

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A05P0269



DISLOCATION EN VOL

DU BOEING VERTOL BV-107 II (HÉLICOPTÈRE) C-GHFT
EXPLOITÉ PAR HELIFOR INDUSTRIES LIMITED
DANS LE BRAS DE MER SOUTH BENTINCK
(COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 3 NOVEMBRE 2005

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

Dislocation en vol

du Boeing Vertol BV-107 II (hélicoptère) C-GHFT
exploité par Helifor Industries Limited
dans le bras de mer South Bentinck
(Colombie-Britannique)
le 3 novembre 2005

Rapport numéro A05P0269

Sommaire

L'hélicoptère Boeing Vertol, modèle BV-107 II (immatriculation C-GHFT, numéro de série 402), participait à des opérations d'héliportage de billots dans le bras de mer South Bentinck, à 20 milles marins de Bella Coola (Colombie-Britannique). À 13 h 30, heure normale du Pacifique, l'hélicoptère revenait au lieu de ramassage des billots lorsqu'un des deux pilotes a communiqué par radio que l'hélicoptère vibrait. Quelques instants plus tard, l'équipage a envoyé un deuxième message radio indiquant que l'hélicoptère se comportait d'une manière anormale et qu'il retournait à la base de maintenance. Environ 10 secondes plus tard, l'hélicoptère s'est disloqué en vol et s'est écrasé au sol en plusieurs parties. Les deux membres d'équipage ont subi des blessures mortelles.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'hélicoptère accidenté avait été loué à Helifor Industries Limited par Columbia Helicopters Incorporated, de Portland (Oregon).

Les conditions météorologiques à Bella Coola, située à environ 15 milles marins (nm) au nord du lieu de l'accident, au moment de l'accident étaient les suivantes : visibilité de 15 milles terrestres, ciel couvert à 3500 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl) et vent calme.

L'épave de l'hélicoptère a été retrouvée disséminée sur une surface de trois hectares. Les parties principales (poste de pilotage et partie avant du fuselage, partie arrière du fuselage et compartiment moteurs, ainsi que le pylône arrière et la boîte de transmission) se trouvaient toutes dans un rayon de 150 verges l'une de l'autre. Il y a eu un petit incendie suivant l'écrasement dans le compartiment moteurs, mais il s'est éteint de lui-même. De nombreux petits morceaux ont été retrouvés dans deux zones de débris distinctes le long de la trajectoire de vol de l'hélicoptère. Ces petits morceaux comprenaient des parties de pales de rotor principal, de morceaux d'arbre de transmission de synchronisation, du tunnel d'arbre de transmission et du fuselage.

Après documentation du lieu de l'accident, l'épave a été transportée dans un hangar de l'aéroport international de Vancouver pour un examen détaillé. Les deux moteurs ont été transportés chez Columbia Helicopters Incorporated, à Portland (Oregon) pour un examen plus approfondi. Les deux moteurs ont été examinés autant qu'ils pouvaient l'être par les enquêteurs du BST, et aucune anomalie n'a été découverte. Rien n'indique qu'il y a eu perte de puissance avant la dislocation en vol.

La continuité de la chaîne dynamique de la boîte de transmission avant a été confirmée, et aucune anomalie n'a été découverte. Les pales rouge et verte¹ du rotor avant étaient demeurées fixées au moyeu du rotor. La pale jaune s'était séparée à l'articulation de pale à la suite de l'impact avec le sol. Rien n'indiquait qu'il y avait eu contact entre les pales ni que les pales du rotor avant avaient heurté le fuselage. Les dommages subis par les pales du rotor avant correspondaient à des dommages causés par un impact avec le sol.

L'examen de la boîte de transmission arrière a révélé un bris du carter de la boîte de transmission transfert. La continuité de la chaîne dynamique de la boîte de transmission arrière a été confirmée, et le bris du carter correspondait aux forces de l'impact avec le sol. Les trois pales du rotor arrière présentaient des signes de contact avec le fuselage de l'hélicoptère : transfert de peinture du fuselage, éraflures, marques de câbles de commande et ruptures de longerons. Le bord d'attaque des trois pales de rotor présentait d'importantes marques d'impact. Tous les fragments des pales du rotor arrière ont été retrouvés, sauf la partie extérieure de la pale rouge sur une longueur de quatre pieds. La plupart des dommages des pales du rotor arrière correspondaient à un impact avec le fuselage, les autres dommages ayant été causés par l'impact avec le sol. La reconstruction partielle du fuselage a révélé six impacts de pale allant du tunnel de l'arbre de transmission de synchronisation, situé dans le plafond du fuselage, jusqu'au plancher de l'hélicoptère (voir la figure 1 et la photo 1).

¹ Les pales de rotor sont chromocodées à des fins de suivi de maintenance.

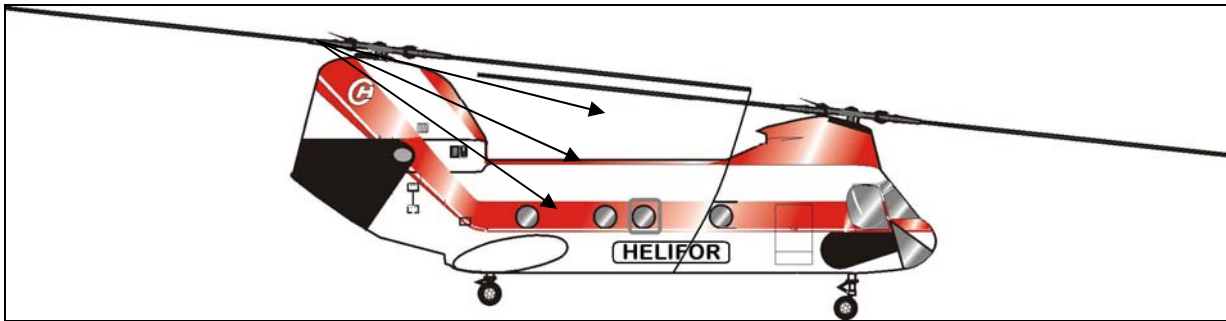


Figure 1. Zone d'impacts de pale



Photo 1. Impacts de pale sur le fuselage

On a vérifié visuellement toutes les commandes de vol, et leur continuité a été confirmée autant qu'elle pouvait l'être. À part une exception, toutes les ruptures du système des commandes de vol correspondaient à une surcharge causée par les forces d'impact. Une rupture de l'écrou du vérin à vis de l'actionneur de compensation longitudinale de pas cyclique présentait des signes de fatigue (voir photo 2). L'écrou du vérin à vis a été examiné au microscope, et le faciès de rupture présentait des caractéristiques typiques d'une défaillance progressive.

Le faciès de rupture coupait le dernier filet de l'écrou du vérin à vis qui reçoit l'adaptateur du raccord d'extrémité. La tringle, qui se visse dans l'adaptateur du raccord d'extrémité, a été retrouvée endommagée au point que le palier à rotule ne se déplaçait plus librement. Un examen plus poussé de la zone du pylône arrière et du plateau oscillant a révélé la présence de rayures sur le dessous du couvercle de protection contre les intempéries du rotor arrière. Ce dommage correspondait à un contact de l'extrémité de la tringle avec le plateau oscillant et le couvercle avant l'impact avec le sol.

Antécédents d'entretien de l'actionneur de compensation de régime

L'actionneur de compensation longitudinale du pas cyclique est couramment désigné sous l'appellation actionneur de compensation de régime. L'actionneur (réf. 541168-1-1, numéro de série 115-377) de l'hélicoptère accidenté avait été fabriqué à l'origine par AiResearch, laquelle est devenue par la suite Honeywell International Incorporated. Il avait été révisé récemment par Columbia Helicopters Incorporated et monté sur

C-GHFT le 5 mars 2005. L'actionneur présente un intervalle de révision de 2000 heures, et il avait totalisé 1409 heures depuis la dernière révision et 20 982 heures depuis sa mise en service initiale. Au cours de la dernière révision, on avait déterminé que l'actionneur dépassait le contact de rentrée. On ne sait si cette constatation avait été la cause de la dépose ou si le dépassement avait été découvert lors de l'inspection avant révision. Les pièces remplacées lors de la dernière révision comprenaient les deux contacts de fin de course de rentrée et de déploiement, l'écrou du vérin à vis et l'adaptateur d'extrémité de la tringle. Le BST a demandé les documents de contrôle de l'origine des pièces remplacées, mais Columbia Helicopters Incorporated n'a pas été en mesure de les fournir. Une fois l'actionneur de compensation de régime installé et réglé conformément au manuel de maintenance du Boeing 107, aucun autre essai ni aucune autre surveillance ne sont nécessaires.

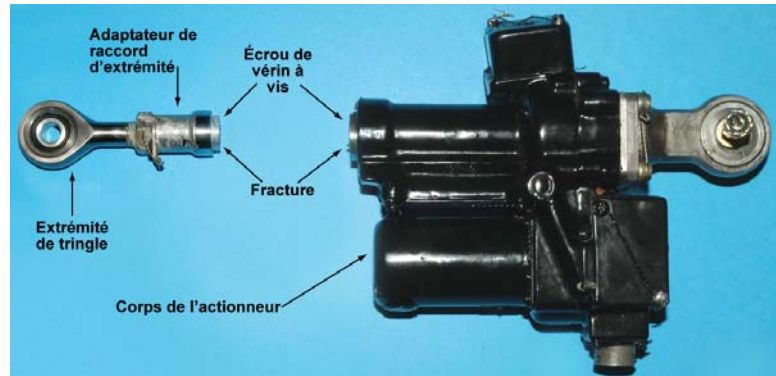


Photo 2. Actionneur de compensation de régime défectueux

Fonctionnement de l'actionneur de compensation de régime

L'actionneur de compensation de régime est un actionneur électrique monté entre les commandes supérieures arrière et le plateau oscillant pour régler de façon limitée l'inclinaison de la tête rotor arrière en tangage. Les deux principales fonctions de l'actionneur de compensation de régime consistent à réduire au minimum les efforts sur l'arbre de transmission vertical et à maintenir une assiette en palier de l'hélicoptère à haute vitesse. Les pilotes commandent l'actionneur de compensation de régime à partir du poste de pilotage en actionnant un commutateur sur le levier de pas collectif. Un indicateur de compensation de régime, situé sur le tableau de bord, indique la position de l'actionneur en fonction de la vitesse. Lorsque l'hélicoptère vole à moins de 70 nœuds, l'actionneur serait complètement rentré, et à 100 nœuds ou plus, l'actionneur serait complètement déployé. La séparation de l'actionneur de compensation de régime du plateau oscillant entraînerait la perte de la maîtrise en tangage de la tête de rotor arrière.

L'actionneur de compensation de régime comprend deux contacts de fin de course : une pour la rentrée, l'autre pour le déploiement (voir la figure 2). Ces contacts ont pour fonction de stopper le moteur électrique à la limite de rentrée ou de déploiement de l'actionneur. Les deux contacts de fin de course sont actionnés par des cannelures qui font partie intégrante de l'écrou du vérin à vis. Les contacts sont pourvus d'un bras qui s'appuie sur les cannelures. Lorsqu'il est suffisamment comprimé, le bras actionne un plongeur sur le contact et coupe le courant au moteur électrique.

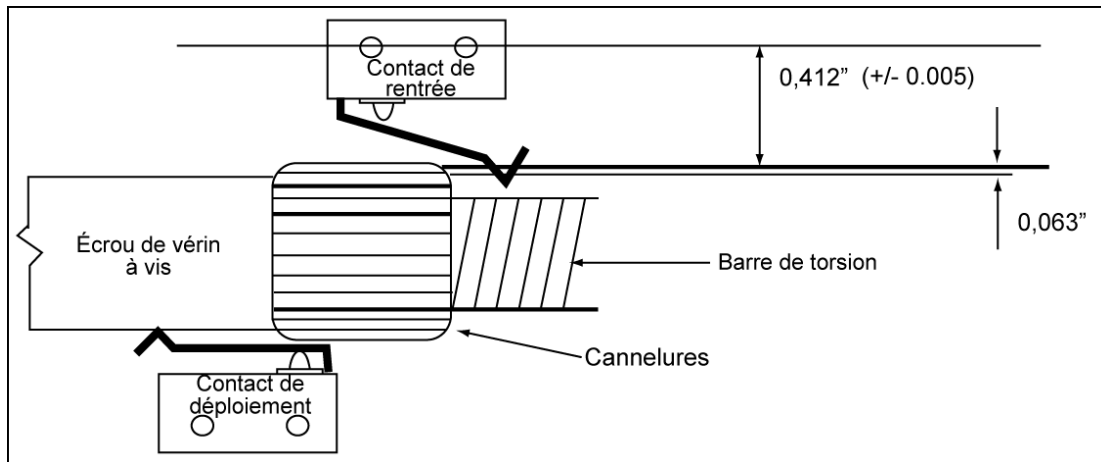


Figure 2. Analyse dimensionnelle

En vol, le pilote se sert de la compensation cyclique en fonction de la vitesse en réglant le commutateur sur la position de déploiement (CYC FWD) ou de rentrée (AFT TRIM) sur le levier de pas collectif. L'écrou du vérin à vis de l'actionneur se déplace dans le sens sélectionné jusqu'à ce que le bras du contact de fin de course monte sur les cannelures. En fonctionnement normal, le contact se fait avant que le bras n'atteigne le dessus des cannelures, et le moteur s'arrête pour mettre fin à la rentrée ou au déploiement de l'actionneur.

Examen de l'actionneur de compensation de régime

Avant le démontage (voir photo 3), l'actionneur de compensation de régime en question a été mis sous tension pour qu'on vérifie qu'il pouvait rentrer et se déployer. Ces essais ont confirmé que le déploiement se faisait à l'intérieur de la plage normale. Pour la rentrée, par contre, l'actionneur dépassait la butée normale et rentrait au-delà de la limite normale. On a testé manuellement le fonctionnement des deux contacts sur les positions ON et OFF et déterminé qu'ils fonctionnaient correctement. D'autres essais ont révélé que le bras du contact de rentrée passait complètement sur le dessus des cannelures sans enfoncer suffisamment le plongeur pour actionner les contacts internes du contact de fin de course. Aux fins des essais, on a permuté les contacts de fin de course, et l'actionneur a fonctionné normalement. L'essai de l'actionneur en question dont les contacts de fin de course avaient été permutés a révélé que la longueur et la course de celui-ci avait été correctement réglée au moment de la révision, ce qui indique que les contacts avaient été correctement réglés dans l'axe horizontal. Il n'y a aucun réglage des contacts dans l'axe vertical, soit la distance entre le contact et les cannelures.

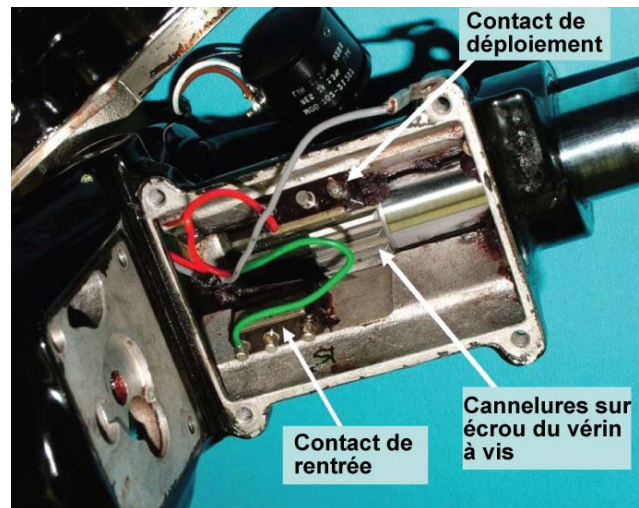


Photo 3. Intérieur de l'actionneur en question

On a aussi remarqué que le bras du contact de rentrée présentait une rainure d'usure où il touche les cannelures. Cette usure mesurait 0,003 pouce. Des contacts d'autres actionneurs ayant atteint leur intervalle de révision présentait de l'usure sur le bras, et sur un contact, le bras était complètement usé, mais il continuait à fonctionner normalement.

Le moteur électrique entraîne une série d'engrenages pour faire tourner une barre de torsion. Cette barre se trouve à l'intérieur de l'écrou du vérin à vis. La rotation de la barre de torsion fait se visser ou se dévisser l'écrou du vérin à vis. Si le contact de rentrée devenait défectueux pendant la rentrée, l'adaptateur d'extrémité de tringle finirait par faire contact avec la face de la barre de torsion et par agir comme une butée mécanique. Le moteur électrique continuerait à exercer une force sur la barre de torsion même après que la butée mécanique a arrêté la course. Les pilotes ou le personnel de maintenance n'ont eu aucune indication du moment où les contacts de fin de course sont devenus défectueux et où l'écrou du vérin à vis a fait contact avec la butée mécanique.

L'examen de la barre de torsion à l'intérieur de l'écrou du vérin à vis a révélé des dommages au logement de clavette de l'arbre de la barre de torsion. Les dommages au logement de clavette correspondent au fait que le moteur a continué à fonctionner dans le sens de la rentrée après qu'il a atteint la butée mécanique.

Une radiographie à rayons X diffusés (EDX) de l'adaptateur du raccord d'extrémité a révélé que celui-ci était cadmié, mais que la plus grande partie du cadmiage avait disparu, fort probablement à la suite de contacts avec la barre de torsion. Un examen de la barre de torsion au microscope à balayage électronique (MEB) a révélé de petites pièces isolées de matériau brillant. Ces matériaux ont subi une radiographie à rayons X diffusés, et on a découvert qu'il s'agissait de cadmium.

Examen de l'écrou du vérin à vis

L'analyse au microscope électronique à balayage de l'écrou du vérin à vis a révélé que de nombreuses criques de fatigue s'étaient amorcées sur l'alésage de l'écrou, dans le fond des cinq derniers filets (à l'intérieur du corps de l'actionneur). Les criques s'étaient propagées sur toute la circonférence du faciès de rupture, indiquant une charge de traction symétrique, indication que l'actionneur n'avait pas été mal aligné à l'installation. La crique de fatigue s'était propagée vers la surface extérieure jusqu'à ce que le matériau (les 10 derniers pour cent) se rompe en surcharge.

Le filetage interne de la vis du vérin était 3/4-20 UNEF-3B², comme l'indiquaient les dessins d'exécution. Le rayon de fond de filet de l'écrou du vérin à vis était d'à peu près 0,001 pouce. Le rayon de fond de filet de deux écrous de vérin à vis de référence était compris entre 0,001 et 0,004 pouce.

La fatigue est un procédé qui se traduit par du criquage et la défaillance, ou les deux, d'un composant soumis à des charges fluctuantes ou répétées. La défaillance due à la fatigue peut se produire à des charges ou à des efforts inférieurs à ceux qui sont nécessaires pour produire une défaillance en surcharge de composants non soumis à la fatigue. Comme les défaillances en fatigue se produisent généralement à des endroits de forte concentration d'efforts, les composants filetés sont particulièrement vulnérables à cause de l'aspect entaillé des fonds de filet. Plus le rayon à fond de filet est petit, plus grande est la concentration d'efforts.

Une revue des spécifications a permis de découvrir que la norme de filetage UNEF ne précise pas un rayon de fond de filet minimal admissible. Aux fins de comparaison, la norme de filetage UNJF³ précise un rayon de fond de filet minimal admissible de 0,0075 pouce, la norme de filetage BSW⁴ précise un rayon de fond de filet minimal admissible de 0,0069 pouce, et la norme de filetage DIN⁵ 40430 précise un rayon de fond de filet minimal admissible de 0,008 pouce. Des essais de fatigue en laboratoire ont permis de découvrir que le filetage BSW présente une concentration d'efforts de 3,85. D'autres essais ont permis de découvrir que la concentration d'efforts peut être aussi minime que 3 pour les filets UNJF et aussi élevée que 6 pour les filets dont le fond est angulaire ou plat. On considère que le filetage en question, ayant un rayon de fond de filet de 0,001 pouce, présentait probablement une concentration d'efforts de 7,8 ou plus.

Des essais de dureté de l'écrou de vérin à vis brisé ont donné une valeur moyenne de 30,26 à l'échelle Rockwell C, ce qui correspond à une résistance à la traction d'environ 138 000 lb/po². L'analyse métallurgie de l'écrou du vérin à vis a révélé que ce dernier correspondait aux spécifications du fabricant. L'actionneur en question a été placé dans une machine de traction, le contact de rentrée neutralisé pour permettre à l'actionneur de faire contact avec la butée mécanique. Une force de 1324 livres a été nécessaire pour faire caler le moteur électrique. Par

² UNEF est le sigle pour Unified National Extra Fine, une désignation de filetage de vis.

³ UNJF est le sigle pour Unified External Fine.

⁴ BSW est le sigle pour British Standard Whitworth.

⁵ DIN est le sigle pour Deutsches Institut für Normung (Institut allemand de normalisation).

conséquent, si le contact de fin de course de rentrée n'est pas actionné et que l'actionneur atteint la butée mécanique, une force de 1324 livres s'exercera sur l'écrou du vérin à vis, soit une force quatre fois supérieure à celle produite sous des charges normales en vol.

On a calculé que les efforts qui se sont exercés sur l'écrou du vérin à vis équivalaient à environ 60 000 lb/po². Généralement, pour des aciers ayant une résistance à la traction inférieure à 200 000 lb/po², la limite d'endurance se situera entre 0,35 et 0,60 de la résistance à la traction⁶. La valeur calculée de 60 000 lb/po² représente 0,43 de la résistance à la traction de 138 000 lb/po² du matériau. Par conséquent, la force uniquement attribuable à l'atteinte de la butée mécanique dépasse la limite d'endurance ou y est très voisine. On considère que si des charges en service s'y ajoutent, les charges dépasseraient la limite d'endurance. Si les efforts cycliques sont maintenus sous la limite d'endurance, un composant peut présenter une durée de vie en fatigue infinie. Dès que la limite d'endurance est dépassée, une défaillance par fatigue se produira probablement.

Examen des contacts de fin de course

Le catalogue illustré des pièces d'AiResearch de l'actionneur de compensation de régime, réf. 541168-1-1, précise que les contacts de fins de course portent la référence 529303-1 pour le contact de rentrée, et USML117 pour le contact de déploiement. La référence 529303-1 est un ensemble de deux contacts USML117 montés l'un sur l'autre et qui avait été monté sur les hélicoptères dont les pales de rotor principal se replient. Le repliage des pales était une exigence pour certains hélicoptères militaires utilisés à bord de porte-avions. Les pales de l'hélicoptère en question n'étaient pas repliables; donc, le contact jumelé n'était pas nécessaire. Aucune autre différence n'a été relevée sur l'actionneur dans le catalogue illustré des pièces qui compromettrait l'emplacement ou le fonctionnement des contacts de fin de course.

Un actionneur de compensation de régime de référence a été obtenu pour comparaison. Les étiquettes de données de l'actionneur de référence indiquaient qu'il avait été réparé et testé en 1993 et en 1999 par Allied Signal, maintenant intégrée à Honeywell International Inc. L'ampleur de la réparation n'est pas connue. L'examen de l'actionneur de référence a révélé qu'il utilisait des contacts de fin de course 2LML82E tant dans les positions rentrée que déploiement. Honeywell International Inc. avait approuvé l'utilisation du contact 2LML82E pour utilisation dans les Forces armées canadiennes seulement, mais des documents fournis au BST ont révélé que le contact USML117 avait été remplacé par un contact 2LML82E en novembre 1977. Cette documentation confirmait l'interchangeabilité des deux contacts. Cette interchangeabilité n'était pas mentionnée dans le catalogue illustré des pièces de l'actionneur de compensation de régime.

Le BST a obtenu et examiné divers contacts 2LML82E et USML117. Le Tableau 1 montre les résultats des essais. Les essais ont confirmé que les contacts de fin de course en question n'étaient pas conformes aux spécifications du fabricant en ce qui avait trait à la course du bras (voir Figure 3). Au moyen des trous de montage des contacts comme référence, le bras du contact 2LML82E actionnait le contact à $0,437 \pm 0,010$ pouce. Le contact de rentrée et le contact

⁶ J.A. Bannantine, J.J. Connor, and J.L. Handrock, *Fundamentals of Metal Fatigue Analysis*, Prentice-Hall, 1990, Fig 1.5.

de déploiement de l'actionneur en question ont fonctionné à 0,413 et à 0,416 pouce respectivement, soit 0,014 et 0,011 pouce au-delà de la tolérance. Cette constatation signifie que le bras devait se déplacer plus loin pour actionner les contacts.

Référence de contact	Force (oz)	Point d'actionn. (po)
USML117 - Neuf	1,6	0,439
USML117 - Neuf	1,8	0,439
2LML82E - Neuf	2,8	0,435
2LML82E - Neuf	2,4	0,444
2LML82E - Contact de rentrée	3,4	0,413
2LML82E - Contact de déploiem.	2,8	0,416
2LML82E - Spécif. du fabricant	max 6,0	0,427 à 0,447

Tableau 1. Données d'essai des contacts

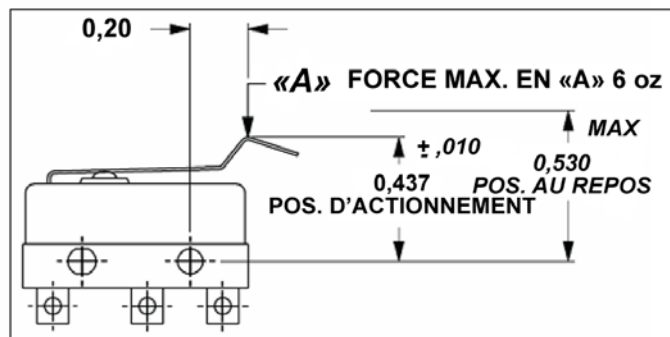


Figure 3. Caractéristiques de fonctionnement des contacts 2LML82E

Un contact 2LML82E neuf et le contact de rentrée de l'actionneur en question ont été radiographiés afin qu'on puisse déterminer s'ils présentaient des anomalies internes, mais ils ne présentaient aucune différence. Les fiches techniques faisant état des caractéristiques de fonctionnement n'ont pu être retrouvées pour les contacts USML117, et on ne sait si les contacts USML117 avaient été testés conformes aux spécifications du fabricant. Toutefois, à l'exception de la force d'actionnement, qui était inférieure pour le contact USML117, les contacts 2LML82E et USML117 présentaient les mêmes dimensions et caractéristiques de fonctionnement. Il convient de noter que le corps des contacts USML117 et 2LML82E portaient la référence 528047 d'Airesearch.

Analyse

La seule différence notable entre les contacts 2LML82E et USML117 était la force d'actionnement. Comme le bras du contact plie plus à mesure que la force augmente, un contact ayant une force d'actionnement inférieure déformerait probablement moins le bras et actionnerait plus tôt le plongeur. Il est possible que la force nécessaire pour actionner le contact 2LML82E soit supérieure à celle prévue à l'origine pour le contact USML117, mais en l'absence des données de fabrication du contact USML117, cette affirmation ne peut être prouvée. Il convient de noter que pendant les essais un contact 2LML82E neuf présentait la même force d'actionnement que le contact de déploiement hors tolérance, mais qu'il s'inscrivait quand même dans les spécifications pour ce qui était du point d'actionnement du bras.

Les contacts de fin de course 2LML82E de l'actionneur en question n'étaient pas conformes aux spécifications du fabricant pour ce qui est de la course du bras du contact. Compte tenu du fait qu'il n'y avait eu aucune indication sur la modification des caractéristiques des contacts en service, les deux contacts étaient probablement hors tolérance avant leur montage et ils fonctionnaient selon une marge réduite d'erreur. Comme les contacts ne peuvent se déplacer verticalement, il est probable que la rayure d'usure de 0,003 pouce sur le bras de rentrée a contribué au non-actionnement du contact de rentrée.

Le logement de clavette déformé sur l'arbre de la barre de torsion et les résidus de transfert de cadmium sur la face de la barre de torsion sont des preuves matérielles que le contact de fin de course de rentrée n'a pas fonctionné et, par conséquent, qu'il n'a pas arrêté le déplacement en rentrée. Le fonctionnement continu du moteur a amené l'adaptateur de raccord d'extrémité à faire contact avec la face de la barre de torsion, ce qui a endommagé la pignonerie en imposant une traction de plus de 1300 livres sur l'écrou du vérin à vis. La concentration d'efforts causée au niveau du petit rayon de fond de filet, jumelée à la charge de traction élevée, a généré des efforts supérieurs à la limite d'endurance de l'écrou du vérin à vis. La défaillance en fatigue de l'écrou du vérin à vis était inévitable une fois la limite d'endurance dépassée.

Presque tous les composants mécaniques comprennent certaines solutions de continuité microstructurales, de fabrication ou géométriques. Ces solutions de continuité sont appelées points de concentration d'efforts, qui se traduisent souvent par des efforts localisés maximums à la solution de continuité. Lorsque cette solution de continuité est une entaille, la multiplication des efforts dépend du rayon de fond d'entaille : plus l'entaille est angulaire, plus grande est la réduction de la durée de vie en fatigue. Dans des composants comme filetés comme l'écrou de vérin à vis, le rayon de fond de filet et le profil du filetage créent effectivement une entaille. Dans les composants filetés, la défaillance se produit souvent au dernier filet, où la concentration d'efforts est la plus élevée. Le rayon de fond de filet de 0,001 pouce dans l'écrou du vérin à vis a réduit la résistance à la fatigue du matériau. Un rayon de fond de filet plus grand aurait probablement eu un effet bénéfique important sur la durée de vie en fatigue.

L'examen du faciès de rupture de l'écrou du vérin à vis a indiqué que la déformation ou le défaut d'alignement de l'écrou n'avait pas été un facteur, ce qui, de ce fait, élimine toute erreur au montage. Une fois l'actionneur de compensation de régime monté, le personnel ne devait faire que de simples essais pour assurer le bon fonctionnement de l'actionneur. Il n'existe aucune disposition imposant la vérification de la course de l'actionneur ou demandant de vérifier si l'actionneur fait contact avec la butée mécanique pendant sa durée de vie en service. Comme la fatigue avait pris naissance dans les filets internes, un examen visuel de l'écrou lors de la maintenance de routine n'aurait pas permis de découvrir la fracture ni l'imminence de la défaillance.

Le BST n'a pas été en mesure de déterminer la source ou le fabricant de l'écrou du vérin à vis remplacé lors de la révision parce que Columbia Helicopters Incorporated n'a pu fournir les documents d'origine de la pièce remplacée. Même si dans ce cas l'écrou du vérin à vis était conforme aux spécifications et qu'il n'était pas défectueux, la documentation appropriée aurait aidé à identifier le fabricant et l'emplacement des composants défectueux ou non approuvés.

La reconstruction partielle des parties centrale et avant du fuselage indique clairement que les pales du rotor arrière ont pénétré dans la cabine, sectionnant des câbles de commande et l'arbre de synchronisation de l'hélicoptère. Une défaillance mécanique de l'actionneur de compensation de régime a déstabilisé l'assiette longitudinale du rotor arrière, et l'hélicoptère est devenu ingouvernable. Une fois que l'extrémité de tringle s'est séparée de l'actionneur de compensation de régime, la tête du rotor arrière est devenue instable, permettant au disque de ce rotor de s'incliner vers l'avant jusqu'à ce que les pales percutent le fuselage. Il est aussi possible dans ce type de défaillance que le disque du rotor arrière aurait pu s'incliner vers l'arrière. L'un ou l'autre scénarios ont des conséquences catastrophiques pour l'hélicoptère.

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

LP 129/2005 — *Jack Screw Nut Examination* (examen d'un écrou de vérin à vis)

LP 004/2006 — *Limit Switch Examination* (examen de contacts de fin de course)

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. Les contacts de fin de course de l'actionneur en question n'étaient pas conformes aux spécifications du fabricant en ce qui a trait à la course du bras de contact. Comme les contacts ne peuvent se déplacer verticalement, il est probable qu'une plus grande course du bras a empêché le contact de fin de course de rentrée de fonctionner.
2. Le non-actionnement du contact de fin de course de rentrée a amené l'adaptateur du raccord d'extrémité à faire contact avec la face de la barre de torsion, imposant ainsi une traction de plus de 1300 livres sur l'écrou du vérin à vis.
3. Cette traction élevée a créé une concentration d'efforts à l'intérieur du rayon de fond de filet de 0,001 pouce qui était supérieure à la limite d'endurance du matériau de l'écrou du vérin à vis, ce qui a ensuite causé la rupture de l'écrou du vérin à vis.
4. Les pales du rotor arrière sont devenues instables après la défaillance de l'écrou du vérin à vis de l'actionneur de compensation de régime. Les pales du rotor arrière se sont inclinées vers l'avant pour percuter le fuselage, ce qui a causé une dislocation en vol de l'hélicoptère.

Faits établis quant aux risques

1. Rien n'indique au pilote que l'actionneur de compensation de régime a atteint la butée mécanique. Les pilotes pourraient continuer de faire fonctionner sans le savoir un actionneur de compensation de régime contre la butée mécanique, ce qui pourrait se traduire par une défaillance de l'écrou du vérin à vis et une défaillance catastrophique de la cellule.

2. Le rayon de fond de filet interne de l'écrou du vérin à vis n'était pas mentionné sur les dessins d'exécution. Un rayon de fond de filet plus grand aurait probablement eu un effet bénéfique important sur la durée de vie en fatigue.
3. Une fois l'actionneur de compensation de régime monté et réglé, aucune autre maintenance périodique n'est nécessaire. Une défaillance des contacts de fin de course de rentrée et de déploiement passerait probablement inaperçue jusqu'à la prochaine révision.
4. Comme la fatigue avait pris naissance dans des filets internes, les criques de fatigue de l'écrou du vérin à vis ne seraient pas visibles pendant une inspection visuelle de l'actionneur de compensation de régime. Des criques de fatigue internes continueraient de se propager jusqu'à ce qu'une défaillance se produise.
5. Le bras du contact est sujet à l'usure, ce qui accroît les risques d'une défectuosité du contact.
6. Columbia Helicopters Incorporated n'a pu fournir des documents de contrôle de l'origine des pièces remplacées lors de la dernière révision de l'actionneur de compensation de régime. La documentation pertinente facilite l'identification du fabricant et l'emplacement de composants défectueux ou non approuvés.

Autre fait établi

1. Le catalogue illustré des pièces de l'actionneur de compensation de régime ne mentionnait pas l'interchangeabilité des contacts USML117 et 2LML82E.

Mesures de sécurité prises

Le 23 novembre 2005, Columbia Helicopters Incorporated a publié une note de service dans tous ses bureaux à l'intention de tous ses équipages d'hélicoptères Boeing 107, laquelle détaillait les procédures périodiques visant à vérifier le fonctionnement et le bon état de service des contacts de fin de course de l'actionneur de compensation de régime. À la suite de cette note de service, on a découvert un autre actionneur de compensation de régime dont le contact de fin de course de déploiement ne fonctionnait pas.

Le 23 novembre 2005, Boeing Aerospace Support-Philadelphia a publié le bulletin de service 107-67-1001, demandant que tous les exploitants des hélicoptères de modèle 107 (BV et KV) et des versions dérivées du 107 inspectent et testent le fonctionnement des contacts de fin de course de l'actionneur de compensation longitudinale de pas cyclique. Boeing recommandait que ce test soit exécuté avant le prochain vol, puis avant chaque vol subséquent jusqu'à nouvel ordre.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet accident. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 7 juillet 2006.