

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ACCIDENT AÉRONAUTIQUE
A00W0105

COLLISION AVEC UNE CLÔTURE

BELL 206B (hélicoptère) C-GIFR
BAILEY HELICOPTERS LTD.
HELMUT (COLOMBIE-BRITANIQUE)
LE 1^{ER} JUIN 2000

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

Collision avec une clôture

Bell 206B (hélicoptère) C-GIFR

Bailey Helicopters Ltd.

Helmut (Colombie-Britannique)

le 1^{er} juin 2000

Rapport numéro A00W0105

Sommaire

Le pilote effectuait un vol de mise en place de 10 kilomètres entre le camp de Key Pile (Colombie-Britannique) et l'aire d'atterrissage de Helmut. Pendant l'approche, il est descendu en survolant les arbres et s'est dirigé en direction est, vers le côté ouest du seuil de la piste 31. Le pilote avait communiqué, par radio, avec un hélicoptère évoluant dans le même secteur et n'avait signalé aucune situation d'urgence. L'hélicoptère est rapidement descendu dans un virage incliné à droite et en piqué. Des bâtiments provisoires, des véhicules et des fosses-réservoirs remplies d'eau se trouvaient sur la trajectoire d'approche. La dérive inférieure de l'hélicoptère a heurté une clôture faites en tuyaux d'acier située à l'ouest du seuil de la piste 31. Le fuselage a touché la surface du seuil de piste en piqué et incliné sur la droite, ce qui a arraché l'atterrisseur à patin et les traverses tubulaires. L'hélicoptère a ensuite fait un tête-à-queue dans le sens des aiguilles d'une montre avant de s'immobiliser sur un cap orienté au 213 degrés magnétique. Un incendie a éclaté et a consumé l'hélicoptère. Le pilote n'a pas réussi à évacuer l'appareil et a péri dans l'incendie. L'accident est survenu à environ 7 h 55, heure avancée du Pacifique, après le lever du soleil.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Au moment de l'accident, le ciel était clair, les vents étaient légers et variables et il faisait 10 degrés Celsius.

L'aire d'atterrissage de Helmut est située à 2 025 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl)¹. Le seuil de piste est une surface de terre compactée qui se trouve à environ deux pieds en contrehaut du terrain environnant. La clôture faite de tuyaux d'acier se trouvait dans la zone inférieure; le haut de la clôture était située à 17 pouces en contrehaut du seuil. Des calculs ont révélé que l'hélicoptère, qui était muni d'un train surélevé, avait une assiette arrondie (en cabré) lors du contact initial entre la dérive inférieure et la clôture, ce qui aurait provoqué un arrêt brusque en vol vers l'avant et un important moment de tangage en piqué. L'aire d'atterrissage pour les hélicoptères de l'exploitant est située à environ 600 pieds à l'est du seuil de la piste 31.

Le pilote était titulaire d'une licence de pilote professionnel d'hélicoptère canadienne en état de validité annotée pour le Bell 206. Il était arrivé d'Australie depuis peu et il effectuait des vols commerciaux au Canada avec un permis de Citoyenneté et Immigration Canada. Il possédait une licence de pilote professionnel d'hélicoptère australienne et avait déjà piloté des hélicoptères Bell 206, des Bell/Kawasaki 47, des Robinson R-22 et des MD 269. Le pilote totalisait environ 1 000 heures de vol, dont 63 sur Bell 206. Il avait suivi avec succès le programme de formation de la compagnie et avait subi avec succès une vérification de compétence pilote (PPC) de Transports Canada. Au moment de l'accident, il ne portait pas de casque. Selon l'autopsie et les résultats des analyses toxicologiques, rien n'indique que des facteurs physiologiques aient perturbé les capacités du pilote. Le pathologiste a indiqué que le pilote a subi des blessures internes dues à une décélération qui sont typiques d'une projection vers l'avant dans le poste de pilotage à l'impact.

Les livrets de l'aéronef et les dossiers de maintenance indiquent que le Bell 206B, numéro de série 681, était certifié, équipé et entretenu conformément aux règlements en vigueur et aux procédures approuvées. Selon l'information recueillie, il y avait 50 gallons américains de carburant à bord de l'hélicoptère au départ du camp de Key Pile. L'hélicoptère ne présentait aucune anomalie connue avant le vol. La masse et le centrage de l'hélicoptère étaient dans les limites prescrites. La cellule totalisait quelque 9 903 heures de vol depuis sa construction. L'appareil avait subi sa dernière inspection (une inspection des 100 heures) le 29 mai 2000; lors des derniers travaux de maintenance consignés en date du 31 mai 2000, on avait remplacé un robinet de purge du moteur qui avait atteint sa limite de fonctionnement. L'hélicoptère n'était pas muni d'un dispositif de redémarrage automatique du moteur. L'hélicoptère était équipé d'un réchauffage cabine Camair qui fonctionne grâce à un carénage échangeur thermique situé au-dessus de la partie chaude du moteur et d'un ventilateur de recirculation, qui se trouve dans la cabine.

L'incendie a été alimenté par le carburant, et presque tout l'appareil a brûlé sauf la partie arrière de la poutre de queue. L'enquête n'a pas permis de déterminer la source de l'incendie. Les commandes de vol, les circuits carburant, hydraulique et électrique, les instruments, les appareils d'avionique et le tableau des voyants ont été en grande partie détruits. Le moteur (Rolls-Royce/Allison 250-C20) et la boîte de transmission ont été endommagés par le feu, mais ils sont demeurés relativement intacts. Un examen après démontage a révélé que le moteur et la boîte de transmission fonctionnaient normalement.

Le régulateur de carburant (Honeywell/Bendix DP-N2, référence 2524644-29) du moteur a été endommagé par le feu; un examen a révélé que la tête de l'une des vis servant à maintenir un couvercle de levier

¹ Les unités correspondent à celles des manuels officiels, des documents, des rapports et instructions utilisés ou reçus par l'équipage.

proportionnel en place (section carburant) s'était détachée et avait été retenue par une tresse de fil-frein. Le joint torique utilisé pour rendre le carter étanche était incomplet : une partie du joint torique se trouvant près de la vis endommagée avait brûlé. Le Laboratoire technique du BST a établi que la tête de la vis (Honeywell, référence 78315) s'est rompue parce qu'elle présentait des fissures causées par une fragilisation par hydrogène. Il est fort probable que la présence d'hydrogène ait été provoquée par le cadmiage et que l'hydrogène ait été retenu ou n'ait pas été enlevé au cours du traitement par cuisson subséquent. Quelques parties par million d'hydrogène dissous dans de l'acier peuvent causer la formation de fissures capillaires ainsi qu'une perte de malléabilité du métal. Même si la quantité d'hydrogène en solution est trop faible pour réduire la malléabilité du métal, la fragilisation par hydrogène demeure possible.

Le Laboratoire technique du BST a déterminé que la vis endommagée ne respectait pas les spécifications de résistance figurant sur le dessin de la pièce. La résistance à la traction de cette vis était de beaucoup supérieure à la résistance maximale stipulée dans les spécifications. Quatre autres vis du même type ont été récupérées du régulateur de carburant, et l'examen a révélé qu'elles ne respectaient pas les spécifications de résistance. La vis endommagée et les autres vis du régulateur de carburant n'étaient pas des vis approuvées. Le fabricant du régulateur a indiqué que les pièces en question faisaient partie d'un gros achat en bloc, effectué en 1995, d'un fournisseur de pièces, et qu'elles avaient été installées en 1996, lors de la révision du régulateur en question, à l'atelier de révision de la côte est de la compagnie. L'examen d'autres vis faisant partie de cet envoi a révélé que toutes les vis du lot ne respectaient pas les exigences relatives au traitement thermique. L'examen a également révélé qu'un X avait été fait sur la tête des vis et qu'on avait indiqué le diamètre primitif et celui de la tige sous la tête des vis. Le fabricant remplace habituellement toutes les vis lors de la révision.

Le fabricant du régulateur de carburant a effectué un essai au banc sur un régulateur témoin. En enlevant la tête de la vis, on a observé que du carburant commençait à fuir lorsque le débit carburant atteignait quelque 177 livres par heure (lb/h). Dès le début des fuites, le débit carburant est descendu à environ 111 lb/h. Le constructeur du moteur a indiqué qu'à un débit carburant de 111 lb/h, la puissance sur arbre du moteur s'établissait à 101 HP. La puissance normale sur arbre du moteur à un débit carburant de 177 lb/h est de 250 HP.

Le régulateur de carburant est monté sur un bossage d'entraînement situé à droite de la boîte d'engrenage du moteur, et le couvercle du levier proportionnel est orienté vers le bas. Le démarreur/alternateur est monté directement sous le régulateur de carburant. Un ventilateur de refroidissement, situé à l'arrière du démarreur/alternateur, fait circuler l'air dans l'appareil et l'évacue près du flasque de montage avant. Une fuite de carburant dans ce secteur pourrait provoquer un incendie.

Habituellement, lorsqu'un hélicoptère heurte le sol en piqué et que les pales du rotor principal touchent le sol, on relève des signes évidents de rotation. Quelques phénomènes attribuables à une faible énergie de rotation ont été observés sur l'épave et sur les lieux de l'accident, ce qui indique qu'au moment de l'écrasement, le rotor principal tournait à bas régime. Parmi ces signes, on note la faible distance parcourue par le fuselage après l'impact, les dommages peu importants relevés sur les pales du rotor principal, l'absence de déformation et de distorsion du mât et des butées, l'absence de dommages sur les supports des pylônes de la boîte de transmission, l'absence de déplacement du coupleur entre le moteur et la boîte de transmission et le contact minime entre la butée du pylône et la broche de positionnement.

Personne n'a été témoin du contact avec le sol. Cependant, quelques personnes qui habitent dans les environs de la piste de Helmut ont vu l'hélicoptère descendre et ont entendu l'hélicoptère s'écraser. Selon l'information recueillie, le bruit d'un moteur à turbine en accélération a été entendu immédiatement avant l'impact. Personne n'a vu de flamme ni de fumée s'échapper de l'hélicoptère avant l'impact.

Analyse

Une vis du couvercle du levier proportionnel du régulateur de carburant s'est rompue pendant le fonctionnement normal du moteur, et du carburant aurait été brusquement vaporisé dans le compartiment moteur, produisant une forte odeur de carburant dans le poste de pilotage. L'odeur se serait propagée par les conduites du réchauffeur de la cabine. Bien qu'il soit possible que la fuite de carburant n'ait pas en soi provoquer une extinction moteur, la fuite aurait réduit la puissance du moteur au point que l'appareil n'aurait pu continuer à voler. Vu l'odeur de carburant et la réduction de puissance, il est possible que le pilote ait immédiatement fait un atterrissage en autorotation. Vu que l'hélicoptère volait au-dessus d'une zone parsemée de véhicules, de remorques et de fosses-réservoirs, le pilote aurait tenté de planer en autorotation jusqu'à une zone dégagée. En étirant ainsi le vol plané, le régime du rotor principal serait devenu nul, puisque l'hélicoptère volait à basse altitude et à une vitesse relativement faible. Cette hypothèse est étayée par les signes évidents de faible énergie de rotation relevée sur les lieux de l'accident. L'enquête n'a pas permis de déterminer la cause de l'accélération du moteur juste avant l'impact ayant été signalée par les témoins auditifs.

Le pilote a subi des blessures causées par une décélération, blessures qu'il a probablement subies quand il a été projeté vers l'avant dans son siège quand l'appareil a heurté la clôture lors de l'atterrissage en autorotation. Il a été établi que le port du casque protège contre les blessures attribuables aux phénomènes de décélération. Ces blessures peuvent immobiliser l'occupant de l'appareil pendant quelque temps; les chances de survie de l'occupant sont alors plus minces car il peut être exposé à d'autres dangers après l'écrasement.

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

LP 63/00 - *Main Rotor Transmission Drive Shaft* (Arbre d'entraînement de la boîte de transmission du rotor principal);

LP 72/00 - *Fuel Control Unit Screw Head Separation* (Détachement de la tête de la vis du régulateur de carburant).

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

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Une vis du régulateur de carburant du moteur s'est rompue et a provoqué une fuite de carburant qui a réduit suffisamment la puissance du moteur pour empêcher l'appareil de poursuivre le vol.
2. La vis ne respectait pas les spécifications du fabricant ni les exigences relatives au traitement thermique et s'est rompue parce qu'elle présentait des fissures causées par une fragilisation par hydrogène.
3. Le régime du rotor principal a diminué alors que le pilote tentait de faire un atterrissage en autorotation à un endroit se prêtant à l'atterrissage, et l'hélicoptère a heurté une clôture faite de tuyaux en acier.

Faits établis quant aux risques

1. La vis qui s'est rompue sur le régulateur de carburant n'était pas une vis approuvée.
2. Le pilote ne portait pas de casque.

Mesures de sécurité prises

Transports Canada a fait part de ses inquiétudes et de celles du BST au directeur du *Suspected Unapproved Parts Program* de la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis en ce qui concerne la vis qui s'est rompue sur le régulateur de carburant.

Les mesures suivantes ont été prises ou sont sur le point d'être prises par Honeywell International Inc. :

- présentation des bulletins de service GT-316 et GT-317 de Honeywell au motoriste Rolls Royce, qui est le constructeur du moteur; ces bulletins donnent des instructions pour l'inspection et le remplacement des vis non conformes des régulateurs de carburant sur les aéronefs et dans les ateliers de réparation; ceci comprend également les pièces de rechange et les stocks de vis;
- publication de la lettre d'information générale SIL-100 sur le dosage du carburant; cette lettre exige que toutes les vis non conformes soient mises au rebut;
- révision du dessin de la pièce portant la référence 78315 de Honeywell South Bend pour spécifier les matériaux acceptables et les exigences de dureté.
- demande de mise à jour du dessin AN503 avec des recommandations pour qu'on y apporte des modifications semblables à celles du dessin 78315 de Honeywell.
- présentation d'une demande de mesures correctives au distributeur de vis pour transmission obligatoire à tous les fournisseurs sous-traitants et à tous les fabricants sous-traitants.
- dépôt d'un *Suspected Unapproved Parts Notification* à la FAA.

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 8 mai 2001.