



RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A13W0009



**PERTE DE MAÎTRISE SUIVIE D'UNE DÉSINTÉGRATION EN
VOL**

**DE L'HÉLICOPTÈRE ROBINSON R44 RAVEN II, C-GOCM
EXPLOITÉ PAR GEMINI HELICOPTERS INC.
À 21 NM AU SUD-OUEST DE FOX CREEK (ALBERTA)
LE 27 JANVIER 2013**

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 A13W0009

Perte de maîtrise suivie d'une désintégration en vol

de l'hélicoptère Robinson R44 Raven II, C-GOCM
exploité par Gemini Helicopters Inc.

à 21 nm au sud-ouest de Fox Creek (Alberta)

le 27 janvier 2013

Résumé

L'hélicoptère Robinson R44 Raven II (immatriculé C-GOCM, numéro de série 10472) exploité par Gemini Helicopters Inc. est utilisé pour assurer la surveillance de chantiers de forage au sud-ouest de Fox Creek (Alberta). À 13 h 11, heure normale des Rocheuses, l'hélicoptère quitte sa base d'exploitation au campement de l'usine à gaz Horse Facility pour les activités de la journée. Après plusieurs vols, dont un avec un passager, l'hélicoptère atterrit sur la route à une barrière de sécurité, dépose le passager et repart à 17 h 35, avec seul le pilote à son bord. L'hélicoptère se disloque en vol au-dessus d'une zone boisée 5 minutes plus tard. Le pilote subit des blessures mortelles. Aucun incendie ne se déclare après l'impact. Même si l'émetteur de localisation d'urgence s'active au moment de l'impact, aucun signal n'est reçu en raison des dommages causés par le choc à l'émetteur de localisation d'urgence.

This report is also available in English.

Renseignements de base

Déroulement du vol

L'hélicoptère Robinson R44 Raven II (immatriculé C-GOCM, numéro de série 10472) était utilisé pour assurer la surveillance de chantiers de forage et d'autres installations au sud-ouest de Fox Creek (Alberta) pour une entreprise pétrolière locale. L'hélicoptère s'est rendu à plusieurs chantiers de forage jusqu'à 14 h 33¹, puis est revenu à la base Horse Facility, d'où il est parti 3 minutes plus tard. À 14 h 50, après avoir fait un autre arrêt à un chantier de forage, l'hélicoptère a ensuite effectué un vol non autorisé² jusqu'à une barrière de sécurité sur une route. Après 3 approches, l'hélicoptère s'est posé à 15 h 10. À 15 h 45, il fut observé que le pilote titubait et sentait l'alcool. Lorsqu'on lui a posé des questions, le pilote a fait des remarques désobligeantes. Le pilote et un passager non autorisé provenant de la barrière de sécurité sont ensuite montés à bord de l'hélicoptère. L'hélicoptère est parti à 15 h 54 vers une installation de compression, et s'y est posé 8 minutes plus tard. Le moteur de l'hélicoptère n'a pas été coupé pendant que le pilote effectuait son travail à l'installation. Il a quitté les lieux à 16 h 11, et a volé à basse altitude le long de la rivière Berland avant d'atterrir et de s'arrêter à un chalet isolé à 16 h 30. À 17 h 18, soit 48 minutes plus tard, l'hélicoptère a décollé et s'est rendu jusqu'à la barrière de sécurité, où il a effectué plusieurs passages et virages à basse altitude. L'aéronef a atterri devant la barrière à 17 h 31, et le passager est descendu 2 minutes plus tard. L'hélicoptère a décollé à 17 h 35, et l'on a observé qu'il volait de manière imprévisible pendant le départ. L'hélicoptère se disloqua en vol au-dessus d'une zone boisée 5 minutes plus tard (annexe A).

Aéronef

L'hélicoptère a été construit en 2004; Gemini Helicopters Inc. (Gemini Helicopters) en était le propriétaire et l'exploitant. Les dossiers indiquent que l'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.

L'enquête a révélé que l'hélicoptère était exploité conformément à toutes les limites de masse et de centrage.

L'hélicoptère n'avait pas d'enregistreur de conversations de poste de pilotage ni d'enregistreur des données de vol, aucun de ces dispositifs n'étant exigé par la réglementation.

L'hélicoptère était muni d'une fenêtre concave Dart installée selon le certificat de type supplémentaire (CTS) SH05-13. Le supplément au manuel de vol pour cette installation établit la vitesse à ne jamais dépasser (V_{NE}) à 100 KIAS (vitesse anémométrique en nœuds) avec les

¹ Les heures sont exprimées en heure normale des Rocheuses (temps universel coordonné moins 7 heures).

² Le *Manuel d'exploitation de Gemini Helicopters Inc.* décrit à la section 2.1 un vol autorisé comme étant un vol commercial, de convoyage, de formation ou d'essai après maintenance. Tous les autres vols sont considérés comme non autorisés.

fenêtres concaves installées. Les données provenant du GPS de bord indiquent que, dans les minutes précédant la désintégration, une vitesse sol de 127 nœuds a été atteinte. Compte tenu des conditions météorologiques, cela correspond à une vitesse anémométrique d'environ 126 nœuds.

Description de l'épave

L'hélicoptère s'est disloqué en vol à une altitude d'environ 820 pieds au-dessus du sol (agl). La longueur totale de la traînée de débris laissée par l'épave (annexe Annexe B - Traînée de débris de l'épave) est de 758 pieds, le premier élément étant l'une des pales de rotor (photo 1).

Photo 1. Pale détachée du rotor principal



L'examen de la pale détachée du rotor a révélé qu'elle était pliée vers le bas à partir du milieu jusqu'au bout. Les dommages subis par la pale étaient caractéristiques de forces excessives résultant d'une flexion vers le bas, de charges aérodynamiques et d'un impact avec le sol. L'enquête a permis de déterminer que la pale s'est fracturée à l'emplanture, très près du mât, vers le haut. Il a été déterminé que l'autre pale du rotor principal a heurté le côté droit de la cabine tout près du pilote. Elle a aussi heurté la cabine sur le côté gauche au-dessus du pare-brise gauche et le haut du cadre de porte côté passager avant gauche. L'examen des commandes moteur et de vol n'a pas révélé de panne ou de déféctuosité qui aurait pu contribuer à la désintégration en vol.

Causes de désintégration en vol d'hélicoptères

Une excursion du rotor principal peut entraîner une désintégration en vol due au contact des pales avec le fuselage. Outre le cognement catastrophique du mât³, qui est une cause de désintégration en vol, le pilote peut aussi provoquer des déplacements du disque rotor principal de plusieurs façons, notamment :

- en adoptant de grands angles d'inclinaison;
- en maintenant un *facteur de charge* faible;
- en déplaçant le cyclique trop rapidement.

Lors d'une manœuvre à grand angle d'inclinaison, le rotor peut perdre de la portance si le pilote ne maintient pas un *facteur de charge positif*⁴ pendant toute la manœuvre et le rétablissement. De même, des déplacements rapides du cyclique, longitudinalement ou transversalement, peuvent déplacer le plan du disque rotor plus vite que le fuselage ne peut réagir et provoquer le contact d'une pale avec le fuselage.

L'avis de sécurité Robinson SN-11 (révisé en novembre 2000) traite de la mise en descente en condition d'apesanteur et qualifie la manœuvre de dangereuse :

[Traduction] Le fait de mettre le manche en avant à la suite d'une ressource ou d'une montée rapide, ou même à partir d'un vol en palier, entraîne un état de quasi-apesanteur. Si l'hélicoptère est toujours incliné vers l'avant lorsque le pilote tire le cyclique vers l'arrière pour redonner de la portance au rotor, le disque rotor peut basculer vers l'arrière par rapport au fuselage avant de retrouver de la portance. La réaction du couple rotor principal s'ajoutera à la poussée du rotor de queue pour produire un puissant moment de roulis à droite sur le fuselage. Si le rotor ne produit pas de portance, il n'est pas possible d'assurer le contrôle latéral et d'arrêter le roulis rapide à droite, et un cognement de mât risque de se produire. Un cognement de mât important en vol se traduit habituellement par la séparation de l'arbre du rotor principal ou le heurt des pales du rotor avec le fuselage.

Il est important de redonner de la portance au rotor avant de déplacer le manche latéralement pour arrêter le roulis à droite. Pour redonner de la portance au rotor, le pilote doit immédiatement tirer le cyclique vers l'arrière, doucement, en évitant de faire des déplacements importants du cyclique vers l'arrière (l'état d'apesanteur qui survient pendant une entrée en autorotation rapide ne pose pas de problème, car le fait d'abaisser le collectif réduit simultanément la portance et le couple rotor).

³ Il se produit un cognement du mât lorsque le moyeu du rotor principal entre en contact avec le mât du rotor principal.

⁴ Cela fait référence à l'accélération gravitationnelle.

Le pilote ne doit jamais tenter de montrer ou d'expérimenter des manœuvres en conditions de facteurs de charge faibles, quels que soient ses compétences et son niveau d'expérience. Des pilotes d'essai très expérimentés se sont tués en pratiquant des manœuvres en pareilles conditions. Le pilote doit toujours éviter les manœuvres qui pourraient engendrer un état de quasi-apesanteur. Les accidents caractérisés par un cognement de mât en état de quasi-apesanteur sont presque toujours mortels⁵.

Conditions météorologiques

Des conditions météorologiques de vol à vue (VMC) prévalaient au moment de l'accident, et les conditions relatives au plafond et à la visibilité étaient propices pour entreprendre le vol prévu. La station de compte rendu météorologique pour l'aviation la plus proche était celle de l'aéroport d'Edson (CYET), en Alberta, à 53 milles marins (nm) au sud-est du lieu de l'accident. Le bulletin météorologique horaire pour CYET, transmis 19 minutes après l'accident, indiquait des vents de surface calmes, une visibilité de 9 milles terrestres (sm) et quelques nuages à 8500 pieds agl. La température était de -4 °C, le point de rosée était de -9 °C et le calage altimétrique indiquait 29,62 pouces de mercure (po Hg).

Une autre station de compte rendu météorologique pour l'aviation était située à l'aéroport de Grande Prairie (CYQU), en Alberta, à 79 nm au nord-ouest du lieu de l'accident. Le bulletin météorologique horaire pour CYQU, transmis 19 minutes après l'accident, indiquait des vents de surface calmes, une visibilité de 25 sm, des nuages dispersés à 6000 pieds agl, une couche de nuages fragmentés à 8000 pieds agl et une troisième couche de nuages fragmentés à 22 000 pieds agl. La température était de -8 °C, le point de rosée était de -9 °C et le calage altimétrique indiquait 29,62 po Hg. La prévision de zone pour cette partie de l'Alberta, valide au moment de l'accident, indiquait une visibilité supérieure à 6 sm, des nuages fragmentés à moyenne altitude et aucune turbulence. Une photo de l'hélicoptère, prise approximativement 2 heures avant l'accident à 8 nm au sud-ouest du lieu de l'accident, montrait des conditions relatives au plafond et à la visibilité qui correspondaient à la prévision de zone. Le soleil s'était couché à 17 h 23, la fin du crépuscule civil survenant à 18 h 2.

Renseignements sur l'entreprise

Gemini Helicopters exploite une flotte de 20 hélicoptères et est titulaire d'un certificat d'exploitation aérienne valide délivré par Transports Canada en vertu des sous-parties 702 et 703 du *Règlement de l'aviation canadien (RAC)*. Gemini Helicopters fournit des services d'affrètement d'hélicoptères à l'industrie pétrolière et gazière et, au fil des ans, l'entreprise a élargi sa gamme de compétences au-delà du transport, proposant des solutions complètes d'opérations de production en vol et au sol. Les services de l'entreprise sont groupés en 2 divisions : les services d'affrètement d'hélicoptères et les services de production. Le siège social et les services d'entretien d'aéronefs de Gemini Helicopters sont situés à Grande Prairie.

⁵ Robinson Helicopter Company, Safety Notice SN-11 (publié en octobre 1982, révisé en novembre 2000).

L'entreprise gère ses opérations aériennes à partir de Grande Prairie, de High Level et de plusieurs autres endroits situés à proximité d'installations de ses clients de l'industrie pétrolière et gazière.

Gemini Helicopters n'avait pas de programme de gestion de la sécurité (SGS) en vigueur, et n'était pas tenu d'en avoir un selon la réglementation de Transports Canada.

Suivi du vol

Gemini Helicopters était exploitée conformément à un système de contrôle d'exploitation de type « D » de Transports Canada⁶. Selon le RAC :

Le gestionnaire des opérations peut déléguer au commandant de bord le contrôle d'exploitation d'un vol, mais il demeure responsable de l'exploitation de l'ensemble des vols.

[...]

L'information à jour sur l'endroit où se trouvent les hélicoptères d'un exploitant aérien doit être gardée à la base principale de l'exploitant, à sa base secondaire ou, s'il y a lieu, à l'endroit à partir duquel s'effectue le suivi des vols.

[...]

Un plan de vol IFR [*règles de vol aux instruments*], un plan de vol VFR [*règles de vol à vue*] ou un itinéraire de vol, selon le cas, doit être déposé pour chaque vol⁷.

Bien que le système de type « D » n'exige la présence d'un surveillant des vols que durant l'exploitation de vols IFR ou vols VFR de nuit, l'entreprise exigeait qu'il y ait toujours un surveillant des vols en service lorsqu'un aéronef était en vol. Les autorités compétentes de l'entreprise et de recherche et sauvetage devaient être avisées si le vol était en retard ou porté manquant.

Il était enjoint⁸ aux pilotes d'utiliser une des méthodes suivantes pour assurer un suivi efficace des vols :

- un itinéraire de vol de l'entreprise, déposé auprès d'un surveillant des vols ou d'un responsable des vols dans des régions éloignées;
- un plan de vol VFR déposé auprès de NAV CANADA;
- des intervalles de comptes rendus préétablis si l'aéronef est en constante communication avec un opérateur radio.

Les hélicoptères de Gemini Helicopters sont dotés du système de repérage par satellite de bord SkyTrac. Le système est programmé pour fournir un message « POWER ON » [sous tension] et

⁶ *Règlement de l'aviation canadien*, partie VII, section III - Opérations aériennes, norme 723.16 : Système de contrôle d'exploitation.

⁷ Ibid., Type D (1) Généralités : (b) et (c), et (2) Suivi des vols : (a).

⁸ Gemini Helicopters Inc., *Operations Manual*, section 2.2: Flight Planning (planification de vol).

un message « POWER OFF » [hors tension] par courriel chaque fois que l'hélicoptère démarre ou s'arrête, ainsi qu'une mise à jour de position à chaque minute. Les mises à jour de position sont affichées dans le site Web SkyTrac et elles comprenaient la trajectoire, l'altitude et la vitesse sol de l'aéronef superposées sur une carte morphographique. En plus du repérage par satellite, les pilotes sont tenus par le *manuel d'exploitation de Gemini Helicopters Inc.* d'envoyer un message texte par l'intermédiaire du système de repérage par satellite à chaque atterrissage avec arrêt des moteurs. Le message texte avertit le surveillant des vols que l'aéronef s'est posé en toute sécurité. La surveillance des renseignements de SkyTrac était assurée par un surveillant des vols à la base de Gemini Helicopters à Grande Prairie.

Le jour de l'accident, le pilote n'a pas déposé de plan de vol ni d'itinéraire de vol d'entreprise auprès du surveillant des vols ou d'un responsable. En outre, la communication radio ne pouvait être constante. Le pilote avait omis de déposer un itinéraire de vol à plusieurs autres reprises cette semaine-là. Le premier message par courriel SkyTrac de C-GOCM a été envoyé à 13 h 5 et il indiquait que le dispositif était sous tension. Le dispositif a fonctionné toute la journée, envoyant 4 messages « sous tension » et 4 messages « hors tension » par courriel et des mises à jour de position à la carte sur le Web toutes les 2 minutes lorsqu'il était sous tension. Le dernier message par courriel a été envoyé à 17 h 41, lorsque l'alimentation du dispositif SkyTrac a été coupée dans la séquence d'écrasement. Même si le surveillant des vols a reçu les messages par courriel de SkyTrac, les renseignements sont passés inaperçus parce qu'aucun itinéraire de vol n'avait été reçu du pilote, et l'on ne s'attendait pas à ce que l'aéronef vole ce jour-là. Le surveillant des vols était concentré sur d'autres aéronefs de l'entreprise en vol plus au nord, et il n'y avait pas de renseignements cartographiques affichés pour la zone dans laquelle C-GOCM volait; par conséquent, les comptes rendus de position n'ont pas retenu l'attention du surveillant. C-GOCM n'a pas été porté manquant avant 19 h 27 par des collègues de Horse Facility.

Le *Manuel d'exploitation de Gemini Helicopters Inc.* décrit en détail la formation que doit recevoir le personnel chargé d'assurer le suivi des vols des hélicoptères de l'entreprise. Même si ce programme de formation est conforme aux exigences réglementaires, aucun document n'indiquait que de la formation avait été donnée à la personne qui était de service le jour de l'accident. Le surveillant des vols était un pilote nouvellement embauché et ayant peu d'heures de vol. La seule formation fournie à cette personne avant ses tâches de suivi des vols était une séance d'information et de familiarisation informelle, donnée par un autre surveillant des vols à la fin de décembre 2012.

Recherche et sauvetage : émetteur de localisation d'urgence

Le personnel de Horse Facility a appelé l'entreprise à 19 h 27 et déclaré que le pilote était manquant. Le Centre conjoint de coordination de sauvetage (CCCS) a ensuite été avisé du vol. Une recherche faisant appel à un aéronef Hercules et un hélicoptère Griffon a été lancée. L'hélicoptère Griffon a été forcé de retourner à sa base peu de temps après son départ d'Edmonton (Alberta), en raison des conditions météorologiques en route.

Aucun signal d'émetteur de localisation d'urgence (ELT) n'a été capté par les satellites de recherche et sauvetage (SARSAT) sur la fréquence 406 MHz. Lorsque l'aéronef Hercules est passé au-dessus des lieux pour aider les chercheurs au sol, un faible signal de 121,5 MHz a été capté. La Gendarmerie royale du Canada (GRC) a trouvé l'aéronef en cause vers 5 h, avec l'aide des données de SkyTrac fournies par le personnel de Gemini Helicopters.

Dans le cadre de l'examen initial de l'épave, on a remarqué que l'ELT (Artex, modèle ME406HM, numéro de pièce 453-6604, numéro de série 197-08693) avait été relié par câble coaxial à une antenne externe montée sur le toit et par un connecteur multifils en D à un commutateur du poste de pilotage. L'ELT avait été séparé de sa plaque de montage, les sangles de rétention en Velcro s'étant rompues lors de l'impact. L'ELT pendait et était toujours connecté au câble coaxial de l'antenne externe et à l'antenne, qui étaient toutes deux intactes et qui se sont révélées fonctionnelles lors d'essais ultérieurs. Le connecteur multifils en D relié au commutateur du poste de pilotage avait été arraché lors de l'impact. Sur ce modèle d'ELT, si le connecteur multifils en D est déconnecté en premier, l'interrupteur du détecteur d'écrasement interne ne peut pas activer l'ELT. Il s'agit d'une caractéristique nominale visant à prévenir une activation inopinée pendant son transport aux fins de maintenance ou de mise à l'essai. On a observé un voyant rouge clignotant, indiquant l'activation de l'ELT, sur le dessus de l'ELT. L'ELT a ensuite été désactivé par l'enquêteur du BST.

L'ELT avait été monté dans l'aéronef sur le treillis supérieur gauche du châssis, immédiatement derrière et à gauche de la transmission principale, à côté de l'accouplement de l'arbre d'entraînement du rotor. Le support consiste en un plateau en plastique polycarbonate rectangulaire fixé au châssis tubulaire de l'aéronef. L'ELT repose dans une boîte en relief autour du périmètre du plateau et est retenu par une sangle en tissu à fixation en ruban autoagrippant (Velcro). Lorsque la sangle est bien tendue, l'ELT est maintenu dans la boîte du plateau du support. Selon les instructions contenues dans le manuel d'installation⁹ destinées aux installateurs, il est nécessaire de tirer l'extrémité libre de la sangle avec suffisamment de force pour que la couture piquée s'aligne avec le sommet du rayon du boîtier de l'ELT. Cette procédure avait été effectuée correctement.

Le 19 avril 2012, l'avis de sécurité 825-A11W0151-D1-A2 du BST a été adressé aux fabricants d'ELT utilisant un système de rétention à ruban autoagrippant, pour les aviser qu'ils pourraient envisager de concevoir et de publier des méthodes permettant de déterminer le degré de serrage des sangles et d'informer le personnel de maintenance de la nécessité d'installer l'ELT correctement.

Le 23 mai 2012, la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis a publié un bulletin spécial d'information sur la navigabilité (Special Airworthiness Information Bulletin) HQ-12-32, à l'intention des fabricants et des installateurs d'ELT et du personnel chargé de la maintenance des aéronefs. Le bulletin remettait en question la capacité des fixations par rubans autoagrippants à retenir l'ELT en cas d'impact lors d'un accident, de même que la qualité des instructions d'installation visant à assurer que les fixations soient serrées convenablement.

De nouvelles instructions sur les normes techniques (TSO-C126b, émetteur de localisation d'urgence de 406 MHz) qui s'appliquent à toutes les nouvelles demandes d'homologation des ELT ont été approuvées. On y stipule que les sangles Velcro ne constituent pas un moyen acceptable de fixation respectant les exigences de sécurité relatives aux écrasements de la section 2.2.5 du document DO-204A de la Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA)

⁹ Artex, Description, Operation, Installation and Maintenance Manual (révision L, 9 mars 2012), page 73.

pour les ELT automatiques fixes (AF) et les ELT automatiques portatifs (AP). Tous les ELT actuellement homologués peuvent continuer d'être fabriqués et installés en vertu des normes d'homologations précédentes.

La mise à l'essai de l'ELT conjointement avec le personnel au CCCS de Trenton (Ontario) et au moyen du système Sarsat indiquait qu'aucun signal n'était capté par les satellites en orbite. L'enquête a permis de déterminer que le dispositif transmettait sur 439 MHz. Le dispositif n'a pas été ouvert. D'autres essais ont été effectués aux installations du fabricant de l'ELT sous la supervision du BST. D'autres examens ont ensuite été effectués au laboratoire du BST. On en a tiré les constatations suivantes :

1. Le circuit de détection d'un écrasement de l'ELT a été activé pendant la séquence d'écrasement.
2. L'ELT ne pouvait pas produire un signal de 406 MHz adéquat en raison des dommages causés par le choc à un oscillateur à cristaux, provoquant la transmission d'une fréquence plus élevée que normale. L'oscillateur a vraisemblablement été endommagé pendant la séquence d'écrasement.
3. La fréquence et l'intensité du signal de 121,5 MHz de l'ELT respectaient les spécifications requises.
4. L'antenne de l'ELT et le câble coaxial de l'antenne étaient en bon état de fonctionnement et installés correctement au moment de l'accident.
5. Il n'a pas été possible de déterminer avec certitude la cause de la faible intensité du signal de 121,5 MHz; cependant, cela pourrait être dû au fait que le signal était bloqué par l'épave.

Ce type d'ELT aurait dû pouvoir fonctionner correctement après avoir été soumis à une forme d'onde de choc (semi-sinusoïdale) d'une magnitude de 500 g et d'une largeur d'impulsion de $4,0 \pm 1,0$ millisecondes dans chacun de ses 6 axes orthogonaux¹⁰. Il y a aussi un essai de choc de 100 g, avec une exigence de réussir l'essai de « vitalité » qui vérifie la fréquence et la puissance¹¹.

La vitesse sol la plus élevée enregistrée vers la fin du vol était de 72 km/h (65,6 pieds par seconde). Des calculs ont été faits avec des vitesses égales à 66 et 100 pieds par seconde pour illustrer une vitesse d'impact probable et une vitesse d'impact beaucoup plus rapide et improbable. Les spécifications de l'ELT stipulent une impulsion semi-sinusoïdale, par conséquent tous les calculs ont été faits avec l'impulsion sinusoïdale et utilisant le programme WINVEST du laboratoire du BST.

En supposant un angle de trajectoire de vol de 70° et 80° et utilisant une distance d'arrêt¹² de 1 pied, les charges d'accélération résultantes étaient celles indiquées au tableau 1.

¹⁰ RTCA Inc., DO-204A, Minimal Operational Performance Standards for 406 MHz Emergency Locator Transmitters (ELT) (publié le 6 décembre 2007), section 2.2.9.

¹¹ Ibid., *Crash Safety*; paragraphe 2.6.3.2.

¹² La distance d'arrêt fait référence à la distance approximative entre la plaque de montage de l'ELT et le revêtement extérieur de l'aéronef, que l'ELT a heurté après sa séparation de la plaque de montage.

Tableau 1: Calcul de charges d'accélération pour 2 vitesses d'impact à 2 angles de trajectoire de vol différents

Vitesse (pieds/seconde)	Angle de la trajectoire de vol (degrés)	Distance d'arrêt (pieds)	Impact (g)
66	70	1	94,6
66	80	1	103,1
100	70	1	217,3
100	80	1	236,7

Renseignements sur le pilote

Les dossiers indiquent que le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur. L'horaire de travail et de repos du pilote était conforme à la réglementation et porte à croire que la fatigue ne peut être considérée comme un facteur contributif au présent événement. Le pilote travaillait pour Gemini Helicopters depuis mai 2011 et avait cumulé approximativement 2200 heures de vol en tout, dont 2100 heures sur le type d'aéronef en cause. Le certificat médical du pilote était valide jusqu'en mai 2013, et la prochaine vérification de la compétence du pilote était prévue pour juillet 2013.

Règlement de l'aviation canadien

L'article 602.03 du RAC interdit à toute personne d'agir en qualité de membre d'équipage d'un aéronef dans les circonstances suivantes :

- (a) dans les 8 heures qui suivent l'ingestion d'une boisson alcoolisée;
- (b) lorsqu'elle est sous l'effet de l'alcool;
- (c) lorsqu'elle fait usage d'une drogue qui affaiblit ses facultés au point où la sécurité de l'aéronef ou celle des personnes à bord est compromise de quelque façon¹³.

Renseignements médicaux et pathologiques

L'impact avec le sol n'offrait aucune chance de survie.

Le soir précédant l'événement en cause, le pilote avait quitté le campement et s'était rendu en ville pour se procurer une caisse de bière; on croit que le pilote a consommé 3 ou 4 bières au campement ce soir-là.

¹³ *Règlement de l'aviation canadien (RAC), article 602.03: Alcool ou drogues -Membres d'équipage.*

On ne sait pas quand le pilote a consommé d'autre alcool. Après l'événement, on a trouvé une bouteille de vin et une bouteille de spiritueux vides dans la cabane. Rien d'autre n'indique la présence de quiconque à la cabane durant l'hiver avant ou après la date de l'événement.

Des tests de toxicologie réalisés lors de l'autopsie ont révélé la présence de fortes concentrations d'éthanol (alcool), 3 échantillons indiquant des taux d'alcoolémie (TA) semblables¹⁴ : le TA fémoral était de 0,33 gramme par décilitre (g/dL); le TA de l'humeur vitrée était de 0,39 g/dL et le TA biliaire était de 0,35 g/dL. Le TA moyen des 3 échantillons était de 0,35 g/dL. Le médecin légiste a déclaré que le décès était attribuable à de multiples traumatismes contondants et qu'une intoxication à l'éthanol était considérée comme un important facteur contributif au décès.

Tolérance à l'alcool

Le tableau 2 résume les effets typiques de différents taux d'alcoolémie sur le comportement et le rendement individuels¹⁵. Les effets réels varient énormément, en raison des différences individuelles en matière de tolérance.

Des recherches portant expressément sur le pilotage d'un aéronef ont révélé une diminution du rendement dans les tâches de pilotage à des TA aussi bas que 0,01 g/dL. D'autres tâches de pilotage, notamment la gestion de la charge de travail, le temps de réaction et les tâches faisant appel à la mémoire à court terme, ont été perturbées à des TA entre 0,03 et 0,05 g/dL, et le nombre et la gravité des erreurs commises par les pilotes augmentent à des TA plus élevés. Étant donné que ces études sont effectuées avec des tâches familières dans des simulateurs de vol, les effets sur le rendement seraient vraisemblablement plus importants dans une situation inhabituelle, comme une situation de crise durant le vol¹⁶.

La tolérance est définie comme : « une diminution d'efficacité après une période d'administration continue de la drogue ou l'administration de fortes doses¹⁷ » et elle peut être métabolique ou fonctionnelle. La tolérance métabolique est le résultat d'un taux accru de transformation métabolique de la drogue et donne un TA moins élevé pour la même quantité d'alcool ingérée. La tolérance fonctionnelle fait référence à une sensibilité réduite d'un organe

¹⁴ Le coroner a présenté les résultats en grammes par litre (g/L). Les unités ont été converties en grammes par décilitre (g/dL) par souci d'uniformité dans le rapport et de comparaison avec les références communément acceptées d'affaiblissement des facultés par l'alcool (c.-à-d., pourcentages d'alcoolémie de 0,05 ou 0,08).

¹⁵ Tiré de : G.J. Salazar et M.J. Antunano, *Alcohol et Flying: A Deadly Combination*, Federal Aviation Administration (FAA) Pilot Safety Brochure no AM-400-94/2 (date inconnue), accessible au <http://www.faa.gov/pilots/safety/pilotsafetybrochures/media/alcohol.pdf> (dernière consultation le 12 juin 2014).

¹⁶ C.C.H. Cook, *Alcohol and Aviation, Addiction*, 92(5) (1997), page 543.

¹⁷ J.C. Garriott, *Pharmacology and Toxicology of Ethyl Alcohol*, In: J.C. Garriott (ed.) *Medical-Legal Aspects of Alcohol*, 4^e édition, (Tucson, Arizona: Lawyers and Judges Publishing Company, 2003), page 37.

ou d'un système à la drogue de sorte qu'une plus grande quantité de drogue est requise pour produire un effet équivalent¹⁸.

Tableau 2. Effets typiques de différents taux d'alcoolémie sur le comportement et le rendement individuels

TA (g/dL)	Effets typiques sur le comportement et le rendement
0,01-0,05	Une personne moyenne semble normale.
0,03-0,12	Légère euphorie, volubilité, diminution de l'inhibition, baisse d'attention, jugement affaibli, temps de réaction plus long
0,09-0,25	Instabilité émotionnelle, perte de jugement critique, déficience de la mémoire et de la compréhension, réponse sensorielle diminuée, légère incoordination musculaire
0,18-0,30	Confusion, étourdissements, émotions exagérées (colère, peur, peine), perception visuelle affaiblie, sensation de douleur diminuée, altération de l'équilibre, démarche chancelante, difficultés d'élocution, incoordination musculaire modérée
0,27-0,40	Apathie, altération de la conscience, stupeur, diminution importante de la réponse à la stimulation, incoordination musculaire grave, incapacité de se tenir debout ou de marcher, vomissement, incontinence urinaire et fécale
0,35-0,50	Inconscience, diminution ou abolition des réflexes (température corporelle anormale, coma; décès possible par paralysie respiratoire (450 mg % ou plus)

Comme il est indiqué ci-dessus, un TA supérieur à 0,3 g/dL est normalement associé à un grave manque de coordination et à une perte de conscience. Cependant, on a relevé de nombreux cas de conducteurs en état d'ébriété ayant un TA supérieur à 0,40 g/dL^{19,20}. De plus, des études portant sur des alcooliques suivant volontairement une cure de désintoxication ont révélé que de nombreuses personnes semblaient normales dans de nombreux aspects du comportement y compris l'élocution, la démarche, la compréhension verbale, la coordination et la capacité d'effectuer des tâches comme se déshabiller, avec des TA de plus de 0,30 g/dL²¹. On croit que de tels taux d'alcoolémie sont communs dans le cas de personnes qui abusent de l'alcool²².

Les augmentations de tolérance fonctionnelle font en sorte qu'il est plus difficile pour d'autres de détecter l'intoxication ou l'abus d'alcool, puisque la personne affichera moins de signes physiques ou comportementaux²³.

¹⁸ Ibid.

¹⁹ Ibid., page 38.

²⁰ F.C. Kugelberg et A.W. Jones, « Interpreting results of ethanol analysis in post-mortem specimens: A review of the literature », *Forensic Science International*, 165 (2007), page 14.

²¹ J.A. Perper, A. Twerski et J.W. Wienand, « Tolerance at high blood alcohol concentrations: a study of 110 cases and review of the literature », *Journal of Forensic Science* 31(1) (janvier 1986), page 215.

²² A.R. Davis et A.H. Lipson, « Central nervous system tolerance to high blood alcohol levels », *Medical Journal of Australia*, 144(1) (6 janvier 1986), page 11.

²³ J.A. Perper, A. Twerski et J.W. Wienand, « Tolerance at high blood alcohol concentrations: a study of 110 cases and review of the literature », *Journal of Forensic Science* 31(1) (janvier 1986), page 217.

Rapports du laboratoire du BST

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

- LP042/2013 - Main Rotor Blade Root Examination [Examen de l'emplanture des pales du rotor principal]
- LP039/2013 - ELT Examination and Testing [Examen et essais de l'ELT]
- LP038/2013 - Instrument and Lamp Analysis [Analyse des instruments et des voyants]
- LP016/2013 - SkyTrac NVM Recovery [Récupération de la mémoire rémanente de SkyTrac]
- LP043/2013 - Main Rotor Blade / Fuselage Paint Matching Analysis [Analyse comparative de la peinture des pales du rotor principal et du fuselage]
- LP075/2013 - GPS C-GOCM Recovery [C-GOCM - Récupération de la mémoire rémanente du GPS]

Ces rapports peuvent être obtenus du BST sur demande.

Analyse

L'enquête n'a rien révélé qui indiquerait qu'une défaillance de la cellule ou un mauvais fonctionnement d'un système auraient pu contribuer à la désintégration en vol, que ce soit avant ou pendant le vol. L'hélicoptère était exploité en deçà de ses limites de masse et de centrage au moment de l'accident. En outre, les conditions météorologiques étaient propices au vol VFR. Par conséquent, l'analyse portera principalement sur plusieurs autres facteurs : la désintégration en vol, la consommation d'alcool du pilote et le contrôle opérationnel au sein de l'entreprise.

Désintégration en vol

Le pilote a manipulé les commandes de vol de sorte qu'une pale du rotor principal a heurté le côté droit de la cabine et a entraîné une désintégration en vol.

Consommation d'alcool

Le jour de l'accident, beaucoup d'aspects relatifs à la planification et aux techniques de vol du pilote et à ses décisions ne respectaient ni les exigences réglementaires et administratives, ni le manuel d'exploitation de la société, et allaient à l'encontre des pratiques de vol sécuritaires. Parmi ceux-ci, notons l'omission de déposer un plan ou un itinéraire de vol, les vols non autorisés avec un passager non autorisé, le dépassement des paramètres de vol permis et la consommation d'alcool aux commandes d'un aéronef. La quantité d'éthanol dans le système du pilote était supérieure à la limite de zéro aux commandes d'un aéronef et plus de 4 fois supérieure à la limite légale pour conduire une automobile. Cette quantité d'alcool était plus que suffisante pour entraîner une détérioration majeure du jugement et du rendement.

Suivi du vol

Le pilote était tenu de déposer un plan ou un itinéraire de vol, ce qui n'a pas été fait. Gemini Helicopters avait des systèmes et des procédures en place pour surveiller les vols et fournir des services d'alerte en cas d'accident ou d'aéronef en retard. Ces procédures n'ont pas pu être suivies, parce qu'aucun itinéraire n'avait été remis au surveillant des vols ou à toute autre personne responsable. Par conséquent, le surveillant des vols en service n'était pas au courant du vol, n'a pas remarqué les avis par courriel du système SkyTrac et n'a pas relevé les avis et les mises à jour de position de repérage par satellite pour C-GOCM.

Rien dans le manuel d'exploitation de l'entreprise n'exigeait que soit assuré le suivi de tels vols. Le surveillant des vols était un nouveau pilote de l'entreprise ayant peu d'heures de vol et n'avait pas reçu de formation adéquate selon le manuel d'exploitation de l'entreprise. Ces circonstances ont compromis tous les avantages de la technologie de repérage par satellite.

Par conséquent, lorsque l'accident s'est produit, il n'y avait pas de suivi du vol, et l'entreprise ne savait pas que l'hélicoptère était en retard.

Émetteur de localisation d'urgence

Même si l'émetteur de localisation d'urgence (ELT) semblait avoir été installé conformément aux instructions du fabricant, les sangles de rétention en Velcro n'ont pas résisté à l'impact, et cela peut avoir contribué aux dommages subis par les circuits internes de l'ELT, qui ont provoqué une transmission sur une mauvaise fréquence.

Le TSO-C126b approuvé récemment stipule que les attaches de type Velcro ne satisfont plus aux exigences des ELT nouvellement fabriqués ou homologués et que toutes les approbations futures d'ELT automatiques fixes (AF) et automatiques portatifs (AP) en vertu de ce TSO doivent être dotés d'un autre type d'attaches. Toutes les installations existantes qui utilisent des attaches de type Velcro peuvent toujours présenter un risque de défaillance.

L'absence de dommages sur le boîtier de l'ELT et le fait que le seul composant du circuit qui ait été endommagé était l'oscillateur à cristaux portent sérieusement à penser que cet ELT a été soumis à des forces d'impact inférieures à 500 g. La défaillance de l'oscillateur à cristaux a empêché l'ELT de satisfaire aux normes de rendement requis et, par conséquent, cet oscillateur peut ne pas être approprié pour les ELT de type AF ou AP.

Faits établis

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. En pilotant l'hélicoptère sous l'effet de l'alcool, le pilote a effectué des commandes de pilotage qui ont fait en sorte qu'une pale du rotor principale a heurté la cabine et précipité la désintégration en vol.

Faits établis quant aux risques

1. Si les pilotes ne respectent pas les procédures de suivi des vols de l'entreprise, il existe un risque accru que l'entreprise soit incapable d'intervenir au moment opportun lorsqu'un aéronef est en retard.
2. Si un émetteur de localisation d'urgence ne réussit pas à émettre un signal, cette défaillance peut considérablement retarder les secours, augmentant le risque d'aggravation des blessures ou de décès.
3. Si les émetteurs de localisation d'urgence sont fixés à leur plaque de montage au moyen d'attaches Velcro, il existe un risque de défaillance de l'émetteur de localisation d'urgence en raison des dommages causés par l'impact.

Autres faits établis

1. Même si des renseignements sur les vols étaient disponibles, le surveillant des vols ne les a pas vus.
2. L'émetteur de localisation d'urgence transmettait sur une mauvaise fréquence en raison d'une défaillance interne.
3. Le système SkyTrac de C-GOCM a contribué à la détermination du lieu de l'accident.

Mesures de sécurité

Mesures de sécurité prises

ACR Electronics

ACR Electronics, le fabricant de l'émetteur de localisation d'urgence (ELT) Artex modèle ME406HM, a produit une plaque de montage d'ELT modifiée (numéro de pièce 8303.1), qui est homologuée en vertu du TSO-C126b. Les sangles de rétention, autrefois en Velcro, sont aujourd'hui métalliques, et ces dernières peuvent être utilisées avec les modèles ME406HM antérieurement homologués en vertu du TSO (Technical Standard Order) précédent.

Gemini Helicopters Incorporated

Gemini Helicopters Inc. a modifié son manuel d'exploitation de l'entreprise et ses procédures de suivi des vols. L'entreprise a maintenant affecté du personnel à cette dernière fonction. De plus, Gemini Helicopters a élaboré et mis en place un document d'évaluation des risques des vols quotidiens utilisé par les services d'exploitation et de régulation des vols. L'entreprise a aussi instauré des conférences téléphoniques quotidiennes le matin entre un membre de l'équipe de gestion et tous les membres du personnel d'exploitation pour déterminer les considérations opérationnelles de la journée. Ce membre de l'équipe de gestion autorise quotidiennement chaque vol de chaque aéronef.

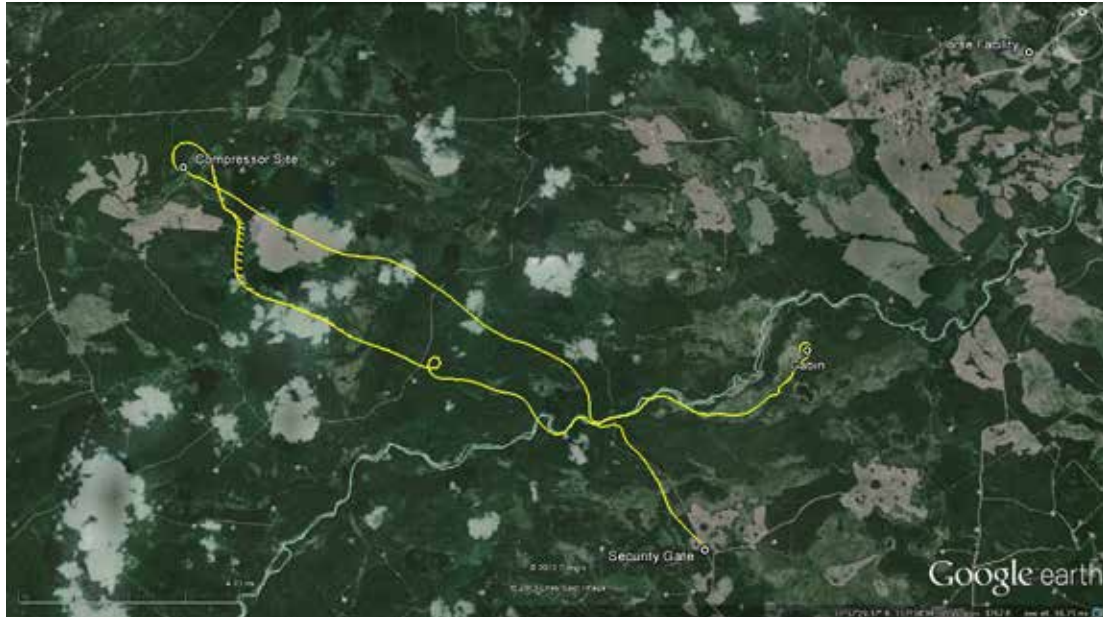
Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 21 mai 2014. Il est paru officiellement le 4 juillet 2014.

Pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits, visitez son site Web (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.

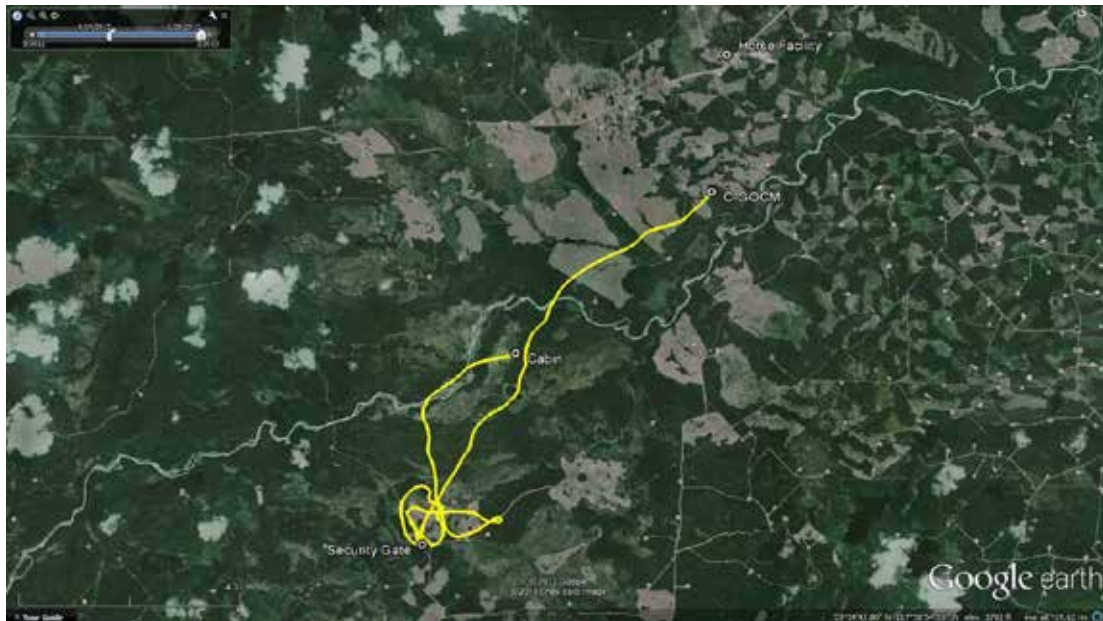
Annexes

Annexe A – Trajectoires de vol

a) Trajectoire de vol de la barrière de sécurité au chalet (de 15 h 54 à 16 h 30)



b) Trajectoire de vol du chalet à la barrière de sécurité et au lieu de l'accident (de 17 h 18 à 17 h 40)



[traduction]

Compressor site

Cabin

Security gate

Installation de compression

Chalet

Barrière de sécurité

Annexe B – Traînée de débris de l'épave

