

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ÉVÉNEMENT AÉRONAUTIQUE

A0000214

PANNE MOTEUR ET ATERRISSAGE FORCÉ

OTTAWA AVIATION SERVICES

DIAMOND DA 20-A1 C-GOAS

OTTAWA (ONTARIO)

3 OCTOBRE 2000

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet accident dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête sur un événement aéronautique

Panne moteur et atterrissage forcé

Ottawa Aviation Services

Diamond DA 20-A1 C-GOAS

Ottawa (Ontario)

3 octobre 2000

Rapport numéro A0000214

Sommaire

L'élève-pilote et l'instructrice ont décollé de l'aéroport international Macdonald-Cartier d'Ottawa (Ontario) à bord du Diamond Aircraft Industries DA 20-A1 immatriculé C-GOAS. À 1600 pieds asl (au-dessus du niveau de la mer) en montée vers l'aire d'entraînement, l'instructrice a remarqué que la température d'huile était élevée et qu'il y avait de la fumée dans le poste de pilotage. Au même moment, le moteur a eu des ratés et s'est arrêté. L'instructrice a pris les commandes de l'avion, appelé le contrôle de la circulation aérienne et déclaré une urgence. Elle a signalé au contrôleur qu'il y avait de la fumée dans le poste de pilotage, que le moteur était tombé en panne et qu'elle allait effectuer un atterrissage forcé dans un champ au sud de l'autoroute 417, près de la promenade Moodie, à Ottawa. Le contrôleur a composé le 911 et a demandé l'intervention de la police, des services ambulanciers et des pompiers. L'instructrice a effectué un atterrissage forcé dans un champ de maïs et les deux occupants sont sortis indemnes de l'appareil. Le train d'atterrissage et le raccord de longeron de l'avion ont été considérablement endommagés.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'instructrice avait appris à piloter sur le Katana chez Ottawa Aviation Services; elle cumulait 467 heures de vol, dont 113 comme instructrice. Elle avait reçu sa qualification d'instructrice de classe 4 en juillet 2000. L'élève-pilote avait commencé sa formation en juin 2000. Il cumulait environ 22 heures de vol.

Les conditions météorologiques publiées à 17 h, heure avancée de l'Est, pour l'aéroport international Macdonald-Cartier d'Ottawa situé à huit milles marins à l'est du lieu de l'accident étaient les suivantes : vents du 300 degrés vrai à 10 noeuds avec rafales à 16 noeuds; quelques nuages à 4000 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl); nuages épars à 24 000 pieds asl; visibilité supérieure à 15 milles; température de 19 degrés Celsius; point de rosée de 10 degrés Celsius.

Au cours de la vérification extérieure effectuée avant d'entreprendre le vol, environ 250 millilitres d'huile moteur Motul 10W40 ont été ajoutés dans le moteur. Les deux pilotes n'ont rien remarqué d'anormal avant le décollage.

Le moteur (Rotax 912F3, numéro de série 4412.764, fabriqué par Bombardier-Rotax GmbH) totalisait 1235 heures de fonctionnement depuis sa dernière révision. Ce nombre d'heures dépasse l'intervalle de 1200 heures entre les révisions prescrit par le fabricant, mais l'exploitant effectuait la maintenance du moteur selon un programme de maintenance selon l'état approuvé par l'organisme de réglementation.

Le moteur et l'hélice ont été déposés et envoyés au laboratoire technique du BST pour y être examinés. L'extérieur du moteur était généralement en bon état, à l'exception d'un trou dans le carter. Cependant, les observations suivantes ont été faites lors de l'examen :

- les boulons de retenue de l'alternateur n'étaient pas retenus en place par du fil à freiner;
- le jeu de câbles d'allumage n° 1 était lâche;
- la gaine du fil de mise à la masse d'un des modules électroniques avait subi une usure par frottement telle que le conducteur électrique était découvert;
- le tuyau acheminant le liquide refroidisseur au cylindre n° 2 était usé par frottement et était torsadé;
- la partie du carter adjacente au cylindre n° 1 avait été défoncé depuis l'intérieur.

Au cours du désassemblage, on a remarqué des signes d'usure de contact¹ sur les surfaces de contact du carter. Une grande quantité de débris métalliques ont été trouvés à l'intérieur du carter, et il y avait des signes de dommages causés par des impacts partout dans le carter. De plus, de la pâte de plomb s'était accumulée sur les segments racleurs et les segments de compression de tous les pistons ainsi que sur diverses autres pièces et composants du moteur. La pâte de plomb bloquait certains segments dans leurs gorges. Le piston n° 1 présentait

¹ *L'usure de contact* est un phénomène d'érosion d'une surface causé par un déplacement de faible amplitude entre deux pièces qui sont fixées solidement l'une à l'autre sous une pression considérable.

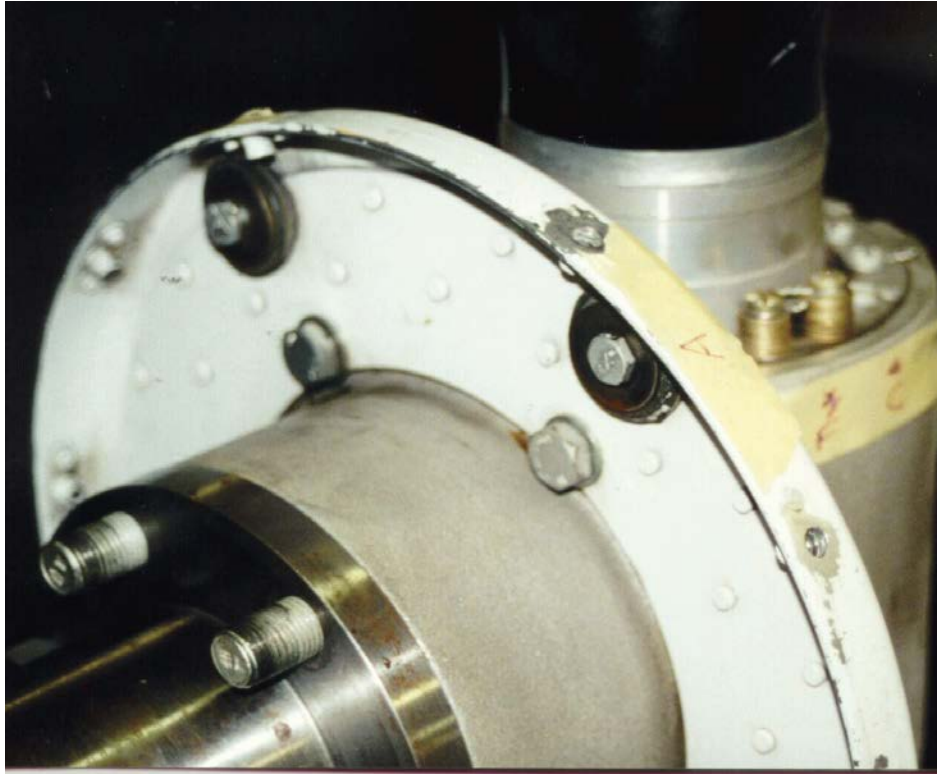
de nombreuses criques qui rayonnaient à partir des lumières de retour d'huile dans la gorge du segment racleur. Des parties de métal manquaient à ce piston. Deux des fractures visibles semblaient polies et brillantes. De plus, on a remarqué que les lumières de retour d'huile n'étaient pas chanfreinées.

Les analyses du laboratoire technique ont permis de déterminer que la défaillance du piston a été causée par des criques de fatigue progressive à long terme ayant pris naissance sur la surface extérieure des lumières de retour d'huile. Ces criques ont principalement été causées par le bord tranchant des lumières qui, contrairement à la pratique normale, n'avait pas été chanfreinées. La forme tranchante des lumières a augmenté les contraintes à cet endroit qui devenait ainsi un lieu propice à la formation de criques.

Il y avait de l'usure d'une profondeur d'environ 0,005 pouce sur le diamètre extérieur du corps du régulateur d'hélice près du ressort de rappel et sur le diamètre intérieur de ce ressort. Le numéro de pièce du réducteur d'hélice installé sur le moteur était 887270 (numéro de série : 13905). Il cumulait 268,9 heures de fonctionnement depuis la dernière révision. Après avoir retiré le réducteur du moteur, le constructeur a effectué une vérification de la pré-tension du ressort du disque du réducteur et a découvert que celle-ci était insuffisante. Il n'y avait pas assez de cales d'épaisseur entre la bague excentrique et la bague à cran. Une bague, de réf. 18983, était coincée sur l'arbre de l'hélice, et on a remarqué des traces de grippage ainsi que des rainures sur la circonférence de cette bague et sur l'alésage du logement de la bague. De plus, on a remarqué des traces de grippage et de faux brinellage² sur le découpleur et les rondelles du ressort de disque.

²

Le *faux brinellage* s'entend des empreintes dans les chemins de roulement qui sont généralement causées par des charges statiques élevées ou par une force exercée pendant l'installation ou la dépose. Les empreintes sont habituellement rondes ou sphériques en raison de la marque laissée par les billes ou les rouleaux qui assurent le contact dans le roulement.



Au cours du désassemblage du boîtier d'engrenages de l'hélice, on a noté la rupture de deux dents de l'engrenage d'entraînement 29T (réf. 834232). Un examen visuel a permis de déterminer que les dents cassées se trouvaient diamétralement opposées et synchrones par rapport aux extrémités des deux demi-couronnes (réf. 926034) adjacentes à l'engrenage d'entraînement. L'examen des dents de l'engrenage proches des extrémités des demi-couronnes et des deux faces des demi-couronnes a permis de découvrir des signes caractéristiques d'usure de contact et de faux brinellage. Un examen visuel effectué par le laboratoire technique a permis de déterminer que les demi-couronnes avaient imprimé une rainure dans l'extrémité des dents d'engrenage. On a remarqué des lignes concentriques³, un signe de fracture due à la fatigue, lesquelles avaient pris naissance à la rainure même.

L'hélice (Hoffman HO-V352F/170FQ, numéro de série H427) cumulait 729 heures de fonctionnement depuis la dernière révision. Après examen, on a déterminé qu'elle n'avait pas subi de dommages; cependant il y avait une grande quantité de masses d'équilibrage installées sur l'hélice, à l'emplanture de la pale n°2 et sur le côté moteur de la cloison arrière de la casserole, derrière la même pale. L'hélice et la casserole ont été envoyées aux installations de l'avionneur qui se trouvent à London (Ontario) afin que ce dernier procède à une vérification de l'équilibrage statique et dynamique de l'hélice.

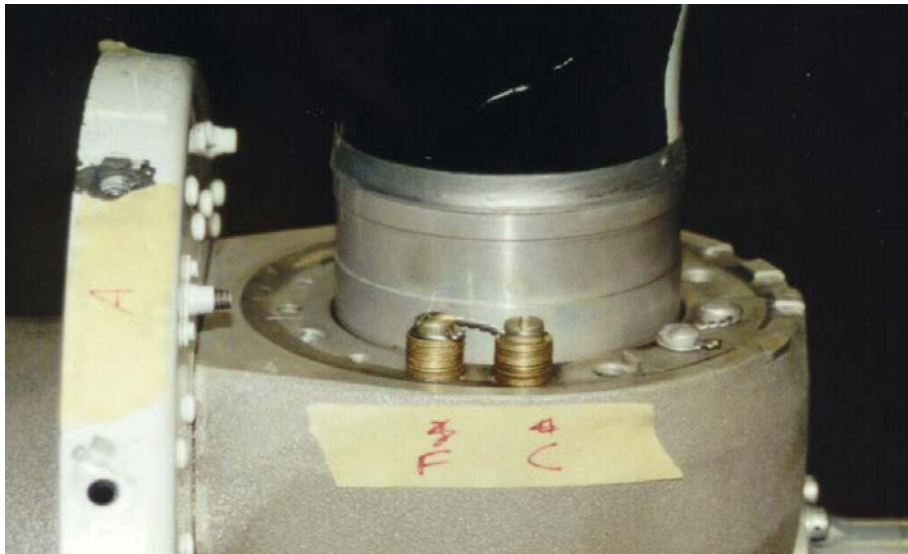
³

Les *lignes concentriques* sont des lignes macroscopiques (visibles) sur une fracture de fatigue qui indiquent l'endroit où la crrique a pris naissance à un certain point dans le temps. Il faut les distinguer des *stries*, qui sont beaucoup plus petites et qui se forment d'une autre façon.

D'après les instructions de l'hélicier relatives à l'équilibrage statique et dynamique, on installe des cales d'équilibrage AN 970-3 sur la cloison de la casserole, du côté du moteur. Le nombre total des cales d'équilibrage ou la masse maximale de ces cales à un endroit donné ne devrait pas dépasser respectivement six cales ou 28 grammes. L'hélice en question avait une combinaison de cales d'équilibrage AN 970-3 et de cales de plomb, installées sur la cloison de la casserole derrière la pale n° 2 (figure 1). De plus, il y avait quatre piles de six cales AN 960-3 autour de l'emplanture de la pale n° 2 (figure 2); cette configuration était contraire aux instructions de l'hélicier.

La masse totale de toutes les masses d'équilibrage fixées à la pale n° 2 et aux positions correspondantes de la cloison de la casserole s'élevait à 108 grammes, alors que la masse maximale permise est de 56 grammes. Un équilibrage statique et dynamique de l'hélice a révélé un excédent de masse de 33 grammes sur la pale n° 2. En outre, alors que la vibration de l'hélice lors de l'équilibre dynamique ne doit pas dépasser 0,2 pouce par seconde au régime moteur de décollage, l'hélice en cause produisait une vibration de 0,430 pouce par seconde.

Ottawa Aviation Services avait octroyé un contrat de maintenance de ses appareils à un organisme de maintenance agréé (OMA). Plusieurs mois avant l'accident, Ottawa Aviation Services avait décidé de confier les travaux à un OMA de London plutôt qu'à un OMA local. Si un appareil nécessitait des travaux, on



contactait l'OMA, et l'appareil était envoyé à London où un technicien d'entretien d'aéronefs (TEA) basé à London se rendait à Ottawa. L'OMA a lui-même sous-traité des réparations mineures et de l'entretien courant, comme des inspections aux 50 heures, à un autre OMA ou TEA local.

La dernière maintenance périodique du moteur, soit une inspection aux 50 heures à 1213 heures de fonctionnement depuis la dernière révision, avait été effectuée le 22 septembre 2000. On avait alors prélevé un échantillon d'huile, puis inscrit dans le carnet de route : [TRADUCTION] « Prélèvement d'un échantillon d'huile. Traces de limailles de métal trouvées dans l'huile ». L'échantillon avait été envoyé à une installation d'analyse d'huile pour analyse spectrochimique. Le rapport d'analyse, daté du 6 octobre 2000, concluait que les

parties par million d'acier et d'aluminium avaient atteint un niveau critique. L'historique des analyses d'huile, incluant les échantillons prélevés le 22 août 2000 et le 26 juillet 2000, indiquait une augmentation des parties par million d'acier, de plomb, d'aluminium et de magnésium. La recommandation faite par le service d'analyse à la suite du prélèvement de l'échantillon le 22 septembre était la suivante : [TRADUCTION] « La concentration d'acier a augmenté depuis le dernier prélèvement. La concentration d'aluminium a augmenté depuis le dernier prélèvement. L'usure excessive du moteur est possible. Recommande un changement d'huile et de filtre, si ce n'est déjà fait. Recommande un nouveau prélèvement le plus tôt possible. Résultats transmis par téléphone/télécopieur. » Lorsque l'organisme de maintenance a été contacté le 10 octobre, soit huit jours après l'accident, il n'avait toujours pas reçu les résultats de l'analyse d'huile prélevée le 22 septembre.

Analyse

L'équipage de conduite était certifié et qualifié pour effectuer le vol en question.

Plusieurs anomalies relatives à la maintenance ont été révélées au cours de l'enquête. Outre l'absence de fil à freiner sur les boulons de montage de l'alternateur, les anomalies étaient le résultat de jeux inadéquats aggravés par les vibrations produites par l'hélice qui était déséquilibrée.

Il est normal qu'un moteur montre des signes d'usure à mesure qu'il prend de l'âge. Cependant, l'usure des surfaces de contact du carter et des divers autres composants ne se manifeste généralement pas, à moins que le moteur ait été sujet à des vibrations pendant son fonctionnement. L'inscription du carnet de route faisant mention de traces de métal dans le filtre était le signe que le moteur couvrait un problème interne. Il est normal de trouver des traces de métal dans le filtre, et généralement, cette situation ne justifie pas la mise hors service immédiate du moteur, mais elle devrait soulever des inquiétudes, surtout si un moteur est exploité au-delà des intervalles de révision recommandés. L'exploitant effectuait déjà la surveillance de l'huile grâce à des analyses spectrochimiques, mais il n'a pas vérifié le filtre une nouvelle fois. Si le filtre avait été vérifié de nouveau ou si l'analyse avait été effectuée plus tôt, la défaillance possible du moteur aurait probablement été identifiée.

Le moteur est tombé en panne en raison d'un manque de lubrification. Le déséquilibre de l'hélice a contribué à la défaillance, puisque ce déséquilibre a donné lieu à la crique de fatigue progressive du piston. En raison des nombreuses criques de fatigue sur la paroi du piston, la résistance de cette paroi a été compromise; des fractures se sont produites et les fragments ont migré vers le fond du carter. Les fragments de piston sont allés bloquer le raccord de retour d'huile qui, dans le circuit de lubrification de ce moteur, retourne sous pression dans le réservoir. L'orifice de sortie du réservoir d'huile étant bloqué en tout ou en partie, de moins en moins d'huile était disponible pour la lubrification du moteur. La température du moteur a commencé à augmenter. La bielle n° 1 s'est alors rompue, elle a percuté et perforé la surface supérieure droite du carter, puis le moteur s'est arrêté.

L'enquête a donné lieu au rapport de laboratoire suivant :

LP 101/00—*Engine Examination* (Examen du moteur).

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

6. La rotation de l'hélice mal équilibrée a produit des vibrations qui ont été transmises au moteur par l'intermédiaire de l'arbre du réducteur de l'hélice, et cette situation a contribué à la défaillance en fatigue du piston n° 1.
7. Le piston n° 1 a subi une fatigue progressive, s'est rompu et des fragments ont limité le débit du retour d'huile vers le réservoir. Le moteur est tombé en panne par manque de lubrification.
8. Les résultats de l'analyse d'huile n'ont pas été reçus en temps utile de sorte que l'exploitant a continué d'utiliser un moteur dont l'état de navigabilité allait en se dégradant.

Mesures de sécurité

À la suite de l'accident, l'exploitant a procédé aux changements suivants :

1. Trois moteurs ont été remplacés par mesure de précaution contre d'éventuelles défaillances.
2. Les moteurs ROTAX sont maintenant exploités avec l'essence automobile recommandée (MOGAS).
3. L'équilibrage de l'hélice est maintenant vérifié aux 200 heures.
4. Les analyses d'échantillons d'huile sont maintenant effectuées plus rapidement.

L'hélicier recommande que la maintenance des hélices soit effectuée par une installation autorisée à effectuer la maintenance des produits Hoffman afin d'éviter les incidents comme une hélice déséquilibrée.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 8 novembre 2001.