

Bureau de la sécurité des transports  
du Canada



Transportation Safety Board  
of Canada

**RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE**  
**A09C0087**



**INCENDIE EN VOL**

**DE L'HÉLICOPTÈRE BELL 204B, C-GAPJ**  
**EXPLOITÉ PAR ULTRA HELICOPTERS LIMITED**  
**À EASTERVILLE (MANITOBA)**  
**LE 15 JUIN 2009**

**Canada**

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

## Rapport d'enquête aéronautique

### Incendie en vol

de l'hélicoptère Bell 204B, C-GAPJ  
exploité par Ultra Hélicopters Limited  
à Easterville (Manitoba)  
le 15 juin 2009

Rapport numéro A09C0087

### *Sommaire*

L'hélicoptère Bell 204B (immatriculation C-GAPJ, numéro de série 2012) d'Ultra Helicopters Limited, avec à son bord deux membres d'équipage, sert de bombardier d'eau pour les opérations de lutte contre l'incendie à Easterville (Manitoba). Pendant l'écopage, l'équipage sent une odeur de feu électrique, puis remarque que le voyant d'avertissement de la pompe de gavage carburant est allumé. L'équipage interrompt l'opération d'écopage et prend la direction de la zone de rassemblement au sol située à une centaine de mètres de là. Le pilote pose l'appareil, coupe le moteur, ferme les circuits de carburant et électrique, puis l'équipage sort rapidement. Des flammes jaillissent du côté droit du capot moteur. Le feu se propage rapidement et en quelques minutes embrase complètement l'hélicoptère. Le camion des pompiers de la communauté est appelé et arrive moins de cinq minutes après l'accident. Les membres de l'équipage s'en sortent indemnes, mais l'hélicoptère est entièrement détruit. L'accident s'est produit pendant les heures de clarté, à 17 h 27, heure avancée du Centre.

*This report is also available in English.*

## *Autres renseignements de base*

La station la plus proche publiant des rapports météorologiques pour l'aviation est située à The Pas (Manitoba), à environ 65 milles marins (nm) au nord-ouest d'Easterville. Le rapport météorologique de 17 h<sup>1</sup> indiquait : vent de 180 degrés vrais (°V) à 6 nœuds, visibilité de 15 milles terrestres (sm), averses de pluie, nuages épars à 4000 pieds au-dessus du sol (agl), et ciel partiellement nuageux à 9000 pieds agl, température de 28 °C. Les conditions étaient semblables sur les lieux de l'accident, sauf qu'il n'y avait pas d'averse de pluie à Easterville. Les conditions météorologiques ne sont pas considérées comme ayant été un facteur contributif à cet accident.

Le pilote possédait les certifications et les qualifications requises pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur. La masse et le centre de gravité de l'hélicoptère se trouvaient dans les limites prescrites.

L'hélicoptère était basé à The Pas (Manitoba) et sous contrat avec le ministère de la Conservation du gouvernement du Manitoba. À environ 13 h 30, le pilote, un agent et une équipe d'attaque initiale (AI) héliportée constituée de cinq personnes ont été dépêchés à Easterville afin d'aider à maîtriser l'incendie qui sévissait près de la communauté.

Dès leur arrivée à Easterville, l'équipe AI a été déposée près de l'incendie, puis le pilote et l'agent de l'équipe AI ont commencé les opérations d'écopage en attendant l'arrivée d'un bombardier à eau et de l'avion de pointage et d'observation. L'équipage avait sélectionné un lieu d'écopage, juste au-delà d'une avancée de terre et à environ 400 mètres de l'incendie, et avait déjà effectué 31 déversements quand le bombardier à eau est arrivé. L'équipage de l'hélicoptère a alors cessé toute opération d'écopage pour effectuer un vol de 15 minutes jusqu'à Grands Rapids (Manitoba) pour un avitaillement en carburant. Les réservoirs de carburant de l'hélicoptère avaient une contenance totale de 1600 livres. L'appareil est ensuite reparti vers Easterville avec à son bord 1200 livres de carburant. À son arrivée à Easterville, le pilote de l'hélicoptère a atterri près de l'embarcadère pour attendre puisque le bombardier à eau était encore occupé à éteindre l'incendie. Vers 16 h 30, le bombardier a cessé toute activité et l'équipage de l'hélicoptère a attaché le seau afin de combattre l'incendie pendant une autre heure.

---

<sup>1</sup> Toutes les heures sont exprimées en heure avancée du Centre (temps universel coordonné moins cinq heures).

À 17 h 10, l'hélicoptère a repris du service et l'équipage a déversé le seau sur le feu. Pendant le retour vers le lieu d'écopage, une odeur de feu électrique a été remarquée. Il n'y avait aucune indication anormale dans le poste de pilotage et l'odeur s'est dissipée quand l'hélicoptère a passé à travers la fumée émanant de l'incendie au sol. L'hélicoptère a atteint la zone d'écopage et, alors que le pilote commençait à descendre le seau pour le remplir d'eau, il a une fois de plus senti une odeur de feu électrique. Un voyant



**Photo 1.** Hélicoptère avec moteur en feu.

d'avertissement a clignoté et un des deux voyants d'avertissement de la FUEL BOOST PUMP (pompe de gavage carburant) s'est allumé. Le pilote a interrompu l'écopage d'eau et s'est dirigé vers la zone de rassemblement au sol située à une centaine de mètres de là. Une fumée noire s'échappait de la partie inférieure droite du fuselage. Peu avant d'atteindre la zone de rassemblement au sol, le voyant d'avertissement SPARE (réserve) s'est allumé et le poste de pilotage a été envahi de fumée provenant de la région du palonnier. Une fois au-dessus du sol, le pilote a largué le seau, puis posé l'hélicoptère. Il a ensuite rapidement coupé le moteur, fermé les circuits de carburant et électrique, puis s'est précipité hors de l'hélicoptère en compagnie de l'agent d'attaque initiale hélicoptérée. Le voyant d'avertissement ENGINE FIRE (incendie moteur) ne s'est jamais allumé. Les flammes qui sortaient du capot moteur droit ont empêché le pilote de retourner à l'hélicoptère et d'actionner l'extincteur d'incendie moteur. L'incendie s'est propagé rapidement et l'hélicoptère a été entièrement détruit (voir photo 1).

L'hélicoptère était équipé d'un système de positionnement global Guardian (GPS)/système de suivi des vols par satellite qui toutes les deux minutes fournissait des informations sur le vol et la position de l'aéronef. Lors du vol en question, le système avait été mis sous tension à 17 h 10 et le dernier enregistrement avait été fait à 17 h 27.

Un examen des dossiers techniques de l'hélicoptère indique qu'il a été construit en 1964. En 1979, lors d'une opération d'exploitation forestière par hélicoptère, un accident a sérieusement endommagé l'appareil. L'hélicoptère totalisait alors 3972 heures de vol depuis sa mise en service (rapport du BST A79P0085). En 1986, l'appareil a été reconstruit et modifié, puis remis en service par Eagle Copters Limited (Eagle Copters). Il a notamment été équipé d'un réservoir carburant plus grand de 242 gallons américains, semblable à celui des modèles plus récents. En 1992, une sirène électrique a été installée. Puis en 2002, un système d'injection de mousse ignifuge Sacksafoam, une vanne d'ouverture du seau Bambi, un émetteur-récepteur radio FM Kenwood et une prise polyvalente ont été installés sur l'hélicoptère.

En 2006, soit 680 heures avant l'accident, Eagle Copters avait équipé l'appareil d'un moteur T53-13A/B plus puissant, conformément au certificat de type supplémentaire (STC) SH984S0. L'alternateur de 200 ampères avait été remplacé par un alternateur de 300 ampères et le faisceau électrique 204-075-901-7 branché à la fiche Cannon J92 du plancher moteur a été modifié afin d'ajouter le câblage nécessaire aux nouvelles fonctions du moteur. Le câblage dans le compartiment électrique arrière a été réacheminé, la terminaison a été adaptée et serrée conformément aux instructions générales contenues dans le chapitre 11 de la publication AC 43.13-1B<sup>2</sup>. Il est crucial que le serrage par collier, l'acheminement des câbles électriques et l'inspection soient effectués correctement étant donné l'intensité des contraintes vibratoires manifestes pendant l'exploitation normale de l'aéronef en vol.

Le 15 mai 2003, Ultra Helicopters Limited (Ultra Helicopters) signait un contrat de location d'un hélicoptère avec Eagle Copters. Ultra Helicopters convenait de prendre à sa charge l'entretien régulier et les inspections de l'appareil et Eagle Copters s'engageait à effectuer toutes les réparations importantes, les révisions et les modifications, selon les besoins. Le 17 avril 2009, l'appareil totalisait 11 592 heures de fonctionnement depuis sa mise en service initiale et Ultra Helicopters a soumis l'hélicoptère à une révision de 12 mois et à une inspection aux 100 heures. Au moment de l'accident, l'appareil avait accumulé 39 heures de vol de plus pour un total de 11 631 heures.

Le circuit carburant comprenait deux réservoirs carburant interconnectés, chacun équipé d'une pompe de gavage carburant électrique. La plage de fonctionnement normale de la pression de carburant se situait entre 5 et 20 livres par pouce carré (lb/po<sup>2</sup>). Chaque orifice de refoulement de la pompe était relié à un clapet de non-retour visant à empêcher tout écoulement inversé, ainsi qu'à un manostat qui allumait le voyant d'avertissement FUEL BOOST (gavage carburant) si la pression dans la conduite carburant descendait en dessous de six livres par pouce carré (6 lb/po<sup>2</sup>). Les conduites en aluminium étaient raccordées entre elles par un T et se rejoignaient dans un connecteur, puis passaient à travers un filtre carburant et un robinet d'arrêt carburant électrique pour rejoindre une conduite de carburant en acier (voir photo 2, élément a). Celle-ci était située dans le compartiment de la soufflante du refroidisseur d'huile située sous le plancher moteur. Un tuyau d'embranchement en aluminium (voir photo 2, élément b) raccordé par un T au-dessus de la conduite de carburant en acier amenait le carburant sous pression au transmetteur de pression carburant et comprenait un raccord de carburant pour un réchauffeur optionnel.

---

<sup>2</sup> U.S. Federal Aviation Administration Aviation Circular 43.13-1B, chapitre 11 : Aircraft Electrical Systems

La conduite de retour de la mise à l'air libre du régulateur de turbine de puissance du moteur (voir photo 2, élément c) était située près de la conduite de carburant en acier. En cas de fuite de carburant à l'intérieur de la chambre du régulateur de turbine de puissance, cette conduite de retour réacheminait le carburant vers les principaux réservoirs de carburant. La soufflante du refroidisseur d'huile était située sous la conduite de carburant en acier et projetait l'air de refroidissement dans le poste de pilotage, à hauteur des palonniers. Le tableau des voyants d'avertissement comprenait un voyant ENG FUEL PUMP (pompe à carburant du moteur) situé à côté du voyant RIGHT FUEL BOOST (distributeur de carburant sous pression de droite). Le voyant s'allumait s'il y avait une baisse de pression dans la pompe carburant entraînée par moteur et à deux éléments.

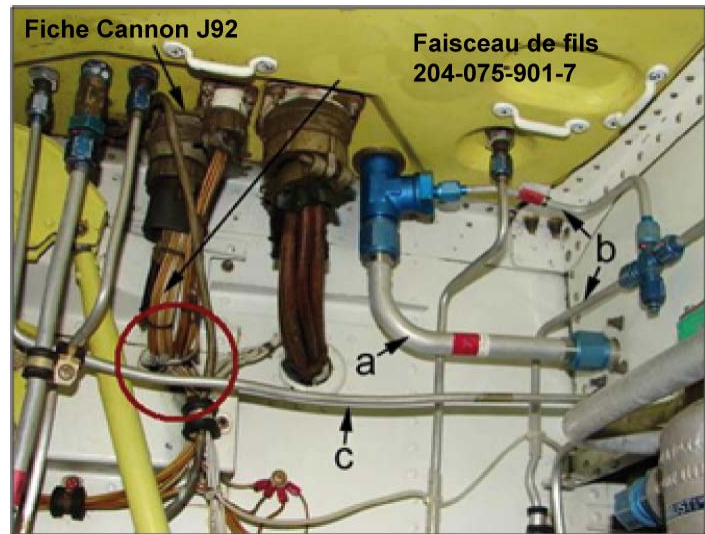


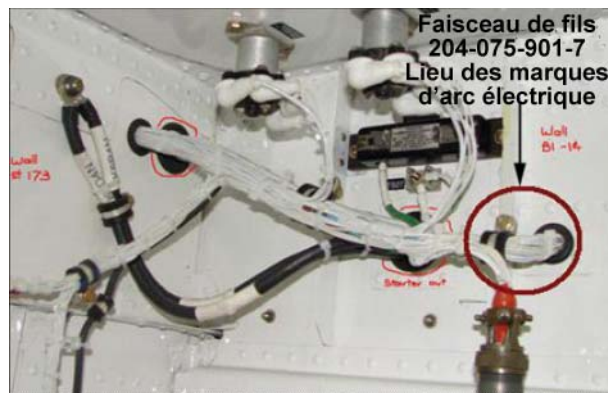
Photo 2. Compartiment type de la soufflante d'un refroidisseur d'huile (montré ici à titre indicatif)

Les enquêteurs du BST ont examiné l'épave de l'hélicoptère. Le feu a complètement détruit la structure en aluminium du poste de pilotage et de la cabine, ne laissant que quelques débris fondus et brûlés et la partie arrière de la poutre de queue. Le moteur, le faisceau de câbles électriques du moteur et ce qu'il restait du circuit carburant ont été récupérés en vue d'un examen plus approfondi. Le robinet d'arrêt carburant électrique a été trouvé dans la position OFF (arrêt), tel que le pilote l'avait laissé après avoir coupé le moteur. Le reste des éléments en aluminium du circuit carburant ont été détruits ou beaucoup trop endommagés pour pouvoir être examinés.

La conduite de carburant en acier présentait des marques de dommages causés par un arc électrique et trois trous avaient été brûlés à travers sa paroi extérieure en acier. Des brins de fil électrique étaient fondus et fusionnés à quatre endroits distincts de la conduite en acier. On a relevé des marques de dommages causés par un arc électrique sur le filet intérieur d'un écrou hexagonal de raccord, ainsi que des restes fondus du raccord de sortie du robinet d'arrêt carburant. Il a été établi que les marques d'arc électrique et de brûlures sur la conduite de carburant en acier proviennent d'un contact avec un des fils d'alimentation électrique du générateur/démarrreur. Les dommages causés par un arc électrique visibles sur le fil d'alimentation étaient situés à environ sept pouces du relais du démarrreur lequel se trouvait dans le compartiment électrique avant. Il a été surprenant de relever des marques de dommages causés par un arc électrique sur la conduite de carburant en acier et sur le relais du démarrreur étant donné que ces deux éléments se trouvaient dans deux compartiments distincts du fuselage. L'équipage avait mis le système électrique hors tension après avoir coupé le moteur. Il se peut toutefois que le feu qui s'est déclenché après l'atterrissage ait causé un court-circuit du fil de masse contrôlant le relais de batterie, ce qui aurait pu remettre le système électrique sous tension.

Le moteur est équipé d'un circuit d'avertissement d'incendie à doubles faisceaux qui ne s'est pas déclenché pendant le vol. Les conduites de carburant en fils d'acier tressés qui se trouvaient dans le compartiment du moteur ont été examinées et aucune anomalie n'a été constatée. Aucun autre élément de preuve indiquant que l'incendie s'est déclenché dans le compartiment du moteur n'a été trouvé.

L'examen du faisceau de câbles du moteur, au niveau de la jonction du compartiment de la soufflante du refroidisseur d'huile et de la paroi du compartiment électrique arrière, a révélé des marques d'arcs électriques sur 19 fils électriques. Onze de ces fils électriques se trouvaient dans le faisceau de fils 204-075-901-7 qui rejoint la fiche Cannon J92 du plancher moteur (voir photos 2, 3 et 4). La fonction de quatre (4) des onze (11) fils du faisceau 204-075-901-7 endommagés par des arcs électriques a été établie.



**Photo 3.** Compartiment électrique arrière type (aux fins d'illustration).

Deux de ces quatre fils commandaient les voyants d'avertissement dans le poste de pilotage : le voyant d'avertissement ENG FUEL PUMP (pompe à carburant du moteur) et le voyant d'avertissement ICE DETECTOR (détecteur de givrage). Ce voyant indiquait SPARE (réserve) parce que le circuit de détection de givrage avait été désactivé. La marque faite par l'arc électrique était située à l'endroit où le faisceau de fils électriques traverse la cloison entre le compartiment de la soufflante du refroidisseur d'huile et le compartiment électrique arrière (voir les éléments encerclés, photos 2 et 3).

À son entrée dans le compartiment électrique arrière, le faisceau de fils fait un coude de 90 degrés avant d'atteindre le compartiment électrique avant. Immédiatement après le coude de 90 degrés, le faisceau de fils passe à travers un collier riveté à la cloison du compartiment.

La position et la fonction des huit autres fils arborant des marques d'arcs électriques et trouvés séparément du faisceau de fils 204-075-901-7 n'ont pas pu être déterminées. Aucun des fils du faisceau 204-075-901-7 comportant des marques d'arcs électriques et dont la fonction a été déterminée n'étaient associés aux modifications apportées au câblage à la suite des modifications antérieures du moteur.



**Photo 4.** Gros plan du faisceau de fils 204-075-901-7 montrant les dommages causés par les arcs électriques.

## *Analyse*

Pour l'équipage en vol, le premier signe indicateur d'un problème a été l'odeur de feu électrique suivi de près par l'allumage de deux voyants d'avertissement dans le poste de pilotage. La première odeur de feu électrique était probablement due à la formation d'arcs électriques dans le faisceau de fils 204-075-901-7, à la jonction du compartiment de la soufflante du refroidisseur d'huile et de la paroi du compartiment électrique arrière. Il n'a pas été possible de déterminer la cause exacte de la formation des arcs électriques. Dans le poste de pilotage, le mouvement normal de circulation de l'air frais provenant de la soufflante de refroidisseur d'huile a permis de déceler la fumée et l'odeur de feu électrique.

La progression rapide de l'incendie après l'apparition de l'odeur de feu électrique indique que le feu était probablement alimenté par le carburant. Dans la partie où sont apparus les arcs électriques, il y avait deux sources possibles de carburant : la conduite d'alimentation du transmetteur de pression carburant et du réchauffeur, et la conduite de retour de la mise à l'air libre du régulateur de turbine de puissance du moteur. La conduite du transmetteur de pression carburant fonctionne sous une pression constante et il se peut qu'il y ait eu du carburant dans la conduite de retour de la mise à l'air libre du régulateur de turbine de puissance du moteur, tout dépend de la condition interne du régulateur. La propagation rapide de l'incendie pourrait être attribuée à une fusion, à la production d'arc électrique ou à une brûlure perforante sur l'une ou l'autre ou les deux conduites.



Deux des fils identifiés du faisceau 204-075-901-7 ont probablement déclenché l'allumage des voyants ENG FUEL PUMP (pompe à carburant du moteur) et SPARE (réserve) dans le poste de pilotage. Pendant le vol, les voyants d'avertissement FUEL BOOST PUMP (pompe d'appoint carburant) et SPARE (réserve) se sont allumés. Il est possible que le voyant d'avertissement FUEL BOOST ait, par erreur, été pris pour celui de ENG FUEL PUMP, ou que ce dernier se soit allumé après celui du FUEL BOOST et que le pilote ne l'ait pas remarqué dans sa hâte de couper le moteur et de sortir de l'hélicoptère en feu.

Il se pourrait qu'un des voyants d'avertissement FUEL BOOST PUMP (pompe d'appoint carburant) se soit allumé à cause d'une baisse de pression en aval du manostat de la pompe d'appoint carburant. Une baisse de pression due à une brèche dans le tuyau d'alimentation de carburant du transmetteur de pression carburant et du réchauffeur aurait pu déclencher l'allumage du voyant, tout dépend du seuil de tolérance du réglage de chaque manostat. Une perforation de ce tuyau causerait une fuite de carburant dans le compartiment de la soufflante du refroidisseur d'huile pendant que la pompe électrique d'appoint carburant s'efforcerait de rétablir la pression du carburant. Le point de départ de l'incendie, dans le compartiment de la soufflante du refroidisseur d'huile, n'aurait pas dans un premier temps créé les conditions aptes à déclencher l'allumage du voyant d'avertissement ENGINE FIRE (incendie moteur).

D'après les fils endommagés par un arc électrique, trouvés à l'intérieur de l'écrou hexagonal de raccord, les dommages causés par l'arc électrique à la conduite de carburant en acier ont très probablement été faits après l'incendie, soit lors de l'effondrement et de la destruction du fuselage. De tels dommages indiquent qu'après l'atterrissage et pendant l'incendie, le système électrique s'est probablement remis sous tension, ce qui pourrait expliquer les marques d'arc électrique trouvées sur 19 fils lors de l'examen du faisceau des câbles électriques du moteur.

L'hélicoptère a fait l'objet d'importantes réparations et de nombreuses modifications au cours de ses 45 ans de service. En 2006, 680 heures avant l'accident, le câblage électrique de l'hélicoptère a été modifié, notamment dans la zone du premier arc. Toutefois, aucun des quatre fils endommagés par des arcs électriques n'a pu être associé aux modifications effectuées. Il n'a pas non plus été possible de déterminer quels arcs ont été causés par l'incendie après l'atterrissage. Il est extrêmement important que le serrage par collier, l'acheminement des câbles électriques et l'inspection soient effectués correctement étant donné l'intensité des contraintes vibratoires manifestes pendant l'exploitation normale de l'aéronef en vol. Les anomalies dans le câblage, s'il y en avait, auraient dû être détectées lors de l'inspection annuelle aux 100 heures qui a été effectuée 39 heures avant l'évènement.

À cause des dégâts importants causés par l'incendie, il n'a pas été possible d'établir avec certitude l'origine des arcs électriques. Il se pourrait qu'ils aient été causés par un cheminement électrique inapproprié, un serrage par collier fautif ou des fils endommagés.

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

1. Des arcs électriques se sont produits dans les faisceaux électriques du moteur, dans le secteur du compartiment de la soufflante du refroidisseur d'huile et de la paroi du compartiment électrique arrière. Il n'a pas été possible d'établir avec certitude les causes des arcs électriques.
2. Le premier arc électrique a probablement percé une conduite carburant située à proximité, causant une propagation rapide de l'incendie et la destruction totale de l'hélicoptère.

## *Autres faits établis*

1. Le fait que le pilote ait judicieusement décidé de mettre fin au vol, ainsi que la proximité d'un site d'atterrissage approprié, lui ont permis de réussir son atterrissage.
2. Compte tenu de l'endroit où a débuté l'incendie, les conditions n'étaient pas réunies pour déclencher le système d'avertissement d'incendie moteur.

*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 9 mars 2010.*

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