

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ACCIDENT AÉRONAUTIQUE
A00P0208



RUPTURE D'UNE PALE DU ROTOR PRINCIPAL

MD HELICOPTER 369D (hélicoptère) C-GXON
PRISM HELICOPTERS LTD.

à 5 nm au nord-ouest du MONT MODESTE
(COLOMBIE-BRITANNIQUE)

LE 31 OCTOBRE 2000

Canada

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

Rupture d'une pale du rotor principal

MD Helicopter 369D (hélicoptère) C-GXON
Prism Helicopters Ltd.
à 5 nm au nord-ouest du mont Modeste
(Colombie-Britannique)
le 31 octobre 2000

Rapport numéro A00P0208

Sommaire

Vers 17 h 25, heure locale, l'hélicoptère MD 369D portant le numéro de série 370093D revenait vers Lake Cowichan (Colombie-Britannique). Le pilote avait passé la journée à transporter des billes pour bardeaux de fente en cèdre dans la région de la rivière Jordan. Vers 18 h, l'hélicoptère a été porté manquant, et vers 18 h 45, des recherches ont été lancées. Le signal d'une radiobalise de repérage d'urgence (ELT) a été capté dans la région du mont Modeste. Pendant la nuit, une équipe de recherche au sol a retrouvé l'hélicoptère. Il était complètement détruit et avait perdu sa poutre de queue. Le pilote, qui était le seul occupant, reposait à l'intérieur de l'épave; il avait subi des blessures mortelles. Il n'y a pas eu d'incendie.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Le jour de l'accident, le pilote s'était rendu dans la région de la rivière Jordan aux commandes de l'hélicoptère où il devait passer la journée à transporter des billes pour bardeaux de fente en cèdre. Le ciel était dégagé et la météo était favorable au vol à vue (VFR); les vents étaient légers et variables. Le soleil s'était levé à 16 h 55, heure normale du Pacifique (HNP)¹, et la nuit était tombée à 17 h 28. Ce jour-là, le pilote avait effectué 4,9 heures de vol au cours desquelles il avait transporté des billes 123 fois et transporter les équipes au sol trois fois. Vers 17 h 15, il a décollé de la rivière Jordan pour le vol de retour à destination de Lake Cowichan, un vol de 23 minutes. Le matin, il avait déposé un plan de vol pour tous les vols de la journée. Ce plan de vol devait être clôturé avant 17 h 45, mais quand on s'est rendu compte que cela n'avait pas été fait, des recherches ont été lancées une heure plus tard.

La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) s'est déclenchée au moment où l'hélicoptère a heurté le relief. L'équipage d'un appareil de recherche et sauvetage des Forces canadiennes a repéré la zone où l'hélicoptère s'était écrasé et a aidé une équipe de recherche au sol à retrouver l'épave principale. La poutre de queue a été retrouvée deux jours plus tard à environ un kilomètre de l'épave principale. L'accident est survenu sur un terrain montagneux où il y avait des arbres de seconde pousse et de vastes zones ayant été déboisées au cours des 20 dernières années.

L'hélicoptère a heurté le sol en piqué, incliné sur la gauche. Des débris de l'appareil et une partie du contenu de l'appareil jonchaient le sol sur un périmètre de 500 pieds autour de l'épave principale. Les forces d'impact élevées ont provoqué d'importantes déformations au fuselage. Deux petits arbres avaient pénétré dans le fuselage. Un seul autre arbre a été endommagé lors de l'accident. Le réservoir souple de carburant s'est rompu à l'impact. Il y avait une forte odeur de carburant, mais aucun incendie ne s'est déclaré.

Les marques relevées sur la partie arrière du fuselage indiquent que les pales du rotor principal ont cisaillé la poutre de queue de l'appareil. Tous les amortisseurs d'avance-recul ont été arrachés. Cet hélicoptère est équipé d'un rotor principal à cinq pales identifiées au moyen de couleurs. La pale rouge avait quelque chose de particulier en ce sens qu'elle s'est rompue nette au tiers de sa longueur à partir de l'emplanture (voir la figure 1). La rupture était perpendiculaire au bord d'attaque de la pale, et le longeron rompu dépassait du revêtement. Les



Figure 1 - Vue de la pale qui a subi une rupture nette

¹ Les heures sont exprimées en HNP (temps universel coordonné [UTC] moins huit heures).

deux autres tiers de la pale rompue n'ont pas été retrouvés. La pale blanche et la poignée de pale du rotor principal étaient absentes. La pale jaune s'est rompue au tiers de sa longueur et il est évident qu'elle a été endommagée après avoir heurté la poutre de queue. La pale verte s'est rompue en deux après avoir cessé de tourner. Seule la pale bleue ne s'est pas rompue. À part les dommages en vol attribués au cisaillement de la poutre de queue par les pales, les dommages au circuit et aux pales du rotor principal sont typiques d'un rotor immobile ou non entraîné par le moteur au moment de l'impact.

La pale rouge qui s'est rompue nette a été récupérée et transportée à un laboratoire technique indépendant pour inspection. Des inspections visuelles détaillées à l'œil nu et au microscope électronique à balayage ont révélé la présence d'un manque d'adhérence entre le revêtement de la pale et le longeron ainsi que des piqûres de corrosion dans le longeron, dans la zone où il y avait un manque d'adhérence. Une crique de fatigue avait pris naissance dans l'une des piqûres de corrosion et s'est propagée dans le longeron jusqu'à ce que la pale se rompe en surcharge. La piqûre de corrosion présentait des traces de chlore et de soufre typiques de la corrosion que l'on retrouve en milieu marin ou industriel.

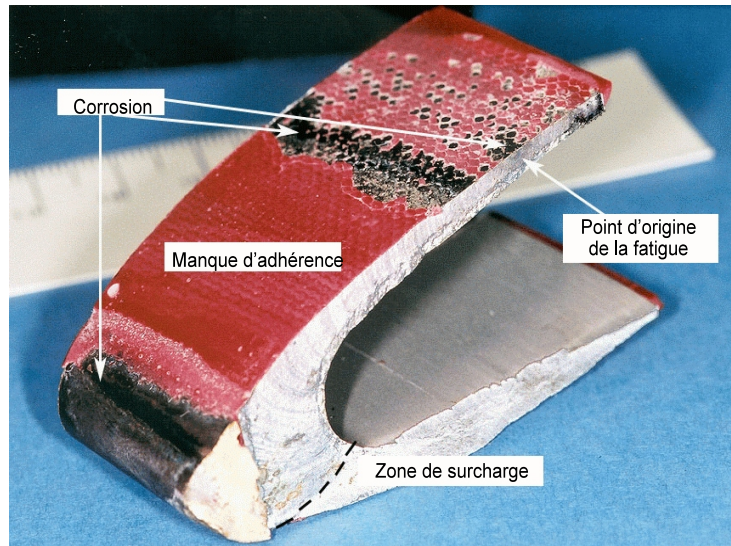


Figure 2 - Vue détaillée de la rupture

Le fabricant des pales du rotor principal était un fabricant approuvé de pièces de pales de rotor principal de 369D. Au début, la fabrication de ces pales comportait une procédure de vérification visant à déceler le manque d'adhérence par la surveillance de la continuité du débit de sortie de l'adhésif. En 1999, cette vérification a été remplacée par une « inspection par petits coups », laquelle consiste à frapper la surface de la pale au moyen d'un objet métallique, souvent une pièce de monnaie, et à écouter les variations du son pour déceler les manques d'adhérence. (Des critères d'acceptabilité de manque d'adhérence ont été établis). La pale du rotor principal qui présentait une rupture nette avait été fabriquée avant 1999.

Le pilote de l'hélicoptère accidenté était le pilote en chef de Prism Helicopters Ltd. Il était titulaire d'une licence de pilote privé - avion et d'une licence de pilote professionnel - hélicoptère. Il possédait les qualifications nécessaires pour effectuer le vol et il avait subi un examen médical le 2 août 2000 qui, comme les examens précédents, avait démontré qu'il était en bonne santé. Le pilote totalisait quelque 5 800 heures de vol, en majorité sur le 369D.

L'hélicoptère était entretenu conformément aux consignes du constructeur, de Transports Canada et de la compagnie d'hélicoptères. L'appareil ne présentait aucune anomalie connue. Quatre des pales du rotor principal, y compris celle qui s'est rompue, totalisaient chacune quelque 2 658 heures en service. L'une totalisait environ 673 heures en service. La durée de vie des pales du rotor principal était de 3 530 heures.

Le constructeur de l'hélicoptère a mentionné que la section arrière du fuselage pouvait se détacher sous l'effet de vibrations extrêmes, comme celles qui surviennent lorsqu'une pale ou une partie de pale se détache en vol.

Analyse

D'après les renseignements disponibles, il a été établi que la pale rouge qui présentait des marques de rupture nette s'est rompue en vol et qu'elle a été l'élément déclencheur de l'accident. La perte d'une partie de cette pale a provoqué un important déséquilibre du rotor qui a entraîné la rupture des amortisseurs d'avance-recul. Ce déséquilibre a provoqué des vibrations extrêmes. Le pilote aurait eu du mal à maintenir le manche cyclique en position, mais il aurait réussi à abaisser le collectif. Le ou les scénarios suivants pourraient expliquer le cisaillement de la poutre de queue par les pales du rotor principal. Premier scénario : des vibrations extrêmes auraient affaibli la poutre de queue et aurait provoqué sa rupture; la poutre de queue aurait alors traversé le plan de rotation du rotor principal. Deuxième scénario : la perte d'une grosse partie d'une pale du rotor principal aurait créé un déséquilibre tel que les pales auraient tourné de façon irrégulière avec une forte inclinaison et auraient heurté la poutre de queue.

La perte de la poutre de queue en vol a fait perdre la maîtrise de l'assiette au pilote, et l'hélicoptère s'est mis à tourner autour de son mât. En voulant arrêter l'appareil de tourner, le pilote a probablement effectué la procédure d'urgence en cas de perte de maîtrise en lacet due à une perte de poussée du rotor de queue, c'est-à-dire qu'il a abaissé le collectif et coupé les gaz. Cependant, même après que le pilote eut annulé le couple du moteur en coupant les gaz, l'appareil n'a pas cessé rapidement de tourner, car il n'y avait plus de surface portante arrière pour contrer le lacet. La répartition circulaire des débris et du contenu de l'hélicoptère révèle que l'appareil a tourné. Les objets ont heurté le relief verticalement, ce qui révèle qu'ils se sont détachés de l'hélicoptère à une altitude relativement élevée. Les caractéristiques d'autorotation de l'hélicoptère auraient été détruites par la perte des pales du rotor principal et par les dommages à ces pales, ce qui aurait provoqué l'arrêt des rotors avant l'impact. La perte de la poutre de queue aurait déplacé le centre de gravité suffisamment vers l'avant pour que l'hélicoptère se mette en piqué et devienne impossible à maîtriser.

La crique dans le longeron de la pale de rotor défectueuse ne s'est pas propagée au revêtement extérieur à cause du manque d'adhérence entre le longeron de la pale du rotor principal et le revêtement extérieur. C'est pourquoi la présence de la crique n'aurait pas pu être décelée grâce à une inspection visuelle avant la rupture de la pale.

Les pales fabriquées avant 1999 ne faisaient pas l'objet d'inspection par petits coups. Le manque d'adhérence décelé sur ces pales laisse croire qu'il est possible que d'autres pales aient subi le même genre de corrosion, de criques de fatigue et de rupture.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Une des cinq pales du rotor principal de l'hélicoptère s'est rompue en vol au tiers de sa longueur, et une ou deux des autres pales du rotor principal ont heurté la poutre de queue et l'ont cisailée en vol, ce qui a rendu l'hélicoptère impossible à maîtriser.

2. La partie du revêtement de la pale du rotor principal qui s'est détachée présentait un manque d'adhérence, ce qui a provoqué la formation de piqûres de corrosion dans la pale. Une crique a pris naissance dans l'une des piqûres et s'est propagée, et la pale s'est rompue en fatigue. La présence de la crique dans la pale du rotor principal n'aurait pas pu être décelée grâce à une inspection visuelle avant le vol.

Faits établis quant aux risques

1. Il se peut que, à cause d'un manque d'adhérence, des pales de rotor principal fabriquées avant 1999, par le fabricant approuvé de pièces et n'ayant fait l'objet d'aucune inspection par petits coups, subissent le même genre de corrosion, de criques de fatigue et de rupture.

Mesures de sécurité prises

Après avoir confirmé la présence d'un défaut de fabrication (le manque d'adhérence dans la zone de rupture des pales) dans les pales du rotor principal, le fabricant des pales a immédiatement pris les mesures correctives qui s'imposaient en informant les exploitants du problème et en publiant, le 6 novembre 2000, un bulletin technique obligatoire ordonnant une vérification de l'adhérence des pales des 369D en question avant le prochain vol. Le 20 novembre 2000, la Federal Aviation Administration des États-Unis a publié une consigne de navigabilité exigeant la conformité au bulletin technique obligatoire mentionné ci-dessus. Cette consigne de navigabilité exige l'exécution, avant le prochain vol, d'une inspection non répétitive de toutes les pales de rotor principal de 369D fabriquées par le fabricant agréé de pièces et elle définit de nouveaux critères d'acceptabilité en matière de manque d'adhérence pour toutes les nouvelles pales.

Une inspection par petits coups a permis de déceler que plusieurs pales de rotor principal présentaient un manque d'adhérence. Ces pales ont été retirées du service.

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 24 mai 2001.

Annexe A - Bulletin technique obligatoire

Ce document n'est pas disponible en français.

Helicopter Technology Company, LLC

NOTICE No.:2100-2

Mandatory Service Bulletin

DATE: 6 November 2000

PAGE: 1 of 1

INSPECTION OF MAIN ROTOR BLADE

SUMMARY: HTC has discovered a Main Rotor Blade with an adhesive void outside the allowable manufacturing tolerance.

PURPOSE: The purpose of this bulletin is to perform a one-time coin tap inspection before next flight. Perform the test per the instructions below. Should the voids exceed those identified as allowable please notify Helicopter Technology Co. for disposition.

PART NUMBERS AFFECTED: 500P2100-BSC (STC No: SR09172RC) Serial numbers K101 through K394.
500P2100-101 and -301(STC No: SR09074RC and SRO9184RC), Serial numbers A001 through A855.

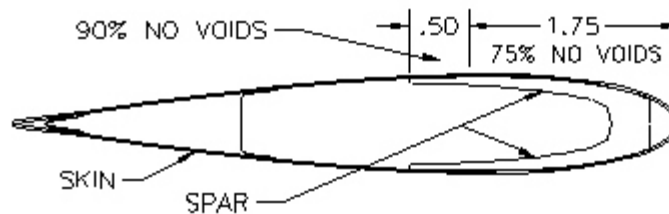
HELICOPTER MODELS AFFECTED: MD Helicopters, Inc. Models 369A, H, HE, HM, HS, D, E.

SERIAL NUMBERS AFFECTED: A001 through A855 inclusive, and K101 thru K394 inclusive.

TIME OF COMPLIANCE: Accomplish prior to the next flight.

ONE TIME INSPECTION

Physically perform a coin tap inspection on both the upper and lower surfaces of the main rotor blade. Inspect the skin to spar bond from the outboard edge of the root fitting to the blade tip in the spanwise direction and from the leading edge to the aft edge of the spar in the chordwise direction. The allowable void size is 0.5 square inches. There shall be 1.0 inches between voids except for the aft .50 inches of the spar where there shall be a minimum of 2.0 inches between voids. The upper and lower surfaces shall be considered separately.



RECORDING AND COMPLIANCE:

Record compliance of this Service Bulletin in the Technical Directives and Bulletins section of the rotor blade Serviceable Component Record.

POINTS OF CONTACT:

For further information and rotor blade disposition, contact HTC at (310) 523-2750, or FAX (310) 523-2745.

The inspection requirement of this bulletin has been shown to comply with Federal Aviation Regulations and is FAA Approved.