

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ACCIDENT AÉRONAUTIQUE
A98O0214



PERTE EN VOL D'UNE PALE DE ROTOR PRINCIPAL

AG-ROTORS INC.

BELL 47-G2 (hélicoptère) C-FODS

3 nm à l'est de WINDSOR (ONTARIO)

LE 13 AOÛT 1998

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

Perte en vol d'une pale de rotor principal

AG-Rotors Inc.

Bell 47-G2 (hélicoptère) C-FODS

3 nm à l'est de Windsor (Ontario)

Le 13 août 1998

Rapport numéro A98O0214

Sommaire

Le pilote de l'hélicoptère Bell 47-G2 (numéro de série 1281) effectuait une opération d'épandage quand une des pales du rotor principal s'est détachée du moyeu rotor en plein vol. Le pilote n'a pas réussi à maîtriser l'appareil qui s'est alors écrasé dans le champ où avait lieu l'épandage et a pris feu. Des personnes qui circulaient sur une route avoisinante ont aidé le pilote, qui était grièvement blessé, à sortir de l'hélicoptère en flammes. L'accident est survenu à 7 h 20, heure avancée de l'Est, après le lever du soleil, à une altitude de 622 pieds au-dessus du niveau de la mer.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Il y avait quelques nuages à 3 000 pieds au-dessus du sol (agl) et à 15 000 pieds agl avec une couche de nuages fragmentés à 28 000 pieds agl. La visibilité était de 15 milles terrestres avec de la brume au sol. Les vents soufflaient du 330 degrés vrai à 3 noeuds, la température était de 16 degrés Celsius et le point de rosée était de 15 degrés Celsius.

Le pilote possédait la licence et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur, et il était également titulaire d'une licence de technicien d'entretien d'aéronefs (TEA)¹.

La compagnie avait acheté l'hélicoptère en juin 1998. Avant de l'exploiter, elle lui avait fait subir une inspection des 100 heures auprès d'un organisme de maintenance agréé par Transports Canada. Le ministère avait alors effectué sa propre inspection avant d'autoriser la compagnie à exploiter l'appareil. La compagnie a pu utiliser l'hélicoptère pendant huit heures, au total, avant l'accident.

Le matin de l'accident, le pilote a transporté l'hélicoptère dans une remorque à partir de sa base située à Chatham (Ontario) jusqu'à la ferme où il devait faire l'épandage. Une fois arrivé à la ferme, le pilote a fait l'inspection quotidienne de l'hélicoptère. Il a ensuite décollé de la remorque pour aller faire un circuit pour examiner visuellement le champ concerné, puis il a atterri pour faire le plein de carburant et de produits chimiques en vue de l'épandage. Le pilote a fait un passage d'épandage et, au moment où il redressait l'appareil pour amorcer un virage à 180 degrés, il a entendu un grand bruit alors qu'il se trouvait à quelque 100 pieds agl. L'hélicoptère a basculé à gauche, s'est cabré de façon incontrôlable, puis a piqué du nez et est descendu en piqué jusqu'au sol sur un cap au 120 degrés magnétique. Un incendie s'est déclaré après l'écrasement et il a détruit la plus grande partie du moteur de l'hélicoptère et de la cabine. On a retrouvé l'une des deux pales du rotor principal, identifiée comme étant la pale bleue² (référence 47-110-120-50, numéro de série P9551), à 400 pieds au sud de l'épave. La pale bleue s'est détachée de l'hélicoptère au niveau de l'extrémité intérieure de la partie filetée interne de la poignée de pale (référence 47-120-135-5, numéro de série A100). Une partie de la poignée de pale rompue est demeurée fixée à la pale. On n'a pas retrouvé la partie de la poignée de pale qui n'est pas restée fixée à la pale. L'autre pale (la pale jaune) est restée fixée à la tête rotor et à la boîte de transmission du rotor principal. Elle a été retrouvée à 100 pieds au nord de l'épave. La tête du rotor principal, le mât et la boîte de transmission rotor se sont détachés de l'hélicoptère avant l'impact au sol et n'ont pas été endommagés. La poutre de queue et le rotor de queue n'ont pas subi de dommages et ont été récupérés avec l'épave.

¹ Sa licence de TEA n'était pas annotée pour les giravions.

² Les extrémités des pales du rotor principal sont de couleurs différentes pour faciliter l'identification des pales.

L'ensemble tête du rotor principal, mât et boîte de transmission, auquel la pale jaune était encore fixée, ainsi que la pale bleue avec la partie de la poignée rompue qui lui était encore fixée, ont été transportés au Laboratoire technique du BST pour être examinés. On a constaté la présence d'importants dépôts de graisse à l'intérieur et à proximité de l'alésage de la poignée de pale bleue rompue. On a enlevé la poignée de pale bleue de la pale pour faire un examen plus poussé. L'examen des composants de la poignée de pale bleue fixée à la pale de rotor principal n'a révélé aucune anomalie antérieure à la séparation en vol; les roulements radiaux extérieurs ainsi que les roulements à deux rangées de billes du rotor principal étaient en bon état. La dépose de la pale jaune de la poignée et le démontage de la poignée de pale jaune du moyeu du rotor principal ont permis de constater la présence des mêmes dépôts de graisse importants dans l'alésage de la poignée de pale et à ses abords. On a également constaté que les roulements étaient en bon état. Au moment du démontage de la poignée de pale jaune du moyeu du rotor principal, on a noté une grande quantité d'eau.



Figure 1 - Poignée de pale rompue

On a examiné la poignée de pale jaune (référence 47-120-135-5, numéro de série A68) à la recherche de criques. La détection par ressuage n'a pas révélé la présence de criques, mais l'inspection par courants de Foucault a permis de déceler des criques au niveau de la partie filetée de la poignée. La crique la plus importante mesurait 0,31 pouce de longueur.

Les poignées de pale avaient été fabriquées en mars 1986. Selon les dossiers de l'aéronef, les deux poignées de pale du rotor principal avaient été installées sur l'hélicoptère le 8 juillet 1993 et comptaient 207,8 heures de service. Selon les dossiers, les poignées de pale du rotor principal n'ont pas été enlevées de l'hélicoptère entre le moment de leur installation et le moment de l'accident. Les dossiers révèlent également que les poignées avaient été achetées du constructeur de l'hélicoptère et avaient été expédiées à l'exploitant de l'hélicoptère le 6 juillet 1993. Selon les inscriptions du carnet technique de l'hélicoptère, lorsqu'on a installé les deux poignées de pale du rotor principal, celles-ci étaient neuves et provenaient directement du constructeur de l'hélicoptère. Les inscriptions faites dans le carnet technique de l'aéronef par le TEA qui a installé les poignées de pale ainsi qu'un document d'expédition du constructeur de l'hélicoptère sont les seuls documents concernant les antécédents des poignées de pale du rotor principal que le BST a pu obtenir.

Les dossiers révèlent qu'il s'agit du deuxième hélicoptère civil de modèle 47-G2 de Bell qui perd une pale de rotor principal en vol par suite d'une rupture par fatigue d'une poignée de pale de rotor principal dans la zone de l'extrémité intérieure filetée. La défaillance antérieure, survenue en mai 1985, concernait une poignée de pale (référence 47-120-252-7, numéro de série JI-9288) qui totalisait 5 768 heures depuis sa mise en service. L'accident de mai 1985 avait donné

lieu à la publication, le 17 décembre 1985, du bulletin de service d'alerte 47-85-12 qui introduisait une limite de durée de vie en service imposée par le constructeur de 1 200 heures pour les poignées de pale destinées aux hélicoptères de modèle 47 de Bell du type qui s'était rompu ainsi que d'autres types, dont celui de la poignée de pale en cause dans le présent accident (référence 47-120-135-5). Le bulletin de service d'alerte a été subséquemment renforcé par la publication de la consigne de navigabilité (CN) 86-06-08 R1, entrée en vigueur le 10 juillet 1987, qui exigeait un contrôle par ressuage des filets internes aux 1 200 heures ou immédiatement si la poignée avait déjà dépassé cette limite, et toutes les 300 heures par la suite. Finalement, on a publié la CN canadienne CF-88-08 qui est entrée en vigueur le 31 mai 1988 et qui exigeait que les poignées de pale (référence 47-120-135) du rotor principal des hélicoptères de modèle 47-G2 de Bell fassent l'objet d'une inspection par courants de Foucault à la recherche de criques dès qu'elles comptaient 1 200 heures de service, et par la suite à toutes les 300 heures jusqu'à ce qu'elles aient atteint la durée en service maximale de 2 500 heures, après quoi les poignées de pale doivent être retirées du service.

On a examiné les poignées de pale de la pale bleue et de la pale jaune, ainsi qu'une poignée de pale (numéro de série A155) qui venait de l'inventaire du constructeur. Les matériaux utilisés pour la fabrication des poignées des pales bleue et jaune étaient conformes aux spécifications du constructeur. Les filets des poignées de numéros de série A100 et A68 étaient également conformes aux spécifications du constructeur. À l'origine, les filets avaient été fabriqués conformément à la norme nationale américaine NS qui a été remplacée par la suite par la norme de filetage UN de l'American National Standards Institute concernant les filetages unifiés. On a toutefois observé que les rayons à fond de filet étaient beaucoup plus petits que ceux de la pièce de rechange du constructeur portant le numéro de série A155. La norme UN pour les filets à pas fin ne spécifie cependant aucun rayon de courbure minimal pour les rayons à fond de filet, lesquels peuvent varier selon la finesse de l'outil utilisé pour couper les filets.

On a décelé d'importantes piqûres de corrosion au fond des filets et sur les surfaces adjacentes. On a constaté que les criques de fatigue avaient pris naissance au niveau des concentrations de contraintes engendrées par les piqûres. On a également confirmé la présence des piqûres à l'aide des micro-coupes, mais en raison de la minceur des couches anodisées et de la difficulté à retenir les rebords pendant la préparation des échantillons, il n'était pas évident si les piqûres étaient antérieures à l'anodisation du composant lors de sa fabrication. Cependant, certains indices métallographiques, de même que des travaux effectués récemment par le constructeur, laissent croire que les piqûres étaient effectivement antérieures à l'anodisation.

On a découvert les marques externes suivantes. La référence de la poignée de pale bleue était indiquée par les chiffres forgés en relief « 47-120-135-5 » sur le bord de fuite de la poignée à la base des deux tenons de fixation de pale. On a également noté une deuxième référence identique estampée à l'encre ainsi qu'une estampille d'inspection sur le bord de fuite du guignol de commande. Sur le bord d'attaque de la poignée, où les marques forgées sont normalement situées, on avait gravé le numéro de série « A100 » et le numéro « 37340 ». Les marques forgées

d'origine avaient été effacées par une opération d'adoucissement de la surface et il ne restait que le numéro « - - 14 ». Par contre, le bord de fuite de la poignée de la pale jaune montrait le même numéro de pièce forgé en relief au même endroit, sauf que le numéro « 47 » et le numéro « 5 » avaient été gravés sur la surface, sans doute à la suite de l'enlèvement antérieur des numéros forgés en relief. On pouvait voir sur cette même surface de la poignée un cercle contenant les lettres « bh ». Sur le bord d'attaque de la poignée, on avait gravé le numéro de série « A68 » et le numéro « 37340 » à côté d'une représentation forgée en relief de l'état du Texas accompagnée des lettres « AJ » et du chiffre « 3 ». Les lettres forgées en relief « WPC » étaient visibles à l'intérieur du contour de la carte du Texas. On pouvait également voir le numéro « 2014 » forgé en relief qui indique un alliage de forgeage 2014 fabriqué par la compagnie WPC (W. Pat Crow Space Corp.). Les deux poignées présentaient plusieurs zones où la surface anodisée avait été enlevée par une opération quelconque d'adoucissement, et ces zones n'avaient pas été retraitées ni protégées autrement. Par contre, la poignée en provenance de l'inventaire du constructeur portait le numéro de série gravé « 155 » et uniquement les marques forgées en relief pour la pièce et l'indicatif de forgeage sans aucune marque de finition de surface. Cette poignée semblait être la plus conforme (des trois poignées) aux documents de planification de processus du constructeur.

Analyse

Après avoir perdu une pale de son rotor principal en vol, l'hélicoptère devenu ingouvernable s'est mis à descendre et a fini par s'écraser.

La pale bleue du rotor principal s'est détachée en vol parce qu'elle présentait des criques de fatigue qui avaient pris naissance dans les filets internes de la poignée de pale du rotor au niveau du dernier filet complet le plus à l'extérieur. La pale s'est rompue instantanément lorsque les criques ont atteint des dimensions critiques sous des contraintes de fonctionnement normales. Les criques décelées dans la poignée de la pale jaune du rotor principal étaient de même nature, sauf qu'elles étaient dans un état moins avancé.

Les filets des deux poignées de numéros de série A100 et A68 étaient conformes à la norme UN pour les filets à pas fin, même si les rayons à fond de filet étaient beaucoup plus petits que ceux de la pièce de rechange. Selon toute vraisemblance, les rayons à fond de filet aigus ainsi que les importantes piqûres de corrosion décelés sur les deux poignées de pale ont causé la rupture prématurée par fatigue de la poignée bleue. Les rayons à fond de filet aigus et les piqûres de corrosion sont deux facteurs connus de concentration de contraintes pouvant créer une amorce de crrique de fatigue.

L'enquête n'a pas permis de découvrir d'anomalie d'installation ni de condition d'exploitation anormale de l'hélicoptère pouvant expliquer la cause de la rupture par fatigue, en vol, de la poignée de pale bleue du rotor principal ainsi que la présence des criques découvertes dans la poignée de pale jaune du rotor principal, et ce, bien avant le premier cycle d'inspection obligatoire spécifié pour ces composants.

Malgré les irrégularités de marquage des pièces et les altérations de surface constatées sur les poignées de pale du rotor principal, rien ne permet de penser que les poignées de pale installées sur l'hélicoptère n'étaient pas des pièces authentiques fournies par le constructeur de l'hélicoptère.

L'enquête a donné lieu au rapport de laboratoire suivant :

LP 100/98 - Main Rotor Blade Separation (Perte d'une pale de rotor principal).

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

Faits établis quant aux causes et facteurs contributifs

1. Une des pales du rotor principal de l'hélicoptère s'est détachée en vol lorsque la poignée de pale s'est rompue sous l'effet de la fatigue. Les criques de fatigue avaient pris naissance dans la zone filetée de la poignée de pale.
2. Il a été impossible de déterminer la cause de la rupture par fatigue de la poignée de pale du rotor principal.
3. La poignée de pale s'est rompue 992 heures avant le premier cycle d'inspection en service obligatoire.

Autres faits établis

1. Le pilote possédait la licence et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur.
2. Selon les documents, l'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.
3. On a découvert des criques de fatigue similaires dans l'autre poignée de pale du rotor principal.

Mesures de sécurité

Mesures prises

Les exigences d'inspection en vigueur pour les poignées de pale de rotor principal des hélicoptères Bell 47 ne réduisent peut-être pas suffisamment les risques de défaillance structurale et de perte de vie. Par conséquent, le BST a envoyé un avis de sécurité aérienne à Transports Canada lui suggérant de vérifier si des hélicoptères Bell 47 immatriculés au Canada sont équipés de poignées de pale de rotor principal provenant des lots de fabrication concernés, et d'établir s'il n'y aurait pas lieu d'imposer un examen à la recherche de criques de fatigue à un intervalle offrant une meilleure marge de sécurité que le cycle d'inspection en vigueur.

Un avis de sécurité aérienne a également été envoyé au National Transportation Safety Board des États-Unis lui suggérant d'aviser la Federal Aviation Administration (FAA) des circonstances entourant cet accident afin que la FAA puisse prendre les mesures suivantes :

1. identifier et inspecter les poignées de pale de rotor principal des hélicoptères Bell 47 en provenance des mêmes lots de fabrication que ceux de l'hélicoptère accidenté;
2. modifier le bulletin de service d'alerte 47-85-12, rev A, ainsi que la consigne de navigabilité américaine 86-06-08 R1 pour y inclure l'inspection par courants de Foucault.

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 22 juin 2000.