

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ACCIDENT AÉRONAUTIQUE
A99P0075

PERTE DE PUISSANCE -
PANNE D'ALIMENTATION EN CARBURANT

EAST WEST HELICOPTERS LTD.
HÉLICOPTÈRE BELL 214B C-GEWT
à 35 nm au nord-ouest de KASLO
(COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 4 JUILLET 1999



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

Rapport d'enquête sur un accident aéronautique

Perte de puissance - panne
d'alimentation en carburant

East West Helicopters Ltd.
Hélicoptère Bell 214B C-GEWT
à 35 nm au nord-ouest de Kaslo (Colombie-Britannique)
Le 4 juillet 1999

Rapport numéro A99P0075

Résumé

Vers 6 h 45, heure avancée du Pacifique, l'hélicoptère Bell 214B (numéro de série 28025) a décollé d'une aire de manoeuvre située près de Kaslo (Colombie-Britannique) pour effectuer un vol local selon les règles de vol à vue avec le pilote et trois membres d'équipage à son bord. L'hélicoptère a volé sans problème dans les environs pendant une dizaine de minutes, puis le moteur s'est brusquement tu. À quelque 400 pieds au-dessus du sol, l'hélicoptère a amorcé un virage en descente de 180 degrés sur la gauche et s'est affaissé dans les eaux turbulentes d'une rivière peu profonde. Il s'est rompu à l'impact et s'est immobilisé sur des rochers au milieu de la rivière. Trois des occupants ont été tués sur le coup; le pilote a succombé à ses blessures environ 45 minutes plus tard. L'hélicoptère a été détruit. Il n'y a pas eu d'incendie.

This report is also available in English.

1.0	Renseignements de base	1
1.1	Déroulement du vol.....	1
1.2	Victimes.....	2
1.3	Dommmages à l'aéronef	2
1.4	Autres dommages	2
1.5	Renseignements sur le personnel	2
1.6	Renseignements sur l'aéronef	3
1.7	Renseignements météorologiques	4
1.8	Aides à la navigation.....	4
1.9	Télécommunications.....	4
1.10	Renseignements sur l'aire de manoeuvre.....	5
1.11	Enregistreurs de bord	5
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	5
1.13	Renseignements médicaux.....	5
1.14	Incendie	6
1.15	Questions relatives à la survie des occupants.....	6
1.16	Essais et recherches.....	6
1.17	Renseignements supplémentaires	12
1.17.1	Procédures de pilotage.....	12
1.17.2	Vérifications et dossiers.....	13
2.0	Analyse	15
2.1	Généralités.....	15
2.2	Circuit d'alimentation en carburant.....	16
2.3	Système de jaugeage de carburant.....	16
2.4	Procédures d'urgence	16
2.5	Gestion de la sécurité.....	17
2.6	Questions relatives à la survie des occupants.....	17

3.0	Conclusions.....	19
3.1	Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs.....	19
3.2	Faits établis quant aux risques.....	19
3.3	Autres faits établis.....	19
4.0	Mesures de sécurité	21
4.1	Mesures prises.....	21
4.2	Mesures à prendre.....	21
5.0	Annexes	
	Annexe A - Liste des rapports de laboratoire.....	23
	Annexe B - Sigles et abréviations.....	25

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

L'hélicoptère Bell 214B était utilisé pour faire de l'hélicoptérage à partir d'une aire de manoeuvre sur le chemin forestier de Glacier Creek, à environ 65 milles marins (nm)¹ au nord-ouest de Cranbrook (Colombie-Britannique). L'hélicoptère appartenait à la compagnie aérienne East West Helicopters Ltd. et était exploité par cette dernière qui avait attribué le contrat de maintenance de l'hélicoptère à l'organisme de maintenance agréé (OMA) North American Helitech. La veille de l'accident, un technicien d'entretien d'aéronef (TEA) et un apprenti TEA, tous deux au service de l'OMA, ont travaillé sur l'hélicoptère à l'aire de manoeuvre jusqu'à minuit. La nature des travaux de maintenance qui ont été exécutés à ce moment-là n'a pas été déterminée.

Le matin suivant, vers 6 h, heure avancée du Pacifique (HAP)², le gestionnaire des opérations de la compagnie aérienne, qui occupait également le poste de gestionnaire de la maintenance, est allé reconduire le pilote, le copilote, le TEA et l'apprenti TEA à l'endroit où se trouvait l'hélicoptère. Après avoir déposé les membres de l'équipage, il s'est rendu en voiture à un endroit situé à 0,25 nm de l'endroit où se trouvait l'hélicoptère. Il a stationné son véhicule dans une aire de manoeuvre utilisée pour le débardage et il est resté dans son véhicule.

Le moteur de l'hélicoptère a été lancé environ 30 minutes plus tard et il a continué à tourner au sol pendant 10 à 15 minutes. Il a ensuite décollé et est monté brièvement dans la base des nuages, à environ 500 pieds au-dessus du sol (agl) avant de descendre sous les nuages. Le gestionnaire des opérations de la compagnie a alors communiqué par radio avec le pilote de l'hélicoptère. Le pilote a indiqué qu'il effectuait une vérification de la puissance et qu'il y avait trop de brouillard pour faire de l'hélicoptérage. L'hélicoptère a alors volé le long de la vallée à environ 400 pieds agl, en restant plus près du côté nord-ouest de la vallée, et il est passé presque à la verticale du gestionnaire des opérations. L'hélicoptère a poursuivi sa route le long de la vallée, puis a fait un virage à gauche de 180 degrés et a remonté le côté sud-est de la vallée.

Peu de temps après, on a entendu l'hélicoptère qui venait de la même direction que celle du circuit précédent dans la vallée. Au moment où l'hélicoptère s'approchait de l'aire de manoeuvre utilisée pour le débardage, le moteur s'est brusquement tu. On a alors observé l'hélicoptère voler le long de la vallée à environ 400 pieds agl et l'on a vu de la fumée blanche qui s'échappait de l'échappement de l'hélicoptère. On a ensuite entendu et vu les pales du

¹ Voir l'annexe B pour la signification des sigles et abréviations.

² Les heures sont exprimées en HAP (temps universel coordonné [UTC] moins sept heures).

rotor principal ralentir. L'hélicoptère a alors effectué un virage en descente de 180 degrés vers Glacier Creek, alors que le rotor principal continuait à ralentir. Immédiatement avant que l'hélicoptère ne disparaisse derrière les arbres, le rotor principal semblait avoir cessé de tourner.

1.2 *Victimes*

	Équipage	Passagers	Tiers	Total
Tués	4	-	-	4
Blessés graves	-	-	-	-
Blessés légers/Indemnes	-	-	-	-
Total	4	-	-	4

Seul le commandant de bord a survécu à l'impact initial; il a succombé à ses blessures 45 minutes après l'impact.

1.3 *Dommmages à l'aéronef*

L'hélicoptère a été détruit par le choc.

1.4 *Autres dommages*

Il n'y a eu aucun autre dommage.

1.5 *Renseignements sur le personnel*

Le commandant de bord était âgé de 48 ans. Il travaillait comme pilote pour la compagnie depuis juin 1998. Il volait sur des hélicoptères Bell 206 et Bell 214. Il était titulaire d'une licence de pilote professionnel (hélicoptère) canadienne en état de validité et il possédait un certificat médical de validation de licence. Il possédait des annotations pour plusieurs types d'hélicoptère léger et de taille moyenne, y compris l'annotation pour l'hélicoptère accidenté. Il totalisait environ 14 000 heures de vol, dont environ 300 heures sur le Bell 214B. Il avait accompli environ 2 750 heures d'hélicoptère. Les dossiers indiquent que le pilote n'avait reçu aucune formation périodique sur le Bell 214B. Son entraînement en vol pour son annotation avait eu lieu plus de deux ans avant le vol ayant mené à l'accident. Plusieurs rapports de vérification de compétence pilote (PPC) renfermaient des commentaires indiquant que le pilote devait améliorer sa façon d'exécuter les procédures d'urgence; par contre, rien dans le dossier du pilote n'indiquait qu'il avait reçu des explications supplémentaires. Un rapport de PPC pour un vol ayant eu lieu en janvier 1993 indiquait que le pilote avait besoin de formation théorique

supplémentaire sur les procédures d'autorotation, tant pour les approches directes que pour les virages à 180 degrés. Rien dans les dossiers n'indiquait que le pilote avait subi une PPC sur Bell 206 ou Bell 214.

Lors du vol ayant mené à l'accident, la personne en place droite était un TEA de l'OMA dont la compagnie avait retenu les services pour effectuer la maintenance de l'hélicoptère. Le copilote était assis dans la cabine passagers avec un apprenti TEA. Lors de ce vol, le copilote ne remplissait pas les tâches de copilote, mais, pour les besoins de la cause, on le désigne dans le présent rapport comme étant le copilote.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Bell Helicopter Textron
Type et modèle	Hélicoptère 214B
Année de construction	1978
Numéro de série	28025
Certificat de navigabilité	Valide
Nombre d'heures de vol cellule	8 575 heures
Type de moteur et nombre	Un Allied Signal (Lycoming) T55-08D
Type de rotor et nombre de pales	Un rotor semi-articulé à deux pales
Masse maximale autorisée au décollage	13 800 lb
Types de carburant recommandés	JP-4, JP-5, JP-8 (Jet A, Jet A-1, Jet B)
Type de carburant utilisé	Jet A-1

L'hélicoptère Bell 214B est certifié pour être piloté avec un équipage de conduite d'au moins un pilote qui doit piloter en place droite. Pour les vols avec charge extérieure, un supplément au certificat de type de l'aéronef peut être délivré par Transports Canada pour un aéronef donné. Ce supplément permet à un seul pilote de piloter l'appareil en place gauche pourvu que certaines modifications aient été apportées à l'appareil; entre autres l'appareil doit être équipé d'une double commande, d'un hublot bombé dans la porte gauche et d'instruments critiques au seuil de la fenêtre de la porte gauche. L'appareil accidenté avait été modifié pour pouvoir être piloté en place gauche, mais un certificat de type supplémentaire n'avait pas été délivré pour l'appareil.

Des documents récupérés après l'accident ont été utilisés pour calculer la masse et le centrage de l'hélicoptère au décollage à partir de l'aire de manoeuvre et il a été déterminé que la masse et le centrage de l'hélicoptère étaient dans les limites prescrites, quelle que soit la quantité de carburant à bord.

Le carnet de bord de l'hélicoptère n'a pas été retrouvé. Selon l'information recueillie, le carnet de bord aurait pu se trouver à bord de l'hélicoptère au moment de l'accident. Les livrets techniques (cellule, moteur, modifications et installations) de l'hélicoptère ont été récupérés, mais aucune donnée sur le dernier mois

d'exploitation de l'hélicoptère n'y figure. Le livret cellule indique que le moteur avait un problème intermittent de « pompage » depuis environ un an.

L'appareil devait être exploité conformément au *Règlement de l'aviation canadien*, Partie VII - Services aériens commerciaux, sous-partie 702 - Opérations de travail aérien, et conformément au certificat d'exploitation aérienne délivré à la compagnie par Transports Canada.

1.7 Renseignements météorologiques

Il n'y a aucun poste d'observation météorologique du Service de l'environnement atmosphérique dans le voisinage immédiat du lieu de l'écrasement. On a observé que l'aire de manoeuvre située à environ 1 000 pieds au-dessus du lieu de l'écrasement était recouverte de brouillard au moment de l'accident. Selon les estimations, la base des nuages se trouvait à environ 500 pieds au-dessus du lieu de l'écrasement et du fond de la vallée. Le pilote de l'hélicoptère accidenté avait communiqué par radio au cours du vol ayant mené à l'accident et il avait signalé que le plafond était bas et que le brouillard ne se dissiperait pas avant la fin de la journée. Des photographies prises par la Gendarmerie royale du Canada, environ une heure après l'accident, montrent que les nuages se trouvaient à environ 500 pieds au-dessus du fond de la vallée et qu'il y en avait même à 100 pieds.

À Meadow Creek, localité située à 10 nm au sud-ouest et à 900 pieds en contrebas du lieu de l'accident, les conditions suivantes prévalaient au moment de l'accident : vent calme, température de quelque 10 degrés Celsius, ciel couvert, et base des nuages à environ 1 500 pieds agl.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Une communication directe entre l'équipage de l'hélicoptère et le gestionnaire des opérations de la compagnie au sol avait été établie au moyen de radios à très haute fréquence (VHF). Le pilote a communiqué avec le gestionnaire des opérations peu après le décollage. Il n'y a eu aucune autre communication de l'hélicoptère.

1.10 Renseignements sur l'aire de manoeuvre

L'aire de manoeuvre de l'hélicoptère était un tronçon du chemin forestier de Glacier Creek. Elle était située à environ 11 nm au nord-est de Meadow Creek. Elle se trouvait à 2 660 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl) et était située à environ 0,25 nm en amont (au nord-est) de la vallée de Glacier Creek par rapport au lieu de l'accident. C'est là qu'on avait l'habitude de ravitailler l'hélicoptère en carburant et de faire la maintenance de l'hélicoptère sur place.

1.11 Enregistreurs de bord

Sans objet.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

L'épave a été trouvée à peu près à mi-chemin du sommet de Glacier Creek à 2 620 pieds asl. L'hélicoptère s'est rompu en quatre parties principales; elles ont toutes été retrouvées à quelques pieds les unes des autres. La partie poste de pilotage-cabine s'est séparée du reste du fuselage juste devant le pylône de la boîte de transmission du rotor principal et s'est immobilisée à l'endroit avec une inclinaison de 30 degrés à droite. La boîte de transmission du rotor principal et le pylône se sont séparés du fuselage, mais ils sont restés fixés au mât et aux pales du rotor principal. Le fuselage arrière s'est détaché du pylône de la boîte de transmission du rotor principal, mais il est resté fixé au moteur. La poutre-fuselage s'est détachée de l'hélicoptère en un point situé à quelque trois pieds derrière le point de fixation de la poutre-fuselage au fuselage.

Les pales du rotor principal et du rotor de queue présentaient très peu de dommages en rotation. Le fuselage présentait des signes de dommages typiques d'un impact à haute vitesse avec des forces d'impact verticales et une faible vitesse vers l'avant.

Le moteur reposait sur le côté dans un ruisseau et il était partiellement recouvert d'eau. La génératrice de démarrage s'était détachée du boîtier d'entraînement des accessoires, et la tuyère d'échappement était déformée. Du sable, du gravier et des débris flottants qui provenaient du ruisseau avaient pénétré dans l'entrée d'air et dans l'échappement du moteur.

1.13 Renseignements médicaux

Rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques aient perturbé les capacités du pilote.

1.14 *Incendie*

Il n'y a pas eu d'incendie.

1.15 *Questions relatives à la survie des occupants*

Les blessures des occupants et les dommages à l'hélicoptère sont typiques d'un impact à haute vitesse avec des forces d'impact verticales; ce type d'accident n'offre aucune chance de survie. Les deux sièges des pilotes étaient équipés d'une ceinture-baudrier à quatre points, et les sièges de la cabine étaient munis de ceintures de sécurité classiques à deux points. Les détails relatifs au système de retenue des occupants de la cabine et concernant leur éjection de l'appareil ne sont pas connus. Le copilote qui était assis dans la cabine a été éjecté de son siège et son corps a été retrouvé à environ 10 pieds de la cabine. Le corps de l'autre occupant de la cabine a été trouvé sous l'épave.

Le commandant de bord (en place gauche) et le TEA (en place droite) sont restés attachés à leur siège lors de l'impact. Ils ont tous deux subi des blessures graves lors de la dislocation du poste de pilotage. Les renseignements médicaux indiquent que les occupants des places avant portaient leur ceinture de sécurité mais qu'ils ne portaient pas leur baudrier au moment de l'accident; les baudriers avaient été rangés derrière les dossiers des sièges. Le commandant de bord portait un casque de vol.

1.16 *Essais et recherches*

L'épave a fait l'objet d'un examen préliminaire sur les lieux de l'accident, puis la cellule, le moteur et les circuits accessoires ont été transportés dans des installations sûres où ils ont fait l'objet d'un examen plus poussé. On s'est concentré sur le moteur, la boîte de transmission du rotor principal, le circuit de carburant, les commandes de vol et la chaîne dynamique.

L'examen des dossiers disponibles révèle qu'en date du 1^{er} juillet 1999 (trois jours avant l'accident), le moteur totalisait 5 348,4 heures de fonctionnement. À cette date, le moteur totalisait 3 073,1 heures de fonctionnement depuis la dernière révision. L'intervalle de révision prescrit par le constructeur pour ce moteur était de 4 000 heures.

Les dossiers de maintenance indiquent que l'hélicoptère accidenté avait un problème de « pompage » depuis plus d'un an, depuis qu'il avait été importé du Japon. Les dossiers, par contre, ne donnent aucun détail sur les symptômes de l'hélicoptère. Un grand nombre de composants, y compris le moteur, le régulateur de carburant, le cerceau de purge et l'actionneur du cerceau de purge avaient été remplacés dans l'espoir de régler le problème.

Le moteur à turbine à gaz Lycoming T55-08D (numéro de série 31981) n'a pu fonctionner après l'accident en raison des dommages qu'il a subis. Le moteur a été transporté dans un atelier de révision de moteurs où il a été démonté et examiné. Certains des composants critiques du moteur ont été déposés et testés.

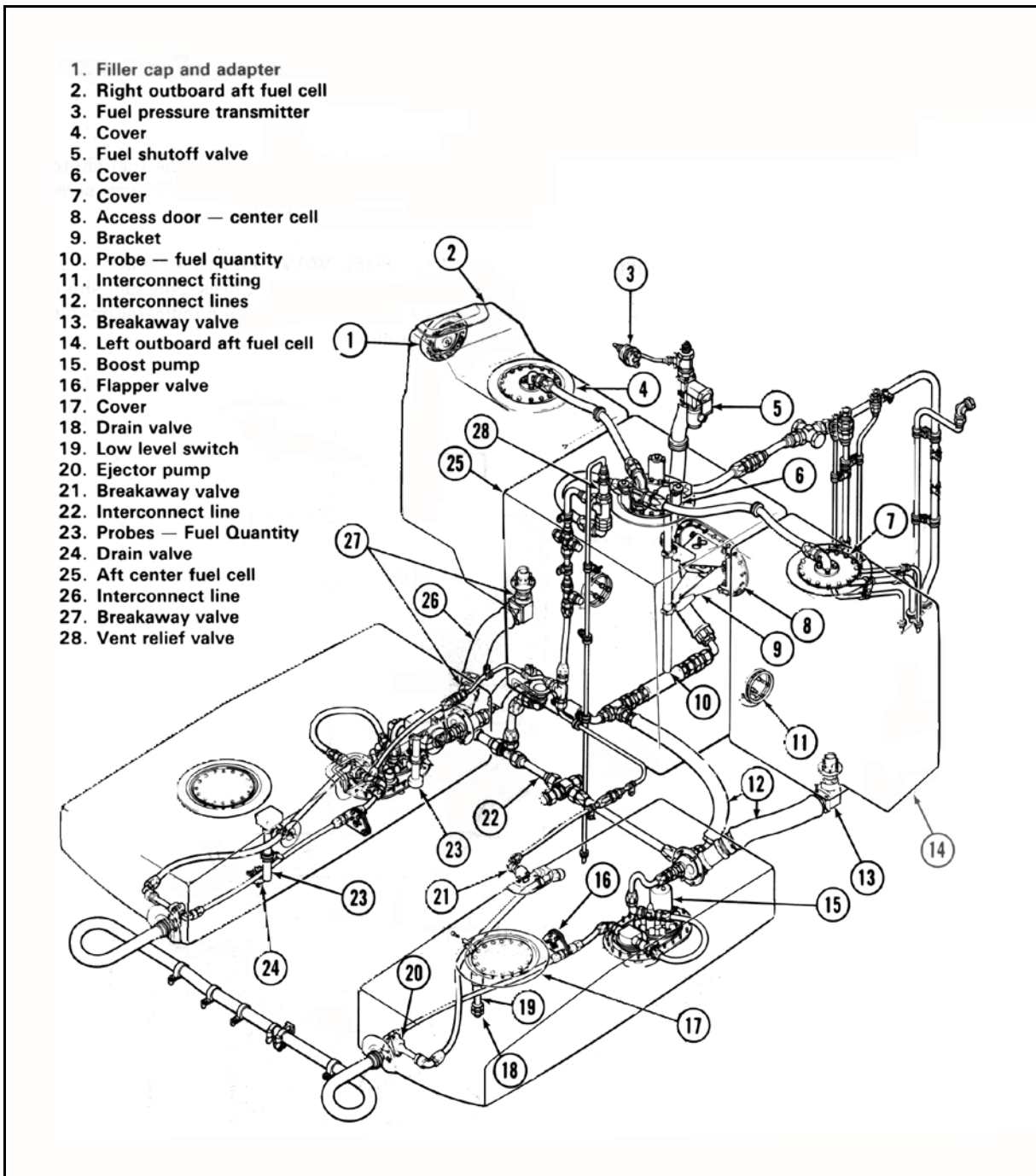
Lors du démontage, le moteur ne présentait aucun signe de dommages en rotation. Plusieurs composants du moteur présentaient une usure égale ou supérieure à la limite d'usure établie, y compris le compresseur axial (le dégagement des extrémités d'aube avoisinait la limite). Le joint d'étanchéité de la volute du diffuseur était usé, des aubes de turbine du premier et du deuxième étage présentaient des criques, et des injecteurs de carburant étaient usés.

Le régulateur de carburant, le cerceau de purge et l'actionneur du cerceau de purge ainsi que le répartiteur de débit carburant ont été retirés du moteur accidenté, testés individuellement, puis remontés sur un moteur en bon état de fonctionnement pour faire l'objet d'un point fixe. Testé individuellement, chacun des composants était en bon état de fonctionnement et a fonctionné à l'intérieur des limites prescrites par le constructeur. Lorsque les composants ont été installés sur un moteur en bon état de fonctionnement et qu'ils ont été testés ensemble, le rendement global a été acceptable, et il n'y a eu ni pompage ni extinction moteur.

Lors du démontage et de l'inspection de la boîte de transmission (numéro de série AME 52004) du rotor principal, on a constaté que tous les composants pouvaient fonctionner, y compris le dispositif à roue libre (embrayage à clabot). On n'a relevé aucune déféctuosité mécanique qui aurait pu empêcher l'hélicoptère d'effectuer une manoeuvre d'autorotation.

Le Laboratoire technique du BST a analysé les ampoules du tableau annonciateur du poste de pilotage, les voyants d'avertissement et de mise en garde ainsi que les trois instruments sur la porte gauche du pilote (tachymètre double moteur-rotor, couplemètre du moteur et indicateur de charge au crochet). L'analyse des ampoules révèle que plusieurs voyants d'avertissement étaient allumés au moment de l'impact, notamment le voyant de la pompe d'appoint de droite, le voyant de niveau bas de carburant et le voyant de faible régime rotor. Un voyant de pompe d'appoint qui s'allume indique que le débit de carburant de la pompe d'appoint en question a chuté au point où le contacteur activé par le débit se ferme pour indiquer que la pompe d'appoint de carburant ne fonctionne pas ou qu'elle manque de carburant. L'analyse des instruments révèle que le régime du moteur était à 3 % et celui du rotor à 16 % au moment de l'impact.

L'hélicoptère Bell 214B est équipé de cinq réservoirs souples de carburant reliés entre eux pour alimenter les deux réservoirs souples de carburant avant, qui sont les réservoirs souples situés les plus bas dans le circuit de carburant (voir la figure 1).



Voir le lexique à la page suivante pour la signification des termes anglais.

Lexique de la figure 1 - Circuit de carburant de l'hélicoptère Bell 214B

1. Filler cap and adapter	1. Bouchon de remplissage et adaptateur
2. Right outboard aft fuel cell	2. Réservoir de carburant arrière extérieur de droite
3. Fuel pressure transmitter	3. Transmetteur de pression de carburant
4. Cover	4. Couverture
5. Fuel shutoff valve	5. Robinet d'arrêt de carburant
6. Cover	6. Couverture
7. Cover	7. Couverture
8. Access door - center cell	8. Panneau d'accès - réservoir central
9. Bracket	9. Ferrure
10. Probe - fuel quantity	10. Sonde de jaugeage
11. Interconnect fitting	11. Raccord d'intercommunication
12. Interconnect lines	12. Conduites d'intercommunication
13. Breakaway valve	13. Soupape de sécurité
14. Left outboard aft fuel cell	14. Réservoir de carburant arrière extérieur de gauche
15. Boost pump	15. Pompe d'appoint
16. Flapper valve	16. Clapet à battant
17. Cover	17. Couverture
18. Drain valve	18. Robinet de vidange
19. Low level switch	19. Contacteur de bas niveau
20. Ejector pump	20. Pompe venturi
21. Breakaway valve	21. Soupape de sécurité
22. Interconnect line	22. Conduite d'intercommunication
23. Probes - Fuel Quantity	23. Sondes de jaugeage
24. Drain valve	24. Robinet de vidange
25. Aft center fuel cell	25. Réservoir de carburant arrière central
26. Interconnect line	26. Conduite d'intercommunication
27. Breakaway valve	27. Soupape de sécurité
28. Vent relief valve	28. Soupape de surpression

Chaque réservoir avant est pourvu d'une cloison munie d'un petit clapet unidirectionnel divisant le réservoir en deux parties (la partie avant et la partie arrière). La partie arrière de chaque réservoir avant renferme une pompe d'appoint électrique (réf. 164A213) qui fournit le carburant au moteur. Chaque pompe d'appoint fait aussi fonctionner une pompe venturi, située dans la partie avant de chaque réservoir, qui fournit du carburant de la partie avant du réservoir à la partie arrière. Une conduite d'intercommunication de réservoirs de carburant court entre les réservoirs de carburant avant de gauche et de droite, pour assurer que le niveau de carburant est égal dans les deux réservoirs avant. La jauge de carburant fonctionne grâce à des sondes situées dans le réservoir central et dans le réservoir de carburant avant de droite. Si le réservoir de carburant central ne contient pas de carburant, la jauge de carburant fonctionne uniquement à partir des sondes situées dans le réservoir avant de droite; la jauge de carburant ne tient pas compte de la quantité réelle de carburant qui se trouve dans le réservoir avant de gauche. Le réservoir avant de gauche renferme un contacteur à flotteur dont le rôle est d'allumer le voyant de bas niveau de carburant. L'hélicoptère Bell 205 est équipé d'un circuit de réservoirs de carburant, d'un circuit de transfert de carburant et d'un système de jaugeage de carburant similaires.

Les pompes d'appoint de carburant de gauche et de droite ont été démontées et examinées. Les deux pompes ont été lourdement endommagées au cours de l'écrasement; la pompe d'appoint de gauche s'était séparée de son socle, et le socle de la pompe d'appoint de droite présentait une fissure. Le démontage a montré que les parties de la pompe (balais, rotors, roulements, etc.) présentaient de l'usure qui se situaient dans les limites permises même si les balais de la pompe d'appoint de gauche étaient usés presque aux limites. Au cours des essais, aucun moteur de pompe n'a fonctionné au début lorsqu'on lui a fourni du courant. L'examen du moteur de la pompe d'appoint de droite a révélé qu'un des balais était coincé et qu'il ne pouvait toucher le collecteur. Lorsque le balai a été poussé pour entrer en contact avec le collecteur et que l'alimentation électrique a été rétablie, le moteur a fonctionné. L'examen du moteur de la pompe d'appoint de gauche a révélé qu'un des fils allant à l'ensemble balais était brisé, bien que son isolant fut intact. Comme il n'y avait aucune indication que la pompe n'avait pas fonctionné en vol, on a conclu que le fil s'était brisé lors de l'impact. Lorsque l'alimentation électrique a excité directement le relais du moteur, pour contourner le fil brisé, le moteur a fonctionné. On n'a trouvé aucune donnée permettant d'établir la durée en service des pompes sur l'hélicoptère accidenté ou d'établir l'intervalle depuis la dernière révision ou la dernière réparation pour l'une ou l'autre des pompes.

L'information recueillie auprès de plusieurs sources (notamment des exploitants de Bell 214B, des exploitants d'installations de maintenance et un atelier de révision et de réparation de Bell 214B) révèle que la durée moyenne entre le remplacement ou la réparation d'une pompe d'appoint de Bell 214B est de 100 à 300 heures. L'atelier de révision et de réparation a indiqué que si l'on ajoute de la graisse aux roulements du moteur de la pompe pendant la réparation, la pompe d'appoint peut fonctionner presque deux fois plus longtemps (600 heures) avant d'avoir besoin de maintenance. La pompe d'appoint est un élément dont l'état est surveillé;³

³ La surveillance d'état est une méthode de maintenance selon laquelle des données sur un ensemble d'éléments en service sont analysées en vue de déterminer si des ressources techniques doivent être allouées. La surveillance d'état n'est pas une méthode de maintenance préventive. Ce type de maintenance permet plutôt que des défaillances se produisent et il se fonde sur l'analyse des données en service pour déterminer s'il faut prendre des mesures.

toutefois, le fabricant de la pompe signale que la durée théorique de la pompe est de 1 000 heures. On n'a pas trouvé d'information qui aurait pu nous permettre d'établir la date à laquelle les pompes d'appoint ont été installées sur l'hélicoptère accidenté ou le nombre d'heures de service qu'elles totalisaient. On n'a pas trouvé de rapports relatifs aux pompes d'appoint portant cette référence dans la base de données des rapports de difficultés en service de Transports Canada.

Globe Motors, qui est le fabricant des pompes d'appoint, soutient que les pompes d'appoint de gauche et de droite de l'hélicoptère accidenté ont été réparées depuis leur mise en service initiale et que ces réparations n'ont pas été exécutées par Globe Motors. Globe Motors ne fournit à aucun atelier les pièces, les dessins, les manuels ou les révisions nécessaires à la révision ou à la réparation de ces pompes.

Le manuel de vol du Bell 214B indique que, lorsque les pompes d'appoint de carburant de gauche et de droite fonctionnent, la quantité de carburant inutilisable est habituellement de 23 livres. Le manuel indique également que lorsqu'une des pompes d'appoint ne fonctionne pas, la quantité de carburant inutilisable augmente à 103 livres. La conduite d'intercommunication des réservoirs avant est incapable d'acheminer le carburant entre les réservoirs aussi rapidement que le moteur consomme du carburant à partir du réservoir dont la pompe d'appoint fonctionne.⁴ La jauge de carburant retient la dernière position indiquée par son aiguille au moment où l'alimentation électrique est coupée; la jauge affichait 500 livres de carburant quand elle a été récupérée de l'épave.

Lors de l'écrasement, presque tout le carburant qui restait a fui en raison des dommages subis par l'appareil et de la rupture du circuit de carburant. Une petite quantité de carburant a été retrouvée dans le régulateur de carburant et dans les tuyaux souples branchés au régulateur de carburant. L'analyse révèle que ce carburant était semblable à du Jet A et qu'il ne contenait ni eau ni impuretés.

Le TEA qui se trouvait à bord de l'hélicoptère accidenté avait l'habitude de ravitailler l'hélicoptère le matin avant le début de la journée d'hélicoptère et non le soir après la journée de travail de l'hélicoptère. Vu que le vol ayant mené à l'accident était un vol d'essai

⁴ Rapport LP 14/00 du Laboratoire technique du BST.

après maintenance plutôt qu'un vol d'hélicoptère habituel, il est possible que l'hélicoptère n'ait pas été ravitaillé en carburant avant le vol ou qu'il ait été ravitaillé avec une quantité de carburant inférieure à la quantité habituelle.

1.17 Renseignements supplémentaires

1.17.1 Procédures de pilotage

Lors d'un vol d'hélicoptère effectué par un hélicoptère Bell 214B, le pilote aux commandes est habituellement en place gauche, et le pilote non aux commandes est en place droite. Le pilote aux commandes manoeuvre l'hélicoptère pour toutes les phases du vol, tandis que le pilote non aux commandes surveille les moteurs et les circuits auxiliaires, et il enregistre les charges transportées pendant le cycle. Cette répartition du travail permet au pilote aux commandes de se concentrer uniquement sur la manoeuvre de l'hélicoptère.

Lors d'un vol de référence verticale⁵ effectué par un hélicoptère comme le Bell 214B, les dimensions du poste de pilotage et la largeur du fuselage amènent le pilote aux commandes à se pencher considérablement sur le côté pour pouvoir bien voir l'élingue et la charge suspendue sous l'hélicoptère. Du fait qu'une telle position est difficile à adopter pour le pilote qui porte son baudrier, il arrive souvent que le pilote qui manoeuvre l'hélicoptère utilise uniquement la ceinture de sécurité.⁶ Lors d'un vol de référence verticale, les baudriers de l'hélicoptère sont habituellement rangés derrière le dossier du siège pour ne pas gêner les mouvements du pilote. Sur l'hélicoptère accidenté, le support de la partie supérieure du corps au siège gauche du pilote avait été modifié pour permettre au pilote de se pencher vers la fenêtre latérale sans être gêné dans ses mouvements.

Les procédures d'urgence en cas de perte de puissance sur le Bell 214B nécessitent que le pilote prennent les bonnes mesures et au bon moment. Si les procédures d'urgence ne sont pas exécutées correctement et rapidement, le régime du rotor peut chuter rapidement au point où il ne pourra être repris, quelle que soit l'intervention du pilote. Une fois ce point atteint, le rotor va continuer à ralentir jusqu'à ce qu'il s'arrête, et la manoeuvre d'autorotation ne peut réussir.

⁵ Un vol de référence verticale est un vol de transport de charge par hélicoptère, la charge étant accrochée à une élingue sous l'hélicoptère.

⁶ L'enquête du BST sur un accident d'hélicoptère à Stave Lake (Colombie-Britannique) (rapport n° A97P0094 du BST) a déterminé qu'il arrive fréquemment que les pilotes n'attachent que leur ceinture de sécurité et n'utilisent pas le baudrier du siège.

1.17.2 Vérifications et dossiers

Transports Canada n'avait effectué aucune vérification de la compagnie East West Helicopters Ltd. au cours des trois années précédant l'accident. À la suite de l'accident, Transports Canada a effectué une vérification de la compagnie le 14 juillet 1999.

Transports Canada a découvert que le programme de formation des équipages de conduite présentait des lacunes à plusieurs égards, entre autres :

- le programme de formation (comme en témoigne le manuel d'exploitation de la compagnie, publié de nouveau au début de 1999) n'avait pas été entièrement mis en oeuvre;
- les dossiers de formation des équipages de conduite étaient incomplets et avaient besoin d'être restructurés;
- des renseignements essentiels relatifs aux licences des pilotes, aux certificats médicaux de validation de licence, aux annotations sur type, à l'état des PPC, à la formation reçue en travail aérien, etc., n'étaient pas disponibles;
- les pilotes n'avaient pas subi les vérifications de compétence requises, et l'un d'entre eux n'avait pas reçu la formation sur type et ne possédait pas l'annotation sur type;
- la compagnie disposait d'un système pour consigner le temps de service en vol des pilotes, la durée des vols et les périodes de repos et pour exercer un suivi, mais ce système n'était pas utilisé.

La vérification a révélé que le système de contrôle d'exploitation de la compagnie East West Helicopters présentait des lacunes en raison de la lourde charge de travail qui incombait au gestionnaire des opérations. En plus de surveiller les opérations aériennes, le gestionnaire des opérations était responsable du fonctionnement quotidien d'une entreprise de camionnage affiliée. De plus, le chef pilote de la compagnie travaillait également comme pilote au sein de la compagnie, rendant difficile la mise en oeuvre complète du programme requis. Transports Canada a indiqué que la compagnie avait corrigé toutes les lacunes relevées au cours de la vérification et que la compagnie avait été placée sur un cycle de vérification annuelle.

L'examen fait par les enquêteurs du BST des livrets techniques de l'hélicoptère récupérés après l'accident a révélé que les livrets techniques n'avaient pas été mis à jour (l'information n'avait pas été consignée) depuis plus d'un mois.⁷ D'autres dossiers montrent que plusieurs composants importants avaient été remplacés pendant cette période, y compris la boîte de transmission principale, le régulateur de carburant, la boîte de réduction du moteur et la boîte de transmission du rotor de queue.

Les feuilles de travail de la compagnie concernant les tâches de maintenance étaient conservées par le gestionnaire des opérations (qui agissait aussi comme gestionnaire de la maintenance) pour permettre de contrôler les activités de l'OMA sous contrat. Ces dossiers étaient à jour en date du 1^{er} juillet 1999, trois jours avant l'accident. On a trouvé des étiquettes « En bon état de service » concernant des composants qui avaient été modifiés ou remplacés peu de temps avant l'accident; tous les renseignements requis ne figuraient pas sur ces étiquettes; de plus, les étiquettes étaient rangées pêle-mêle dans une reliure et ne se trouvaient pas avec le carnet de bord des hélicoptères concernés.

⁷ Les données doivent être consignées dans les livrets techniques dans les 30 jours qui suivent.

2.0 *Analyse*

2.1 *Généralités*

Selon l'information recueillie, le moteur s'était tu et le rotor principal ralentissait au moment où l'hélicoptère a survolé l'aire de manoeuvre utilisée pour le débardage. Un examen de l'hélicoptère après l'accident a permis d'établir que le moteur, les composants de la chaîne dynamique, les pales du rotor principal et les pales du rotor de queue présentaient très peu de dommages en rotation. Une inspection plus poussée de l'épave a révélé que toutes les ruptures des composants et que tous les dommages aux commandes de vol, à la chaîne dynamique et à la boîte de transmission du rotor principal s'étaient produits sous l'effet d'une surcharge et étaient attribuables aux forces d'impact de l'accident. On a donc conclu que l'hélicoptère avait subi une perte de puissance avant l'impact.

Un examen poussé du moteur et de ses accessoires a révélé plusieurs anomalies. Bien que ces anomalies puissent expliquer la nécessité d'un lavage du compresseur avant le vol et d'une vérification de la puissance en vol, elles n'auraient pas en soi causé une perte de puissance complète.

L'analyse des ampoules a montré que le voyant de niveau bas de carburant et le voyant annonceur de la pompe d'appoint de droite étaient peut-être allumés au moment de l'écrasement. Le capteur de niveau de carburant se trouve dans le réservoir avant de gauche; en conséquence, le voyant de bas niveau de carburant indiquerait que le réservoir avant de gauche était presque vide. Si l'on suppose que la pompe d'appoint de droite est tombée en panne, le carburant du réservoir avant de gauche aurait été consommé plus rapidement que le carburant ne pouvait être transféré du réservoir avant de droite vers le réservoir avant de gauche. Le carburant dans le réservoir avant de gauche a fini par atteindre un niveau où il est devenu inutilisable, et le moteur s'est arrêté. L'indicateur (l'aiguille) de la jauge de carburant retient sa dernière position quand l'alimentation électrique est coupée. La jauge affichait 500 livres de carburant après l'accident. Si l'on suppose que l'alimentation électrique a été coupée au moment de l'impact, la jauge affichait 500 livres de carburant juste avant l'écrasement. Le carburant dans les réservoirs avant est censé demeurer au même niveau en raison de la conduite d'intercommunication entre les réservoirs. Le système mesure la quantité de carburant dans le réservoir avant de droite, puis double cette valeur pour l'afficher sur la jauge de carburant. Par conséquent, au moment de l'écrasement, il devait y avoir environ 250 livres de carburant dans le réservoir de droite, et le réservoir de gauche devait être presque vide. Le voyant de la pompe d'appoint devait indiquer que la pompe d'appoint de droite ne fonctionnait pas ou qu'il n'y avait plus de carburant utilisable dans le réservoir de carburant de droite. Étant donné que le moteur s'est arrêté en vol, qu'aucune anomalie mécanique n'a été observée sur le moteur, qu'il y avait du carburant utilisable dans le réservoir de droite et qu'il se peut que le voyant de la pompe d'appoint était allumé, il est permis de conclure que la pompe ne fonctionnait probablement pas (elle était en panne).

2.2 *Circuit d'alimentation en carburant*

On a découvert que la durée de fonctionnement moyenne des pompes d'appoint de carburant sur le Bell 214B, avant que des réparations ou une révision soient nécessaires, est de beaucoup inférieure à la valeur établie par le fabricant de la pompe. Selon l'assiette de l'hélicoptère, la défaillance d'une pompe d'appoint dans un

réservoir souple pourrait faire en sorte qu'une quantité importante de carburant demeure dans ce réservoir, tandis que le carburant du réservoir dont la pompe d'appoint fonctionne serait consommé jusqu'à épuisement. Ceci se produit parce que la conduite d'intercommunication entre les réservoirs de carburant avant est incapable d'acheminer du carburant du réservoir dont la pompe d'appoint ne fonctionne pas au réservoir dont la pompe fonctionne, aussi rapidement que le moteur peut consommer du carburant, à partir du réservoir dont la pompe d'appoint fonctionne. L'épuisement d'un réservoir dont la pompe d'appoint fonctionne provoque une extinction moteur.

2.3 Système de jaugeage de carburant

Le système de jaugeage de carburant ne mesure pas directement la quantité de carburant dans le réservoir avant de gauche. Par conséquent, si le niveau de carburant n'est pas égal dans les deux réservoirs avant, la jauge n'affiche pas la quantité réelle de carburant qui reste. Pour la même raison, le circuit d'avertissement de niveau bas de carburant, qui ne mesure pas directement le carburant dans le réservoir avant de droite, peut donner une fausse indication. L'une ou l'autre de ces indications peut amener le pilote à croire qu'il dispose d'une quantité de carburant supérieure à la quantité réelle et peut l'amener à poursuivre le vol jusqu'à épuisement du carburant.

2.4 Procédures d'urgence

Les pilotes ne sont peut-être pas conscients de l'importance qu'il faut accorder à une défaillance de pompe d'appoint. Le manuel de vol du Bell 214B ne mentionne pas la défaillance d'une pompe d'appoint sous la rubrique « Procédures d'urgence » (section 3); cette défaillance figure sous la rubrique « Procédures en cas de défaillance » (section 4). Des trois catégories possibles de gravité (atterrir immédiatement, atterrir dès que possible et atterrir à la première occasion), la défaillance d'une pompe d'appoint est classée dans la catégorie la moins grave (atterrir à la première occasion). Comme le manuel de vol ne mentionne pas qu'une défaillance de pompe d'appoint peut donner lieu à une fausse indication de la quantité de carburant, il est possible que le pilote de l'hélicoptère accidenté n'ait pas jugé que la défaillance de la pompe d'appoint était une situation critique.

Vu que le plafond était bas, l'hélicoptère ne pouvait voler à haute altitude et il n'était peut-être pas assez haut pour qu'une manoeuvre d'autorotation puisse réussir.

Du fait qu'aucune défektivité mécanique n'a été découverte qui aurait contribué à l'échec de la manoeuvre d'autorotation et que les procédures en cas de perte de puissance sur le Bell 214B nécessitent que le pilote prennent les bonnes mesures et au bon moment, il est possible que le manque de formation récente du pilote relativement aux procédures d'urgence du Bell 214B ait contribué au fait que la manoeuvre d'autorotation a échoué.

2.5 *Gestion de la sécurité*

On finit souvent par trouver des éléments liés à la gestion ainsi que des éléments organisationnels qui permettent d'expliquer un accident. Un examen permettant de déterminer si les politiques, les procédures et les pratiques de la compagnie étaient coordonnées et si elles s'inspiraient d'une philosophie axée sur la sécurité est essentiel pour comprendre le rôle de ces éléments dans un accident. La compagnie East West Helicopters avait des politiques et des procédures en place pour assurer la conformité des activités de même que la sécurité. Toutefois, comme le montre le présent accident, des lacunes mises au jour par l'enquête du BST sur le présent accident et relevées lors de la vérification de Transports Canada effectuée après l'accident révèlent que la charge de travail du gestionnaire des opérations compromettait le contrôle des opérations et donnait lieu à des pratiques qui allaient à l'encontre des politiques en matière de sécurité. Compte tenu de leur nature, les lacunes relevées auraient pu être identifiées grâce à un système de gestion de la sécurité plus efficace au sein de la compagnie.

2.6 *Questions relatives à la survie des occupants*

Les deux occupants des places avant ne portaient pas leur baudrier. En raison de la gravité et de la composante verticale élevée des forces d'impact lors de l'accident, il est peu probable que ces occupants auraient eu la vie sauve s'ils avaient utilisé leur baudrier.

Du fait que le vol de référence verticale nécessite que le pilote bénéficie d'une liberté de mouvement de la partie supérieure de son corps, il est presque inévitable qu'il n'utilise pas son baudrier pour ce type de vol. On ne sait pas si le fait que l'équipage ne portait pas son baudrier est un acte délibéré ou s'il s'agit d'une habitude qu'il avait prise pour les vols d'hélicoptère. Selon toute vraisemblance, l'équipage qui persiste à ne pas utiliser son baudrier devient moins sensible aux avantages qu'il procure et permet à une pratique imprudente de s'implanter. Les enquêtes sur les accidents et les recherches effectuées par le BST ont montré que l'utilisation du baudrier permet de réduire, et parfois même d'éviter, les blessures attribuables aux forces d'impact moyennes.

3.0 *Conclusions*

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

1. L'hélicoptère a subi une perte de puissance en vol (extinction moteur) suite à une panne d'alimentation en carburant.
2. Le carburant utilisable dans le réservoir de gauche a été épuisé; il y avait du carburant dans le réservoir de droite, mais il n'était pas fourni à un débit utilisable parce que la pompe d'appoint de droite était en panne et que le transfert de carburant se faisait plus lentement que le moteur consommait du carburant.
3. Quand la pompe d'appoint de droite est en panne, la jauge de carburant affiche une quantité de carburant supérieure à la quantité réelle; la quantité réelle de carburant utilisable devait être difficile à déterminer en vol.

3.2 *Faits établis quant aux risques*

1. Les antécédents du modèle de pompes d'appoint de carburant électriques utilisé sur l'hélicoptère Bell 214B révèlent que ce modèle de pompe nécessite des réparations ou une révision bien avant la durée de vie en service prévue.
2. Le pilote ne possédait pas de PPC à jour et il n'avait reçu aucune formation périodique sur type, ce qui pourrait expliquer qu'il ait eu du mal à exécuter la manoeuvre d'autorotation.
3. Le manuel de vol du Bell 214B ne décrit pas de façon adéquate les conséquences d'une défaillance de pompe d'appoint et n'insiste pas sur la gravité de ce type de défaillance.

3.3 *Autres faits établis*

1. Les deux occupants en place avant ne portaient pas le baudrier de leur siège.
2. Selon les calculs, la masse et le centrage de l'hélicoptère étaient dans les limites prescrites.
3. La certification de l'hélicoptère exige que le pilote soit en place droite pour effectuer un vol avec passagers. Lors du vol ayant mené à l'accident, le pilote était en place gauche (place du copilote).

4. L'hélicoptère avait été modifié pour pouvoir être piloté à partir de la place gauche, mais un certificat de type supplémentaire n'avait pas été délivré par Transports Canada.
5. L'hélicoptère n'était pas entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées : l'information n'avait pas été consignée dans les livrets techniques dans les 30 jours, comme l'exige la réglementation.

4.0 *Mesures de sécurité*

4.1 *Mesures prises*

Le 14 juillet 1999, Transports Canada a fait une vérification de la compagnie et a constaté que le programme de formation des équipages de conduite présentait des lacunes à plusieurs égards. Transports Canada a indiqué que la compagnie avait corrigé toutes les lacunes relevées au cours de la vérification et que la compagnie avait été placée sur un cycle de vérification annuelle. Voir le paragraphe 1.17.2 du présent rapport.

4.2 *Mesures à prendre*

Les faits établis par l'enquête concernent le Bell 214B, mais certaines constatations s'appliquent également au Bell 205, quoique dans une moins grande mesure, en raison des exigences de débit carburant moindres sur le Bell 205. À l'heure actuelle, 34 hélicoptères Bell 214B sont exploités à des fins commerciales à travers le monde, dont 8 au Canada ou sous immatriculation canadienne; 200 hélicoptères Bell 205 sont exploités à des fins commerciales partout dans le monde, dont 68 au Canada ou sous immatriculation canadienne.

Les jauges de carburant de ces hélicoptères fonctionnent grâce à des sondes de jaugeage qui se trouvent dans le réservoir de carburant central et dans le réservoir avant de droite. Si le réservoir central ne contient pas de carburant, la jauge de carburant fonctionne uniquement à partir des sondes qui se trouvent dans le réservoir avant de droite; la jauge de carburant ne tient pas compte de la quantité réelle de carburant qui se trouve dans le réservoir avant de gauche. Le réservoir de carburant avant de gauche renferme un contacteur à flotteur dont le rôle est de provoquer l'allumage du voyant d'avertissement de bas niveau de carburant.

Le système de jaugeage de carburant ne mesure pas directement la quantité de carburant dans le réservoir avant de gauche. Par conséquent, si le niveau de carburant n'est pas égal dans les deux réservoirs avant, la jauge n'affiche pas la quantité réelle de carburant qui reste. Pour la même raison, le circuit d'avertissement de niveau bas de carburant, qui ne mesure pas directement le carburant dans le réservoir avant de droite, peut donner une fausse indication. L'une ou l'autre de ces indications peut amener le pilote à croire qu'il dispose d'une quantité de carburant supérieure à la quantité réelle et peut l'amener à poursuivre le vol jusqu'à épuisement du carburant.

Lorsque la pompe d'appoint de droite ne fonctionne pas, une partie du carburant du réservoir de droite n'est pas disponible parce que le transfert de carburant au moyen de la conduite d'intercommunication de réservoirs de carburant se fait plus lentement que le moteur consomme le carburant. Au même moment, la jauge affiche une quantité de carburant supérieure à la quantité réelle parce que l'indicateur ne reçoit de l'information que du réservoir de carburant de droite qui contient du carburant. À partir du moment où la pompe d'appoint de droite tombe en panne, la quantité de carburant affichée sur la jauge a tendance à décroître lentement; le système mesure la quantité de carburant qui se trouve dans le réservoir avant de droite, puis double cette valeur pour l'afficher sur la jauge. Toutefois, le carburant du réservoir avant de droite s'épuise uniquement à partir du carburant qui traverse la conduite d'intercommunication pour arriver au réservoir de gauche. Il doit donc être difficile pour le pilote de déterminer la quantité réelle de carburant

utilisable qui reste à bord. Le voyant de niveau bas de carburant, qui reçoit son signal du réservoir de carburant de gauche, s'allume quand le carburant dans le réservoir de gauche diminue en deçà d'un niveau prédéterminé. Le pilote peut facilement mal interpréter cette information. Quand la pompe d'appoint de droite tombe en panne, le moteur s'arrête dû à une panne d'alimentation en carburant presque deux fois plus vite que si les deux pompes d'appoint fonctionnaient.

Les manuels de vol des hélicoptères Bell 214B et Bell 205 n'expliquent pas ces symptômes. Des notes indiquent que la quantité de carburant inutilisable est de 103 livres en cas de défaillance de la pompe d'appoint sur le Bell 214B et qu'elle est de 59 livres sur le Bell 205 pour la même situation. Les manuels ne renferment aucun renseignement expliquant que le système de jaugeage de carburant peut donner de fausses indications.

Les défaillances de pompe d'appoint sont fréquentes sur les hélicoptères Bell 214B et Bell 205. Les pompes d'appoint n'ont pas de limite de temps avant révision et, en général, elles sont maintenues en service jusqu'à ce qu'elles tombent en panne.

Les répercussions d'une panne d'alimentation en carburant en vol sont graves. L'information facilement accessible aux pilotes de Bell 214B et de Bell 205 est insuffisante pour qu'il soit raisonnable de s'attendre à ce que les pilotes prennent les mesures qui s'imposent lorsqu'ils sont confrontés à une défaillance de pompe d'appoint ou à une perte de pression de carburant pour toute autre raison. Par conséquent, le Bureau recommande, à l'intention de Bell Helicopter Textron et du ministre des Transports, que :

Les manuels de vol des Bell 214B et des Bell 205 soient modifiés de manière à fournir des renseignements sur l'inexactitude des indications de quantité de carburant, en vue de permettre aux pilotes de prendre des décisions éclairées en cas de perte de pression de la pompe d'appoint de carburant.

A01-05

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 6 juin 2001.

Annexe A - Liste des rapports de laboratoire

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

LP 77/99 - *ELT Analysis* (Analyse de la radiobalise de repérage d'urgence);

LP 78/99 - *Fuel & Oil Sample Analysis* (Analyse d'un échantillon d'huile et d'un échantillon de carburant);

LP 92/99 - *Instrument Examination* (Examen des instruments);

LP 14/00 - *Fuel Transfer Calculation* (Calculs du transfert de carburant);

LP 130/00 - *Fuel Quantity Gauge Examination* (Examen de la jauge de carburant).

On peut obtenir ces rapports en s'adressant au Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Annexe B - Sigles et abréviations

agl	au-dessus du sol
asl	au-dessus du niveau de la mer
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
h	heure(s)
HAP	heure avancée du Pacifique
lb	livre(s)
nm	mille(s) marin(s)
OMA	organisme de maintenance agréé
PPC	vérification de compétence pilote
TEA	technicien d'entretien d'aéronef
UTC	temps universel coordonné
VHF	très haute fréquence