



Bureau de la sécurité  
des transports  
du Canada

Transportation  
Safety Board  
of Canada

# RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A16P0161



## **Collision avec le relief**

Far West Helicopters Ltd.  
Bell 206B (hélicoptère) (C-FWHF)  
3,6 nm SSE de Deception Mountain  
(Colombie-Britannique)  
02 septembre 2016

Bureau de la sécurité des transports du Canada  
Place du Centre  
200, promenade du Portage, 4<sup>e</sup> étage  
Gatineau QC K1A 1K8  
819-994-3741  
1-800-387-3557  
[www.bst.gc.ca](http://www.bst.gc.ca)  
[communications@bst.gc.ca](mailto:communications@bst.gc.ca)

© Sa Majesté la Reine du chef du Canada, représentée par  
le Bureau de la sécurité des transports du Canada, 2018

Rapport d'enquête aéronautique A16P0161

No de cat. TU3-5/16-0161F-PDF  
ISBN 978-0-660-25718-1

Le présent rapport se trouve sur le site Web  
du Bureau de la sécurité des transports du Canada  
à l'adresse [www.bst.gc.ca](http://www.bst.gc.ca)

*This report is also available in English.*

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le 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 aéro-nautique A16P0161

### **Collision avec le relief**

Far West Helicopters Ltd.

Bell 206B (hélicoptère) (C-FWHF)

3,6 nm SSE de Deception Mountain

(Colombie-Britannique)

02 septembre 2016

### *Résumé*

L'hélicoptère Bell 206B de Far West Helicopters Ltd. (immatriculé C-FWHF, numéro de série 1525) revenait d'un camp de base situé en région éloignée à 3,6 nm au sud-sud-est de Deception Mountain (Colombie-Britannique), à une altitude de 4100 pieds au-dessus du niveau de la mer. Le vol a eu lieu durant les heures de clarté, et le pilote était seul à bord. À 13 h 58, heure avancée du Pacifique, alors que l'hélicoptère approchait d'une aire d'entretien, le pilote a perçu une variation de puissance. Il a alors amorcé une approche directe vers l'aire d'entretien et a actionné le manche de pas cyclique et le levier de collectif pour demeurer à distance des arbres. L'hélicoptère a pris une assiette en cabré très prononcée. Des bruits de claquement et de détonation se sont fait entendre, et plusieurs débris se sont détachés de l'hélicoptère. Ce dernier s'est mis à descendre et à virer vers la gauche, puis a finalement percuté le relief à environ 200 pieds au nord-est de l'aire d'entretien. Le personnel du camp de base a été témoin de l'événement et a appelé le 911. Le pilote a été gravement blessé et a été évacué par ambulance aérienne. L'hélicoptère a été considérablement endommagé. La radiobalise de repérage d'urgence s'est déclenchée. Aucun incendie ne s'est déclaré après l'impact.

*This report is also available in English.*

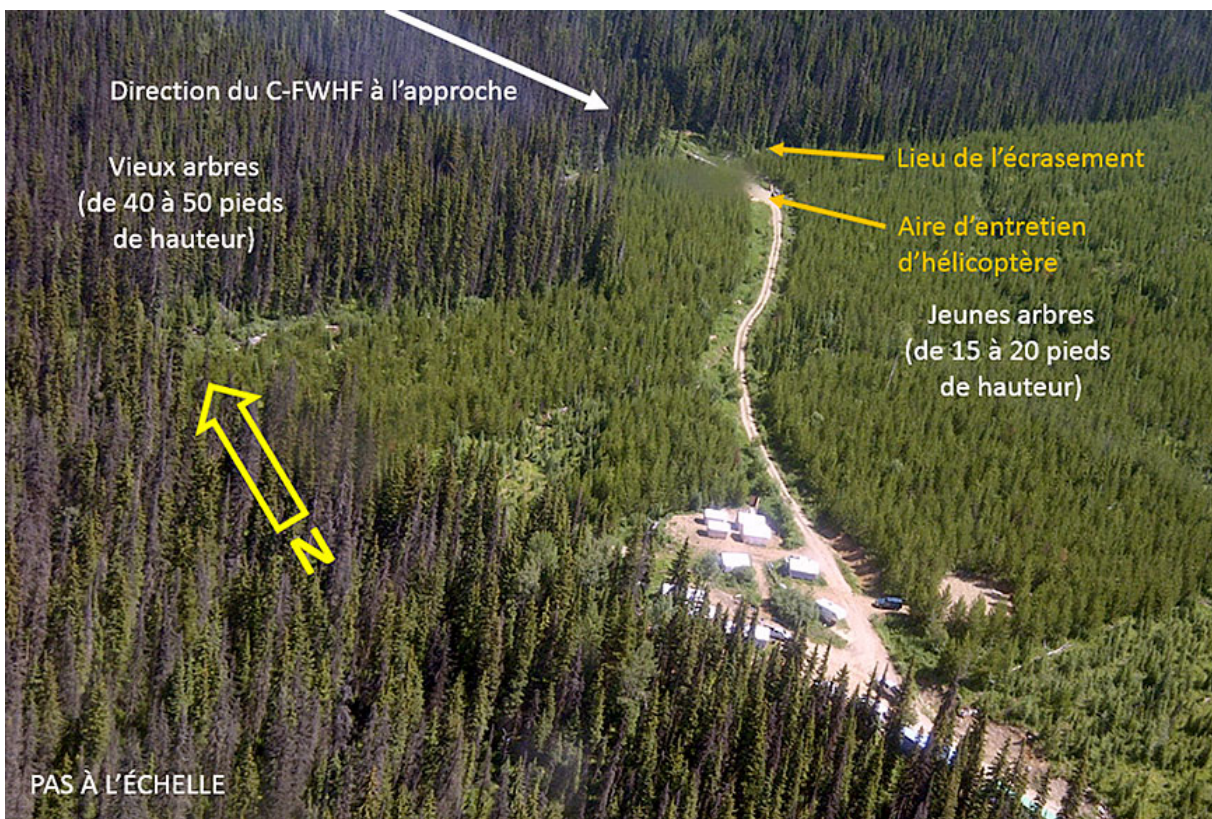


## Renseignements de base

### Déroulement du vol

L'hélicoptère Bell 206B de Far West Helicopters Ltd (immatriculé C-FWHF, numéro de série 1525) était utilisé dans le cadre d'activités de prospection des minéraux. Son camp de base était à environ 3,6 nm au sud-sud-est de Deception Mountain (Colombie-Britannique). Le camp, qui comprenait une aire d'entretien et du matériel d'avitaillement pour hélicoptère, se trouvait à une altitude de 4100 pieds au-dessus du niveau de la mer, dans une jeune forêt, dans une zone qui avait été précédemment coupée à blanc (figure 1).

Figure 1. Vue aérienne du camp de base et des lieux de l'accident datant de 2013 (source : Paycore Drilling, avec annotations du BST)



Avant l'accident, le pilote avait travaillé pendant 10 jours à partir du camp de base. Le deuxième jour des activités, au cours d'un vol (environ 16 heures de vol avant l'accident), le pilote avait constaté des variations du régime de la turbine de générateur de gaz ( $N_1$ ) et du rotor principal ( $N_R$ ), ainsi que des tremblements de l'hélicoptère. Il avait augmenté le régime

N<sub>R</sub> à l'aide de l'interrupteur de compensation pas à pas du régulateur de régime moteur (beep switch)<sup>1</sup> et avait pu ainsi supprimer le problème.

En général, le pilote commençait un vol avec une charge de carburant de 45 gallons et planifiait un ravitaillement lorsqu'il restait au minimum 20 gallons. Il avait mené l'inspection prévol plus tôt dans la journée et avait remarqué qu'il n'y avait pas d'eau dans les puisards de réservoir de carburant<sup>2</sup>.

Le jour de l'accident, le premier vol a eu lieu à 13 h 30<sup>3</sup>. Lors du deuxième vol, le pilote a conduit 2 prospecteurs au site de forage, en haut de la montagne. Vers 13 h 50, l'hélicoptère a quitté le site de forage pour revenir au camp de base où le pilote comptait refaire le plein et prendre le matériel d'élingage. Le pilote a communiqué par radio avec le camp de base à 13 h 57 et a déclaré qu'il se rendait à l'aire d'entretien.

L'hélicoptère, en provenance du nord, s'est approché en survolant les vieux arbres du relief pentu qui descendait jusqu'à l'aire d'entretien, laquelle était entourée de jeunes arbres. Le pilote comptait alors effectuer un virage à 180° vers l'aire d'entretien.

Le pilote a choisi de survoler une crête basse pour prendre une route plus directe vers le camp de base afin d'éviter les bancs de brouillard présents sur la route habituelle. À 13 h 58, l'hélicoptère survolait la crête basse lorsque le pilote a perçu une variation de la puissance du moteur. Il a abandonné son virage à 180° et s'est dirigé directement vers l'aire d'entretien. Il a alors actionné brusquement le manche de pas cyclique et le levier de collectif pour franchir les arbres et positionner l'hélicoptère pour une approche directe. L'hélicoptère a pris de l'altitude en adoptant une assiette de cabré prononcée. Des bruits de claquement et de détonation se sont fait entendre, et plusieurs débris se sont détachés de l'hélicoptère. Ce dernier a commencé à perdre de l'altitude et à virer vers la gauche. Le pilote a alors abaissé le levier de collectif et réglé la manette des gaz au ralenti pour amorcer une autorotation et effectuer une manœuvre d'atterrissage.

Après avoir effectué presque 2 rotations complètes pendant la descente, l'hélicoptère a percuté le relief au milieu des vieux arbres. Il a fini sa course à cheval sur un petit ruisseau rocailleux à environ 200 pieds de l'aire d'entretien. La radiobalise de repérage d'urgence s'est déclenchée et a émis, sur 121,5 mégahertz (MHz) et 406 MHz, des signaux qui ont été respectivement captés par un aéronef qui survolait la région et par le système Cospas-Sarsat<sup>4</sup>.

---

<sup>1</sup> Le pilote peut régler le régime du rotor en actionnant un interrupteur à bascule monté sur le levier de collectif. Cette action est souvent appelée « compensation pas-à-pas » du régime.

<sup>2</sup> Dans le cadre du processus d'inspection quotidien, on vérifie que le carburant n'est pas contaminé par de l'eau ou des débris.

<sup>3</sup> Les heures sont exprimées en heure avancée du Pacifique (temps universel coordonné moins 7 heures).

<sup>4</sup> Le système Cospas-Sarsat est un système international de surveillance par satellite qui détecte les signaux de détresse émis par des ELT à bord d'aéronefs et de navires dans la zone de responsabilité du Canada en matière de recherche et sauvetage.

Les employés du camp de base, qui ont été témoins de la collision, ont alerté les services d'urgence en appelant le 911 et se sont rendus sur les lieux de l'écrasement. Lorsqu'ils sont arrivés, le pilote se trouvait encore à l'intérieur de l'aéronef. Le réservoir de carburant fuyait et le moteur était toujours en marche. Le pilote était gravement blessé, mais conscient. Il portait toujours sa ceinture de sécurité à 4 points ainsi que sa ceinture-baudrier et n'avait pas de casque.

Les employés du camp de base ont retiré les portes ainsi que le montant de porte sur la partie gauche de l'hélicoptère et ont sorti le pilote de l'épave. Ils l'ont transporté jusqu'au bord du ruisseau pour attendre le personnel des services d'urgence, puis ont défriché un sentier vers les lieux de l'écrasement afin de faciliter le passage de la civière.

Pendant l'écrasement, le levier de collectif de l'hélicoptère s'est rompu. À cause de la poignée tournante des gaz, il a été impossible de couper les gaz pour arrêter le moteur. Le moteur a finalement été arrêté environ 30 minutes après l'écrasement. Le personnel du camp de base a dû rétablir l'alimentation électrique de l'aéronef pour mettre le robinet d'arrêt carburant à commande électrique en position fermée. Aucun incendie ne s'est déclaré après l'impact. Une ambulance aérienne a conduit le pilote à l'hôpital.

### *Blessures*

Le pilote a subi des blessures graves.

### *Domages à l'aéronef*

L'hélicoptère a subi d'importants dommages dus à la collision avec le relief (figure 2).

Figure 2. Épave de l'aéronef



### *Autres dommages*

Une quantité inconnue de carburéacteur<sup>5</sup> s'était échappée du réservoir de carburant de l'hélicoptère qui s'était rompu. Le carburant avait en grande partie coulé directement dans le petit ruisseau à courant rapide, sous l'épave.

### *Renseignements sur le personnel*

Les dossiers indiquent que le pilote avait la licence et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur. Le pilote détenait une licence de pilote de ligne – hélicoptère valide, ainsi qu'un certificat médical de catégorie 1 venant à échéance le 1<sup>er</sup> juillet 2017. Il détenait une qualification de type sur le Bell 206B et 5 autres types d'hélicoptères.

Avant de commencer à travailler pour Far West Helicopters Ltd. en mai 2016, le pilote avait accumulé 11 265 heures de vol, dont 9067 en tant que commandant de bord et 850 en tant que pilote d'un Bell 206B. Entre le 21 mai 2016 et le moment de l'accident, il avait accumulé environ 54 heures de vol à bord du C-FWHF.

Depuis son arrivée au camp de base le 24 août 2016, il effectuait de 7 à 9 vols par jour. Ces vols représentaient plus ou moins 1,1 à 2,9 heures quotidiennes de vol, pour un total d'environ 21 heures jusqu'au jour de l'accident.

---

<sup>5</sup> La quantité exacte de carburéacteur ayant fui n'a pu être établie. Elle a toutefois été estimée à 15 gallons maximum.



Il y avait peu de données sur la qualité du repos du pilote. Peu après son arrivée au camp de base, il avait insisté pour avoir un espace privé, et le directeur du camp de base avait alors pris des dispositions pour lui donner une cabane séparée. Lors de son séjour de 10 jours au camp de base, ses horaires lui permettaient de se reposer après chaque jour de vol, et il avait assez de temps pour dormir; les activités du camp et certains problèmes d'hébergement interrompaient parfois ses périodes de repos. Toutefois, les renseignements sur l'historique de sommeil du pilote étaient insuffisants pour faire une analyse complète de la fatigue de celui-ci.

### *Renseignements sur l'aéronef*

Les dossiers indiquaient que l'hélicoptère était homologué, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur. Le C-FWHF avait été fabriqué aux États-Unis en 1974, et Far West Helicopters Ltd. l'avait importé au Canada en 2012. Après une remise à neuf complète, il avait été mis en service en novembre 2015. Il avait depuis accumulé environ 154 heures de vol, dont 40 après les inspections aux 100 heures et aux 200 heures réalisées en juin 2016.

L'hélicoptère ne présentait aucune anomalie connue avant le vol à l'étude et il était exploité selon les limites prescrites de masse et de centrage. Dans le carnet de route de l'aéronef, aucune variation de régimes  $N_1$  ou  $N_R$  n'était mentionnée, et aucune intervention de dépannage ou d'entretien liée n'avait été menée.

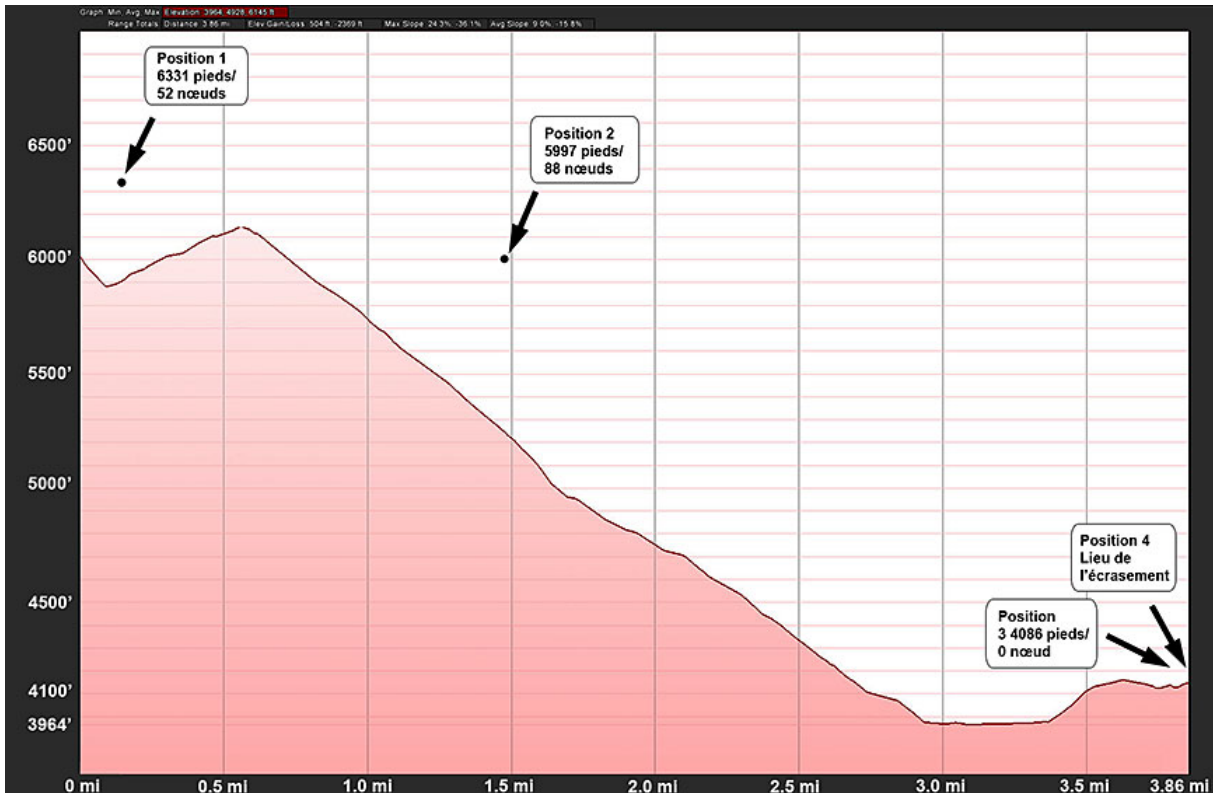
### *Système de surveillance par satellite*

L'hélicoptère était muni d'un système de surveillance par satellite qui téléchargeait les renseignements suivants sur une application Web à des intervalles d'environ 2 minutes :

- temps;
- latitude et longitude;
- vitesse sol (en nœuds);
- route (en degrés);
- altitude (en pieds au-dessus du niveau de la mer).

Le système avait enregistré 4 points de données pendant le vol à l'étude (figure 3).

Figure 3. Distance parcourue au-dessus du relief en pente à partir du point de départ, portée sur un graphique à l'aide des points de données du système de surveillance par satellite (source : Google Earth, avec annotations du BST. Pas à l'échelle)



### *Renseignements météorologiques*

Le jour de l'accident, les opérations aériennes avaient été reportées à cause du brouillard présent aux altitudes plus élevées où les prospecteurs travaillaient. Il y avait des bancs de brouillard le long d'un ruisseau dans une vallée qui se trouvait sur la route habituelle du pilote. Toutefois, le ciel était dégagé au-dessus du camp de base, et les vents étaient calmes. Les conditions météorologiques n'ont pas été un facteur contributif à l'accident.

### *Renseignements sur l'épave et sur l'impact*

Après une descente à travers les arbres, l'hélicoptère a percuté le relief et s'est retrouvé à cheval sur les 2 rives d'un petit ruisseau rocailleux. Les pales du rotor principal avaient subi des dommages caractéristiques d'un régime très faible du rotor au moment de l'impact avec le relief. L'une des pales portait des traces de peinture rouge résultant d'un contact avec la dérive. Les composants rotatifs du plateau oscillant supérieur étaient entrés en contact avec le capotage qui les entourait. Ce dernier comportait des éraflures, et certaines parties métalliques avaient été arrachées.

Des rochers soutenaient les parties arrière et avant du fuselage à cheval sur le ruisseau; le fuselage s'était affaissé vers le bas, près des montants de porte et du siège du pilote. La traverse tubulaire de la partie arrière de l'atterrisseur à patins avait pénétré dans la cavité du

réservoir de carburant, provoquant la rupture de ce dernier et la fuite de carburant. Une quantité indéterminée de carburant est demeurée piégée dans les replis du réservoir.

La partie arrière de la poutre de queue s'était détachée et reposait dans le ruisseau; elle portait toujours la boîte de transmission de rotor de queue ainsi que le rotor de queue.

La plaque de pylône et la butée fixe étaient cassées à plusieurs endroits et s'étaient détachées de la partie supérieure. Le support élastique était resté accroché à l'étrésillon et à la partie supérieure du fuselage; l'étrésillon s'était toutefois détaché de la partie inférieure de la transmission du rotor principal.

La manette des gaz sur le régulateur carburant était au ralenti. Lorsque le fuselage s'était affaissé, il avait plié les tubes des commandes de vol dans le tunnel vertical et les avait bloqués. Le levier de collectif s'était disloqué au niveau de la pièce coulée, et la manette des gaz à poignée tournante était au ralenti.

L'hélicoptère était muni d'un système de rallumage automatique du moteur. Comme le personnel du camp de base avait manipulé certains interrupteurs du tableau de bord en tentant d'arrêter le moteur après l'accident, la position de certains d'entre eux et de certaines commandes après l'impact n'a pu être établie avec certitude.

L'épave a été transportée aux installations du BST à Richmond (Colombie-Britannique).

### *Examen des composants*

Le moteur (modèle 25O-C20B de Rolls Royce, numéro de série CAE 821362) ainsi que les accessoires connexes ont été envoyés à un centre de révision des moteurs où ils ont été examinés sous la supervision d'enquêteurs du BST et de représentants des fabricants du moteur et de l'hélicoptère. Aucune anomalie avant l'impact ayant pu nuire au bon fonctionnement du moteur ou de ses accessoires n'a été constatée. Toutefois, une rondelle de fibres manquait à l'extrémité de la tige de la vanne antigivrage du moteur. De l'air de prélèvement réchauffait donc en permanence l'orifice d'entrée du compresseur. En effet, le système antigivrage du moteur aurait fonctionné sans arrêt, ce qui a provoqué une légère augmentation de la température sortie turbine, et par conséquent, une légère réduction de la puissance disponible.

À cause de l'état du moteur après l'accident, il a été impossible de le mettre en marche dans un laboratoire d'essai des moteurs. Le moteur a été démonté, et aucune anomalie n'a été constatée. Ses accessoires ont fait l'objet d'une inspection et d'essais au banc individuels avant d'être montés sur un moteur de référence utilisable. Au cours de l'essai sur moteur, la vanne antigivrage était actionnée manuellement lorsque la puissance du moteur était soudainement augmentée. Pendant les essais au banc et les essais sur moteur, tous les accessoires de moteur fonctionnaient de manière satisfaisante.

La transmission du rotor principal, la roue libre et la boîte de transmission de rotor de queue tournaient sans problème.

Les éléments suivants ont été envoyés au Laboratoire d'ingénierie du BST aux fins d'examens plus approfondis :

- roue libre;
- matériel de fixation de l'étrésillon du pylône;
- arbre d'entraînement principal et boulons;
- support élastique;
- pompe hydraulique.

Aucun défaut ayant pu contribuer à l'événement n'a été constaté sur ces composants.

### *Cognement de tige témoin*

Le fuselage du Bell 206B est suspendu à la transmission du rotor principal par 2 pylônes en A. Des roulements à rotule permettent aux pylônes (et, de ce fait, à la transmission et au mât du rotor principal) de se déplacer par rapport au fuselage. Ce mouvement est amorti par le support élastique. La poussée du rotor principal et les forces dynamiques maintiennent d'ordinaire l'alignement de la transmission du rotor principal par rapport au fuselage; cependant, certaines manœuvres peuvent provoquer un déséquilibre dans le mouvement du pylône. Ce phénomène, appelé « oscillation pylône », peut entraîner un cognement de tige témoin, qui est décrit de la manière suivante [traduction] :

Un cognement de la tige témoin est un contact de l'axe de traînée de la transmission avec la plaque de butée statique montée sur le toit à la suite d'un mouvement ou d'une oscillation du pylône. Ce contact entraîne un cognement audible. Un faible régime du rotor, une asymétrie extrême de la charge, un atterrissage en autorotation mal exécuté et des manœuvres à faible facteur de charge sont des facteurs pouvant entraîner un cognement de la tige témoin<sup>6</sup>.

### *Décrochage du compresseur*

Un décrochage du compresseur est [traduction] :

Un phénomène qui se manifeste dans un compresseur axial au cours duquel les aubes d'un ou de plusieurs étages du rotor n'arrivent pas à faire passer l'air sans à-coup aux étages suivants. Un décrochage survient lorsque le taux de compression est incompatible avec le régime moteur. Le décrochage du compresseur se manifeste par une augmentation de la température à l'échappement ou par une variation du régime; s'il perdure, il peut provoquer une extinction du moteur ou endommager ce dernier<sup>7</sup>.

Cet état peut entraîner le ralentissement, l'arrêt ou même l'inversion du flux d'air normal à travers le compresseur du moteur. Ce phénomène d'inversion est appelé « pompage du

---

<sup>6</sup> Bell Helicopter, *Bell Model 206B Rotorcraft Flight Manual*, révision B-53 (3 février 2017), section 2, p. 2-1.

<sup>7</sup> Jeppesen Sanderson, *A&P Technician Powerplant Textbook* (2011), Glossary, p. G-7.

compresseur ». De nombreux facteurs peuvent entraîner un décrochage du compresseur. La présente enquête s'est attardée sur 2 conditions dignes d'intérêt :

- l'interruption du flux d'air à l'orifice d'entrée du compresseur provoquée par des turbulences ou des manœuvres de l'aéronef;
- l'accélération soudaine du moteur pouvant entraîner une suralimentation en carburant et provoquer une contre-pression excessive dans la chambre de combustion.

Le décrochage du compresseur peut avoir des degrés de gravité variés. Il peut se manifester aussi bien par des pulsations ou un bruit d'explosion (dans le cas d'un pompage du compresseur) que par une puissante détonation.

### *Port du casque*

En général, le pilote portait un casque lorsque les passagers en portaient un et quand il effectuait des travaux d'élingage ou de halage par câble. Or, le jour de l'accident, il ne portait pas son casque, car il l'avait laissé dans la cabane du camp de base. L'exploitant n'exigeait pas le port du casque, et la réglementation n'oblige pas les pilotes d'hélicoptère à porter un casque protecteur.

### *Études sur le port du casque*

La tête est la deuxième partie du corps la plus fréquemment blessée lors d'un écrasement d'hélicoptère offrant des chances de survie<sup>8</sup>. Selon des études sur des accidents d'hélicoptère aux États-Unis, le risque de blessure mortelle à la tête peut être jusqu'à 6 fois plus élevé pour les occupants qui ne portent pas de casque protecteur<sup>9</sup>. Les effets immédiats des blessures non mortelles à la tête vont de la confusion et de la déconcentration momentanées à la perte de conscience complète<sup>10</sup>. Ces effets invalidants peuvent compromettre la capacité d'un pilote à quitter rapidement son hélicoptère et à aider les passagers à évacuer en cas de situation d'urgence ou de survie.

En 1988, le National Transportation Safety Board (NTSB) a étudié 59 accidents d'hélicoptères médicaux d'urgence survenus entre le 11 mai 1978 et le 3 décembre 1986.<sup>11</sup> À la suite des constatations de cette étude, le NTSB a formulé 2 recommandations pour réduire les risques de blessures et de décès lors d'accidents offrant des chances de survie :

<sup>8</sup> D. Shanahan et M. Shanahan, « Injury in U.S. Army Helicopter Crashes October 1979–September 1985 », *The Journal of Trauma*, vol. 29, numéro 4 (1989), p. 415 à 423.

<sup>9</sup> J.S. Crowley, « Should Helicopter Frequent Flyers Wear Head Protection? A Study of Helmet Effectiveness », *Journal of Occupational and Environmental Medicine*, vol. 33, numéro 7 (1991), p. 766 à 769.

<sup>10</sup> « Ways the brain is injured », disponible à l'adresse : <http://www.braininjury.com/injured.html> (dernière consultation le 26 février 2018).

<sup>11</sup> National Transportation Safety Board, Safety Study SS-88/01, « Commercial Emergency Medical Service Helicopter Operations » (28 janvier 1988).

- La recommandation de sécurité A-88-009 demandant à la FAA d'exiger que les membres d'équipage et le personnel médical à bord des hélicoptères médicaux d'urgence portent un casque protecteur et d'autres vêtements et équipements de protection.
- La recommandation de sécurité A-88-014, exhortant l'American Society of Hospital-Based Emergency Aeromedical Services à encourager ses membres à fournir des vêtements et des équipements de protection, y compris des casques, au personnel médical qui accomplit fréquemment des missions à bord d'hélicoptères médicaux d'urgence.

En 1998, le Groupe de travail chargé de l'examen de la sécurité de l'exploitation d'un taxi aérien (SATOPS) de Transports Canada a reconnu les avantages, sur le plan de la sécurité, du port du casque protecteur en formulant la recommandation suivante dans son rapport définitif :

Transports Canada devrait continuer à promouvoir, dans Sécurité aérienne - Nouvelles et Sécurité aérienne - Vortex<sup>12</sup>, les avantages du port du casque pour les pilotes d'hélicoptère, particulièrement durant les opérations de travail aérien. Transports Canada devrait aussi inciter les unités de formation au pilotage à encourager les élèves-pilotes à porter un casque<sup>13</sup>.

Le groupe de travail a également adressé la recommandation suivante au secteur :

Les exploitants d'hélicoptère, en particulier ceux qui exécutent des opérations de travail aérien, devraient encourager leurs pilotes à porter un casque; les pilotes d'hélicoptères commerciaux devraient porter un casque et les unités de formation au pilotage devraient encourager les élèves-pilotes d'hélicoptère à en porter un<sup>14</sup>.

Le BST a documenté un certain nombre d'événements<sup>15</sup> au cours desquels le port d'un casque protecteur aurait probablement évité aux pilotes de subir des blessures à la tête ou en aurait réduit la gravité. Il a aussi documenté des événements au cours desquels le port d'un casque protecteur avait permis d'éviter des blessures ou en avait réduit la gravité.

Reconnaissant les avantages des casques protecteurs, le conseil d'administration de l'Association canadienne de l'hélicoptère (ACH) a adopté, le 27 juin 2011, une résolution qui précise ce qui suit :

---

<sup>12</sup> Le bulletin d'information Sécurité aérienne Vortex n'est plus publié. Son contenu est maintenant intégré au bulletin Sécurité aérienne - Nouvelles.

<sup>13</sup> Transports Canada, TP 13158, SATOPS : *Rapport final – printemps 1998* (1998), RS 67, p. 12.

<sup>14</sup> Ibid., MI 67, p. 13.

<sup>15</sup> Événements aéronautiques A85P0011, A86C0060, A87P0023, A87P0025, A87P0089, A91W0046, A93Q0237, A94Q0101, A94W0147, A95A0040, A95P0215, A98W0086, A99P0070, A05P0103, A09A0016, A10P0242, A11W0070, A12A0085, A12C0084, A12W0031, A12W0088, A13Q0021, A13W0070, A14Q0060, A15A0045, A15C0005, A15Q0126, A16P0069 et A16W0126.

L'ACH recommande fortement à ses membres exploitants de promouvoir l'utilisation de casques protecteurs auprès des membres d'équipage d'hélicoptères dans toutes les circonstances opérationnelles où ces casques sont permis<sup>16</sup>.

Toutefois, l'ACH a également souligné qu'il était parfois dangereux de porter un casque dans certaines configurations de type d'aéronef et de pilote.<sup>17</sup>

### *Résistance à l'écrasement des circuits carburant*

Le BST a enquêté sur de nombreux accidents d'hélicoptère lors desquels du carburant s'était déversé à l'impact (annexe A). Les incendies après impact alimentés par du carburant ont causé des blessures graves ou des décès lors d'écrasements offrant des chances de survie.

En 1994, de nouvelles normes sur la résistance à l'écrasement des circuits carburant des giravions de catégorie de transport ont été adoptées dans le *Règlement de l'aviation canadien*<sup>18</sup> et les *Federal Aviation Regulations* des États-Unis<sup>19</sup>. Ces normes s'appliquent aux hélicoptères ayant reçu un certificat de type après 1994. Les modèles d'hélicoptères ayant obtenu un certificat de type avant 1994 ne sont pas tenus d'être conformes à ces règlements, même si les hélicoptères ont été construits après 1994.

Dans un récent compte rendu, le Rotorcraft Occupant Protection Working Group de la Federal Aviation Administration des États-Unis a comparé les chances de survie des occupants en cause dans des accidents d'hélicoptères dotés d'un circuit carburant résistant à l'écrasement à celles d'hélicoptères non munis d'un tel système. Ce compte rendu comparait également les statistiques de pourcentage d'hélicoptères dotés d'un circuit carburant résistant à l'écrasement à celles d'hélicoptères non munis de ce système. À la fin de 2014, on a constaté que 16 % de la flotte de giravions des États-Unis étaient dotés d'un circuit carburant résistant à l'écrasement. On a alors examiné les accidents survenus entre 1995 et 2015 mettant en cause 58 giravions conformes à la norme sur les circuits carburant résistants à l'écrasement. On a aussi évalué les accidents en fonction de la gravité de l'impact (nul, mineur, modéré, grave ou extrêmement grave). Aucun incendie dû à un déversement de carburant n'a été signalé pour les impacts de nul à graves. Ce type d'incendie s'était produit dans 3 des 9 écrasements extrêmement graves. Cependant, aucun de ces écrasements n'offrait de chances de survie<sup>20</sup>.

<sup>16</sup> Association canadienne de l'hélicoptère, « When Operational Circumstances Permit », disponible à l'adresse : [http://www.h-a-c.ca/Operational\\_Circumstances.pdf](http://www.h-a-c.ca/Operational_Circumstances.pdf) (dernière consultation le 26 février 2018).

<sup>17</sup> Ibid.

<sup>18</sup> Transports Canada, DORS/96-433, *Règlement de l'aviation canadienne*, Partie V, Manuel de navigabilité, chapitre 529, article 529.952 : Résistance à l'écrasement du circuit de carburant.

<sup>19</sup> Federal Aviation Administration, *Federal Aviation Regulations*, article 29.952: Fuel system crash resistance.

<sup>20</sup> Federal Aviation Administration, « FAA Update on the Rotorcraft Occupant Protection Working Group (ROPWG) » (diaporama), présenté par M. R. Crane (7 décembre 2016).

C'est en 1979 que Bell Helicopter a doté pour la première fois les aéronefs de sa flotte commerciale de circuits carburant résistants à l'écrasement, en commençant par le modèle Bell 222. Au cours des années qui ont suivi, l'entreprise a inclus ces circuits dans la chaîne de production de la plupart des aéronefs de sa flotte commerciale, y compris celle du Bell 206B. Toutes les variantes du modèle Bell 206B fabriquées après 1983 ont été dotées d'un circuit carburant résistant à l'écrasement en usine. Depuis le début des années 1990, Bell Helicopter offre une trousse de modification de ce circuit pour l'hélicoptère Bell 206B.

Pour être conforme aux normes, le circuit carburant résistant à l'écrasement doit notamment comprendre un réservoir de carburant résistant à l'impact. Pour certains modèles d'hélicoptères, ces réservoirs sont vendus sous forme de trousse de modification après-vente. Si l'intégration de cette trousse de modification n'est peut-être pas toujours conforme aux normes en cours sur les circuits carburant résistants à l'écrasement, l'installation de réservoirs de carburant résistants à l'impact réduit les risques de déversement de carburant en cas d'accident. Bell Helicopter ne fournit plus de réservoirs de carburant résistants à l'impact pour l'hélicoptère Bell 206B.

Le C-FWHF avait été fabriqué en 1974. L'hélicoptère n'était pas muni d'un circuit carburant résistant à l'écrasement ni d'un réservoir de carburant résistant à l'impact, et cela n'était pas exigé par la réglementation.

### *Rapports de laboratoire du BST*

Le BST a produit les rapports de laboratoire suivants dans le cadre de la présente enquête :

- LP223/2016 – Engine & Transmission Analysis [Analyse du moteur et de la transmission];
- LP299/2016 – Freewheel and Tach Signal Generator Analysis [Analyse de la roue libre et du générateur tachymétrique];
- LP121/2017 – Hydraulic Pump Input Shaft Examination [Examen de l'arbre d'entrée de la pompe hydraulique];
- LP156/2017 – Material Analysis – Bolts and Studs [Analyse des matériaux – Boulons et goujons];
- LP171/2017 – Terrain Evaluation [Évaluation du relief].



# *Analyse*

## *Généralités*

Le pilote avait la licence et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol. En raison de données incomplètes, il a été impossible d'effectuer une analyse complète de la fatigue du pilote. Cependant, la fatigue n'a probablement joué aucun rôle dans l'événement.

Lors de l'enquête, aucun problème préexistant des commandes de vol de l'hélicoptère ayant pu contribuer à l'accident n'a été constaté. Comme le moteur tournait encore après l'impact, il a été établi que les réserves de carburant étaient suffisantes.

L'analyse portera sur les variations de la puissance, la manœuvre de cabrage, la tentative d'atterrissage subséquente, ainsi que les possibilités de survie à l'accident.

## *Variations de la puissance*

Des variations du régime de la turbine de générateur de gaz ( $N_1$ ) et du rotor principal ( $N_R$ ) s'étaient produites lors du deuxième jour de vol du pilote, mais aucun travail d'entretien n'avait été réalisé.

Aucune anomalie avant l'impact n'a été constatée pendant l'examen du moteur après l'accident, et tous les accessoires ont réussi les essais sur un moteur de référence. Il manquait une rondelle en fibres sur la vanne antigivrage, ce qui aurait entraîné le fonctionnement continu du système antigivrage du moteur. L'augmentation subséquente de la température sortie turbine aurait légèrement influé sur la puissance maximale disponible. Toutefois, la cause de la variation de puissance perçue lors du vol à l'étude n'a pas pu être déterminée.

## *Manœuvre de cabrage*

En raison des bancs de brouillard présents sur la route habituelle du pilote, ce dernier a décidé de survoler une crête basse avant de virer à 180° pour l'atterrissage. L'hélicoptère devait survoler de vieux arbres pour se rendre directement à l'aire d'entretien qui était en partie cachée par de jeunes arbres. Après avoir perçu une variation de la puissance, le pilote a abandonné le virage à 180° et s'est dirigé directement vers l'aire d'entretien, en actionnant brusquement les commandes afin de positionner l'hélicoptère pour une approche directe.

La tentative de réduire le taux de descente et la vitesse anémométrique en actionnant brusquement le manche de pas cyclique et le levier de collectif a forcé l'hélicoptère à adopter une assiette de cabré extrêmement prononcée. L'assiette prononcée a probablement déclenché l'oscillation du pylône et le cognement de la tige témoin, créant un contact entre les éléments rotatifs du plateau oscillant et le capotage; cela est conforme aux bruits de claquement ou de détonation qui ont été signalés. Les morceaux de métal qui ont été arrachés et qui avaient disparu du capotage correspondaient probablement aux débris qui s'étaient détachés de l'hélicoptère.

Bien qu'elle soit moins probable, il existe une autre explication possible au bruit entendu : lorsque la puissance est relativement faible, l'augmentation de puissance par une brusque intervention sur le levier de collectif combinée à une assiette en cabré très prononcée aurait pu entraîner un décrochage du compresseur.

Le pilote a abaissé le levier de collectif et mis la manette des gaz au ralenti afin de se mettre en autorotation; toutefois, l'altitude était insuffisante pour effectuer une autorotation jusqu'à l'aire d'entretien, et l'hélicoptère a percuté le relief.

### *Possibilités de survie*

Au cours de l'écrasement, le pilote est resté en place grâce au dispositif de retenue mis à sa disposition. Les forces de décélération verticales élevées ont été atténuées par la déformation du siège du pilote ainsi que par l'affaissement vers le bas du fuselage dans le ruisseau. Le pilote ne portait pas de casque. Pendant l'écrasement, le poste de pilotage s'est disloqué puis s'est affaissé vers le bas, exposant la tête du pilote à d'éventuels impacts. D'autres blessures ont empêché le pilote de sortir par lui-même de l'épave; toutefois, les blessures à la tête auraient pu, à elles seules, mettre en péril sa survie en cas d'incendie après impact. Les pilotes d'hélicoptère qui ne portent pas de casque s'exposent à un risque accru d'incapacité, de blessures graves ou de perte de vie en cas d'accident.

La traverse tubulaire de l'atterrisseur à patins a percé le réservoir de carburant, entraînant une fuite de carburant. Le circuit électrique actif et le moteur en marche étaient des sources d'inflammation possibles. Le carburant a cependant fui directement dans le ruisseau, et le courant l'a éloigné du site de l'écrasement, évitant tout risque d'incendie alimenté par du carburant après l'impact.

Certains modèles d'hélicoptères peuvent être dotés de réservoirs de carburant résistants à l'impact. Bien que cela ne permette pas toujours de rendre l'hélicoptère conforme aux normes en vigueur, ces dispositifs peuvent aider à réduire sensiblement les probabilités d'incendie alimenté par du carburant après l'impact ainsi que les blessures et les décès qui s'ensuivraient.

Si les hélicoptères ne sont pas dotés de réservoirs de carburant résistant aux impacts, le risque de blessure ou de décès lors d'un incendie après impact augmente.

## *Faits établis*

### *Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs*

1. La cause de la variation de puissance perçue n'a pu être déterminée.
2. Après avoir perçu une variation de puissance, le pilote a abandonné le virage à 180° et s'est dirigé directement vers l'aire d'entretien, en actionnant brusquement les commandes afin de positionner l'hélicoptère pour une approche directe.
3. La tentative de réduire le taux de descente et la vitesse anémométrique a forcé l'hélicoptère à adopter une assiette en cabré très prononcée.
4. L'assiette extrême a probablement déclenché l'oscillation du pylône et le cognement de la tige témoin, créant un contact entre les éléments rotatifs du plateau oscillant et le capotage.
5. L'altitude était insuffisante pour effectuer une autorotation jusqu'à l'aire de service et l'hélicoptère a percuté le relief.

### *Faits établis quant aux risques*

1. Les pilotes d'hélicoptère qui ne portent pas de casque s'exposent à un risque accru d'incapacité, de blessures graves ou de perte de vie en cas d'accident.
2. Si les hélicoptères ne sont pas dotés de réservoirs de carburant résistant aux impacts, le risque de blessure ou de décès lors d'un incendie après impact augmente.

## *Mesures de sécurité*

Le Bureau n'est pas au courant de mesures de sécurité prises à la suite de l'événement à l'étude.

*Le présent rapport conclut l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication de ce rapport le 28 février 2018. Le rapport a été officiellement publié le 15 mars 2018.*

*Visitez le site Web du Bureau de la sécurité des transports du Canada ([www.bst.gc.ca](http://www.bst.gc.ca)) pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également la Liste de surveillance, qui énumère les problèmes de sécurité dans les transports qui posent les plus grands risques pour les Canadiens. Dans chaque cas, le BST a constaté que les mesures prises à ce jour sont inadéquates, et que le secteur et les organismes de réglementation doivent adopter d'autres mesures concrètes pour éliminer ces risques.*

## Annexes

### Annexe A – Enquêtes du BST sur des accidents d'hélicoptère avec déversement de carburant

Numéro de l'événement	Incendie après impact?	Décès	Blessures	Commentaires
A00W0105	Oui	1	0	Le pilote a succombé aux blessures qu'il avait subies lors de l'incendie après impact.
A01P0003	Non	0	2	Les réservoirs de carburant se sont rompus.
A01Q0139	Oui	3	0	Le pilote a subi des blessures mortelles lors de l'impact. Les passagers ont survécu à l'impact, mais ont succombé plus tard à leurs blessures.
A02A0098	Non	0	1	Le pilote blessé n'a pas pu sortir de l'aéronef.
A05P0184	Oui	0	1	Les compartiments du réservoir de carburant se sont rompus. Le pilote blessé a eu besoin d'aide pour sortir de l'épave en feu.
A08P0035	Non	1	1	Le pilote a subi des blessures mortelles, et un passager a été gravement blessé. Les 8 autres passagers n'ont pas été blessés. Un occupant indemne a arrêté une fuite de carburant dans la cabine.
A09Q0210	Non	0	2	Un occupant a eu besoin d'aide pour sortir de l'épave.
A09Q0131	Oui	2	0	Les personnes qui sont arrivées sur les lieux quelques secondes après l'accident n'ont pas pu contrôler les flammes qui enveloppaient l'hélicoptère et n'ont pas pu sauver les occupants.
A09W0146	Oui.	2	1	Le pilote a été éjecté de l'hélicoptère et a survécu. Les 2 passagers ont été mortellement blessés.
A12P0008	Non	1	0	Le réservoir de carburant s'est rompu.
A13Q0021	Non	0	3	Deux pilotes évanouis, dont les vêtements étaient imprégnés de carburant, ont été évacués de l'épave par l'inspecteur-pilote.
A14Q0060	Non	0	2	Environ 220 litres de carburant se sont déversés. Le pilote a aidé l'inspecteur-pilote à sortir de l'épave.
A15A0045	Non	1	2	Environ 240 litres de carburant se sont déversés.
A15C0146	Oui	2	0	Le réservoir de carburant s'est rompu. La violence de l'impact ne donnait aucune chance de survie.

A15Q0126	Oui (on l'a éteint)	2	3	Le réservoir de carburant s'est rompu. Le personnel sur les lieux a éteint l'incendie après impact.
----------	---------------------	---	---	---