

Accident du Fokker 27-500
immatriculé **I-MLVT**
survenu le 25 octobre 2013
en montée initiale depuis l'aérodrome de Paris-Charles de
Gaulle (95)

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

Heure	Vers 01 h 25 ⁽¹⁾
Exploitant	Miniliner
Nature du vol	Transport commercial, cargo
Personnes à bord	Commandant de bord (PF) et copilote (PNF)
Conséquences et dommages	Aéronef fortement endommagé

**Perte d'une pale de l'hélice puis d'une partie du
groupe motopropulseur gauche lors de la montée
initiale, demi-tour, atterrissage d'urgence**

1 - DÉROULEMENT DU VOL

L'équipage décolle à 01 h 22 de la piste 09R de l'aérodrome de Paris-Charles de Gaulle pour un vol de cargo postal à destination de l'aérodrome de Dole Tavaux (39)⁽²⁾. À une hauteur d'environ 1 300 ft, il entend un bruit d'explosion provenant de l'espace cargo. Simultanément, il constate l'allumage du voyant « *feu moteur* » gauche et le déclenchement de l'alarme sonore associée. L'équipage se déclare en détresse et applique la procédure feu moteur mais observe que la commande de passage en position drapeau est bloquée. Le commandant de bord regarde par la fenêtre et constate que l'incendie s'est arrêté et que le moteur gauche est partiellement manquant. L'avion restant pilotable, l'équipage fait demi-tour et atterrit sans autre problème à Paris-Charles de Gaulle. La partie avant du moteur gauche ainsi que l'hélice en plusieurs fragments sont retrouvées dans un champ sous l'axe de montée initiale de la piste 09R.

⁽²⁾Renommé depuis
aérodrome Dole-Jura.

2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

2.1 Examen de l'avion

Le I-MLVT est équipé de deux moteurs Rolls-Royce Dart 532-7.

L'avant du moteur gauche à partir du premier étage du compresseur ainsi que l'hélice sont absents. Des traces d'incendie sont visibles sur l'arrière de la nacelle moteur.

Le fuselage côté gauche comporte une perforation verticale ouverte de l'extérieur vers l'intérieur et de nombreux impacts de petite taille. Le fuselage côté droit comporte une perforation verticale ouverte de l'intérieur vers l'extérieur, d'une dimension proche de la perforation sur le fuselage gauche. À l'intérieur du fuselage, le container de fret postal, situé entre les deux perforations, est découpé de part en part. Les faisceaux de câbles électriques courant le long des parois latérales du fuselage sont sectionnés.



Vue côté gauche de l'aéronef



Vue côté droit de l'aéronef

La partie avant du moteur a été retrouvée dans un champ situé sous l'axe de montée initiale de la piste 09R. Deux des quatre pales d'hélice (n° 3 et 4) sont restées solidaires du moteur, une pale (n° 1) s'est séparée du moteur, seulement retenue par le câble d'alimentation du dégivrage d'hélice. Enfin, la quatrième pale (n° 2) a été retrouvée à 600 mètres environ du moteur et du reste de l'hélice.

2.2 Enregistreurs de vol

Le I-MLVT est équipé de deux enregistreurs de bord à bande magnétique.

L'enregistreur de paramètres (modèle Sundstrand 4100) enregistre douze paramètres sur une durée de 25 heures. Le vol de l'événement était présent sur l'enregistrement mais seuls quatre paramètres (altitude, vitesse indiquée, cap et accélération verticale) étaient valides. Aucun paramètre moteur n'a été enregistré. L'enregistrement s'est arrêté lors de la montée initiale à une hauteur d'environ 1 300 ft.

L'enregistreur de conversations (modèle Sundstrand AV 557 C) contenait 30 minutes d'enregistrement audio incluant le vol de l'événement. L'enregistrement s'est arrêté pendant la montée initiale. L'analyse spectrale a montré que, du décollage à la fin de l'enregistrement, les régimes moteurs et hélices étaient nominaux.

La pale n° 2, lorsqu'elle a traversé le fuselage, a sectionné les câbles électriques d'alimentation des enregistreurs.

2.3 Hélice Dowty Propellers R193/4-30-4/61

Le I-MLVT est équipé d'hélices Dowty Propellers de type R193/4-30-4/61.

L'hélice R193/4-30-4/61 est une hélice à quatre pales métalliques à pas variable, développée dans les années 1950 par Dowty Rotol LTD.

Dowty Rotol LTD est devenu en 1990 Dowty Aerospace Gloucester, puis Dowty Propellers, une marque de GE Aviation.

L'hélice est constituée de quatre grands ensembles :

- ❑ le moyeu (*hub*), partie centrale de l'hélice ;
- ❑ l'ensemble de fixation du moyeu (*hub attachment group*), permettant l'assemblage de l'hélice à l'arbre du moteur ;
- ❑ le système de lubrification (*oil tubes*) permettant la lubrification et le fonctionnement du mécanisme de changement de pas ;
- ❑ les pales (*blade group*, figure 1) et leur système de dégivrage (*de-icing overshoe*).

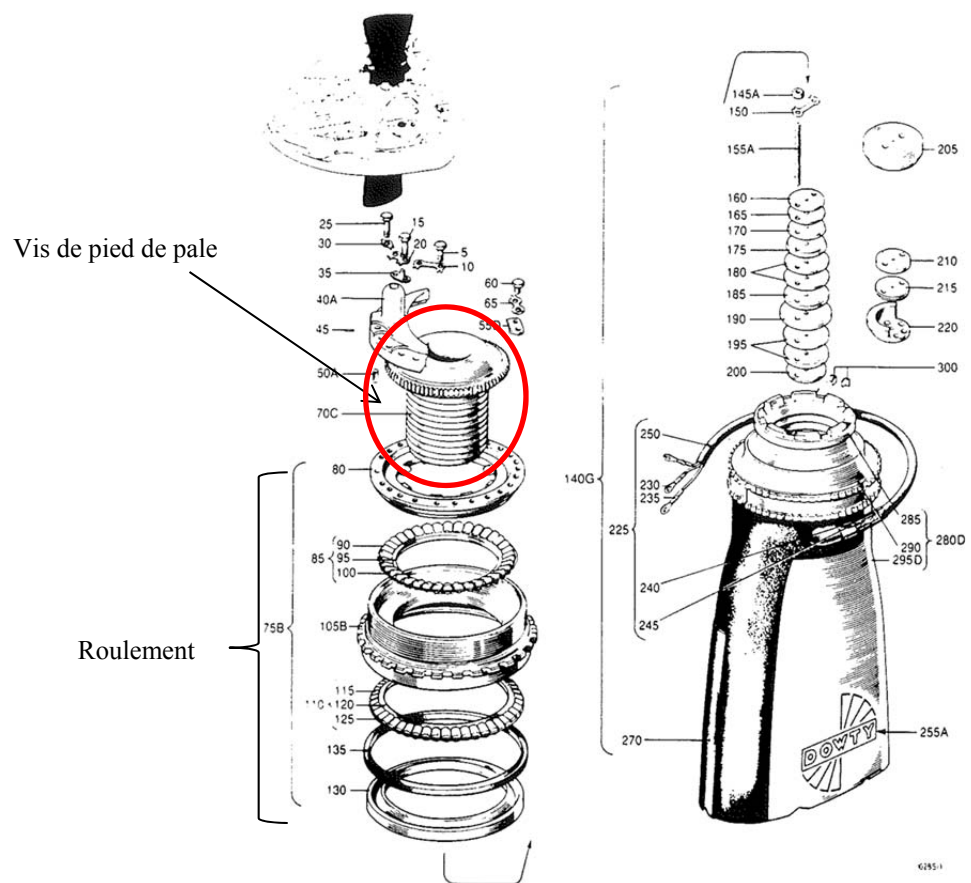


Figure 1 : vue éclatée d'un pied de pale d'hélice, extrait de l'OHM⁽³⁾ de l'hélice

Chaque pale est constituée d'un profil et d'un pied, lui-même constitué d'un roulement et d'une vis de pied de pale. Le roulement permet la rotation de la pale dans le moyeu, ce qui entraîne le changement de pas. La vis permet l'assemblage et le pré-chargement du roulement. L'opération de serrage de la vis est décrite dans l'OHM. Sa réalisation nécessite l'usage d'un banc hydraulique au montage et au démontage de la pale.

⁽³⁾OHM :
Overhaul Manual /
Manuel de révision
générale.

Les pales sont assemblées ou désassemblées du moyeu par vissage ou dévissage de la bague centrale du roulement de pied de pale, filetée, dans le bras du moyeu, taraudé. Ces opérations nécessitent également l'usage d'un banc hydraulique, compte tenu des valeurs des couples de serrage spécifiées par le constructeur.

Lors du montage de la pale avant son assemblage au moyeu, l'OHM impose de pré-charger le roulement et spécifie une valeur d'extension de celui-ci, comprise dans une certaine plage. L'extension du roulement est obtenue par le serrage de la vis de pied de pale. Ainsi, une extension de roulement dans la plage préconisée correspond à un pré-chargement optimal de la vis et du roulement, et limite les efforts subis par la vis en service.

L'hélice gauche du I-MLVT a été fabriquée en 1955, la vis accidentée aurait été fabriquée dans les années 1960 selon le constructeur (information déduite à partir du P/N).

2.4 Examen de la pale n° 2 et de sa vis de pied de pale

Les examens de l'aéronef et de la pale n° 2 ont permis d'établir que celle-ci s'est séparée de l'hélice gauche et a heurté la pale n° 1 provoquant sa désolidarisation de l'hélice. La séparation de la pale n° 2 s'est produite du fait de la rupture en fatigue de sa vis de pied de pale, dans son rayon de raccordement, à environ 8,7 mm sous la tête de vis.

Des examens approfondis au microscope électronique à balayage (MEB) confirment la présence d'une zone de propagation de fissures sous chargement cyclique (40 % de la section totale de la vis) par la présence de stries de fatigue. La zone à fort relief (correspondant aux 60 % de section restante) présente quant à elle de nombreuses cupules, caractéristiques d'une rupture brutale ductile.



Figure 2: faciès de rupture de la vis du pied de la pale n° 2

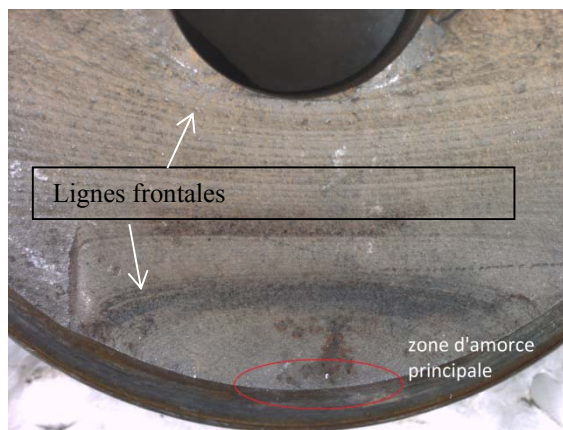


Figure 3 : détail du faciès de rupture, côté amorce

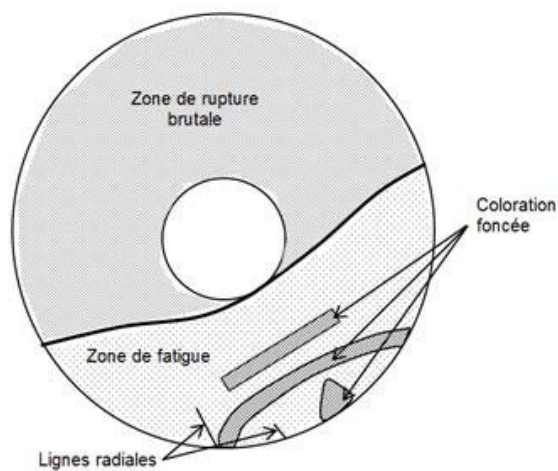


Figure 4 : description fractographique de la surface de rupture de la vis du pied de la pale n° 2

L'observation des lignes d'arrêt, ou lignes frontales (concentriques en début de propagation et visibles sur la *figure 3*), permet de déterminer la zone d'amorce qui se situe côté bord d'attaque de la pale. La présence de deux lignes radiales suggère que deux fissures secondaires se sont également amorcées et propagées.

La zone d'amorce principale présente localement un faciès à porosités (*figure 6*). On note également la présence d'une inclusion à environ 100 μm du faciès de rupture. Une analyse chimique permet de déterminer sa nature : il s'agit d'une inclusion non-métallique de sulfure de manganèse (MnS).

On observe par ailleurs, sur le flanc de la vis, de nombreuses cavités débouchantes, voire des fissures.

Aucun pré-endommagement (coup d'outil, défaut d'usinage...), aucune piqûre de corrosion, aucun défaut géométrique n'a été observé au droit de la zone d'amorce principale.

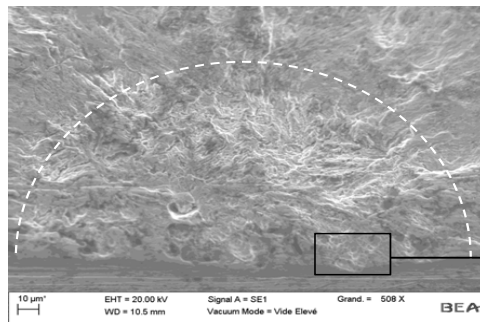


Figure 5 : morphologie de la zone d'amorce principale

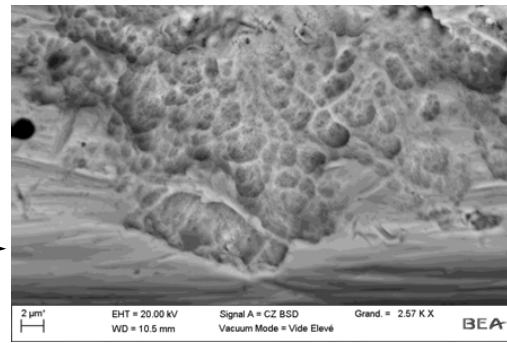


Figure 6 : porosités en zone d'amorce principale (détail de la figure 5)

Des examens détaillés ont été réalisés dans le but de caractériser de façon précise les différentes zones d'amorces et la matière composant la vis (en particulier la nature chimique du matériau, sa microstructure à cœur, sa dureté, la morphologie et la composition du revêtement de surface, la forme et la répartition des inclusions). Pour comparaison, des examens détaillés ont également été réalisés sur les vis de pied de pale des pales n° 1,3 et 4 de l'hélice gauche, non rompues.

Les vis sont réalisées en acier S99, selon la norme British Aerospace BS S99.

Les examens réalisés sur la vis de la pale n° 2 montrent que celle-ci présente une dureté conforme aux spécifications de la norme, un taux de soufre légèrement supérieur aux spécifications (0,023 %m +/- 0,003 %m pour un maximum spécifié de 0,020 %m)⁽⁴⁾.

Les taux de soufre des vis des pales n° 1, 3 et 4 sont conformes aux spécifications de l'acier S99. Aucune fissure n'a été détectée sur ces vis, aussi bien par magnétoscopie⁽⁵⁾ que par des moyens optiques.

Le constructeur précise que le soufre est un élément qui, même s'il améliore l'usinabilité d'un acier, est peu désiré. Sa concentration tend à être réduite le plus possible en production pour des raisons commerciales. Le S99 est un acier qui ne peut pas être considéré comme à faible teneur en soufre. À ce titre la probabilité d'amorçage à partir d'une inclusion semble supérieure à un acier à faible teneur en soufre. Au cours des années, les améliorations technologiques ont rendu possible l'élaboration d'aciers à taux de soufre réduit. Ce n'était pas le cas dans les années 1960, période de fabrication de la vis accidentée.

2.5 Dimensionnement de la vis de pied de pale

Les rigidités de la vis de pied de pale et du roulement déterminent les efforts extérieurs que la vis peut supporter, et ainsi le pré-chargement nécessaire du roulement pour empêcher la séparation de la pale.

Le niveau de pré-chargement doit être suffisant pour empêcher la séparation au niveau des portées du roulement, du fait des charges externes appliquées.

Quand un assemblage vissé est serré, se développent des contraintes de traction dans la vis et des contraintes de compression dans les parties assemblées, ici le pied de la pale et le roulement.

⁽⁴⁾%m : pourcentage massique.

⁽⁵⁾La magnétoscopie est un procédé de contrôle non destructif permettant de détecter des défauts débouchant en surface ou très proches de la surface.

L'ensemble subit ensuite des efforts de traction liés à la force centrifuge. Ceux-ci « *compensent* » les contraintes de compression induites par le pré-chargement. Ainsi, le pré-chargement a pour rôle de fournir aux efforts extérieurs un chemin de passage « *alternatif* » à la seule vis de pied de pale, en intégrant également le roulement dans le chemin des efforts.

Le dimensionnement d'origine de la vis de pied de pale est daté du 10 décembre 1956. Il s'agit d'un calcul analytique.

Un modèle de calcul par Éléments Finis a été réalisé par le constructeur dans le cadre de l'enquête. Celui-ci permet de mettre en évidence que :

- la vis de pied de pale a rompu dans sa section de contrainte maximale ;
- un pré-chargement diminué de plus de moitié serait suffisant pour mener à la séparation de la pale du fait d'efforts centrifuges à 105 % du régime de rotation maximal ;
- il n'a pas été mis en évidence de lien entre le site d'amorce principale, les sites d'amorces secondaires et le sens des efforts de flexion de la pale.

2.6 Examen des roulements

2.6.1 Examen du pré-chargement des roulements

La valeur de ce pré-chargement a été mesurée au démontage de l'hélice gauche, pour les pales n° 1, 3 et 4, ainsi qu'au démontage de l'hélice droite, pour les quatre pales. Le pré-chargement du roulement de la pale n° 2 dont la vis s'est rompue n'est quant à lui pas connu.

Les trois pales de l'hélice gauche présentaient un pré-chargement de leur roulement en-deçà des spécifications de montage⁽⁶⁾. Dans le cas de l'hélice droite, le pré-chargement des roulements était dans les spécifications, voire légèrement supérieur.

Dans le cadre de l'enquête, deux autres hélices du même type ont pu subir le même type de mesures, lors de maintenances programmées, en coordination avec leur propriétaire. La première (2 785 heures depuis la dernière révision générale effectuée dans un atelier aux États-Unis) présentait des valeurs conformes aux spécifications. La deuxième (1002 heures depuis la dernière révision générale, effectuée dans le même atelier que l'hélice gauche du I-MLVT) présentait pour deux pales des valeurs en-deçà des spécifications, et pour deux autres pales des valeurs très proches des spécifications.

Un opérateur de l'atelier aux États-Unis a indiqué que, par expérience, 50 % des roulements arrivaient en maintenance avec une valeur de pré-chargement en-deçà des valeurs minimales préconisées au montage par l'OHM. Selon lui, la perte du pré-chargement peut être liée à l'usure des roulements, à la présence de corrosion, ou encore à un changement de répartition ou à un vieillissement de la graisse au sein du roulement. Les valeurs mesurées sur les deux hélices en maintenance programmée sont cohérentes avec les valeurs qu'il a pu constater au cours de son expérience.

Il n'a pas été possible de déterminer si le pré-chargement des roulements de l'hélice gauche du I-MLVT était en deçà des spécifications lors du montage de l'hélice. Il n'a pas non plus été possible de déterminer si, au cours de la vie de l'hélice, le pré-chargement de la vis a évolué.

⁽⁶⁾ Il n'y a pas de valeur spécifiée pour le démontage.

2.6.2 Examen des roulements de pied de pale

Les roulements des quatre pales de l'hélice gauche ont été examinés. Ils présentent un taux d'usure cohérent avec leur utilisation et leur nombre d'heures de vol après RG. En plus de cette usure normale, des endommagements consécutifs à l'événement ont été observés.

Le graissage des roulements a été réalisé avec une graisse conforme aux recommandations du constructeur. Une pête anti-fretting (FRIN) a été détectée dans les prélèvements provenant des roulements des pales n° 1, 3 et 4, conformément aux spécifications. Il n'a pas été possible de déterminer si du FRIN était présent dans le roulement de la pale n° 2, compte tenu de la présence abondante de terre dans ce dernier à la suite de l'accident.

2.7 Maintenance de l'hélice gauche du I-MLVT

Dowty a défini deux calendriers de maintenance pour ses hélices montées sur moteur Dart, selon que l'avion est utilisé en transport commercial ou en aviation d'affaires. Ces calendriers sont détaillés dans deux bulletins de service :

- ❑ Le bulletin de service Dowty SB 61-985 s'applique aux opérateurs de transport commercial. Il y est précisé que l'hélice doit subir une révision générale tous les quatre ans. Cet intervalle peut être étendu à six ans, si une inspection des roulements est effectuée au bout de trois ans.
- ❑ Le bulletin de service Dowty SB 61-825 s'applique aux opérateurs d'aviation d'affaires. Il y est précisé que l'hélice doit subir une révision générale tous les cinq ans. Cet intervalle peut être étendu à huit ans, si une inspection des roulements est effectuée entre trois et cinq ans après la dernière révision générale.

Quelle que soit la limite calendaire appliquée, l'hélice ne doit pas dépasser 4 500 heures entre deux révisions générales.

L'agence nationale de l'aviation civile italienne (ENAC)⁽⁷⁾ avait donné l'autorisation à l'opérateur du I-MLVT, Miniliner, de suivre le calendrier de maintenance des hélices spécifié par le service bulletin Dowty SB 61-825. Cette décision avait été prise compte tenu de l'activité de cet appareil (environ 40 heures de vol par mois), plus proche de celle d'un avion d'affaires que d'un avion de transport commercial.

La dernière révision générale de l'hélice gauche du I-MLVT avait été effectuée en juin 2009. L'hélice avait effectué 2 063 heures depuis cette révision générale. Une inspection des roulements était prévue avant juin 2014, conformément au calendrier approuvé. L'entretien de l'hélice était donc conforme au calendrier approuvé par l'ENAC.

L'atelier ayant effectué la dernière révision générale a décidé de ne plus assurer la maintenance du type d'hélice R193 en juillet 2012. Selon la réglementation de l'Agence européenne de la sécurité aérienne (AESA) en vigueur à cette date⁽⁸⁾, la documentation de maintenance devait être conservée par l'atelier de maintenance durant trois années après la réalisation des opérations. Par ailleurs, cette réglementation AESA est plus exigeante que la réglementation OACI. Cette dernière⁽⁹⁾ précise que les états de maintenance détaillés doivent être conservés pendant au moins un an après la date de signature de la fiche de maintenance.

⁽⁷⁾Ente Nazionale per l'Aviazione Civile.

⁽⁸⁾Part 145, chapitre 145.A.55: The organisation shall retain a copy of all detailed maintenance records and any associated maintenance data for three years from the date the aircraft or component to which the work relates was released from the organisation.

⁽⁹⁾Annexe 6, partie 1, chapitre 8, paragraphe 8.4.2.

⁽¹¹⁾FAR145.219 (c).

Note : à titre de comparaison, la réglementation américaine⁽¹¹⁾ prévoit que l'organisme de maintenance certifié conserve les documents de maintenance au moins deux ans à compter de la date de retour en service de la pièce.

La dernière révision générale de l'hélice gauche du I-MLVT ayant été réalisée plus de trois ans avant l'accident, l'atelier avait détruit toute la documentation relative à cette opération de maintenance. Aucune copie de ces documents de maintenance n'a été transmise au préalable à l'opérateur ou au propriétaire de l'aéronef. Cette transmission n'est pas obligatoire, mais peut être décidée spontanément par l'organisme de maintenance afin que l'opérateur puisse conserver un suivi des opérations de maintenance.

Aucune carte de travail, aucun document de maintenance détaillé relatif à la révision générale de l'hélice gauche (hormis les certificats de remise en service fournis à l'opérateur et les livrets de l'avion et de l'hélice) n'a donc pu être obtenu. En particulier, les valeurs de pré-charge des roulements, mesurées et enregistrées lors de la révision générale, n'ont pu être récupérées. L'atelier a cependant indiqué que les vis de pied de pale avaient bien toutes été inspectées par magnétoscopie et qu'aucune fissure n'avait été détectée.

L'exploitation des documents de maintenance n'a pas permis de mettre en évidence d'élément permettant d'expliquer la perte de la pale n° 2 de l'hélice gauche.

2.8 Datation de l'origine du phénomène de fatigue

Les examens permettent d'estimer à une centaine les lignes frontales dénombrables sur la surface de rupture de la vis. Il aura donc fallu au minimum 100 mises en charge de la pale pour que la fissure, une fois amorcée, se propage et mène à la rupture de la pièce.

Ce nombre ne préjuge cependant pas de la durée nécessaire à l'amorçage de la fissure. Pour les matériaux métalliques, le phénomène de fatigue peut en effet se décomposer en trois phases :

- la durée de vie à l'amorçage, qui représente de 50 % à plus de 90 % de la durée de vie totale de la pièce (respectivement en fatigue oligocyclique⁽¹²⁾ et en fatigue à grand nombre de cycles⁽¹³⁾) ;
- l'amorçage et la propagation de fissure (mécanique de la rupture) ;
- la rupture finale.

Seule la phase de propagation de fissure est détectable lors d'une opération de maintenance.

Ainsi, on peut imaginer que si une centaine de cycles a été nécessaire à la propagation de la fissure, un ordre de grandeur d'une centaine de cycles supplémentaires a pu être nécessaire à l'incubation de cette fissure, jusqu'à l'amorçage.

Si enfin l'on considère qu'un cycle correspond à un vol⁽¹⁴⁾, d'une durée d'environ une heure dans le cas de cet aéronef, on peut estimer que l'origine du phénomène de fatigue a pu avoir lieu de l'ordre de quelques centaines d'heures de vol avant l'accident, soit bien après la dernière révision générale.

⁽¹²⁾Nombre de cycles à rupture n'excédant pas 100 000 (10^5).

⁽¹³⁾La rupture se produit au-delà de 100 000 cycles.

⁽¹⁴⁾Soit un décollage et un atterrissage

2.9 Autres événements

2.9.1 Falconair Viscount 784, immatriculé SE-CNL

Le 23 juillet 1967, un Vickers Viscount 784 de Falconair immatriculé SE-CNL perd son hélice droite à la suite de la séparation de la pale n° 1 de l'hélice.

L'hélice était du type R130/4/20/4/12E. La technologie de pied de pale est comparable à l'hélice R193/4-60-4/61.

Selon le rapport d'enquête de Dowty Rotol LTD, la perte de la pale n° 1 peut être attribuée à un montage incorrect du joint d'étanchéité du roulement de pied de pale. Le joint a été retrouvé vrillé, ce qui a permis à l'humidité de pénétrer au sein du roulement, et à la graisse de s'en échapper. Il en a résulté l'apparition de sévères piqûres de corrosion sur les pistes du roulement, entraînant une perte significative du pré-chargement du roulement et de la vis. Les efforts en service sur la vis de pied de pale étaient alors significativement augmentés, provoquant la rupture en fatigue de la vis dans le rayon de raccordement, sous la tête de vis.

2.9.2 Retour d'expérience du constructeur

Dowty Propellers indique ne pas avoir connaissance d'événement du même type sur ce type d'hélice, hormis l'événement décrit ci-dessus.

La vis de pied de pale n'a pas de durée de vie limite. Elle est inspectée pour toute crique ou endommagement à chaque révision générale et remise en service si l'inspection est satisfaisante (maintenance « *on condition* », selon son état).

Dowty assurait une partie significative des opérations de maintenance sur ces hélices depuis la fin des années 1950 jusqu'au début des années 1990, soit sur la période principale de leur utilisation. Dowty estime qu'environ 6 200 hélices ont été en service au total. Plus de 100 millions d'heures de vol auraient été accumulées par ce type d'hélice.

Dowty indique que le remplacement de la vis de pied de pale en maintenance était quelque chose de rare.

2.10 Actions Dowty et AESA

À la suite de l'accident du I-MLVT, Dowty a publié le 20 novembre 2013 un bulletin service (SB 61-A1152) demandant une inspection unique de l'état et du pré-chargement des roulements de pied de pale sur tous les types d'hélice Dowty possédant cette technologie. L'AESA a émis le 21 novembre 2013 une consigne de navigabilité imposant l'application de ce bulletin de service. Les inspections n'ont révélé aucun problème similaire sur les hélices encore en service.

3 - ENSEIGNEMENTS ET CONCLUSION

3.1 Rupture en fatigue du pied de pale

La vis du pied de la pale n° 2 du moteur gauche a rompu en fatigue, entraînant sa séparation du moyeu de l'hélice puis son interaction avec la pale n° 1 et la désolidarisation de cette dernière du moyeu de l'hélice. Le déséquilibre créé par la perte de ces deux pales a conduit à l'arrachement de la partie avant du moteur.

L'enquête n'a pas permis de déterminer avec certitude la cause de la fissuration en fatigue.

Les éléments suivants ont pu contribuer à la rupture en fatigue de la vis de pied de pale :

- ❑ un pré-chargement de la vis insuffisant, augmentant les efforts s'exerçant sur cette dernière. L'absence de la documentation de maintenance n'a pas permis de déterminer les valeurs de pré-chargement des roulements lors de la dernière révision générale ;
- ❑ la présence d'un sulfure de manganèse dans une zone de la vis fortement chargée. La présence de ce sulfure a pu générer un facteur de concentration de contrainte important, élevant le niveau de contrainte local.

Les essais et recherches réalisées dans le cadre de cette enquête montrent que la vis de pied de pale est constituée d'un acier dont la microstructure et la composition ne sont pas optimales vis à vis de la tenue en fatigue. Cependant, le caractère unique de la rupture plus de 50 ans après sa mise en service, rend peu probable le fait que le taux d'inclusions, leur répartition, leur taille, ou le taux de soufre de la vis soient des éléments contributifs à l'accident.

3.2 Conservation des documents de maintenance

Lors de l'enquête, il n'a pas été possible de déterminer les actions effectuées lors de la révision générale de l'hélice, les documents de maintenance ayant été détruits. Cette destruction par l'atelier ayant effectué cette révision générale est en conformité avec les exigences réglementaires de l'AESA, qui impose une conservation sur une durée de trois ans à l'issue des travaux. Ces exigences sont elles-mêmes supérieures aux exigences définies dans l'Annexe 6 de l'OACI, qui n'imposent qu'une seule année de conservation.

Cette absence de traçabilité avait déjà été relevée lors d'une enquête de l'AAIB⁽¹⁵⁾ sur une panne moteur d'un Cessna 152⁽¹⁶⁾ pour lequel les documents détaillant la révision générale du moteur avaient été détruits. La recommandation suivante avait alors été émise : « *It is recommended that the European Aviation Safety Agency (EASA) amend EASA Part 145 (and Part M as necessary) to require that maintenance and overhaul records that are referred to in airframe, engine and propeller log books, and component record cards, are deemed to be part of that log book or record card and are retained until the aircraft, engine, propeller or component has been destroyed or permanently removed from service* »⁽¹⁷⁾.

L'AESA avait alors considéré que cela correspondait à « *plus de papier conservé plus longtemps, sans bénéfice pour la sécurité* ».

⁽¹⁵⁾ Air Accidents Investigation Branch, organisme d'enquête du Royaume-Uni.

⁽¹⁶⁾ https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5422ef3de5274a1317000271/Reims_Cessna_F152_-_G-BHCP_1-08.pdf

⁽¹⁷⁾ Il est recommandé que l'AESA modifie la part 145 (et la part M comme nécessaire) pour imposer que les enregistrements d'entretien auxquels font référence les livrets aéronef, moteur et hélice, ou les fiches d'enregistrement de pièces, soient considérés comme faisant partie de ces livrets ou de ces fiches, et soient conservés jusqu'à ce que l'aéronef, le moteur, l'hélice ou la pièce soient détruits ou retirés définitivement du service.

4 - RECOMMANDATIONS

Rappel : conformément aux dispositions de l'article 17.3 du règlement (UE) n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident, un incident grave ou un incident. Les destinataires des recommandations de sécurité rendent compte à l'autorité responsable des enquêtes de sécurité qui les a émises, des mesures prises ou à l'étude pour assurer leur mise en œuvre, dans les conditions prévues par l'article 18 du règlement précité.

L'hélice gauche du I-MLVT avait subi une révision générale en juin 2009. Lors de cette révision, les valeurs de pré-chargeement des roulements ont été mesurées et enregistrées dans la documentation détaillée de maintenance conservée par l'organisme d'entretien. Cet organisme ayant décidé de ne plus entretenir ce type d'hélice, il a détruit cette documentation en juillet 2012, en accord avec la part 145 qui demande de conserver ces documents pendant trois ans. Il n'a dès lors pas été possible ni de comparer les valeurs de pré-chargeement des roulements des pales mesurées lors de la maintenance avec celles mesurées lors de l'examen après l'accident, ni de connaître les observations faites lors de la magnétoscopie de la vis de pied de pale n° 2.

De plus, cette durée de conservation de trois années minimum peut être inférieure aux périodicités d'inspection, permettant ainsi à des aéronefs de transport commercial de voler avec des composants majeurs dont l'historique a été détruit.

Les échanges que le BEA a pu avoir avec des organismes de maintenance ne font pas ressortir de difficulté pour étendre la conservation de ces documents au-delà de trois ans. Cela semble déjà être la pratique de certains organismes.

En conséquence, le BEA recommande que :

- **L'EASA modifie la part 145 (et la part M comme nécessaire) pour imposer que l'organisme d'entretien, ou l'opérateur, conserve une copie de tous les enregistrements d'entretien détaillés et de toutes les données d'entretien associées jusqu'à ce que ces informations soient remplacées par de nouvelles informations équivalentes, ou sur une durée suffisamment longue pour réduire le risque de perte d'information utile. [Recommandation FRAN-2018-001]**
- **L'OACI modifie l'Annexe 6 pour imposer que l'organisme d'entretien ou l'opérateur conserve une copie de tous les enregistrements d'entretien détaillés et de toutes les données d'entretien associées jusqu'à ce que ces informations soient remplacées par de nouvelles informations équivalentes, ou sur une durée suffisamment longue pour réduire le risque de perte d'information utile. [Recommandation FRAN-2018-002]**