

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ÉVÉNEMENT AÉRONAUTIQUE

A98C0070

PERTE DE PUISSANCE/PERTE DE MAÎTRISE

YUKON HELICOPTERS LTD.

(HÉLICOPTÈRE) HUGHES 369HS C-FZXC

WAASAGOMACH (MANITOBA)

23 AVRIL 1998

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 événement aéronautique

Perte de puissance/perde de maîtrise

Yukon Helicopters Ltd.
(Hélicoptère) Hughes 369HS C-FZXC
Waasagomach (Manitoba)
23 avril 1998

Rapport numéro A98C0070

Sommaire

L'hélicoptère Hughes 369HS de Yukon Helicopters Ltd portant le numéro de série 310308S servait de taxi aérien près de St. Theresa Point (Manitoba). Le jour de l'accident, le pilote avait effectué de nombreux vols jusqu'à environ 10 h 12, heure normale du Centre. Après une courte pause, il s'était rendu au siège du conseil de bande de Waasagomach pour effectuer un autre vol de navette. Après avoir fait embarquer quatre passagers, le pilote a décollé et il est monté à environ 500 pieds au-dessus du sol (agl) pour le retour vers St. Theresa Point, à cinq milles de là. Des observateurs au sol ont entendu des bruits de moteur inhabituels et ont vu l'hélicoptère ralentir et descendre à environ un quart de mille du siège du conseil de bande. Lorsque l'hélicoptère s'est trouvé à peu près à hauteur de la cime des arbres au-dessus de la surface gelée du lac, l'arrière s'est enfoncé rapidement et l'appareil a basculé brutalement vers la gauche. Il est descendu et a heurté la glace, le côté gauche en premier, et il a rebondi. Les pales de son rotor principal ont coupé la poutre de queue. L'hélicoptère a tourné de 180 degrés, puis a glissé et s'est immobilisé, l'avant pointant dans la direction opposée à la direction initiale de son déplacement. Le pilote et deux des passagers ont subi des blessures mortelles; deux passagers ayant survécu ont été grièvement blessés. L'accident est survenu de jour vers 11 h, par 53°54' de latitude N et 94°56' de longitude O, à 740 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl).

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Pendant la débâcle du printemps et la prise des glaces de l'automne, Yukon Helicopters Ltd offrait un service de taxi aérien à plusieurs communautés éloignées à partir de deux aéroports : Island Lake et St. Theresa Point (Manitoba). Ce service nécessitait de courts vols d'une durée de quelques minutes avec embarquements et débarquements fréquents de passagers. Ces vols s'effectuaient généralement à 500 pieds agl¹ et les atterrissages se faisaient un peu partout dans les communautés se trouvant à proximité des deux aéroports. Au moment de l'accident, l'entreprise était propriétaire enregistré d'un Bell 47, de deux Hughes 369HS et d'un Bell 206L. L'entreprise était gérée par son propriétaire, qui était pilote en chef, gestionnaire de l'exploitation et directeur de la maintenance. Yukon Helicopters Ltd exploitait un organisme de maintenance agréé (OMA) autorisé à effectuer tous les travaux de maintenance non spécialisée sur sa flotte d'hélicoptères. Elle employait un technicien d'entretien d'aéronefs (TEA) pour aider l'OMA. Elle avait également une entente contractuelle avec un agent de sécurité qualifié pour administrer l'examen des marchandises dangereuses et lui faire part des problèmes de sécurité soulevés par les pilotes. Selon certains renseignements, les pilotes de l'entreprise ne se sentaient pas obligés de voler dans des situations compromettant leur sécurité. Le propriétaire veillait au respect des politiques de l'entreprise; par exemple, il vérifiait à l'occasion après un atterrissage si l'hélicoptère avait à bord le niveau minimal de carburant. Le propriétaire avait établi une politique selon laquelle, pendant l'entraînement périodique, l'entraînement aux autorotations était mené jusqu'au sol plutôt que de remettre la puissance en altitude, croyant que cela était essentiel à la sécurité des opérations. Selon la politique de l'entreprise, les autorotations devaient être effectuées par un vent de face d'au moins cinq noeuds. L'entraînement aux autorotations était effectué avec seulement deux pilotes à bord et dans des zones d'atterrissage dont les caractéristiques aidaient le pilote à évaluer l'altitude-sol.

Le pilote, âgé de 32 ans, détenait une licence de pilote professionnel d'hélicoptère valide pour le vol de jour. Il avait subi un examen médical le 20 mars 1998 et son certificat médical ne comportait aucune restriction. Il avait débuté sa formation au pilotage en octobre 1996 avec Yukon Helicopters Ltd. Il avait acquis sa formation sur les hélicoptères Bell 47 et Hughes 369, et il l'avait terminée en mars 1997. Il a ensuite volé avec Yukon Helicopters Ltd lors de la débâcle du printemps et de la prise des glaces de l'automne en 1997. Puis, il a recommencé à voler en mars 1998, après un arrêt de trois mois. Il avait effectué une séance de formation d'une durée de 1,1 heure pendant laquelle des autorotations avaient été effectuées, puis, le 24 mars 1998, il avait subi un contrôle de compétence sur le Hughes 369. Le test en vol avait été effectué par un inspecteur de Transports Canada à bord de l'appareil en cause lors du présent accident. L'inspecteur avait signalé que tous les exercices de situations d'urgence, y compris une panne moteur et une autorotation simulées, avaient été effectués conformément selon les normes. Au moment de l'accident, le pilote totalisait environ 400 heures de vol, toutes aux commandes d'un hélicoptère et, pendant le mois d'avril, il avait volé environ 60 heures à bord de l'appareil en cause.

¹ Les unités correspondent à celles des manuels officiels, des documents, des rapports et des instructions utilisés ou reçus par l'équipage.

Le pilote, ses collègues et le propriétaire de l'entreprise vivaient ensemble dans des locaux fournis par l'entreprise, près de l'aéroport d'Island Lake, et ils se connaissaient bien. Le pilote était très apprécié de ses collègues et il était considéré comme quelqu'un ayant une attitude positive n'ayant apparemment de stress ni dans sa vie privée ni au travail. Il se gardait en bonne forme physique et aimait le sport. L'examen de ses activités pendant les 72 heures précédant l'accident a révélé qu'il avait bien mangé et bien dormi pendant les trois jours précédant l'accident et rien n'indique que la fatigue ait contribué à l'accident. L'autopsie n'a révélé aucune affection préexistante qui aurait pu contribuer à l'accident. Le rapport toxicologique n'a révélé aucune trace de médicaments d'emploi courant, ni de monoxyde de carbone ni d'alcool.

L'hélicoptère en cause dans cet accident était normalement exploité à partir de St. Theresa Point et il était ravitaillé au moyen de bidons de 5 gallons apportés par les airs du hangar de l'entreprise, à Island Lake. Après l'accident, 10 bidons de carburant de 5 gallons appartenant à l'entreprise ont été examinés à St. Theresa Point; trois d'entre eux étaient vides. L'autre Hughes 369HS était habituellement exploité à partir de l'aéroport d'Island Lake et ravitaillé à même le véhicule de ravitaillement de l'entreprise. Les bidons de carburant et le véhicule de ravitaillement étaient remplis à la même source, un réservoir de carburant principal voisin du hangar de l'entreprise, et le carburant provenant de ce réservoir était filtré. Après l'impact de l'hélicoptère sur la glace, le réservoir de carburant s'est rompu et tout son contenu s'est écoulé sur la glace. L'étendue des taches de carburant près de l'hélicoptère indique qu'il y avait suffisamment de carburant à bord. Les forces d'impact ont desserré la conduite de l'injecteur de carburant, ce qui a fait s'échapper du carburant du moteur, mais la petite quantité de carburant qui est demeurée à l'intérieur du moteur a été analysée : elle était limpide et sans contaminant. La cartouche du filtre de carburant était propre et rien n'indiquait la présence de contamination à l'intérieur du corps du filtre.

La masse totale maximale certifiée de l'hélicoptère est de 2550 livres et, compte tenu de la masse de l'hélicoptère au moment de l'accident, la plage de centrage était de 99 à 104 pouces derrière le point de repère. La masse de carburant de l'hélicoptère au moment de l'accident n'a pu être déterminée de façon précise, car les réservoirs de carburant s'étaient rompus et le carburant s'était répandu sur la glace. Cependant, on disposait d'assez de renseignements pour établir quelle aurait pu être la masse maximale de carburant au moment de l'accident et, donc, de déterminer si la masse et le centrage de l'hélicoptère se trouvaient dans les limites prescrites. Ce matin-là, le pilote en cause aurait décollé les réservoirs pleins de carburant, conformément à la politique de l'entreprise. L'hélicoptère a volé pendant deux heures jusqu'à, semble-t-il, son ravitaillement à St. Theresa Point au moyen de trois bidons de 5 gallons. Il a ensuite volé encore pendant environ 20 minutes avant l'accident. En supposant que le pilote ait décollé avec une masse totale de carburant de 540 livres et en effectuant des calculs de débit carburant donnant la meilleure autonomie possible, l'hélicoptère aurait eu à son bord 190 livres de carburant au moment de l'accident. Incluant la masse réelle des occupants et la masse de carburant calculée, la masse de l'hélicoptère a été évaluée à environ 2 530 livres et le C de G, à 99,7 pouces. Étant donné la nature des vols effectués, la consommation de carburant a dû être supérieure à la valeur optimale indiquée dans le manuel d'utilisation (POH). L'hélicoptère est conçu de façon à pouvoir effectuer des autorotations lorsqu'il est utilisé dans les limites de masse et de centrage prescrites.

À 10 h², une observation météorologique effectuée à Island Lake, 13 milles à l'est de Waasagomach, indiquait qu'il y avait quelques nuages à 2 000 ainsi qu'à 10 000 pieds asl et que la visibilité était de 15 milles. Le vent

² Les heures sont exprimées en heure normale du Centre (temps universel coordonné [UTC] moins six heures) sauf indication contraire.

signalé était de 290 degrés à 7 noeuds et la température était de 5 degrés Celsius. Le bulletin météo de 10 h concernant St. Theresa Point signalait le même état du ciel et la même visibilité. Le vent signalé était de 300 degrés à 8 noeuds. Les pilotes qui ont volé le jour de l'accident ont signalé que les vents étaient forts et qu'il y avait de la turbulence. Les pilotes et les officiers de la Gendarmerie royale du Canada (GRC) présents sur les lieux de l'accident ont signalé que, dans la région de l'accident, les vents étaient plus forts que ceux des prévisions. La surface gelée du lac n'était pas totalement blanche; la majeure partie de la neige avait fondu et d'énormes parties de la surface gelée étaient noires. Il n'y avait pas d'eau libre à proximité du lieu de l'accident.

L'hélicoptère en cause était certifié conformément à la certification de type H3WE et il était équipé d'un turbomoteur Allison 250-C18C portant le numéro de série CAE801795B. Entre le moment où Yukon Helicopters Ltd a commencé à exploiter l'hélicoptère, en juillet 1992, et le jour de l'accident, l'hélicoptère n'avait totalisé qu'un peu plus de 1 000 heures de vol. Selon les dossiers, l'hélicoptère avait été entretenu conformément aux exigences du manuel de contrôle de maintenance approuvé. La plus récente inspection avait été une inspection aux 300 heures de vol effectuée à la base principale de l'exploitant, le 6 avril 1998. Pendant les 17 jours qui ont suivi cette inspection, et donc jusqu'au moment de l'accident, l'hélicoptère a effectué un peu plus de 27 heures de vol en plus de 200 vols. Après l'accident, un examen a révélé que les orifices du filtre de la pompe carburant où le manoccontact différentiel de filtre à carburant (portant la référence 369H8144) est normalement monté étaient simplement fermés avec des bouchons; sur le tableau de bord, le voyant d'alarme du filtre à carburant n'était pas muni d'une afficheuse indiquant qu'il ne fonctionnait pas. Le système est conçu de façon à permettre la dérivation de carburant en cas d'obstruction du filtre et à avertir le pilote si cette situation se produit; cependant, après l'accident, le filtre était propre. Le constructeur de l'hélicoptère a déclaré qu'un manoccontact différentiel aurait été installé lors de la certification de type du modèle 369HS. Le personnel de l'entreprise a déclaré que l'hélicoptère avait été acheté et entretenu dans cette configuration. Les dossiers de l'entreprise indiquaient que les consignes de navigabilité applicables avaient été suivies et que l'appareil ne présentait aucune défektivité en suspens au moment de l'accident. Le circuit de commande carburant a été vérifié au moyen d'air sur les lieux de l'accident et il ne comportait aucune fuite.

La trace laissée par l'épave sur la surface gelée avait une longueur d'environ 220 pieds, suivant un cap de 140 degrés magnétiques. L'hélicoptère était en cabré et incliné à gauche lorsqu'il a heurté la glace. Dans les 100 pieds suivant l'impact initial, l'hélicoptère a rebondi deux fois, les pales de son rotor principal ont coupé la poutre de queue, et le reste de l'hélicoptère a pivoté vers l'arrière tout en glissant et s'est immobilisé 120 pieds plus loin. La faible étendue des dommages qu'a subi le rotor principal ainsi que la distance entre trois marques produites par les pales du rotor à gauche du lieu de l'impact initial ont révélé qu'à l'impact, l'énergie inhérente à la rotation du rotor principal était faible. Il a été possible de confirmer la continuité du circuit des commandes de vol et tous les dommages ont été attribués à l'impact. Après avoir glissé sur la glace, la partie arrière gauche du mélangeur et les tuyères du moteur sont restées sur la surface de glace recouverte de neige. La chaleur résiduelle de ces pièces ne semblait pas avoir fait fondre la glace dans cette région. À l'intérieur du poste de pilotage, l'interrupteur batterie était en position d'arrêt et l'interrupteur de réallumage automatique était en position d'arrêt sous son cache. Les agents de police, arrivés sur les lieux environ une heure après l'accident, ont remarqué que le phare d'atterrissage était allumé et ont désactivé l'interrupteur batterie ainsi que la radiobalise de secours (ELT).

Le moteur endommagé a été transporté à un centre de révision pour le démontage et la vérification des composants. Pendant le démontage du moteur, des écailles blanches ont été trouvées dans les tubes de décharge et dans le mélangeur; des dépôts de couleur foncée ont été trouvés à l'intérieur et à l'extérieur de la

partie combustion, sur les composants se trouvant le long de la veine gazeuse. Des échantillons de ces matériaux ont été envoyés au laboratoire technique du BST où une analyse a confirmé qu'ils étaient tous les deux de la même nature que le plastique dont est fabriqué le pavillon d'entrée du compresseur, dont certaines parties ont éclaté à l'impact. Des morceaux d'isolant provenant du matelas isolant du compartiment moteur et ressemblant à du papier ont été trouvés près de l'entrée du compresseur et de plus petits morceaux d'isolant ont été trouvés à l'intérieur des premiers étages du compresseur. Des fragments d'un matériau de nature similaire ont été trouvés collés aux composants se trouvant sur le passage de la veine du compresseur

Il a été confirmé que les substances dont des échantillons avaient été prélevés à l'intérieur du compresseur provenaient du matelas isolant. Le démontage du moteur n'a révélé aucune condition qui aurait pu causer une interruption ou une perte de puissance moteur.

Le fonctionnement des accessoires moteur a été vérifié. L'injecteur de carburant était calaminé et la forme de son jet était altérée, mais il a été jugé en bon état de fonctionnement. Le temps d'accélération du régulateur de carburant était un peu long, ce qui produisait de faibles débits de carburant lors de l'accélération au démarrage et des débits de carburant un peu faibles au ralenti. On a découvert que le régulateur de la turbine de puissance réglait environ 200 tr/min trop tôt. La soupape à double effet, le clapet de purge du compresseur, le harnais thermocouple et le boîtier d'allumage ont été vérifiés et jugés en bon état de fonctionnement. Les anomalies décelées lors de la vérification des composants ci-dessus ont été jugées insuffisantes pour provoquer une perte de puissance moteur en vol. L'allumeur a été endommagé à l'impact et n'a pu être vérifié.

Le moteur était équipé un régulateur de carburant Allison portant la référence 6871119 et le numéro de série 300741. Il avait déjà été équipé d'un régulateur de carburant Bendix portant la référence 2524463-3 et le numéro de série 310077 qui avait totalisé 762,4 heures de vol sur le moteur en question; ce régulateur de carburant avait été déposé en février 1997 alors qu'il restait 142,9 heures avant la prochaine révision. L'inspection de la crépine d'entrée du régulateur carburant portant le numéro de série 310077 a révélé la présence d'un petit éclat d'un matériau qui a semblé être un métal non ferreux; après l'accident, le régulateur carburant portant le numéro de série 300741 présentait des signes de contamination importante par le métal. Aucun des régulateurs carburant n'avait atteint l'échéance d'inspection de sa crépine d'entrée (après 1 000 heures), ce qui fait qu'avant l'accident, aucune inspection qui aurait permis de découvrir des débris dans la pompe carburant ou dans un composant se trouvant en amont de celle-ci n'avait été faite.

Les dossiers du moteur ont révélé que, le 15 novembre 1976, Standard Aero Ltd avait réparé un moteur 250-C18B et installé la pompe carburant en question portant la référence 024731-132 et le numéro de série PE3142A dont le temps après révision était de 5 heures et 40 minutes. À l'époque, l'entreprise propriétaire du moteur et des composants faisait affaire avec Standard Aero Ltd pour ses réparations de moteurs et de composants. La réglementation n'exige pas que les centres de révision tiennent des dossiers de réparation et de révision; chez Standard Aero Ltd, aucun dossier n'a pu confirmer si l'entreprise avait révisé la pompe avant son installation. Le moteur avait été retiré du service en avril 1987, alors que la pompe totalisait un temps après révision de 1 035,1 heures. Yukon Helicopters Ltd avait acheté le moteur et ses accessoires et, en août 1992, avait envoyé la pompe carburant à Standard Aero Ltd pour essai de fonctionnement et réparation. Après quelques réparations mineures, la pompe fonctionnait dans les limites prescrites et elle a été renvoyée à Yukon Helicopters Ltd avec un certificat de bon état de fonctionnement. La réparation n'avait pas nécessité le démontage complet et le remontage de la pompe; cette dernière avait donc été réparée sans être révisée. Presque cinq ans plus tard, au moment de l'accident, la pompe totalisait 1 967,8 heures de vol et il lui restait 282,2 heures avant révision.

Après l'accident, lors du premier essai de la pompe à éléments jumelés, le débit a été mesuré séparément à la sortie de chaque élément de la pompe. Les clapets de retenue ayant été démontés de la pompe et le débit mesuré à chaque orifice des clapets de retenue, il a été déterminé que l'élément n° 1 de la pompe ne pompait pas de carburant. L'inspection des deux clapets de retenue de la pompe a révélé qu'ils étaient tous deux maintenus ouverts par des éléments de contamination métalliques logés entre le clapet et son siège. Un deuxième essai a été effectué pour mesurer la somme des débits à la sortie des deux éléments de la pompe avec un clapet de retenue usagé en bon état monté sur l'élément n° 2 de la pompe et un corps de clapet de retenue sans piston monté sur son élément n° 1. Cet essai a révélé que le débit net de la pompe était nul jusqu'à ce qu'elle fonctionne à un régime élevé, moment auquel elle a émis un grincement passager accompagné de pointes fluctuantes de débit d'environ 100 livres par heure.

Le démontage de la pompe carburant a révélé que les cannelures de l'élément n° 1 de la pompe carburant avaient été usées d'une façon telle qu'elles ne pouvaient plus s'engager. La denture extérieure de la cannelure B de l'arbre d'entraînement de la pompe (portant la référence 02-16054) était usée à l'endroit où elle entrait en contact avec les cannelures de la denture intérieure de la roue à denture droite (portant la référence 02-14624) de l'élément n° 1 et les cannelures internes de la denture droite étaient également usées. Le corps de la pompe comportait des stries dans les zones de frottement des extrémités des deux éléments de la pompe.

Les composants de la pompe ainsi que les particules métalliques ayant été retirées des clapets de retenue de celle-ci ont été envoyés au laboratoire technique du BST. L'analyse des particules qui bloquaient les clapets de retenue de la pompe a révélé qu'il s'agissait en majeure partie de particules d'aluminium accompagnées d'une importante quantité de particules de silicone et de cuivre. Dans les deux cas, il y avait des pointes de fer, mais elles ont été attribuées à des particules de fer plus petites provenant des cannelures défectueuses et encastrées dans des particules en aluminium plus importantes. Les principaux éléments constituant les particules retirées des deux clapets de retenue correspondaient étroitement à ceux constituant le corps de la pompe, qui est une pièce coulée en aluminium AMS 4215.

Les cannelures A, B et C de l'arbre d'entraînement de la pompe portant la référence M/C 02-16054 ont été examinées et les principales dimensions correspondaient à celles indiquées sur les liasses. Le matériau dont est fabriquée la partie cannelée de l'arbre d'entraînement a été testé, ce qui a permis d'établir qu'il avait la dureté superficielle prévue et qu'il comportait le chromage approprié.

Les dentures droites portant la référence 02-14624 ont été analysées et il a été déterminé qu'elles respectaient les critères de conception des dentures droites. Les cannelures intérieures ne comportaient pas de chromage, ce qui respectait les critères de la denture droite portant cette référence. La dureté superficielle était bonne et la présence d'une couche blanche continue était évidente. Une importante usure a été détectée sur la surface de la cannelure intérieure de la denture droite de l'élément n° 2, qui porte également la référence 02-14624. L'installation d'une denture droite améliorée portant la référence 02-16057 et dont les cannelures intérieures sont chromées est actuellement recommandée dans un ensemble complet d'arbre d'entraînement et d'engrenages entraînés.

Tous les composants des cannelures comportaient une couche blanche continue ou discontinue d'épaisseur variable ne dépassant pas l'épaisseur maximale permise par la spécification P-135 de Pesco. Cependant, la remarque 5 sur le schéma D77200 02-16054 de l'arbre d'entraînement mentionnait que les dents de la cannelure ne devaient pas comporter de couche de nitrure blanche. Cette couche blanche est un sous-produit du procédé

de nitruration utilisé pour le durcissage superficiel de composants en acier. Sa nature cassante la rend généralement indésirable. L'usure accélérée et la défektivité des cannelures de l'élément n° 1 de la pompe ont été le résultat des effets combinés du frottement des cannelures chromées de l'arbre d'entraînement contre les cannelures non chromées de la denture droite et des actions abrasives du matériau causées par la rupture de la couche cassante de nitrure blanche.

L'utilisation conjointe de l'arbre d'entraînement chromé et des dentures droites non chromées a été le résultat de l'intégration de composants et de la remise en état de la pompe, conformément à un bulletin moteur commercial (Allison 250-C18 CEB-161), qui auraient apparemment été effectuées au moment de la révision de la pompe, c'est-à-dire avant le 15 novembre 1976.

En 1983, le fabricant de la pompe, Pesco/Sundstrand, a modifié le manuel de révision, les schémas de montage et les listes des pièces illustrées de la pompe. Les modifications apportées aux procédures de révision nécessitaient le remplacement de l'ancienne denture droite par la nouvelle, chromée, qui figurait dans les listes des pièces illustrées. Il n'y eut pas de publication de date limite pour la pompe ni de consigne exigeant l'intégration des modifications apportées aux exigences de révision avant l'échéance de la limite imposée par le temps entre les révisions (TBO). La pompe en cause dans cet accident n'avait pas atteint la limite de temps imposée par le TBO; les modifications relatives aux composants décrites dans le manuel de révision modifié n'avaient donc pas été apportées.

Analyse

L'usure des cannelures d'entraînement de l'élément n° 1 de la pompe a été le résultat de l'incompatibilité entre des composants chromés et non chromés ainsi que de l'usure progressive d'une couche de nitrure blanche. Les procédures de révision modifiées en 1983 exigeaient le remplacement des composants non chromés, mais, pendant ses 20 années en service, la pompe n'avait pas atteint la limite de temps imposée par le TBO et aucune consigne exigeant un remplacement avant révision n'avait été publiée. L'essai de fonctionnement et la réparation de la pompe, en 1992, n'exigeaient pas de travaux de grande envergure si bien que le démontage et le remontage complets de la pompe n'avaient pas été nécessaires. L'usure progressive n'avait donc pas été décelée. Lorsque les cannelures d'entraînement de l'élément n° 1 se désengageaient et que le clapet de retenue de l'élément n° 1 restait bloqué en position ouverte, le débit de l'élément n° 2 de la pompe recirculait à l'intérieur de la pompe, et peu ou pas de carburant arrivait au moteur. Lorsque des morceaux de cannelure se logeaient entre les restes de la cannelure dans l'élément n° 1 de la pompe, il est probable qu'il se produisait des réductions momentanées de la puissance suivies de courtes périodes de puissance normales. Ensuite, l'usure se serait aggravée à un point tel que l'engrènement temporaire de l'entraînement a été impossible et le moteur a perdu toute sa puissance. Le pilote s'est retrouvé avec des interruptions de puissance et des paramètres moteurs qui, à l'origine, étaient difficiles à analyser.

L'hélicoptère volait sans manocontact différentiel de carburant, et par conséquent le système d'avertissement et de dérivation ne pouvait fonctionner. Cependant, l'examen après accident du filtre à carburant n'ayant permis de déceler aucun signe de contamination ni de restriction, si le manocontact différentiel avait été installé et que le système avait fonctionné, le système d'avertissement et de dérivation du filtre à carburant n'aurait pas été activé. L'absence du manocontact différentiel et du système d'avertissement n'aurait donc pas contribué à l'accident.

Malgré le manque de renseignements pour déterminer la masse et le centrage exacts de l'hélicoptère, la masse limite supérieure maximale de 2 530 livres, déterminée approximativement au moyen des tableaux d'autonomie maximale du POH, était inférieure à la masse totale maximale certifiée de 2 550 livres. Parce qu'il était peu probable qu'un débit de carburant optimal ait pu être atteint pendant les vols effectués ce matin-là, davantage de carburant aurait été utilisé; il y en aurait donc eu moins à bord et la masse de l'hélicoptère aurait probablement été un peu inférieure à 2 531,5 livres. La masse de l'hélicoptère était inférieure à sa masse totale maximale certifiée, à l'intérieur de son domaine de vol, et une autorotation aurait dû être possible. Cependant, l'hélicoptère aurait été beaucoup plus lourd qu'il ne l'était lorsque le pilote s'entraînait à effectuer des autorotation.

La politique de l'entreprise exigeait que le pilote vole à une altitude de transit de 500 pieds agl et, bien que rien n'indique avec certitude que le pilote soit monté à l'altitude de transit, rien n'indique qu'il ne l'ait pas fait non plus. Il est probable qu'il s'est trouvé à l'altitude de transit lorsque les problèmes de moteur sont apparus. Puisqu'il volait par un vent arrière lorsque la pompe carburant entraînée par moteur est tombée en panne, il aurait fallu qu'il se place face au vent. Aucun renseignement n'est disponible pour expliquer pourquoi le pilote n'a pas immédiatement viré pour se préparer à un atterrissage d'urgence face au vent. Cependant, il se peut que le temps qu'il a mis à rassurer les passagers et à analyser les interruptions de puissance ait permis une perte d'altitude ou de vitesse qui a éliminé la possibilité de se placer face au vent. Donc, lorsque le moteur s'est arrêté complètement, le pilote devait effectuer une autorotation par un fort vent arrière au-dessus d'une surface relativement sans relief. Sa perception de la vitesse avant et des indices lui permettant d'évaluer son altitude au-dessus de la surface aurait été très différente de celle qu'il avait eu lorsqu'il s'exerçait à effectuer des autorotations dans des conditions normales. Il y a peu de renseignements sur la façon dont le pilote a réagi à ces conditions anormales et a effectué l'autorotation; cependant, la faible énergie de rotation du rotor principal à l'impact indiquait que le pilote n'avait pas maintenu le régime du rotor pendant la manoeuvre. Selon les renseignements disponibles, l'hélicoptère a semblé faire un arrondi, s'être mis en cabré presque à hauteur de la cime des arbres avant de descendre brutalement. Une fois dans une telle assiette, sans puissance moteur et à faible régime rotor, l'écoulement d'air à travers le rotor était insuffisant pour en maintenir le régime. Ce dernier aurait diminué davantage et, sans régime rotor, le pilote a été incapable de maîtriser l'hélicoptère qui s'est incliné brusquement vers la gauche puis est descendu brutalement, poussé vers l'avant par sa vitesse résiduelle et un vent arrière.

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

LP 075/98 - Analysis of Plastic and Asbestos (Analyse des morceaux de plastique et d'amiante)

LP 110/98 - Engine Driven Fuel Pump (Pompe carburant entraînée par moteur)

Faits établis

1. D'après les dossiers de l'entreprise, l'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.
2. L'hélicoptère volait sans manoccontact différentiel de carburant ni système d'avertissement de dérivation; cependant, l'inspection après l'accident du filtre à carburant n'a permis de déceler aucun signe de contamination et le non-fonctionnement du système d'avertissement et de dérivation n'aurait

pas contribué à l'accident.

3. Les dommages qu'ont subis les composants du rotor principal et du rotor de queue ainsi que leurs circuits de commande respectifs ont été causés par l'impact de l'hélicoptère et de ses composants avec la glace.
4. La pompe carburant entraînée par le moteur est tombée en panne à cause de l'usure progressive des cannelures d'entraînement de l'élément n° 1 de la pompe et de la contamination subséquente du clapet de retenue de l'élément n° 1 par des particules métalliques.
5. La rupture des cannelures de la pompe a été le résultat de l'effet combiné du frottement continu entre les cannelures chromées de l'arbre d'entraînement et les cannelures non chromées de la denture droite ainsi que de l'usure progressive d'une couche de nitrure blanche.
6. L'utilisation conjointe de l'arbre d'entraînement chromé et des dentures droites non chromées a été le résultat de l'application d'un bulletin moteur commercial (Allison 250-C18 CEB-161), qui aurait probablement eu lieu au moment de la révision de la pompe, c'est-à-dire avant le 15 novembre 1976.

7. En 1983, le fabricant de la pompe a modifié le manuel de révision pour y supprimer les pompes portant les références 024731-112 et 024731-113 comportant les dentures droites (non chromées) portant la référence 02-14624. Les pompes actuelles portant les références 024731-132, -133, -135, et -136 nécessitent l'installation des dentures droites chromées portant la référence 02-16057.
8. La pompe ne possédait pas de date limite de révision et aucune consigne exigeant un remplacement des dentures droites avant l'atteinte de la limite imposée par le TBO n'avait été publiée.
9. Bien qu'elle ait été en service depuis plus de 20 ans, la pompe n'avait pas totalisé suffisamment de temps de service pour nécessiter une révision.
10. La défaillance progressive de la pompe a, semble-t-il, provoqué de courtes variations de puissance qui se sont accentuées jusqu'à ce que l'appareil subisse une perte de puissance totale.
11. La masse et le centrage de l'appareil se trouvaient dans les limites prescrites.
12. Le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur.
13. Rien n'indique que le comportement du pilote ait été compromis par des facteurs physiologiques.
14. La raison pour laquelle le pilote n'a pu maintenir un régime de rotor suffisant pour maîtriser l'hélicoptère pendant qu'il effectuait une autorotation n'a pas été établie.

Causes et facteurs contributifs

Le moteur de l'hélicoptère a subi des variations de puissance, puis une perte totale de puissance, à cause d'une défaillance de la pompe carburant entraînée par moteur. L'hélicoptère s'est écrasé sur la surface gelée du lac lorsque le pilote a laissé le régime rotor diminuer et a perdu la maîtrise de l'appareil en tentant d'effectuer une autorotation.

Mesures de sécurité

L'entreprise a déclaré qu'elle n'utiliserait plus les pompes carburant à deux éléments sur ses hélicoptères.

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 28 juillet 1999 par le Bureau qui est composé du Président Benoît Bouchard et des membres Maurice Harquail, Charles Simpson et W.A. Tadros.