

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ÉVÉNEMENT AÉRONAUTIQUE  
A96C0091

INCENDIE EN VOL  
WILDCOUNTRY AIRWAYS LTD.  
DE HAVILLAND DHC-3 OTTER C-FMEL  
5 NM À L'EST DE COCHENOUR (ONTARIO)  
LE 16 JUIN 1996

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement 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

### Incendie en vol

Wildcountry Airways Ltd.  
De Havilland DHC-3 Otter C-FMEL  
5 nm à l'est de Cochenour (Ontario)  
16 juin 1996

Rapport numéro A96C0091

### *Sommaire*

L'hydravion DHC-3 (Otter) qui transportait le pilote et six passagers a quitté l'hydrobase de la compagnie à Cochenour (Ontario) pour effectuer un vol d'affrètement jusqu'à Sandy Beach Lodge, un lieu de villégiature sur le lac Trout approximativement 25 milles à l'est du point d'origine du vol. À environ 2 500 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl), le pilote s'est mis en palier et a configuré son appareil en vue de la croisière. Peu de temps après la mise en palier, le pilote a entendu une pétarade et a constaté une légère baisse de puissance tandis que de la fumée grisâtre pénétrait dans la cabine. Les instruments de l'hydravion indiquaient un fonctionnement normal du moteur, et le système d'alarme incendie ne s'est pas déclenché.

Le pilote s'est dit qu'il devait s'agir d'une rupture de cylindre et a fait demi-tour en direction de Cochenour. Le passager assis dans le siège avant droit a signalé la présence de flammes près du plancher, dans le coin avant droit du poste de pilotage. Le pilote a signalé l'urgence par radio la station d'information de vol de Thunder Bay; il a demandé au passager de libérer le siège de droite et a essayé d'étouffer l'incendie à l'aide d'un extincteur portatif. Une épaisse fumée noire a envahi la cabine, limitant la visibilité et provoquant un état de détresse respiratoire chez tous les occupants. Le pilote a ouvert la fenêtre avant gauche pour voir devant, puis il a amerri, l'appareil toujours en feu, dans la baie McNeely, le premier endroit propice à une telle manoeuvre. L'hydravion s'est posé brutalement mais est resté d'aplomb sur ses flotteurs. Les occupants, munis de leur gilet de sauvetage, sont sortis par la porte principale et ont été recueillis presque tout de suite par des embarcations qui se trouvaient à cet endroit. Dans les minutes qui ont suivi l'amerrissage, l'appareil a été consumé par l'incendie. Le pilote a subi des brûlures au deuxième degré au visage et à l'avant-bras droit, et le passager assis dans le siège avant droit a été brûlé à la jambe droite. Les cinq autres passagers n'ont subi aucune blessure grave.

*This report is also available in English.*

## *Autres renseignements de base*

Les conditions météorologiques étaient bonnes et n'ont nullement contribué à l'accident.

Selon l'avionneur, un moteur est «tombé en panne» du moment qu'il n'est pas capable de fournir la puissance demandée par la pilote. Les procédures d'urgence moteur se trouvent dans le manuel de vol de l'appareil, à la rubrique «PANNE MOTEUR...». Ces procédures énumèrent les étapes à suivre pour un «atterrissage sans moteur» en cas de panne survenant au-dessus de 800 pieds après le décollage, et elles donnent également la liste des procédures de «redémarrage» en cas de panne moteur en vol. L'avionneur ne fournit aucune procédures à suivre en cas de perte partielle de puissance du moteur, et il n'y a aucun avertissement quant à la poursuite du vol avec un moteur qui a des ratés.

Le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol. Il totalisait 20 000 heures de vol, dont plus de 8 000 heures sur ce type d'appareil. Il connaissait bien la région et avait l'habitude des vols d'affrètement. Il avait déjà été confronté à plusieurs problèmes de moteur causés par des ruptures de cylindre au cours d'autres vols effectués sur Otter. Ces ennuis avaient été de nature mineure, et le pilote avait toujours été en mesure de ramener l'hydravion en toute sécurité jusqu'à un lieu d'amerrissage convenable. Dans les présentes circonstances, pensant être victime d'une rupture de cylindre et devant composer avec des performances moteur réduites, le pilote a surveillé ses instruments tout en continuant de se servir du moteur et en faisant demi-tour pour retourner à l'hydrobase de départ.

Le DHC-3 (Otter) est un monoplan entièrement métallique à aile haute équipé du moteur en étoile R-1340 de Pratt & Whitney. Ce moteur de neuf cylindres à réducteur est suralimenté et a une puissance nominale au frein de 600 ch. L'échappement du moteur est acheminé vers quatre pipes d'échappement réactives, une paire de chaque côté du fuselage, juste au-dessous des portes du poste de pilotage. L'écoulement des gaz d'échappement à l'intérieur des pipes réactives produit une aspiration qui entraîne de l'air de refroidissement autour du moteur et de son compartiment des accessoires tout en produisant une poussée accrue en croisière.

Le compartiment moteur est muni d'un détecteur thermique et d'un système d'extinction incendie dont la commande est située sur un panneau placé sous les instruments de vol. Ce système déclenche une alarme et assure une protection contre les incendies dans la région du carburateur et dans la section des accessoires moteur; les autres parties du moteur et le reste de l'hydravion sont dépourvus de détecteurs thermiques et de systèmes d'extinction. En cas d'incendie dans le compartiment moteur, un voyant d'alarme rouge s'allume sur le panneau du système extincteur, et le système peut être utilisé une fois le moteur coupé. Un extincteur portatif est installé dans le poste de pilotage, à portée du pilote.

Un appareil de chauffage de cabine Janitrol est normalement fixé sur la face avant supérieure droite de la cloison pare-feu du moteur. Quand il fonctionne, cet appareil envoie de l'air chaud à travers la cloison pare-feu jusqu'à une gaine en fibre de verre qui achemine l'air le long de la cloison pare-feu du côté cabine, traverse le plancher du poste de pilotage et aboutit aux bouches de chauffage installées dans la cabine. La gaine de chauffage est coudée vers l'arrière sous le plancher du poste de pilotage, près du côté droit de la cloison pare-feu, près et au-dessus du revêtement du fuselage qui, à cet endroit, est profilé de façon à permettre l'installation de la pipe d'échappement réactive supérieure droite située à l'extérieur de l'avion. L'appareil de chauffage Janitrol de l'hydravion en cause avait été enlevé avant l'accident, et une plaque d'obturation temporaire en aluminium avait été fixée dans la chambre de distribution des gaines de chauffage. Cette

plaque était couverte de fumée du côté de la cabine et relativement propre du côté faisant face au compartiment moteur.

À la suite de l'amerrissage, le compartiment moteur, l'empennage ainsi que les deux ailes se sont détachés de leurs structures de fixation à cause des dommages causés par l'incendie dans la partie supérieure du fuselage. L'incendie a causé d'importants dégâts dans la partie droite de la cloison pare-feu et de la région située sous le plancher. Dans cette partie, l'aluminium a fondu, et la gaine de chauffage en fibre de verre a été réduite en cendres. Du côté gauche du poste de pilotage, la partie correspondante de la structure du plancher et du revêtement du fuselage ne présentait pas de traces de brûlure, et la structure du plancher avait été arrachée de la cloison pare-feu plutôt que brûlée.

Tous les composants intérieurs de l'hydravion ont été détruits dans l'incendie. Le capitonnage de l'appareil n'était plus le tissu original posé par de Havilland; une quinzaine d'années auparavant, les parois intérieures du poste de pilotage et de la cabine avait été recouverte d'un tissu du genre « Naugahyde » en remplacement du tissu original. Le même capitonnage avait été posé dans la partie supérieure des portes principales tandis que leur partie inférieure avait été recouverte de plaques de métal de façon à limiter les dommages au moment des opérations de chargement et de déchargement de l'hydravion. La majorité du tissu du capitonnage a été réduite en cendres. Le panneau de porte avant gauche et son capitonnage se sont détachés du fuselage avant de couler dans le lac, tout comme la section moteur, et ils ont subi relativement peu de dommages. Le capitonnage du panneau de porte arrière gauche montrait une progression de contraintes de chaleur allant d'un léger ridage à une carbonisation complète. Tout le capitonnage intérieur non endommagé a été envoyé au laboratoire technique du BST pour y subir des essais et des mesures de ses propriétés de résistance au feu. Des essais effectués sur les composants du tissu ont montré que ceux-ci respectaient les normes de résistance au feu indiqués dans le certificat de type, et il est probable que l'incendie dans la cabine a été alimenté par une autre source.

Les réservoirs de carburant, logés sous le plancher de la cabine, sont demeurés intacts tout au long de l'amerrissage et de l'incendie qui a suivi. Quelque 300 litres de carburant ont été retirés après les faits, et il est évident que l'incendie n'a pas été alimenté par le carburant des réservoirs, sauf peut-être par les vapeurs se dégageant des mises à l'air libre des réservoirs.

L'hélice, le moteur, les capots moteur et la face avant de la cloison pare-feu étaient relativement propres et intacts. La culasse du cylindre n° 2 s'était cassée en deux et détachée du corps du cylindre, la tubulure d'admission du cylindre était sortie du carter moteur, et le tube de transfert d'huile s'était détaché entre les bossages des culbuteurs d'admission et d'échappement. Une partie du capot supérieur était roussie, et la partie correspondante du capot intérieur arrière présentait une étroite traînée de roussissement et de brûlure à travers le panneau. Cette traînée partait du cylindre n° 2 et suivait la partie externe du bâti moteur supérieur droit, le long, puis se dirigeait vers le bas jusqu'à la pipe d'échappement réactive supérieure du côté droit de la cloison pare-feu.

L'intérieur de trois des quatre pipes d'échappement réactives était recouvert d'une importante quantité de calamine et de résidus huileux, ce qui correspond à une utilisation du moteur dans des plages normales de température d'échappement. Toutefois, l'intérieur de la pipe d'échappement réactive supérieure droite était notablement différent puisque les résidus d'échappement avaient été carbonisés, donnant ainsi une pipe d'échappement propre. La pipe d'échappement réactive supérieure droite reçoit les gaz d'échappement de la tubulure commune aux cylindres n° 2 et 3.

Aero Recip Canada Ltd. avait révisé le moteur en question (un Pratt & Whitney de modèle R1340-61 S1H1G portant le numéro de série ZP102072) le 5 avril 1993. Dans les 17 mois suivant la révision, six cylindres ont été remplacés. Un problème de galet de came a été alors découvert dans le carter avant, et le moteur a été déposé, réparé et remis en place. Par la suite, l'hydravion a fonctionné sans problème pendant 19 autres mois jusqu'à ce que deux cylindres soient remplacés à cause d'anomalies constatées au cours d'une inspection ordinaire. L'appareil a subi une inspection aux 500 heures 12 jours après le double remplacement de cylindres. La rupture du cylindre n° 2 et l'incendie qui en a résulté au cours des faits en cause se sont produits quatre jours et 24,9 heures de vol après cette inspection aux 500 heures. Le pilote a indiqué que le moteur avait fonctionné correctement et avec fiabilité jusqu'à la rupture du cylindre.

Le cylindre n° 2 (référence CE91ER-W et numéro de série AR16418) avait été posé au moment de la révision du moteur et, tout comme ce dernier, il avait accumulé 887,9 heures de vol. Les cylindres n'ont pas un potentiel déterminé et ne font pas l'objet d'un suivi, si bien que l'on ne garde aucun chiffre sur le nombre total d'heures de fonctionnement des cylindres et de leurs composants.

Le cylindre n° 2 a été envoyé au laboratoire technique du BST pour y être analysé. Un filet rapporté hélicoïl placé dans le trou de goujon de l'échappement indiquait que ce cylindre avait déjà eu un problème au niveau de la fixation ou du goujon d'échappement. L'usure de contact et la décoloration due à la chaleur dans l'orifice de la soupape d'échappement ainsi que les traces de résidus d'échappement dans les criques entre les ailettes de refroidissement de la culasse sont le signe d'une surchauffe du côté échappement quelque temps avant la rupture du cylindre. Des températures de fonctionnement élevées du côté échappement ont donné naissance à des criques interdendritiques dans le guide de la soupape d'échappement, ce qui a fini par provoquer une rupture de la soupape d'échappement. Le moteur ayant continué de fonctionner après la rupture de composants de la soupape à l'intérieur du cylindre, la brèche de la culasse est devenue de plus en plus grande, et cette dernière a fini par se rompre en surcharge.

Après les faits, le laboratoire technique du BST a effectué des essais de résistance au feu d'un morceau de la gaine de chauffage en fibre de verre. Les essais ont montré que, à 300 degrés Celsius, il y avait émission d'une fumée grise; à 350 degrés, les bords de la fibre de verre ont commencé à devenir rouges; à 600 degrés, les échantillons ont pris feu en 10 secondes; enfin, à 650 degrés, les échantillons ont pris feu en 5 secondes. Un second essai a été accompli en enflammant la gaine à l'aide de la flamme d'une allumette (750-800 degrés Celsius); la gaine a brûlé jusqu'à ce que la résine soit consommée, ce qui n'a laissé que le ruban de fibre de verre. Il a également été noté que, une fois la gaine en feu, il se dégageait une épaisse fumée noire.

Les passagers ont eu du mal à respirer à cause de l'épaisse fumée. Ils ont ouvert les deux portes arrière et ont quitté leur siège pour s'accroupir contre le plancher de l'hydravion, là où la fumée était moins dense et où ils se trouvaient en meilleure position pour évacuer l'appareil à la première occasion.

## *Analyse*

La rupture en fatigue de la soupape d'échappement du cylindre n° 2 du moteur est l'élément déclencheur du présent accident. Cette rupture a permis au mélange combustible air-carburant et aux résidus d'échappement de passer par l'orifice de la soupape d'échappement constamment ouvert pour se rendre dans le collecteur d'échappement partagé par le cylindre n° 3. Les gaz enflammés des deux cylindres se sont combinés dans le collecteur et sont passés dans la pipe d'échappement réactive supérieure droite. Les

températures anormalement élevées qui ont été atteintes dans la pipe réactive ont été suffisantes pour provoquer la carbonisation totale de la calamine et des résidus huileux qui se trouvent normalement dans cette pipe.

L'usure de contact et la décoloration due à la chaleur dans l'orifice de la soupape d'échappement ainsi que les traces de résidus d'échappement dans les criques entre les ailettes de refroidissement de la culasse indiquent qu'il y a eu surchauffe du côté échappement quelque temps avant la rupture du cylindre. Cette situation était peut-être déjà présente et est éventuellement passée inaperçue au moment de l'inspection aux 500 heures effectuée quatre jours et 25 heures de vol environ avant les faits.

Les cylindres moteur n'ont pas un potentiel déterminé et ne font pas l'objet d'un suivi, si bien que l'on ne garde aucun chiffre sur le nombre total d'heures de fonctionnement des cylindres et de leurs composants, ce qui n'est pas contraire à la réglementation.

Au moment de la rupture de la culasse, les flammes et les gaz ont pris une trajectoire qui les a fait passer au-dessus et hors de portée de la région du moteur qui est surveillée par le système d'alarme incendie, ce qui explique pourquoi le voyant d'alarme incendie ne s'est pas allumé. Les flammes se sont dirigées vers le côté droit de la cloison pare-feu et vers le bas, en direction de la pipe réactive droite. L'apparition en vol d'une légère fumée grise, de flammes et d'une épaisse fumée noire est compatible avec les caractéristiques notées pendant les essais au cours desquels on a fait brûler des échantillons de la gaine. Les flammes et la fumée que les occupants ont vues passer à travers le plancher se trouvaient à l'emplacement de la gaine de chauffage en fibre de verre. Il a été conclu que l'incendie était relié à la rupture du cylindre; toutefois, les dommages causés par l'incendie ont empêché de savoir comment l'incendie s'était propagé depuis le compartiment moteur pour aller enflammer la gaine en fibre de verre.

La façon dont le pilote a réagi face à cette urgence provoquée par l'incendie était conforme aux procédures publiées dans le manuel de vol de l'hydravion. Toutefois, l'utilisation de l'extincteur portatif pour combattre l'incendie n'a donné aucun résultat.

Une fois l'hydravion sur l'eau, l'incendie s'est propagé rapidement. Dans les minutes qui ont suivi, le panneau moteur et instruments du poste de pilotage, les deux ailes et l'empennage de l'appareil ont brûlé et se sont détachés du fuselage pour couler dans l'eau. Les réservoirs de carburant de l'hydravion sont restés intacts tout au long de l'amerrissage dur et de l'incendie qui a suivi. Compte tenu de la quantité de carburant récupérée après les faits, il est évident que l'incendie n'a pas été alimenté directement par le carburant, bien qu'il soit possible que des vapeurs s'échappant des réservoirs aient tout de même alimenté cet incendie.

L'enquête a donné lieu aux rapports de laboratoire suivants :

LP 087/96 - Exhaust Valve Failure (rupture d'une soupape d'échappement);

LP 088/96 - Fire Characteristics (caractéristiques de l'incendie);

LP 089/96 - Fire Damage Assessment (évaluation des dommages causés par l'incendie).

## *Faits établis*

1. Le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol.
2. Les dossiers indiquent que l'hydravion était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.
3. Les cylindres moteur n'ont pas un potentiel déterminé et ne font pas l'objet d'un suivi, si bien que l'on ne garde aucun chiffre sur le nombre total d'heures de fonctionnement des cylindres et de leurs composants, ce qui n'est pas contraire à la réglementation.
4. Les criques apparues entre les ailettes de refroidissement de la culasse et les traces de fuite de l'échappement sont peut-être passées inaperçues au moment de l'inspection aux 500 heures effectuée quatre jours et 25 heures de vol environ avant les faits.
5. La rupture du guide de la soupape d'échappement n° 2 et la rupture subséquente de la soupape d'échappement sont probablement dues aux gaz d'échappement qui fuyaient par l'orifice d'échappement et qui ont chauffé le côté échappement du cylindre.
6. Il n'existe aucune procédure à suivre en cas de perte partielle de puissance du moteur, ni avertissement quant au risque auquel on s'expose en poursuivant un vol avec un moteur qui a des ratés.
7. Après la perte de puissance du moteur, le pilote a continué à utiliser le moteur tout en essayant de revenir à l'hydrobase de départ.
8. Le moteur continuant à fonctionner, le mélange enflammé d'air et de carburant est sorti du cylindre par l'orifice d'échappement ouvert en permanence et s'est combiné au gaz d'échappement du cylindre n° 3. Cette combinaison des gaz d'échappement s'est traduite par une chaleur intense qui a consumé la calamine et les résidus huileux normalement présents dans la pipe d'échappement réactive supérieure droite.
9. La rupture de la soupape du cylindre n° 2 a provoqué la rupture de la culasse et a permis aux gaz et aux flammes de se diriger vers la partie supérieure du moteur jusqu'à la cloison pare-feu puis vers le bas en direction de la pipe réactive supérieure droite.
10. L'incendie a débuté à la suite de la rupture du cylindre; toutefois, les dommages causés par l'incendie ont empêché de déterminer comment les flammes avaient progressé depuis le compartiment moteur pour aller s'attaquer à la gaine de chauffage en fibre de verre.

11. Le pilote n'a pas réussi à éteindre l'incendie à l'aide de l'extincteur portatif qui se trouvait à bord. L'hydravion a été détruit par l'incendie dans les minutes qui ont suivi l'amerrissage.

### *Causes et facteurs contributifs*

La poursuite de l'utilisation du moteur après la rupture de la soupape d'échappement du cylindre n° 2 a donné naissance à une veine de gaz enflammés à proximité du côté droit de la cloison pare-feu, à une surchauffe du système d'échappement et, finalement, à un incendie dans la cabine.

*Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. La publication de ce rapport a été autorisée le 29 juillet 1997 par le Bureau qui est composé du Président Benôt Bouchard et des membres Maurice Harquail, Charles Simpson et W.A. Tadros.*