



RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A07W0150



PERTE DE PUISSANCE

DE L'HÉLICOPTÈRE BELL 206B C-GFQZ
EXPLOITÉ PAR KANANASKIS MOUNTAIN
HELICOPTERS LTD.

À L'HÉLIPORT DE CLINE RIVER (CCR5) (ALBERTA)
LE 12 AOÛT 2007

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 aéronautique

Perte de puissance

de l'hélicoptère Bell 206B C-GFQZ
exploité par Kananaskis Mountain Helicopters Ltd.
à l'héliport de Cline River (CCR5) (Alberta)
le 12 août 2007

Rapport numéro A07W0150

Sommaire

L'hélicoptère Bell 206B Jet Ranger (immatriculation C-GFQZ, numéro de série 2436) de Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. survole le lac Abraham (Alberta) en approche finale de l'héliport de Cline River (CCR5) vers 14 h 20, heure avancée des Rocheuses, lorsque le turbomoteur (Rolls-Royce/Allison 250-C20B) décélère et s'éteint en vol. Le pilote entre en autorotation, et l'hélicoptère descend sur le lac, bascule sur le côté droit et coule près de la rive. Le pilote et le passager assis en place gauche dans la cabine parviennent à sortir d'eux-mêmes de l'épave. La passagère assise en place droite a besoin de l'aide du pilote pour détacher sa ceinture de sécurité et quitter l'épave après que la cabine est inondée. Les trois occupants sont légèrement blessés. L'hélicoptère est lourdement endommagé, mais il n'y a pas d'incendie après impact.

This report is also available in English.

Autres faits établis

Conditions météorologiques

Au moment de l'accident, il y avait des conditions météorologiques de vol à vue avec visibilité illimitée à Cline River. Le vent en surface soufflait du sud à une vitesse comprise entre 15 et 20 mi/h, selon les estimations.

La compagnie

Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. exploitait un hélicoptère Bell 206 L-3 et deux hélicoptères Bell 206B en vertu des sous-parties 702 et 703 du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC). Une grande partie du travail de l'exploitant consistait à effectuer des vols touristiques très fréquents et de courte durée au-dessus des glaciers dans la région de Cline River. Cette activité était saisonnière, la plupart des activités de vol de l'année se déroulant entre les mois d'avril à octobre inclusivement.

Lac Abraham

Le lac Abraham était un lac glaciaire artificiel, formé pendant la construction du barrage Bighorn, en amont de la rivière Saskatchewan. La température de l'eau du lac était basse, ce qui augmentait les risques physiologiques découlant d'une immersion en eau froide.

L'héliport de Cline River

L'héliport de Cline River était situé approximativement à 200 m à l'intérieur des terres de la rive ouest du lac Abraham. La rive près de la plate-forme d'hélicoptères était orientée nord-sud. Par fort vent du sud, les approches finales de l'héliport se faisaient habituellement par vent de travers, en direction est-ouest, à cause des risques de turbulence mécanique provenant du relief en direction nord, et à l'ouest de l'héliport. Aussi, une restriction de réduction du bruit était en vigueur qui interdisait tout survol d'une zone de villégiature située au nord-est. Une approche de l'héliport par l'est exigeait de l'hélicoptère qu'il survole brièvement le lac Abraham.

Le vol en question

L'hélicoptère avait été affrété par deux touristes européens pour un vol touristique de 25 minutes au-dessus du glacier à l'ouest de Cline River. Le vol retournait à Cline River lorsque l'accident est survenu. En descente finale à l'héliport, à environ 250 pieds au-dessus du lac Abraham, le moteur a lentement décélééré. Le klaxon et le voyant de panne moteur ont ensuite fonctionné, et le pilote a remarqué que le régime rotor était faible. Il a immédiatement amorcé une autorotation et viré d'environ 90 degrés sur la gauche pour éviter une partie de la rive élevée et abrupte. Quelques secondes plus tard, l'hélicoptère a effectué un amerrissage forcé dans le vent, parallèlement au bord de l'eau et à environ 20 pieds de la rive. Il a rapidement basculé sur le côté droit et coulé dans environ huit pieds d'eau.

Examen de l'épave

L'hélicoptère a été repêché du lac Abraham deux jours après l'accident et transporté pour examen à l'atelier d'examen d'épaves de la région de l'Ouest du BST, à Edmonton (Alberta). L'épave était relativement intacte. Les dommages subis par la partie inférieure du fuselage indiquaient que l'hélicoptère avait percuté le plan d'eau à une vitesse de descente élevée. L'interrupteur de la batterie a été retrouvé sur la position ON, et l'interrupteur de rallumage automatique du moteur était en position OFF. On n'a pas déterminé si l'interrupteur de rallumage automatique était sur OFF avant l'impact, ni s'il avait été déplacé sur la position OFF par les forces d'impact. Les disjoncteurs des pompes d'alimentation basse pression étaient enclenchés, et la poignée tournante du levier de pas collectif était en position ralenti sol.

Le moteur a été examiné sur place, monté sur cellule, avant dépose des composants. L'immersion dans l'eau n'a pas permis de procéder à un essai au banc du moteur, en raison de préoccupations relatives à l'effet d'un refroidissement rapide des roues de turbine. Le moteur ne présentait aucun signe visuel de dommages mécaniques internes ou externes. Les commandes moteur ne présentaient aucun signe de discontinuité, la turbine à gaz (N_1) et la turbine de travail (N_2) tournaient librement à la main, et aucun entraînement d'accessoire moteur ne présentait de signe de discontinuité. Le filtre à huile du moteur ne présentait aucune trace de contamination métallique. Les postes de compression, de combustion, de détente ainsi que le relais d'accessoires n'ont pas été démontés au cours de l'examen.

Le moteur était équipé d'un système de régulation de carburant Bendix. Le régulateur de la turbine de travail, le régulateur de carburant, la pompe carburant entraînée par moteur, l'injecteur de carburant, le clapet de non-retour de la conduite carburant et la soupape de purge ont été déposés et testés au banc. Un injecteur de carburant qui avait été démonté du moteur neuf heures environ avant l'accident a aussi été testé au banc. Les essais au banc ont été effectués en consultation avec le motoriste et le fabricant du système de régulation de carburant, à un atelier qui assurait des services de maintenance, de réparation et de révision pour les turbomoteurs de la série 250 de Rolls-Royce. Les essais au banc n'ont permis de déceler aucune anomalie qui aurait pu empêcher le moteur de fonctionner normalement.

Le clapet de non-retour de carburant, situé en conduite entre le régulateur de carburant et l'injecteur, présentait une fuite interne à une pression manométrique de 0,6 livre par pouce carré (lb/po²). Le clapet de non-retour a pour fonction d'éviter toute accumulation de carburant brut dans le carter de combustion si le robinet de vidange de la chambre de combustion demeure fermé lorsque le moteur ne fonctionne pas. Une accumulation de carburant brut dans le carter de combustion peut provoquer un démarrage en surchauffe. Le clapet de non-retour empêche aussi l'injecteur de carburant de dégoutter à l'arrêt pour réduire tout risque d'incendie par la suite. Le clapet de non-retour ne doit pas fuir sous une pression manométrique de 17 lb/po².

Après les essais au banc, les composants du système de carburant du moteur ont été démontés. Même si les essais au banc n'ont pas permis de déceler quelque anomalie qui aurait pu contribuer à la perte de puissance du moteur, des quantités infimes d'un contaminant solide non identifié ont été retrouvées dans le régulateur de carburant, le filtre de l'injecteur de carburant qui était monté au moment de l'accident et le filtre de l'injecteur de carburant qui

avait été remplacé avant l'accident. La tige du clapet de dérivation du régulateur de carburant était sous-dimensionnée par l'usure, et il y avait une petite perforation dans le diaphragme de la soupape de purge. Une petite quantité de contaminant solide non identifié a aussi été retrouvée dans le clapet de non-retour du système carburant.

Irrégularités de maintenance découvertes pendant l'enquête

Les irrégularités de maintenance suivantes, certaines de nature administrative, et d'autres potentiellement plus critiques pour la sécurité, ont été découvertes pendant le déroulement de l'enquête.

La plaque signalétique du moteur était manquante. Le relais d'accessoires avait été remplacé récemment, et la plaque signalétique du moteur, qui est normalement apposée sur le relais d'accessoires, n'avait pas été transférée de l'ancien relais au nouveau.

La compagnie était en train de mettre en œuvre un système de suivi électronique de la maintenance. Au moment de l'accident, aucun dossier technique à jour du moteur satisfaisant aux exigences de l'article 605.92 du RAC et de l'Annexe II de la sous-partie 605 du RAC n'était disponible. L'article 605.92 du RAC exige du propriétaire de chaque aéronef qu'il tienne un dossier technique distinct pour chaque moteur monté sur un aéronef. L'Annexe II de la sous-partie 605 du RAC mentionne les détails à inscrire dans le dossier, les moments auxquels les inscriptions doivent être faites et les personnes responsables des inscriptions. L'article 625.96 du RAC exige que les dossiers techniques, autres que le carnet de bord ou les dossiers techniques relatifs à des inspections répétitives, soient tenus jusqu'à ce que l'aéronef ne soit plus immatriculé.

Le régulateur, numéro de pièce 23070101, de la turbine de travail, qui était monté sur le moteur, était conçu pour les turbomoteurs de la série 250 C30 de Rolls-Royce.

Une petite fuite d'air a été localisée dans le tube de pression sortie compresseur (P_c), au niveau de l'écrou « B », sur la face arrière du raccord en té du régulateur de la turbine de travail. On a découvert la fuite en mettant sous pression le circuit P_c au moyen d'air et en appliquant une solution savonneuse aux raccords avant la dépose de tout composant du système carburant. La mesure du couple de desserrage indiquait que l'écrou « B » avait été serré à une valeur proche de la limite inférieure de la fourchette prescrite de 80 à 120 livres-pouces. Il faut appliquer de la peinture-témoin de serrage sur les écrous « B » des tubes rigides des moteurs de la série 250 de Rolls-Royce/Allison. La peinture-témoin de serrage permet de vérifier à l'inspection si les écrous « B » se sont déplacés. On a relevé la présence d'une ancienne peinture-témoin de serrage sur l'écrou « B », mais il n'y avait pas de continuité sur la surface voisine du raccord en té du régulateur. Le manuel d'utilisation et de maintenance de la série 250 de Rolls-Royce/Allison exigeait que l'ancienne peinture-témoin soit enlevée et qu'une nouvelle peinture soit appliquée sur le raccordement après la maintenance. Il n'a pas été possible de quantifier le taux de fuite. L'examen au Laboratoire technique du BST a révélé que la fuite avait pu avoir été causée par une contamination solide entre le cône du raccord en té et l'extrémité épanouie du tube P_c .

Une crique a été découverte sur l'extrémité épanouie de la conduite de carburant principale dans le réservoir souple, où la conduite se raccordait au raccord réducteur en té de la pompe basse pression arrière. L'examen du Laboratoire technique du BST a indiqué que la partie épanouie avait subi ce défaut à l'origine à la suite d'une surcharge exercée par un serrage excessif du raccord. La présence continue d'efforts élevés, qu'ils aient été imposés ou résiduels, semble avoir permis à la crique de se propager encore plus par criquage de corrosion sous tension.

Le régulateur de la turbine de travail avait été remplacé environ 36 heures avant l'accident. Le technicien d'entretien d'aéronef (TEA) de Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. avait commandé verbalement de Eagle Copters Maintenance Ltd. un régulateur de turbine de travail pour un moteur 250 C20B d'Allison. Eagle Copters était un distributeur agréé de pièces aéronautiques. Un bon de commande écrit n'avait pas été soumis. Le TEA avait été avisé qu'une nouvelle version du régulateur de turbine de travail serait expédiée. La mauvaise pièce a été prise par inadvertance de la tablette des pièces, et comme il n'y avait pas de bon de commande écrit indiquant un numéro de pièce spécifique, la commande a été remplie en fonction de la plaque signalétique du nouveau régulateur de turbine de travail. Le régulateur a été expédié avec ses documents qui l'identifiaient comme un régulateur de turbine de travail pour la série C30. Le TEA a remarqué que le régulateur de turbine de travail qu'il avait reçu était semblable mais non identique à celui qu'il avait déposé de l'hélicoptère. Il a attribué les différences visuelles à la nouvelle version du régulateur. Une vérification du numéro de pièce n'a pas été faite dans le cadre de l'inspection de réception à Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. Le bras de l'ancien régulateur a été monté sur le nouveau régulateur, et ce dernier a été posé et réglé sans difficulté. Un régulateur de turbine de travail pour la série C30 fonctionne selon une fourchette de pressions P_c différente de celle d'un régulateur destiné à la série C20.

Le régulateur de la turbine de travail a été testé au banc et il satisfaisait aux paramètres d'étalonnage de la série C30. Une communication avec le motoriste et un examen détaillé des données de l'essai au banc ont indiqué que, bien qu'incorrect, le montage d'un régulateur de turbine de travail pour la série C30 sur un moteur de la série C20 n'aurait probablement pas contribué à la perte de puissance du moteur.

Une vérification d'étanchéité pneumatique du système de régulation de carburant n'avait pas été effectuée après le remplacement du régulateur de la turbine de travail. La partie pneumatique du système de régulation de carburant Bendix doit faire l'objet d'une vérification d'étanchéité au moyen d'une solution savonneuse si un composant pneumatique est déposé ou posé, ou si toute conduite pneumatique est ouverte pendant la maintenance du système de régulation. Aucune fuite n'est tolérée. La pression P_c modifie le débit du carburant pendant certaines phases du fonctionnement du moteur, comme le démarrage, l'accélération et la décélération. Si l'on sait qu'une fuite importante du circuit P_c se traduira par une décélération du moteur, les échanges avec le motoriste ont indiqué que, comme la conduite P_c n'était pas brisée, que la partie épanouie de celle-ci n'était pas criquée et que l'écrou « B » n'était pas desserré, le taux de fuite était probablement insuffisant pour avoir contribué à la perte de puissance. Le moteur 250 C20B de Rolls-Royce/Allison ne fournissait aucun moyen de régler manuellement le débit de carburant au moteur advenant une fuite d'air du circuit P_c .

Le circuit carburant cellule du Bell 206 fait appel à deux pompes basse pression immergées dans le réservoir principal souple de carburant pour transférer le carburant du réservoir principal au moteur. Les deux pompes basse pression ont fonctionné normalement après l'accident, et il n'y a eu aucun rapport de défaillance de pompe basse pression pendant le vol. Les deux pompes basse pression fonctionnant, la crique sur l'extrémité épanouie de la conduite principale de carburant située dans le réservoir souple aurait causé une légère fuite de carburant qui serait retournée dans le réservoir souple. La crique n'a, par conséquent, probablement pas été un facteur dans la décélération du moteur. Des fuites dans la tuyauterie du réservoir souple de carburant deviennent un problème lorsque les deux pompes basse pression ne fonctionnent pas et que la fuite se produit au-dessus du niveau de carburant du réservoir souple. Dans cette situation, de l'air peut s'infiltrer dans le système carburant parce que la pompe carburant entraînée par moteur aspire de l'air de la partie supérieure du réservoir souple.

Le ravitaillement en carburant et la succession des vols à Cline River

Les passagers des vols touristiques au-dessus des champs de glace arrivaient souvent en groupes à l'héliport de Cline River à bord de gros autobus touristiques. Dans ces cas, de nombreux vols de 20 à 30 minutes par deux hélicoptères ou plus se dérouleraient sur une courte période pour satisfaire l'entreprise d'autobus touristiques. Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. avait mis en place une procédure ordonnée pour faciliter les rotations rapides. Les pilotes demeuraient dans l'habitacle pour plusieurs vols de suite, puis ils passaient à des tâches de soutien au sol. Les exposés de sécurité aux passagers étaient donnés aux passagers en attente par des équipes au sol, et les hélicoptères étaient ravitaillés moteur en marche et rotor en rotation entre les vols.

Lors d'une rotation, les passagers qui débarquaient étaient aidés et amenés à l'écart de l'hélicoptère par les équipes au sol avant le ravitaillement. Pendant le ravitaillement, le pilote observait sa jauge de carburant dans l'habitacle et il faisait signe au ravitailleur lorsque la jauge indiquait le bon niveau. Le ravitailleur ouvrait alors la porte de l'habitacle et vérifiait lui-même l'affichage de la jauge. Les passagers qui embarquaient étaient amenés jusqu'à l'hélicoptère, les équipes au sol vérifiaient que les harnais étaient bien bouclés, et les portes, bien fermées, puis le pilote recevait le signal de décoller.

Le vol avait quitté avec 35 ou 37 gallons US de carburant, et l'on a estimé qu'il y avait entre 20 et 25 gallons US de carburant à bord au moment de l'accident. On n'a pas déterminé qui avait ravitaillé l'hélicoptère, ni quelle quantité de carburant avait été ajoutée lors de la rotation précédant le vol en question. La compagnie n'exigeait pas que soient inscrites la quantité de carburant ajoutée ni l'heure de chaque ravitaillement. Le réservoir souple de carburant avait été éventré lors de l'accident, comme en témoignait un trou de la grosseur d'un poing dans le réservoir, sous le siège de la cabine. Après repêchage de l'épave, le réservoir souple de carburant a été vidé, et il contenait 70 litres d'eau et 3 litres de carburant. Cette constatation a été jugée peu fiable comme indication de la quantité de carburant au moment de l'accident, à cause des dommages par impact subis par le réservoir et la perte possible de carburant par le trou dans le réservoir lorsque l'hélicoptère a été submergé et pendant le repêchage. Le système d'indication de la quantité de carburant n'a pu être testé après l'accident afin qu'on puisse déterminer son étalonnage à cause des dommages par impact subis par le système.

De l'eau a été retrouvée partout dans les circuits carburant de la cellule et du moteur, notamment dans le filtre à carburant de la cellule, le carter de la pompe à carburant entraînée par moteur et dans la conduite entre le régulateur de carburant et l'injecteur. Des vérifications après l'accident menées par l'exploitant n'ont permis de retrouver aucune trace de contamination par de l'eau dans le système d'approvisionnement en carburant à l'héliport. Le filtre de la cellule avait été vidé avant le premier vol de la journée, et aucune anomalie n'avait été relevée. L'interrupteur de la batterie étant sur ON, il est probable que les pompes basse pression auraient continué à fonctionner après l'inondation de l'hélicoptère, jusqu'à ce que la batterie se décharge complètement. La poignée tournante du levier de pas collectif en position de ralenti sol et le clapet de non-retour fuyant dans la conduite de carburant entre le régulateur de carburant et l'injecteur, l'eau qui a pénétré dans le réservoir de carburant endommagé par l'impact a peut-être été distribuée dans tout le système carburant par les pompes basse pression.

Module d'acquisition des données du moteur

Le moteur était équipé d'un module d'acquisition des données (DAU). Les données de ce module ont indiqué que le vol en question était le cinquième depuis que le moteur avait été arrêté. Les données ont aussi indiqué que les cinq rotations avaient chacune été exécutées en à peu près quatre minutes.

Le module d'acquisition des données du moteur enregistrait 11 paramètres. Les valeurs étaient enregistrées une fois par minute. La valeur de chaque paramètre représentait une valeur moyenne pour ce paramètre pour chaque minute de fonctionnement du moteur. On a réussi à télécharger les données de ce module après l'accident. Les données indiquaient que, pour son dernier vol, l'hélicoptère en question avait été en vol pendant environ 22 minutes. Aucun paramètre n'avait été dépassé, et aucune anomalie n'avait été enregistrée pendant ce vol.

Incidents récents antérieurs liés à l'hélicoptère

Le 26 juillet 2007, à 3003,0 heures cellule, la plaque de butée de la boîte de transmission et l'attache d'isolation de l'hélicoptère avaient été endommagées lors d'un atterrissage à un endroit éloigné. L'incident avait été attribué à la dégradation du régime rotor et à l'atterrissage sur un plan incliné. Le 10 août 2007, après des réparations aux attaches du plancher mécanique et de la boîte de transmission, l'hélicoptère avait éprouvé des problèmes de démarrage à trois reprises : un démarrage hésitant, un arrêt intempestif après l'atteinte de 40 pour cent du régime N_1 et un arrêt intempestif après l'atteinte de 60 pour cent du régime N_1 . Un dépannage avait eu lieu, le système carburant du moteur avait été purgé, et l'injecteur de carburant, numéro de pièce 23077068, avait été remplacé. Par la suite, l'hélicoptère avait subi un essai en vol et été remis en service. L'accident s'était produit 9,3 heures après le remplacement de l'injecteur de carburant.

Le pilote

Le pilote était titulaire d'une licence conformément à la réglementation en vigueur. Il était titulaire d'une licence valide de pilote professionnel d'hélicoptère, annotée pour les hélicoptères Bell 206 et Hughes 300. Il totalisait environ 300 heures de vol, avec moins de 30 heures sur le

Bell 206. Il avait récemment été embauché par Kananaskis Mountain Helicopters Ltd., et l'accident s'était produit lors de son premier vol contre rémunération. Le pilote était bien reposé, et la fatigue n'a pas été considérée comme un facteur dans cet accident.

L'organisme de maintenance agréé

La maintenance des hélicoptères de la compagnie était assurée selon les dispositions d'un contrat de maintenance conclu avec Avipro Helicopters Ltd. Avipro Helicopters Ltd. était un organisme de maintenance agréé (OMA), autorisé à effectuer des travaux de maintenance non spécialisés sur divers avions d'une masse inférieure à 5700 kg et sur de nombreux hélicoptères, dont le Bell 206. Le manuel de la politique de maintenance d'Avipro Helicopters Ltd. contenait de l'information visant à assurer l'efficacité des politiques de maintenance de l'OMA, notamment celles ayant trait à l'assurance qualité, comme l'exigeait la sous-partie 573 du RAC. Ce manuel contenait les moyens de se conformer au RAC et il décrivait les normes et procédures à respecter dans l'exécution des travaux de maintenance.

Le technicien d'entretien d'aéronef

Le TEA de Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. avait 28 ans d'expérience dans la maintenance des hélicoptères. Il était titulaire d'une licence conformément à la réglementation en vigueur, annotée pour plusieurs types d'hélicoptère dont le Bell 206. Il était employé par Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. depuis les deux dernières années. Son autorisation de signature relevait de l'OMA Avipro Helicopters Ltd., et sa récente formation en maintenance satisfaisait à toutes les exigences de formation figurant dans le manuel de la politique de maintenance d'Avipro Helicopters Ltd.

Le TEA entretenait trois hélicoptères Bell 206 à la base de Cline River. Il travaillait seul la plupart du temps. En raison de la forte utilisation des hélicoptères de la compagnie à cette époque de l'année, il travaillait de longues heures chaque jour, souvent plusieurs jours d'affilée.

Le propriétaire

Le propriétaire de Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. occupait les postes de directeur des opérations, de pilote en chef, de directeur/gestionnaire de la maintenance et d'agent de sécurité pour la compagnie. Il avait commencé à voler en 1973 et il avait accumulé plus de 10 000 heures de vol en hélicoptère. Même s'il connaissait très bien les opérations avec hélicoptère, il n'avait aucune qualification en maintenance. Il avait officiellement délégué au TEA toutes les responsabilités administratives en matière de maintenance.

Le manuel de contrôle de la maintenance de Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. renfermait de l'information visant à assurer l'efficacité du système de contrôle de la maintenance, conformément à l'article 706.08 du RAC. Ce manuel contenait les moyens de se conformer au RAC et il décrivait les normes et les procédures à respecter dans l'exécution des travaux de maintenance.

Enregistreurs de bord

L'hélicoptère n'était pas équipé d'un enregistreur de la parole dans le poste de pilotage (CVR), ni d'un enregistreur de données de vol (FDR), et ni l'un ni l'autre n'étaient requis par la réglementation. Le module d'acquisition des données moteur a fourni des données limitées sur le vol; par contre, l'utilité de ces données a été réduite à cause de la faible fréquence de capture, soit une valeur par paramètre par minute. Une fréquence de capture supérieure des données aurait amélioré leur utilité aux fins de l'enquête sur l'accident. Une alternative accessible, légère et comparativement peu coûteuse à un FDR dans les hélicoptères non équipés de FDR est un enregistreur vidéo numérique de poste de pilotage (CVDR). À l'heure actuelle, la réglementation n'exige pas l'installation d'un CVDR dans les avions légers ou les hélicoptères qui ne sont autrement pas équipés d'enregistreurs de bord.

Possibilités de survie des occupants

Le pilote s'est cogné la tête sur le pare-brise au moment de l'impact. Il portait un harnais et un casque avec visière. Le casque et sa visière ont probablement réduit la gravité de ses blessures.

Les passagers avaient reçu un exposé d'évacuation avant le départ par un pilote exécutant des tâches de soutien au sol. Le pilote et le passager assis sur le siège de gauche dans la cabine ont pu sortir d'eux-mêmes de l'épave. La passagère assise sur le siège droit dans la cabine était incapable de défaire sa ceinture de sécurité après l'inondation de la cabine, même si la ceinture fonctionnait tout à fait bien. Le pilote a fourni une aide critique d'urgence en l'atteignant sous l'eau, par la porte gauche de la cabine, et a défait la boucle de sa ceinture de sécurité. La passagère piégée a par la suite été soulevée au-dessus de l'eau et aidée jusqu'à la rive par le pilote et l'autre passager.

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

LP 117/2007- "B" Nut Analysis (analyse de l'écrou « B »)

LP 118/2007- Rear Boost Pump Reducer Tee Failure (défaillance du raccord réducteur en té de la pompe basse pression arrière)

On peut obtenir ces rapports sur demande auprès du Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Analyse

Les conditions météorologiques convenaient au vol à vue et elles n'ont pas été considérées comme un facteur dans le présent accident.

Le moteur a perdu de la puissance et s'est éteint en vol pour des raisons indéterminées. Même s'il n'a pas été possible de découvrir des anomalies qui auraient pu empêcher le fonctionnement normal du moteur lors des essais au banc des composants de régulation de carburant Bendix, de petites quantités d'un contaminant solide non identifié ont été retrouvées dans plusieurs composants après démontage. Même si de petites quantités de contaminant solide étaient présentes, les composants du système carburant ont fonctionné de façon satisfaisante pendant les essais au banc; par conséquent, la possibilité selon laquelle la contamination a contribué à la perte de puissance n'a pu être prouvée ni écartée.

La charge de carburant à bord de l'hélicoptère au moment de l'accident n'a pu être déterminée avec certitude, et de l'eau était présente partout dans les circuits carburant du moteur et de la cellule lorsque l'épave a été repêchée. Le réservoir souple de carburant a été éventré lors de l'accident, ce qui aurait permis à l'eau de pénétrer dans le réservoir une fois l'épave inondée. La poignée tournante du levier de pas collectif en position ralenti sol et le clapet de non-retour de carburant fuyant à faible pression, de l'eau a pu être distribuée dans tout le système carburant par les pompes basse pression après que le réservoir souple de carburant s'est rempli d'eau et avant que la batterie ne se décharge.

Plusieurs anomalies liées à la maintenance ont été relevées pendant l'examen du moteur et de la cellule. La plaque signalétique manquante du moteur, l'absence d'un carnet technique de moteur à jour et le montage d'un mauvais régulateur de turbine de travail témoignent de lacunes administratives, surtout en matière de suivi de la maintenance et de tenue de dossiers, dans le cadre du programme de maintenance de la compagnie. Le tube P_c fuyant, le manque de continuité de la peinture-témoin de serrage sur les écrous « B » du régulateur de la turbine de travail, la crique dans le raccord réducteur en té du réservoir souple de carburant et la fuite interne du clapet de non-retour dans la conduite reliant le régulateur de carburant à l'injecteur de carburant étaient d'autres indications de pratiques de maintenance laissant à désirer. Si aucune de ces anomalies n'a pu être liée directement à la perte de puissance moteur, leur présence indiquait que la maintenance de l'hélicoptère n'était pas exécutée entièrement selon le manuel de la politique de maintenance d'Avipro Helicopters Ltd. MPM ou le manuel de contrôle de la maintenance de Kananaskis Mountain Helicopters Ltd.

Le pilote avait modifié son approche de la plate-forme d'hélicoptère à cause du vent du sud, et l'approche avait amené l'hélicoptère à survoler le lac Abraham. L'hélicoptère survolait le plan d'eau et se dirigeait vers une rive abrupte lorsque le moteur a perdu de la puissance. Les deux topographies exposaient l'hélicoptère et ses occupants à un milieu peu propice à un atterrissage forcé. La décision du pilote d'effectuer un amerrissage forcé près de la rive, plutôt que de tenter de se poser sur une rive abrupte, a probablement réduit l'intensité des forces d'impact ainsi que les dommages par impact subis par l'hélicoptère.

La passagère du siège droit dans la cabine n'a pas été en mesure de défaire sa ceinture de sécurité après que la cabine a été inondée. Les mesures rapides prises par le pilote pour défaire la ceinture de sécurité de la passagère et l'aider à sortir de l'épave submergée ont probablement réduit la gravité de ses blessures.

Les données du module d'acquisition des données du moteur étaient moyennées pour chaque minute de fonctionnement du moteur et enregistrées une fois par minute. Cette fréquence d'enregistrement d'une valeur par paramètre par minute a réduit l'utilité du module aux fins de l'enquête sur l'accident. Un enregistreur vidéo numérique de poste de pilotage en état de service et à l'épreuve des écrasements aurait peut-être permis aux enquêteurs de reconstituer le vol suffisamment pour mieux comprendre les circonstances ayant mené à l'accident.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Le moteur a perdu de la puissance et s'est éteint en vol pour des raisons indéterminées lors de l'approche de la plate-forme d'hélicoptère de Cline River, et l'hélicoptère a effectué un amerrissage forcé dans le lac Abraham.
2. L'approche a été exécutée au-dessus d'un plan d'eau, vers une rive en pente qui exposait l'hélicoptère à un milieu peu propice à un atterrissage forcé.

Faits établis quant aux risques

1. De petites quantités de contaminants solides non identifiés ont été trouvées dans plusieurs composants du système carburant après démontage, créant un risque d'anomalies dans l'écoulement du carburant à l'intérieur du circuit carburant du moteur.
2. Une petite fuite d'air était présente dans le tube pneumatique (P_c) de pression sortie compresseur situé entre le régulateur de la turbine de travail et le régulateur de carburant, à l'écrou « B », sur l'arrière du raccord en té du régulateur. Si la fuite s'était accrue, il y aurait eu un risque de décélération du moteur.
3. Il y avait une crique sur l'extrémité épanouie de la conduite de carburant principale située dans le réservoir souple de carburant, où la conduite est fixée au raccord réducteur en té sur la pompe basse pression arrière. À bas niveau de carburant, la pompe carburant entraînée par moteur peut aspirer de l'air dans le système si les pompes basse pression deviennent inopérantes.
4. Le mauvais régulateur de turbine de travail a été installé sur le moteur, créant une situation risquant de dégrader le rendement du moteur.
5. Le clapet de non-retour du moteur, situé dans la conduite entre le régulateur de carburant et l'injecteur de carburant, présentait une fuite interne importante, ce qui augmentait le risque que du carburant se vide dans le carter de combustion lorsque le moteur ne fonctionnait pas.

6. La peinture-témoin de serrage sur les écrous « B » du régulateur de turbine de travail n'était pas continue, ce qui ne donnait aucun moyen de confirmer visuellement tout desserrage des écrous « B ».

Autres faits établis

1. La compagnie n'a pas tenu à jour les dossiers techniques du moteur, comme l'exigeait la sous-partie 605 du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC).
2. Chaque paramètre du module d'acquisition des données (DAU) du moteur était moyenné et enregistré une fois par minute, ce qui réduisait l'utilité des données aux fins de l'enquête sur les accidents.
3. Un enregistreur vidéo numérique de poste de pilotage (CVDR) résistant aux écrasements et en bon état de service aurait pu permettre aux enquêteurs de reconstituer le vol suffisamment pour mieux comprendre les circonstances ayant mené à l'accident.

Mesures de sécurité prises

À la suite de l'accident, Transports Canada a effectué une inspection réglementaire combinée limitée de la base d'opérations sur le terrain de Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. à l'héliport de Cline River. Une inspection plus approfondie a été effectuée par la suite par la division Maintenance et construction des aéronefs de Transports Canada. Elle a donné lieu à 10 constatations d'inspection en tout, la plupart concernant des lacunes administratives. Les secteurs spécialisés faisant l'objet des constatations étaient l'assurance qualité, les dossiers techniques, des aéronefs témoins aux fins de conformité, la planification de la maintenance, la consignation des défauts, les procédures de correction, de report et de contrôle ainsi que les procédures de remise en service technique. Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. a réagi immédiatement en mettant en œuvre un plan d'action correctif complet. Une firme de consultants en aviation a obtenu un contrat pour aider à traiter et à corriger les lacunes. Maintenance et construction des aéronefs de Transports Canada effectuera une inspection de suivi en 2008.

Comme suivi au présent accident, Eagle Copters Maintenance Ltd. a effectué un examen interne des circonstances ayant mené à l'expédition du mauvais régulateur de turbine de travail à Kananaskis Mountain Helicopters Ltd. L'examen a fait appel au processus Maintenance Decision Error Aid (MEDA). L'examen a donné lieu à quatre recommandations MEDA internes pour prévenir les erreurs :

- Encourager le client à identifier le numéro de pièce requise et fournir un bon de commande pour commander des pièces.
- S'assurer que les demandes de pièces sont inscrites électroniquement pour disposer d'un suivi électronique permettant de vérifier les pièces avant l'expédition.

- S'assurer que les pièces sont correctement identifiées avant de les retirer de l'inventaire
- Formation additionnelle en facteurs humains pour les employés touchés.

Comme suivi au présent accident, Avipro Helicopters Ltd. a donné au besoin de la formation additionnelle individuelle au personnel, conformément au manuel de la politique de maintenance, pour améliorer les connaissances et la compréhension relativement aux exigences du manuel sur la réception des pièces. Aussi, une modification a été apportée au manuel pour traiter de l'utilisation des pièces fournies par le propriétaire.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 22 mai 2008.