

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ÉVÉNEMENT AÉRONAUTIQUE

PERTE DE MAÎTRISE

HELICO AIR SERVICES LTD.
BELL 206B (HÉLICOPTÈRE) C-GQKV
TRENTON (NOUVELLE-ÉCOSSE)
31 MARS 1998

RAPPORT NUMÉRO A98A0042

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

Rapport d'enquête sur événement aéronautique

Perte de maîtrise

Helico Air Services Ltd.
Bell 206B (hélicoptère) C-GQKV
Trenton (Nouvelle-Écosse)
31 mars 1998

Rapport numéro A98A0042

Sommaire

L'hélicoptère Bell 206B, numéro de série 8, exploité par la compagnie Helico Air Services Ltd., a décollé de la base de la compagnie à l'aéroport de Trenton ayant à son bord un pilote et un technicien d'entretien d'aéronefs (TEA) à bord. Le vol avait pour but d'identifier et de corriger une petite vibration verticale notée par le propriétaire et gestionnaire des opérations de la compagnie lors d'un vol plus tôt. Au moment de l'accident, l'appareil effectuait son troisième vol de maintenance, et le TEA avait fait des réglages après les deux vols précédents.

Un témoin a vu l'hélicoptère peu après le départ voler à basse altitude et effectuer un piqué en spirale près de l'aéroport. Une recherche aérienne a permis de localiser l'épave dans une zone boisée à l'est de l'aéroport, à environ 275 pieds d'une route. L'hélicoptère a percuté le sol dans une assiette de piqué prononcée inclinée à gauche. Les forces d'impact ont démoli la cabine. Le pilote et le TEA ont été mortellement blessés. L'hélicoptère a été détruit.

This report is also available in English

Autres renseignements de base

Un élève-pilote qui se trouvait à l'aéroport de Trenton a entendu une transmission radio inintelligible sur la fréquence unicom (communication universelle) de Trenton, ce qui l'a incité à regarder par la fenêtre du bâtiment, et il a observé l'hélicoptère en descente. L'instructeur de l'élève a également entendu la transmission. L'accident s'est produit vers 12 h, heure avancée de l'Atlantique (HAA), en conditions météorologiques de vol à vue et, selon ce qui a été rapporté, des vents légers soufflaient de l'est.

L'hélicoptère, construit aux États-Unis en 1967, avait été importé au Canada en 1977. Il était propulsé à l'origine par un turbomoteur Allison 250 C18, mais on l'avait remotorisé avec un turbomoteur Allison 250 C20 en 1980. La compagnie Helico Air Services Ltd. exploitait cet hélicoptère depuis sa fondation en 1993. L'appareil était équipé d'un système d'avertissement d'arrêt moteur comprenant un voyant et un avertisseur sonore. Il possédait également des commandes de vol doubles et un palonnier assisté hydrauliquement. Il ne possédait pas de voyant ni d'avertisseur sonore de bas régime rotor, et ce dernier équipement n'était pas obligatoire. Au moment de l'accident, l'hélicoptère totalisait 8 471,7 heures depuis sa mise en service initiale et il avait accumulé 81,5 heures depuis sa dernière inspection de maintenance régulière aux 200 heures effectuée le 19 décembre 1997. On avait installé des flotteurs fixes et de nouveaux faisceaux torsibles pour le rotor principal le 5 mars 1998. L'analyse des dossiers techniques de l'aéronef a révélé que l'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.

Le pilote a entrepris sa carrière en 1980 au sein des forces armées de Roumanie où il a piloté des hélicoptères Allouette III et Puma avant de quitter l'armée et la Roumanie en 1990. Il a passé les cinq années suivantes en Allemagne où il a occupé des emplois non reliés à l'aviation. En 1996, après son arrivée au Canada, il a effectué 17,6 heures de vol d'entraînement sur Bell 206 et a obtenu une licence canadienne de pilote professionnel d'hélicoptère en juin 1996. En 1997 il a commencé à piloter pour le compte de la compagnie Helico Air Services Ltd. qui l'a entraîné sur le Bell 206 en novembre 1997. Au moment de l'accident, le pilote était certifié pour piloter les hélicoptères Hughes 300 et Bell 206. L'examen du dossier tenu par Transports Canada sur ce pilote a révélé qu'il totalisait environ 1 034 heures de vol sur hélicoptères dont 124 sur le Bell 206. Les carnets de vol personnels du pilote indiquaient quelque 1 900 heures de vol (la plupart sur Alouette). L'enquête a aussi révélé qu'il avait piloté des hélicoptères d'épandage civils en Roumanie, mais aucune preuve n'était disponible.

Le TEA avait obtenu sa licence de maintenance en 1991 (hélicoptère) et il avait reçu l'annotation pour le Bell 206 en 1992. Il travaillait pour l'exploitant en cause depuis 1993 et il possédait une bonne réputation au niveau de l'éthique au travail et de ses capacités de technicien.

Le jour de l'accident, le TEA avait déposé le manche de pas cyclique et le levier de collectif du siège gauche en prévision du vol de maintenance, mais il avait laissé le palonnier anticouple en place. Pour déposer le manche de pas cyclique et le levier de collectif il faut dévisser un collier de retenu situé à la base du bout d'arbre de liaison. Des couvercles sont prévus pour protéger les bouts d'arbre contre toute interférence possible par des personnes ou du matériel lorsque les commandes doubles sont déposées. L'examen de l'épave a révélé que les couvercles de bout d'arbre n'étaient pas en place. L'utilisation des couvercles de protection n'est pas obligatoire, mais la prudence dans les pratiques de maintenance recommande de ne pas procéder à un vol de réglage stroboscopique des pales du rotor principal sans déposer auparavant le palonnier anticouple et sans placer les couvercles de bout d'arbre.

L'écrasement est survenu à quelque 3 500 pieds à l'est de l'extrémité de la piste utilisée pour les départ. Dans sa descente au travers des arbres, l'hélicoptère en a endommagé quelques-uns à la verticale du lieu de l'accident. Le fuselage s'est immobilisé dans une assiette de piqué d'environ 45 degrés avec une inclinaison à gauche de 50 degrés, et les débris de l'épave étaient principalement localisés près de l'épave principale ou dans un rayon de dix pieds autour de celle-ci. Le réservoir souple de carburant s'est perforé au moment de l'impact et le carburant a imbibé le sol autour du fuselage. Il n'y a pas eu d'incendie après l'écrasement. Il n'y avait aucun signe de collision aviaire ni de défaillance structurale antérieure à l'impact. La zone entourant le lieu de l'accident était entièrement boisée, à l'exception d'une coupe à blanc effectuée pour le passage de lignes de transport d'énergie électrique et d'une route située à quelque 275 pieds au sud du lieu de l'accident.

L'hélicoptère s'est immobilisé après que la fourche d'un arbre eut pénétré au travers de la partie avant du poste de pilotage, ce qui a compromis la protection dans l'enceinte occupée par le pilote et le TEA. Ce dernier ne portait que la ceinture de sécurité, alors que son siège était également équipé d'une ceinture-baudrier. Le pilote portait à la fois la ceinture de sécurité et la ceinture-baudrier; toutefois, il aurait été impossible de survivre aux forces d'impact. L'autopsie du corps du pilote a révélé que ce dernier a subi de multiples blessures mortelles. Le pilote a également subi une fracture ouverte à la partie inférieure de sa jambe droite. Les résultats des tests toxicologiques ont été négatifs pour les deux occupants de l'appareil.

Le mât de l'hélicoptère s'est rompu pendant l'écrasement. La fracture était située sous les cannelures d'entraînement du tourillon juste sous les rainures de support des demi-bagues coniques. Les cannelures d'entraînement du tourillon étaient déplacées en torsion d'une demi-cannelure à partir des rainures de support des demi-bagues coniques dans le sens des aiguilles d'une montre en regardant du dessus. Ce déplacement des cannelures correspond à la résistance aux charges de la boîte de transmission qui entraîne le rotor principal qui s'est produite lors des collisions avec les arbres. Les forces d'impact ont engendré de nombreuses fractures dues à une surcharge des biellettes va-et-vient de commande de vol à divers endroits de la structure du fuselage. Les pales du rotor montraient des dommages d'impact à faible régime. Les pièces suivantes ont été déposées de l'épave pour les examiner plus à fond : le turbomoteur, la boîte de transmission et le mât, les dispositifs de servocommande hydraulique de commandes de vol, ainsi que divers instruments du poste de pilotage.

La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) ne s'est pas mise en marche au moment de l'impact. On l'a retrouvée enfouie dans le sol avec son sélecteur en position d'arrêt (OFF). Rien ne permet de croire que la radiobalise aurait été réglée en position armée avant le vol. La liste de vérifications du Bell JetRanger trouvée à bord de l'hélicoptère mentionnait à la rubrique des vérifications intérieures que l'ELT devait être armée et bien fixée avant le vol. Le laboratoire régional du BST a constaté que l'ELT en cause était en bon état de marche.

Un document de travail trouvé à bord de l'hélicoptère indiquait que le TEA avait effectué de légers réglages aux biellettes de commande de pas des pales du rotor principal à la suite des deux vols de maintenance précédents. La procédure de réglage était routinière et le TEA possédait la compétence et les qualifications nécessaires pour effectuer le travail. Les réglages des biellettes de commande de pas ne sont pas un facteur contributif à l'accident, et le matériel de stroboscopie monté à l'extérieur de la cabine était solidement fixé. On a calculé que la masse et le centrage de l'hélicoptère s'inscrivaient à l'intérieure des limites permises.

Le turbomoteur de l'hélicoptère était équipé d'un régulateur de carburant CECO (Chandler Evans MC-40). La firme Standard Aero de Winnipeg a procédé à un examen détaillé du turbomoteur en présence de représentants

du BST, du motoriste, du constructeur de l'hélicoptère et de la firme Rilpa Enterprises Ltd. (un fournisseur de pièces d'hélicoptère de l'exploitant). L'examen a révélé que le turbomoteur fonctionnait au moment de l'impact. On a retrouvé des particules métalliques collées aux aubes de guidage des troisième et quatrième étages de turbine. Les particules de métal se sont détachées de la surface interne du carter de la volute du compresseur centrifuge lorsque le rotor du compresseur a touché la surface pendant l'impact. Les particules ont ensuite pénétré dans la chambre à combustion et elles ont fondu avant de se déposer en aval sur les aubes de distributeur. On a également vérifié le fonctionnement des accessoires moteur (vanne de décharge compresseur, pompe carburant entraînée par moteur, régulateur de carburant et régulateur de turbine de travail) et on n'a découvert aucune anomalie susceptible d'avoir compromis le fonctionnement du turbomoteur.

Une roue libre est montée sur le boîtier d'entraînement des accessoires du moteur et l'arbre d'entraînement de son tambour s'emboîte directement sur la prise de force du turbomoteur. Un embrayage à roue libre monté dans la boîte de transmission transfère la puissance du turbomoteur à l'arbre de transmission du rotor principal et aux pales du rotor. On a déposé la roue libre du boîtier d'entraînement des accessoires du moteur et l'inspection a révélé que l'arbre d'entraînement du tambour était fracturée. L'examen du mâât et de la surface de fracture des cannelures de l'arbre d'entraînement du tambour de la roue libre a révélé que le mode de rupture était la surcharge en torsion.

L'examen des instruments a révélé que le voyant d'avertissement d'arrêt moteur n'était pas allumé au moment de l'impact, le tachymètre double a révélé que le régime du rotor principal (Nr) était à 67 % et que le régime de la turbine de travail (N2) était à 73 %, la vitesse indiquée était de 27 mi/h, et l'indicateur d'assiette indiquait un roulis à gauche de 30 degrés.

On a vérifié au banc d'essai le fonctionnement des quatre vérins de servocommande hydrauliques conformément aux procédures recommandées par la firme Hydraulic Research Textron. Les deux servocommandes de pas cyclique fonctionnaient normalement, mais la servocommande de collectif était hors service. Un examen plus poussé a révélé que la servocommande de collectif avait été endommagée par les forces d'impact.

Lorsqu'un hélicoptère est équipé de flotteurs fixes, plutôt que d'un train à patins, ses caractéristiques de vol diffèrent quelque peu. Les flotteurs fixes augmentent la traînée en vol en raison de leur plus grande surface. Des conversations avec d'autres pilotes de Bell 206 ont révélé que toute manoeuvre en translation qui augmente la surface transversale des flotteurs présentée au vent relatif risque de provoquer des déviations involontaires et une perte de maîtrise de l'appareil.

Une lettre du ministère des Transports, écrite en 1967, mentionne un incident rapporté par un pilote d'hélicoptère de Bell 206 dans lequel un passager avait accidentellement appuyé à fond sur la pédale gauche du palonnier (pédale anticouple) pendant le vol. L'hélicoptère se trouvait alors à 1 200 pieds-sol et il se déplaçait à une vitesse de 120 mi/h. L'appareil avait décrit un rapide mouvement de lacet à gauche et s'était légèrement cabré, tout en s'inclinant vers la droite de quelque 90 à 100 degrés. Le pilote était parvenu à redresser l'hélicoptère après avoir perdu quelque 300 pieds d'altitude.

Un autre accident de Bell 206 survenu en 1967 avait entraîné la mort des deux membres de l'équipage. Le pilote avait signalé que la pédale anticouple droite avait tendance à glisser en vol. Un TEA est monté à bord et le pilote a commencé à démontrer l'anomalie. Selon le rapport d'accident, le pilote aurait perdu la maîtrise de l'hélicoptère en tentant de démontrer le glissement de la pédale. Les essais en vol effectués dans le cadre de l'enquête ont confirmé qu'à certaines vitesses, une sollicitation importante de la pédale anticouple pouvait provoquer une perte de maîtrise.

On a également analysé des rapports verbaux qui mentionnaient que des accidents avaient été causés par une baisse de régime rotor lorsque le pilote n'utilisait pas la position pleins gaz au décollage. Toutefois, l'analyse de la base de données sur les faits aéronautiques concernant l'hélicoptère Bell 206 n'a pas corroboré ces rapports verbaux.

Le turbomoteur Allison 250 C20 est un moteur à turbine libre, ce qui signifie qu'il n'y a pas de lien mécanique entre le générateur de gaz et les turbines de travail. La turbine du générateur de gaz entraîne le compresseur tandis que la turbine de travail entraîne le système rotor par l'intermédiaire d'un réducteur. Les gaz chauds expulsés par la turbine du générateur de gaz sont dirigés vers la turbine de travail, ce qui assure un accouplement gazeux entre les deux turbines. En pratique, la turbine de travail et le système rotor doivent toujours fonctionner à plein régime. Pour ce faire, on module le régime de la turbine du générateur de gaz (par la régulation du carburant) pour compenser les variations dans la demande de puissance. Par exemple, le moteur a besoin d'un surplus de puissance lorsque le pilote augmente le pas collectif. Si le régime de la turbine du générateur de gaz n'augmentait pas pour compenser l'augmentation de charge imposée à la turbine de travail, le régime du rotor chuterait.

Analyse

Un témoin a vu l'hélicoptère se déplacer en vol de translation à basse altitude avant d'effectuer un piqué en spirale et de s'écraser au sol hors de sa vue. Ce profil de descente et les marques sur les arbres limitées à une zone étroite sur le lieu de l'accident laissent croire à un vol non contrôlé. Il y avait une route à quelque 275 pieds du lieu de l'impact. S'il avait voulu effectuer un atterrissage d'urgence ou de précaution, le pilote aurait tenté de se poser sur la route plutôt que dans les arbres. Comme rien ne permet de croire à une défaillance mécanique qui pourrait expliquer la transition entre le vol stabilisé en palier et la descente en piqué rapide, l'analyse portera principalement sur des circonstances fortuites qui auraient pu être un facteur dans cet accident.

Normalement, lorsque le pilote augmente le pas collectif au décollage, il surveille en même temps le régime de la turbine de travail et il utilise le bouton de compensation pas-à-pas monté sur le levier du collectif pour maintenir la puissance à 100 %. Si la poignée des gaz était complètement ouverte au décollage, il a pu se produire une légère baisse de régime rotor pendant la montée au décollage; toutefois, le régulateur de carburant aurait détecté cette baisse de régime et aurait augmenté le dosage du carburant afin de rétablir le plein régime. Il aurait fallu que la poignée des gaz soit réglée bien en deçà de la position de plein régime pour que le régime rotor chute à une valeur suffisamment faible pour faire perdre la maîtrise de l'hélicoptère. Une telle condition ne devrait normalement se produire qu'aux dernières étapes de la procédure de réglage stroboscopique des pales, lorsque le pilote doit simuler une autorotation pour confirmer que le régime rotor demeure bien à l'intérieur de la plage prévue. En outre, une telle vérification en autorotation n'est normalement effectuée qu'à la fin du programme de test, à une altitude de sécurité et au-dessus d'un aéroport plutôt qu'au moment et à l'endroit où est survenu l'accident.

Les dommages observés sur les pales du rotor sur le lieu de l'accident correspondaient à un impact à faible régime, et les instruments de la turbine de travail et du rotor indiquaient tous deux des lectures de bas régime. On n'a découvert aucune anomalie mécanique susceptible d'avoir causé une baisse de régime rotor en vol. Il est donc possible que le pilote ait choisi d'augmenter le pas collectif pour tenter de réduire la vitesse de descente juste avant l'impact au sol ou qu'il ait décidé de réduire les gaz juste avant de heurter les arbres.

Même si on avait déposé les commandes de cyclique et de collectif du côté gauche en prévision du vol de maintenance, on avait omis d'installer les couvercles de protection sur les bouts d'arbre de liaison. En outre, le palonnier gauche était demeuré en place. Au cours d'un réglage stroboscopique des pales pendant un vol de maintenance, le TEA place généralement le matériel d'essai sur ses genoux ou sur le plancher entre ses pieds lorsqu'il prend des notes. Le matériel d'essai comprend des câbles pour l'alimentation électrique et le fonctionnement de l'appareil. Il est possible que le matériel ou un câble soit tombé ou qu'un câble se soit emmêlé dans les bouts d'arbre de commande de vol ou dans le palonnier, ce qui aurait restreint la capacité du pilote à agir sur ces commandes. Toutefois, on considère comme peu probable la possibilité qu'un tel contact ait pu entraîner une perte de maîtrise de l'hélicoptère. Le pilote laisse généralement ses pieds reposer sur les pédales du palonnier et ses mains devaient tenir le manche de pas cyclique et le levier de pas collectif. Toute force exercée de cette manière sur les bouts d'arbre de commande de vol ou sur les pédales aurait été ressentie par le pilote qui l'aurait facilement contrée.

Une autre explication possible tient au fait que le TEA aurait pu être distrait par un événement imprévu, comme par exemple si le matériel stroboscopique ou son bloc-notes était tombé de ses genoux pendant le vol, et qu'en tentant de rattraper l'article en cause il ait par inadvertance, en étendu la jambe, appuyé avec suffisamment de force sur l'une des pédales de palonnier et provoqué un important mouvement de lacet. L'information recueillie à partir des accidents antérieurs indique que l'hélicoptère aurait eu tendance à faire un mouvement de roulis si l'on avait appuyé brusquement sur l'une des pédales du palonnier. La vitesse angulaire de roulis aurait été plus élevée du fait des flotteurs fixes et d'une vitesse élevée de translation. Une perte de maîtrise à basse altitude aurait laissé très peu de temps au pilote pour arrêter la descente.

La fracture que le pilote a subie à la jambe droite permet de croire que ce dernier exerçait une force considérable sur la pédale anticouple droite au moment de l'accident. Une forte pression sur la pédale droite peut être une tentative de redressement de la direction de l'appareil.

Conclusions

1. Le pilote et le TEA possédaient les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur.
2. La masse et le centrage de l'hélicoptère s'inscrivaient dans les limites permises.
3. Les dossiers de maintenance de l'hélicoptère indiquent qu'il était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.
4. Rien ne permet de croire qu'il y a eu une anomalie mécanique ou une défaillance structurale avant l'impact.
5. On a retrouvé l'ELT enfouie dans le sol, et elle ne s'était pas mise en marche. Le sélecteur était sur la position OFF, et rien ne permet de croire qu'elle avait été armée avant le vol.
6. Le moteur fonctionnait au moment de l'impact et de la puissance était transmise aux rotors principal et de queue. Le régime de la turbine de travail (N2) était à 73 % et le régime du rotor principal (Nr) était à 67 % au moment de l'impact.
7. Les dommages observés sur les pales du rotor correspondaient à un impact à faible régime rotor.
8. Le profil de descente observé par le témoin et les traces relevées sur les arbres et au sol sur le lieu de l'accident correspondent à une descente non contrôlée.
9. D'autres événements font état de changements brusques d'assiette à la suite d'une pression inopportune sur une pédale de palonnier d'hélicoptère.
10. Le manche de pas cyclique et le levier de pas collectif du côté gauche avaient été déposés avant le vol de maintenance, mais les couvercles de protection des bouts d'arbre de liaison n'avaient pas été montés et les pédales de palonnier de gauche étaient encore en place.
11. Le TEA place normalement le matériel d'essai sur ses genoux ou sur le plancher entre ses pieds à proximité des pédales. Le matériel comprend également assez de câbles pour qu'un contact accidentel avec les pédales ou les bouts d'arbre soit possible.
12. Le pilote a subi une fracture ouverte à la jambe droite, ce qui laisse croire qu'il exerçait une forte pression sur la pédale droite au moment de l'impact.
13. Une forte pression sur la pédale droite laisse croire que le pilote tentait de reprendre la maîtrise en direction de l'hélicoptère au moment de l'impact.

Causes et facteurs contributifs

Un témoin a vu l'hélicoptère effectuer une descente non contrôlée à partir d'une faible altitude avant qu'il ne s'écrase au sol. Il a été impossible de déterminer la cause de la descente non contrôlée, mais en l'absence de tout indice d'anomalie mécanique ou de défaillance structurale avant l'impact, on considère que la perte de maîtrise a probablement été causée par une sollicitation accidentelle d'une commande de vol.

Mesures de sécurité

La compagnie Helico Air Service Limited a mis en oeuvre une politique pour s'assurer que toutes les commandes doubles sont déposées et tous les couvercles de protection sont mis en place avant tout vol avec un seul pilote à bord.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. La publication de ce rapport a été autorisée le 4 mars 1999 par le Bureau, qui est composé du président, Benoît Bouchard, et des membres Maurice Harquail, Charles Simpson et W.A. Tadros.