

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE

A04C0098

PERTE DE MAÎTRISE ET COLLISION AVEC LE RELIEF

DU de HAVILLAND DHC-2 MARK I BEAVER C-GQHT

EXPLOITÉ PAR PICKEREL ARM CAMPS

AU LAC FAWCETT (ONTARIO)

LE 18 MAI 2004

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 aéro-nautique

### Perte de maîtrise et collision avec le relief

du de Havilland DHC-2 Mark I Beaver C-GQHT  
exploité par Pickerel Arm Camps  
au lac Fawcett (Ontario)  
le 18 mai 2004

Rapport numéro A04C0098

### *Sommaire*

Pickerel Arm Camps est situé à quelque 22 km au sud de Sioux Lookout (Ontario). L'entreprise exploite un camp principal à partir de son hydrobase ainsi que plusieurs camps de pêche éloignés. Elle exploite également deux avions de Havilland DHC-2 Beaver montés sur flotteurs qui servent à transporter les clients et les fournitures jusqu'aux camps éloignés. Sept clients de l'entreprise arrivent à l'hydrobase le 18 mai 2004, soit le jour précédant le voyage de pêche de quatre jours prévu au lac Fawcett, l'un des camps éloignés. Puisque le camp éloigné est libre, on prend la décision de s'y rendre en après-midi. Le groupe est divisé en deux. Un groupe de trois personnes et l'ensemble des fournitures des sept personnes prennent le premier avion. Le second groupe de quatre personnes ainsi que leurs bagages personnels suivent dans l'autre Beaver de l'entreprise.

L'avion mis en cause dans l'accident, le de Havilland DHC-2 Beaver (immatriculé C-GQHT et portant le numéro de série 682) quitte l'hydrobase de l'entreprise vers 17 h, heure avancée de l'Est, avec un pilote et trois clients à bord pour effectuer un vol de jour selon les règles de vol à vue à destination du lac Fawcett. Vers 19 h 30, le pilote et les quatre autres clients arrivent à bord du second avion et constatent que le premier groupe n'est pas arrivé. Plus tard, les clients trouvent l'avion accidenté reposant sur le dos dans le lac. Les plongeurs de la Police provinciale de l'Ontario récupèrent les corps du pilote et des trois passagers. L'avion a subi des dommages considérables. Il n'y a pas eu d'incendie.

*This report is also available in English.*

## *Autres renseignements de base*

L'entreprise emploie deux pilotes, dont l'un avait été désigné pilote en chef. Transports Canada avait procédé à une vérification de l'entreprise en juin 2003. Certaines lacunes avaient été notées. Cependant, Transports Canada avait estimé que les mesures correctives prises par l'entreprise à l'égard des constats établis au cours de la vérification étaient satisfaisantes, et le dossier de vérification avait donc été fermé.

Le pilote mis en cause dans l'accident n'a pas consigné la masse du carburant, du fret ou des passagers ni dans le plan de vol opérationnel ni dans le dossier de chargement. Selon des calculs effectués après l'accident à partir de masses estimées, l'avion se trouvait probablement à l'intérieur des limites de masse et de centrage, telles qu'indiquées dans le manuel de vol de l'avion, tant au décollage qu'à l'arrivée au lac Fawcett. Cependant, la masse de l'avion avoisinait sa masse brute maximale, et son centre de gravité se trouvait près de la limite arrière.

Lorsque le second avion est arrivé au lac Fawcett, le premier groupe ne se trouvait pas au camp. Le second groupe a débarqué, et le second pilote a survolé les environs, mais il n'a pas été en mesure de localiser le premier avion. À cause de considérations liées au carburant, le second pilote est retourné à Pickerel Arm Camps, et à 20 h 3, heure avancée de l'Est (HAE)<sup>1</sup>, par l'entremise d'un relais radio avec un autre avion, il a signalé l'avion en retard au centre d'information de vol (FIC) de Winnipeg. Une recherche faisant appel aux moyens de communication a été entreprise par le FIC, mais sans succès. Pendant ce temps, le second groupe, qui n'avait aucun moyen de communication à sa disposition, s'est rendu sur le lac pour pêcher. Le groupe a remarqué un objet qui flottait sur le lac près de l'endroit où le groupe s'était posé, soit à environ un demi-kilomètre du quai adjacent au camp, en direction du centre du lac. Une fois plus près, on a pu constater qu'il s'agissait du flotteur partiellement submergé d'un avion sur le dos. Malgré la température du lac et l'état dangereux dans lequel se trouvait l'avion, un des clients a plongé dans l'eau afin de déterminer s'il y avait des survivants à l'intérieur de l'avion.

L'entreprise a averti les services de recherche et sauvetage à 21 h 16, et un Hercules de recherche et sauvetage de Winnipeg (Manitoba) était sur le lieu de l'accident au lac Fawcett à 23 h 35 pour effectuer une recherche par radiobalise de repérage d'urgence (ELT). Aucun signal ELT n'a été reçu. À 0 h 36, l'équipage de recherche et sauvetage a pu voir un SOS donné par signaux lumineux, et l'entreprise a confirmé qu'un groupe de pêcheurs avait été laissé au camp, qu'il avait tout ce qu'il fallait pour l'hébergement et qu'il avait suffisamment de fournitures à sa disposition. À 5 h 44 le matin suivant, l'équipe de recherche et sauvetage a largué des radios aux occupants du camp et a pu voir deux bateaux sur le lac près d'un avion sur le dos qui était submergé. Un saut que devaient exécuter les techniciens SAR dans le but d'effectuer une plongée en apnée a été annulé par le centre de coordination des opérations de sauvetage parce qu'il était peu probable qu'il y ait des survivants dans l'épave. On a plutôt choisi d'effectuer une recherche sur le rivage. L'avion SAR a quitté le lieu de l'accident à 6 h 30, une fois l'avion de l'entreprise arrivé au camp.

La Police provinciale de l'Ontario (PPO) a été avertie et a dépêché des agents au lac Fawcett. La PPO a assuré la sécurité du lieu de l'accident et a entrepris une recherche d'éventuels survivants sur le rivage dans les environs. Le jour suivant, les plongeurs de la PPO ont récupéré les corps du pilote et des trois passagers. Toutes les victimes avaient subi des blessures mortelles à l'impact, et toutes portaient leur ceinture de sécurité.

---

<sup>1</sup> Les heures sont exprimées en HAE (temps universel coordonné [UTC] moins quatre heures).

La force de l'impact a arraché le siège du pilote ainsi qu'une partie de la structure du plancher du poste de pilotage, et les pieds de la banquette arrière de la cabine étaient rompus. Rien n'indique que le fret qui se trouvait dans le compartiment arrière avait été attaché.

L'avion a été récupéré au cours des deux jours suivants sous la surveillance du Bureau de la sécurité des transports (BST). Des enquêteurs ont effectué une inspection initiale dans la mesure où il était possible de le faire sur le rivage près du camp. La structure de la cellule, le moteur et les flotteurs avaient subi des dommages très importants. L'aile droite, qui n'a pas été trouvée au départ en raison de la mauvaise visibilité dans le lac, s'étaient rompue au niveau des ferrures de fixation. L'état des ferrures et du tube de va-et-vient de l'aileron indique que l'aile droite s'est déplacée vers l'arrière et vers le haut en se rompant. L'aile gauche était toujours attachée et elle s'était déplacée vers l'avant. L'une des deux pales de l'hélice s'était déformée vers l'arrière de la mi-pale jusqu'à son extrémité, selon un angle d'environ 45 degrés. Aucune des pales ne portait de marques de contact avec d'autres pièces de l'avion, et il n'y avait aucune marque d'impact d'hélice apparente sur les flotteurs. La ferrure de fixation du tube de torsion de la commande de profondeur droite s'était rompue. Le fuselage droit après l'implanture de l'aile était passablement renforcé dans la cabine. Le sélecteur de carburant se trouvait sur le réservoir central, et l'amorceur électrique était abaissé mais il n'était pas verrouillé. Le volant transférable était placé du côté du pilote. Rien n'indique qu'un incendie s'est déclaré. Par la suite, l'épave a été transportée par air jusqu'à un site d'entreposage pour un examen plus approfondi.

Plus tard, un sonar a été utilisé pour trouver l'aile droite dans le limon au fond du lac. L'aile droite a été trouvée à environ 7 m de l'épave principale, et elle a été récupérée pour examen. Les dommages à l'aile étaient typiques d'un impact contre un plan d'eau, l'aile toujours attachée au fuselage au moment de l'impact. Rien n'indiquait l'existence d'une crique de fatigue préexistante (rapport de laboratoire LP 070/2004 du BST).

L'avion en question avait été construit en 1953 et était équipé de flotteurs EDO 58-4580. L'avion n'était pas équipé d'un avertisseur de décrochage, et la réglementation en vigueur ne l'exigeait pas. La mesure des dommages a permis de déterminer que les angles d'impact étaient d'environ 37 degrés en piqué avec l'aile droite basse à un angle d'inclinaison d'environ 57 degrés. Les volets, commandés hydrauliquement à l'aide d'une pompe manuelle dans le poste de pilotage, possédaient un indicateur de position comportant les inscriptions suivantes : CRUISE (croisière), TAKE-OFF (décollage), CLIMB (montée), LAND (atterrissage) et FULL (complètement sortis). Selon ce qui a été déterminé, les volets se trouvaient dans la position FULL au moment de l'impact.

On a déterminé que toutes les ruptures dans le circuit des commandes de vol s'étaient produites en surcharge, ce qui indique la continuité du circuit des commandes au moment où l'aile droite a été arrachée du fuselage. On a déterminé que le compensateur de profondeur se trouvait en position plein piqué, ce qui est compatible à l'estimation voulant que le centre de gravité se soit trouvé vers l'arrière. Les compensateurs des ailerons et du gouvernail de direction se trouvaient à mi-déflexion.

Le réservoir de carburant avant comportait une marque de rupture allant de l'intérieur vers l'extérieur dans la direction de l'impact. Les réservoirs situés au centre et en arrière ne comportaient aucune marque de rupture. Durant le démontage du moteur, on a découvert que l'arbre de la pompe à carburant entraînée par le moteur s'étaient rompu. Aucune autre anomalie n'a été détectée. En plus d'une pompe à carburant entraînée par le moteur, l'avion était équipé d'une pompe à plateau oscillant manuelle ainsi que d'un voyant d'avertissement de pression de carburant.

Selon ce qui a été signalé, l'ELT (Narco ELT 10, numéro de série 19093) était installée et elle avait fait l'objet

d'un test de fonctionnement au cours de la plus récente inspection de l'avion. Durant une inspection de l'avion, on avait découvert que la partie externe de l'antenne de l'ELT sur la cellule s'était rompue. Un nouveau câble d'antenne avait été commandé mais il n'était toujours pas arrivé lorsque l'avion a été remis en service. La durée de l'indisponibilité se situait dans la période de 30 jours permises par l'article 605.39 du *Règlement de l'aviation canadien*. Un examen interne de l'ELT a révélé que l'interrupteur à inertie s'était déclenché à l'impact. La corrosion importante sur les bornes de la batterie et à d'autres endroits de la carte de circuits imprimés de l'ELT indiquent que la batterie alimentait l'ELT lorsque cette dernière a été submergée et qu'elle a pris l'eau. Selon ce qui a été découvert à l'installation de maintenance après la récupération, le connecteur de pile était débranché des bornes de la carte de circuit imprimé. Ce débranchement aurait été causé par la corrosion des barettes de connexion et par les impacts subis durant la récupération de l'épave.

Les instruments du poste de pilotage ainsi que le voyant d'avertissement de pression de carburant, la pompe entraînée par le moteur et les ferrures de fixation de l'aile droite ont tous été examinés par le Laboratoire technique du BST. Les renseignements suivants ont été obtenus des instruments du poste de pilotage : température de l'huile moteur à 77 °C; pression d'huile entre 70 et 80 lb/po<sup>2</sup>; calage altimétrique affiché à l'altimètre de 30.08 pouces; pression d'admission entre 27 et 29 pouces; et indicateur de virage et d'inclinaison latérale pointant vers la droite de cinq largeurs d'aiguille. L'arbre d'entraînement de la pompe à carburant entraînée par le moteur a subi une défaillance en torsion, et les surfaces de fracture montraient des signes de lissage, ce qui indique que le moteur a continué d'entraîner la pompe après la rupture de l'arbre.

Une inspection interne a permis de découvrir que le rotor de la pompe était entré en contact avec le logement du rotor et qu'il s'était probablement grippé à l'impact. La pompe à carburant à plateau oscillant de l'avion a été déposée et elle a fonctionné normalement lorsqu'elle a fait l'objet d'un essai. Le longeron avant de l'aile droite a subi une défaillance au-delà du boulon de fixation. Le longeron arrière a subi une défaillance au niveau du boulon de fixation. Le boulon inférieur du hauban a été arraché et a déformé la ferrure de fixation cellule du hauban. Les trois défaillances se sont produites en surcharge.

Le pilote de l'entreprise qui est arrivé au lac Fawcett environ 1 heure et 15 minutes après l'accident a signalé que les conditions météorologiques étaient bonnes, avec un vent du sud à 10 noeuds. Selon ce qui a été décrit, il y avait de petites vagues à la surface du lac, mais celles-ci n'étaient pas assez lisses pour créer un effet de plan d'eau miroitant. Il y avait encore de la glace dans la partie sud du lac, mais une partie importante du lac était libre de glace. Le camp était situé dans la partie du lac où il n'y avait pas de glace. Selon ce qui a été signalé, les conditions météorologiques à 18 h à Pickle Lake (Ontario), soit à environ 60 milles marins à l'est, étaient les suivantes et celles-ci étaient représentatives des conditions qui régnaient dans les environs du lieu de l'accident au moment où l'accident s'est produit : visibilité de 15 milles terrestres, ciel généralement dégagé, température de 17 °C, point de rosée de -5 °C, vent du 290 degrés vrais à 6 noeuds.

Le pilote décédé à la suite de l'accident avait été engagé par l'entreprise une semaine avant l'accident et il avait effectué un vol de vérification satisfaisant avec le pilote en chef de l'entreprise. Pendant la semaine à l'emploi de l'entreprise, le pilote a cumulé 16,8 heures de vol, ce qui constituait le total des heures de vol cumulées jusqu'à ce jour dans l'année. Le jour de l'accident, le pilote a cumulé 1,6 heure de vol avant l'accident. Le pilote était titulaire d'une licence de pilote professionnel valable pour tous les avions terrestres et hydravions monomoteurs et multimoteurs, autres que ceux à hautes performances, dont l'équipage minimal de conduite est d'un seul pilote. Le pilote avait neuf ans d'expérience de vol, principalement au service d'exploitants d'hydravions l'été. Il cumulait 1688 heures de vol, dont 344 sur Beaver.

L'autopsie du pilote n'a révélé aucune condition préexistante qui aurait pu nuire à ses capacités. Les résultats des analyses toxicologiques n'ont pas révélé la présence d'alcool ou de drogue et ils ont permis d'établir que le taux de saturation en monoxyde de carbone dans le sang était dans les limites normales.

Le manuel de vol de l'avion DHC-2 Beaver contient les renseignements suivants en ce qui a trait à la configuration pleins volets : la rubrique 1.12.3 stipule que la configuration « FULL FLAP (pleins volets) est requise seulement en cas d'amerrissage d'urgence dans des zones très exigües. »; et la rubrique 2.14.1 stipule que « les amerrissages à course minimale peuvent être nécessaires dans des circonstances extraordinaires. Le pilote qui connaît bien leur avion et qui possède de l'expérience dans les techniques d'amerrissage court peuvent effectuer des amerrissages à course minimale en utilisant la configuration pleins volets, en réduisant la vitesse indiquée en approche finale à une valeur se situant entre 65 et 68 mi/h et en maintenant cette vitesse jusqu'au moment de l'arrondi. »

La technique d'amerrissage court décrite dans le manuel de vol nécessite une configuration pleins volets, ce qui augmente considérablement la traînée et place l'avion en piqué prononcé. L'avion se met alors à trembler en raison de l'interaction entre les volets et l'écoulement d'air. Le pilote n'aurait pas reçu de formation relative à la technique d'amerrissage court dans ses emplois antérieurs où il pilotait un Beaver, et il n'existe aucune preuve d'une telle formation ou expérience dans les dossiers. Le pilote n'avait subi qu'un vol de formation à Pickerel Arm Camps, et cette formation ne comprenait pas la technique d'amerrissage court.

## *Analyse*

Le scénario le plus probable, selon les dommages à l'avion, l'inclinaison et l'angle d'impact, veut que l'avion ait subi un décrochage aérodynamique en approche finale.

La dimension de la zone des eaux libres et les conditions météorologiques au lac Fawcett n'auraient pas nécessité l'utilisation, par le pilote, de la configuration pleins volets, laquelle doit être utilisée seulement dans les cas d'amerrissage d'urgence dans des zones exigües. Cependant, le pilote a sélectionné la configuration FULL FLAP durant l'approche. Il n'a pas été possible de déterminer pourquoi il a pris une telle mesure. Même si le pilote connaissait bien l'avion, il n'avait pas suivi de formation récente pour ce type d'approche, et rien n'indiquait qu'il avait de l'expérience en la matière.

Durant une approche en configuration pleins volets, il est nécessaire de positionner l'avion en piqué plus prononcé qu'à l'habitude dans le but de maintenir la vitesse et, en combinaison avec la puissance moteur, la trajectoire d'approche. Toute réduction de l'angle d'approche va placer l'avion dans une assiette correspondante à celle qu'un pilote verrait normalement lors des étapes finales d'une approche sans la configuration pleins volets. Cependant, en raison de la traînée en configuration pleins volets, il va y avoir une réduction plus rapide de la vitesse indiquée qu'en situation d'approche normale, à moins d'augmenter considérablement la puissance.

La position plein piqué du compensateur de profondeur, compatible avec le centre de gravité arrière, indique que le pilote a peut-être tenu la gouverne de profondeur en position en maintenant une pression vers l'avant sur le volant de commande afin de maintenir la trajectoire d'approche et la vitesse désirées. Toute distraction aurait pu faire en sorte que le pilote relâche la pression sur le volant de commande et aurait eu comme conséquence la réduction de l'angle d'approche. La masse élevée de l'avion augmentait la vitesse de décrochage. Il se peut que le pilote, qui n'avait pas reçu de formation en ce qui a trait aux approches et aux amerrissages en configuration

pleins volets, ne savait pas qu'il était nécessaire de mettre l'avion en piqué prononcé pour maintenir la vitesse d'approche et de maintenir ce piqué jusqu'à ce qu'il amorce l'arrondi. Il se peut que les tremblements additionnels provenant de la configuration pleins volets aient masqué les caractéristiques du décrochage aérodynamique. Ces facteurs peuvent avoir contribué au fait que le pilote n'a peut-être pas reconnu le décrochage aérodynamique qui était imminent. Une fois en décrochage complet, l'aile s'est abaissée violemment à une altitude à laquelle il n'était pas possible pour le pilote d'effectuer une manoeuvre de sortie.

L'ELT a sans doute émis un signal. Cependant, ce signal n'aurait pas été transmis en raison de l'antenne de la cellule qui était rompue. Le reste du câble de l'antenne aurait émis un faible signal qui aurait été atténué davantage lorsque l'avion s'est retourné sur le dos et qu'il a été submergé. De plus, l'immersion de l'avion a rapidement mis l'ELT hors service.

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

- LP 072/2004 – *Instrument Analysis* (Analyse des instruments)
- LP 097/2004 – *Logbook Recover* (Récupération du carnet de bord)
- LP 106/2004 – *Fuel Pump Examination* (Examen de la pompe à carburant)
- LP 070/2004 – *Examination of Wing Attachment Fittings* (Examen des ferrures de fixation des ailes)

On peut obtenir ces rapports en s'adressant au BST.

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

1. Le pilote a effectué une approche en configuration de traînée élevée pour laquelle ses compétences n'avaient pas été établies.
2. Il est probable que le pilote a laissé la vitesse diminuer jusqu'au point où l'avion a décroché en approche, à une altitude à laquelle une sortie était peu probable.
3. Il n'était pas possible de survivre à cet accident en raison des forces d'impact élevées.

### *Faits établis quant aux risques*

1. L'antenne de la radiobalise de repérage d'urgence fixée à la cellule était rompue au-dessus du fuselage. Cependant, le vol a été effectué à l'intérieur de la période de 30 jours permises par la réglementation en ce qui a trait aux vols avec une radiobalise hors service.
2. Le pilote n'a pas arrimé le fret avant le vol, ce qui a permis au fret de se déplacer vers l'avant au moment de l'impact.
3. La masse et la position du centre de gravité n'étaient pas indiquées dans le plan de vol opérationnel ni dans le dossier de chargement, et on a pu qu'estimer la position du centre de gravité de l'avion.

*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 14 mars 2005.*

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