

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A02P0096



PERTE DE CONTRÔLE ET COLLISION AVEC LE RELIEF

DE L'HÉLICOPTÈRE BELL 206L4 C-FVEF
EXPLOITÉ PAR NORTHERN AIR SUPPORT LTD.
À THREE VALLEY GAP (COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 20 MAI 2002

Canada

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 contrôle et collision avec le relief

de l'hélicoptère Bell 206L4 C-FVEF
exploité par Northern Air Support Ltd.
à Three Valley Gap (Colombie-Britannique)
le 20 mai 2002

Rapport numéro A02P0096

Sommaire

L'hélicoptère Bell 206L4 immatriculé C-FVEF et portant le numéro de série 52071, décolle de Kelowna (Colombie-Britannique) à 17 h 10, heure avancée du Pacifique, avec le pilote seul à bord. L'hélicoptère doit se rendre jusqu'à Rocky Mountain House (Alberta) selon les règles de vol à vue, une escale de ravitaillement étant prévue à Golden (Colombie-Britannique) où l'appareil est censé arriver aux alentours de 18 h 30. L'itinéraire prévu de Kelowna à Golden passe par le travers de Vernon pour ensuite suivre les lignes électriques qui traversent le parc provincial de Silver Star et les Trinity Hill jusqu'à Three Valley Lake, avant de rejoindre la route VFR publiée jusqu'à Revelstoke et Golden.

Le soir venu, l'hélicoptère n'étant toujours pas arrivé à Rocky Mountain House, le personnel de la compagnie alerte le centre de coordination de sauvetage de Victoria et des recherches sont lancées. Les recherches sont gênées par un plafond bas et une visibilité réduite. L'épave de l'hélicoptère est retrouvée, trois jours après l'accident, à 3 700 pieds au-dessus du niveau de la mer, à environ un mille marin au sud-est de Three Valley Lake. L'accident s'est produit aux environs de 17 h 49, pendant les heures de clarté et, éventuellement, dans de mauvaises conditions météorologiques. Le pilote a perdu la vie et l'hélicoptère a été détruit. La radiobalise de repérage d'urgence s'est déclenchée à l'impact et a émis un signal, mais l'adaptateur de l'antenne ayant été sectionné sous les forces de l'impact, le signal a été atténué et n'a été d'aucune efficacité. Aucun incendie ne s'est déclaré.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'hélicoptère, exploité par la compagnie Northern Air Support Limited basée à Kelowna, était convoyé à Rocky Mountain House. Après avoir quitté l'aéroport de Kelowna l'après-midi de l'accident, l'hélicoptère a volé vers le nord-est à travers la vallée du lac Mabel, à environ 45 milles marins au nord-est de Kelowna, avant de suivre les lignes électriques allant vers Revelstoke (voir la figure 1). Cet itinéraire ne correspondait pas à celui initialement prévu lors de l'exposé avant vol à Kelowna. Il n'a pas été possible d'établir pourquoi le pilote avait choisi de s'écarter de l'itinéraire initialement prévu. Les conditions météorologiques qui prévalaient dans la région de Silver Star au cours des heures ayant précédé l'accident, n'empêchaient en rien de suivre l'itinéraire prévu.

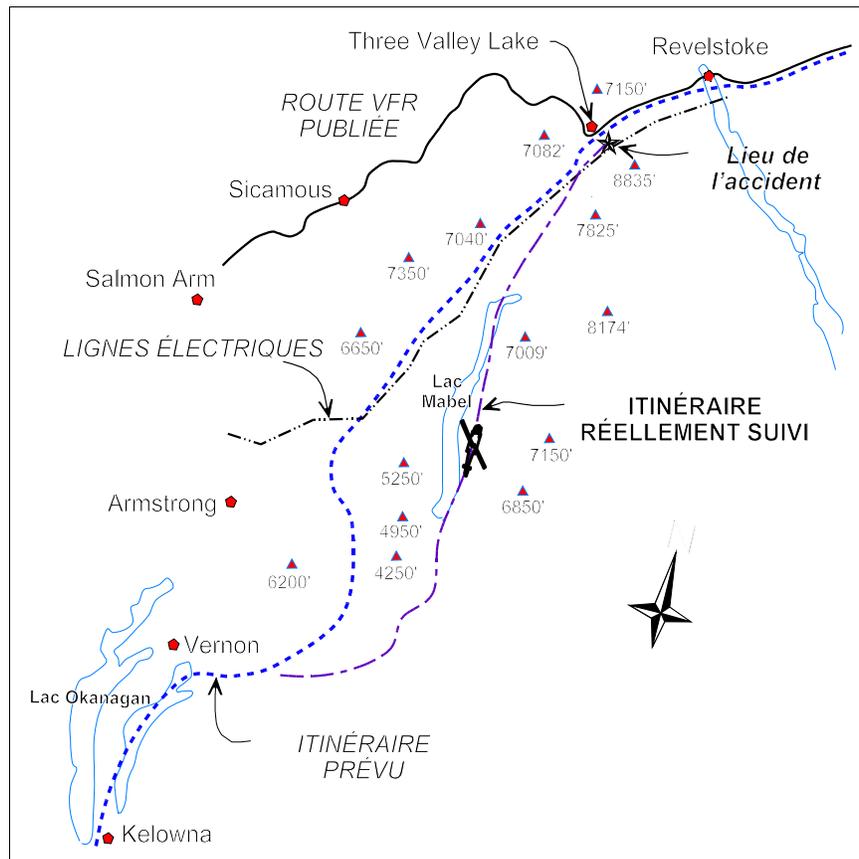


Figure 1 - Itinéraire prévu et trajectoire réelle de C-FVEF

Une analyse des données du système de navigation de bord a révélé que le dernier relèvement enregistré correspondait à un cap de 046° magnétiques (M) et à une altitude de 3 730 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl) à 17 h 49, heure avancée du Pacifique (HAP)¹. Par ailleurs, ces données indiquent également que l'aéroport de Revelstoke avait été choisi comme prochain

¹

Les heures sont exprimées en HAP (temps universel coordonné [UTC] moins sept heures), sauf indication contraire.

point de cheminement (ou de destination) et qu'il se trouvait à 10,5 milles marins (19 km) de la dernière position enregistrée. L'aéroport de Revelstoke se trouve directement au 053° M et à 10,5 milles marins du lieu de l'accident.

Environ 50 minutes après que C-FVEF a décollé de Kelowna, un second hélicoptère de Northern Air Support (C-FAHS) est parti de Kelowna pour suivre le même itinéraire déposé à destination de Rocky Mountain House. Le pilote de C-FAHS a obtenu un exposé sur les conditions météorologiques auprès de la station d'information de vol de Penticton à 17 h 38. La seule condition météorologique particulière prévue en route était, dans la région de Revelstoke, un plafond prévu aux environs de 6 000 pieds. Le pilote a indiqué par la suite que les conditions météorologiques à Three Valley Gap, à l'heure où il a survolé la région, étaient propices au vol selon les règles de vol à vue, mais que, sur le segment de route qui suivait les lignes électriques le long du relief ascendant de la vallée se trouvant au sud-est, elles avaient été à la limite du médiocre. Par ailleurs, un léger vent ascendant soufflait le long des lignes électriques et y créait quelques turbulences.

Pour cette raison, le pilote de C-FAHS a abandonné l'itinéraire direct survolant les lignes électriques jusqu'à Revelstoke et a suivi, sans rencontrer de difficulté, la route VFR qui suit le chemin qui traverse Three Valley Gap. Le lieu de l'accident se trouvait sur le segment de route qui suivait le cheminement ascendant des lignes électriques, à environ 100 mètres à l'ouest de ces dernières. Celles-ci, à cet endroit, suivent un axe approximatif 040/220°M (voir la figure 2). Le pilote de C-FAHS n'a pas rencontré de précipitations ou de conditions givrantes dans la région de Three Valley Gap. Il a noté que le sol, sur les hauteurs, à proximité des lignes électriques, était partiellement couvert de neige, mais il ne s'agissait pas d'une neige fraîchement tombée.



Figure 2. Lignes électriques menant au lieu de l'accident

Un examen des dossiers météorologiques pour la région a révélé que le niveau de congélation s’y trouvait entre 10 000 et 12 500 pieds asl et qu’on y prévoyait une activité orageuse importante réduisant la visibilité à 4 milles dans la pluie et la grêle avec des rafales de vent pouvant atteindre 40 noeuds. À l’ouest, on s’attendait à des cumulonimbus encastrés donnant lieu à de la pluie et à des plafonds bas.

Les observations météorologiques de la station météorologique automatisée de l’aéroport de Revelstoke (altitude de 1 453 pieds asl) indiquent que, durant la période où s’est produit l’accident, le temps avait commencé à se détériorer. À 18 h, des nuages ont été observés entre 3 800 et 4 500 pieds au-dessus du niveau du sol (agl), avec un plafond à 5 500 pieds, le vent avait viré du sud-ouest au 350° vrais à 12 noeuds et la température était de 19° Celsius (C).

Plusieurs témoins au sol interrogés s’entendaient sur le fait que les conditions météorologiques aux abords de Three Valley Lake, qui se trouve à 1 680 pieds asl, étaient médiocres au moment de l’accident, avec des nuages bas, des orages, un vent fort, une pluie abondante et une visibilité réduite. Cette région, là où les vallées deviennent plus étroites et convergent, est réputée être un endroit sujet à des conditions météorologiques localement dangereuses prenant la forme de nuages bas, de fortes chutes de neige et de vents imprévisibles².

Bien que l’épave ait été lourdement endommagée sous les forces de l’impact, tous les composants de l’hélicoptère et du rotor ont été retrouvés sur le lieu de l’accident. La cellule était brisée en trois sections majeures : le fuselage principal jusqu’à la cloison du compartiment de fret, le compartiment de fret et la poutre de queue. Rien n’indiquait que les pales du rotor principal ou du rotor de queue n’étaient entrées en contact avec la cellule. En résumé, on n’a découvert aucun indice d’une défectuosité de la cellule, d’un mauvais fonctionnement du moteur ou d’une défaillance d’un système antérieurs à l’accident. Le genre de dégâts retrouvés sur l’épave est caractéristique d’un impact avec des arbres et le relief alors que l’hélicoptère est incliné sur la gauche selon un angle de l’ordre de 60 à 70° (voir la figure 3).

Les pales du rotor principal étaient lourdement endommagées en plus d’être cassées, et les dommages indiquent que ces pales étaient courbées vers le haut et présentaient un grand angle de pas lorsqu’elles se sont cassées. Plusieurs



Figure 3. Épave de l’hélicoptère



Figure 4. Arbre de 7 ½ pouces de diamètre sectionné par une pale de rotor principal

²

Kent Johnson et John Murdock, *Aviation Weather Hazards of British Columbia and the Yukon*, Groupe Communications Canada, 1996.

arbres dont le diamètre allait de 2 à 10 pouces environ ont été sectionnés net par les pales du rotor principal (voir la figure 4 - plusieurs arbres ont été sectionnés selon des angles aigus, tandis que plusieurs autres ont été sectionnés deux fois). Les dommages subis par les arbres et ceux subis par les pales indiquent que le régime du rotor principal et son énergie étaient relativement importants lorsque l'hélicoptère est arrivé dans les arbres. Les dégâts subis par les pales du rotor de queue et par la dérive, beaucoup moins importants, sont quant à eux caractéristiques d'un régime et d'une énergie modérés du rotor de queue. Aucune rayure circulaire n'a été observée sur les composants de l'arbre d'entraînement du rotor de queue, ce qui signifie que les pales de ce dernier étaient presque immobiles lorsque le rotor de queue a été endommagé.

La continuité des commandes de vol et des composants du train d'entraînement a été vérifiée. Les boîtiers d'engrenage du rotor principal et du rotor de queue, la roue libre du moteur et les commandes de vol hydrauliques ont été examinés et ont subi, le cas échéant, des essais de fonctionnement : aucun mauvais fonctionnement, aucune contamination, ni aucune anomalie mécanique n'ont été constatés. Le régulateur carburant est doté d'une aiguille et des chiffres 0, 10, 40 et 100 qui correspondent à la position de la manette des gaz. Lorsque l'aiguille indique 40, cela signifie que le moteur tourne au ralenti. En régime de vol, l'aiguille devrait se trouver aux alentours de 100. L'aiguille a été retrouvée à une position qui correspondrait à 25 ou presque (au-dessous du régime de ralenti). Si la manette des gaz se trouve au-dessous de 40, le moteur s'arrête.

Le Laboratoire technique du BST a examiné les instruments et le tableau des voyants du poste de pilotage (LP 045/2002) et a constaté que le voyant d'alarme d'arrêt moteur n'était pas allumé. Les ampoules des voyants suivants présentaient des dégâts indiquant qu'elles étaient allumées au moment de l'impact :

<i>Voyants</i>	<i>Couleur</i>	<i>Défaillance probable</i>
LITTER DOOR OPEN (ouverture de la porte civière)	Rouge	Porte civière non verrouillée
BAGGAGE (compartiment bagages)	Ambre	Porte du compartiment bagages non verrouillée
GEN FAIL (défaillance génératrice)	Ambre	La génératrice n'est pas en marche
TRANS OIL PRESS (pression d'huile de transmission)	Ambre	Pression d'huile de transmission inférieure à 30 lb/po ²
ROTOR LOW RPM (bas régime rotor)	Ambre	Régime rotor inférieur à 92 %

Les voyants d'avertissement signalant l'ouverture de la porte civière et de la porte du compartiment à bagages sont déclenchés par des microcontacts se trouvant sur le fuselage. Le voyant de défaillance de la génératrice s'allume en cas de panne du moteur ou de la génératrice, si la génératrice est coupée ou si le régime moteur (Ng) diminue au-dessous de 40 %. La

génératrice a subi des essais au banc et a été jugée en bon état de service, et il a été impossible d'établir la raison pour laquelle le voyant de défaillance génératrice était allumé. L'interrupteur de la génératrice a été retrouvé sur OFF, mais les premiers secouristes arrivés sur place ont déclaré avoir coupé la batterie et la génératrice par mesure de précaution. De par sa conception, le voyant d'alarme de basse pression d'huile de la transmission de l'hélicoptère Bell 206 s'allume lorsque la pression chute sous 30 lb/po², ce qui se produit à un régime du rotor principal de quelque 50 % ou moins. Le voyant d'avertissement de bas régime rotor s'allume lorsque le régime du rotor chute au-dessous de 92 %. L'hélicoptère va devenir ingouvernable si le régime du rotor principal chute au-dessous d'un certain régime, lequel peut se situer aux environs de 70 à 75 %, en fonction des aptitudes du pilote et des conditions de vol.

L'examen des ampoules électriques effectué par le Laboratoire technique du BST a établi que les filaments de ces ampoules n'avaient qu'à être illuminés pendant un très court instant (de l'ordre de 50 millisecondes) pour apparaître comme ayant été allumés au moment de l'impact.

Le réservoir de carburant ne s'est pas rompu et on a constaté qu'il contenait du carburant pour turboréacteur. Environ 90 gallons de carburant ont été siphonnés du réservoir après l'accident et les essais effectués sur un échantillon de carburant n'ont révélé aucune contamination. Le pilote avait fait le plein juste avant son départ de Kelowna. Les échantillons de carburant prélevés dans les circuits de carburant de la cellule et sur les filtres à carburant du moteur de l'hélicoptère accidenté n'ont rien révélé de particulier et ne présentaient aucun signe de contamination. L'hélicoptère de la compagnie qui suivait C-FVEF s'était ravitaillé cet après-midi-là à la même source de carburant à Kelowna et il n'a connu aucune anomalie liée au carburant durant son vol vers Rocky Mountain House. Ni la qualité, ni la quantité de carburant ne semblent avoir joué un rôle dans cet accident.

Dans le poste de pilotage, le manche de pas cyclique et le levier de pas collectif étaient brisés vers la gauche, ce qui est cohérent avec un impact du côté gauche. La base et le dossier du siège du pilote se sont détachés des points de fixation sur le fuselage, tout comme s'est détaché le dispositif de retenue à 4 points, et ce, dans une direction traduisant un impact avec le relief sur la gauche. Le Laboratoire technique du BST a examiné le dispositif de retenue du siège et a établi que les charges longitudinale et latérale combinées subies par l'appareil au moment de l'impact étaient de l'ordre de 19 à 24 g³, ce qui dépassait ses critères de conception et de certification. Rien n'indiquait une défaillance prématurée du dispositif de retenue du pilote ou de ses points de fixation.

Les dégâts subis par l'hélicoptère correspondent à des forces de décélération élevées (confirmées par les dégâts subis par le dispositif de retenue du siège) sous une inclinaison latérale gauche au moment de l'impact. De telles forces d'impact étaient supérieures à la résistance humaine et il était donc impossible de survivre à cet accident.

³ Les charges « g » sont les forces qui s'appliquent à un appareil et à ses occupants lorsqu'il subissent des changements de vitesse (accélérations ou décélérations) rapides. La mesure normale de la charge « g » d'un objet est son « facteur de charge » ou « g » qui correspond au rapport de la force subie durant l'accélération par la force que subirait l'objet au repos à la surface de la terre.

La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) était fixée de façon permanente du côté intérieur avant gauche du poste de pilotage de l'appareil. Les forces d'impact ont délogé le boîtier de l'ELT de son bâti de montage, sectionnant l'adaptateur de l'antenne extérieure. Ainsi, bien que l'ELT ait été activée, le signal émis ne dépassait pas quelques pieds de rayon, empêchant sa détection par un satellite SAR ou un équipement de recherche radio aéroporté.

C-FVEF avait été construit en 1994 conformément au certificat de type d'aéronef H-92 approuvé par Transports Canada le 2 février 1993. L'hélicoptère n'était ni équipé d'une double commande, ni configuré pour voler dans des conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC) et la réglementation n'exigeait pas qu'il le soit. La durée totale en service de la cellule était, le jour de l'accident, d'environ 5 194 heures. La plus récente des inspections aux 100 heures avait été effectuée à 5 117 heures, le 12 octobre 2001, soit 220 jours avant l'accident. Un examen des livrets techniques et des dossiers de maintenance indique que l'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.

Le moteur était une turbine à gaz (Rolls Royce) Allison 250-C30P portant le numéro de série CAE895748. Les dossiers de maintenance du moteur révèlent que ce dernier était entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. Les signatures à l'impact et les dégâts subis par le moteur sont caractéristiques d'un moteur percutant le relief alors qu'il tourne à bas régime. Les enquêteurs du BST ont extrait le moteur de la cellule et l'ont soumis à des examens et à des essais statiques et dynamiques dans une installation de maintenance et de révision de moteur agréée. Le compresseur ayant ingéré des morceaux d'aluminium au cours de l'accident, il y avait un peu d'aluminium fondu dans les chambres de combustion. L'aluminium n'avait toutefois pas entièrement fondu. Les performances du moteur en cellule d'essai ont été conformes aux spécifications du motoriste. Il en a donc été conclu que le moteur était capable de fournir la puissance nominale requise au cours du vol durant lequel s'est produit l'accident.

La masse totale maximale certifiée de l'hélicoptère Bell 206L4 est de 4 450 livres. Les dossiers indiquent que C-FVEF avait été pesé pour la dernière fois le 29 août 2001 et que la masse à vide calculée de l'appareil était alors de 2 561 livres, avec un centre de gravité à 128,58 pouces en arrière de la ligne de référence. Les calculs de masse et de centrage effectués par le BST, à partir de la charge de carburant et des poids connus du pilote et du fret transporté, montrent que, à son décollage de Kelowna, l'appareil pesait environ 3 700 lb et que son centre de gravité se trouvait à environ 126 pouces en arrière de la ligne de référence, soit à l'intérieur des limites de masse et de centrage approuvées. La masse et le centrage ne sont pas considérés comme ayant joué un rôle dans cet accident.

Le pilote était titulaire d'une licence canadienne de pilote professionnel d'hélicoptère délivrée par Transports Canada qui était valide pour les hélicoptères Bell 47, Bell 206, Hughes 500 ainsi que Robinson R22 et R44. Cette licence était annotée pour le vol de jour seulement et le pilote n'était pas titulaire d'une qualification de vol aux instruments, qualification qui n'était pas requise pour le genre de vol qu'il effectuait. Le pilote détenait un certificat médical de classe 1 qui comportait une restriction relative au port obligatoire de lunettes ou de verres de contact. Le pilote portait des verres de contact au moment de l'accident.

Les dossiers indiquent que le pilote avait accumulé, en mai 2002, plus de 1 600 heures de temps de vol sur hélicoptère, dont environ 650 heures sur des hélicoptères similaires à celui de l'accident. Environ 980 heures avaient été effectuées sur d'autres types d'hélicoptères, dont la majorité dans le cadre d'opérations d'hélicoptère effectuées en tant que copilote sur des hélicoptères de taille moyenne. Le pilote avait passé une vérification des compétences pilote, sur l'hélicoptère impliqué dans l'accident, en mars 2002 et avait volé un total de 20 heures sur ce dernier. Le vol le plus récent du pilote remontait à 17 jours avant l'accident et il avait accumulé 22 heures de vol dans les 90 derniers jours. Un examen du dossier du temps de vol et de service du pilote a révélé que ledit dossier était en conformité avec la réglementation en vigueur, et rien de particulier n'a été découvert au regard des activités du pilote durant les 48 heures qui ont précédé l'accident. Les dossiers reflétant l'expérience de vol du pilote démontrent que ce dernier avait effectué la plupart de ses vols dans les régions montagneuses de la Colombie-Britannique, dont une grande partie dans la région de Revelstoke-Mica Creek.

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

- LP 045/2002 - Instrument Panel Examination (Examen du tableau de bord)
- LP 046/2002 - Examination of Separated Safety Belts and Shoulder Harness (Examen des ceintures et des baudriers de sécurité rompus)
- LP 060/2002 - Drive shaft Examination (Examen de l'arbre d'entraînement)

Analyse

Les caractéristiques des dégâts subis par l'hélicoptère ainsi que les dommages retrouvés sur les arbres et au sol sur les lieux de l'accident et aux abords, indiquent que l'hélicoptère était fortement incliné sur la gauche et légèrement en piqué quand il est descendu dans les arbres et a percuté le relief. Une inclinaison aussi marquée ne peut être le fait d'un vol maîtrisé et indique que le pilote avait perdu la maîtrise de l'hélicoptère avant l'impact contre les arbres.

Il se peut que le pilote se soit retrouvé dans de mauvaises conditions météorologiques et ait perdu ses références visuelles au sol. Il ne possédait pas de qualification de vol aux instruments et l'hélicoptère n'était équipé ni d'un horizon artificiel ni d'un système de stabilisation, ce qui augmentait grandement les risques que le pilote perde la maîtrise de l'hélicoptère en cas d'entrée dans les nuages. La perte de maîtrise a également pu se produire parce que le pilote, sans que l'on sache pourquoi, aurait laissé le régime rotor diminuer au point où l'hélicoptère serait devenu ingouvernable. Dans un cas comme dans l'autre, il est évident que l'hélicoptère n'était pas assez haut pour que le pilote puisse en reprendre la maîtrise avant l'impact contre les arbres ou le sol.

Selon toute vraisemblance, la porte civile et celle du compartiment à bagages étaient fermées, et il y a tout lieu de supposer que les voyants étaient éteints pendant le vol; toutefois, les voyants de ces deux portes étaient allumés à impact. Il est probable que les portes se sont déplacées suffisamment au moment des premiers impacts contre les arbres ou le sol pour permettre aux microcontacts d'activer les voyants. Le voyant d'alarme de défaillance de la génératrice est censé s'allumer en cas de panne de la génératrice; cependant, aucune anomalie n'a été retrouvée sur la génératrice. Le voyant de la génératrice aurait également pu s'allumer si la génératrice avait cessé de fonctionner à cause d'un bas régime moteur (au-dessous de quelque 40 % Ng) ou à la suite

d'une rupture du fuselage au moment de l'impact contre le relief. Il n'a pas été possible d'établir pourquoi le voyant d'alarme de la génératrice était allumé. Le voyant de pression d'huile de la transmission est censé s'allumer si le régime du rotor principal chute au-dessous de quelque 50%, comme cela a pu être le cas au moment des impacts du rotor contre les arbres et le sol. Quant au voyant de bas régime rotor, il a pu s'allumer parce que le régime du rotor avait chuté au-dessous de 92%, soit avant soit après la perte de maîtrise du pilote.

Il a été établi que le moteur tournait à bas régime au moment de l'impact au sol, comme le montrent les dommages subis par le moteur, l'aluminium fondu dans les chambres de combustion et le fait que le voyant d'arrêt moteur n'était pas allumé au moment de l'impact. La position de l'aiguille du régulateur de carburant indique que le moteur était éteint à l'impact; il est toutefois probable que l'aiguille s'est déplacée au moment de l'impact au sol et de la dislocation de l'hélicoptère.

Quand l'hélicoptère est entré dans les arbres, le rotor ou le moteur avaient encore une énergie suffisante pour pouvoir sectionner net des arbres de diamètre relativement important; toutefois, il a été impossible de dire avec certitude quel était le régime du rotor au moment des premiers impacts contre les arbres. Les dommages subis par les pales de rotor témoignaient d'une forte conicité et d'un angle de pas important au moment où les dommages sont survenus. En vol en palier, cela aurait été une indication de bas régime rotor, mais comme l'hélicoptère est entré dans les arbres en présentant un angle de roulis de quelque 60°, les pales de rotor au moment de leur contact avec le sol immédiatement avant l'impact auraient également montré une telle conicité et un tel angle de pas important. Bien qu'il ait été impossible de chiffrer avec certitude la valeur du régime rotor, le voyant de pression d'huile de la transmission allumé indique que, à l'impact ou juste avant, le régime rotor était probablement au-dessous de 50 %. Quant aux dommages du rotor de queue, ils indiquent que le régime de ce dernier était relativement faible au moment du contact avec le sol, bien qu'il y ait des indications comme quoi il était plus élevé au moment du premier contact avec les arbres.

Compte tenu de son emplacement permanent sur cet hélicoptère, l'ELT a été exposé à des forces d'impact violentes et non amorties qui l'ont rendue inopérante. Si l'ELT avait été installée à un endroit moins vulnérable en cas d'impact, elle aurait pu résister à l'accident et aider les équipes SAR à localiser plus rapidement l'épave.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Pour des raisons indéterminées, le pilote a perdu la maîtrise de l'hélicoptère, et ce dernier a percuté le sol.

Faits établis quant aux risques

1. L'endroit où était installée la radiobalise de repérage d'urgence rendait cette dernière vulnérable aux dommages en cas d'impact, ce qui explique pourquoi l'adaptateur de l'antenne extérieure a été sectionné au moment de l'impact. L'absence de signal de l'ELT a empêché les équipes SAR de détecter et de localiser rapidement l'épave.

Autres faits établis

1. Il n'a pas été possible de déterminer jusqu'à quel point les conditions météorologiques avaient contribué à cet accident.
2. Il a été établi que le moteur ne présentait aucun ennui mécanique et qu'il fonctionnait normalement. Il fonctionnait au moment de l'impact au sol.

Mesure de sécurité

Mesure de sécurité prise

À la suite de cette enquête, le BST a adressé à Transports Canada un avis de sécurité soulignant le fait que Transports Canada aimerait peut-être se pencher sur la réglementation et les normes entourant les endroits où sont installés les ELT et sur la manière dont elles sont interprétées et appliquées.

Problème de sécurité

TC a répondu à cet avis en déclarant que, dans ce cas précis, le fait que l'ELT se soit trouvée en un autre endroit n'aurait pas nécessairement fait de différence pour ce qui est de l'intégrité de l'antenne.

Le Bureau demeure préoccupé du fait que le signal d'une ELT puisse, dans certains cas, être compromis du fait de l'endroit où elle est installée et que la présence d'une ELT à l'avant est susceptible de rendre cette dernière plus exposée aux forces d'impact que si elle était installée au centre ou à l'arrière.

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 15 janvier 2004.