienne LCA. Il est équipé d'un moteur à pistons Rotax 914UL d'une puissance de 115 ch. Les pales du rotor principal sont en matériau composite et celles du RAC sont métalliques.

<sup>1</sup> Lamanna Costruzioni Aeronautiche srl.

<sup>2</sup> Appelé LH212 dans la suite du rapport.

<sup>3</sup> Les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale.

LCA a construit 23 exemplaires de LH212 entre 2011 et 2018 ; 16 ont été enregistrés en France. La société LCA a cessé ses activités en octobre 2018. L'un de ses co-fondateurs, le concepteur de l'hélicoptère, a par la suite conservé des contacts avec les propriétaires de LH212 afin de leur apporter de l'assistance technique à la demande et de façon informelle.



**Figure 1 : hélicoptère ULM LH212 (Source : Héli-Tech)**

L'hélicoptère ULM identifié 83AQG portait le numéro de série 009. Il a été mis en service en novembre 2014. Au moment de l'accident il avait accumulé 925 heures de vol.

Quelques jours avant l'accident, le 83AQG se trouvait en fin de révision et son RAC devait encore subir des travaux de peinture pouvant retarder la remise en service de l'hélicoptère. Héli-Tech a décidé de monter temporairement le RAC du LH212 identifié 85AKR (numéro de série 010) sur le 83AQG. Le RAC prélevé sur le 85AKR se trouvait dans sa configuration d'origine et n'avait jamais été repeint. Après installation sur le 83AQG, l'équilibrage du RAC a été contrôlé avant la remise en vol.

L'hélicoptère 85AKR sur lequel a été prélevé le RAC avait été placé en dépôt-vente chez Héli-Tech en août 2018 puis intégré à la flotte d'Héli-Tech en août 2019. Au moment du montage du RAC du 85AKR sur le 83AQG, le 85AKR – et son RAC – avait accumulé environ 350 heures de vol.

## **2.2 Examen du site et de l'épave**

L'épave principale de l'hélicoptère 83AQG se trouve en contrebas d'un chemin bordé d'arbustes, sensiblement à la verticale de la fin de la branche vent-arrière du circuit publié de la piste 02 de l'aérodrome de Montélimar. Peu de traces sont observées dans la végétation et les arbres alentour, indiquant une fin de trajectoire presque verticale. Les pales du rotor principal sont quasiment intactes et peu de traces de sectionnement sont visibles dans la végétation, ce qui indique une faible énergie en rotation des pales lors de la collision avec le sol. Les endommagements constatés sur les pales montrent essentiellement de la flexion vers le bas, consécutive à la collision brutale avec le sol.



**Figure 2 : site de l'épave principale (Source : BEA)**

L'épave principale est regroupée et présente de fortes compressions du bas vers le haut : l'hélicoptère est entré en collision avec le sol, à plat et avec une énergie importante. Les traces de déformation de la poutre de queue indiquent que l'hélicoptère se trouvait en rotation sur lui-même lors de la collision avec le sol.

L'empennage en T était peu endommagé, hormis une entaille vraisemblablement causée par l'une des pales du RAC. L'extrémité de la poutre de queue et le RAC n'étaient pas présents sur le site de l'accident. Les autres endommagements observés sur l'épave principale sont consécutifs à la collision avec le sol.

Le long de la trajectoire de la branche vent arrière, plusieurs éléments de l'hélicoptères sont retrouvés en amont de la position de l'épave principale sur une distance d'environ 500 m, dans l'ordre :

- une pale du RAC, repérée 19 par un marquage, rompue au niveau de l'une des fixations du pied de pale sur le moyeu<sup>4</sup> ;
- une pale du RAC, repérée 20, rompue à environ un quart de sa longueur ;
- le tronçon d'extrémité de la poutre de queue avec le boîtier de transfert du RAC et le premier quart de la pale repérée 20, toujours attaché sur le moyeu.

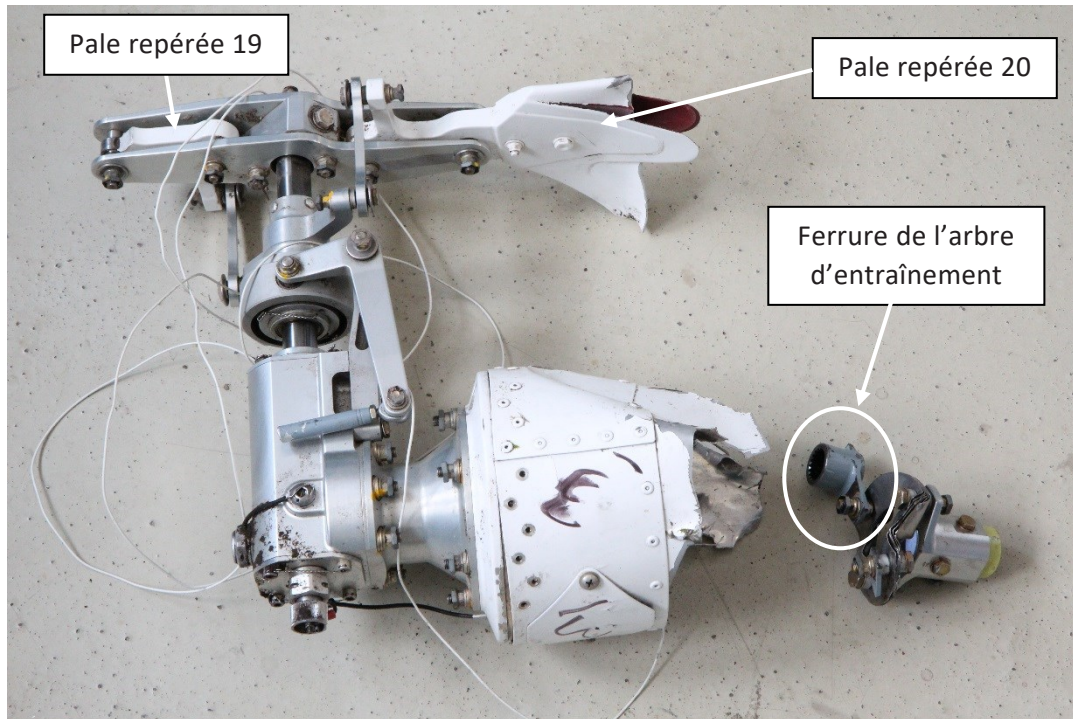
---

<sup>4</sup> Cette pale a été retrouvée plusieurs jours après l'accident.



### 2.3 Examen du RAC

Un examen détaillé du RAC et des pales rompues a été réalisé par le BEA.



**Figure 3 : extrémité de la poutre de queue et RAC (Source : BEA)**

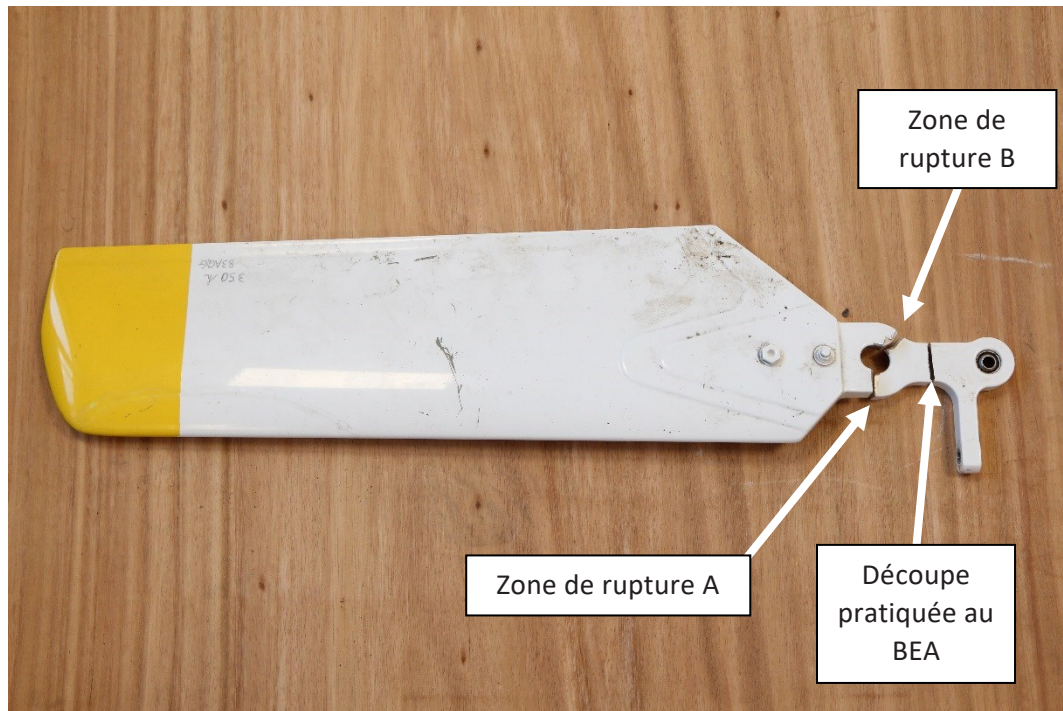
La tôle de la poutre de queue est arrachée et de nombreux rivets sont manquants ou cisailés. L'une des biellettes du mécanisme de changement de pas ainsi qu'une oreille de l'une des ferrures de l'arbre d'entraînement sont rompues. L'examen de ces différents endommagements indique des ruptures par surcharge, sans pré-endommagement antérieur à l'accident.

La pale repérée 20 est rompue au niveau du feuillard. Les observations réalisées sur cette pale indiquent des déformations plastiques, consécutives à des chocs.



**Figure 4 : pale repérée 20 (Source : BEA)**

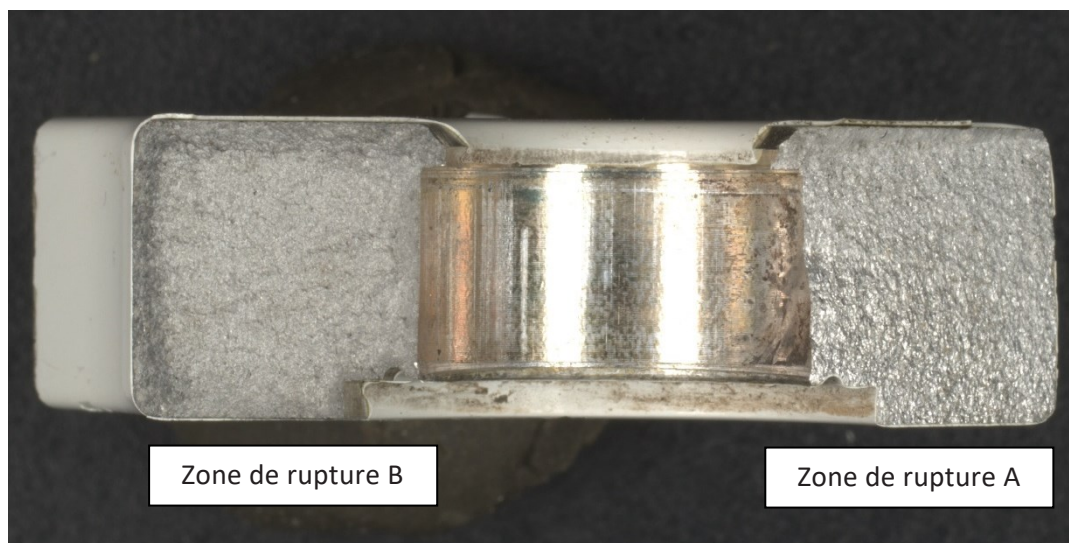
La pale repérée 19 est rompue dans son pied de pale au niveau de la fixation extérieure sur le moyeu. La rupture de cette pale ne s'est pas accompagnée de déformations.



**Figure 5 : pale repérée 19 (Source : BEA)**

**Note : une découpe a été réalisée au BEA dans le pied de pale afin de réaliser les examens.**

Les deux surfaces rompues de part et d'autre de l'alésage ont été arbitrairement nommées A et B.



**Figure 6 : vue d'ensemble de la zone de rupture (Source : BEA)**

**Note : la photo montre le fragment du côté du pied de pale.**

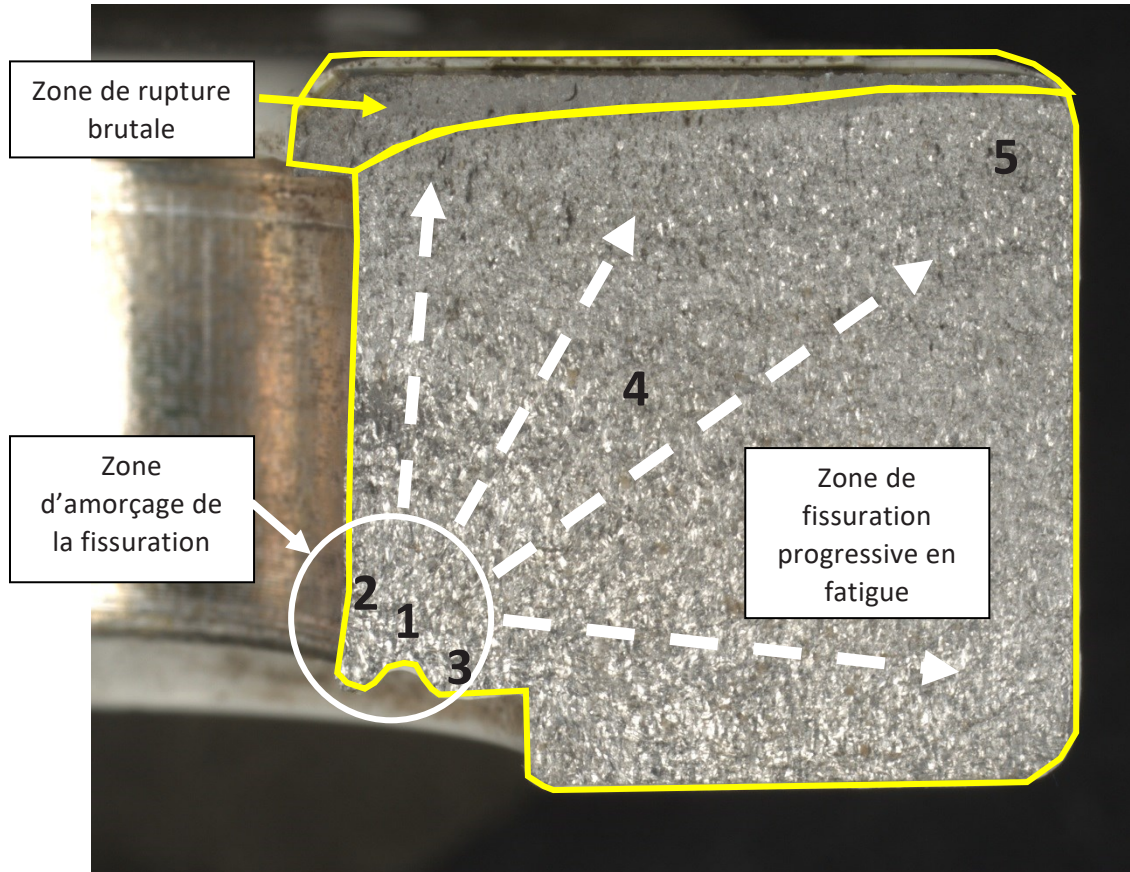
Les deux zones de rupture présentent des aspects différents : la zone de rupture A présente un aspect lisse et brillant tandis que la zone de rupture B présente un aspect mat et granuleux.



### 2.3.1 Examen de la zone de rupture A

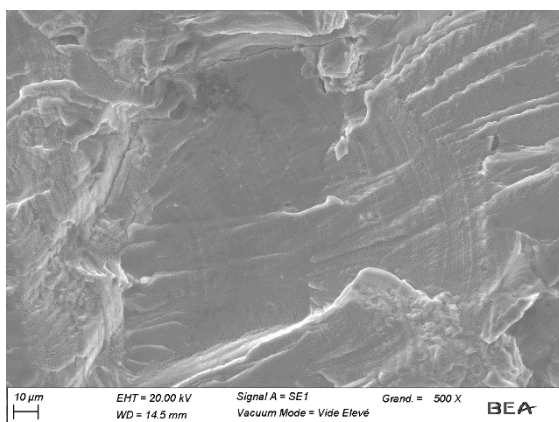
L'observation au microscope à balayage électronique (MEB) de la zone de rupture A révèle deux régions distinctes (voir Figure 7) :

- une première région caractérisée par des micro-stries de fissuration en fatigue. La propagation de la fissuration en fatigue s'est effectuée sur quasiment toute la section du pied de pale. Cet endommagement est antérieur à l'accident ;
- une zone de rupture brutale.

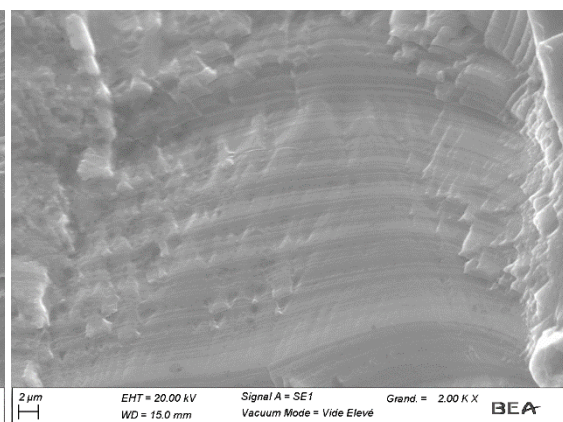


**Figure 7 : vue d'ensemble de la zone de rupture A (Source : BEA)**

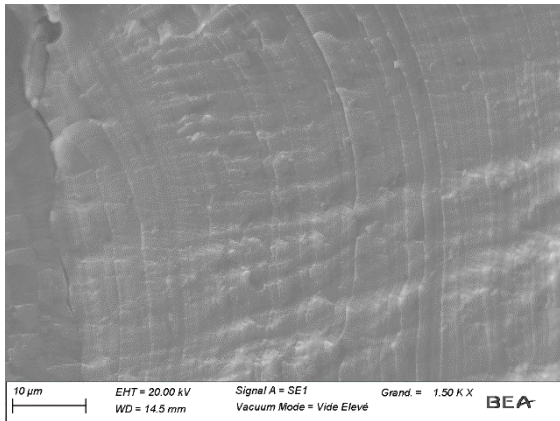
**Note : la photo montre le fragment du côté du pied de pale.**



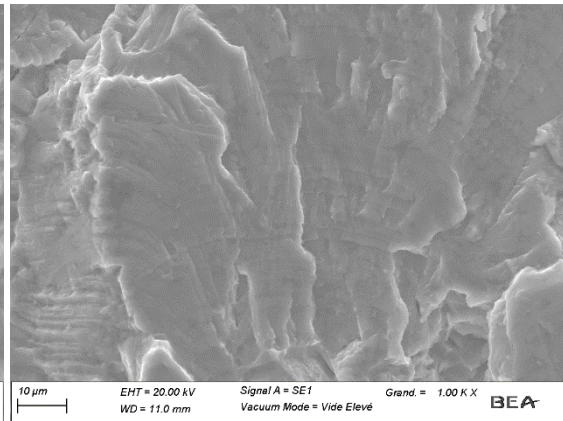
**Figure 8 : repère 1 (Source : BEA)**



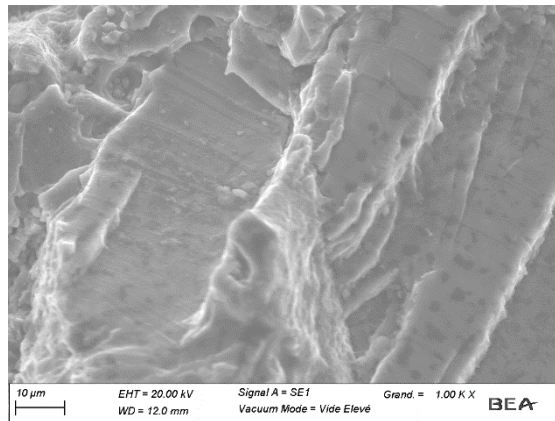
**Figure 9 : repère 2 (Source : BEA)**



**Figure 10 : repère 3 (Source : BEA)**



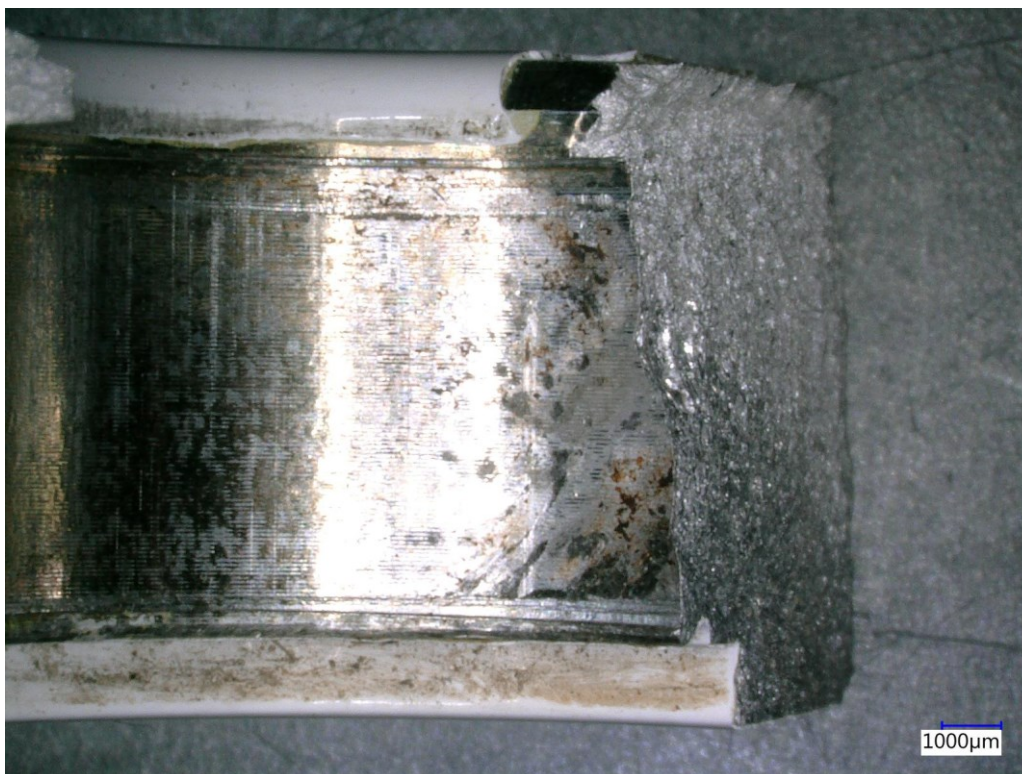
**Figure 11 : repère 4 (Source : BEA)**



**Figure 12 : repère 5 (Source : BEA)**

On observe du *fretting* dans la zone d'amorçage. Le *fretting* est un phénomène physique causé par le frottement répété de surfaces en contact. Le *fretting* produit de l'usure, de l'oxydation, de la déformation et des modifications physico-chimiques des surfaces affectées.





**Figure 13 : fretting (Source : BEA)**

**Note : la photo montre le fragment du côté du pied de pale.**

Il n'a pas été possible de déterminer à quel moment la fissuration s'est amorcée ni à quelle vitesse elle s'est propagée. L'origine du *fretting* observé en zone A n'a pas pu être déterminée.

### **2.3.2 Examen de la zone de rupture B**

L'observation au MEB de la zone de rupture B met en évidence des cupules sur toute sa surface, indiquant une rupture brutale par surcharge.

## **2.4 Accident antérieur**

Le 24 avril 2018, le même pilote instructeur réalisait un vol d'instruction à bord du LH212 identifié 07-QL<sup>5</sup>, également exploité par la société Héli-Tech. Pendant le vol, une pale du RAC se détacha. L'instructeur reprit les commandes et parvint à atterrir en autorotation. L'hélicoptère était détruit ; ses occupants étaient indemnes.

En accord avec sa politique d'enquête, le BEA n'avait pas ouvert d'enquête de sécurité à la suite de cet accident. L'exploitant avait réalisé un examen visuel de l'épave et avait estimé que l'empennage en T situé au-dessus du RAC (voir Figure 1) s'était rompu en vol et était venu heurter et briser l'une des pales du RAC. À la suite de cet accident, la société avait conçu un renfort de l'empennage en T et l'avait installé sur tous les LH212 dont elle assurait l'entretien.

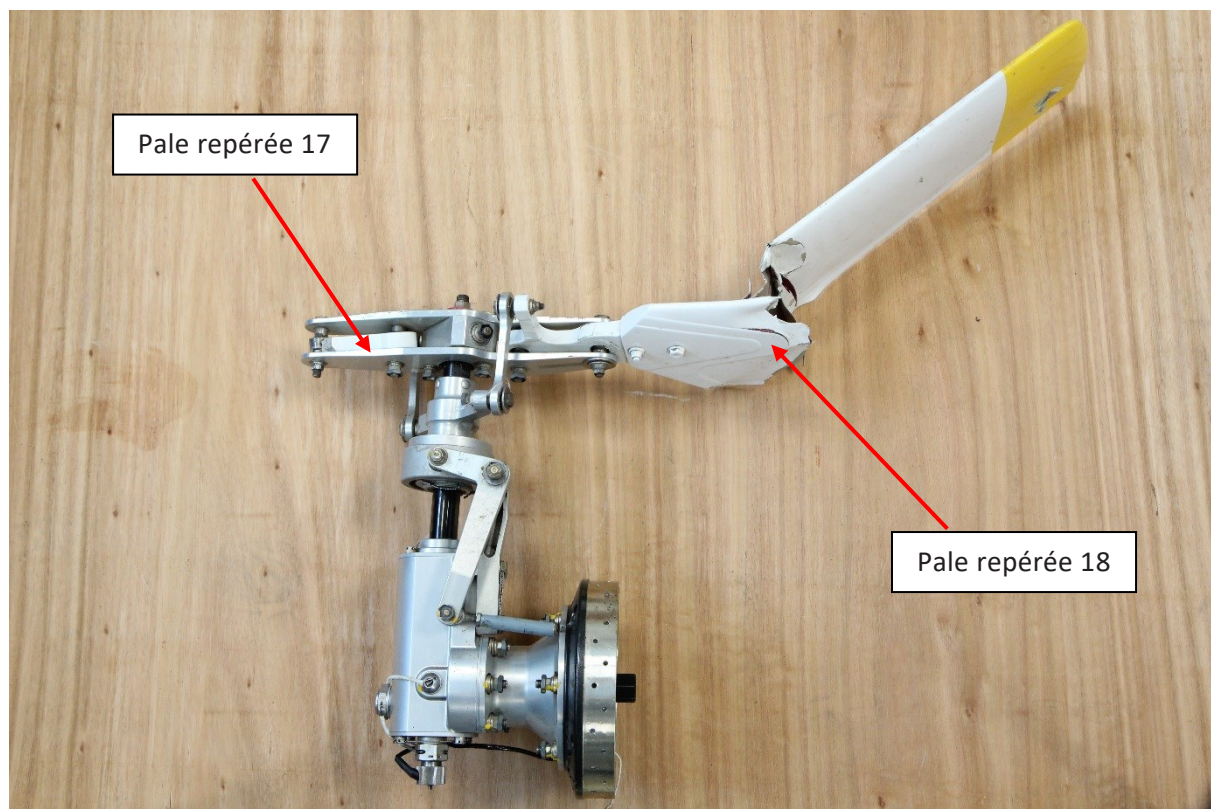
## **2.5 Examen détaillé du RAC et des pales de l'hélicoptère 07-QL**

À la suite de l'accident de l'hélicoptère 83AQG, le BEA a réalisé un examen détaillé du RAC et des pales du 07-QL dont l'épave se trouvait toujours dans un hangar de la société.

<sup>5</sup> L'hélicoptère identifié 07-QL, numéro de série 006, avait accumulé 1 360 heures de vol.



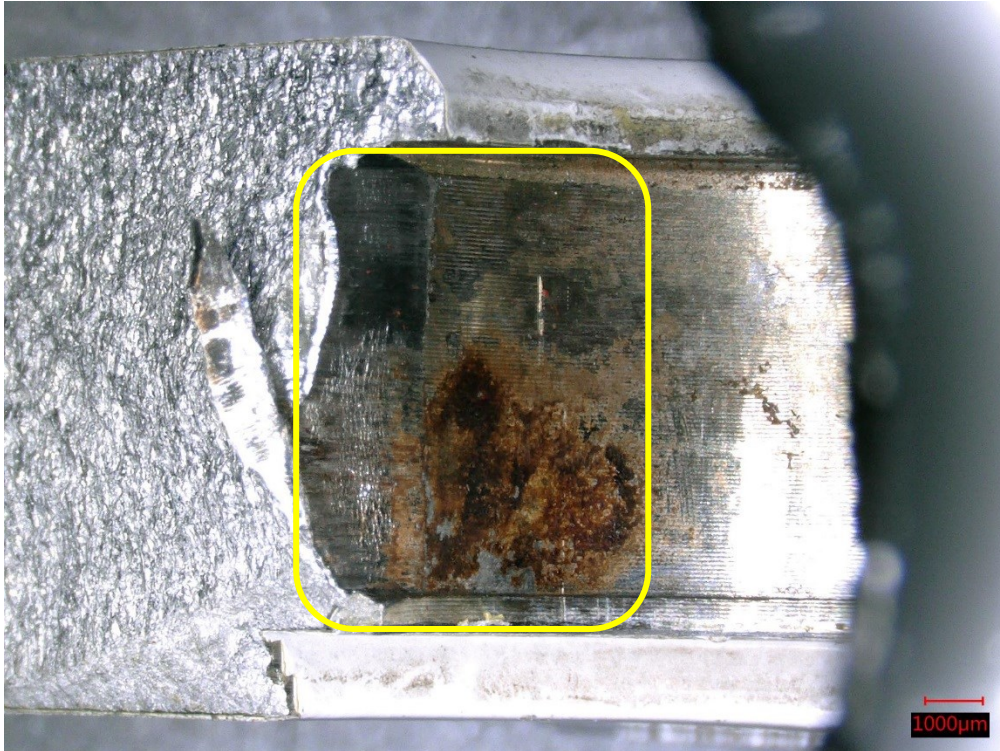
Les pales du 07-QL étaient repérées 17 et 18 par un marquage.



**Figure 14 : RAC du 07-QL (Source : BEA)**

Un examen visuel montre que la pale repérée 17 du 07-QL est rompue de façon similaire à la pale repérée 19 du 83AQG. Deux zones de rupture présentent des aspects différents, lisse et brillant pour l'une, mat et granuleux pour l'autre, aux mêmes endroits que sur la pale repérée 19 du 83AQG.

Du *fretting* est également observé au même endroit que sur la pale repérée 19 du 83AQG.

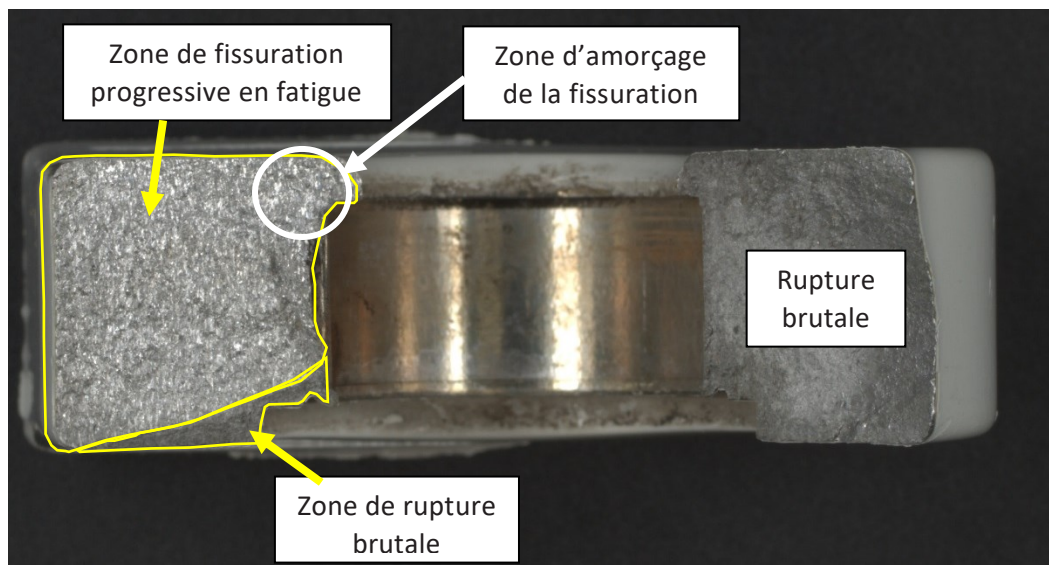


**Figure 15 : fretting observé sur la pale 17 du 07-QL (Source : BEA)**

**Note : la photo montre le fragment du côté de la pale.**

Un examen micro-fractographique au MEB révèle également des endommagements similaires avec deux régions distinctes (voir Figure 7) :

- une première région caractérisée par des micro-stries de fissuration en fatigue. La propagation de la fissuration en fatigue s'est effectuée sur quasiment toute la section du pied de pale. Cet endommagement est antérieur à l'accident ;
- une zone de rupture brutale.



**Figure 16 : vue d'ensemble de la zone de rupture (Source : BEA)**

**Note : la photo montre le fragment du côté de la pale 17 du 07-QL.**



Sur les pales rompues des deux hélicoptères 83AQG et 07-QL, la localisation du plan de rupture en fatigue est identique.

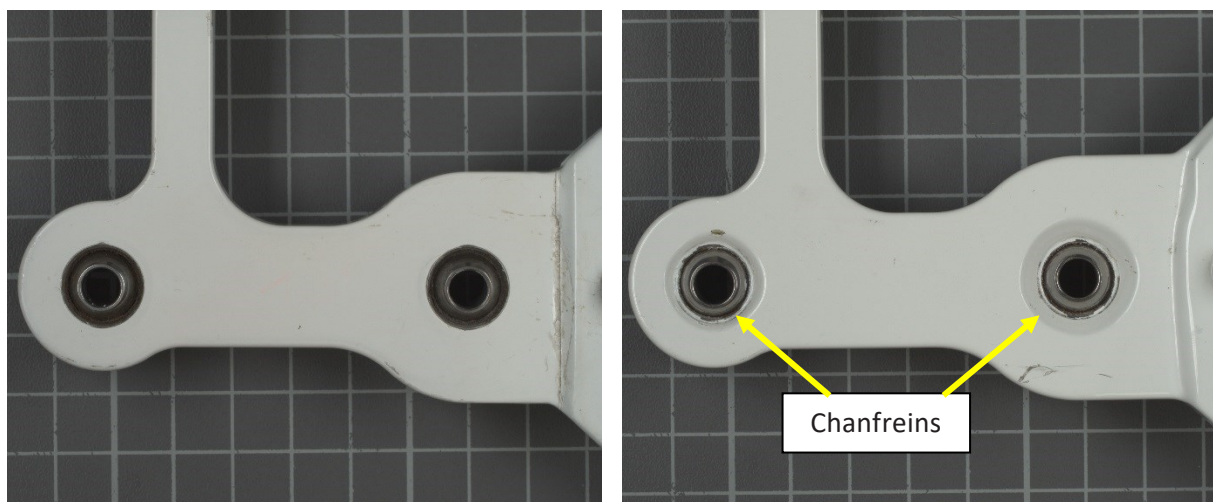
La seule différence observée entre les pales des deux hélicoptères concerne la zone d'amorçage de la fissuration : au début de l'alésage de la bague d'articulation externe sur la pale repérée 19 du 83AQG et au fond de ce même alésage sur la pale repérée 17 du 07-QL.

Dans les deux cas, la détection d'une amorce de fissure n'aurait été possible qu'après démontage de la bague d'articulation ou lorsque la fissure était déjà très importante. Or la bague étant sertie, son démontage aurait impliqué la destruction de la pièce. La détection d'une fissure avant qu'elle ne soit très importante sur une pale en service paraît donc peu réaliste avec des méthodes classiques en atelier, d'autant que l'enquête n'a pas permis d'en déterminer la vitesse de propagation.

## 2.6 Examens réalisés sur des pales de RAC d'autres hélicoptères LH212

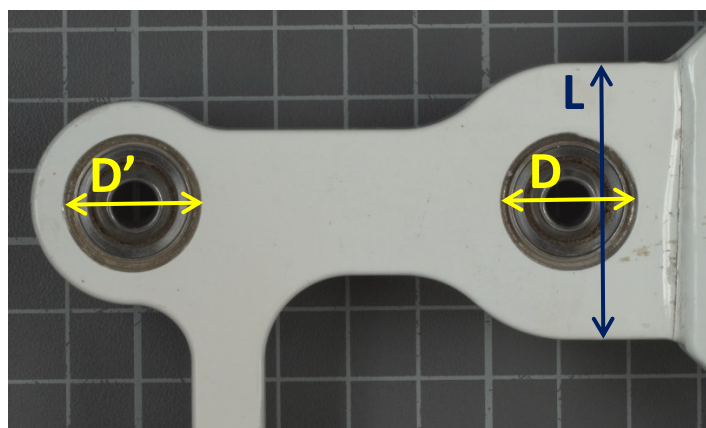
À la suite des examens réalisés sur les pales de RAC du 83AQG et du 07-QL, le BEA a prélevé plusieurs pales de RAC d'hélicoptères LH212. Deux pales (repérées 09 et 10) ont ainsi été prélevées sur un hélicoptère ayant accumulé 400 heures de vol ainsi qu'une autre pale (repérée 002A) ayant accumulé 1 100 heures de vol et prélevée dans le stock de pièces de la société Héli-Tech. L'objectif était de réaliser des examens non-destructifs.

L'examen visuel détaillé des trois pales n'a pas mis en évidence d'endommagement. En revanche, des différences dimensionnelles et de géométrie ont été observées sur les différents pieds de pales : les examens réalisés par le BEA montrent que, sur un même hélicoptère, les deux pales ont des cotes identiques, mais ce n'est pas nécessairement le cas d'un hélicoptère à l'autre.



*Figure 17 (à gauche) : absence de chanfrein sur les pales des deux hélicoptères accidentés, ainsi que sur les pales repérées 09 et 10 (Source : BEA)*

*Figure 18 (à droite) : présence de chanfreins sur la pale repérée 002A (Source : BEA)*



**Figure 19 : pied de pale de LH212 (Source : BEA)**

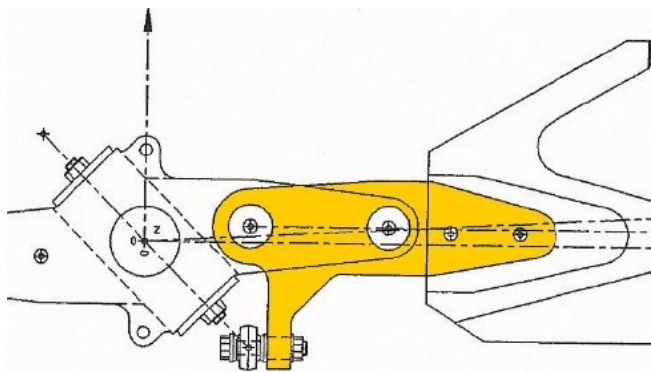
|   | Alésages « D »<br>et « D' » | Largeur du pied<br>de pale « L » | Épaisseur du<br>pied de pale au<br>niveau des<br>zones rompues | Présence d'un<br>chanfrein sur la<br>face opposée |
|---|-----------------------------|----------------------------------|--|---|
| Pales repérées<br>17/18 et 19/20<br>(accidentées) | 21,8 mm                     | 40,3 mm                          | 12,3mm   | Non   |
| Pales<br>repérées<br>09/10                        | 18,5 mm                     | 38,2 mm                          | 12,1 mm  | Non   |
| Pale<br>repérée<br>002A                           | 18,8 mm                     | 40,5 mm                          | 13,8 mm  | Oui   |

Le concepteur du LH212 n'a pas fourni d'explications aux demandes du BEA sur les raisons des variations dimensionnelles et de géométrie observées. Il n'a ainsi pas été possible de déterminer si ces différences provenaient d'évolutions du dessin ou d'aléas de production.

Le concepteur du LH212 a expliqué au BEA que deux standards successifs de pales ont existé :

- le premier modèle de pales présente un profil symétrique dérivé de l'hélicoptère Dragonfly. On observe néanmoins que le pied de pale du LH212 présente une forme sensiblement différente de celle du Dragonfly (voir Figure 20 ci-dessous) avec la présence de courbes et contre-courbes. Ce type de pales a été installé sur les hélicoptères LH212 portant les numéros de série 001 à 015. Les jeux de pales 09/10, 17/18 (07-QL) et 19/20 (83AQG) font partie de cette première série de pales ;





**Figure 20 : pied de pale de RAC de l'hélicoptère Dragonfly ne présentant pas de courbes et contre-courbes**  
(Source : LCA)

- le second standard présente un profil de pale asymétrique. Le concepteur du LH212 explique que ce second type de pale peut être installé en remplacement du premier sous réserve de réglages appropriés.

La pale repérée 002A présente des différences notables avec les jeux de pales 09/10, 17/18 (07-QL) et 19/20 (83AQG). Elle possède un profil symétrique et ne fait donc pas partie de la seconde série de pales bien que cela n'ait pas été confirmé par le concepteur du LH212.

La réduction d'une section est par nature propice à l'augmentation du niveau de contrainte locale. La modification de forme du pied de pale de RAC, par rapport à celle de l'hélicoptère Dragonfly, a probablement modifié la répartition des efforts. Néanmoins, en l'absence d'une modélisation des concentrations des contraintes sur l'ensemble de l'assemblage, l'enquête n'a pas pu confirmer de façon certaine si cette évolution de dessin du pied de pale du RAC a créé des zones de concentration de contraintes susceptibles de conduire à des endommagements en fatigue et des ruptures en vol.

### 3 RENSEIGNEMENT SUR LES PERSONNES À BORD ET L'EXPLOITANT

#### Élève pilote

L'élève pilote était âgé de 45 ans. Il n'avait pas d'expérience aéronautique antérieure au début de sa formation. Durant celle-ci, il avait accumulé environ 25 heures de vol, toutes sur LH212.

#### Instructeur

L'instructeur, âgé de 60 ans, était le directeur de la société Héli-Tech. Il était titulaire d'une licence de pilote privé d'avion obtenue en 1983, qui n'était plus valide depuis 2012, et d'une licence de pilote privé d'hélicoptère obtenue en 2011, qui n'était plus valide depuis 2014 (sur Robinson R22 et sur CH7 Kompress). Il avait accumulé 292 heures de vol sur avion et environ 40 h sur hélicoptère.

Il détenait également une licence de pilote ULM avec des qualifications de classe multiaxe de 1999, autogire de 2012 et hélicoptère classe 6 de 2012. Il était qualifié instructeur ULM multiaxe depuis 2012 et instructeur ULM hélicoptère classe 6 depuis 2013.

L'enquête n'a pas permis de déterminer précisément son expérience de pilote ULM. Les livrets de progression d'Héli-Tech font état d'un minimum de 2 385 h en tant qu'instructeur sur hélicoptère ULM de classe 6.

### Exploitant du 83AQG

Le 83AQG appartenait à la société Héli-Tech basée sur l'aérodrome de Montélimar. Outre le négoce d'hélicoptères ULM neufs ou d'occasion, la société disposait d'un atelier d'entretien et d'un centre de formation pour le pilotage des hélicoptères ULM.

À partir de 2011, des liens ont été établis entre LCA et la société Héli-Tech : un courrier de LCA daté de novembre 2012 confirmait à Héli-Tech le statut de « *concessionnaire autorisé en France* ».

L'atelier d'entretien d'Héli-Tech assurait l'entretien des hélicoptères LH212. Héli-Tech précise que, dans les premiers temps, une concertation technique informelle s'était établie avec LCA.

En 2014, un différend commercial opposa la société Héli-Tech au constructeur LCA, interrompant leur coopération. Par la suite, LCA a mis en place une procédure d'agrément sans l'accorder à l'atelier d'entretien d'Héli-Tech. Au cours de l'enquête, LCA a précisé n'avoir jamais prodigué de formation à Héli-Tech pour l'entretien des hélicoptères LH212.

## 4 RENSEIGNEMENTS SUR LA CONCEPTION ET L'ENTRETIEN DES ULM

### 4.1 Procédure d'identification des hélicoptères ULM de classe 6

En France, le constructeur d'un ULM devant être produit en série doit déposer un dossier auprès de la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC) et satisfaire à certaines « conditions techniques ». Il s'agit d'une procédure déclarative par laquelle le constructeur s'engage auprès de l'autorité ; cette dernière ne contrôle pas les documents fournis mais effectue une vérification générale de cohérence du dossier vis-à-vis des éléments descriptifs qui seront portés sur la fiche d'identification. Pour certains ULM, des « conditions techniques complémentaires » peuvent s'appliquer.

Une révision de l'arrêté du 23 septembre 1998 en date du 1<sup>er</sup> mars 2012 a introduit les ULM de classe 6, dits « hélicoptères ultralégers »<sup>6</sup>. La complexité inhérente à l'hélicoptère déroge aux caractéristiques générales de conception des ULM (en particulier leur simplicité de conception, d'utilisation et d'entretien) et des conditions techniques complémentaires s'y appliquent au travers du Code HUL<sup>7</sup>, publié le 13 mars 2012. La rédaction du Code HUL s'appuie sur le code de navigabilité britannique BCAR Section VLH et sur les spécifications de certification européennes CS-VLR et CS-27 publiés par l'Agence Européenne de la Sécurité Aérienne (AESA) et relatives aux hélicoptères certifiés.

Une instruction ministérielle de la Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile (DSAC) précise les éléments portant sur la définition des ULM et leur procédure d'autorisation de vol. La version en vigueur lors de l'identification du LH212<sup>8</sup> mentionnait qu'un constructeur d'hélicoptère ULM de série peut proposer à la DGAC d'utiliser tout ou partie d'un autre code de navigabilité adapté aux hélicoptères, sous réserve qu'il permette d'assurer un niveau de sécurité équivalent à celui du Code HUL.

<sup>6</sup> Arrêté relatif aux aéronefs ultralégers motorisés ([Version du 01/03/2012](#)).

<sup>7</sup> [Exigences de Navigabilité Particulières pour Hélicoptères Ultra-Légers](#).

<sup>8</sup> [Instruction du 21 février 2012 relative aux aéronefs ultralégers motorisés](#).



Le chapitre du Code HUL relatif à l'évaluation en fatigue de la structure primaire précise notamment que « *La conception détaillée des pales et du moyeu et d'autres parties de la structure primaire et des commandes de vol de l'hélicoptère doit être telle que, autant que raisonnablement possible, les caractéristiques qui provoquent de fortes concentrations de contraintes sont évitées, sauf s'il peut être démontré que des parties ayant une conception, spécification et utilisation similaires et opérant à des niveaux de contraintes similaires ont accumulé une très grande expérience en service satisfaisante.* » Il est également précisé que « *La solidité, la conception des pièces et la fabrication de la structure doivent minimiser la probabilité d'une défaillance désastreuse due à la fatigue, particulièrement aux endroits où il y a concentration de contraintes.* »

LCA a déposé le dossier du LH212 à la DGAC en avril 2013. Il y est notamment mentionné que le « *rapport a été rédigé avec le but de démontrer la fiabilité des hélicoptères ultralégers LH212 Delta selon les exigences du Code HUL de la Classe 6* ». En ce qui concerne la conception du RAC du LH212, il y est uniquement précisé qu'il dérive directement de celui de l'hélicoptère Dragonfly qui a accumulé une très grande expérience en service.

## 4.2 Entretien

### 4.2.1 Règlementation relative à l'entretien des ULM

L'instruction ministérielle de la DSAC indique qu'un manuel d'entretien doit être rédigé, contenant notamment :

- « *Les divers conseils généraux concernant l'entretien de l'ULM,*
- *Les opérations périodiques simples. Il est recommandé de regrouper ces opérations à une échéance de 25 h de vol ou de 3 mois d'utilisation (la première atteinte),*
- *La liste des opérations importantes qui nécessitent un contrôle approfondi telles que les visites annuelles.* »

La version de l'instruction en vigueur lors de l'identification du LH212 mentionne la notion d'opérations de maintenance définies par le constructeur devant être impérativement réalisées au sein d'un atelier désigné par le constructeur. Cette notion n'existait pas dans la version antérieure de l'instruction.

### 4.2.2 Programme d'entretien et manuel de maintenance définis par LCA

Le programme d'entretien<sup>9</sup> fourni par LCA à la DGAC au moment de l'identification du LH212 en mars 2013 indique que :

- « *Les visites d'entretien ainsi que la maintenance du LH212 doivent être effectuées impérativement par LCA ou un centre agréé LCA ;*
- *Le propriétaire du LH212 aura la possibilité de définir une personne compétente de son choix qui aura en charge les visites d'entretien. Cette personne devra obligatoirement suivre une formation d'entretien LCA au siège de LCA ou dans un centre agréé LCA afin d'obtenir l'agrément technique de LCA.* »

Ce document indique de façon générale les différentes interventions à réaliser après les premières 25 h, puis 100 h, puis toutes les 500 h et 1000 h. La révision générale doit être réalisée à 2 000 heures de vol, chez LCA. Pour le RAC, une inspection visuelle est prévue toutes les 100 h.

<sup>9</sup> Guide de Maintenance, 212-05-01 F révision du 28/03/2013.

L'entretien 500 heures prévoit notamment deux opérations « *sous conditions* » concernant l'inspection et l'éventuel remplacement de composants vitaux pour l'aéronef dépendant d'un possible « *emploi de l'aéronef non conforme aux paramètres préétablis par le constructeur* ». Lors de cette visite, le RAC fait l'objet d'une inspection visuelle et du remplacement de « *consommables/boulonnerie* ».

Le manuel de maintenance<sup>10</sup> mentionne l'ensemble des procédures, dont :

- Procédure 06-01 « Tail Rotor Dismounting »
- Procédure 06-02 « Tail Rotor Mounting »
- Procédure 06-03 « Tail Rotor Balancing »
- Procédure 22-01 « Inspection of tail rotor blade »

Les procédures 06-01 et 06-02 de démontage et remontage du RAC ne comportent pas de précaution particulière.

La procédure 06-03 d'équilibrage du RAC précise l'installation des accéléromètres sur le moyeu du RAC et ne fait pas mention de procédure particulière concernant les prises de mesures, les limites à ne pas dépasser et les corrections à appliquer. La procédure de contrôle vibratoire n'y est pas explicitée. Le concepteur du LH212 a fourni au BEA une valeur maximale de 0,1 ips<sup>11</sup> mais cette valeur limite ne figure pas dans le manuel de maintenance.

La procédure 22-01 d'inspection du RAC, applicable toutes les 100 h, mentionne certains endommagements admissibles à différents endroits des pales du RAC. Les zones décrites ne concernent pas le pied de la pale.

#### 4.2.3 Entretien chez Héli-Tech

Le programme d'entretien utilisé par Héli-Tech était identique à celui fourni par LCA à la DGAC lors de l'identification du LH212, en mars 2013.

La documentation technique a été fournie à Héli-Tech par LCA lors de la livraison de l'hélicoptère. Les révisions et bulletins de service (SB) éventuels étaient transmis par messagerie électronique. Après le différend qui a opposé Héli-Tech et LCA à partir de 2014, Héli-Tech précise ne plus avoir reçu de documentation technique de la part de LCA.

Le manuel d'utilisation du LH212 (révision du 10 janvier 2014, p. 114) précise que « Les nouveaux manuels, bulletins de service et informations » sont publiés sur le site Internet de LCA. Héli-Tech ajoute y avoir toujours vérifié la présence d'informations techniques. Le concepteur du LH212 précise de son côté avoir envoyé les mises à jour de documents techniques par messagerie à tous les utilisateurs connus.

Après la cessation d'activité de LCA, les pièces détachées utilisées par Héli-Tech étaient des pièces standard ou refabriquées, sans avoir recours au concepteur de l'hélicoptère.

La réglementation relative à l'entretien des aéronefs ULM ne comporte pas d'exigence quant à l'origine des pièces de rechange.

<sup>10</sup> 212-10-01, révision du 08/06/2015.

<sup>11</sup> *Inch per second*.



Héli-Tech effectuait des contrôles vibratoires sur le RAC toutes les 100 h ou dès que le pilote détectait des vibrations ou qu'un jeu anormal était suspecté sur des composants du RAC.

Bien que ne disposant pas de valeur vibratoire limite dans le manuel de maintenance de LCA, Héli-Tech utilisait la même valeur que LCA en se basant sur les données fournies oralement chez LCA ainsi que les préconisations d'autres constructeurs d'hélicoptères ULM.

Les données vibratoires relevées sur le 83AQG équipé de son rotor d'origine lors des différentes visites depuis le début de son exploitation indiquent des valeurs comprises entre 0,01 et 0,08 ips après équilibrage, soit inférieures aux limites indiquées par le concepteur de l'hélicoptère (0,1 ips). Le relevé vibratoire effectué quelques jours avant l'accident sur le 83AQG équipé du RAC prélevé sur le 85AKR indique une valeur de 0,004 ips<sup>12</sup>.

En juin 2017, LCA a émis le bulletin de service SB 212-002-001 obligatoire, applicable aux hélicoptères ayant les numéros de série 001 à 015. Ce SB demande d'envoyer le RAC chez LCA pour modifier le montage du moyeu afin de réduire les vibrations et augmenter sa durée de vie. Le SB ne modifie pas le montage des pales et ne mentionne pas un quelconque impact sur la sécurité des vols. Plusieurs exploitants, dont Héli-Tech, ont indiqué ne pas avoir eu connaissance de ce SB qui ne figurait pas sur le site Internet de LCA. Le concepteur du LH212 a de son côté indiqué au BEA l'avoir envoyé par messagerie à tous les utilisateurs connus et qu'il est de la responsabilité des exploitants de s'informer de la disponibilité des SB.

Le dossier fourni à la DGAC par LCA indique que « le développement du rotor de queue aussi s'est basé sur des composants déjà connus » avant de se concentrer sur la description du profil des pales. L'évolution entre le dessin initial du pied de pale du Dragonfly et celui du LH212 n'est pas documentée. Le dossier précise que « depuis 2012 aucune modification n'a été introduite sur le rotor de queue ». Le concepteur du LH212 a pourtant mentionné au BEA l'existence de deux standards successifs de pales, initialement avec un profil symétrique puis asymétrique.

## 5 MESURES PRISES À LA SUITE DE L'ACCIDENT

Immédiatement après l'accident du 83AQG, Héli-Tech a interrompu les vols de LH212.

Le 23 octobre 2019, le BEA a mis en évidence la présence d'un endommagement progressif en fatigue sur le pied de l'une des pales de RAC du 83AQG et en a immédiatement informé la DGAC et l'AESA<sup>13</sup> afin d'envisager la suspension temporaire des vols de LH212 en France et en Europe.

Le 25 octobre, sur la base des premières constatations transmises par le BEA, le DGAC a recommandé à tous les utilisateurs de LH212 d'en suspendre l'exploitation<sup>14</sup>. Le 3 décembre 2019, les examens réalisés sur la pale rompue du 07-QL ont mis en évidence un processus de rupture en fatigue similaire qui a conforté cette décision.

---

<sup>12</sup> Les relevés de contrôles vibratoires réalisés à 275 h et 300 h sur le 85AKR indiquent respectivement 0,1 et 0,09 ips après équilibrage.

<sup>13</sup> Les aéronefs ultra légers ne font pas partie du domaine de compétence de l'AESA.

<sup>14</sup> [Bulletin de Recommandation BR 2019-ULM-002](#).

Un BR n'est qu'une recommandation et ne constitue pas une interdiction de vol. Certains propriétaires d'hélicoptère LH212 ont ainsi pu continuer à voler malgré le risque établi pour la sécurité des vols.

## **6 CONCLUSION**

*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.*

### **6.1 Scénario**

Lors d'un vol d'instruction, en circuit d'aérodrome, l'une des pales du rotor anti-couple (RAC) s'est rompue. Le déséquilibre en résultant a entraîné la séparation du RAC et de la seconde pale, puis la perte de contrôle en vol de l'hélicoptère et sa collision avec le sol. La rupture de la première pale au niveau de l'une de ses fixations a été causée par un endommagement progressif en fatigue dont l'origine et la vitesse de propagation n'ont pas pu être déterminées. La modification de conception des pieds de pale de RAC du LH212, par rapport à ceux de Dragonfly ayant servi à justifier la conception du RAC, a pu contribuer à réduire la durée de vie en fatigue de ces pièces.

Lors de la rupture de la pale puis la désolidarisation du RAC, la réalisation immédiate d'une autorotation était la seule manœuvre susceptible de limiter les conséquences de l'accident.

Un scénario similaire s'était produit 17 mois plus tôt sur l'une des pales du RAC d'un autre hélicoptère LH212 du même exploitant. Les conséquences n'avaient alors été que matérielles et la séquence d'endommagement amenant à l'événement n'avait pas été identifiée par l'exploitant.

Les examens menés par le BEA ont montré que, en raison de la localisation de la zone d'initiation de la fissure, la recherche d'un endommagement sur une pale en service avant qu'il ne soit très important était difficilement réalisable avec des méthodes classiques en atelier.

### **6.2 Procédure d'identification des ULM de classe 6**

Avant l'arrivée sur le marché d'ULM sophistiqués, et notamment les hélicoptères ULM de classe 6, la réglementation considérait les ULM comme étant des aéronefs de construction simple et présentant des performances réduites. Cette réglementation considérait que l'entretien était normalement confié au détenteur de la carte d'identification et ne requérait pas de compétences particulières.

Avec l'apparition d'ULM plus performants et sophistiqués, allant au-delà des caractéristiques générales habituelles de conception des ULM, la réglementation a évolué et établi de nouvelles exigences, notamment au travers du Code HUL pour les hélicoptères ULM de série. Cette réglementation, plus exigeante, repose sur un système déclaratif et l'autorité en charge de la procédure d'identification de l'ULM n'est pas responsable du contenu technique des travaux de développement réalisés. Pour les constructeurs, cette réglementation nécessite des moyens importants d'études et d'essais, en particulier en ce qui concerne les endommagements en fatigue. Le dossier fourni à la DGAC par LCA ne met pas en évidence une analyse détaillée de ce type, arguant du fait que le RAC du LH212 dérivait de celui du Dragonfly, malgré les différences constatées et leur impact potentiel sur la tenue en fatigue.

Le concepteur de l'hélicoptère, contacté par le BEA, n'a pas été en mesure de fournir ces informations.

### 6.3 Entretien des ULM LH212

Le programme d'entretien du LH212 prévoit que « *Les visites d'entretien ainsi que la maintenance du LH 212 doivent être effectuées impérativement par LCA ou un centre agréé LCA* ».

Le constructeur LCA n'existe plus depuis 2018, même si le concepteur de l'hélicoptère continue à proposer un service après-vente informel aux utilisateurs. De plus, aucun atelier en France n'a été formellement agréé par LCA. Ainsi l'entretien, et donc l'exploitation, des hélicoptères LH212 en tant qu'ULM « de série » sont devenus réglementairement impossibles en France si l'exploitant ne modifie pas le manuel d'entretien en supprimant la restriction imposée par LCA<sup>15</sup>.

Au-delà de l'aspect réglementaire, l'enquête a montré que la détection de la fissuration en fatigue d'une pale de RAC avant qu'elle ne soit très importante était difficilement réalisable avec des méthodes classiques en atelier. Ainsi, bien que l'exploitant du LH212 83AQG ait réalisé des contrôles vibratoires sur le RAC plus fréquents que ce que ne prévoyait le programme d'entretien défini par LCA, il n'a pas été en mesure de détecter à temps les endommagements en fatigue sur les pieds de pales de RAC des hélicoptères 07-QL et 83AQG.

De plus, en l'absence d'un système de suivi de navigabilité appuyé par les retours d'expérience en service, les endommagements en fatigue ayant entraîné l'accident du LH212 07-QL n'ont pas été identifiés et aucune action de sécurité qui aurait pu éviter l'accident du LH212 83AQG n'a pu être mise en place.

***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.***

---

<sup>15</sup> Une telle modification du manuel d'entretien est considérée comme une modification majeure au sens de l'arrêté du 23 septembre 1998 relatif aux aéronefs ultralégers motorisés ([Version en vigueur le jour de l'accident](#)), et doit être déclarée à la DSAC selon les modalités de l'article 11 de cet arrêté.