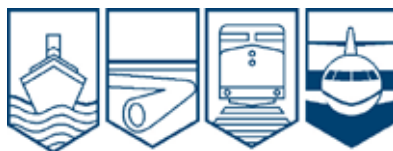


Bureau de la sécurité des transports  
du Canada



Transportation Safety Board  
of Canada

## **RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A11W0048**



### **PERTE DE MAÎTRISE ET DÉSINTÉGRATION EN VOL**

**DU DE HAVILLAND DHC-3 OTTER, C-GMCW  
EXPLOITÉ PAR BLACK SHEEP AVIATION & CATTLE CO. LTD.  
À 38 NM AU NORD-EST DE MAYO (YUKON)  
LE 31 MARS 2011**

**Canada**

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le but d'améliorer la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

## Rapport d'enquête aéronautique

### Perte de maîtrise et désintégration en vol

du de Havilland DHC-3 Otter, C-GMCW  
exploité par Black Sheep Aviation & Cattle Co. Ltd.  
à 38 nm au nord-est de Mayo (Yukon)  
le 31 mars 2011

Rapport numéro A11W0048

### *Résumé*

Le de Havilland DHC-3 Otter à propulsion par turbine exploité par Black Sheep Aviation et Cattle Co. Ltd (immatriculé C-GMCW, numéro de série 108) quitte Mayo pour effectuer un vol de jour de 94 milles terrestres selon les règles de vol à vue à destination de la bande d'atterrissage de Rackla (Yukon). À 15 h 07, heure avancée du Pacifique, environ 19 minutes après le départ de l'aéronef de Mayo, le Centre canadien de contrôle des missions capte une alerte d'une radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz. Le centre conjoint de coordination de sauvetage de Victoria en est avisé et un hélicoptère commercial est envoyé de Ross River (Yukon). À 18 h 33, heure avancée du Pacifique, l'épave de l'aéronef est retrouvée sur le flanc d'une colline à 38 milles marins au nord-est de Mayo. L'aéronef équipé de roues et de skis s'est désintégré en vol, et le pilote, qui était seul à bord, a subi des blessures mortelles. Aucun incendie ne se déclare après l'impact.

*This report is also available in English.*

# Table des matières

<b>1.0</b>	<b>Renseignements de base .....</b>	<b>1</b>
1.1	Déroulement du vol.....	1
1.2	Victimes.....	1
1.3	Dommmages à l'aéronef.....	1
1.4	Autres dommages.....	1
1.5	Renseignements sur le personnel .....	2
1.6	Renseignements sur l'aéronef .....	6
1.7	Renseignements météorologiques.....	16
1.8	Aides à la navigation.....	16
1.9	Communications.....	16
1.10	Renseignements sur l'aérodrome .....	16
1.11	Enregistreurs de bord.....	17
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	24
1.13	Renseignements médicaux et pathologiques.....	25
1.14	Incendie .....	27
1.15	Questions relatives à la survie des occupants.....	27
1.16	Essais et recherches.....	27
1.17	Renseignements sur les organismes et sur la gestion .....	27
1.18	Renseignements supplémentaires .....	28
<b>2.0</b>	<b>Analyse .....</b>	<b>29</b>
2.1	Généralités .....	29
2.2	Exploitation en survitesse.....	29
2.3	Battement de l'empennage / défaillance de la structure .....	30
2.4	Désorientation du pilote .....	31
2.5	Incapacité du pilote .....	31
2.6	Fatigue du pilote .....	32
2.7	Questions de réglementation .....	32
2.8	Exigence en matière de système d'enregistrement des données de vol léger dans les aéronefs exploités commercialement non régis par l'article 605.33 du RAC.....	33
<b>3.0</b>	<b>Faits établis.....</b>	<b>35</b>
3.1	Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs .....	35
3.2	Faits établis quant aux risques .....	35
3.3	Autres faits établis .....	36
<b>4.0</b>	<b>Mesures de sécurité .....</b>	<b>37</b>
4.1	Mesures de sécurité prises.....	37
4.2	Mesures de sécurité à prendre .....	37

<b>5.0 Annexes .....</b>	<b>41</b>
Annexe A – Rapports du laboratoire du BST.....	41
Annexe B – Carte du trajet VFR de la région de Mayo (1:500 000) .....	42
Annexe C – Conditions météorologiques à Mayo (Yukon) et ses environs.....	43
Annexe D – Temps de service de vol et temps de vol déclarés par le pilote, et temps réels.....	44
Annexe E – Données de vol du GPS Bendix/King KMD 150.....	45
Annexe F – Marques sur l’anémomètre original du DHC-3 par rapport à un anémomètre de DHC-3T conforme au paragraphe 1505(c) des FAR.....	46
Annexe G – Dessins de trois vues de l’aéronef en cause .....	47
Annexe H – Répartition de l’épave.....	48
Annexe I- Glossaire.....	50

## Liste des tableaux

<b>Tableau 1.</b> Temps de service de vol, temps de vol et temps dans les airs déclarés et consignés par le pilote et temps réels, du 24 au 30 mars inclusivement.....	6
<b>Tableau 2.</b> Données de performance du DHC-3 Otter et du Texas Turbine Conversions Super Otter .....	7
<b>Tableau 3.</b> Limites de vitesse indiquée précisées dans le manuel de vol du DHC-3 pour le DHC-3 Otter à pistons, de type terrestre/à skis et de type hydravion .....	9
<b>Tableau 4.</b> Accidents d’aéronefs canadiens et blessures, selon la catégorie de service aérien commercial, entre le 1 janvier 2002 et le 5 juillet 2012 .....	19
<b>Tableau 5.</b> Estimation des conditions au moment de la désintégration, selon l’analyse de la trajectoire.....	24

## Liste des figures

<b>Figure 1.</b> Trajectoire finale de l’aéronef selon les données du GPS .....	23
<b>Figure 2.</b> Cadran de l’anémomètre retiré de l’aéronef en cause.....	46
<b>Figure 3.</b> Cadran de l’anémomètre d’un DHC-3T conforme au paragraphe 1505(c) des FAR.....	46

## *1.0 Renseignements de base*

### *1.1 Déroulement du vol*

L'aéronef était utilisé pour appuyer des activités d'exploration minière, notamment pour transporter des matériaux de construction, du carburant et des fournitures aux camps d'hiver à partir de Mayo (Yukon) aux bandes d'atterrissage d'hiver situées à Withers Lake et Rackla River (Yukon). Withers Lake est situé à 113 milles terrestres (sm) à l'est de Mayo, et la bande d'atterrissage de Rackla est à 94 sm au nord-est de Mayo (annexe B). Pour le vol en question, l'aéronef transportait une charge de 12 poutres de bois de 6 pouces par 6 pouces, chacune d'une longueur de 16 pieds, et 2 barils de carburéacteur.

Le pilote est arrivé à l'aéroport de Mayo vers 6 h 30<sup>1</sup> le matin de l'accident et a décollé de Mayo à 8 h 34 pour son premier voyage de la journée à destination de Withers Lake. Le pilote a effectué 2 voyages à Withers Lake et 1 voyage à Rackla avant le vol ayant mené à l'accident. Le vol en question a décollé de Mayo à 14 h 48 selon les règles de vol à vue (VFR) et suivait un itinéraire de vol de la compagnie. À 15 h 07, le Centre canadien de contrôle des missions (CCCM) a capté une alerte d'une radiobalise de repérage d'urgence (ELT) de 406 MHz. Le centre conjoint de coordination de sauvetage de Victoria (JRCC Victoria) en a été avisé à 15 h 22. Les aéronefs volant dans la région ont été avertis, et un hélicoptère commercial a été envoyé de Ross River (Yukon) à la recherche de l'aéronef environ 1 heure plus tard. À 18 h 33, l'équipage de l'hélicoptère a trouvé l'épave de l'aéronef à quelque 4300 pieds au-dessus du niveau la mer (asl), sur le flanc d'une colline éloignée recouverte de neige, à 38 milles marins (nm) au nord-est de Mayo.

### *1.2 Victimes*

Le pilote, qui était seul à bord, a subi des blessures mortelles; aucune personne au sol n'a subi des blessures.

### *1.3 Dommages à l'aéronef*

L'aéronef a été lourdement endommagé par la désintégration en vol et l'impact avec le sol. L'empennage, toutes les commandes de vol et les 2 ailes se sont détachés en vol.

### *1.4 Autres dommages*

Les réservoirs de carburant de l'aéronef et les 2 barils contenant du carburéacteur Jet A ont été perforés à l'impact, ce qui a entraîné le déversement d'environ 770 litres de carburéacteur dans l'environnement. Les dommages causés à l'environnement se sont limités au lieu principal de l'impact. Il n'y a eu aucun autre dommage matériel.

---

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

## 1.5 Renseignements sur le personnel

### 1.5.1 Commandant de bord

Le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur. Le pilote était titulaire d'une licence de pilote professionnel avec certificat médical valide annotée pour le pilotage d'avions et d'hydravions monomoteurs et multimoteurs. Le pilote possédait antérieurement une qualification d'instructeur de classe 4, valide jusqu'au 1 septembre 2003, et une qualification de vol aux instruments de groupe 1, valide jusqu'au 1 avril 2004. Les carnets de vol personnels du pilote n'ont pas été trouvés au cours de l'enquête; cependant, des renseignements d'autres sources indiquaient que le pilote avait cumulé environ 5000 heures d'expérience de vol, principalement à titre de commandant de bord, et quelque 3000 heures sur des DHC-3 Otter à propulsion par turbine. Le pilote était également titulaire d'une licence de technicien d'entretien d'aéronef (TEA) de catégorie E.

Avant d'être embauché par Black Sheep Aviation, le pilote avait piloté des DHC-3 Otter équipés d'un moteur PT 6 de Pratt and Whitney sur la côte ouest de la Colombie-Britannique pendant 3 ans. Le pilote avait piloté pour Black Sheep Aviation pendant toute la saison d'exploitation sur flotteurs en 2010 et pour les opérations hivernales de la société du 10 janvier au 3 février 2011. Le pilote était retourné à Mayo pour participer à une deuxième série d'opérations hivernales qui devait durer plusieurs semaines, à compter du 21 mars 2011.

Le pilote était rémunéré uniquement selon le nombre de milles parcourus. Un examen des dossiers de vol du 21 au 31 mars a révélé que le pilote effectuait régulièrement 6 ou 7 voyages (de 12 à 14 vols) et de 1200 à 1400 milles par jour. C'est une norme de l'industrie de rémunérer les pilotes de petits aéronefs nolisés en partie ou entièrement selon le nombre de milles parcourus.

Transports Canada a publié le rapport du Groupe de travail chargé de l'examen de la sécurité de l'exploitation d'un taxi aérien (SATOPS) en 1998. Le rapport présente 71 recommandations visant à améliorer la sécurité de l'exploitation des taxis aériens. Selon le rapport, la rémunération d'un pilote fondée sur le nombre de milles parcourus ou d'heures de vol, ou en fonction du nombre de vols effectués dans leur totalité uniquement, peut avoir une incidence directe et négative sur la prise de décisions du pilote, en particulier au cours d'opérations saisonnières, qui ne laissent que quelques semaines ou quelques mois pour travailler. Le rapport formule 2 recommandations visant à aborder cette préoccupation :

- a. Selon la recommandation du SATOPS (RS) 37, Transports Canada devrait trouver un moyen d'exiger des exploitants aériens qu'ils rémunèrent les pilotes de façon à éliminer les pressions qui découlent de la méthode de rémunération actuelle.
- b. Selon la mesure de l'industrie (MI) 37 du SATOPS, les exploitants aériens et les pilotes devraient reconnaître l'effet négatif que la méthode de rémunération fondée sur le nombre de milles parcourus peut avoir sur une prise de décision opérationnelle sûre. Les exploitants aériens et les pilotes devraient prendre des décisions fondées sur la sécurité et non sur la rémunération et les exploitants aériens devraient envisager d'autres méthodes de rémunération des pilotes.

Il n'y a aucune mesure de suivi connue liée à RS 37 ou MI 37.

Le pilote était connu comme une personne qui travaillait extrêmement fort et qui était prête à travailler de longues heures et à voler chaque fois qu'on lui proposait un voyage. Le pilote était fort physiquement et avait la réputation de charger et de décharger rapidement l'aéronef aux escales. Pour les voyages de Mayo à Rackla et Withers Lake, les DHC-3 Otter à propulsion par turbine de Black Sheep Aviation transportaient habituellement 2400 livres de chargement mixte, notamment du bois d'œuvre, des barils de carburant et des fournitures pour les camps. En plus de piloter, les pilotes de la société travaillaient avec le personnel au sol pour charger l'aéronef, arrimer le chargement et décharger l'aéronef à chaque vol. Chaque jour, après le dernier vol, il était d'usage notamment d'aider à charger et avitailler l'aéronef, à installer les capots moteur et l'équipement de chauffage des moteurs et à remorquer l'aéronef à une aire de stationnement sécuritaire à l'aéroport de Mayo, afin que l'aéronef soit prêt à partir tôt le lendemain matin. On estime que ces tâches de fin de journée prenaient 45 minutes. Il y avait du personnel de la société à la disposition des pilotes pour les aider à accomplir leurs tâches de fin de journée.

Mayo est un village au centre du Yukon dont la population en hiver est inférieure à 500 personnes. Le logement du pilote, qui était fourni par la société, était une chambre avec cuisinette dans un petit motel dans le village. Il partageait sa chambre de motel avec un autre employé de la société; cette dernière avait offert des chambres séparées aux 2 employés, mais ils ont choisi de ne pas les prendre. Il n'a pas été possible de déterminer la qualité du sommeil du pilote chaque nuit.

Le nombre d'établissements de restauration à Mayo était limité. Habituellement, le pilote mangeait un déjeuner léger à sa chambre de motel avant de partir pour l'aéroport le matin; quant au dîner et au souper, il n'a pas été possible de déterminer les habitudes du pilote.

### 1.5.2 Temps de service de vol et période de repos minimale

Dans le paragraphe 101.01(1) du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC), les termes suivants sont définis :

« temps de service de vol » – Période qui commence lorsque le membre d'équipage de conduite se présente au travail pour un vol, ou se présente au travail en tant que membre d'équipage de conduite en attente, et se termine à l'arrêt des moteurs ou des hélices à la fin du vol final [...]

« période de repos minimale » – Période pendant laquelle le membre d'équipage de conduite est libre de tout service, sans être interrompu par l'exploitant aérien ou l'exploitant privé, et bénéficie de la possibilité d'obtenir au moins huit heures de sommeil consécutives dans un local approprié ainsi que le temps requis pour s'y rendre et en revenir et le temps requis pour les soins d'hygiène personnelle et pour les repas.

Le paragraphe 700.16 (1) du RAC permet d'assigner 14 heures consécutives de temps de service de vol en 24 heures consécutives dans des circonstances normales. Le permis d'exploitation aérienne de Black Sheep Aviation & Cattle Co. Ltd autorisait de prolonger le temps de service de vol en vertu de la spécification d'exploitation numéro 93. La spécification d'exploitation était valide à condition que l'exploitant se conforme à l'exigence de l'article 720.16 des *Normes de service aérien commercial*, qui prévoit que lorsqu'un vol est effectué en vertu de la sous-partie 3 de la partie VII du RAC, le temps de service de vol maximal peut être prolongé à 15 heures

consécutives si la période de repos minimale est prolongée de 1 heure ou que le temps de vol maximal ne dépasse pas 8 heures en 24 heures consécutives.

L'enquête a permis de déterminer que le temps de vol réel du pilote avait dépassé 8 heures par période de 24 heures consécutives pendant les 8 jours consécutifs avant le jour de l'accident (annexe D). Pour se conformer à la spécification d'exploitation numéro 93, il aurait fallu que la période de repos minimale soit prolongée de 1 heure. Les jours où le temps de service de vol dépassait 14 heures et que le temps de vol dépassait 8 heures, les périodes de repos minimales n'ont pas été prolongées comme l'exige le règlement.

En vertu du paragraphe 700.14 (1) du RAC, les exploitants aériens doivent disposer d'un système pour surveiller le temps de vol, le temps de service de vol et les périodes de repos de chacun de leurs membres d'équipage de conduite. Même si l'exploitant et le pilote partagent la responsabilité d'assurer qu'ils respectent les règlements en matière de temps de vol, de temps de service de vol et de périodes de repos avant d'autoriser un vol à décoller, il incombe à l'exploitant de veiller à ce que le système en place pour le suivi de ces éléments soit adéquat pour valider la conformité au RAC en tout temps. En vertu de l'article 723.07 du RAC, les responsabilités du gestionnaire des opérations sont notamment d'établir les horaires des équipages, de veiller à ce que les opérations de l'exploitant aérien soient conformes à la réglementation en vigueur et de s'assurer que les horaires des équipages respectent la réglementation concernant les temps de vol et les heures en service.

Les dossiers de suivi du temps de vol, du temps de service de vol et des périodes de repos de Black Sheep Aviation étaient fondés sur des transcriptions d'entrées effectuées par le pilote au carnet de route. Le manuel d'exploitation de la compagnie exigeait que les pilotes informent le gestionnaire des opérations de leurs heures de vol quotidiennes, ainsi que des motifs et de la durée des prolongations du temps de service de vol. Le manuel d'exploitation de la compagnie exigeait aussi que le gestionnaire des opérations tienne à jour un formulaire de temps de service de vol indiquant les jours de congé, les périodes de repos et le total courant du temps de vol au bureau de la société. Au moment de l'accident, les pilotes prenaient note des heures de début et de fin de leur journée de service dans la colonne réservée aux remarques des carnets de route de l'aéronef, et ils envoyaient des doubles des pages remplies du carnet de route à Whitehorse (Yukon) de Mayo chaque semaine par transport terrestre. Au moment de l'accident, l'exploitant effectuait la concordance des heures de vol et du temps de service de vol du pilote chaque mois sur le formulaire de temps de vol, temps de service de vol, et période de repos de l'entreprise.

Les dossiers de la société complétés après l'accident et récupérés du système de suivi du service de vol de l'exploitant indiquaient que les journées de service du pilote n'avaient en aucun temps dépassé 14,0 heures du 21 au 30 mars inclusivement. Les dossiers indiquaient que le pilote avait cumulé un temps de service de vol total de 122,2 heures du 21 au 30 mars inclusivement et de 92,6 heures pour la période de 7 jours du 24 au 30 mars inclusivement. L'examen de ces dossiers, ainsi que de dossiers d'autres sources, a révélé que le temps de service de vol réel du pilote du 21 au 30 mars inclusivement était de 132,6 heures, et que le temps de service de vol réel du pilote pour la période de 7 jours du 24 au 30 mars inclusivement était de 99,6 heures (annexe D).

Le jour précédent, le pilote avait terminé sa journée de service vers 21 h, et il était arrivé à l'aéroport vers 6 h 30 le jour de l'accident. Cela donne une période de repos de 9,5 heures pendant laquelle le pilote se serait rendu de l'aéroport à son logement et il aurait soupé, dormi et pris soin de son hygiène personnelle, puis aurait pris son déjeuner et serait retourné à l'aéroport. Le temps de déplacement entre le logement du pilote et l'aéroport était d'environ



5 minutes. Le pilote était réveillé depuis 9,1 heures et de service depuis 8,6 heures au moment de l'accident.

### 1.5.3 Temps dans les airs et temps de vol

Le paragraphe 101.01 (1) du RAC définit le temps dans les airs comme « la période qui commence au moment où l'aéronef quitte la surface pour se terminer au moment où il touche la surface au point d'atterrissage suivant ».

L'article 605.94 du RAC exige que le temps dans les airs de chaque vol ou série de vols et le temps dans les airs total cumulé soit entré dans le carnet de route de l'aéronef quotidiennement, à la fin de chaque vol ou série de vols, par le commandant de bord de l'aéronef ou une personne désignée par un exploitant aérien. Le paragraphe 7.3 (1) de la *Loi sur l'aéronautique* stipule qu'il « est interdit de faire, ou faire faire, de fausses inscriptions dans les registres dont la tenue est exigée sous le régime de la présente partie, dans le dessein d'induire en erreur, ou d'omettre délibérément d'y faire une inscription ».

Le paragraphe 101.01 (1) du RAC définit le temps de vol comme « le temps calculé à partir du moment où l'aéronef commence à se déplacer par ses propres moyens en vue du décollage jusqu'au moment où il s'immobilise à la fin du vol ». Le temps de vol inclut le temps de roulage au sol. Pour tenir compte de cela, on ajoute habituellement 0,1 heure au temps dans les airs pour calculer le temps de vol inscrit au carnet de route.

L'aéronef en cause était muni d'un système de positionnement mondial (GPS) Bendix-King KMD150 monté sur le tableau de bord qui a enregistré 7 paramètres de données, notamment la date et l'heure, toutes les 30 secondes, pour les 25 derniers vols effectués par l'aéronef, y compris le vol ayant mené à l'accident (annexe E). Le GPS a commencé à enregistrer des données lorsque l'aéronef a atteint une vitesse-sol calculée par le GPS d'environ 23 mi/h, et il a cessé d'enregistrer les données lorsque la vitesse-sol calculée par le GPS est devenue inférieure à 3 mi/h. En conséquence, dans le cadre de l'enquête, on a considéré les données du GPS comme source raisonnablement précise quant au temps dans les airs.

Les données du GPS ont révélé que du 29 au 31 mars, le temps dans les airs pour les vols aller-retour de 94 sm de Mayo à Rackla était toujours de 0,6 heure à 0,7 heure, et que le temps dans les airs des vols aller-retour de 113 sm de Mayo à Withers Lake était toujours de 0,7 heure à 0,8 heure. Selon les temps du GPS et les distances réelles, sans tenir compte des vents, la vitesse-sol moyenne aurait varié de 134 mi/h à 161 mi/h approximativement. Ces vols avaient tous été consignés dans le carnet de route de l'aéronef comme 0,5 heure de temps dans les airs. Selon les temps consignés, la vitesse-sol moyenne aurait varié de 188 mi/h à 226 mi/h approximativement.

Le pilote avait volé tous les jours du 21 au 31 mars inclusivement, et avait effectué 121 vols, y compris celui ayant mené à l'accident, durant cette période. Sauf dans le cas de 4 vols le 21 mars, ces vols étaient tous de Mayo à Rackla ou de Mayo à Withers Lake aller-retour. De ces vols, 112 avaient été consignés par le pilote dans le carnet de route d'aéronef approprié; le temps dans les airs de tous les vols à destination ou au départ de Rackla ou de Withers Lake avait été consigné comme étant de 0,5 heure et 0,6 heure. Deux vols aller-retour Mayo-Withers Lake consignés dans les données du GPS et les dossiers de la station radio d'aérodrome communautaire (CARS) de Mayo le 30 mars, ainsi que tous les vols effectués le 31 mars, n'ont pas été consignés dans le carnet de route de l'aéronef.

Un autre pilote de la société avait toujours consigné le temps dans les airs des vols aller-retour de Mayo à Rackla et Withers Lake comme étant de 0,5 heure et de 0,7 heure dans le carnet de route du deuxième DHC-3 Otter à propulsion par turbine de l'entreprise.

Les dossiers de carnets de route et de service de vol de l'entreprise indiquent que le pilote avait cumulé 69,4 heures de temps de vol du 21 au 30 mars inclusivement, et 53,4 heures de temps de vol pour la période de 7 jours du 24 au 30 mars inclusivement. En rajustant le temps de vol du carnet de route en toute modération vers le haut de 0,1 heure pour chaque vol aller-retour entre Mayo et Rackla et de 0,2 heure pour chaque vol aller-retour entre Mayo et Withers Lake de façon à représenter avec plus de précision le temps de vol réel, comme indiqué dans les données de date et d'heure du GPS, il a été possible de déterminer que le pilote avait en réalité cumulé 88,6 heures de temps de vol du 21 au 30 mars inclusivement et 68,2 heures temps de vol pour la période de 7 jours du 24 au 30 mars inclusivement (annexe D). L'augmentation cumulative du total de temps dans les airs et de temps de vol était importante en raison du nombre de vols dont il s'agit. Black Sheep Aviation n'avait pas effectué la concordance du temps de vol récent du pilote. L'entreprise n'était par conséquent pas au courant de la sous-déclaration du temps dans les airs et du temps de vol. On estime que le temps de vol du pilote le jour de l'accident était de 4,9 heures.

Le permis d'exploitation aérienne de Black Sheep Aviation & Cattle Co. Ltd autorisait une augmentation du temps de vol en vertu de la spécification d'exploitation numéro 92. La spécification d'exploitation était valide à condition que l'exploitant aérien se conforme aux exigences de l'article 720.15 des *Normes de service aérien commercial*. L'article 720.15 stipule que lorsque le vol est effectué en vertu de la sous-partie 3 de la Partie VII du RAC, le temps maximal de vol à bord de tout aéronef ne devra pas dépasser 60 heures par période de 7 jours consécutifs.

**Tableau 1.** Temps de service de vol, temps de vol et temps dans les airs déclarés et consignés par le pilote et temps réels, du 24 au 30 mars inclusivement

	Déclaré ou consigné dans le carnet de route	Réel
Temps de vol	53,4 heures (déclaré et consigné dans le carnet de route)	68,2 heures
Temps dans les airs	43,0 heures (consigné dans le carnet de route)	59,4 heures
Nombre de vols	86 (consigné dans le carnet de route)	88
Temps de service de vol	92,6 heures (déclaré)	99,6 heures

\*Les temps réels dans les airs et de vol comprennent une augmentation modérée de 0,1 heure par rapport aux temps consignés au carnet de route dans le cas des vols à Rackla et de 0,2 heure par rapport aux temps consignés au carnet de route dans le cas des vols à Withers Lake.

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef

### 1.6.1 Généralités

Le de Havilland DHC-3 Otter avait été approuvé en vertu du certificat de type n° A-27, détenu à l'origine par de Havilland Canada, émis le 7 novembre 1952. Au moment de l'accident, le titulaire du certificat de type était Viking Air Limited de Sydney (Colombie-Britannique). La fiche de données du certificat de type en vigueur précise que la masse maximale est de 8000 livres et le nombre maximum d'occupants, incluant le pilote, est de 16.

En tout, 466 aéronefs DHC-3 Otter ont été fabriqués par de Havilland Canada (l'aéronef en cause a été fabriqué en 1956). Au moment de leur fabrication, ils étaient tous équipés d'un moteur en étoile à réducteur R-1340 de Pratt & Whitney, d'une puissance nominale au décollage de 600 chevaux-puissance (HP) et d'une puissance maximale continue de 550 HP.

L'aéronef en cause était équipé d'un turbopropulseur TPE331-10-511C fabriqué par Honeywell (Garrett), détaré à une puissance sur l'arbre de 900 HP, et d'une hélice à 4 pales Hartzell en conformité avec le certificat de type supplémentaire (CTS) SA02-15 de Transports Canada. Texas Turbine Conversions, Inc. était titulaire du CTS, et la conversion était connue sous le nom de Texas Turbine Conversions Super Otter. La conversion à un turbopropulseur améliore considérablement les performances de montée et en croisière de l'aéronef comparativement à celles du DHC-3 Otter équipé d'un moteur R-1340 de Pratt & Whitney, comme l'indique la comparaison suivante des spécifications de performance<sup>2</sup> :

**Tableau 2.** Données de performance du DHC-3 Otter et du Texas Turbine Conversions Super Otter

Spécification	DHC-3 Otter ordinaire	Texas Turbine Conversions Super Otter
Moteur	R1340 de Pratt & Whitney	Honeywell (Garrett) TPE331-10/-12JR
Puissance	600 chevaux-puissance	900 chevaux-puissance détaré
Montée (ISA-g. avec roues)	850 pieds/minute	1700 pieds/minute
Montée (ISA-g. avec flotteurs)	450 pieds/minute	1600 pieds/minute
Croisière (10 000 pieds avec roues)	105 nœuds	155 nœuds (limite de cellule) <sup>3</sup>
Croisière (10 000 pieds avec flotteurs)	100 nœuds	145 nœuds (limite de cellule)

Le supplément du manuel de vol de l'aéronef (TTC-FMS-1) de Texas Turbine Conversions précise que « [traduction] les renseignements qui figurent au présent document annulent ou viennent compléter ceux contenus dans le manuel de vol de l'aéronef uniquement dans les domaines mentionnés. En ce qui a trait aux limites, aux procédures et aux performances qui ne sont pas abordées dans ce supplément, consulter le manuel de vol de l'aéronef. » Puisque la section réservée aux limites dans le TTC-FMS-1 ne traite pas des limites de vitesse indiquée, les limites de vitesse dans le manuel de vol du DHC-3 Otter s'appliquent. Le paragraphe 4.5.2 du chapitre IV du manuel de vol du DHC-3, qui porte sur les limites d'utilisation, précise que la vitesse limite d'utilisation normale pour l'avion terrestre et l'avion à skis est de 144 mi/h IAS. La vitesse limite d'utilisation normale pour l'hydravion DHC-3 est une vitesse indiquée de 134 mi/h.

Les dossiers indiquent que l'aéronef était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. La maintenance de l'aéronef était effectuée conformément aux programmes d'inspection périodique publiés dans le manuel de maintenance TPE331-10 d'Allied Signal Garrett, le supplément au manuel de maintenance de l'Otter de Garrett et l'annexe IV du manuel de maintenance du DHC-3 Otter. Le cycle

<sup>2</sup> Site Web de Texas Turbine Conversions Inc., [www.texasturbines.com](http://www.texasturbines.com) (adresse confirmée comme étant valide à la date de publication du rapport).

<sup>3</sup> Note : les vitesses de croisière annoncées sont en vitesse vraie en nœuds

d'inspection exigeait que la cellule et le moteur fassent l'objet d'une inspection à des degrés variables toutes les 100 heures de vol.

L'aéronef avait fait l'objet d'une inspection aux 700 heures le 22 mars, à 16 369 heures de vol cellule, et la cellule devait subir une inspection aux 800 heures à 16 469 heures. Selon les inscriptions au carnet de route, les heures de vol cellule auraient été d'environ 16 415 heures au moment de l'accident. Selon le temps dans les airs réel depuis la dernière inspection, cependant, les heures de vol cellule auraient été d'environ 16 431,5 heures au moment de l'accident, soit à 16,5 heures près du milieu du cycle d'inspection.

Les programmes de maintenance des aéronefs, notamment les programmes d'inspection, les intervalles de révision des moteurs, des hélices et d'autres composants, et les délais de conformité aux bulletins de service et aux consignes de navigabilité sont normalement fondés sur les heures dans les airs inscrites dans les carnets de route des aéronefs ou les jours civils, selon la première échéance à survenir.

Les facteurs de charge limite sont les valeurs maximales auxquelles la cellule peut être assujettie de façon sécuritaire en vol. Le manuel de vol du DHC-3 désigne les facteurs de charge limite comme étant  $-1 g^4$  et  $+3,5 g^5$ . Ces limites n'ont pas changé et ne devaient pas changer avec l'incorporation du CTS SA02-15.

L'aéronef n'était pas équipé d'un pilote automatique. Le manuel de vol du DHC-3 stipule que la stabilité inhérente de l'aéronef est bonne sur tous les axes, et que l'aéronef est facile à piloter et maniable.

### *1.6.2 Masse et centrage de l'aéronef*

Toutes les cargaisons étaient assemblées et pesées sur des palettes par les expéditeurs à Mayo avant leur chargement sur l'aéronef. Pour le vol en question, la masse de l'aéronef au décollage était égale ou presque égale à la masse brute certifiée, soit 8000 livres. Le centre de gravité (c.g.) était 145,8 pouces derrière le point de référence, à l'intérieur des limites permises de 135,8 à 151,4 pouces.

### *1.6.3 Certificat de type supplémentaire de Texas Turbine Conversions*

Le turbopropulseur TPE331-10-511C fabriqué par Honeywell (Garrett) avait été installé sur l'aéronef en 2002. Les dossiers de l'aéronef indiquent que le moteur avait cumulé quelque 4600 heures depuis la date de son installation.

Le CTS de Texas Turbine Conversions Honeywell (Garrett) avait été homologué à l'origine en 2001 par la Federal Aviation Administration (FAA) sous le numéro de CTS SA09866SC. Les États-Unis étaient considérés comme l'État de conception du CTS. Le 25 janvier 2002, Transports Canada a procédé à la familiarisation<sup>6</sup> et à l'approbation du CTS, auquel on a attribué le numéro CTS SA02-15.

---

<sup>4</sup> Accélération attribuable à la gravité

<sup>5</sup> *DHC-3 Otter Flight Manual*, paragraphe 4.6, Acceleration Limits et figure 4-1, Flight Envelope.

<sup>6</sup> La familiarisation d'une définition de type étrangère est un processus selon lequel les approbations de conceptions étrangères, telles que les CTS, font l'objet d'un examen par l'Aviation civile de Transports Canada (TCAC) pour déterminer l'admissibilité de leur incorporation sur des produits aéronautiques immatriculés au Canada. Le niveau de revue par

Le CTS a été délivré en vertu de la partie 3 des *Civil Air Regulations*, modifié le 1 novembre 1949, en plus des exigences de la partie 23 des *Federal Aviation Regulations* (FAR) qui s'appliquent à l'installation de groupe motopropulseur. La circulaire d'information (CI) 23-14 de la FAA, publiée le 30 septembre 1993, fournit des renseignements sur le fondement de la certification de type pour la conversion d'un moteur à pistons à un moteur à turbine pour les avions régis par la FAR 23. La section 6 du document traite des considérations relatives aux modifications. D'après le paragraphe 6 b. :

[traduction] Les demandeurs doivent être particulièrement conscients du fait qu'en l'absence de justification structurale, l'alinéa 23.1505(c) des FAR exige que la ligne rouge de l'anémomètre ( $V_{MO}/M_{MO}$ ) ne dépasse pas  $V_C$  (habituellement la limite supérieure de l'ancien arc vert). Cela peut limiter l'utilité opérationnelle de l'avion.

Un plan de certification a été préparé afin de déterminer les exigences réglementaires auxquelles Texas Turbine Conversions devait se conformer pour obtenir l'approbation du CTS. Le plan de certification, daté du 21 janvier 2001, a été accepté par la FAA et Texas Turbine Conversions. Le plan de certification ne faisait pas référence à l'alinéa 23.1505(c) des FAR. L'aéronef d'essai en vol initial, qui était sur roues, avait fait l'objet d'essais en piqué à 202 mi/h IAS pour un minimum de 3 secondes en air calme, en conformité avec le paragraphe 23.251 des FAR, sans observation de vibration ou de tremblement inacceptable, et ce, dans le cadre du programme de certification d'essais en vol du CTS de la FAA. L'aéronef a aussi fait l'objet d'essais en vol sur flotteurs. Le DHC-3 Otter avec moteur à pistons a été approuvé pour le vol avec un ensemble roue-ski de Havilland; le Texas Turbine Conversions Super Otter n'avait pas fait l'objet d'essais en vol avec un ensemble roue-ski dans le cadre du programme d'essais en vol du CTS de la FAA.

**Tableau 3.** Limites de vitesse indiquée précisées dans le manuel de vol du DHC-3 pour le DHC-3 Otter à pistons, de type terrestre/à skis et de type hydravion

	Vitesse à ne pas dépasser ( $V_{NE}$ ) et vitesse de calcul en piqué ( $V_D$ )	Vitesse maximale admissible en exploitation ( $V_{MO}$ )
Avion terrestre/sur skis	192 mi/h IAS	144 mi/h IAS
Hydravion	183 mi/h IAS	134 mi/h IAS

Le manuel de vol du DHC-3 précise que la plage de vitesses entre la vitesse maximale admissible en exploitation et la vitesse de calcul en piqué ne doit être entrée intentionnellement qu'en tenant bien compte des conditions de vol et des conditions atmosphériques qui prévalent, plus particulièrement de la turbulence. Cette plage de vitesses était marquée sur l'anémomètre de l'arc jaune normalisé (annexe F). Selon les résultats du programme d'essais en vol du CTS de Texas Turbine Conversions, aucune modification n'a été apportée aux limites de vitesse qui s'appliquaient au DHC-3 Otter d'origine, avec moteur à pistons.

---

TCAC dans le cadre du processus de familiarisation dépend de la confiance que TCAC place dans les autorités qui ont délivré l'original du document. Lorsque l'approbation étrangère est jugée acceptable, TCAC délivre une approbation canadienne. Les autorités compétentes qui ont initialement délivré l'approbation demeurent responsables de la conception et du maintien de la navigabilité aérienne.

Au moins 2 autres conversions à moteur à turbine pour le DHC-3 Otter autorisées en vertu d'un CTS sont populaires auprès des exploitants de DHC-3 Otter :

- CTS SA01-111 de TC, CTS SA09857SC de la FAA : conversion au moteur à turbine Walters M601E-11;
- CTS SA89-32 de TC, CTS SA3777NM de la FAA : conversion au moteur à turbine PT6A-34 ou -135 ou -135A.

Pour ces 2 conversions, la vitesse de l'aéronef était limitée à l'extrémité supérieure de l'arc vert original sur l'anémomètre (144 mi/h), en conformité avec l'alinéa 23.1505 (c) des FAR, aux termes des exigences du CTS (annexe F).

Après l'accident, la FAA a publié la CN 2011-12-02; elle s'appliquait aux aéronefs DHC-3 Otter de Viking Air Limited équipés d'un turbopropulseur Honeywell TPE331-10 ou -12JR installé en conformité avec le CTS SA09866SC de la FAA (Texas Turbine Conversions, Inc.). La CN ne faisait pas référence au CTS SA02-15 de Transports Canada, et Transports Canada n'a pas publié de CN équivalente. La CN de la FAA découlait de l'analyse qui indiquait que dans le cas des avions touchés, les limites de vitesse n'avaient pas été modifiées pour tenir compte de l'installation du turbopropulseur; elle a été publiée pour empêcher la perte d'intégrité structurale de l'aéronef en raison du fait que les aéronefs touchés étaient capables de fonctionner à des vitesses supérieures aux vitesses sécuritaires déterminées par la FAA<sup>7</sup>. La CN limitait la vitesse maximale admissible en exploitation ( $V_{MO}$ ) pour l'avion terrestre et à skis à 144 mi/h, et pour l'hydravion à 134 mi/h.

Il s'agissait de la quatrième désintégration en vol d'un DHC-3 Otter. Deux se sont produits dans les années 1950 et un troisième, en 1970. Toutes les désintégrations précédentes impliquaient des aéronefs équipés du moteur à pistons radiaux R-1340 de Pratt & Whitney.

#### *1.6.4 Examen de l'aéronef*

On estime que 98 % ou plus des débris de l'épave ont été récupérés sur les lieux de l'accident. Tous les débris récupérés de l'épave, à l'exception du moteur, ont été transportés au Laboratoire du BST pour faire l'objet d'un examen approfondi.

#### *1.6.5 Examen du moteur*

Le turbopropulseur TPE331-10-511C Honeywell (Garrett) a été démonté et examiné en détail au Product Integrity Teardown Laboratory de Honeywell à Phoenix (Arizona), sous la surveillance du BST. Le moteur, quoique généralement intact, avait subi d'importants dommages en raison de l'impact. L'examen n'a décelé aucun signe de défaillance catastrophique du moteur ni aucune anomalie mécanique qui aurait pu l'empêcher de fonctionner normalement.

#### *1.6.6 Examen du régulateur de carburant*

Le moteur était muni d'un régulateur de carburant hydromécanique Woodward. Le régulateur de carburant a fait l'objet d'essais au banc, puis a été désassemblé et examiné de près à l'installation de la Woodward Governor Company à Rockford (Illinois), sous la surveillance du

---

<sup>7</sup> Consigne de navigabilité 2011-12-02 de la FAA

National Transportation Safety Board (NTSB) des États-Unis. Le régulateur de carburant avait subi des dommages en raison de l'impact; cependant, il a pu être suffisamment réparé, sans déranger les réglages essentiels, pour permettre d'effectuer des essais au banc. Plusieurs anomalies de débit carburant élevé ont été relevées dans le cadre des essais au banc; aucune irrégularité pouvant expliquer le débit carburant élevé observé n'a été relevée. Les dossiers du composant indiquent que le régulateur de carburant avait été révisé en 2001 et avait fait l'objet d'essais de fonctionnement, puis installé sur le moteur en 2002. Rien n'indiquait que le régulateur de carburant avait été retiré du moteur, réparé ou soumis à des essais de fonctionnement depuis 2002, et il n'existe aucun document ou rapport concernant des manquements récents liés au fonctionnement du moteur. L'ensemble ressort de charge P2T2 contenait des pièces inadéquates d'une source inconnue. Lorsque l'unité est expédiée de Woodward, le couvercle de l'ensemble ressort de charge P2T2 est fixé avec 2 vis, qui sont freinées au fil; il n'y a normalement pas d'agrafes ou de plombs de sécurité sur le fil à freiner. Rien n'indiquait que l'ensemble ressort de charge P2T2 avait été remplacé. Ces pièces ont été remplacées par des pièces adéquates pour d'autres essais au banc, sans qu'on observe de différence dans les résultats des essais au banc quant au débit carburant élevé.

#### *1.6.7 Examen de l'hélice*

L'aéronef était équipé d'une hélice Hartzell (numéro de modèle HC-B4TN-5N/LT). Il s'agit d'une hélice à simple effet à 4 pales, à alimentation hydraulique et à vitesse constante, avec capacité de mise en drapeau et d'inversion de pas. L'examen de l'hélice au Laboratoire du BST n'a révélé aucune anomalie qui aurait pu l'empêcher de fonctionner normalement avant l'impact. La position des pales, des contrepoids et du piston indiquait que les angles de pale étaient élevés, mais que les pales n'étaient pas complètement mises en drapeau, lorsque la casserole d'hélice s'est écrasée à l'impact. Trois des 4 pales sont restées fixées au moyeu après l'impact; l'absence de dommage sur les 3 pales fixées indique que l'hélice ne tournait pas ou n'était pas entraînée au moment de l'impact. La quatrième pale semble avoir heurté le sol en premier, ce qui a provoqué sa déformation et la défaillance autour de l'épaulement de retenue de la pale et de la bride de pale connexe.

#### *1.6.8 Examen structural de la cellule*

Les 2 ailes et l'empennage s'étaient rompus en plusieurs sections pendant la séquence de désintégration (annexe G). L'épave a été disposée au sol dans un atelier; on a placé le fuselage, les ailes, l'empennage, le train d'atterrissage et toutes les commandes de vol de façon à reproduire un aéronef intact et assemblé. Un examen structural a permis de déterminer que l'aéronef fonctionnait au-delà de sa vitesse maximale admissible lorsque la désintégration s'est produite et que celle-ci a débuté lorsque les 2 ailes se sont rompues vers le bas sous l'action d'une surcharge négative attribuable à la vitesse élevée.

Plusieurs éléments indiquaient que les ailes s'étaient rompues dans un mouvement vers le bas. Les charges de torsion aérodynamique s'accroissent progressivement sur toute l'envergure de l'aile à mesure que la vitesse augmente et atteignent une intensité maximale à l'emplanture de l'aile. Les 2 ailes montraient une déformation par torsion vers le bas du bord d'attaque, l'importance de cette déformation augmentant progressivement vers l'intérieur. Des indicateurs supplémentaires de torsion vers le bas du bord d'attaque étaient des déformations diagonales (en flèche avant) sur les revêtements d'extrados des 2 ailes et une torsion vers le bas du bord d'attaque au point d'attache arrière gauche de l'aile. En outre, les 2 haubans de voilure avaient cédé à la compression à de multiples endroits, ce qui correspond à une défaillance des ailes dans un mouvement vers le bas.

Des signes de dommage et de transfert de peinture indiquaient que l'aile droite avait roulé sous le fuselage après la défaillance et avait heurté le bord d'attaque du stabilisateur gauche pendant la séquence de désintégration. Cela indique que l'ensemble du stabilisateur était intact et fixé au fuselage lorsqu'il a été heurté par l'aile droite qui se rompait. Rien n'indique que la fatigue de cellule, que la corrosion ou que tout autre dommage préexistant avait contribué aux séparations structurales.

Le battement des aéronefs est un phénomène selon lequel les surfaces portantes et les gouvernes d'un aéronef commencent à vibrer de façon instable à une amplitude qui augmente graduellement, ce qui peut entraîner une désintégration en vol. Parmi les différents facteurs qui peuvent provoquer un battement, on compte une vitesse élevée, un changement dans la répartition de la masse de la structure et une diminution de la rigidité de la structure. Le DHC-3 Otter est reconnu pour le battement de l'empennage; cependant, dans des cas antérieurement documentés de battement de l'empennage de DHC-3 Otter, une réduction de puissance et de vitesse au moment du début des vibrations avait mis fin à celles-ci et avait permis de réussir un atterrissage de précaution.

Un examen a révélé qu'il était improbable que soient survenus des battements du stabilisateur ou de la gouverne de profondeur. Toutes les masselottes d'équilibrage de gouverne de profondeur étaient du bon poids et étaient solidement fixées en place. Les dommages des tabs et des charnières de la gouverne de profondeur étaient minimes et ne correspondaient pas aux dommages des tabs et des charnières observés dans les cas antérieurs de battement des tabs. Les 2 gouvernes de profondeur étaient brisées en 2, et leurs longerons fracturés avaient subi une déformation plastique, indiquant une flexion dans les 2 sens. En plus, les revêtements de la gouverne de profondeur gauche s'étaient fendus le long du bord de fuite. Bien qu'il s'agisse de signes de battement, rien n'explique pourquoi le stabilisateur ou la gouverne de profondeur aurait pu commencer à vibrer pendant que l'aéronef volait dans le domaine de vol autorisé.

Le système de compensation en tangage d'un DHC-3 Single Otter est un circuit d'empennage horizontal à incidence variable, où l'incidence de l'empennage est réglée en vol en faisant tourner le volant de commande TAILPLANE TRIM dans le poste de pilotage. Il y a 2 servo-tabs articulés sur le bord de fuite de la gouverne de profondeur du DHC-3 Otter. Le tab articulé sur le bord de fuite de la gouverne de profondeur gauche est relié aux volets, de façon à réduire la compensation nécessaire lorsque le réglage des volets est changé; le tab articulé sur le bord de fuite de la gouverne de profondeur droite est un servo-tab.

Le DHC-3 Otter avait antérieurement fait l'objet de battements du tab de profondeur, et le 30 juillet 1968, Transports Canada a publié la consigne de navigabilité (CN) CF-68-13. La CN exigeait l'installation d'une masse d'équilibrage sur le tab de profondeur gauche, en conformité avec le bulletin de service n° 3/6 de de Havilland. C-GMCW respectait cette CN. Plus tard au cours de la vie de la conception de l'aéronef, lorsque les conversions aux moteurs à turbine sont apparues, on a commencé à assister à des battements du tab de profondeur droit. Ces battements étaient causés par la séparation de la tringle de commande de tab de profondeur droit du tab, permettant au tab de battre librement. Un nouveau servo-tab de profondeur droit et une tringle de commande redondante avaient été installés sur C-GMCW le 24 mai 2006, à 14 214,7 heures de vol cellule et près de 5 ans avant l'accident, en conformité avec le CTS SA 03-99 et la CN CF-2006-02R1 de Transports Canada.

Un examen détaillé des circuits de gouverne de profondeur, de tab de profondeur et de gouverne de direction n'a révélé aucun signe de jeu excessif dans les charnières ou les tringles et



aucun autre signe d'anomalie antérieure à l'incident qui aurait contribué à une perte de maîtrise. Même s'il y avait des signes partiels d'excitation du stabilisateur, il n'a pas été possible de déterminer si l'excitation avait induit une perte de maîtrise ou si elle était le résultat de la vitesse élevée qui a suivi une perte de maîtrise. Toutes les discontinuités étaient attribuables à une surcharge, et elles étaient considérées comme le résultat de la désintégration en vol.

L'ensemble de charnières de l'empennage droit (numéro de pièce C3FS472-7), qui retenait le côté droit avant du stabilisateur au fuselage, était fracturé. La surface de rupture montrait des surfaces de déchirure ouvertes et de déformation plastique caractéristiques d'une rupture en surcharge. On a observé une petite zone de fatigue en forme d'ongle sur l'ensemble de charnières; elle était considérée comme trop petite pour avoir une incidence sur la solidité de la pièce. Selon toute vraisemblance, la fissure de fatigue préexistante n'a servi qu'à localiser la défaillance.

L'ensemble roues-skis du DHC-3 Otter est muni d'une unité de compensation qui maintient les skis en position horizontale pendant le vol et empêche le déplacement extrême de la pointe des skis vers le haut ou vers le bas. Le système comporte des câbles de retenue qui s'étendent des pointes avant et arrière des skis et qui sont fixés à la cellule. Les câbles de retenue servent de moyen d'appui à l'unité de compensation, et empêchent le déplacement extrême des pointes des skis en cours d'atterrissage sur des amoncellements de neige, ce qui protège l'unité de compensation contre les dommages. Les 2 unités de compensation de même que les 2 câbles de retenue avant s'étaient rompus en surcharge. Il a par conséquent été considéré comme probable que ces composants se soient rompus pendant la désintégration ou l'impact avec le sol.

Il y avait une plaquette sur le tableau de bord de l'aéronef qui limitait la vitesse indiquée à 150 mi/h. Cette plaquette n'était cependant pas associée à la conversion de Texas Turbine, et on croit qu'elle avait été laissée par inadvertance depuis la limite temporaire de vitesse imposée par la CN CF-68-13 en 1968.

Le dernier enregistrement GPS indique que l'aéronef volait à une vitesse corrigée d'environ 203 mi/h (annexe E). Une analyse de la désintégration et du sillon laissé par les débris a indiqué que l'aéronef volait à un équivalent de vitesse (EV) de 203 à 226 mi/h au moment de la désintégration. Il est probable que l'aéronef a dépassé 1 des 2 vitesses limites de 192 mi/h IAS ( $V_{NE}$ )<sup>8</sup> et de 217 mi/h EV ( $V_D$ )<sup>9</sup>, voire les deux.

L'aéronef peut être entré dans une assiette inhabituelle, comme un vol inversé en piqué, pendant les dernières secondes de vol avant la désintégration; cependant, cela n'a pu être établi au moyen de l'analyse structurale. Selon l'aéronef et la position du nez par rapport au sol, la vitesse indiquée peut s'accroître beaucoup plus rapidement en vol inversé qu'en vol normal et elle peut atteindre ou dépasser la vitesse limite (ligne rouge) très rapidement. Si on entre dans une attitude de piqué inversé et celle-ci est reconnue par le pilote, la réaction immédiate nécessaire serait de retourner l'aéronef à l'endroit et de sortir doucement du piqué.

---

<sup>8</sup> La  $V_{NE}$  l'avion terrestre indiquée par la fiche de données de certificat de type A-27, numéro 10, de Transports Canada

<sup>9</sup> La  $V_D$  pour l'avion terrestre indiquée par le document AEROC 3.2.G.3 (février 1955) de de Havilland

### *1.6.9 Examen des systèmes de bord*

Les systèmes de bord ont été examinés, et aucun signe de défektivité n'a été découvert. Toutes les commandes de vol ont été retrouvées dans la zone de débris, et la continuité des commandes moteur et des commandes de vol avant l'accident a été confirmée. Toutes les discontinuités des commandes de vol étaient dues à une surcharge et elles étaient considérées comme le résultat de la désintégration en vol. Il n'a pas été possible de déterminer le réglage des commandes de vol et la tension des câbles avant l'accident. L'examen du déploiement du vérin hydraulique de volet a révélé que les volets étaient rentrés au moment de l'impact.

Le système de compensation en tangage du DHC-3 Otter est un circuit d'empennage horizontal à incidence variable. Le stabilisateur est articulé à l'avant, et l'incidence de l'empennage est réglée au moyen d'un vérin à vis commandé par câble monté à l'arrière du stabilisateur. Le déploiement du vérin de compensation en tangage correspondait à un réglage de croisière ou de descente en régime de croisière avec un chargement à l'arrière du centre de gravité. Cela correspondait à une position avant de milieu de plage du pointeur de l'indicateur de commande de compensation qui était à côté du volant de commande de compensation dans le poste de pilotage.

L'aéronef était équipé d'un levier d'arrêt de carburant et de mise en drapeau d'urgence à l'extrémité droite du pylône de commande moteur. Le levier se déplace vers l'avant et vers l'arrière entre 2 positions verrouillées. Lorsque le levier est verrouillé vers l'avant, le robinet de carburant du moteur peut être ouvert électriquement et la valve de mise en drapeau est fermée, permettant au moteur et à l'hélice de fonctionner normalement. Lorsque le levier est verrouillé vers l'arrière, le robinet de carburant est fermé manuellement et la valve de mise en drapeau est ouverte, ce qui arrête le moteur et met l'hélice en drapeau. Le levier est normalement en position verrouillée avant en tout temps, y compris lorsque l'aéronef est stationné au sol. Le levier ne serait en position verrouillée arrière que s'il était activé par le pilote en réponse à une urgence qui nécessitait l'arrêt du moteur et la mise en drapeau de l'hélice. L'examen du levier d'urgence effectué après l'accident a révélé que le levier était en position verrouillée arrière au moment de l'impact. Il a été jugé improbable que le levier ait été forcé dans cette position par le choc de l'impact.

Un tendeur d'aéronef est un dispositif qui sert à régler la tension des câbles dans un circuit de commandes de vol fonctionnant à l'aide de câbles. Les tendeurs d'aéronefs sont réglés de façon à ce que pas plus de 3 filets sur chaque embout soient visibles à chaque extrémité de la douille filetée lorsque le câble est réglé à la bonne tension. En outre, lorsqu'on obtient la bonne tension des câbles, les tendeurs d'aéronefs doivent être rendus sûrs au moyen de fil à freiner ou de dispositifs de verrouillage afin de garantir que la rotation de la douille filetée n'entraîne pas de perte de tension. Un examen de l'épave a révélé que même si le circuit de commandes de vol des ailerons était continu, il manquait le fil à freiner requis sur la douille filetée du câble d'équilibrage des ailerons. Il n'y avait pas de filets visibles sur les 2 embouts, ce qui indique que la douille filetée n'avait pas reculé en service. La norme 571.10 du RAC exige que le travail qui dérange des commandes moteur ou de vol fasse l'objet d'une inspection par au moins 2 personnes, souvent appelée une inspection double, afin de garantir que toutes les pièces dérangées par la maintenance effectuée sont verrouillées.

### *1.6.10 Examen des instruments*

L'indicateur d'assiette, le conservateur de cap et l'indicateur de virage et de dérapage ont été examinés au Laboratoire du BST. Les 3 instruments avaient tous subi des dommages importants

à l'impact. Le conservateur de cap avait une masse gyroscopique à commande pneumatique. Un examen du rebord extérieur de la masse gyroscopique et de la paroi intérieure du boîtier de la masse a révélé des marques de frottement circonférentielles, indiquant que la masse était animée d'une grande énergie de rotation au moment de l'impact et que le système à dépression était en bon état de service quand l'événement s'est produit. Un examen au microscope des mécanismes gyroscopiques des autres instruments n'a pas fourni de renseignements fiables qui pourraient servir à déterminer si ces gyroscopes étaient en rotation ou non au moment de l'impact.

#### *1.6.11 Incidence des conversions à un turbopropulseur*

La conversion des aéronefs à moteur à pistons en aéronefs à moteur à turbine permet à un aéronef comme le DHC-3 Otter de régulièrement voler en croisière à des vitesses beaucoup plus élevées. Comme les charges de rafale<sup>10</sup> sont proportionnelles à la vitesse, les vitesses plus élevées entraînent des charges de rafale plus élevées. En plus, un moteur et une hélice différents entraînent différentes configurations de sillage de l'hélice et différentes harmoniques vibratoires de la cellule. Les vibrations et les charges seront différentes d'une conversion à un moteur à turbine à une autre en raison des différentes vitesses de rotation des moteurs, du nombre de pales des hélices et du sens de la rotation des hélices. Tous ces facteurs peuvent se combiner pour donner des traces d'usure différente et accélérée sur un aéronef converti. L'usure accélérée pourrait se manifester sous forme de desserrement des charnières et des embouts de tringle de commande de vol et de fissuration par fatigue. Rien sur l'aéronef en cause ne suggère que l'événement déclencheur était une défaillance de la structure causée par un desserrement, une fissuration par fatigue ou l'usure.

#### *1.6.12 Incident à Withers Lake*

L'aéronef avait été impliqué dans un incident mineur à l'aire de rassemblement de la bande d'atterrissage en glace de Withers Lake, au cours du deuxième vol à Withers Lake le matin de l'accident. Après l'atterrissage, pendant que le pilote roulait au sol pour placer l'aéronef en vue de le décharger, l'aéronef a heurté une pile de bois d'œuvre. Le point de contact était sur le côté gauche du fuselage, à environ 2 pieds au-dessus du sol, immédiatement devant la roue de queue. Après l'incident, le pilote, avec l'aide d'un agent d'ordonnancement sur les lieux, a poussé sur la queue de l'aéronef afin de replacer l'aéronef pour le roulage : l'agent d'ordonnancement a poussé sur le côté droit du fuselage arrière, immédiatement sous le stabilisateur droit, pendant que le pilote poussait sur la gouverne de direction. Pendant que le pilote poussait sur la gouverne de direction, un bruit violent provenant du fuselage arrière s'est fait entendre.

L'aéronef a été déchargé et a effectué son vol de retour à Mayo. Les efforts déployés dans le cadre de l'enquête pour déterminer la source du bruit anormal ont échoué. L'incident n'a pas été signalé au personnel de la maintenance de Black Sheep Aviation, et l'empennage n'a pas été inspecté par le personnel de la maintenance avant l'accident. Un examen détaillé de l'épave après l'accident n'a pas permis de déceler de dommage qui pourrait être associé à l'incident. Entre cet incident et l'accident, l'aéronef a effectué environ 2,2 heures de vol.

---

<sup>10</sup> Lorsqu'un aéronef rencontre un courant d'air vertical, ou une rafale, il accélère verticalement, vers le haut ou vers le bas selon la direction de la rafale. Cette accélération verticale change la masse apparente de l'aéronef.

### *1.6.13 Nécessité de procéder au dégivrage de l'aéronef le matin de l'accident*

Le premier voyage du pilote le jour de l'accident a été retardé d'environ 2 heures, parce qu'il a fallu procéder au dégivrage de l'aéronef. Il n'y avait pas de liquide dégivrant à Mayo; on a donc utilisé des bâches et un appareil de chauffage à air pulsé pour enlever la contamination des surfaces. Le pilote a apporté son aide. On a jugé que l'aéronef était exempt de la glace et du givre qui s'étaient accumulés pendant la nuit, puisque l'accident s'est produit au cours du 7<sup>e</sup> vol de la journée après le dégivrage ce matin-là.

## *1.7 Renseignements météorologiques*

### *1.11.2*

Les conditions météorologiques étaient propices au vol à vue. Douze minutes après le départ de l'aéronef de Mayo, le message d'observation météorologique régulière pour l'aviation (METAR) faisait état des conditions suivantes à Mayo : vent au sol du 070° vrai (V) à 5 nœuds et visibilité en surface de 20 sm. Les types et l'opacité de la couche nuageuse étaient comme suit : cumulus bourgeonnants 2/8 dont la base était à 4500 pieds agl, alto-cumulus 1/8 dont la base était à 12 000 pieds agl et cirrus 1/8 dont la base était à 22 000 pieds agl. Des averses de neige traversaient occasionnellement le secteur (annexe C).

Une analyse des conditions météorologiques du secteur au moment de l'accident n'a permis de relever aucun signe de givrage, de turbulence ou de couverture nuageuse pour expliquer la chaîne d'événements qui ont contribué à l'accident. La couverture nuageuse a augmenté à quelques heures de l'accident, des cumulus bourgeonnants et des cumulonimbus se formant alors à travers la région. Il n'a pas été possible de déterminer avec certitude si le pilote est entré dans des nuages à quelque moment que ce soit durant le vol; cependant, une analyse des conditions météorologiques indique que le pilote aurait fort probablement été en mesure de maintenir le vol à vue pendant la durée du vol. Les données du GPS indiquent que l'aéronef s'est dirigé en ligne droite vers Rackla, à l'exception d'un détour vers la gauche immédiatement avant la désintégration.

## *1.8 Aides à la navigation*

Le vol en question était un vol VFR dans des conditions VFR; il est probable que le pilote utilisait le GPS de bord comme principale aide à la navigation.

## *1.9 Communications*

Il n'y avait aucune trace de communications avec l'aéronef après le décollage de Mayo.

## *1.10 Renseignements sur l'aérodrome*

L'aérodrome de Mayo est situé par 63°36'59" N, et 135°52'6" W à une élévation de 1653 pieds asl. Il y a 1 piste gravelée de 4856 pieds de longueur sur 100 pieds de largeur orientée au 240° et 060°.

La bande d'atterrissage de Rackla est située par 64°13'20" N, et 133°12'26" W, à une élévation de 2825 pieds asl. La bande d'atterrissage a été construite autour de 1966. Il s'agit d'une zone dégagée recouverte de gravier qui a été passée au bulldozer sur le bord de la rivière pour créer une bande d'atterrissage. À l'origine, la distance de piste utilisable était de 5000 pieds. La

distance de piste utilisable actuelle est de 3000 pieds parce que la végétation n'a pas été enlevée des approches. La surface est constituée de gravier de cailloux en été et de neige en hiver. La surface n'est jamais entretenue.

## 1.11 Enregistreurs de bord

### 1.11.1 Généralités

L'aéronef n'était pas muni d'un enregistreur de conversations de poste de pilotage (CVR) ou d'un enregistreur de données de vol (FDR) et n'était pas tenu de l'être en vertu de la réglementation. Les exigences relatives à l'installation de CVR et de FDR dans les aéronefs sont semblables partout dans le monde et sont principalement fondées sur le nombre et le type de moteurs ainsi que sur le nombre de sièges passagers dans l'aéronef. L'article 605.33 du RAC exige que les aéronefs multimoteurs à propulsion par turbine suivants, qui sont immatriculés au Canada, soient munis d'un FDR :

- a) un aéronef à l'égard duquel un certificat de type a été délivré autorisant le transport de 30 passagers ou moins et dont la configuration prévoit 10 sièges passagers ou plus et qui a été construit après le 11 octobre 1991;
- b) un avion à l'égard duquel un certificat de type a été délivré autorisant le transport de 30 passagers ou moins et dont la configuration prévoit de 20 à 30 sièges passagers;
- c) un aéronef à l'égard duquel un certificat de type a été délivré autorisant le transport de plus de 30 passagers;
- d) un aéronef à l'égard duquel un certificat de type a été délivré autorisant uniquement le transport de fret et qui est utilisé en vertu de la sous-partie 5 de la partie VII.

L'article 605.33 du RAC stipule aussi que les aéronefs multimoteurs à propulsion par turbine immatriculés au Canada dont la configuration prévoit 6 sièges passagers ou plus et qui nécessitent 2 pilotes doivent être munis d'un CVR.

### 1.11.2 Avantages des CVR et des FDR

Les avantages des données de vol enregistrées dans le cadre d'enquêtes sur les accidents d'aéronefs sont bien connus et documentés. On considère depuis des décennies que les enregistreurs de bord font partie des principaux outils des grandes enquêtes sur les accidents d'aéronefs. À l'heure actuelle, les CVR et les FDR sont considérés comme les moyens les plus complets pour saisir de grandes quantités de données de vol aux fins d'enquête sur les accidents. Les rapports d'enquête mettant en cause des aéronefs qui n'ont pas d'enregistreur de bord présentent occasionnellement des données téléchargées du GPS, des moniteurs de moteur ou de mémoires rémanentes qui ne sont pas à l'épreuve des impacts plutôt que celles d'enregistreur de bord et des données radars. Les rapports d'enquête qui peuvent utiliser des données d'enregistreurs de bord ainsi que de sources autres que les enregistreurs de bord contenant des mémoires rémanentes sont nettement supérieurs sur le plan de la qualité et auront davantage tendance à déterminer des lacunes en matière de sécurité que les rapports qui ne le font pas.

### *1.11.3 Solutions de rechange aux CVR et aux FDR sur le marché*

Les aéronefs exploités commercialement dont la masse est inférieure à 5700 kg ne sont habituellement pas dotés à l'usine de l'infrastructure de circuits requise pour un FDR, et l'installation de FDR conventionnels sur cette catégorie d'aéronef nécessiterait de coûteuses modifications. Il existe actuellement sur le marché plusieurs systèmes d'enregistrement des données de vol autonomes légers à coût abordable qui peuvent enregistrer une combinaison de données d'image et audio du poste de pilotage et de données paramétriques de l'aéronef, ou des messages de liaison de données, et dont l'installation dans l'aéronef ne nécessite que des modifications minimales. Les spécifications minimales pour les systèmes d'enregistrement des données de vol légers sont définies dans ED-155 Minimum Operational Performance Specification (MOPS) for Lightweight Recording Systems, publié par l'Organisation européenne pour l'équipement électronique de l'aviation civile (EUROCAE)<sup>11</sup>.

Plusieurs exploitants d'hélicoptères ont déjà adopté ce type de technologie comme point de départ pour le programme d'assurance qualité des opérations de vol (FOQA)<sup>12</sup> recommandé par la FAA. Au moins 1 exploitant a reconnu que la présence d'un enregistreur de bord léger avait eu une incidence positive sur la prise de décisions de l'équipage de conduite.

### *1.11.4 Nombre d'aéronefs au Registre d'immatriculation des aéronefs civils canadiens*

En juin 2012, il y avait 35 264 aéronefs inscrits au Registre d'immatriculation des aéronefs civils canadiens. De ce total, 6957 sont des aéronefs immatriculés exploités commercialement, dont 5453 de moins de 5700 kg. La plupart des aéronefs de moins de 5700 kg exploités commercialement le sont en vertu des sous-parties 702 ou 703 du RAC. Les aéronefs canadiens exploités commercialement en vertu de ces sous-parties sont habituellement des aéronefs équipés d'un ou de plusieurs moteurs à pistons ou des aéronefs monomoteurs ou multimoteurs à propulsion par turbine transportant 9 passagers ou moins. La majorité de ces aéronefs ne sont pas régis par les dispositions de l'article 605.33, et ne sont par conséquent pas tenus d'être équipés de tout type d'enregistreur de bord.

### *1.11.5 Statistiques du BST sur les accidents*

Du 1 janvier 2002 au 5 juillet 2012, il y a eu 932 accidents mettant en cause des aéronefs exploités commercialement immatriculés au Canada. Environ 88 % de ces accidents mettaient en cause des aéronefs exploités en vertu des sous-parties 702 ou 703, ce qui représente aussi 82 % de toutes les blessures graves et 87 % de toutes les mortalités dans les accidents mettant en cause des aéronefs canadiens exploités commercialement.

---

<sup>11</sup> EUROCAE est un organisme international sans but lucratif. Ses membres sont des intervenants du milieu de l'aviation. Son travail est axé principalement sur la préparation de documents de spécifications et de conseils en matière de performance pour l'équipement de l'aviation civile, en vue de son adoption et de son utilisation à l'échelle européenne et mondiale.

<sup>12</sup> FOQA est un programme de sécurité volontaire qui vise à améliorer la sécurité aérienne par l'utilisation proactive de données de vol : [http://www.faa.gov/about/initiatives/atos/air\\_carrier/foqa/](http://www.faa.gov/about/initiatives/atos/air_carrier/foqa/) (consulté le 30 avril 2013).

**Tableau 4.** Accidents d'aéronefs canadiens et blessures, selon la catégorie de service aérien commercial, entre le 1 janvier 2002 et le 5 juillet 2012

Catégorie de service aérien commercial	Accidents	Blessures mortelles	Blessures graves
702 – Opérations de travail aérien	285	57	48
703 – Exploitation d'un taxi aérien	539	179	111
704 – Exploitation d'un service aérien de navette	56	23	18
705 – Exploitation d'une entreprise de transport aérien	52	12	17
Totaux	932	271	194

De nombreux rapports d'enquête du BST font état d'enquêteurs incapables de déterminer les causes d'un accident en raison de l'absence de dispositifs d'enregistrement de bord. Parmi ces rapports d'événements du BST, on compte les rapports A01W0261, A02W0173, A03H0002, A05W0137, A05C0187, A06W0139, A07Q0063, A07W0150, A09A0036, A09P0187 et A10P0244, qui sont disponibles sur le site Web du BST.

Les données provenant du GPS de bord KMD150 étaient de caractère très limité en raison du petit nombre de paramètres et du long intervalle de 30 secondes entre les points de données consécutifs. Il n'y avait pas d'autres données critiques disponibles provenant d'autres sources pour la présente enquête.

Les enregistreurs de bord conformes aux normes ED-155 peuvent enregistrer les données d'image, audio, paramétriques et de liaison de données dans 1 support d'enregistrement. De plus, un seul système d'enregistrement des données de vol léger et opérationnel, qui est conforme aux normes ED-155 et qui est doté d'une capacité d'imagerie dans le poste de pilotage, peut fournir les renseignements suivants à un intervalle d'enregistrement de 2 secondes ou moins entre les points de données consécutifs :

- conditions météorologiques réelles enregistrées des fenêtres du poste de pilotage;
- indications d'instruments de vol, d'instruments de contrôle moteur et d'avertissement;
- mesures prises par le pilote, commandes et réactions de l'aéronef;
- position des commandes moteur;
- données détaillées sur l'altitude, la vitesse et le suivi GPS;
- données sur l'assiette de vol de l'aéronef;
- données sur l'accélération;
- son ambiant;
- peut-être plus, selon la technologie de collecte de données proposée par les différents fabricants de systèmes d'enregistrement des données de vol léger.

Afin d'établir les faits quant aux causes, aux facteurs contributifs et aux risques ainsi que les manquements à la sécurité, les enquêteurs doivent déterminer de manière fiable les événements, les circonstances et les facteurs qui ont donné lieu à un accident. Souvent, dans le cas de petits aéronefs qui ne sont pas dotés de la technologie habituelle d'enregistreur de

données de vol et de conversations, comme dans la présente enquête, des faits essentiels à l'enquête, notamment les conditions météorologiques réelles, le son ambiant, les mesures prises par le pilote et les réactions de l'aéronef, ne sont jamais récupérés. Comme tous ces renseignements peuvent être saisis au moyen d'un système d'enregistrement de bord léger, la présence d'un tel système permet d'accroître la possibilité de bien comprendre les raisons pour lesquelles un accident s'est produit et de déterminer des manquements à la sécurité qui pourraient être importants.

#### *1.11.6 Exemples à l'échelle internationale*

Il existe de nombreux exemples où le manque de données d'enregistreur de bord a nui à des enquêtes sur des accidents mettant en cause des petits aéronefs.

Le NTSB des États-Unis a publié de nombreuses recommandations (A-99-060, A-99-069, A-99-074, A-03-062, A-03-064, A-03-065, A-09-009, A-09-10, A-09-11, A-09-90, A-09-99, A-09-106 et A-10-168) demandant l'installation d'appareils d'enregistrement vidéo et d'autres appareils d'enregistrement à l'épreuve des impacts dans les aéronefs qui ne sont pas dotés de CVR ou de FDR.

Le NTSB a récemment mené une enquête sur un autre accident mettant en cause un de Havilland DHC-3 Otter à propulsion par turbine. L'accident s'est produit en Alaska; 5 occupants incluant le pilote ont subi des blessures mortelles, et 4 ont subi des blessures graves. Le rapport final indiquait que l'absence de système d'enregistrement de poste de pilotage capable de saisir des données audio, d'image et paramétriques a contribué au fait que l'enquête n'a pas pu déterminer exactement ce qui s'est passé dans les derniers instants du vol. Les recommandations A-09-10 et A-09-11 du NTSB ont été publiées une fois de plus le 9 juin 2011 à la suite de cet accident.

En février 2006, l'Australian Transportation Safety Bureau (ATSB) a publié la *Safety Recommendation R20060004*, qui recommande que la Civil Aviation Safety Authority (CASA) de l'Australie examine les exigences concernant l'installation d'enregistreurs de bord dans les aéronefs immatriculés en Australie en raison des progrès technologiques.

En 2010, la Air Accidents Investigation Branch (AAIB) du Royaume-Uni a publié la *Safety Recommendation 2010-016*, qui recommande que l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) adopte les propositions de son groupe d'experts sur les enregistreurs de bord relatives à la nécessité d'installer des enregistreurs de bord sur les aéronefs à propulsion par turbine d'une masse maximale au décollage certifiée de 5700 kg ou moins.

#### *1.11.7 Norme et recommandation de l'Annexe 6 de l'OACI concernant les enregistreurs de vol des petits aéronefs*

L'OACI a publié une norme pour les enregistreurs de vol dans les petits aéronefs dans la 9<sup>e</sup> édition de l'Annexe 6 de l'OACI, datée de juillet 2010. L'alinéa 6.3.1.2.1 de l'Annexe 6 stipule ce qui suit :

Tous les avions à turbomachines de masse maximale au décollage certifiée égale ou inférieure à 5 700 kg pour lesquels la demande de certification de type aura été présentée à un État contractant le 1<sup>er</sup> janvier 2016 ou après seront équipés :

- a) d'un FDR de Type II; ou



- b) d'un AIR Classe C capable d'enregistrer les paramètres de trajectoire de vol et de vitesse affichés au(x) pilote(s); ou
- c) d'un ADRS capable d'enregistrer les paramètres essentiels énumérés au Tableau A9-3 de l'Appendice 9.

L'alinéa 6.3.1.2.2 de l'Annexe 6 stipule ce qui suit :

**Recommandation** – Il est recommandé que tous les avions à turbomachines dont la masse maximale au décollage certifiée est égale ou inférieure à 5 700 kg et dont le premier certificat de navigabilité individuel aura été délivré le 1<sup>er</sup> janvier 2016 ou après soient équipés :

- a) d'un FDR de Type II; ou
- b) d'un AIR Classe C capable d'enregistrer les paramètres de trajectoire de vol et de vitesse affichés au(x) pilote(s); ou
- c) d'un ADRS capable d'enregistrer les paramètres essentiels énumérés au Tableau A9-3 de l'Appendice 9.

Les États contractants de l'OACI sont tenus d'aviser l'OACI de toute différence entre leurs règlements et pratiques et les normes de l'Annexe 6 (cependant, les États de l'OACI ne sont pas tenus de signifier les différences relatives aux recommandations). On ne sait pas si Transports Canada a signalé une différence relative à l'alinéa 6.3.1.2.1 ou compte le faire. La norme et la recommandation ne s'appliqueront initialement qu'à un nombre très limité d'aéronefs canadiens exploités commercialement, et à aucun aéronef de la flotte existante.

En 2009, l'EUROCAE a publié ED-155, qui définit les spécifications minimales auxquelles doivent se conformer les aéronefs qui doivent être munis de systèmes d'enregistrement des données de vol légers. Les enregistreurs conformes aux normes ED-155 peuvent enregistrer des données d'image, audio, paramétriques et de liaison de données dans 1 support d'enregistrement. La modification des aéronefs requise pour accepter les systèmes d'enregistrement des données de vol légers est minime. En plus que dans le cadre d'enquêtes sur les incidents et les accidents, et là où l'information n'est pas confidentielle ou protégée par la loi, comme c'est le cas dans certains pays, les enregistreurs conformes aux normes ED-155 peuvent être aussi utilisés à des fins de formation en vol ou de suivi de données de vol, ce qui pourrait être encore plus avantageux sur le plan de la sécurité<sup>13</sup>.

Un Technical Standard Order (TSO) est une norme de performance minimale visant des matériaux, des pièces et des appareillages précis utilisés dans les aéronefs civils (définition de la FAA).

- Le 28 juillet 2007, la FAA a publié le TSO-C176 pour traiter des normes de performance minimale pour les systèmes d'enregistrement d'images dans les postes de pilotage d'aéronefs; il s'applique à l'équipement destiné à enregistrer des images de vol d'aéronefs et à stocker les données dans des mémoires à l'épreuve des impacts auxquelles on pourrait avoir recours dans le cadre d'enquêtes sur les incidents et les accidents. Les produits auxquels le TSO-C176 s'applique doivent satisfaire aux normes de performance minimale ED-112 d'EUROCAE (ED-112 MOPS for Crash Protected Airborne Recorder Systems) datées de mars 2003.

<sup>13</sup>

EUROCAE, ED-155 Minimum Operational Performance Specification for Lightweight Flight Recording Systems, p. 2.

- La FAA a aussi publié le TSO-C197 afin d'établir des normes de performance minimale pour les systèmes de collecte et de surveillance de données. Les produits auxquels le TSO-C197 s'applique doivent satisfaire aux exigences de qualification et de documentation en matière de normes de performance minimale dans EUROCAE ED-155.

#### 1.11.8 Données de vol du GPS

Le GPS avait enregistré 36 unités de données pour le vol en question. Chaque point de données aux 30 secondes comportait la date, l'heure, la latitude, la longitude, la vitesse en nœuds selon le GPS<sup>14</sup>, la trajectoire selon le GPS en degrés vrais (°V) et l'altitude selon le GPS en pieds asl. Les vitesses selon le GPS représentaient la vitesse dans l'espace et étaient calculées selon la somme vectorielle de la vitesse horizontale de l'aéronef et de la vitesse verticale par rapport au sol.

À partir de ces données, il a été établi que l'aéronef avait atteint une altitude de quelque 11 500 pieds asl environ 13,5 minutes après le décollage. L'aéronef a maintenu le cap sur Rackla à cette altitude pendant environ 2 minutes, puis il s'est mis en descente à une vitesse légèrement plus élevée. Au cours des 2 dernières minutes du vol, l'aéronef a effectué un virage à faible inclinaison vers la gauche, et la trajectoire est passée du 66 °V au 360 °V puis au 286 °V, sur une distance totale d'environ 4,4 sm. Les données du GPS n'indiquent pas que l'aéronef était entré dans un piqué en spirale. Dans les 30 secondes entre les 2 derniers points de données, l'altitude selon le GPS a diminué de 2392 pieds, et la vitesse dans l'espace selon le GPS a augmenté de 177 à 241 mi/h (vitesse corrigée), indiquant une perte de maîtrise. En raison de la capacité du GPS, les données du GPS n'étaient pas suffisantes pour établir les assiettes et mouvements de l'aéronef qui ont précédé la perte de maîtrise apparente, les mesures prises par le pilote et le fonctionnement des circuits de l'aéronef (annexe E).

---

<sup>14</sup>

Note : toutes les vitesses selon le GPS sont converties des nœuds en vitesse en mi/h dans l'espace et en vitesse corrigée par souci de clarté et d'uniformité dans le rapport, puisque toutes les limites de vitesse du manuel de vol du DHC-3 sont exprimées en mi/h.



Point de données	Trajectoire selon le GPS (°M)	Altitude selon le GPS (pieds asl)	Vitesse corrigée (mi/h)
31	64,7	11 337	150
32	71,1	11 342	147
33	66,1	11 177	153
34	58	10 984	154
35	9,1	10 652	152
36	286	8262	203

**Figure 1.** Trajectoire finale de l'aéronef selon les données du GPS

Note : Les points de données sont à 30 secondes d'intervalle. Dans les 30 secondes entre les 2 derniers points de données, l'aéronef est descendu de quelque 2000 pieds et a accéléré d'approximativement 50 mi/h. La désintégration doit avoir eu lieu dans les 30 secondes qui suivaient le dernier point de données.

Les vitesses selon le GPS de toutes les 2000 unités de données enregistrées, représentant 24 vols effectués dans les 3 jours précédant l'accident en plus du vol en question, ont été converties par ordinateur en mi/h (vitesse corrigée) au moyen d'un modèle d'algorithme qui prenait en compte la vitesse et la direction prévues du vent en altitude, la température prévue à l'altitude et l'altitude dérivée du GPS pour chaque point de données, ainsi qu'une conversion de nm en

sm. Les résultats comportent une marge d'erreur de plus ou moins 6 mi/h IAS. La différence entre la vitesse indiquée et la vitesse corrigée pour le DHC-3 Otter est petite, soit autour de +3 mi/h aux vitesses de croisière.

Une analyse des vitesses selon le GPS a révélé que le pilote volait à des vitesses égales ou supérieures à 144 mi/h IAS, qui était la limite supérieure de l'arc vert sur l'anémomètre du DHC-3 Otter à moteur Honeywell (Garrett), pour une bonne partie du vol. Cette vitesse a été dépassée à un certain moment au cours de tous les vols. Dans 6 vols, cette vitesse a été dépassée pendant l'entière partie du vol effectuée à l'altitude de croisière et pendant plus de 50 % de la partie du vol effectuée à l'altitude de croisière de 2 vols. L'analyse a révélé que, pendant le vol en cause, l'aéronef volait à une vitesse indiquée égale ou légèrement supérieure à 144 mi/h lorsqu'il a commencé à se diriger vers la gauche.

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

L'épave était éparpillée sur une zone de débris de quelque 800 pieds de large et 1300 pieds de long (annexe H), à une altitude se situant entre 4200 et 4600 pieds asl, sur le flanc boisé d'une colline éloignée dans le centre du Yukon. Les marques d'impact au sol et le dommage aux arbres suggèrent l'absence d'une vitesse horizontale significative de l'épave, y compris le fuselage, au moment de l'impact. Le moteur est resté fixé à la cloison pare-feu après l'impact.

Il y avait de 4 à 5 pieds de neige au sol sur les lieux de l'accident, ce qui a écarté la possibilité de récupérer la totalité de l'épave pendant la phase initiale de la récupération. Les lieux de l'accident ont été visités de nouveau au début du mois de juin, après la fonte des neiges, pour terminer la récupération de l'épave. Toutes les commandes de vol, tous les composants du moteur et de l'hélice et tous les principaux composants de la structure, y compris les ailes, le fuselage, l'empennage et le train d'atterrissage, ont été trouvés dans la zone de débris et ont été récupérés en vue d'un examen. L'examen initial de l'épave a eu lieu à Whitehorse; l'épave a ensuite été transportée au Laboratoire du BST afin d'y être examinée en détail.

Une analyse de la trajectoire de 71 différents composants après la désintégration en vol a révélé que la désintégration s'était produite à une altitude se situant entre 6742 et 8257 pieds asl (2450 et 4000 pieds agl), à une vitesse sol de 224 à 256 mi/h et à un angle de trajectoire de vol d'environ -73°.

**Tableau 5.** Estimation des conditions au moment de la désintégration, selon l'analyse de la trajectoire

Paramètre	Minimum	Nominal	Maximum	Variation par rapport à la valeur nominale
Vitesse du vent	1,5 nœud	3 nœuds	4,5 nœuds	50 %
Direction du vent	175 °V	185 °V	195 °V	5 %
Vitesse sol	224 mi/h	240 mi/h	256 mi/h	6,7 %
Altitude	6742 pieds	7500 pieds	8257 pieds	10 %
Angle de la trajectoire de vol	-72,9°	-72,5°	-72,1°	0,5 %
Trajectoire au sol	281 °M	283 °M	285 °M	0,5 %

### 1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Le pilote avait reçu un diagnostic de léger souffle systolique durant un examen médical annuel de Transports Canada le 15 mars 2011, et on lui avait demandé de soumettre un échocardiogramme au médecin-examineur et à Transports Canada avant la fin d'avril 2011. L'échocardiogramme n'avait pas été soumis avant l'accident; cependant, selon les résultats de l'autopsie, les analyses toxicologiques et les autres dossiers médicaux, rien n'indiquait que le rendement du pilote ait été perturbé par des facteurs physiologiques ou un problème médical soudain.

En raison du nombre d'heures de vol effectuées par le pilote dans les jours précédant l'accident (annexe D), on a procédé à une analyse des facteurs humains des antécédents sommeil-éveil du pilote afin d'évaluer son niveau de fatigue au moment de l'accident.

Puisqu'il n'a pas été possible d'obtenir des renseignements sur la période de sommeil normale du pilote ou sur les périodes de sommeil réelles avant l'événement, on a estimé ses heures de sommeil à partir des données disponibles.

Le pilote a vraisemblablement eu de 9 à 15,25 heures de repos entre les périodes de service. Les heures de début et de fin approximatives des journées de travail du pilote sont les suivantes.

Date	Repos avant le service	Heure de début	Heure de fin
21 mars 2011	>20 jours	9 h 15	17 h
22 mars 2011	15,25 heures	8 h 15	20 h
23 mars 2011	12 heures	8 h	21 h 30
24 mars 2011	9 heures	6 h 30	20 h 15
25 mars 2011	10,5 heures	6 h 45	21 h 30
26 mars 2011	9,25 heures	6 h 45	19 h 45
27 mars 2011	10,75 heures	6 h 30	19 h 45
28 mars 2011	10,5 heures	6 h 15	19 h 45
29 mars 2011	10,5 heures	6 h 15	20 h 45
30 mars 2011	9,5 heures	6 h 15	21 h
31 mars 2011	9,5 heures	6 h 30	Accident à 15 h 15

Étant donné que le pilote avait eu au moins 9 heures de repos entre les quarts, il aurait vraisemblablement disposé de suffisamment de temps pour les 5 minutes de déplacement, et pour prendre ses repas et s'occuper de son hygiène personnelle, en plus d'obtenir de 7 à

8 heures de sommeil par nuit. Le BST n'a trouvé aucune information suggérant que le pilote avait participé à des activités sociales à la base.

Les dossiers téléphoniques indiquent que le pilote avait envoyé 2 messages textes, un à 0 h 36 et l'autre à 0 h 41, le 30 mars, 2 nuits avant le jour de l'accident. L'envoi de messages textes peut avoir eu 3 effets possibles sur le sommeil du pilote :

- Premièrement, le pilote est peut-être resté éveillé plus tard que normalement pour envoyer les messages textes, ce qui aurait réduit de façon significative son temps de sommeil total pour la nuit.
- Deuxièmement, le pilote s'est peut-être réveillé brièvement pour envoyer les messages textes. Cela aurait réduit son temps de sommeil total que d'environ 30 minutes.
- Troisièmement, le pilote peut s'être endormi plus tôt ce soir-là, s'être réveillé spontanément et avoir décidé d'envoyer en peu de temps les messages textes.

Selon les heures de service indiquées ci-dessus, le pilote aurait pu s'endormir n'importe quand après 20 h 45 le 29 mars. Compte tenu d'une interruption de sommeil de 5 minutes, il lui restait toujours plus de 9,25 heures pour dormir et exercer d'autres activités. Cette possibilité n'aurait eu aucune incidence négative sur le temps de sommeil total du pilote. En outre, le temps de sommeil total du pilote la nuit précédant le jour de l'accident n'a pas été réduit par l'envoi de messages textes. Cette dernière période de sommeil aurait pu compenser toute réduction de temps de sommeil de la nuit précédente.

De plus, l'enquête a révélé que le pilote était en bonne forme physique, qu'il était capable de rester vigilant pendant de longues périodes lorsqu'il conduisait à des endroits isolés et en provenance de ceux-ci et qu'il dormait régulièrement de 22 h à 5 h 30 ou 6 h (c.-à-d. de 7,5 à 8 heures) dans les 10 jours précédant le jour de l'accident.

L'analyse des facteurs humains susmentionnée a été validée au moyen de l'outil Fatigue Avoidance Scheduling Tool (FAST). L'analyse FAST a permis de confirmer la conclusion que la fatigue n'était vraisemblablement pas présente.

Les facteurs suivants ont été aussi pris en compte comme facteurs contributifs possibles à la fatigue : un horaire de repas difficile, la qualité inférieure de l'alimentation, l'exposition cumulative à l'environnement bruyant du poste de pilotage et les conditions de travail hivernales.

Compte tenu de ces données et en l'absence de renseignements contradictoires, et malgré le nombre élevé d'heures de travail, le BST a estimé que le pilote avait suffisamment dormi les 10 nuits précédant l'accident. Par conséquent, le pilote n'était vraisemblablement pas suffisamment fatigué pour s'endormir au moment de l'accident.

Les personnes qui sont légèrement fatiguées s'endorment en 10 ou 15 minutes si on les laisse seules dans une pièce sombre et qu'on leur demande de s'endormir<sup>15</sup>. Dans de mêmes circonstances, les personnes qui sont moyennement fatiguées s'endorment en 5 ou 10 minutes; les personnes qui sont très fatiguées s'endorment en moins de 5 minutes.

---

<sup>15</sup> M. Thorpy, P. Westbrook, R. Ferber, P. Fredrickson, M. Mahowald, F. Perez-Guerra, M. Reite, et P. Smith, « The clinical use of the multiple sleep latency test », *Sleep*, 15, 268-276, 1992.

Il est très peu probable que le pilote ait été très fatigué. On réserve habituellement ce diagnostic aux personnes qui souffrent de troubles du sommeil tels que l'apnée obstructive du sommeil et la narcolepsie. Rien ne suggère que le pilote souffrait d'un trouble du sommeil. Si le pilote était moyennement fatigué, il lui aurait fallu au moins 5 minutes pour s'endormir, et ce, seulement si le pilote tentait de s'endormir plutôt que de résister au sommeil.

Les données du GPS indiquent que l'aéronef a amorcé une descente à faible pente après 16 minutes de vol (montée de 13 minutes suivie de 3 minutes en altitude). La descente à faible pente a duré approximativement 3 minutes. Même si une descente à faible pente peut être caractéristique d'un pilote qui s'endort et qui cesse de contrôler l'aéronef, il est peu probable que le pilote se soit endormi si vite.

Comme il a été mentionné précédemment, l'aéronef n'était pas équipé d'un autopilote. Cela veut dire que le pilote devait être éveillé pendant 16 minutes alors qu'il commandait l'aéronef manuellement pendant le décollage, la montée et le maintien de l'altitude. On peut faire valoir qu'il est possible pour une personne fatiguée de maintenir le vol en palier et que puisque très peu de commandes sont requises, elle aurait pu s'endormir en raison de sa fatigue. Cependant, le vol en palier n'a été maintenu que pendant 3 minutes. Il est très peu probable qu'une personne qui n'est pas très fatiguée s'endorme et cesse de contrôler l'aéronef en moins de 3 minutes.

### *1.14 Incendie*

Aucun incendie ne s'est déclaré en vol ou après l'impact.

### *1.15 Questions relatives à la survie des occupants*

L'accident n'offrait aucune chance de survie en raison de la force de l'impact.

### *1.16 Essais et recherches*

Un certain nombre d'essais et de recherches ont été effectués au Laboratoire du BST (Annexe A).

### *1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion*

L'aéronef était exploité en vertu de la sous-partie 703 du RAC. Black Sheep Aviation exploitait 4 types d'aéronef selon les règles VFR de jour, tous en vertu des sous-parties 702 et 703 du RAC. Le manuel d'exploitation de la compagnie précise ce qui suit :

[traduction] Le gestionnaire des opérations délègue au commandant de bord le contrôle d'exploitation d'un vol, mais le gestionnaire demeure responsable de l'exploitation quotidienne des vols. Dans un tel système de contrôle d'exploitation, c'est le commandant de bord qui assure la régulation des vols.

## *1.18 Renseignements supplémentaires*

### *1.18.1 Utilisation d'oxygène*

Le paragraphe 605.32 (1) du RAC, régissant l'utilisation d'oxygène au cours du vol, précise que « lorsqu'un aéronef est utilisé à une altitude-pression de cabine supérieure à 10 000 pieds ASL sans dépasser 13 000 pieds ASL, chaque membre d'équipage doit porter un masque à oxygène et utiliser de l'oxygène d'appoint au cours de toute partie du vol effectuée à ces altitudes qui dure plus de 30 minutes. » Le paragraphe 605.32 (2) du RAC précise que « lorsqu'un aéronef est utilisé à une altitude-pression de cabine supérieure à 13 000 pieds ASL, chaque personne à bord doit porter un masque à oxygène et utiliser de l'oxygène d'appoint au cours de la durée du vol à ces altitudes. » Les pilotes de Black Sheep Aviation utilisaient souvent les DHC-3 Otter à propulsion par turbine à une altitude se situant entre 10 500 et 12 500 pieds pendant moins de 30 minutes par vol. Les aéronefs n'étaient pas dotés de la capacité de pressurisation ni d'équipement d'oxygène d'appoint.

Un examen des données du GPS a révélé que le pilote avait volé au-dessus de 10 000 pieds d'altitude dans 12 des 25 vols enregistrés. Au cours de 1 vol, l'aéronef a atteint une altitude maximale selon le GPS de 16 228 pieds et est demeuré au-dessus de 13 000 pieds pendant 16 minutes. Le jour de l'accident, le pilote volait au-dessus de 10 000 pieds et en dessous de 11 800 pieds, sans oxygène, dans 6 vols. Le temps de vol à une altitude supérieure à 10 000 pieds variait de 7,5 minutes à 18 minutes par vol; le temps total au-dessus de 10 000 pieds était de 89 minutes sur une période de 6,5 heures. Comme le pilote a volé à une altitude inférieure à 10 000 pieds environ 77 % du temps le jour de l'accident, et que l'hypoxie s'atténue lorsque le niveau d'oxygène s'améliore, l'hypoxie n'est pas considérée comme ayant eu d'incidence sur le rendement du pilote.

### *1.18.2 Inspection de validation de processus de Transports Canada*

Une inspection de validation du processus après accident a été effectuée par 2 inspecteurs de Transports Canada environ 2 semaines après l'accident. Cette inspection comprenait un examen des dossiers de Black Sheep Aviation afin de déterminer s'il y avait des problèmes immédiats au sein de l'entreprise et de confirmer la conformité à la réglementation. Sauf si un examen des dossiers de l'entreprise relève des lacunes importantes, aucune enquête plus poussée n'est normalement menée par Transports Canada. Dans le cas présent, on a relevé 7 lacunes mineures sur le plan de la tenue des documents; aucune n'était considérée comme facteur dans l'événement. Dans le cadre de cette inspection, l'examen des dossiers de temps de vol et de temps de service de vol de l'entreprise a indiqué que le pilote en cause dans l'accident avait respecté les exigences réglementaires en matière de temps de vol et de temps de service de vol.



## 2.0 Analyse

### 2.1 Généralités

Les données du GPS indiquent que le vol à destination de Rackla s'est déroulé normalement jusqu'à environ 3 minutes avant l'accident. L'aéronef est monté à quelque 11 500 pieds asl en 13 minutes approximativement après le décollage de Mayo, tout en suivant la trajectoire de vol, et est demeuré à cette altitude environ 3 minutes, avant d'amorcer une descente à faible pente. Au cours des 2 dernières minutes de vol, l'aéronef a suivi une trajectoire vers la gauche d'environ 145°, quoique la vitesse initiale, l'altitude et les changements de trajectoire pendant ce temps n'étaient pas caractéristiques d'une perte de maîtrise soudaine. Cette déviation de la trajectoire de vol normale suggère qu'il s'est produit quelque chose. Au cours des 30 dernières secondes de vol, l'aéronef a perdu près de 2400 pieds d'altitude, et la vitesse dans l'espace selon le GPS est passée de 177 mi/h à 241 mi/h. Ces données étaient caractéristiques d'une perte de maîtrise et on présume que l'aéronef s'est désintégré immédiatement après l'enregistrement de la dernière unité de données du GPS. En raison de la capacité du GPS, les données du GPS n'étaient pas suffisantes pour établir les assiettes et mouvements de l'aéronef qui ont précédé la perte de maîtrise, la trajectoire de vol dans l'intervalle de 30 secondes des points de données, les mesures prises par le pilote et le fonctionnement des circuits de l'aéronef.

Le pilote avait de l'expérience sur ce type d'aéronef, et il suivait un trajet qu'il connaissait bien dans un aéronef qui lui était familier avec une cargaison dont il avait l'habitude. Il s'agissait du quatrième voyage et du septième vol de la journée. Il n'y avait pas de données radars pour le vol en question, d'enregistrement de communications avec l'aéronef après son décollage de Mayo, de témoin de l'accident ni de survivant, et l'aéronef n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR) ou d'un enregistreur de conversations de poste de pilotage (CVR). Il n'a pas été possible de déterminer les raisons de la perte de maîtrise de l'aéronef, qui s'est désintégré en raison de la vitesse élevée. L'analyse mettra par conséquent l'accent sur plusieurs scénarios possibles qui ont été pris en considération dans le cadre de l'enquête, dans le but de déterminer, en procédant par élimination, les événements et les conditions dangereuses qui auraient pu causer l'accident.

### 2.2 Exploitation en survitesse

L'analyse des données du GPS effectuée par le BST indique que le pilote exploitait l'aéronef à une vitesse indiquée (IAS) égale ou supérieure à la limite de vitesse d'exploitation normale de 144 mi/h, qui était la limite supérieure de l'ancien arc vert au cadran de l'anémomètre, pendant un fort pourcentage du temps du 29 au 31 mars 2011. Cependant, comme le plan de certification du de Havilland DHC-3ST 2 Otter de Texas Turbine Conversions ne faisait pas référence au paragraphe 23.1505 (c) des FAR, dont l'application avait été omise par inadvertance, les limites de vitesse n'ont pas été réduites dans le cadre du programme de certification du certificat de type supplémentaire (CTS) de la FAA. Cette lacune n'a pas été relevée dans le cadre de la familiarisation du CTS par Transports Canada. Comme le supplément du manuel de vol du DHC-3ST Otter de Texas Turbine ne faisait pas référence aux limites de vitesse indiquée, les limites stipulées dans le manuel de vol d'origine du DHC-3 s'appliquaient. En conséquence, au moment de l'accident, les limites de vitesse indiquée et les marques de vitesse sur l'anémomètre étaient les mêmes que celles approuvées pour le DHC-3 Otter équipé d'un moteur à pistons, et le manuel de vol n'avait aucune limitation autre que celle tenant dûment compte de la turbulence, afin d'empêcher l'exploitation intentionnelle à des vitesses se trouvant dans l'arc

jaune d'avertissement de l'anémomètre. Même s'il est manifeste que le pilote avait exploité l'aéronef de façon intermittente à des vitesses supérieures à 144 mi/h IAS, aucun indice matériel ne permet de croire que cela a contribué à l'accident.

Même si l'exploitation à des vitesses supérieures à 144 mi/h IAS ne semblait pas avoir été un facteur, la FAA a publié après l'accident la CN 2011-12-02, qui demandait des limitations de vitesse réduites et des marques correspondantes sur l'anémomètre des DHC-3 Otter équipés d'un moteur TPE331-10 ou -12JR de Honeywell installé en conformité avec le CTS SA09866SC de la FAA. La CN ne s'appliquait pas aux aéronefs convertis en conformité avec le CTS SA02-15 de Transports Canada, et Transports Canada n'a pas publié de CN équivalente.

Si les propriétaires d'aéronefs DHC-3 Otter convertis en conformité avec le CTS SA02-15 ne sont pas au courant de la CN 2011-12-02 ou s'ils ne s'y sont pas conformés, il pourrait exister un risque que ces aéronefs subissent une perte d'intégrité structurale en raison de leur exploitation à des vitesses supérieures à celles que la FAA détermine comme sécuritaires.

### *2.3 Battement de l'empennage / défaillance de la structure*

Il y a eu 3 désintégrations en vol antérieures d'aéronefs DHC-3 Otter équipés de moteur à pistons. Le DHC-3 Otter est reconnu pour ses problèmes d'empennage, notamment de défaillances des circuits de tab de profondeur gauche et droit entraînant le battement de la gouverne de profondeur. En outre, on n'avait pas tenu compte de l'exigence de déplacer la ligne rouge sur le cadran de l'anémomètre pour la ramener à la limite supérieure de l'ancien arc vert dans le cadre du programme d'essais en vol et d'approbation du CTS de la FAA pour le DHC-3 Otter à turbine Honeywell (Garrett). Cette exigence visait à garantir que la vitesse de calcul en croisière ( $V_C$ ) de 144 mi/h IAS sur roues et skis, ou de 134 mi/h sur flotteurs, ne soit pas dépassée en vol, ce qui pourrait facilement se produire étant donné l'augmentation considérable de puissance attribuable au moteur à turbine Honeywell (Garrett). Compte tenu de ces antécédents, le battement de l'empennage et la défaillance de structure de l'aéronef à l'intérieur des limites de conception présentaient 2 scénarios d'accident possibles.

Un examen et une analyse approfondis de l'épave n'ont pas permis de relever d'anomalie structurale ou mécanique qui aurait pu vraisemblablement entraîner une perte de maîtrise en vol et une descente à grande vitesse, ni d'anomalie qui aurait empêché le fonctionnement normal de l'aéronef. La continuité des commandes de vol avant l'accident a été confirmée dans le cadre de l'examen de l'épave; il n'y avait aucun signe de jeu excessif dans les charnières et les tringles des commandes de vol, aucun élément n'indiquant qu'un battement avait entraîné une perte de maîtrise ni aucun signe de corrosion importante dans la cellule. Une analyse structurale a permis d'établir que les charges du vol, au moment de la désintégration, avaient été supérieures aux limites de conception en raison de la vitesse élevée. Bien qu'on ait observé certains signes d'excitation de l'empennage dans le cadre de l'examen de l'épave, il n'a pas été possible de déterminer si l'excitation avait précipité une perte apparente de maîtrise ou si cela avait été le résultat d'une perte de maîtrise. Il semblerait que l'aéronef était exploité dans le domaine de vol autorisé lorsqu'il a commencé à dévier de la trajectoire de vol prévue; rien ne portait à croire que le battement du stabilisateur ou de la gouverne de profondeur a été l'événement déclencheur.

Un examen détaillé de l'épave n'a pas permis d'établir la source du bruit entendu lorsque le pilote poussait sur la gouverne de direction au moment de l'incident à Withers Lake, et n'a pas révélé de dommage qui pourrait être attribuable à l'incident. L'incident à Withers Lake a par conséquent été écarté en tant que facteur.

## 2.4 *Désorientation du pilote*

On a également envisagé comme scénario possible la perte de maîtrise dans des conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC) et l'entrée dans une assiette inhabituelle, comme un piqué en spirale ou un vol inversé. Même si des averses de neige traversaient la région le jour de l'accident, les conditions météorologiques permettaient le vol à vue. Au pire, le pilote aurait été obligé occasionnellement de contourner des averses de neige localisées pour rester dans des conditions de vol selon les règles de vol à vue (VFR). Une analyse des conditions météorologiques pour le secteur au moment de l'accident n'a relevé aucun signe de givrage, de turbulence ou de couverture nuageuse pour expliquer la chaîne d'événements qui ont contribué à l'accident. Il n'a pas été déterminé si l'aéronef était entré dans des nuages ou avait volé au-dessus des nuages à quelque moment que ce soit du vol; cependant, étant donné les conditions météorologiques en vigueur, une entrée dans les nuages aurait été délibérée plutôt que par inadvertance. En outre, il n'existe aucun élément de preuve à l'appui d'une défaillance des instruments de vol. Les données du GPS ont révélé qu'il s'était produit une perte d'altitude importante et une augmentation rapide de vitesse dans l'intervalle de 30 secondes entre les 2 derniers points de données. Cela pourrait indiquer que l'aéronef avait pris soit une assiette en piqué prononcé, mais en vol normal, soit une assiette en piqué en vol inversé; cependant, il n'a pas été possible de déterminer l'assiette en vol de l'aéronef au moment de la désintégration. La distance parcourue entre les points de données successifs et les changements de trajectoire indiqués dans les 60 dernières secondes de données du GPS n'étaient pas caractéristiques d'un aéronef entré dans un piqué en spirale avant la désintégration. La rupture des ailes sous une charge négative suggère que le pilote n'effectuait pas une tentative de sortie de piqué au moment de l'accident.

## 2.5 *Incapacité du pilote*

L'incapacité du pilote a été considérée comme quatrième scénario possible en raison du nombre d'indications de manque de réaction du pilote lorsque l'aéronef est entré dans une situation de perte de maîtrise apparente. De plus, le pilote avait récemment reçu un diagnostic de léger souffle systolique. Il n'y a pas eu d'appel radio d'urgence de l'aéronef après le décollage de Mayo, et l'aéronef volait à une altitude suffisante pour qu'un appel puisse être entendu par d'autres aéronefs dans la région et par la station radio d'aérodrome communautaire (CARS) de Mayo. Étant donné que l'aéronef avait dévié de la trajectoire de vol prévue environ 3 minutes avant l'accident, il aurait dû y avoir suffisamment de temps pour un appel radio d'urgence. En outre, l'aéronef a pris de la vitesse plutôt que d'en perdre au cours des dernières minutes de vol, et l'aéronef n'avait pas fait l'objet d'un nouveau réglage de la compensation d'une position de croisière normale ou de descente en régime de croisière. Si le pilote avait eu un problème de contrôle en tangage vers le bas, il y a lieu de croire qu'il aurait essayé de compenser de nouveau l'aéronef à une position en cabré. Par surcroît, la charge négative de l'aile au moment de la désintégration indique que le pilote n'avait pas amorcé une sortie de piqué efficace avant la désintégration. De plus, la position verrouillée arrière du levier d'arrêt de carburant et de mise en drapeau d'urgence et la position presque en drapeau des pales de l'hélice au moment de l'impact indiquent que le pilote avait essayé de réagir à ce qui se passait en coupant le moteur au moment ou près du moment de la désintégration.

Selon les résultats de l'autopsie, les analyses toxicologiques et les autres dossiers médicaux, rien n'indique que le rendement du pilote ait été perturbé par des facteurs physiologiques. Sans

résultats de tests effectués du vivant du pilote, par exemple un échocardiogramme, il n'a pas été possible de confirmer la présence du souffle cardiaque et d'en déterminer l'importance.

## 2.6 *Fatigue du pilote*

On a également examiné la possibilité que la détérioration du rendement et du jugement associée à la fatigue ait représenté un facteur contributif, puisque le pilote fonctionnait dans un environnement imposant une cadence de travail élevée, qu'il avait travaillé plus de 14 heures par jour à plusieurs reprises au cours des 10 derniers jours et qu'on n'avait pas respecté l'exigence d'ajouter 1 heure de repos par jour. Le pilote avait également dépassé la limite de temps de vol de 60 heures par période de 7 jours imposée par la réglementation. Même s'il a été estimé que le cycle sommeil-travail du pilote était suffisamment régulier pour éviter la fatigue, le pilote devait aider au chargement, au déchargement et à la préparation de l'aéronef au cours de la journée, soit des tâches exigeantes physiquement qui ne lui donnaient aucune possibilité de périodes de repos pendant les journées de travail.

Puisque l'aéronef n'était pas équipé d'un autopilote, le pilote devait piloter manuellement et, même si la stabilité inhérente de l'aéronef était bonne, le pilote devait exercer une vigilance accrue à tout temps. L'accident s'est produit après 19 minutes de vol seulement; pour que le pilote succombe à la fatigue pendant les 3 minutes de vol en palier après la montée de 13 minutes, il aurait fallu que le pilote soit très fatigué. Les données ne corroborent pas ce niveau de fatigue.

## 2.7 *Questions de réglementation*

La conformité à la réglementation permet de mesurer les attitudes des personnes et des organisations à l'égard de la sécurité; on a relevé plusieurs infractions d'ordre réglementaire qui présentaient un risque pour la sécurité aérienne. Dans le cadre d'au moins 1 vol qui avait été effectué 2 jours avant l'accident, le pilote avait volé jusqu'à une altitude de 16 000 pieds et il était demeuré au-dessus de 13 000 pieds pendant environ 16 minutes sans oxygène. Dans ce vol, le pilote ne se conformait pas à l'article 605.32 du RAC, qui régit les exigences d'utilisation d'oxygène par l'équipage de conduite. Même si l'enquête ne considérait pas que le pilote en cause souffrait d'hypoxie le jour de l'accident, l'exploitation d'un aéronef qui n'est pas doté de la capacité de pressurisation à des altitudes élevées sans oxygène d'appoint peut accroître le risque d'incidence néfaste sur le temps de réaction et le jugement.

Le temps de service de vol par jour du pilote était en moyenne de 14,2 heures dans les 7 jours qui ont précédé l'accident, et il est probable que la période de sommeil du pilote la nuit avant l'accident était inférieure à 8 heures. Selon la réglementation, et parce qu'il avait cumulé 68,2 heures de temps de vol réel dans les 7 jours qui ont précédé le jour de l'accident, le pilote aurait dû avoir une journée de congé le jour de l'accident, et ce, pour remettre à zéro la limite de temps de vol de 60 heures par période de 7 jours.

Le respect de la réglementation en matière de temps de vol et de temps de service de vol est une responsabilité qui incombe tant à l'exploitant qu'au pilote. Si l'on considère les distances parcourues (la distance de Mayo à Rackla est de 94 milles terrestres [sm], et la distance de Mayo à Withers Lake, de 113 sm), la vitesse de croisière normale de l'aéronef, le temps dans les airs indiqué par les données du GPS et la régularité des entrées, les pilotes des DHC-3 Otter de l'entreprise, du 22 au 30 mars inclusivement, avaient consigné les heures au carnet de route de façon inexacte, de 0,1 à 0,3 heure en moins par vol. Puisque les vols étaient à la fois nombreux et

de courte durée, l'écart global entre les temps réels et les temps consignés dans le carnet de route était considérable. Les pilotes étaient rémunérés en fonction du nombre de milles parcourus, donc un pilote pouvait augmenter son revenu de façon significative en effectuant 1 ou 2 voyages de plus par jour. Un ajustement à la baisse des heures consignées au carnet de route de l'aéronef et aux dossiers de service de vol aurait permis de reporter les interruptions de vol dues aux limites imposées par la maintenance prévue et les journées de service. Ainsi, le pilote aurait eu davantage d'occasions d'effectuer des vols. Plus le pilote effectuait de vols, plus son revenu était élevé et plus vite il pouvait retourner dans sa famille. Le rapport du Groupe de travail chargé de l'examen de la sécurité de l'exploitation d'un taxi aérien (SATOPS) de TC de 1998 souligne le risque de mauvaise prise de décisions opérationnelles par les pilotes rémunérés selon le nombre de milles ou d'heures de vol.

Au moment de l'accident, les entrées au carnet de route étaient transcrites une fois par mois aux dossiers des temps de vol et de journées de service de l'entreprise. Ce système était inadéquat pour surveiller le temps de vol, le temps de service de vol et les périodes de repos quotidiennement, ce qui a contribué au fait que l'entreprise n'était pas au courant que ses pilotes ne respectaient pas la réglementation applicable pendant la campagne de Mayo.

Des entrées inexactes dans le carnet de route constituent un risque pour la sécurité aérienne. Dans ce cas-ci, il y avait des erreurs dans les dossiers de temps de vol et de service de vol de l'entreprise qui ont davantage réduit l'efficacité de son programme de surveillance du temps de vol et de service vol et qui ont induit en erreur les inspecteurs de Transports Canada. Les heures inexactes consignées au carnet de route auraient pu contribuer en fin de compte à une diminution du rendement du pilote due à la fatigue. En outre, la maintenance de l'aéronef était assurée en vertu d'un programme qui exigeait que l'aéronef fasse l'objet d'une inspection toutes les 100 heures de vol, et les temps dans les airs erronés auraient pu avoir une incidence néfaste sur le maintien de la navigabilité de l'aéronef.

La douille filetée du tendeur du câble d'équilibrage des ailerons n'avait pas été freinée au fil, ce qui indique soit qu'on n'avait pas effectué d'inspection double, ou que celle-ci avait été mal effectuée à un certain moment donné. L'ensemble ressort de charge P2T2 du régulateur de carburant contenait des pièces inadéquates d'une source inconnue, mais rien n'indiquait que cela a été un facteur dans l'événement.

## *2.8 Exigence en matière de système d'enregistrement des données de vol léger dans les aéronefs exploités commercialement non régis par l'article 605.33 du RAC*

Les renseignements de base recueillis durant l'enquête n'étaient pas suffisants pour déterminer ce qui a précipité la perte de maîtrise probable. L'aéronef n'était pas équipé d'un CVR ou d'un FDR, et n'était pas tenu de l'être, en vertu de l'article 605.33 du RAC. L'absence de données enregistrées et d'enregistrements de conversations dans le poste de pilotage dans le cadre d'une enquête pourrait empêcher la détermination et la communication de lacunes au chapitre de la sécurité et ainsi l'amélioration de la sécurité des transports.

Les opérations de travail aérien (sous-partie 702 du RAC) et l'exploitation d'un taxi aérien (sous-partie 703 du RAC) comptent pour 88 % de tous les accidents, 87 % de toutes les pertes de vie et 82 % de toutes les blessures graves des 10 dernières années mettant en cause des aéronefs exploités commercialement immatriculés au Canada. Tandis que les risques et les taux d'accidents demeurent élevés pour les aéronefs de ces catégories, il arrive souvent que des faits

essentiels pour déterminer les événements, les circonstances et les facteurs qui mènent aux accidents mettant en cause ces aéronefs ne soient jamais récupérés en raison de l'absence d'exigences en matière de systèmes d'enregistrement des données de vol légers pour ces aéronefs.

Il existe actuellement sur le marché plusieurs systèmes d'enregistrement des données de vol autonomes légers qui permettent d'enregistrer une combinaison de données paramétriques, de données audio du poste de pilotage, d'images aériennes et de messages de liaison de données. Les normes ED-155 MOPS for Lightweight Recording Systems publiées par l'EUROCAE définit les spécifications minimales pour les systèmes d'enregistrement des données de vol légers. Malgré l'existence de normes de performance et de technical standard orders (TSO), rien n'exige que les aéronefs non régis par l'article 605.33 du RAC soient équipés de tout type d'enregistreur des données de vol, et Transports Canada n'a pas l'intention d'élargir la portée de ces exigences aux plus petits aéronefs.

Si l'aéronef avait été équipé d'un système d'enregistrement des données de vol léger, les enquêteurs auraient pu mieux comprendre les circonstances et les événements qui ont mené à la désintégration, plus particulièrement les mesures prises par le pilote. Les données d'un système d'enregistrement des données de vol léger seraient devenues un outil de choix dans le cadre de l'enquête.

Le suivi des données de vol a été mis en œuvre dans de nombreux pays, et il est largement reconnu comme un outil efficace pour améliorer la sécurité. Aux États-Unis et en Europe – grâce à l'OACI – un grand nombre de transporteurs ont des programmes à cette fin depuis des années. Certains exploitants d'hélicoptères effectuent déjà le suivi des données de vol, et la FAA a formulé une recommandation à cet égard.

L'utilisation d'enregistreurs aux fins de suivi des données de vol s'est avérée avantageuse pour la sécurité en donnant aux exploitants les moyens pour examiner attentivement l'exploitation de leur flotte au fil des ans; il est ainsi possible d'examiner des données objectives, ce qui permet alors de déterminer et de corriger les lacunes en matière de sécurité de façon proactive.

Au Canada, certaines entreprises ont décidé d'agir avant l'imposition d'exigences réglementaires et d'équiper leurs aéronefs de systèmes d'enregistrement des données de vol légers, qui peuvent enregistrer la voix, les vidéos et d'autres données. Même si le BST croit qu'il s'agit d'un pas dans la bonne direction pour l'industrie, il faut noter que la *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports* protège les enregistrements de bord et ne permet actuellement pas qu'on les utilise en dehors des enquêtes du BST<sup>16</sup>. En l'absence d'une exigence réglementaire, si l'utilisation plus répandue des systèmes d'enregistrement de bord est encouragée pour l'exploitation d'un service aérien de navette, d'un taxi aérien et d'une école de pilotage au Canada, la loi qui protège les enregistrements de bord devra être modifiée pour permettre l'utilisation de ces systèmes par les exploitants dans le but d'améliorer la sécurité.

---

<sup>16</sup> Les enregistrements de données de vol ne sont pas considérés comme des enregistrements de bord, et ne sont par conséquent pas protégés en vertu de la *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports*.

## 3.0 *Faits établis*

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

1. Il n'a pas été possible de déterminer les raisons de la perte de maîtrise de l'aéronef, qui s'est désintégré en raison de la vitesse élevée.

### 3.2 *Faits établis quant aux risques*

1. L'entrée d'heures inexactes dans le carnet de route par les pilotes peut avoir une incidence néfaste sur la surveillance du temps de service des pilotes et les calendriers de maintenance des aéronefs.
2. Le dépassement du temps de service par les pilotes, comme les 60 heures de temps de vol par période de 7 jours permises par la réglementation, peut accroître le risque de fatigue.
3. La non-conformité à la circulaire d'information (CI) 23-14 de la Federal Aviation Administration (FAA) dans le cadre du processus d'approbation du certificat de type supplémentaire (CTS) et de la familiarisation du CTS par Transports Canada peut avoir réduit les marges de sécurité envisagées par la CI 23-14, ce qui pourrait alors accroître le risque de perte d'intégrité structurale de l'aéronef.
4. L'exploitation d'un aéronef qui n'est pas doté de la capacité de pressurisation à des altitudes élevées sans oxygène d'appoint peut accroître le risque d'incidence néfaste sur le temps de réaction et le jugement.
5. Si les propriétaires d'aéronefs DHC-3 Otter convertis en conformité avec le certificat de type supplémentaire (CTS) SA02-15 ne sont pas au courant de la consigne de navigabilité (CN) 2011-12-02 ou s'ils ne s'y sont pas conformés, il pourrait exister un risque que ces aéronefs subissent une perte d'intégrité structurale, en raison de leur exploitation à des vitesses supérieures à celles que la Federal Aviation Administration (FAA) détermine comme sécuritaires.
6. La pratique de l'entreprise consistant à effectuer la concordance des heures de vol et des heures de service de vol une fois par mois, plutôt que tous les jours, était inadéquate pour assurer le respect des limites de temps de vol et de temps de service de vol et des exigences relatives aux périodes de repos du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC).
7. L'absence d'enregistrements de conversations dans le poste de pilotage et de données de vol dans le cadre d'une enquête pourrait empêcher la détermination et la communication de lacunes au chapitre de la sécurité et ainsi l'amélioration de la sécurité des transports.
8. Si les entreprises n'assurent pas un suivi proactif des données de vol, il se peut qu'il soit impossible de déterminer et de corriger les lacunes en matière de sécurité.
9. Il est essentiel de cerner les facteurs humains pour comprendre pourquoi les accidents se produisent. Si les entreprises ne peuvent pas avoir recours aux enregistrements de conversations et vidéo de façon proactive aux fins de sécurité, elles sont privées

d'occasions de réduire les risques et d'améliorer la sécurité avant que ne survienne un accident.

### 3.3 *Autres faits établis*

1. Bien que cela ne soit pas considéré comme un facteur dans l'événement, la douille fileté du tendeur du câble d'équilibrage des ailerons n'avait pas été freinée au fil.
2. Bien que cela ne soit pas considéré comme un facteur dans l'événement, l'ensemble ressort de charge P2T2 du régulateur de carburant contenait des pièces inadéquates d'une source inconnue.



## 4.0 Mesures de sécurité

### 4.1 Mesures de sécurité prises

#### 4.1.1 La Federal Aviation Administration

Le 25 mai 2011, la Federal Aviation Administration (FAA) a publié la consigne de navigabilité (CN) 2011-12-02. En vigueur le 2 juin 2011, la CN s'appliquait aux avions de modèle DHC-3 Otter de Viking Air Limited (tous les numéros de série) qui étaient équipés d'un turbopropulseur Honeywell TPE331-10 ou -12JR installé selon le certificat de type supplémentaire (CTS) SA09866SC (Texas Turbine Conversions, Inc.) et quelle que soit la catégorie de certification.

La CN découlait d'une analyse qui indiquait que les limitations de vitesse indiquée des aéronefs en cause n'étaient pas modifiées pour tenir compte de l'installation d'un turbopropulseur, comme le stipule la réglementation. La CN a été publiée dans le but de prévenir la perte d'intégrité structurale des avions due à la capacité des avions en cause de voler à des vitesses qui dépassent celles que la FAA considère comme sécuritaires.

La CN imposait une vitesse maximale admissible en exploitation ( $V_{MO}$ ) de 144 mi/h pour les aéronefs terrestres et à skis DHC-3 Otter, et de 134 mi/h ( $V_{MO}$ ) pour les hydravions DHC-3 Otter<sup>17</sup>.

Le 19 août 2011, la FAA a publié la CN 2011-18-11, qui est entrée en vigueur le 3 octobre 2011. La CN s'appliquait à tous les avions de modèle DHC-3 Otter de Viking Air Limited, quelle que soit la catégorie de certification. La CN était le résultat d'une évaluation des révisions apportées au manuel de maintenance du fabricant qui ajoutaient de nouvelles inspections répétitives aux servo-tabs de profondeur. La CN indiquait qu'il pouvait se développer un jeu excessif dans les servo-tabs de profondeur si ces inspections n'étaient pas effectuées. Cette condition pourrait entraîner une perte de la tringle de commande de tab et un important battement de la gouverne de profondeur, qui pourrait provoquer une perte de maîtrise<sup>18</sup>.

#### 4.1.2 Black Sheep Aviation & Cattle Co. Ltd.

À la suite de cet accident, Black Sheep Aviation a établi un système qui met en corrélation les temps de service de vol et les numéros de facture des billets des vols. L'information est consignée sur un nouveau formulaire de service de vol qui est livré quotidiennement au service de régulation des vols de l'entreprise et entrée dans les dossiers de temps de vol, de temps de service et de période de repos de l'entreprise chaque jour.

### 4.2 Mesures de sécurité à prendre

En juin 2012, il y avait 6957 aéronefs immatriculés exploités commercialement inscrits au Registre d'immatriculation des aéronefs civils canadiens, dont 5453 (78,4 %) de moins de 5700 kg. La plupart des aéronefs exploités commercialement de moins de 5700 kg le sont en vertu de la sous-partie 702 du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC), Opérations de travail

---

<sup>17</sup> FAA Airworthiness Directive 2011-12-02 Viking Air Limited

<sup>18</sup> FAA Airworthiness Directive 2011-18-11 Viking Air Limited

aérien, et de la sous-partie 703 du RAC, Exploitation d'un taxi aérien. Ces activités comptent pour 88 % de tous les accidents, 87 % de toutes les pertes de vie et 82 % de toutes les blessures graves des 10 dernières années mettant en cause des aéronefs exploités commercialement immatriculés au Canada. Si on ajoute les accidents mettant en cause les services aériens de navette exploités en vertu de la sous-partie 704 du RAC, le pourcentage des accidents dans les services aériens commerciaux passe à 94 %, et celui des pertes de vie dans les services aériens commerciaux, à 95 %. Un grand nombre des aéronefs exploités par ces entreprises ne sont pas tenus d'être équipés de tout type d'enregistreur de bord.

Ces plus petits exploitants font face à de dures conditions, comme une topographie difficile, et desservent habituellement de petits aéroports éloignés qui offrent moins d'infrastructure. Ces entreprises exploitent souvent des aéronefs plus petits et plus anciens, dotés de systèmes de navigation et d'avertissement moins sophistiqués, qui entraînent une augmentation de la charge de travail de l'équipage. Les équipages de conduite qui travaillent pour ces exploitants sont souvent en train de gravir les échelons dans le système; ils ont peut-être moins de formation et d'expérience, et ils n'ont pas souvent accès à des mentors capables de leur transmettre leur expérience.

En revanche, de 2001 à 2012, les grands transporteurs canadiens exploités en vertu de la sous-partie 705 du RAC n'ont enregistré que 1 seul accident mortel en sol canadien<sup>19</sup>. Ces grands transporteurs commerciaux sont obligés d'avoir des systèmes de gestion de la sécurité (SGS), des enregistreurs de conversations de poste de pilotage (CVR) et des enregistreurs de données de vol (FDR). Un grand nombre de ces exploitants téléchargent régulièrement leurs données de vol pour effectuer le suivi des données de vol en exploitation normale. Les transporteurs aériens qui ont des programmes de suivi des données de vol ont eu recours aux données de vol pour déceler des problèmes comme les approches non stabilisées et les approches précipitées; le dépassement des vitesses maximales volets sortis; les angles d'inclinaison excessifs après le décollage; les événements d'échauffement excessif du moteur; le dépassement des seuils de vitesse recommandés; les avertissements des dispositifs avertisseurs de proximité du sol (GPWS) et du système d'avertissement et d'alarme d'impact (TAWS); l'amorce d'un décrochage; les cadences de rotation excessives; les sorties de trajectoire de descente; et l'accélération verticale<sup>20</sup>.

Le suivi des données de vol a été mis en œuvre dans de nombreux pays, et il est largement reconnu comme un outil efficace pour améliorer la sécurité. Aux États-Unis et en Europe – grâce à l'OACI – un grand nombre de transporteurs ont des programmes à cette fin depuis des années. Certains exploitants d'hélicoptères effectuent déjà le suivi des données de vol, et la FAA a formulé une recommandation à cet égard.

À l'échelle mondiale, le suivi des données de vol s'est avéré avantageux pour la sécurité en donnant aux exploitants les outils qui leur permettent d'examiner attentivement les différents vols et au bout du compte l'exploitation de leurs flottes au fil des ans. Cet examen de données objectives, surtout comme composante intégrante du système de gestion de la sécurité d'une entreprise, s'est avéré avantageux pour déterminer et corriger de façon proactive les lacunes en matière de sécurité et prévenir les accidents.

---

<sup>19</sup> A11H0002 – Resolute Bay – enquête en cours

<sup>20</sup> Flight Safety Foundation, « Wealth of Guidance and Experience Encourage Wider Adoption of FOQA », *Flight Safety Digest*, juin-juillet 2004.

Il existe actuellement sur le marché plusieurs systèmes d'enregistrement des données de vol autonomes légers qui permettent d'enregistrer une combinaison de données paramétriques, de données audio du poste de pilotage, d'images aériennes et de messages de liaison de données. Les normes ED-155 MOPS for Lightweight Recording Systems publiées par l'Organisation européenne pour l'équipement électronique de l'aviation civile (EUROCAE) définissent les spécifications minimales pour les systèmes d'enregistrement des données de vol légers. Malgré l'existence de normes de rendement et de Technical Standard Orders (TSO), rien n'exige que les aéronefs non régis par l'article 605.33 du RAC soient équipés de tout type d'enregistreur de bord, et Transports Canada n'a pas l'intention d'élargir la portée de ces exigences aux plus petits aéronefs.

La mise au point de systèmes d'enregistrement des données de vol légers offre la possibilité d'élargir les approches de suivi des données de vol aux plus petites exploitations. Grâce à cette technologie et au suivi des données de vol, ces exploitations seront en mesure de surveiller, entre autres choses, la conformité aux procédures d'utilisation normalisées, la prise de décisions des pilotes et le respect des limites opérationnelles. L'examen de cette information permettra aux exploitants de déceler les problèmes dans leurs exploitations et de prendre des mesures correctives avant qu'un accident se produise. Bref, il existe maintenant une toute nouvelle avenue prometteuse pour améliorer le contrôle opérationnel et la sécurité au-delà des exploitations de la sous-partie 705 du RAC. Au Canada, certaines entreprises ont déjà décidé d'équiper leurs aéronefs de systèmes d'enregistrement des données de vol légers.

Le Bureau reconnaît qu'il faudra régler certains enjeux pour faciliter l'utilisation efficace des enregistrements provenant des systèmes d'enregistrement des données de vol légers, notamment des questions relatives à l'intégration de cet équipement dans un aéronef, à la gestion des ressources humaines et d'ordre juridique, comme la restriction concernant l'utilisation d'enregistrements de conversations et vidéo dans le poste de pilotage. Néanmoins, compte tenu de ce que cette technologie, combinée au suivi des données de vol, offre comme possibilités en matière d'amélioration considérable de la sécurité, le Bureau croit qu'aucun effort ne doit être épargné pour surmonter ces obstacles.

Compte tenu des statistiques combinées sur les accidents impliquant les exploitations des sous-parties 702, 703 et 704 du RAC, il existe des arguments convaincants pour que l'industrie et l'organisme de réglementation déterminent les dangers et gèrent les risques inhérents à ces exploitations de façon proactive. Afin d'assurer une gestion efficace du risque, il faut savoir pourquoi les incidents se produisent et quelles pourraient être les lacunes de sécurité qui y ont contribué. En outre, une surveillance régulière des activités normales peut aider ces exploitants à améliorer leur efficacité opérationnelle et à déceler les lacunes de sécurité avant qu'elles ne causent un accident. Si un accident venait à se produire, les enregistrements de systèmes d'enregistrement des données de vol légers fourniraient des renseignements utiles pour permettre de mieux déterminer les lacunes de sécurité dans le cadre de l'enquête.

En conséquence, le Bureau recommande que :

Le ministère des Transports, en collaboration avec l'industrie, élimine les obstacles et élabore des pratiques recommandées en ce qui a trait à la mise en œuvre du suivi des données de vol et à l'installation de systèmes d'enregistrement des données de vol légers par les exploitants commerciaux qui ne sont pas actuellement tenus de munir leurs aéronefs de ces systèmes.

*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 6 mars 2013. Il est paru officiellement le 14 mai 2013.*

*Pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits, visitez son site Web ([www.bst-tsb.gc.ca](http://www.bst-tsb.gc.ca)). Vous y trouverez également la Liste de surveillance qui décrit les problèmes de sécurité dans les transports présentant les plus grands risques pour les Canadiens. Dans chaque cas, le BST a établi que les mesures prises jusqu'à présent sont inadéquates, et que tant l'industrie que les organismes de réglementation doivent prendre de nouvelles mesures concrètes pour éliminer ces risques.*

### **Correction**

Du 1 janvier 2002 au 5 juillet 2012, les accidents mettant en cause des aéronefs exploités en vertu de la sous-partie 704 (services aériens de navette), de la sous-partie 702 (opérations de travail aérien) et de la sous-partie 703 (exploitation d'un taxi aérien) du RAC ont compté ensemble pour 94 % de tous les accidents de l'aviation commerciale et pour 95 % des pertes de vie dans le domaine de l'aviation commerciale. Au moment de la publication initiale du rapport, ces chiffres ont été rapportés de façon incorrecte comme 91 % et 93 % respectivement. Les corrections ont été apportées à cette version du rapport.

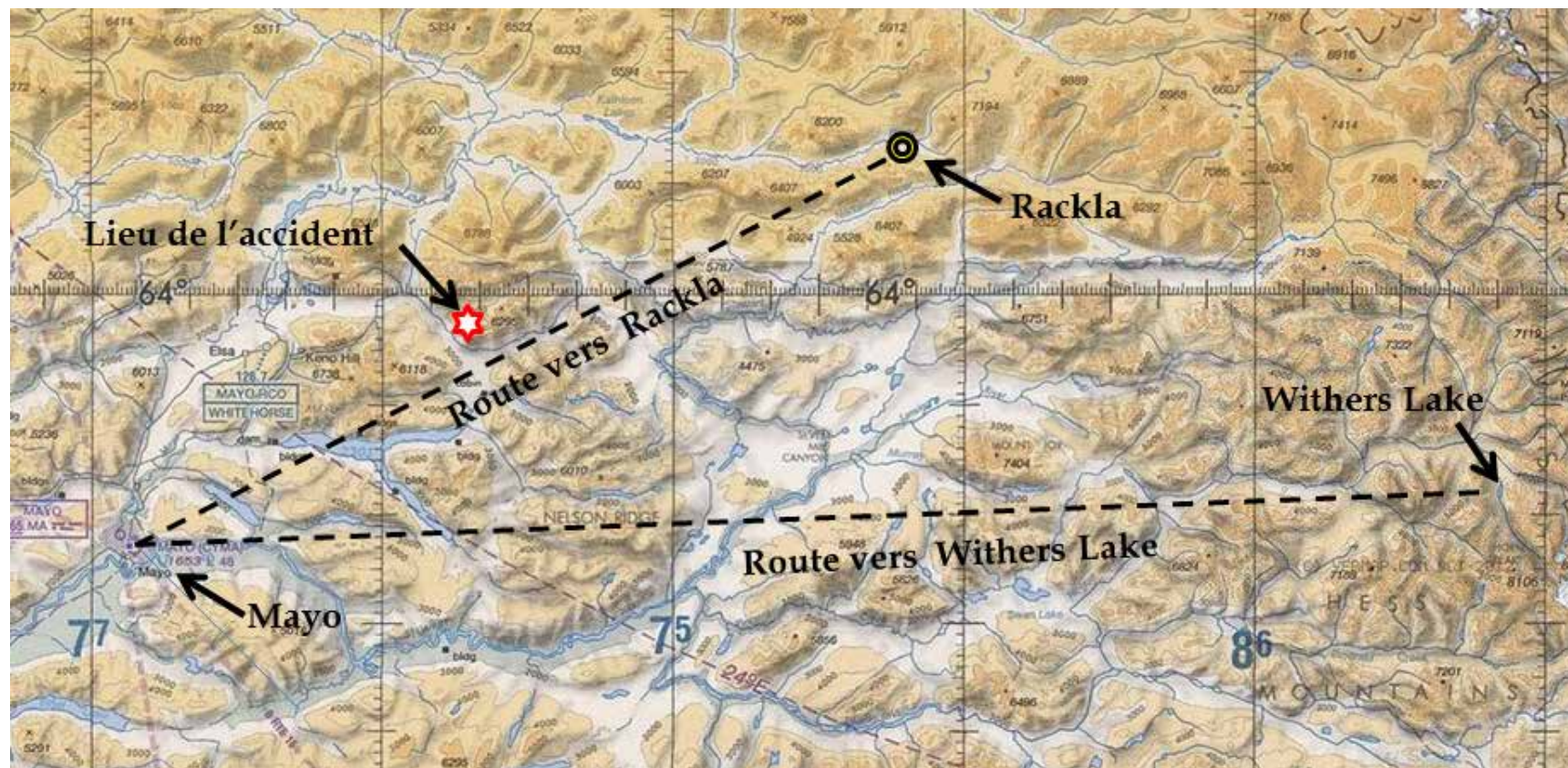
## 5.0 Annexes

### *Annexe A – Rapports du laboratoire du BST*

Les rapports du Laboratoire du BST suivants ont été finalisés :

- LP043/2011 – GPS & Instruments Analysis (analyse du GPS et des instruments)
- LP044/2011 – Analysis of Fibre Samples (analyse d'échantillons de fibre)
- LP045/2011 – Trajectory Analysis (analyse de la trajectoire)
- LP047/2011 – Aircraft Structural Analysis (analyse structurale de l'aéronef)
- LP051/2011 – Propeller Analysis (analyse de l'hélice)
- LP050/2011 – Pitch Trim Actuator & Control Cable Analysis (analyse du vérin de compensation en tangage et des câbles de commande)
- LP173/2011 – Indicated Airspeed Analysis (analyse de la vitesse indiquée)

Annexe B – Carte du trajet VFR de la région de Mayo (1:500 000)



*Annexe C – Conditions météorologiques à Mayo (Yukon) et ses environs*

METAR :

CYMA 312200Z 07005KT 20SM FEW045TCU SCT120 BKN220 6.1/-4.7 A2945 RMK  
TCU2AC1CI1 SLP997 SKY47=

CYMA 312300Z 00000KT 20SM FEW045TCU BKN220 6.7/-5.5 A2945 RMK TCU2CI2 SLP999  
SKY58=

TAF :

CYMA 311738Z 3118/0106 VRB03KT P6SM FEW006 SCT080 TEMPO 3118/3121 BKN020  
FM312100 VRB03KT P6SM SCT060 TEMPO 3121/0104 BKN060 BECMG 0104/0106 OVC030  
RMK NXT FCST BY 010000Z=

FD : (Kts to nearest 10°T)

Valid 00:00 Apr 01 2011 Issued 12:00 Mar 31 201 for use 21-06Z

3000 6000 9000 12000 18000 24000 30000 34000 39000 45000

YMA 9900-06 2405-13 2410-20 2511-36 2317-47 990057 240955 232350 222746

*Annexe D – Temps de service de vol et temps de vol déclarés par le pilote, et temps réels*

Date	Heure déclarée de début de service <sup>1</sup>	Heure déclarée de fin de service	Temps de service de vol déclaré (heures)	Temps de vol déclaré (heures)	Nombre de vols	Heure de départ pour le premier vol de la journée selon la CARS <sup>2</sup>	Heure d'arrivée pour le dernier vol de la journée selon la CARS	Temps de service de vol réel <sup>3</sup> (heures)	Temps de vol réel <sup>4</sup> (heures)	Temps de repos
21-Mar	9 h 20	16 h	6,7	2,8	4	10 h 18	16 h 19	7,7	2,8 (s.o., voyages n'étaient pas à Rackla ou à Withers)	17 h 04 à 8 h 15
22-Mar	8 h 15	18 h 10	9,9	6	10	9 h 17	19 h 21	11,8	8	20 h 06 à 7 h 55
23-Mar	7 h 55	20 h 55	13	7,2	12	8 h 53	20 h 42	13,5	9,6	21 h 27 à 6 h 20
24-Mar	6 h 20	19 h 55	13,6	9	12	7 h 25	19 h 32	14	9,6	20 h 17 à 7 h 05
25-Mar	7 h 05	19 h 40	12,6	7,2	12	7 h 09	20 h 49	14,5	9,6	21 h 34 à 6 h 10
26-Mar	6 h 10	19 h 20	13,2	7,2	12	7 h 08	19 h	13,6	9,6	19 h 45 à 6 h
27-Mar	6 h	19 h 10	13,2	7,2	12	6 h 44	19 h 21	14,1	9,6	20 h 06 à 6 h 05
28-Mar	6 h 05	19 h 30	13,4	7,2	12	6 h 53	19 h 14	13,9	9,4	19 h 59 à 6 h 05
29-Mar	6 h 05	19 h 50	13,8	8,4	14	644	19 h 53	14,5	10,2	2038 to 0600
30-Mar	6 h	18 h 45	12,8	7,2	14	653	20 h 13	15	10,2	2058 to 0630
31-Mar	6 h 30	s.o.	s.o.	s.o.	7	834	15 h 07 (accident)	8,6	4,9	None
Total			122,2	69,4	121			141,2 (132,6 avant le 31 mars)	93,5	
Total last 7 days (Mar 24 to 30)			92,6	53,4				99,6	68,2	

Notes

1. Les heures sont exprimées en heure avancée du Pacifique (UTC moins 7 heures)
2. Selon les dossiers journaliers de la station radio d'aérodrome communautaire (CARS)
3. Temps à partir de l'heure de début de service déclarée par le pilote pour la journée jusqu'à l'heure d'arrivée selon la CARS pour le dernier vol de la journée, plus 45 minutes
4. Temps de vol dans le carnet de route plus 0,1 heure pour les vols à la bande d'atterrissage de Rackla, 0,2 heure pour les vols à Withers Lake



## Annexe E – Données de vol du GPS Bendix/King KMD 150

Date (jjmmaa)	Heures UTC (hhmmss)	Latitude (ddmm.mm)	Longitude (ddmm.mm)	Vitesse dans l'espace (mi/h)	Vitesse corrigée (mi/h) <sup>21</sup>	Trajectoire selon le GPS (°vrai)	Altitude selon le GPS (pieds)
310311	214722	N6337.00	W13552.56	23	19	90	1695
310311	214752	N6337.00	W13551.25	120	113	90.3	1754
310311	214822	N6337.32	W13549.21	138	129	59.3	2144
310311	214853	N6337.84	W13547.31	128	117	59	2809
310311	214922	N6338.29	W13545.62	124	113	58.4	3391
310311	214953	N6338.85	W13543.87	135	122	53.3	3952
310311	215023	N6339.47	W13542.00	144	135	55.9	4343
310311	215053	N6339.98	W13540.05	142	132	60.7	4894
310311	215123	N6340.48	W13538.06	137	126	60.1	5470
310311	215153	N6341.02	W13536.08	146	134	60	5901
310311	215223	N6341.55	W13534.00	147	134	59.3	6366
310311	215253	N6342.14	W13531.97	147	133	57.9	6803
310311	215323	N6342.68	W13529.94	144	136	59.9	7303
310311	215353	N6343.19	W13527.93	140	131	59.7	7802
310311	215422	N6343.69	W13525.98	143	133	59.6	8166
310311	215453	N6344.24	W13523.91	143	131	56.2	8600
310311	215523	N6344.80	W13521.94	144	132	58.9	9007
310311	215553	N6345.36	W13519.87	153	139	60.1	9313
310311	215622	N6345.88	W13517.73	157	142	60.7	9606
310311	215653	N6346.47	W13515.40	160	144	58.6	9903
310311	215723	N6347.10	W13513.17	162	145	56.8	10156
310311	215753	N6347.80	W13510.96	167	148	53.1	10338
310311	215823	N6348.52	W13508.85	158	140	56.7	10693
310311	215853	N6349.10	W13506.67	157	139	62.4	11041
310311	215923	N6349.63	W13504.28	167	147	63.6	11188
310311	215953	N6350.20	W13501.84	163	144	62.1	11419
310311	220023	N6350.77	W13459.44	173	151	61.7	11489
310311	220053	N6351.38	W13456.84	182	159	62.2	11432
310311	220123	N6351.99	W13454.27	176	154	62.6	11390
310311	220153	N6352.54	W13451.69	174	153	65.6	11368
310311	220223	N6353.07	W13449.15	170	150	64.7	11337
310311	220252	N6353.52	W13446.66	167	147	71.1	11342
310311	220322	N6353.95	W13444.03	174	153	66.1	11177
310311	220353	N6354.54	W13441.36	175	154	58	10984
310311	220423	N6355.52	W13439.74	177	152	9.1	10652
310311	220453	N6356.52	W13441.55	241	203	286	8262

21

Note : la vitesse corrigée (CAS) est une vitesse dérivée

*Annexe F – Marques sur l’anémomètre original du DHC-3 par rapport à un anémomètre de DHC-3T conforme au paragraphe 1505(c) des FAR*

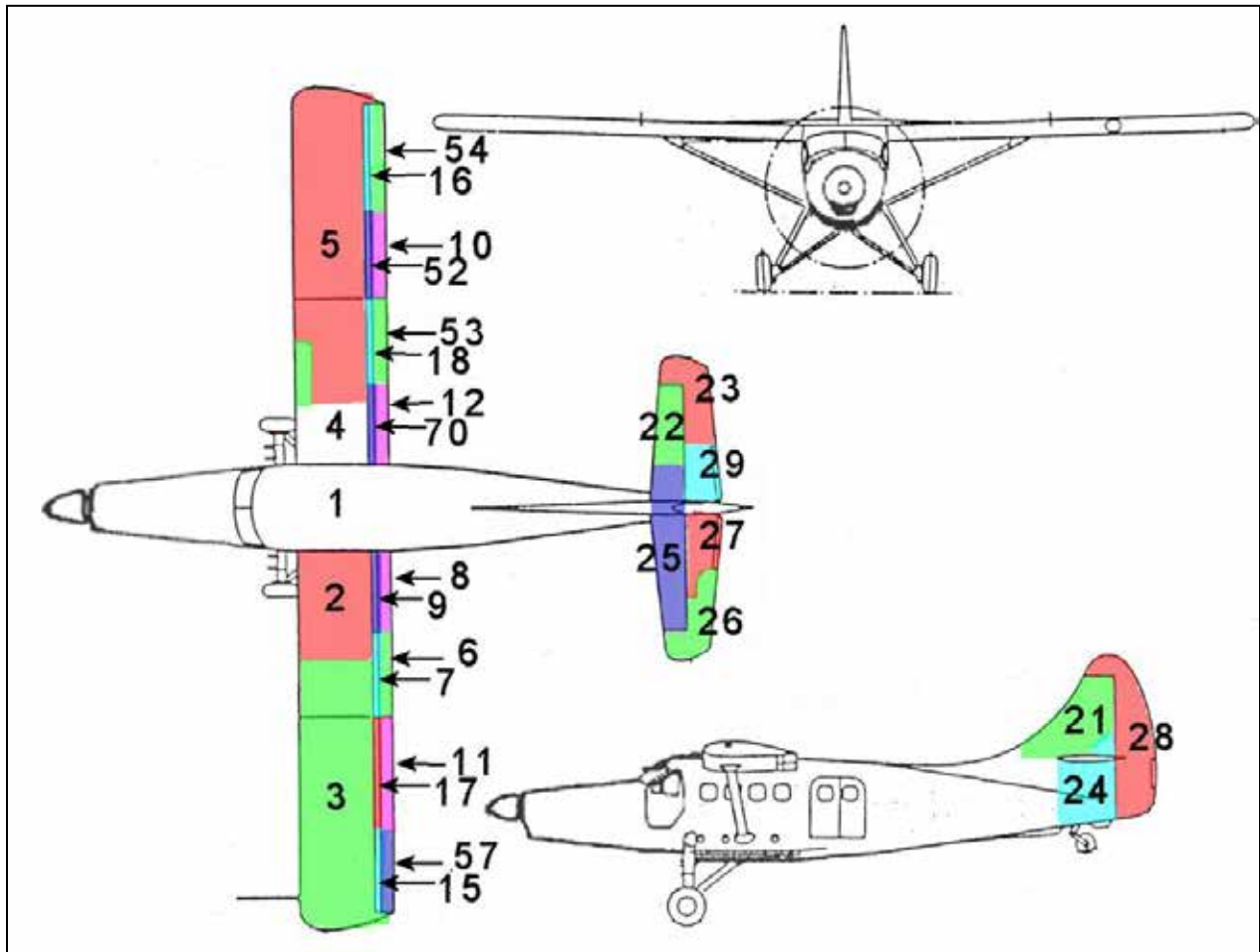


**Figure 2.** Cadran de l’anémomètre retiré de l’aéronef en cause



**Figure 3.** Cadran de l’anémomètre d’un DHC-3T conforme au paragraphe 1505(c) des FAR

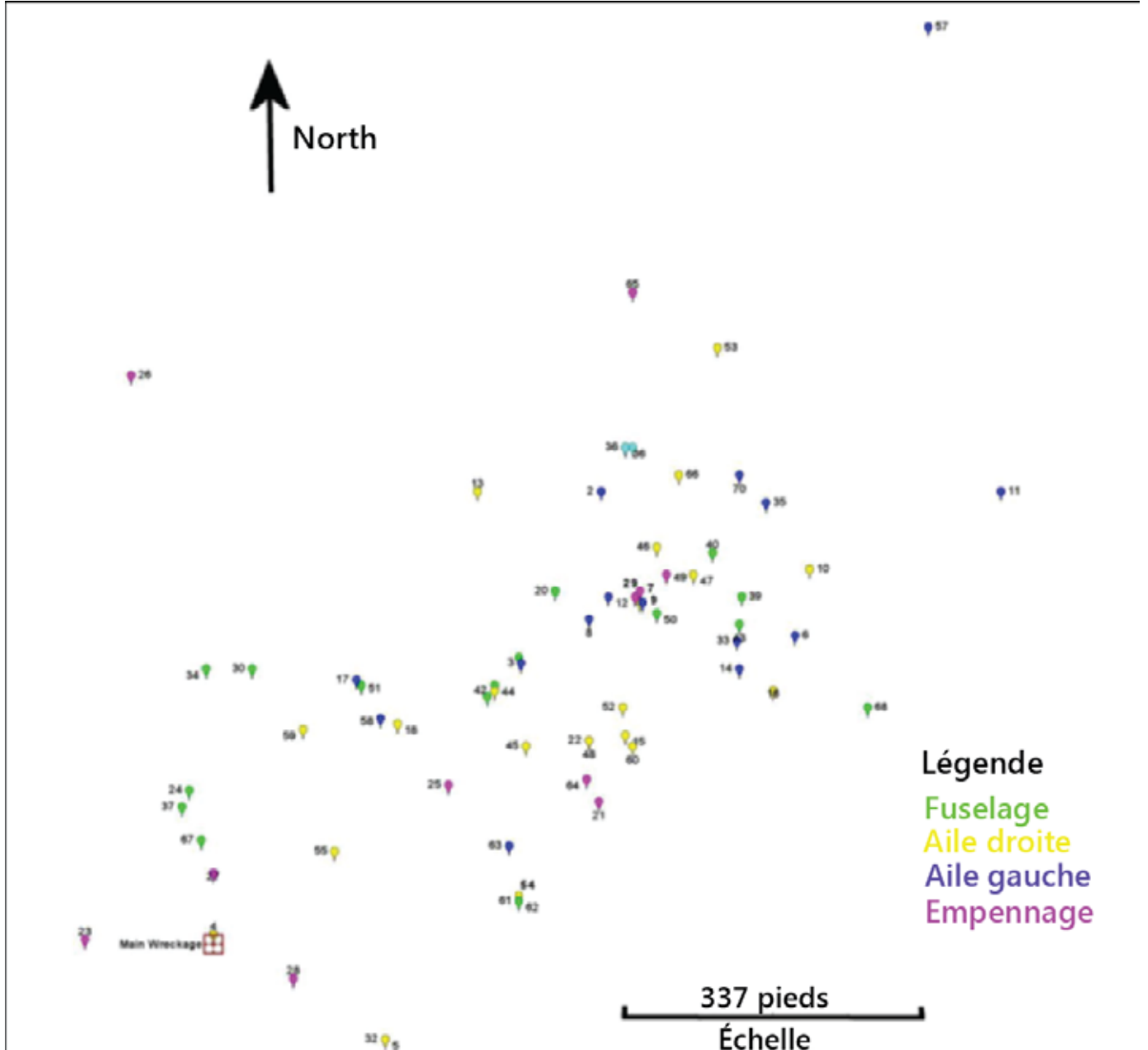
Annexe G – Dessins de trois vues de l'aéronef en cause



Les couleurs de l'aile et de l'empennage indiquent les principaux composants qui se sont rompus. Le chiffre correspond aux éléments du tracé des débris.

## Annexe H – Répartition de l'épave

Dessin à l'échelle du contenu du tracé des débris produit à partir d'un levé GPS du tracé des débris effectué sur les lieux (les éléments numérotés sont énumérés à la page suivante)



## Éléments numérotés sur le diagramme de répartition de l'épave

- |    |  |    |  |
|----|--|----|--|
| 1  | Épave principale   | 37 | Revêtement de fuselage LH  |
| 2  | Section intérieure (IB) aile gauche (LH)                                     | 38 | Petit morceau de revêtement de fuselage  |
| 3  | Section extérieure (OB) aile LH  | 39 | Décalcomanie « Zer Trim » fuselage arrière RH<br>Transfert de peinture bleue de la queue à côté du fuselage RH |
| 4  | Section IB aile droite (RH)  | 40 |  |
| 5  | Section OB aile RH   | 41 | Gouverne de profondeur RH (?) pièce interne  |
| 6  | Section OB volet bord de fuite (TE) LH                                       | 42 | Pièce en fibre de verre de bout d'aile RH  |
| 7  | Volet avant IB aile LH, section OB   | 43 | Petite pièce de revêtement   |
| 8  | Section IB volet TE LH   | 44 | Pièce de revêtement de fuselage arrière  |
| 9  | Volet avant IB aile LH, section IB   | 45 | Bout d'aile RH (grosse pièce en fibre de verre)  |
| 10 | Section IB aileron RH  | 46 | Petite pièce de bout d'aile RH   |
| 11 | Section IB aileron aile LH   | 47 | Petite pièce de bout d'aile RH   |
| 12 | Volet TE IB aile RH, section IB  | 48 | Petite pièce de bout d'aile RH<br>Pièce de revêtement OB de gouverne de profondeur                             |
| 13 | Section IB TE aile RH  | 49 | RH   |
| 14 | C3w 1-11 TE aile LH  | 50 | Pièce de fuselage arrière interne  |
| 15 | Volet avant OB aile LH, section OB   | 51 | Petite pièce de fenêtre de cabine  |
| 16 | Volet avant OB aile RH, section OB   | 52 | Volet avant IB aile RH, section OB   |
| 17 | Volet avant OB aile LH, section IB   | 53 | Volet TE IB aile RH, section OB  |
| 18 | Volet avant IB aile RH, section OB   | 54 | Section OB aileron aile RH<br>Articulation d'aile RH de l'aile au joint des sections de                        |
| 19 | Pièce fuselage arrière côté LH   | 55 | volet avant IB/OB  |
| 20 | Pièce fuselage arrière côté LH<br>Dérive verticale avec marques              | 57 | Pièce OB aileron LH  |
| 21 | d'immatriculation  | 58 | Section centrale hauban de voilure LH (propre)   |
| 22 | Stabilisateur horizontal RH, section OB                                      | 59 | Section centrale hauban de voilure RH (noir de suie)   |
| 23 | Gouverne de profondeur RH, section OB<br>Fuselage arrière à côté du vérin de | 60 | Tube de Pitot  |
| 24 | compensateur direction   | 61 | Porte de soute RH  |
| 25 | Stabilisateur horizontal LH  | 62 | Pièce de revêtement de fuselage  |
| 26 | Gouverne de profondeur LH, section OB  | 63 | Articulation et contrepoids d'aileron<br>Tringle de commande de servo-tab de                                   |
| 27 | Gouverne de profondeur LH, section IB  | 64 | volet/profondeur, guignol et pièce de revêtement<br>Pièce de revêtement dessous de gouverne de                 |
| 28 | Gouverne de direction  | 65 | profondeur   |
| 29 | Gouverne de profondeur RH, section IB  | 66 | Pièce de carénage d'emplanture d'aile RH (petite)<br>Pièce de revêtement de fuselage (petite) avec traces de   |
| 30 | Porte de soute avant LH  | 67 | peinture rouge<br>Secteur de câble de commande avec 2 câbles rompus  |
| 31 | Porte de soute arrière LH  | 68 | joints   |
| 32 | Cloison de décrochage RH   | 69 | Carte d'aéronef  |
| 33 | Cloison de décrochage LH   | 70 | Volet avant IB aile RH, section IB   |
| 34 | Pièce de revêtement  | 71 | Pale d'hélice  |
| 35 | Revêtement d'aile  |    |  |
| 36 | Carte d'aéronef  |    |  |

## *Annexe I- Glossaire*

agl	au-dessus du sol
asl	au-dessus du niveau de la mer
BS	bulletin de service
BST	Bureau de la sécurité des transports
CARS	Station radio d'aérodrome communautaire
CAS	vitesse corrigée
CCCM	Centre canadien de contrôle des missions
CCCOS	Victoria Centre conjoint de coordination des opérations de sauvetage Victoria
CN	Consigne de navigabilité
CTS	Certificat de type supplémentaire
CVR	enregistreur de conversations de poste de pilotage
ELT	radiobalise de repérage d'urgence
EUROCAE	Organisation européenne pour l'équipement électronique de l'aviation civile
EV	équivalent de vitesse
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
FAST	Fatigue Avoidance Scheduling Tool
FCU	régulateur de carburant
FDR	enregistreur de données de vol
FOQA	assurance qualité des opérations de vol
GPS	Système de positionnement mondial
IAS	vitesse anémométrique
IB	intérieur
MHz	mégahertz
mi/h	milles à l'heure
Mmo	nombre de Mach maximal admissible en exploitation
MOPS	normes de performances opérationnelles minimales
nm	mille marin
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organisation de l'aviation civile internationale
OB	extérieur
RAC	Règlement de l'aviation canadien
sm	mille terrestre
TC	Transports Canada
TEA	technicien d'entretien d'aéronefs
V <sub>C</sub>	vitesse de calcul en croisière
V <sub>D</sub>	vitesse de calcul en piqué
VFR	règles de vol à vue
V <sub>MO</sub>	vitesse maximale admissible en exploitation
V <sub>NE</sub>	vitesse à ne pas dépasser

