

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A02W0178



DÉFAILLANCE DE L'ACCOUPLLEMENT
DE L'ARBRE D'ENTRAÎNEMENT DU ROTOR DE QUEUE

DE L'HÉLICOPTÈRE BELL 212 C-FHDY
EXPLOITÉ PAR ALPINE HELICOPTERS LTD.
À 20 NM À L'OUEST DE PINK MOUNTAIN
(COLOMBIE-BRITANNIQUE)

LE 11 SEPTEMBRE 2002

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 ou pénales

Rapport d'enquête aéronautique

Défaillance de l'accouplement de l'arbre d'entraînement du rotor de queue

de l'hélicoptère Bell 212 C-FHDY
exploité par Alpine Helicopters Ltd.
à 20 nm à l'ouest de Pink Mountain
(Colombie-Britannique)
le 11 septembre 2002

Rapport numéro A02W0178

Sommaire

L'hélicoptère Bell 212, immatriculé C-FHDY et portant le numéro de série 30594, a volé environ 77 heures au cours des 26 derniers jours dans le cadre d'un contrat de relevés sismiques effectués dans la région de Pink Mountain, au nord-est de la Colombie-Britannique. Le jour de l'accident, le pilote décolle de Mae's Kitchen, un motel au mille 147 de la route de l'Alaska, à 6 h 24, heure avancée du Pacifique, pour se rendre à l'aire de rassemblement de Pink Mountain où il doit prendre l'équipe sismique. De cette aire de rassemblement, le pilote transporte l'équipe sismique vers les sites des forages sismiques qui se trouvent à environ huit milles à l'ouest. Neuf heures plus tard, après avoir volé environ quatre heures à effectuer des tâches diverses, le pilote effectue une série de manoeuvres d'élingage au moyen du dispositif de référence verticale, un compresseur de 2700 livres étant accroché au bout d'une élingue de 100 pieds de longueur munie d'un crochet télécommandé par le pilote. Alors que le pilote se trouve en vol stationnaire entre 50 et 100 pieds au-dessus du site de forage prévu, situé sur une crête montagneuse à environ 5600 pieds au-dessus du niveau de la mer, se produit une perte de maîtrise du rotor de queue et l'hélicoptère se met à pivoter sur la droite. Après avoir largué la charge et s'être éloigné de la crête, l'hélicoptère continue de pivoter sur lui-même alors qu'il descend dans un cirque et il s'écrase à 5200 pieds sur le flanc de la montagne aux environs de 16 h 15, heure avancée du Pacifique. Le pilote est mortellement blessé, et l'hélicoptère subit des dégâts importants. Aucun incendie ne se déclare après l'écrasement.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Les observations météorologiques indiquaient de bonnes conditions météorologiques de vol à vue, avec un plafond fragmenté élevé, une visibilité illimitée, et le vent soufflait de l'ouest aux environs de 15 noeuds. Les conditions météorologiques n'ont pas été considérées comme ayant joué un rôle dans l'accident.

Le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol conformément à la réglementation en vigueur. Il totalisait environ 11 000 heures de vol, dont 2700 sur Bell 212. Son dernier contrôle de compétences de pilote (CCP) sur B212 remontait au 2 octobre 2001. Le pilote s'était assis sur le siège de gauche, sur un coussin, et il avait bouclé sa ceinture de sécurité, mais pas son baudrier. Il a été retrouvé partiellement hors de l'appareil, pris entre le cadre de la porte et le sol, son casque sur la tête. Il est courant, pour les pilotes effectuant des manoeuvres de référence verticale de ne pas boucler leur baudrier, car une grande flexibilité de mouvement est requise pour pouvoir se pencher et voir à travers le hublot bombé de « référence verticale » durant ces manoeuvres avec élingue. L'autopsie et les examens toxicologiques n'ont pas révélé de troubles médicaux ayant pu jouer un rôle dans l'accident.

La base de données du BST renferme huit rapports portant sur des accidents où, depuis 1985, des pilotes effectuant des manoeuvres de référence verticale/d'élingage n'avaient pas bouclé leur baudrier. Des études ont démontré qu'environ 70 pour cent de toutes les blessures graves ou mortelles subies lors d'accidents d'hélicoptère se produisent au niveau de la tête, de la colonne vertébrale, du torse et de la nuque. Une analyse dynamique des accidents d'hélicoptère¹ a démontré que, parmi les personnes ayant été victimes d'un écrasement d'hélicoptère, seul 9 pour cent de celles qui portaient un baudrier ont été grièvement blessées, contre 34,3 pour cent de celles qui ne portaient qu'une ceinture ventrale.

L'organisme assurant la formation au pilotage pour l'hélicoptériste a indiqué que, en cas de perte complète de la poussée du rotor de queue, l'hélicoptère se met à pivoter sur la droite selon une impulsion qui est proportionnelle à la vitesse aérodynamique et à la puissance appliquée. Le torse du pilote a dû se retrouver projeté sur la gauche par la force centrifuge et, dans le cas qui nous intéresse, contre le hublot bombé. Après trois rotations rapides sur la droite, le pilote a dû être désorienté et il lui a probablement été difficile de garder la maîtrise de l'hélicoptère.

Les dossiers indiquent que l'hélicoptère était certifié et équipé conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées, et que sa masse et son centrage se trouvaient dans les limites prescrites avant et après que la charge a été larguée. Sa dernière inspection planifiée, qui était une inspection de phase 1, remontait au 5 septembre 2002, à 16 164,7 heures de vol cellule, environ 15 heures de vol avant l'accident.

L'examen de l'épave a révélé que le fuselage était relativement peu endommagé ou peu déformé et que les moteurs, la boîte de transmission principale, le mât et la tête du rotor principal étaient intacts. Les deux pales du rotor principal étaient brisées et tordues. Les deux manettes des gaz se trouvaient sur la position « FULL-OPEN » ou à proximité de cette dernière. Les sièges avant droit et gauche ont été tordus vers l'avant par l'impact, et la porte munie du hublot bombé s'était détachée de l'appareil. La poutre de queue était intacte, mais elle s'était détachée du fuselage

¹ J. W. Coltman, *Analysis of Rotorcraft Crash Dynamics for Development of Improved Crashworthiness Design Criteria*. DOT/FAA/CT-85/11. U.S. FAA, 1985.

principal. Tous les composants d'entraînement du rotor de queue, ainsi que les pales de ce dernier, étaient intacts, et seules les extrémités des pales avaient été endommagées au contact de la dérive. Les traces observées sur cette dernière indiquent que le rotor de queue tournait à l'envers au moment de l'impact.

L'accouplement avant du rotor de queue avec la boîte de transmission principale (accouplement flexible), et plus particulièrement la pièce d'accouplement intérieure, portant la référence 204-040-603-009 et le numéro de série A-FS412418, et la pièce d'accouplement extérieure, portant la référence 204-040-604-005 et le numéro de série A13-115799, ont été retrouvées, détachées, dans un état qui ne résulte pas des dommages causés par l'impact. Les deux pièces d'accouplement présentaient des cannelures usées, dont certaines sections s'étaient brisées, ainsi qu'un ternissement révélateur d'une surchauffe. Les cannelures étaient enrobées d'une poudre rougeâtre et aucune graisse n'était visible sur aucune des deux pièces d'accouplement. L'examen effectué au Laboratoire technique du Bureau de la sécurité des transports a confirmé que les surfaces de travail des cannelures étaient dépourvues de graisse et qu'elles présentaient une coloration importante due à l'échauffement ainsi que des traces de transfert de métal dues à une rotation ou à un chevauchement après la défaillance.

L'accouplement extérieur comportait deux indicateurs de température TEMP-PLATE bordés de rouge situés à environ 120 degrés l'un de l'autre sur la circonférence, avec une bande indicatrice de température en primaire au chromate de zinc entre les deux extrémités des TEMP-PLATE. L'installation de TEMP-PLATE, en remplacement de la bande de primaire, était recommandée par le bulletin de service d'alerte de Bell Helicopter n° 212-93-89, révision A, daté du 4 mars 1994, comme un moyen plus fiable de déceler la surchauffe des accouplements lubrifiés avec de la graisse. Les deux TEMP-PLATE bordés de rouge, portant la référence 6000-1, doivent être fixés à la circonférence extérieure de l'accouplement flexible, à 180 degrés l'un de l'autre. Les indicateurs bordés de rouges comportent un centre blanc qui vire au noir à une température de 370 °F. La bande de primaire au chromate de zinc est censée passer du vert au brun à 375 °F. Les TEMP-PLATE avaient changé de couleur, mais s'étaient en grande partie consumés et, si la bande de primaire avait également changé de couleur, ce changement n'était observable que par un examen minutieux. Des essais antérieurs ont révélé que le primaire de chromate de zinc peut devoir être chauffé jusqu'à 500 °F pour qu'un changement de couleur significatif puisse être observé, mais, là encore, ce changement de couleur peut se révéler difficile à déceler. Le primaire de chromate de zinc utilisé ici était du *Plasti-kote 1249 Green*, qui répond à la spécification TT-P-1757A, applicable aux primaires utilisés comme indicateurs de température.

Le manuel de maintenance de l'hélicoptère Bell 212 exige que l'accouplement flexible du rotor de queue soit démonté, inspecté et garni de graisse tous les 6 mois ou toutes les 600 heures de vol. Cet accouplement avait subi une inspection aux 600 heures le 8 mai 2002 à 15 873,7 heures de vol cellule, et la pièce d'accouplement intérieure avait été remplacée en raison de son usure excessive. Environ 16 heures de vol plus tard, à 15 889,6 heures de vol cellule, l'accouplement présentait une fuite de graisse due au déplacement d'un joint et il a été de nouveau garni de graisse, sur le terrain, le 13 juin 2002. Aucune inscription n'a été faite à ce sujet dans le livret technique, mais l'examen d'autres dossiers a permis d'établir le nombre d'heures de vol cellule et la date de l'intervention. Le temps total en service écoulé entre ce nouveau garnissage de graisse et l'accident est d'environ 300 heures de vol cellule.

Une inspection quotidienne de l'hélicoptère avait été effectuée par un technicien d'entretien d'aéronef (TEA) la nuit précédente. La partie de l'accouplement visible d'en haut, au moyen d'une lampe de poche, au-delà de l'arbre d'entraînement principal et d'autres structures, ne permet d'observer que la bande de chromate de zinc. Aucun changement de couleur n'avait été

remarqué. On n'a pas fait pivoter l'arbre d'entraînement afin d'inspecter les indicateurs TEMP-PLATE. Les panneaux d'inspection, qui sont fixés par huit boulons de chaque côté du compartiment, auraient pu être ouverts pour une inspection détaillée de l'accouplement, mais aucun de ces panneaux n'a été ouvert durant cette inspection quotidienne. Ni la rotation de l'arbre d'entraînement, ni l'ouverture des panneaux ne figurent expressément au programme de l'inspection quotidienne.

Le Centre d'essais techniques de la qualité (CETQ) du ministère de la Défense nationale a brûlé un échantillon de la graisse, portant la référence 204-040-755 de Bell Helicopters, pour déterminer la quantité de résidu qui aurait subsisté si la quantité spécifiée de 17 grammes de graisse avait été surchauffée et s'était consumée à l'intérieur de l'accouplement. Le volume du résidu aurait dû représenter environ 85 pour cent du volume original et son poids aurait dû être d'environ 2,04 grammes. La quantité de résidu récupérée était négligeable en fonction du volume et ne pesait que 1,82 gramme. Ce résidu renfermait une grande proportion de fragments métalliques et de limaille résultant de la désintégration des cannelures de l'accouplement. Le CETQ en a conclu que les résidus observés ne concordaient pas avec la présence de la quantité de graisse spécifiée au moment de la défaillance.

L'accouplement flexible de l'arbre d'entraînement du rotor de queue se trouve, sur la boîte de transmission principale, immédiatement en dessous de l'accouplement de l'arbre d'entraînement principal. Une fuite d'huile de l'un des deux accouplements (tous deux requérant la même graisse) projetterait de la graisse sur une bonne partie de la boîte de transmission principale et nécessiterait une inspection attentive visant à déterminer lequel des accouplements fuyait. Une fuite a été découverte dans la zone de la boîte de transmission le 31 août 2002, à 16 154 heures, et diagnostiquée comme provenant de l'accouplement de l'arbre d'entraînement principal, puisque aucune trace de graisse n'était observable sur l'accouplement de l'entraînement du rotor queue. L'arbre d'entraînement principal, de même que ses accouplements, ont été remplacés et aucune trace de graisse n'a plus été observée dans la boîte durant les 34 heures de vols suivantes qui ont précédé l'accident.

La base de données de l'hélicoptériste a permis d'établir que la durée de vie en service de l'accouplement flexible, après une défaillance due à un problème de lubrification, peut aller de 14 à 410 heures de vol cellule selon le type d'exploitation, mais des types d'exploitation plus éprouvants, tels que l'élingage de matériel sismique, peut entraîner une défaillance plus précoce. Lors d'un accident similaire antérieur (rapport A90W0148), les enquêteurs avaient établi que l'accouplement, qui n'avait pas été garni de graisse avant d'être remis en service, avait connu une défaillance après 62 heures de vol.

Analyse

L'analyse va porter sur trois points, à savoir l'absence de lubrification de l'accouplement flexible de l'arbre d'entraînement du rotor de queue, l'inspection de l'accouplement lors de la dernière inspection quotidienne et la possibilité de survivre à un tel accident.

Bien qu'aucune mention ne soit faite dans le livret technique de la date à laquelle l'accouplement flexible de l'arbre d'entraînement du rotor de queue a, pour la dernière fois, fait l'objet d'un entretien et d'un garnissage, il a cependant été établi que ceux-ci ont dû être effectués environ 300 heures de vol cellule avant la défaillance. Si l'accouplement flexible de l'arbre d'entraînement du rotor de queue a alors été mal lubrifié, il est possible que cela soit la cause de la défaillance, puisque celle-ci s'est produite dans un intervalle correspondant à celui

des autres défaillances similaires documentées. Néanmoins, une fuite de graisse, signalée au niveau de la boîte de transmission 34 heures de vol cellule avant l'accident, constitue une cause plus probable de la défaillance de l'accouplement de l'arbre d'entraînement du rotor de queue, car les conditions d'exploitation particulièrement éprouvantes de l'élingage de matériel sismique auront eu pour conséquence de faire que l'intervalle jusqu'à la défaillance soit relativement court. Le diagnostic voulant que l'accouplement de l'arbre d'entraînement principal soit à l'origine de la graisse trouvée dans le compartiment était probablement erroné, à moins que les deux accouplements aient fui simultanément.

Le fait de vérifier la bande de chromate de zinc de l'accouplement du rotor de queue dans la boîte de transmission avec une lampe de poche durant l'inspection quotidienne ne pouvait probablement pas permettre de remarquer un quelconque changement de couleur causé par l'échauffement excessif, puisque ce changement de couleur, s'il s'était produit, aurait été très subtil. Il aurait été plus révélateur d'examiner les indicateurs TEMP-PLATE, mais il aurait fallu, pour cela, faire pivoter l'arbre d'entraînement. Ouvrir l'un des panneaux, ou les deux panneaux, situés de chaque côté de la boîte aurait permis d'effectuer un examen plus méticuleux de l'accouplement et des indicateurs de température. Si les indicateurs de température avaient été installés conformément au bulletin de service d'alerte de Bell Helicopter n° 212-93-89, révision A, il n'y aurait pas eu de bande de chromate de zinc et les indicateurs TEMP-PLATE auraient dès lors constitué les seuls indicateurs déterminants.

Afin d'effectuer plus facilement les manoeuvres d'élingage, le pilote s'était assis, sur un coussin, sur le siège de gauche, et, le baudrier non bouclé, mais portant un casque, avait la tête dans le hublot bombé. La perte de poussée soudaine du rotor de queue a probablement dû projeter le pilote plus avant dans le hublot bombé, puisque l'hélicoptère développait une puissance élevée et que sa vitesse aérodynamique était nulle au moment de la défaillance. Le fait d'avoir le corps surélevé par le coussin n'a dû qu'accentuer son déportement vers la gauche. C'est probablement pour cette raison que le pilote n'a pas pu couper les gaz et que l'hélicoptère a continué de pivoter sur lui-même jusqu'à l'impact.

Il semble qu'il était possible de survivre à cet accident, la cellule n'ayant pas été détruite. Le fait de boucler le baudrier, ou un dispositif de retenue similaire, aurait pu permettre au pilote de conserver une certaine maîtrise de son appareil, de stopper la rotation de l'hélicoptère avant l'impact et de demeurer dans le poste de pilotage, évitant peut-être ainsi d'être mortellement blessé. Le nombre d'accidents, depuis 1985, dans lesquels le baudrier n'était pas bouclé semble indiquer que cette pratique est très répandue, voire endémique.

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

- LP 089/90 – *Sect I, Analysis of Tail Rotor Drive Coupling* (Section I. Analyse de l'accouplement d'entraînement du rotor de queue)
- LP 092/02 – *T/R Drive shaft Coupling* (Accouplement de l'arbre d'entraînement du rotor de queue)
- LP 101/90 – *Sect II, Overheat Indicator Stripes Analysis* (Section II. Analyse des bandes d'indication de surchauffe)

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. L'hélicoptère a connu une perte de maîtrise du rotor de queue alors qu'il se trouvait en vol stationnaire à basse altitude pour le positionnement d'une charge lourde. Le pilote n'a pas pu reprendre la maîtrise de l'hélicoptère avant l'écrasement de ce dernier.
2. L'absence de lubrification dans la boîte de transmission a entraîné une défaillance de l'accouplement flexible de l'arbre d'entraînement du rotor et, par conséquent, la perte de maîtrise du rotor de queue.
3. L'accouplement flexible de l'arbre d'entraînement du rotor de queue présentait des signes de surchauffe et d'absence de lubrification qui n'avaient pas été décelés durant l'inspection quotidienne.
4. Parce que le pilote n'avait pas bouclé son baudrier, ni aucun autre dispositif de retenue du torse, les forces résultant de la rotation rapide de l'hélicoptère l'ont empêché de couper les gaz et de reprendre la maîtrise de son hélicoptère.

Faits établis quant aux risques

1. Le changement de couleur de la bande indicatrice de surchauffe au chromate de zinc était subtil et difficilement décelable durant l'inspection quotidienne sous faible lumière.
2. L'emplacement des indicateurs de surchauffe TEMP-PLATE et la non-suppression de la bande de chromate de zinc, qui n'étaient pas conformes aux recommandations de l'hélicoptériste figurant dans le bulletin de service d'alerte de Bell Helicopter n° 212-93-89, révision A, ont fait que la vérification d'une éventuelle surchauffe de l'accouplement n'était pas fiable.
3. Le fait de ne pas boucler son baudrier expose le pilote à de plus grands risques de blessures.

Autres faits établis

1. Aucune mention n'indiquait dans le livret technique la date à laquelle l'accouplement flexible avait, pour la dernière fois, fait l'objet d'un entretien et d'un garnissage.

Mesure de sécurité prises

Immédiatement après cet accident, l'exploitant a établi une procédure selon laquelle l'inspection quotidienne de l'accouplement de l'arbre d'entraînement du rotor de queue doit inclure l'ouverture des panneaux d'inspection se trouvant de chaque côté de la boîte de transmission afin de permettre un examen méticuleux des TEMP-PLATE et de vérifier l'absence de fuite d'huile.

L'exploitant va supprimer les bandes indicatrices au chromate de zinc de tous les accouplements, lors de leur révision ou de leur entretien, d'ici le 30 mai 2003. Des indicateurs TEMP-PLATE seront installés, conformément au bulletin de service d'alerte de Bell Helicopter n° 212-93-89, révision A, d'ici le 30 mai 2003 également.

Le 20 février 2001, le BST a envoyé à Transports Canada l'avis de sécurité aérienne A010006-1 lui suggérant qu'il pourrait vouloir envisager d'étudier et d'exiger d'autres moyens de retenue du personnel pouvant être utilisés durant les manoeuvres d'élingage/de référence verticale. Transports Canada a répondu, le 2 mai 2001, à l'avis de sécurité aérienne A010006-1 en déclarant que Transports Canada a approuvé des dispositifs de retenue des pilotes sécuritaires et promulgué des dispositions réglementaires relatives à leur installation et à leur emploi et que c'est à l'industrie qu'il incombe de se conformer à ces dispositions réglementaires et, s'il y a lieu, de demander l'approbation d'une configuration qui réponde à ses besoins opérationnels.

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 21 août 2003.