



Bureau de la sécurité
des transports
du Canada

Transportation
Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A16P0180



Perte de maîtrise et collision avec le relief

de Havilland DHC-2 (Beaver) (C-GEWG)
11 nm E du lac Laidman
(Colombie-Britannique)
10 octobre 2016

Bureau de la sécurité des transports du Canada
Place du Centre
200, promenade du Portage, 4^e étage
Gatineau QC K1A 1K8
819-994-3741
1-800-387-3557
www.bst.gc.ca
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 A16P0180

No de cat. TU3-5/16-0180F-PDF
ISBN 978-0-660-24550-8

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

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 aéronautique A16P0180

Perte de maîtrise et collision avec le relief de Havilland DHC-2 (Beaver) (C-GEWG) 11 nm E du lac Laidman (Colombie-Britannique) 10 octobre 2016

Résumé

Le 10 octobre 2016, vers 8 h 20, heure avancée du Pacifique, un de Havilland DHC-2 (Beaver) privé, C-GEWG (numéro de série 842) monté sur flotteurs amphibies, a quitté l'aéroport de Vanderhoof (Colombie-Britannique) pour effectuer un vol de jour selon les règles de vol à vue à destination du lac Laidman (Colombie-Britannique). Un pilote et 4 passagers prenaient place à bord. Environ 24 minutes après le décollage, l'aéronef a percuté le relief à quelque 11 milles marins à l'est du lac Laidman. La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) de 406 MHz s'est déclenchée à l'impact. Le système de recherche et sauvetage par satellite Cospas-Sarsat a reçu le signal de détresse de l'ELT, et le Centre conjoint de coordination de sauvetage à Victoria a lancé une opération de recherche et sauvetage. Un des passagers a pu joindre le 911 à l'aide de son téléphone cellulaire. Le pilote a subi des blessures mortelles, et 2 passagers ont été grièvement blessés. Les 2 autres passagers ont subi des blessures mineures. L'aéronef a subi d'importants dommages. Aucun incendie ne s'est déclaré après l'impact.

This report is also available in English.

Renseignements de base

Déroulement du vol

À 14 h 30¹, le 9 octobre 2016, le pilote et 4 passagers se sont rencontrés au bureau du pilote à Saskatoon (Saskatchewan) en vue d'une excursion de chasse dans la région de Cariboo (Colombie-Britannique). Ils avaient prévu conduire toute la nuit pour se rendre à l'aéroport de Vanderhoof (CAU4) (Colombie-Britannique), où le pilote laissait son aéronef, puis s'envoler vers son site de villégiature au bord du lac Laidman (Colombie-Britannique). Vers 17 h 30, le groupe a chargé leurs bagages personnels dans une camionnette et s'est mis en route vers Vanderhoof. Le pilote était au volant pour le premier segment du voyage jusqu'à Edmonton (Alberta). Le groupe a quitté Edmonton vers 23 h. Le pilote a pu dormir sur la banquette arrière durant environ 5,5 heures pendant qu'un autre membre du groupe conduisait.

Le groupe est arrivé à Vanderhoof vers 5 h, le 10 octobre. Ils ont pris le temps de déjeuner, puis ils se sont rendus à l'aéroport. Après l'arrivée à CAU4, vers 6 h 45, le pilote a dormi pendant encore 1 heure dans la camionnette.

À CAU4, le groupe a chargé leurs bagages à bord de l'aéronef, un de Havilland DHC-2 Beaver (immatriculation C-GEWG, numéro de série 842) muni de flotteurs amphibies. On a chargé les marchandises dans la partie arrière de la cabine (sans les peser ni les arrimer) et rangé quelques articles personnels dans l'un des compartiments des flotteurs amphibies de l'aéronef. Le pilote a avitaillé l'aéronef avec 131 L de carburant d'aviation (AVGAS), puis le pilote et les passagers sont montés à bord. Les 3 passagers qui occupaient les sièges arrière ont bouclé leur ceinture de siège, et le passager qui occupait le siège avant droit a bouclé sa ceinture de siège et son baudrier. Le pilote a bouclé sa ceinture de siège. Quoique le pilote bouclait habituellement son baudrier, il a omis de le faire avant le vol à l'étude.

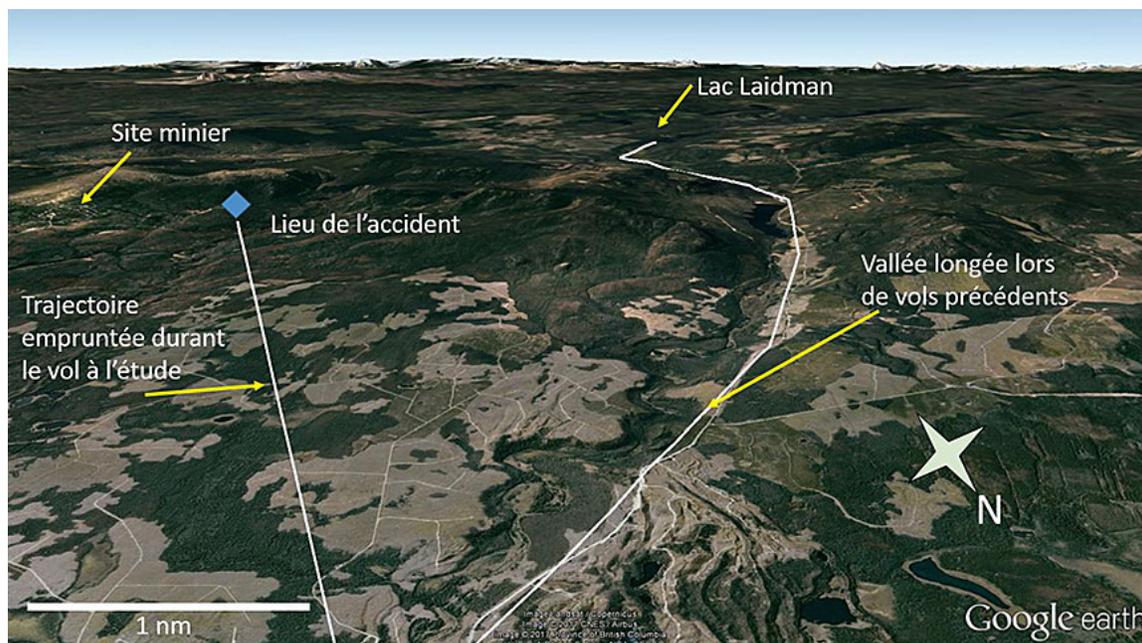
Le groupe a quitté CAU4 vers 8 h 20. Peu après le décollage, le pilote a réduit le régime du moteur au réglage de puissance de montée; l'aéronef est monté à environ 500 pieds au-dessus du niveau du sol (AGL). Le régime du moteur est demeuré le même pour le reste du vol.

Lors de vols précédents vers son site de villégiature, le pilote avait généralement suivi une route directe durant la majorité de la route, avant de suivre une vallée fluviale qui débouche au lac Laidman (figure 1). Le long de cette vallée, l'élévation du relief est relativement constante, de 3100 à 3200 pieds au-dessus du niveau de la mer (ASL). Ainsi, pendant près de 20 minutes après le départ, l'aéronef a volé en direction sud-ouest à une altitude de 300 à 500 pieds AGL. Alors que l'aéronef se trouvait à quelque 12 milles marins (nm) du lac Laidman, le pilote a dévié de sa route habituelle. Il a changé de cap pour survoler un site

¹ Les heures sont exprimées en heure avancée du Pacifique (temps universel coordonné moins 7 heures).

d'exploration minière situé sur un relief plus élevé à l'est du lac. Dans ce secteur, le relief atteint une élévation de 3200 à 4600 pieds ASL sur une distance d'environ 4,5 nm. Pendant environ 4 minutes, l'aéronef a poursuivi son vol à une altitude constante au-dessus d'un relief ascendant, jusqu'à ce qu'il survole un flanc de montagne à environ 100 pieds au-dessus des arbres.

Figure 1. Vue aérienne de la région survolée en provenance de CAU4 (Source : Google Earth, avec annotations du BST)



Le pilote a ensuite effectué un virage incliné prononcé à gauche vers le relief moins élevé. Abruptement, l'aéronef a effectué un mouvement de roulis plus accentué à gauche, puis vers la droite et de nouveau vers la gauche. Vers 8 h 44, l'aéronef a percuté des arbres et le relief.

L'aéronef a subi d'importants dommages lors de l'impact. Les forces d'impact ont projeté vers l'avant les bagages qui étaient rangés à l'arrière de la cabine; les bagages ont heurté les occupants. Le pilote a subi des blessures mortelles, et 2 passagers ont été grièvement blessés. Les 2 autres passagers ont été légèrement blessés. La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) de 406 MHz s'est déclenchée à l'impact. Le système de recherche et sauvetage par satellite Cospas-Sarsat a reçu le signal de l'ELT, et le Centre conjoint de coordination de sauvetage (JRCC) à Victoria a lancé des opérations de recherche et sauvetage. Un des passagers a pu joindre le 911 à l'aide de son téléphone cellulaire; on a relayé son appel au JRCC Victoria pour qu'il les aide à situer les lieux de l'accident.

Examen de l'épave et du lieu de l'accident

On a retrouvé l'épave dans une zone enneigée et uniformément boisée à environ 1,5 nm au nord-ouest du site minier et 11 nm à l'est du lac Laidman. L'aéronef a été lourdement endommagé lorsqu'il a percuté les arbres et le relief (figure 2). Aucun incendie ne s'est déclaré après l'impact.

Figure 2. Photo des lieux de l'accident montrant l'épave de l'aéronef, vue depuis la direction du vol



Lorsque l'aéronef a heurté les arbres, à une élévation approximative de 4600 pieds ASL, ses ailes étaient horizontales et son assiette était légèrement cabrée. Le premier impact s'est produit lorsque le stabilisateur horizontal droit de l'aéronef a percuté la cime des arbres. L'aéronef a poursuivi son vol à travers les arbres sur environ 130 pieds dans la direction du vol, avant de piquer du nez et de percuter le sol dans une assiette de piqué prononcé et avec l'aile droite abaissée. L'aéronef s'est immobilisé en position de piqué et à moitié retourné (figure 3).

Figure 3. L'aéronef sur les lieux de l'accident



Les majeures parties de l'épave gisaient à proximité du fuselage. Les 2 ailes et les 2 flotteurs s'étaient disloqués du fuselage, et tous ces composants présentaient des dommages causés par des arbres. On a retrouvé toutes les gouvernes, et l'examen du circuit des volets a montré que ces derniers étaient rentrés (0°) au moment de l'impact. Tous les dommages causés à la cellule étaient attribuables aux forces d'impact. On a retrouvé le sélecteur de réservoirs d'essence réglé sur le réservoir avant; ce dernier contenait suffisamment de carburant pour le reste du vol jusqu'au lac Laidman. Les dommages constatés sur le moteur et l'hélice étaient caractéristiques d'un régime élevé au moment de l'événement.

Les instruments de vol de l'aéronef étaient lourdement endommagés. On a déposé le compte-tours, le manomètre de pression d'admission, l'indicateur de température du carburateur et le système mondial de positionnement pour navigation satellite (GPS). Ces composants ont été envoyés au Laboratoire d'ingénierie du BST aux fins d'examen plus approfondi. Le manomètre de pression d'admission présentait des dommages caractéristiques d'un impact à régime élevé. Le GPS n'a fourni aucune donnée utilisable.

L'ELT de 406 MHz de l'aéronef s'est déclenchée à l'impact et a émis un signal jusqu'à l'arrivée du personnel de recherche et sauvetage.

Conditions météorologiques

On a obtenu les renseignements météorologiques de la station d'observation météorologique d'Environnement et Changement climatique Canada à Ootsa Lake (Colombie-Britannique), ainsi que d'une station automatisée située à 1,5 nm du lieu de l'événement. Au moment de l'événement à l'étude, il y avait des cirrus en haute altitude, la température était de -5 °C, et des vents légers et variables soufflaient du nord-ouest. Le calage altimétrique était de 30,09 pouces de mercure, il n'y avait aucune précipitation, et la visibilité en vol était illimitée.

Renseignements sur le pilote

Les dossiers indiquent que le pilote avait la licence et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur. Il détenait une licence de pilote privé depuis le 15 janvier 2016 et avait à son actif environ 280 heures de vol. Le pilote avait effectué la majeure partie de ce temps de vol (211 heures) aux commandes d'un Cessna 182E monomoteur à 4 places. Le pilote avait effectué 7,1 heures d'entraînement de vol avec des flotteurs; l'annotation pour une qualification hydravion lui avait été délivrée le 20 juin 2016.

Le pilote avait acheté l'aéronef en cause lors de l'événement à l'étude en mai 2016. Il avait accumulé 23,1 heures de temps de vol sur cet aéronef, dont 5,7 heures alors que celui-ci était monté sur flotteurs amphibies. La formation sur les flotteurs amphibies que le pilote a suivie sur l'aéronef à l'étude avait couvert les décollages, les amerrissages et les atterrissages, les procédures d'urgence, le vol à basse vitesse et les décrochages.

Le BST a examiné l'historique veille-sommeil du pilote pour déterminer si l'un des 6 facteurs de risque² connus pour augmenter la probabilité des effets de la fatigue sur le rendement était en jeu dans l'événement à l'étude.

Durant chacune des 2 nuits qui ont précédé la nuit avant l'événement, le pilote avait dormi 5 à 6 heures chez lui. Cette durée correspondait à ses heures habituelles, soit se coucher à 22 h et se lever à 3 h, heure locale. La nuit qui a précédé l'événement, durant le trajet routier vers Vanderhoof, le pilote avait eu de 6 à 7 heures de sommeil, ce qui correspondait également à ses heures de sommeil habituelles. Toutefois, il est probable que le bruit et le mouvement durant le déplacement aient réduit la qualité de ce sommeil.

L'enquête a établi qu'au moment de l'événement à l'étude, aucun problème d'ordre médical ne compromettait les capacités de conduite des aéronefs du pilote.

Renseignements sur l'aéronef

Généralités

L'aéronef était certifié, équipé et entretenu conformément aux règlements en vigueur et aux procédures approuvées. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.

Masse et centrage

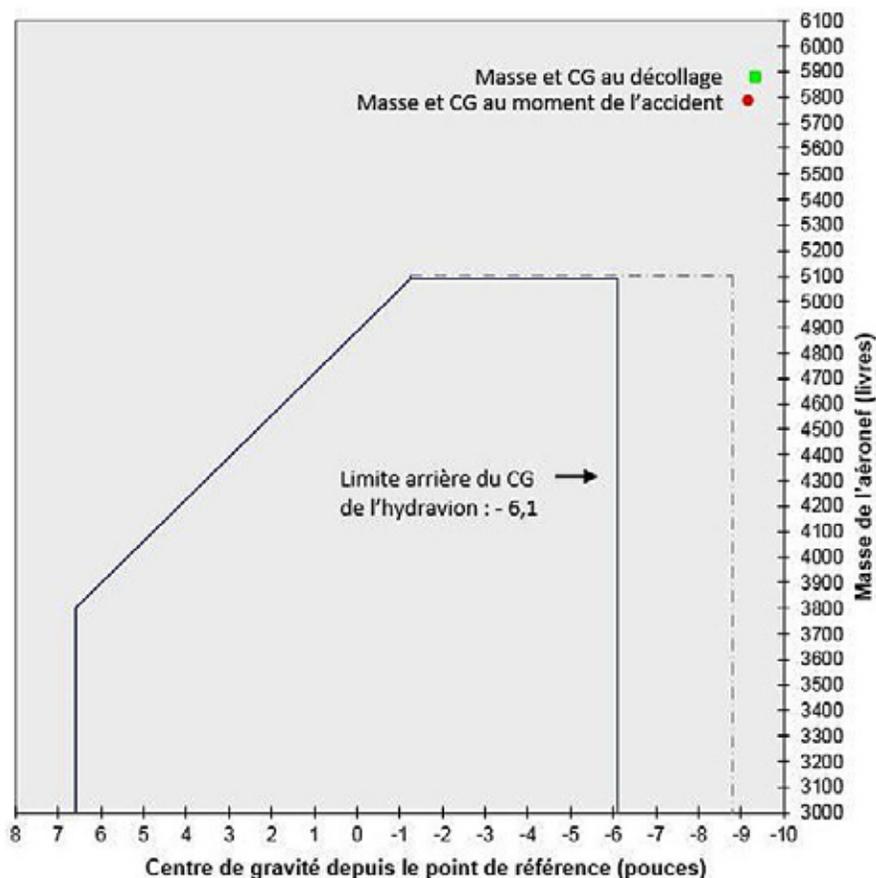
La masse à vide de l'aéronef était de 4036 livres au moment de l'événement. D'après le certificat de type de l'aéronef, la masse maximale autorisée au décollage du DHC-2 Beaver

² Les 6 facteurs de risque sont : perturbation aiguë du sommeil, perturbation chronique du sommeil, état de veille continu, effets du rythme circadien, troubles du sommeil, et autres états de santé et physiologiques, maladies ou médicaments.

monté sur flotteurs est de 5090 livres; il en résultait une capacité de charge utile de 1054 livres.

L'enquête a établi que l'aéronef transportait 495 livres de marchandises et 209 livres de carburant, et que le poids combiné des occupants était de 1032 livres. La masse totale de l'aéronef s'élevait donc à 5772 livres, pour un centre de gravité (CG) situé à 9,2 pouces derrière la référence de centrage (figure 4). Ainsi, la masse de l'aéronef excédait la masse maximale autorisée au décollage de 682 livres, et le CG dépassait de 3,1 pouces la limite arrière.

Figure 4. Devis de masse et centre de gravité de l'aéronef en cause lors de l'événement à l'étude



Questions relatives à la survie des occupants

Généralités

Les forces d'impact durant l'événement se sont concentrées principalement sur le côté droit de l'aéronef, qui a été plus lourdement endommagé. Le flotteur droit et la section avant droite de la cabine ont été les plus gravement endommagés. Le moteur, la section avant du plancher et le côté droit du tableau de bord ont été écrasés vers l'intérieur, ce qui a beaucoup réduit l'espace habitable du côté avant droit de la cabine. Malgré d'importants dommages au

côté gauche avant de la cabine, l'espace habitable du côté du pilote n'a pas diminué. Le siège du pilote s'est séparé de la structure du plancher de l'aéronef durant l'impact, ce qui a blessé mortellement le pilote, mais le siège du passager avant est demeuré fixé au plancher.

Les 2 sièges avant étaient des sièges individuels à dossier haut en métal et en fibre de verre. À l'époque de la fabrication de l'aéronef, la ceinture de retenue sur ce type de siège consistait en une ceinture sous-abdominale fixée directement au siège. En 1994, selon les stipulations du certificat de type supplémentaire (STC) SA711GL délivré par la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis, on avait remplacé les ceintures des 2 sièges avant de l'aéronef par des ceintures et des baudriers à une seule sangle de conception récente. Le STC SA711GL était conforme à l'agencement d'origine de l'avionneur; la ceinture était fixée au siège. Le baudrier ajouté était relié à un enrouleur à inertie fixé à la cellule et s'attachait à la boucle de la ceinture de siège. Cet agencement causait un transfert partiel de la charge à la structure de l'aéronef lorsqu'on utilisait le baudrier.

On a déposé les systèmes de retenue des 2 sièges avant de l'aéronef pour les examiner au Laboratoire d'ingénierie du BST. L'examen du baudrier du pilote a révélé que l'enrouleur à inertie était défectueux au moment de l'événement. La défaillance d'un composant à l'intérieur de l'enrouleur empêchait le bon fonctionnement du mécanisme de blocage du dispositif. On n'a pu déterminer si le pilote était au courant de cette anomalie ou si cette dernière avait influé sur sa décision de ne pas boucler le baudrier durant le vol à l'étude.

L'examen du système de retenue du siège passager avant a permis de constater son bon fonctionnement et que la résistance de sa sangle était conforme à la spécification du fabricant. Durant l'événement, l'enrouleur à inertie du baudrier s'est séparé de la cellule suite à une rupture en surcharge de son boulon de fixation.

L'enquête a établi que les sièges arrière s'étaient partiellement séparés de la structure de l'aéronef durant l'événement. Les dommages causés à ces sièges étaient caractéristiques d'un déplacement vers l'avant des bagages de cabine non arrimés durant l'événement. Les blessures des passagers qui occupaient les sièges arrière ont été causées par les bagages non arrimés et en raison des forces d'impact subies par l'aéronef.

D'autres enquêtes du BST³ ont révélé que les bagages non arrimés ont été soit des facteurs contributifs, soit des faits établis quant aux risques. Dans son enquête sur la perte de maîtrise et la collision avec le relief d'un DHC-2 Beaver à l'aéroport de La Grande Rivière (Québec)⁴ en juillet 2010, le BST a déterminé que durant l'impact, les bagages non arrimés se sont déplacés vers l'avant. De ce fait, le siège triple arrière a basculé vers l'avant et a projeté ses 3 occupants contre le pilote et le passager qui occupait le siège avant.

³ Rapports d'enquête aéronautique A07W0003, A09C0167 et A10Q0117 du BST.

⁴ Rapport d'enquête aéronautique A10Q0117 du BST.

Radiobalise de repérage d'urgence

En 2016, à la suite de son enquête sur l'impact sans perte de contrôle d'un hélicoptère à Moosonee (Ontario)⁵, en mai 2013, le BST a constaté que plus de la moitié de tous les aéronefs immatriculés au Canada qui doivent être munis d'une ELT utilisent un modèle qui émet un signal de 121,5 MHz que le système Cospas-Sarsat⁶ ne détecte pas. Le BST a conclu en outre que si la réglementation canadienne n'est pas modifiée en tenant compte des normes de l'Organisation de l'aviation civile internationale, il est fort probable que des aéronefs immatriculés au Canada et des aéronefs étrangers qui effectuent des vols au Canada continuent d'utiliser des modèles d'ELT non réglés sur 406 MHz. En conséquence, en cas d'événement, les équipages de conduite et les passagers continueront d'être exposés à des retards dans les activités de recherche et sauvetage qui pourraient mettre leur vie en danger. Par conséquent, le Bureau a recommandé que :

le ministère des Transports exige que tous les aéronefs immatriculés au Canada et aéronefs étrangers effectuant des vols au Canada pour lesquels une ELT est obligatoire soient équipés d'une ELT de 406 mégahertz conformément aux normes de l'Organisation de l'aviation civile internationale.

Recommandation A16-01 du BST

L'aéronef était muni d'une ELT de 406 MHz conçue pour émettre des signaux aux fréquences de 406 et de 121,5 MHz. Une fois déclenchée, l'ELT émet un signal de radioralliement continu sur la fréquence de 121,5 MHz, ainsi qu'un signal de message d'alerte au système de satellite Cospas-Sarsat toutes les 50 secondes sur la fréquence de 406 MHz.

Après l'événement à l'étude, l'ELT de l'aéronef a émis sur la fréquence de 406 MHz un message d'alerte qui comprenait l'immatriculation de l'aéronef, sa position et les coordonnées des personnes à joindre en cas d'urgence. Le système de satellite Cospas-Sarsat a reçu le signal et l'a relayé au JRCC à Victoria à 9 h 4. Le JRCC a tenté sans succès de communiquer avec les personnes à joindre en cas d'urgence.

À 9 h 25, le JRCC a lancé une recherche en se fiant aux coordonnées émises par l'ELT.

À 9 h 27, le JRCC a reçu un appel du British Columbia Ambulance Service, qui était en communication avec un des passagers de l'aéronef. L'appel a été relayé au JRCC à Victoria, et le passager a fait une description générale du secteur où s'était produit l'accident, mais n'a pu indiquer l'endroit précis. Le passager est demeuré en communication avec le JRCC jusqu'à l'arrivée du personnel de recherche et sauvetage.

⁵ Rapport d'enquête aéronautique A13H0001 du BST.

⁶ 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.

À 11 h 57, des aéronefs du JRCC ont repéré les passagers et l'épave grâce aux coordonnées du message d'alerte émis sur la fréquence de 406 MHz et au signal de radiorallèlement émis sur la fréquence de 121,5 MHz.

Caractéristiques de décrochage du DHC-2

Généralités

La certification de conformité du DHC-2 Beaver aux *British Civil Airworthiness Requirements* remonte à 1947. À cette époque, ses caractéristiques de décrochage étaient jugées acceptables et aucune exigence de conception ne stipulait l'installation d'un avertisseur de décrochage sur l'aéronef.

La vitesse anémométrique à laquelle se produit un décrochage varie en fonction du facteur de charge de la manœuvre en cours d'exécution. On définit le facteur de charge comme étant le rapport entre la force agissant sur les ailes et la masse brute de l'aéronef; le facteur de charge est une mesure des contraintes (ou de la charge) exercées sur la structure de l'aéronef. Par convention, on exprime le facteur de charge en *g* (l'unité de mesure des forces d'accélération verticale) en raison de l'accélération gravitationnelle ressentie par un occupant de l'aéronef. En vol rectiligne en palier, la portance est égale au poids, et le facteur de charge est de 1 *g*. Toutefois, un virage incliné en palier nécessite plus de portance. Pour ce faire, il faut augmenter l'angle d'attaque (en tirant sur la commande de profondeur), ce qui augmente le facteur de charge. Comme le facteur de charge augmente avec l'angle d'inclinaison, la vitesse à laquelle le décrochage se produit augmente également.

Le manuel de vol du DHC-2 Beaver souligne que lorsque l'aéronef est configuré avec les volets rentrés, un décrochage non accéléré se produit à une vitesse indiquée de 60 mi/h. Il indique aussi que durant le décrochage [traduction] « si le pilote ne corrige pas le mouvement de lacet, l'aéronef a tendance à effectuer un roulis. À ce moment, le pilote doit immédiatement prendre des mesures correctives pour contrecarrer le roulis⁷ ».

En 1995, l'entreprise Aeronautical Testing Service Inc. (ATS)⁸ a effectué une série d'essais en vol sur le DHC-2 Beaver. Ces essais avaient pour objet d'évaluer les caractéristiques de décrochage, les signes de décrochage et la manœuvrabilité durant le décrochage dans diverses configurations de masse et de centrage que les *British Civil Airworthiness Requirements* d'origine ne stipulaient pas expressément. Dans son rapport sur les essais en vol⁹, ATS a indiqué que les caractéristiques de décrochage de l'appareil étaient acceptables

⁷ de Havilland Inc., *DHC-2 Beaver Flight Manual* (31 mars 1956), révisé en date du 28 juillet 2002, section 4.11 : « Flight Characteristics », alinéa 4.11.5.

⁸ Aeronautical Testing Service Inc., basée à Washington, D.C., aux États-Unis, est une entreprise de consultation et de fabrication en aéronautique œuvrant principalement dans la conception, l'élaboration et la réalisation de modifications d'aéronefs de l'aviation générale.

⁹ Aeronautical Testing Service Inc., rapport d'essais en vol, de Havilland DHC-2 Mk1 canadien, immatriculé C-FJOM, numéro de série 1024, n° TIA ST15969SE-A, 25 mai 1995.

pour un centrage avant. Cependant, pour un centrage arrière associé à un décrochage au moteur, les caractéristiques se sont avérées inacceptables avec les ailes à l'horizontale, en virage et à haute vitesse.

Il est plus facile de cabrer un aéronef en centrage arrière qu'en centrage avant. Le centrage arrière rend possible un cabrage plus rapide avec les commandes de vol, ce qui peut entraîner un décrochage plus grave que si l'aéronef était en centrage avant.

Préoccupation non résolue du BST en matière de sécurité

En 2012, le BST a enquêté¹⁰ sur un événement qui mettait en cause un DHC-2 au lac Lillabelle (Ontario). À l'arrivée, le pilote tente d'effectuer un amerrissage, selon une trajectoire traversant le lac sur sa partie étroite, étant donné que les vents sont favorables dans cette direction. Constatant que la distance est insuffisante pour poser l'appareil, le pilote remet les gaz. Peu de temps après la remise des gaz à pleine puissance, l'aéronef s'incline rapidement vers la gauche et frappe le plan d'eau dans une assiette partiellement inversée. L'aéronef s'immobilise sur le fond boueux du lac, en partie suspendu par les flotteurs, qui sont toujours en bon état. Le passager occupant le siège avant réussit à sortir de l'aéronef et est secouru. Le pilote et le passager occupant le siège arrière sont incapables de sortir et se noient.

Lors de l'enquête, le BST a établi que, si un pilote ne reconnaît pas les tremblements aérodynamiques ou croit qu'il s'agit de turbulence lorsqu'il vole à basse vitesse indiquée ou grand angle d'attaque, il risque de ne pas s'apercevoir de l'imminence d'un décrochage. Un avertisseur de décrochage donnant une alerte visuelle, sonore ou tactile peut avertir de manière claire et impérieuse les pilotes d'un décrochage imminent.

Beaucoup de DHC-2 Beaver dépourvus d'un avertisseur de décrochage sont toujours en service au Canada. Voir en annexe A la liste des enquêtes du BST sur des accidents liés au décrochage mettant en cause des DHC-2 dépourvus d'avertisseur de décrochage.

Les décrochages se produisant durant des phases critiques de vol ont souvent des conséquences désastreuses. Par conséquent, le Bureau craint que les tremblements aérodynamiques de l'aéronef DHC-2 ne fournissent pas aux pilotes un avertissement adéquat de l'imminence d'un décrochage.

Recommandation antérieure du BST

Dans son enquête sur la perte de maîtrise et la collision avec le relief d'un DHC-2 à Tadoussac (Québec)¹¹ en août 2015, le BST a déterminé que le pilote en cause avait, comme instructeur, régulièrement fait des exercices de décrochages dans des conditions contrôlées. Il était également au courant des caractéristiques de décrochage plus abruptes du DHC-2 dans

¹⁰ Rapport d'enquête aéronautique A12O0071 du BST.

¹¹ Rapport d'enquête aéronautique A15Q0120 du BST.

les virages à forte inclinaison. Pourtant, malgré son expérience, il n'a pas su détecter le décrochage imminent avant la perte de maîtrise de l'aéronef.

Pour réduire les risques de perte de maîtrise de l'aéronef, le pilote doit recevoir une indication claire et immédiate d'un décrochage imminent : immédiate étant donné l'urgence, et claire pour prévenir toute possibilité de prendre le décrochage imminent pour un autre type d'événement. En cas de décrochage imminent, les avertisseurs de décrochage émettent une alerte sonore et parfois visuelle. Ainsi, cette alerte est l'un des derniers mécanismes de défense contre les décrochages accidentels.

En 2014, Transports Canada et Viking Air Limited, le titulaire du certificat de type de l'aéronef à l'étude, ont recommandé l'installation d'avertisseurs de décrochage. Or, seulement 4 de ces dispositifs ont été installés à bord de DHC-2 immatriculés au Canada. À l'heure actuelle, 382 appareils DHC-2 sont immatriculés au Canada. De ce nombre, 223 sont utilisés à des fins commerciales.

La probabilité de conséquences négatives et leur gravité servent à établir le niveau de risque. Étant donné le nombre de DHC-2 en service commercial dépourvus d'un avertisseur de décrochage, et la fréquence des manœuvres à basse altitude de l'aviation de brousse, on peut raisonnablement conclure à la probabilité élevée de la survenue d'autres décrochages à basse altitude. Étant donné les conséquences très graves des décrochages à basse altitude, on attribue à ce type d'accident un niveau de risque élevé.

Tant qu'il ne sera pas obligatoire, à tout le moins, d'équiper les DHC-2 en service commercial et immatriculés au Canada d'un avertisseur de décrochage, les pilotes et passagers qui voyagent à bord de ces aéronefs continueront d'être exposés à un risque élevé de blessures ou de mort comme suite à un décrochage à basse altitude.

Par conséquent, le Bureau a recommandé que :

le ministère des Transports exige que tous les aéronefs de type DHC-2 en exploitation commerciale au Canada soient équipés d'un système avertisseur de décrochage.

Recommandation A17-01 du BST

Même si cette recommandation ne vise pas l'aéronef privé en cause dans l'événement à l'étude, cet accident souligne une fois de plus les avantages potentiels de l'installation d'un avertisseur de décrochage.

Orientation spatiale et illusions d'optique

Indices pour garder la maîtrise de l'aéronef en vol à vue

En vol à vue, la relation entre l'horizon (ligne où se rencontrent le relief et le ciel) et une partie de l'aéronef (par ex., le dessus du tableau de bord) est la principale référence qu'utilisent les pilotes pour surveiller l'assiette de l'aéronef. Lorsque l'aéronef adopte une

assiette en cabré plus prononcée pour monter ou pour ralentir, la ligne d'horizon descend dans le pare-brise et le tableau de bord masque davantage le relief.

En plus d'utiliser l'horizon comme référence, les pilotes surveillent les instruments de bord (indications d'altitude, taux de montée, de vitesse indiquée, de régime, etc.). Ils peuvent ainsi confirmer que ce qu'ils observent à l'extérieur correspond aux indications des instruments et s'assurer que le régime et l'assiette de l'aéronef produisent les performances souhaitées. En cabré plus prononcé, il faut modifier le régime du moteur de l'aéronef, sinon la vitesse indiquée diminue et l'aéronef passe à la gamme des vitesses de vol lent. Un cabré de plus en plus prononcé pour maintenir l'altitude de l'aéronef ne fera que réduire sa vitesse anémométrique. Il sera ainsi impossible de maintenir l'altitude et il y aura risque de décrochage aérodynamique¹².

La descente de l'horizon vers le bas du pare-brise et la réduction du relief visible au-dessus du tableau de bord sont les principaux indices visuels grâce auxquels les pilotes reconnaissent un cabré plus prononcé. Ces observations, ainsi qu'une réduction de la vitesse anémométrique et la difficulté de maintenir l'altitude sans augmenter le régime devraient indiquer au pilote d'abaisser le nez pour augmenter la vitesse anémométrique, et du fait même sa marge de sécurité.

Indices pertinents pour évaluer la vitesse, l'altitude et le laps de temps avant une collision avec le relief

Plusieurs indices visuels externes permettent d'estimer la vitesse, l'altitude et le laps de temps avant une collision avec le relief, entre autres :

- la perception de taille et de profondeur des caractéristiques de petite et de grande échelle du terrain, qui aide les pilotes à estimer leur altitude-sol et le laps de temps avant la collision avec le relief (par ex., des arbres plus petits séparés par des intervalles plus petits donnent l'impression qu'ils sont plus loin);
- le flux optique¹³, qui permet également d'estimer l'altitude-sol, la vitesse et le laps de temps avant la collision avec le relief, en particulier lorsque les indices de position sont peu nombreux ou absents. Les objets plus rapprochés se déplacent plus rapidement dans le champ de flux optique comparativement aux vitesses angulaires

¹² Transports Canada, TP 1102, *Manuel de pilotage*, quatrième édition (2004), p. 73 et 74.

¹³ Le flux optique est le phénomène selon lequel la vitesse à laquelle les objets semblent s'éloigner progressivement d'un point central diminue à mesure qu'augmente l'altitude.

relativement faibles d'objets plus éloignés et du relief^{14, 15}. Un flux optique accru peut être une indication de vitesse croissante ou d'une diminution de l'altitude;

- la végétation dense sur les collines, qui peut masquer un relief ascendant et induire le pilote à sous-estimer la pente¹⁶. Il est ainsi plus difficile d'estimer le laps de temps dont on dispose pour éviter le relief qui approche.

Orientation spatiale et illusions d'optique en terrain montagneux

En régions montagneuses au relief ascendant, les pilotes peuvent avoir plus de difficulté à déterminer exactement l'assiette, l'altitude et la vitesse de l'aéronef; il est peu probable que l'horizon que présente le relief ascendant soit le véritable horizon, car ce relief ascendant masque souvent toute référence à l'horizon réel. Par conséquent, lorsqu'ils approchent un relief ascendant, les pilotes pourraient relever le nez de l'aéronef afin de maintenir un angle constant entre la partie de l'aéronef qui leur sert de référence et le relief ascendant. Ils devraient consulter les instruments de bord pour constater les effets d'un cabré plus prononcé sur les performances de l'aéronef.

À défaut de consulter ces instruments, les pilotes auront plus de difficulté à reconnaître les effets d'un cabré sur les performances s'ils se fient uniquement aux indices visuels externes, à cause des illusions additionnelles causées par la proximité accrue du relief.

Les pilotes pourraient avoir encore plus de difficulté à estimer la hauteur et la distance lorsque le relief est enneigé, car l'absence d'éléments visuels au sol les prive de toute échelle de rapport. Dans des conditions de lumière diffuse, les pilotes risquent de surestimer leur altitude, car le manque de contraste entre les arbres et leur environnement immédiat peut les faire paraître plus courts qu'ils ne le sont en réalité. Pareillement, une crête enneigée devant un relief montagneux illuminé uniformément pourrait être moins visible^{17, 18}.

¹⁴ J. M. Loomis, R. Klatzky, R. G. Golledge et al., "Nonvisual navigation by blind and sighted: Assessment of path integration ability", *Journal of Experimental Psychology*, volume 122, n° 1 (1993), p. 73 à 91.

¹⁵ H. J. Sun, J. L. Campos, M. Young et al., "The contribution of static visual cues, nonvisual cues, and optic flow in distance estimation", *Perception*, volume 33 (2004), p. 49 à 65.

¹⁶ F. H. Previc, chapitre 7 : « Spatial disorientation in aviation: Historical background, concepts, and terminology », dans : F. H. Previc et W. R. Ercoline (éd.), *Spatial disorientation in aviation (volume 203, Progress in astronautics and aeronautics)* (Reston, VA : American Institute of Aeronautics and Astronautics : 2004).

¹⁷ K. K. Gillingham et F. H. Previc, AL-TR-1993-0022, *Spatial orientation in flight* (Armstrong Laboratory, Brooks Air Force Base, TX : 1993).

¹⁸ Civil Aviation Authority of New Zealand, CAA Safety Publication, *Mountain Flying* (Wellington, Nouvelle-Zélande : mars 2012).

Rapports de laboratoire du BST

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

- LP003/2017 – Safety Belt Restraint System Analysis [analyse des dispositifs de retenue et des ceintures de sécurité]
- LP015/2017 – Instrument Analysis [analyse des instruments]
- LP246/2016 – GPS Data Recovery [récupération des données du GPS]

Analyse

L'examen de l'aéronef n'a révélé aucune défaillance ni panne du moteur ou des systèmes de bord. Par conséquent, l'analyse portera sur : la fatigue du pilote, les illusions d'optique causées par le relief ascendant, le décrochage aérodynamique, les effets du chargement de l'aéronef sur ses performances, et les possibilités de survie.

Fatigue du pilote

Le BST a effectué une analyse de la fatigue afin de déterminer dans quelle mesure, le cas échéant, la fatigue aurait pu être un facteur dans l'événement à l'étude. L'enquête a permis de constater que l'un des 6 facteurs de risque liés à la fatigue était en jeu. La nuit avant l'événement, le pilote a éprouvé une légère perturbation aiguë du sommeil; il a dormi son nombre d'heures habituel, mais son sommeil était probablement de mauvaise qualité, étant donné qu'il avait dormi à l'arrière d'une camionnette en route vers l'aéroport de Vanderhoof.

Bien que le pilote ait connu un sommeil de qualité chez lui la veille de son départ de Saskatoon, l'enquête n'a pas permis de déterminer si la qualité de son sommeil dans le véhicule le jour de l'événement a été compromise à un tel point qu'il était fatigué au moment de l'événement. Il est probable que le voyage nocturne en véhicule avant d'entreprendre le vol ait réduit la qualité du sommeil du pilote et accru le risque que la fatigue aiguë nuise à sa prise de décisions.

Si les pilotes n'obtiennent pas de sommeil de qualité durant les périodes de repos avant un vol, ils risquent d'être fatigués lorsqu'ils pilotent un aéronef, ce qui pourrait dégrader leur rendement.

Illusions d'optique

Les conditions météorologiques qui prévalaient au moment de l'événement étaient propices aux illusions d'optique associées au vol à basse altitude au-dessus d'un relief ascendant. L'absence d'indices pouvant fournir une échelle de rapport du relief enneigé, de même que le contraste minimal dans le boisé dense à cause de conditions d'éclairage diffus, ont probablement masqué le relief ascendant et l'horizon réel.

Ces conditions visuelles auraient compliqué l'évaluation de la distance entre l'aéronef et le relief ascendant. Elles pourraient aussi avoir induit le pilote à sous-estimer la pente ascendante et à surestimer le temps qu'il avait pour effectuer un virage pour s'en éloigner.

À mesure que s'accroissait la pente, l'horizon perçu se serait déplacé vers le haut du pare-brise; ainsi, il se peut que le pilote ait cabré l'aéronef pour maintenir un angle constant entre sa référence sur l'aéronef et le relief ascendant. Ce cabré plus prononcé aurait réduit la vitesse anémométrique, et l'aéronef serait passé à la gamme des vitesses de vol lent. Lorsque

L'aéronef approche du décrochage dans cette gamme de vitesses, le vol coordonné devient plus difficile à maintenir.

À l'approche de la première crête montagneuse, le flux optique accéléré causé par la proximité accrue du relief aurait nourri l'illusion que l'aéronef volait plus vite. Faute de consulter périodiquement les instruments de l'aéronef, le pilote n'a peut-être pas constaté que le cabré plus prononcé réduisait la vitesse anémométrique.

Rien n'indiquait que le pilote se rendait compte de l'imminence d'un décrochage et d'une perte de maîtrise. Au cours des instants qui ont précédé l'impact, le pilote n'a pas augmenté le régime, et les volets sont demeurés à 0°. On peut ainsi présumer que le pilote ignorait que l'aéronef approchait d'un décrochage, du moins jusqu'à ce qu'il tente un virage pour éviter la crête montagneuse.

Alors que l'aéronef approchait la crête montagneuse, le ciel couvert en altitude et la végétation uniformément enneigée étaient propices aux illusions d'optique associées au vol en relief montagneux. Il est probable que ces illusions aient été parmi les facteurs qui ont mené le pilote à mal évaluer la proximité du relief, à adopter par inadvertance un cabré de plus en plus prononcé, et à ne pas détecter la réduction de la vitesse anémométrique avant qu'il vire abruptement pour éviter le flanc de colline.

Décrochage aérodynamique

Pilotage de l'aéronef

Le pilote a amorcé un virage pour s'éloigner du flanc de la colline. On peut ainsi supposer que le pilote a constaté que l'aéronef survolait trop bas et trop lentement un relief ascendant et qu'il serait incapable de monter pour l'éviter. À mesure qu'augmentait l'angle d'inclinaison durant le virage, la vitesse de décrochage augmentait elle aussi, et l'aéronef s'est trouvé en état de décrochage accéléré.

Masse et centrage

Le pilote a omis de peser et d'arrimer les marchandises et de calculer la masse et le centre de gravité de l'aéronef avant le départ. Au moment de l'accident, la masse de l'aéronef excédait de 682 livres sa masse maximale, et son centre de gravité dépassait de 3,1 pouces la limite arrière. La masse et le centrage excédant les limites de l'aéronef ont accru sa vitesse de décrochage et ont dégradé ses performances, sa stabilité et ses caractéristiques de vol à basse vitesse en montée. Par conséquent, cet état, combiné à la basse altitude de l'aéronef, a probablement empêché le pilote de reprendre la maîtrise de l'aéronef avant de percuter le relief.

Avertisseur de décrochage

Comme l'aéronef était dépourvu d'un avertisseur de décrochage, le décrochage s'est produit sans avertissement sonore ou visuel. Il est donc raisonnable de conclure que l'absence d'un

avertisseur de décrochage a privé le pilote d'une ultime solution pour contrecarrer le décrochage et la perte de maîtrise subséquente de l'aéronef.

Possibilités de survie

Arrimage des marchandises

Lorsque l'aéronef a percuté le relief, les marchandises non arrimées ont été projetées vers l'avant et ont heurté les passagers et le pilote. En outre, elles ont endommagé les sièges arrière et ont causé leur séparation partielle de la structure de l'aéronef.

Les passagers ont été blessés par la projection vers l'avant des marchandises non arrimées et la séparation partielle des sièges arrière durant l'impact. Si les marchandises ne sont pas arrimées, il y a un risque qu'elles se déplacent vers l'avant lors d'un impact ou de turbulence et causent des blessures aux passagers ou à l'équipage.

Ensemble de retenue des occupants

Habituellement, le pilote portait sa ceinture de siège et son baudrier en vol, mais n'a pas bouclé son baudrier durant le vol à l'étude. L'examen du baudrier du pilote a révélé que l'enrouleur à inertie était défectueux au moment de l'événement. L'enquête n'a pas permis de déterminer si le pilote était au courant de cette anomalie ou si celle-ci avait influé sur sa décision de ne pas boucler le baudrier durant le vol à l'étude.

À cause de sa conception, le baudrier, lorsque non utilisé, causait le transfert de la charge partielle normalement absorbée par la structure de l'aéronef aux points d'attache de la ceinture de siège.

Durant la séquence d'impact, la charge appliquée aux points d'attache de la ceinture de siège du pilote a été transmise aux points d'attache de son siège, lesquels ont cédé en surcharge. Le pilote a été mortellement blessé lorsque son siège s'est déplacé vers l'avant durant l'impact.

Radiobalise de repérage d'urgence

Un des passagers a pu joindre le 911 et donner au personnel de recherche et sauvetage une description générale du secteur où s'était écrasé l'aéronef, mais n'a pu indiquer l'endroit précis. L'aéronef transportait une radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz qui a émis un message d'alerte au système de satellite Cospas-Sarsat, et un signal de radioralliement sur la fréquence de 121,5 MHz; ainsi, l'aéronef du Centre conjoint de coordination de sauvetage a pu rapidement repérer l'épave et les occupants.

Faits établis

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Alors que l'aéronef approchait la crête montagneuse, le ciel couvert en altitude et la végétation uniformément enneigée étaient propices aux illusions d'optique associées au vol en relief montagneux. Il est probable que ces illusions aient été parmi les facteurs qui ont mené le pilote à mal évaluer la proximité du relief, à adopter par inadvertance un cabré de plus en plus prononcé, et à ne pas détecter la vitesse anémométrique réduite avant qu'il vire abruptement pour éviter le flanc de colline.
2. À mesure qu'augmentait l'angle d'inclinaison durant le virage, la vitesse de décrochage augmentait elle aussi, et l'aéronef s'est trouvé en état de décrochage accéléré.
3. La masse et le centrage excédant les limites de l'aéronef ont accru sa vitesse de décrochage et ont dégradé ses performances, sa stabilité et ses caractéristiques de vol à basse vitesse en montée. Par conséquent, cet état, combiné à la basse altitude de l'aéronef, a probablement empêché le pilote de reprendre la maîtrise de l'aéronef avant de percuter le relief.
4. L'absence d'un avertisseur de décrochage a privé le pilote d'un ultime mécanisme de défense contre le décrochage et la perte de maîtrise subséquente de l'aéronef.
5. Les passagers ont été blessés par la projection vers l'avant des marchandises non arrimées et la séparation partielle des sièges arrière durant l'impact.
6. Durant la séquence d'impact, la charge appliquée aux points d'attache de la ceinture de siège du pilote a été transmise aux points d'attache de son siège, lesquels ont cédé en surcharge. Le pilote a été mortellement blessé lorsque son siège s'est déplacé vers l'avant durant l'impact.

Faits établis quant aux risques

1. Si les pilotes n'obtiennent pas de sommeil de qualité durant les périodes de repos avant un vol, ils risquent d'être fatigués lorsqu'ils pilotent un aéronef, ce qui pourrait dégrader leur rendement.
2. Si les marchandises ne sont pas arrimées, il y a un risque qu'elles se déplacent vers l'avant lors d'un impact ou de turbulence et causent des blessures aux passagers ou à l'équipage.

Autres faits établis

1. L'aéronef transportait une radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz qui a émis un message d'alerte au système de satellite Cospas-Sarsat, et un signal de radioralliment sur la fréquence de 121,5 MHz; ainsi, l'aéronef du Centre conjoint de coordination de sauvetage a pu rapidement repérer l'épave et les occupants.

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 17 janvier 2018. Le rapport a été officiellement publié le 24 janvier 2018.

Visitez le site Web du Bureau de la sécurité des transports du Canada (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 – Rapports d'enquête aéronautique du BST sur des accidents liés au décrochage d'aéronefs DHC-2 sans avertisseur de décrochage

Événement	Décès	Résumé
A15Q0120	6	Le de Havilland DHC-2 Mk. 1 Beaver monté sur flotteurs (immatriculé C-FKRJ, numéro de série 1210) exploité par Air Saguenay (1980) inc. a subi un décrochage et s'est écrasé lors d'un virage à grande inclinaison. Les 6 occupants ont perdu la vie. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.
A14O0105	0	Le DHC-2 Beaver monté sur flotteurs (immatriculé C-FHVT, numéro de série 284) exploité par Sudbury Aviation Limited effectuait une approche pour amerrir lorsqu'il a subi un décrochage et s'est écrasé. Le pilote et le passager qui occupait le siège arrière ont été légèrement blessés. L'autre passager, qui occupait le siège avant droit, n'a pas été blessé. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.
A12O0071	2	Le de Havilland DHC-2 Mk. 1 Beaver monté sur flotteurs (immatriculé C-FGBF, numéro de série 168) exploité par Cochrane Air Service a subi un décrochage et s'est écrasé lors d'une remise des gaz pendant l'amerrissage. Le passager occupant le siège avant a réussi à sortir de l'aéronef et a été secouru. Le pilote et le passager occupant le siège arrière étaient incapables de sortir et se sont noyés. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.
A11C0100	5	Le DHC-2 monté sur flotteurs (immatriculé C-GUJX, numéro de série 1132) exploité par Lawrence Bay Airways Ltd. a subi un décrochage et s'est écrasé au décollage. Les 5 occupants ont succombé à leurs blessures. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.
A10Q0117	2	L'hydravion amphibie à flotteurs DHC-2 Mk. 1 (immatriculé C-FGYK, numéro de série 123) exploité par Nordair Québec 2000 Inc. a subi un décrochage et s'est écrasé au décollage. Deux des 5 occupants ont succombé à leurs blessures. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.
A09P0397	6	L'hydravion de Havilland DHC-2 Mk. 1 (immatriculé C-GTMC, numéro de série 1171) exploité par Seair Seaplanes Ltd. a subi un décrochage et s'est écrasé au décollage. Six des 8 occupants ont succombé à leurs blessures. L'aéronef était muni d'un avertisseur de décrochage, mais il ne fonctionnait pas, ce que le BST a établi comme cause ou facteur contributif de l'événement.
A08A0095	0	Le de Havilland DHC-2 (Beaver) monté sur flotteurs (immatriculé C-FPQC, numéro de série 873) exploité par Labrador Air Safari (1984) Inc. a subi un décrochage et s'est écrasé alors que l'équipage tentait d'effectuer un amerrissage forcé. Cinq des 7 occupants ont été grièvement blessés. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.

Événement	Décès	Résumé
A05Q0157	1	Le de Havilland DHC-2 Beaver monté sur flotteurs (immatriculé C-FODG, numéro de série 205) a subi un décrochage et s'est écrasé au décollage. Le pilote, seul occupant à bord, a subi des blessures mortelles. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.
A04C0098	4	Le de Havilland DHC-2 Beaver (immatriculé C-GQHT, numéro de série 682) exploité par Pickerel Arm Camps a subi un décrochage et s'est écrasé pendant l'approche. Les 4 occupants ont succombé à leurs blessures. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.
A01Q0166	3	Le Beaver de Havilland DHC-2 Mk. 1 monté sur flotteurs (immatriculé C-GPUO, numéro de série 810) exploité par Air Saint-Maurice Inc. a subi un décrochage et s'est écrasé pendant l'approche. Trois des 7 occupants ont succombé à leurs blessures. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage, et le BST a conclu qu'il s'agissait là d'un facteur de risque.
A01P0194	5	L'hydravion de Havilland DHC-2 Beaver (immatriculé C-GVHT, numéro de série 257) exploité par Wahkash Contracting Ltd. a subi un décrochage et s'est écrasé pendant l'approche. Les 5 occupants ont succombé à leurs blessures. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage, ce qui est un des faits établis dans le rapport du BST.
A00Q0006	3	Un DHC-2 Beaver (immatriculé C-FIVA, numéro de série 515) exploité par Cargair Ltd a subi un décrochage et s'est écrasé pendant la montée. Trois des 6 occupants ont succombé à leurs blessures. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage.
A98P0194	0	Le de Havilland DHC-2 Beaver monté sur flotteurs (immatriculé C-GCZA, numéro de série 1667) exploité par Air Rainbow Midcoast a subi un décrochage et s'est écrasé après avoir interrompu son approche. Les occupants n'ont pas été blessés, mais l'aéronef a subi des dommages importants. L'appareil n'était pas muni d'un avertisseur de décrochage, et le BST a établi que le fait que le pilote n'ait pas été averti de l'imminence d'un décrochage était une cause ou un facteur contributif de l'événement.