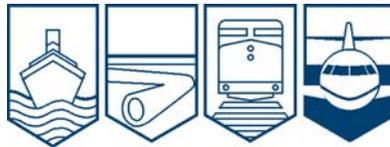




**RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A08P0265**



PERTE DE MAÎTRISE ET COLLISION AVEC LE RELIEF

**DE L'HÉLICOPTÈRE BELL 206L C-FRCL
EXPLOITÉ PAR QUANTUM HELICOPTERS LTD.
À LEGATE CREEK (COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 13 AOÛT 2008**

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 maîtrise et collision avec le relief

de l'hélicoptère Bell 206L C-FRCL
exploité par Quantum Helicopters Ltd.
à Legate Creek (Colombie-Britannique)
le 13 août 2008

Rapport numéro A08P0265

Sommaire

L'hélicoptère Bell 206L (LongRanger) (portant le numéro de série 45019 et l'immatriculation C-FRCL) est utilisé par Quantum Helicopters Limited à Legate Creek, juste au nord de Terrace (Colombie-Britannique). Vers 10 h 30, heure avancée du Pacifique, le pilote entame des opérations de transport de charges sous élingue pour déplacer un appareil de forage à quelque 4200 pieds au-dessus du niveau de la mer, sur un versant abrupt. Les première et deuxième opérations de levage se déroulent sans incident. En soulevant la troisième charge, l'hélicoptère descend dans la vallée, avant de remonter lentement. Il a besoin de faire deux tours complets pour monter à une altitude suffisante lui permettant d'effectuer son approche jusqu'à l'aire d'atterrissage. Alors que la charge se trouve à quelque trois pieds au-dessus de la plate-forme de forage, l'hélicoptère descend rapidement et la charge atterrit lourdement. Pendant que l'équipe au sol tente de décrocher la charge, cette dernière remonte dans les airs, puis elle s'écrase de nouveau sur la plate-forme et l'hélicoptère fait des oppositions de fuselage. La charge est brusquement soulevée de nouveau dans les airs et l'hélicoptère se met à tourner, la queue déformée. La charge demeure attachée à l'hélicoptère et se prend dans des arbres. Relié par l'élingue, l'hélicoptère qui tournoie descend en décrivant un arc et s'écrase sur la falaise, où il finit par s'immobiliser, suspendu à l'envers. Le pilote subit des blessures graves auxquelles il succombe le lendemain. Aucun incendie ne se déclare. La radiobalise de repérage d'urgence est délogée de son support et éjectée de l'hélicoptère, après quoi elle émet un signal pendant 15 heures.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Le jour de l'accident, les conditions météorologiques qui prévalaient dans la région étaient les suivantes : ciel nuageux avec averses de pluie, vent calme et température de quelque 12 °C.

On a d'abord observé les lieux de l'accident en hélicoptère. La queue était séparée de l'épave principale, et de nombreuses pièces étaient éparpillées sur le versant, certaines en amont et d'autres en aval de l'épave principale (voir la Photo 1). On a récupéré l'épave et on l'a transportée jusqu'à une installation d'examen.



Photo 1. Lieux de l'accident.

La poutre de queue présentait des signes indiquant qu'elle avait été percutée par le rotor principal au moins à deux reprises et elle s'était rompue en quatre morceaux principaux. Les faciès de rupture correspondaient à des faciès de fractures en surcharge, et aucun ne présentait de signe de flexion inversée.

La rupture avant présentait des dommages correspondant à une déformation vers la droite de la poutre de queue. Les marques dues à l'impact du rotor principal montraient que cette partie était pliée à quelque 80°. Une déformation de la dérive gauche du stabilisateur indiquait que l'on avait tiré à fond sur la gouverne de profondeur avant que cette dernière ne soit percutée, ce qui correspondait à une manoeuvre au cours de laquelle le pilote avait tiré à fond sur le cyclique. La biellette de commande de pas du rotor de queue comportait une déformation indiquant que l'on mettait du pied à fond à droite au moment de l'impact. Les pales du rotor principal avaient été arrachées à quelque trois pieds de leur emplanture. Une pale avait été chassée vers l'arrière à l'intérieur de sa poignée, et le boulon de verrouillage s'était rompu sous les forces de surcharge. La plate-forme qui soutient les servocommandes hydrauliques et la transmission du rotor principal s'était détachée du plafond. Toutes les ruptures de la plate-forme et du support de cette dernière étaient dues à une surcharge. L'épave comportait des dommages correspondant à un moteur tournant à régime élevé au moment de l'impact.

On avait modifié l'hélicoptère en y montant un moteur Rolls Royce 250 C20R (CTS n° SH4169NM) qui permettait un vol soutenu à une altitude-densité supérieure. Un examen en cours de démontage du moteur et de ses accessoires n'a permis de déceler aucune anomalie, sauf dans le régulateur de turbine de puissance (PTG) et dans le régulateur carburant (FCU). On a procédé à des essais du PTG et du FCU, et ces derniers n'ont pas fonctionné à leur niveau optimal. Le motoriste a cependant mentionné qu'au moment de l'accident, le moteur fonctionnait sans problème apparent à l'altitude-densité.

Trente-six heures de vol avant le vol en question, on avait installé des pales de rotor principal neuves. Un examen des commandes de l'hélicoptère n'a permis de déceler aucune rupture antérieure à l'impact. On a vérifié les servocommandes hydrauliques et aucune anomalie n'a été découverte.

Le « rebond du collectif » est un mouvement vertical divergent de l'hélicoptère, amplifié par le bras gauche du pilote qui déplace le collectif. Ce phénomène peut survenir lorsque la résonance des pales correspond à celle de la charge sous élingue et lorsque les déplacements du collectif visant à corriger cette situation sont déphasés en raison du délai de réaction. Il peut y avoir autodestruction de l'hélicoptère en quelque cinq rebonds.

L'examen du collectif du pilote a permis d'établir que l'on avait réglé le serrage à friction réglable du pilote de manière à éliminer toute friction¹. Le personnel de maintenance doit régler le serrage à friction intégré au collectif à une valeur comprise entre 4,0 et 4,5 livres. On a découvert qu'il était réglé à quelque deux livres. Le manuel de maintenance du constructeur exige que l'on vérifie ce serrage à friction intégré aux 100 heures. D'après les dossiers de maintenance de l'entreprise, la dernière inspection aux 100 heures avait été effectuée 21 heures de vol avant l'accident. Rien ne laissait croire que le serrage à friction du collectif avait été réglé. Le 18 octobre 1976, le constructeur de l'hélicoptère avait publié un avis de sécurité en exploitation (OSN-GEN-76-6) rappelant aux exploitants de respecter la friction minimale prescrite pour empêcher le rebond du collectif en réduisant l'effet des surcorrections du pilote, ainsi que les effets des rafales de vent et de la turbulence qui traversent le rotor pour atteindre la cellule, et en empêchant les réactions aux charges externes transportées sous élingue à l'intérieur de la cellule.

On a vérifié le dispositif électrique de largage de charge externe, et ce dernier fonctionnait normalement. On a également vérifié le mécanisme de largage manuel/d'urgence, et il a été établi que ce dernier comportait une accumulation de rouille qui nuisait à son fonctionnement. Comme cette vérification a eu lieu six semaines après l'accident, il a été impossible de déterminer si cette rouille était présente au moment de l'accident. Ce dispositif et ce mécanisme de largage commandaient le crochet ventral.

L'opération de levage dont il est question ici avait été menée au moyen d'une élingue Plasma longue de 100 pieds (et de 7/16 po de diamètre) fabriquée par Canam pouvant supporter une charge nominale de 3000 livres. On a procédé à des essais au moyen de cette élingue, ce qui a permis de démontrer qu'elle s'étirait d'environ un pied lorsqu'on y suspendait une charge de 1500 livres et qu'elle reprenait sa longueur initiale lorsqu'on retirait cette charge et qu'on agitait manuellement l'élingue. Des essais au moyen d'une élingue Plasma neuve de Canam ayant un diamètre de 7/16 po ont démontré des caractéristiques similaires. D'autres pilotes ont confirmé ces observations en signalant que certaines charges rebondissaient lorsque ce type d'élingue était utilisé. On a affirmé que l'utilisation d'une élingue de 9/16 po de diamètre éliminait le rebond. Cette affirmation repose sur des essais au moyen d'une élingue similaire au cours desquels une charge de 1500 livres n'a provoqué qu'un étirement minimal.

L'élingue était munie d'un crochet d'attelage pivotant robuste, mais il n'y avait pas de mécanisme permettant au pilote de larguer la charge à l'extrémité inférieure de l'élingue. La charge était fixée à l'élingue au moyen d'un crochet commandé qui, normalement, était

¹ Le manuel de vol de l'hélicoptère demande aux pilotes d'utiliser le réglage qui leur convient.

décroché par l'équipe de forage au sol. Sauf en cas d'urgence, le largage du crochet ventral de l'hélicoptère n'est habituellement pas utilisé. Rien ne laisse croire qu'il y ait eu tentative de largage d'urgence.

Comme la porte du pilote avait été déposée avant le vol en question dans cet accident, le pilote pouvait se pencher à l'extérieur pour voir la charge. C'est ce que l'on appelle communément le vol en référence verticale.

Le pilote possédait une grande expérience sur le type d'hélicoptère en question et il était habitué à ce genre de travail. Il totalisait quelque 11 500 heures de vol, dont quelque 7500 sur le type d'hélicoptère en question. Il était pilote en chef et copropriétaire de l'entreprise. Il possédait la formation, les qualifications et les certifications appropriées pour le vol conformément à la réglementation en vigueur. Son temps de vol et son temps de service en vol au cours des semaines qui avaient précédé l'accident n'avaient pas été excessifs et ils respectaient les normes réglementaires prescrites.

Comme c'est souvent le cas de nombreux pilotes effectuant des vols en référence verticale, le pilote ne portait pas le baudrier fourni, mais il portait un casque.

En cas de défaillance de la commande du rotor de queue au cours de laquelle survient une perte totale de poussée, la partie du manuel de vol de l'hélicoptère (AFM) approuvé traitant des procédures d'urgence exige que le pilote réduise d'abord les gaz jusqu'au ralenti de vol. Ce manuel mentionne cependant que, si aucun lieu d'atterrissage convenable n'est disponible, l'importante dérive peut permettre de poursuivre le vol sans perte de maîtrise à des puissances faibles et à une vitesse suffisante.

Au début de l'opération de déplacement de l'appareil de forage, la configuration de l'hélicoptère permettait le transport d'une charge utile de 1300 livres. La troisième charge était un groupe hydraulique et, d'après la brochure du fabricant de ce dernier, sa masse à sec devait être de 1225 livres. La masse brute maximale de l'hélicoptère est de 4000 livres. Après l'ajout de la masse de l'appareil de forage et de l'élingue, l'estimation de la masse brute de l'hélicoptère et de sa charge aurait dû être un peu inférieure à 4000 livres. Après l'accident, on a récupéré la charge constituée de l'appareil de forage et on a enregistré une masse de 1550 livres, ce qui augmentait la masse brute de l'hélicoptère à quelque 4235 livres. D'après l'AFM, la possibilité que l'hélicoptère puisse évoluer en vol stationnaire hors effet de sol (VHES) se limitait à une masse brute de quelque 3700 livres, en supposant un fonctionnement normal du moteur (voir l'Annexe A – Graphique VHES du B206L). On a estimé que la masse brute dépassait cette valeur de 535 livres.

Analyse

Comme il n'y avait aucun signe de défaillance progressive ni de problèmes reliés aux conditions météorologiques, la présente analyse va se concentrer sur l'exploitation et les systèmes de l'hélicoptère.

L'atterrissage brutal de la charge est la conséquence de l'enfoncement rapide de l'hélicoptère lorsque ce dernier a ralenti, et il est dû aux performances limitées prévues dans le graphique VHES.

Il se peut que le pilote ait tenté de corriger un piqué si l'hélicoptère se trouvait en avant de la charge au moment où il y a eu un déplacement important du collectif, ce qui expliquerait la présence d'indications à l'effet qu'on avait tiré à fond sur le cyclique.

Les pales du rotor principal ont percuté la poutre de queue dans un régime de vol (stationnaire) où un contact est très peu probable. Le support de la plate-forme ne s'est pas rompu pour créer un facteur déclencheur et, comme la poutre de queue ne s'est pas rompue avant d'être percutée, il a fallu qu'un autre incident anormal provoque le contact du rotor principal avec la poutre de queue.

Il existe un nombre limité d'incidents pouvant faire en sorte qu'un rotor principal percute la poutre de queue, mais seul un rebond du collectif peut produire la divergence nécessaire pour le faire dans les circonstances qui prévalaient au moment de cet accident :

- Le largage de la charge (trois pieds) sur la plate-forme de forage a donné lieu à un rebond.
- Le pilote se penchait hors de l'hélicoptère par la porte droite, le bras gauche complètement tendu pour atteindre le collectif (soumis à un mouvement intempestif dû à un rebond).
- Même si le pilote aurait pu atténuer le manque de friction intégrée en augmentant la friction, il ne l'a pas fait et le collectif n'a pas servi à favoriser l'amortissement du mouvement du bras du pilote après le début du rebond.
- L'étirement de l'élingue a accentué le mouvement vertical de la charge (rebond).
- La pale du rotor principal était fléchie vers le bas pendant que l'hélicoptère volait en stationnaire (mouvement vertical divergent).
- Même si la charge était très lourde pour l'hélicoptère, elle a chuté et remonté assez rapidement (de façon disproportionnée par rapport au déplacement normal du collectif), ce qui dénote de variations de puissance intempestives.

Le rebond du collectif a donc probablement fait que le rotor principal a percuté la poutre de queue, et ce, probablement pendant les premières étapes des mouvements verticaux divergents.

Lorsque la poutre de queue a été percutée, il y a eu perte d'entraînement et de maîtrise du rotor de queue, et l'hélicoptère s'est mis à tourner vers la droite. Même si le pilote avait mis du pied à gauche pour stopper le tournoiement, cela n'aurait eu aucun effet. Une autre technique pour stopper le tournoiement d'un hélicoptère autour de son axe de lacet consiste à réduire les gaz, ce qui n'a pas été fait. Une troisième technique consiste à provoquer une circulation d'air sur la dérive, ce qui produit un effet de girouette sur la cellule. On peut y arriver en obtenant

une vitesse vers l'avant, et c'est peut-être ce que le pilote a essayé de faire en se dirigeant vers la falaise, juste avant que la charge externe ne se prenne dans les arbres. Il se peut également que le déplacement de l'hélicoptère vers la falaise ait été dû à la variation du centre de gravité lors du déplacement de la queue et que la montée ait fait partie du rebond du collectif. Qu'il se soit agi d'un cas ou de l'autre, le pilote a perdu la maîtrise de l'hélicoptère.

On n'a pas réussi à déterminer pourquoi le pilote n'avait pas largué la charge externe. Il existe cependant deux possibilités : il se peut qu'il n'ait pas essayé le largage électrique du crochet principal (ventral), ou que les angles et la charge suspendue au crochet aient empêché l'ouverture de ce dernier. Il est peu probable que le pilote ait lâché le collectif pour tirer sur le mécanisme de largage manuel/d'urgence du crochet, car la force centrifuge le poussait à l'extérieur de la porte. S'il avait lâché le collectif, il se serait peut-être aperçu que ce mécanisme ne fonctionnait pas correctement.

On peut expliquer le fait que l'on mettait du pied à fond à droite au moment de l'impact par une tentative du pilote de rentrer le torse à l'intérieur de l'hélicoptère lors du tournoiement de ce dernier. Il se peut qu'il ait poussé le pied sur la pédale de droite pour contrer les forces centrifuges du tournoiement.

En cas d'accident, il y a un accroissement du risque de blessures lorsque le torse du pilote n'est pas attaché au moyen d'un dispositif de retenue. Ce risque a été accentué par la dépose de la porte. Dans ce cas-ci, l'hélicoptère a heurté la falaise à l'envers, du côté du pilote. Même si le pilote avait réussi à rentrer à l'intérieur de l'hélicoptère, comme la porte avait été déposée, il n'y avait rien pour empêcher son torse et sa tête de heurter les rochers ou d'être comprimés dans le cadre de la porte.

Un passage en revue des tableaux des performances du Bell 206L figurant dans l'AFM et dans les suppléments a permis d'établir que l'hélicoptère ne pouvait voler en stationnaire hors effet de sol avec la charge qu'il transportait. Même si la plupart des manuels de vol d'hélicoptère renferment ces tableaux, il arrive souvent que ces derniers ne se trouvent pas à la partie traitant des limites, et il se peut donc qu'ils soient interprétés comme de simples principes directeurs. Il existe un risque que le non-respect de ces tableaux de performances entraîne des dommages à l'hélicoptère, une perte de maîtrise ou les deux.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. L'hélicoptère volait à une vitesse qui, lors de la réduction de la vitesse vers l'avant, l'a fait descendre rapidement et a provoqué un atterrissage brutal de la charge sur la plate-forme de forage. Cet atterrissage brutal de la charge, combiné à la position du corps du pilote, à l'étirement de l'élingue et à la faible friction du collectif, a donné lieu à un rebond de ce dernier, lequel rebond a fait que les pales du rotor principal ont percuté la poutre de queue.
2. Il y a eu perte d'efficacité de l'entraînement du rotor de queue et de la commande anticouple, ce qui a provoqué le tournoiement de l'hélicoptère autour de son axe de lacet en raison d'un couple moteur élevé; le pilote a perdu la maîtrise de l'hélicoptère et celui-ci est entré en collision avec le relief.

Faits établis quant aux risques

1. On sait que les élingues qui s'étirent induisent des oscillations verticales et que ces dernières risquent d'accélérer au point d'échapper à la maîtrise des pilotes.
2. Même si la plupart des manuels de vol d'hélicoptère renferment des tableaux des performances, il arrive souvent que ces derniers ne soient pas inclus dans la partie traitant des limites et il se peut donc qu'ils soient interprétés comme de simples principes directeurs. Il existe un risque que le non-respect de ces tableaux de performances entraîne des dommages à l'hélicoptère, une perte de maîtrise ou les deux.
3. En cas d'accident, il y a un accroissement du risque de blessures lorsque le torse du pilote n'est pas attaché au moyen d'un dispositif de retenue et que l'hélicoptère n'a pas de porte.

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 29 avril 2009.

Visitez le site Web du BST (www.bst.gc.ca) pour plus d'information sur le BST, ses produits et ses services. Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.

