



RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A06O0150



PANNE MOTEUR ET COLLISION AVEC LE RELIEF

DU BELL B206L (HÉLICOPTÈRE) C-GSMZ
EXPLOITÉ PAR EXPEDITION HELICOPTERS
À SMOOTH ROCK FALLS (ONTARIO)
LE 21 JUIN 2006

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

Panne moteur et collision avec le relief

du Bell B206L (hélicoptère) C-GSMZ
exploité par Expedition Helicopters
à Smooth Rock Falls (Ontario)
le 21 juin 2006

Rapport numéro A06O0150

Sommaire

Vers 10 h, heure avancée de l'Est, l'hélicoptère Bell B206L (immatriculation C-GSMZ, numéro de série 46604) exploité par Expedition Helicopters décolle de Smooth Rock Falls (Ontario), à destination d'un site d'exploration minérale situé au nord de la collectivité. L'hélicoptère effectue une montée faible en direction nord lorsqu'un bruit se fait entendre. Le moteur (Allison/Rolls-Royce 250-C20R) subit une perte de puissance, et le pilote effectue une autorotation d'urgence. L'appareil effectue un atterrissage dur, la poutre de queue se détache du fuselage et l'hélicoptère bascule sur le côté droit. Le pilote et le passager assis sur le le siège avant évacuent sans difficulté l'hélicoptère par une ouverture dans le pare-brise éclaté. Le passager assis sur le siège arrière évacue l'hélicoptère par le hublot issue de secours arrière gauche. Le pilote subit des blessures légères, et les passagers s'en tirent indemnes. Un incendie après impact détruit l'hélicoptère et allume un important feu de forêt nécessitant l'intervention des membres d'une équipe de suppression d'incendies.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Déroulement du vol

Le matin de l'incident, l'hélicoptère a décollé des installations de l'entreprise Expedition Helicopters qui sont situées à Cochrane (Ontario), à quelque 27 milles marins (nm) au sud-est de Smooth Rock Falls. Le pilote, qui était alors seul à bord, a atterri à proximité d'une autoroute, dans une zone déboisée située en périphérie de Smooth Rock Falls. Le pilote a laissé le moteur tourner au ralenti et les pales du rotor principal en rotation pendant qu'il faisait monter deux passagers à bord de l'hélicoptère. Après le départ, il a effectué une montée vers l'altitude de croisière à une vitesse comprise entre 80 et 100 mi/h environ.

L'hélicoptère traversait en montée une altitude de quelque 500 pieds au-dessus du niveau du sol (agl) lorsque la perte de puissance est survenue. Comme l'appareil se trouvait au-dessus d'un relief accidenté, le pilote a tenté de prolonger le vol plané jusqu'à une aire d'atterrissage appropriée, ce qui a entraîné une certaine perte de vitesse de rotation du rotor principal. Pendant les dernières étapes de l'autorotation, la vitesse de rotation du rotor n'était plus suffisante pour ralentir adéquatement la vitesse de descente de l'hélicoptère, ce qui a provoqué l'atterrissage dur. Après l'immobilisation de l'hélicoptère et l'évacuation des occupants, ces derniers ont aperçu de la fumée et une petite flamme dans la région du compartiment moteur. L'hélicoptère a par la suite été consumé par l'incendie, lequel a déclenché un feu de forêt. La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) n'a pas été récupérée et n'a donc pas fait l'objet d'un examen. On a utilisé un téléphone cellulaire pour communiquer avec les installations de l'entreprise, à Cochrane, et un autre hélicoptère a été envoyé sur les lieux de l'accident.

Conditions météorologiques

Les messages d'observation météorologique régulière pour l'aviation (METAR) concernant Smooth Rock Falls ne sont pas disponibles. La station d'observation la plus près se trouve à Timmins, à 45 nm au sud. À 10 h, les conditions météorologiques signalées à Timmins étaient les suivantes : vent du 220 degrés vrais (V) à 7 nœuds, visibilité de 15 milles terrestres, plafond fragmenté à 1200 pieds. Des conditions semblables prévalaient à Smooth Rock Falls, mais le vent signalé était léger.

L'équipage de conduite

Le pilote totalisait plus de 3700 heures de vol, dont plus de 3500 sur l'hélicoptère B206. D'après les dossiers, il possédait les licences et les qualifications nécessaires, conformément à la réglementation en vigueur. Il était président et propriétaire de l'entreprise. Le matin de l'incident, il était bien reposé avant de commencer sa journée de travail, à 8 h 30, et on l'a décrit comme un pilote expérimenté et habile.

L'aéronef

L'hélicoptère a été construit en 1978, et il totalisait 14 374 heures de vol depuis sa mise en service. D'après les dossiers, l'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées; il ne présentait aucune anomalie avant le vol, et il était exploité dans les limites de charge et de centrage prescrites.

Le moteur

Le moteur Allison/Rolls-Royce 250-C20R est un turbomoteur à inversion de débit. Le compresseur se trouve à l'avant du moteur et il renferme un rotor axial à quatre étages ainsi qu'un rotor centrifuge à un étage. Il comprime l'air ambiant à un taux de compression de 7,9:1. L'air comprimé est ensuite acheminé à la section de combustion, à l'extrémité arrière du moteur, où se trouvent un injecteur de carburant et un allumeur. L'air consommé pénètre ensuite dans la section des turbines. La section des turbines est montée entre la section de combustion et le boîtier d'entraînement des accessoires. Elle est constituée d'une turbine de générateur de gaz à deux étages, laquelle entraîne le compresseur et le train d'engrenages des accessoires, ainsi que d'une turbine de puissance à deux étages, laquelle fournit la puissance de sortie du moteur. La puissance de sortie de la turbine est transférée au circuit du rotor principal et du rotor de queue par l'intermédiaire du boîtier de puissance et d'entraînement des accessoires. Le moteur a été construit en 1988 et, au moment de l'incident, il totalisait quelque 4497 heures de vol depuis sa mise en service.

Démontage et examen du moteur

On a envoyé le moteur au Laboratoire technique du BST aux fins de démontage et d'examen. L'inspection visuelle des composants internes du moteur a permis d'établir qu'il y avait eu rupture à l'emplanture de toutes les aubes de roue des troisième et quatrième étages du compresseur. La partie extérieure des aubes de roue du premier étage de la turbine avait été brûlée et une crique, longue de quelque 1/2 pouce, s'était propagée vers l'intérieur à partir de l'extrémité extérieure de la roue. Des parties des extrémités de cinq aubes de roue du deuxième étage de la turbine manquaient. Pendant le démontage du compresseur, on a récupéré au total 28 des 54 parties d'aubes du compresseur.

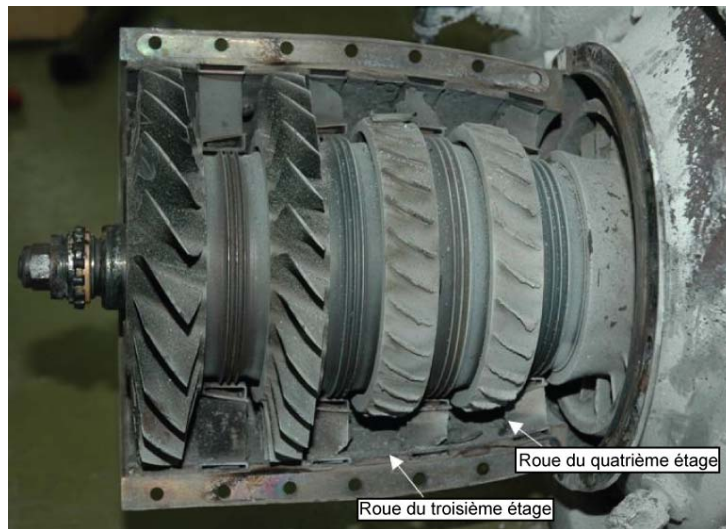


Photo 1. Section du compresseur

On a choisi de nombreux composants moteur afin de procéder à leur examen métallurgique détaillé, mais le présent rapport ne traitera que des composants mentionnés ci-dessous. On peut obtenir sur demande le rapport du Laboratoire technique du BST (LP 062/2006).

Roue du premier étage du compresseur

On a décelé un degré normal d'érosion du bord d'attaque des aubes de roue du premier étage du compresseur. Les extrémités du bord d'attaque de quelques aubes étaient légèrement déformées dans le sens de rotation de ces dernières. Cependant, l'oxydation de surface uniforme observée sur les aubes indiquait que la déformation de ces extrémités n'était pas due à des dommages récents causés par un corps étranger qui auraient pu contribuer à la panne moteur. Les aubes de roue du premier étage du compresseur ne présentaient aucun signe de frottement des extrémités. Par conséquent, on en a conclu que les extrémités avaient été déformées avant la panne moteur, peut-être même lors de l'installation de la première roue du compresseur.

Roue du deuxième étage du compresseur

Les aubes de la roue du deuxième étage du compresseur présentaient des traces rougeâtres de décoloration, près de leur bord d'attaque, en raison d'une légère érosion due à une utilisation normale. Sur de nombreuses aubes, on a observé, à la base du bord d'attaque, près de la couronne, des dommages dus au frottement, mais ces dommages correspondaient à ceux causés par la rupture de la roue du troisième étage du compresseur. On n'a observé sur ces aubes aucun signe de frottement des extrémités ni de dommages dus à l'impact, comme la déformation des extrémités ou le transfert de matériau.

Roue du troisième étage du compresseur

L'examen de la roue du troisième étage du compresseur a permis d'établir que les emplantures de 12 des 29 aubes étaient trop endommagées pour que l'on puisse en déterminer le mode de défaillance. Les 17 autres comportaient des criques qui se propageaient sur plus de 50 pour cent de l'épaisseur de chacune d'elles. Ces criques évolutives étaient situées dans la partie médiane de chacune des aubes, lesquelles étaient réparties uniformément sur la circonférence de la roue.



Photo 2. Roue endommagée du troisième étage du compresseur

Les criques étaient en forme de coquille, caractéristique typique des criques de fatigue. On n'a cependant observé aucune ride ni aucune strie, en raison de l'oxydation des faciès de rupture causée par l'incendie après impact. Il a par conséquent été impossible d'évaluer le taux de

propagation de ces criques de fatigue. Les faciès de rupture et les coupes transversales des origines des criques de fatigue d'aubes choisies n'ont permis d'établir aucune cause spécifique à la naissance des criques de fatigue. Les surfaces des aubes disponibles aux fins d'examen ne présentaient aucun signe de dommages dus à l'impact avec des corps étrangers.

La microstructure du matériau dont sont fabriquées les aubes était homogène et sa composition était conforme à la spécification. On n'a observé aucun signe d'inclusion ni de porosité qui aurait pu donner naissance à une crique. On a décelé des signes de dommages par corrosion sur les faciès de rupture, à l'origine des criques de fatigue; il a cependant été établi que ces dommages par corrosion étaient dus à l'oxydation interne des faciès de rupture provoquée par l'incendie après impact et qu'ils n'étaient pas liés à la naissance des criques de fatigue.

On a observé de fines criques axiales dans le revêtement du côté convexe de certaines aubes, près des points d'origine des criques de fatigue, mais ces criques ne pénétraient pas dans le substrat. Ces criques dans le revêtement correspondaient aux dommages causés par la déformation des aubes dans le sens du côté aspiration (convexe) pendant la dernière rupture en surcharge.

Roue du quatrième étage du compresseur

Les faciès de rupture des aubes de la roue du quatrième étage du compresseur présentaient des signes de grippage dans le sens contraire de la rotation de la roue. Les petites régions qui n'avaient pas subi de dommages par grippage présentaient des signes d'embrèvement ductile, lequel est typique d'une rupture due à une surcharge. On n'a observé aucun signe de rupture évolutive. Ces observations correspondent à la rupture en surcharge des aubes de la roue du quatrième étage du compresseur causée par l'impact avec les fragments d'aubes provenant de la roue du troisième étage du compresseur. La composition du matériau dont est constituée la roue du quatrième étage du compresseur correspondait à la spécification du constructeur.

Roue du premier étage de la turbine

Toutes les aubes de la roue du premier étage de la turbine ont été endommagées, et elles présentaient des faciès de rupture similaires. L'examen des faciès de rupture des aubes au moyen du microscope électronique à balayage (MEB) n'a permis de déceler aucun signe de rupture évolutive. De plus, l'examen d'une coupe transversale axiale d'une aube au moyen du MEB a indiqué que cette dernière avait été exposée à des températures élevées supérieures à quelque 1150 °C (2100 °F). La couronne de la roue du premier étage de la turbine comportait une grosse crique qui se prolongeait jusqu'à l'intérieur du boudin de roue ainsi que 18 autres criques plus petites. On a examiné le faciès de rupture de la grosse crique de la couronne au moyen du MEB. Il était constitué d'une région de fatigue thermique présentant des stries de fatigue ainsi que d'une région plus importante d'embrèvements et de facettes de clivage, lesquels sont typiques d'une rupture en surcharge. Lors de la rupture de la roue du troisième étage du compresseur, la roue du premier étage de la turbine a été soumise à une brusque augmentation de température. Cet important choc thermique a produit des charges élevées à l'intérieur de la couronne de la roue de la turbine et, par un mécanisme de surcharge, ce choc thermique a donné lieu à la propagation en direction radiale des criques de fatigue thermique

existantes. La rupture des aubes de la roue du premier étage de la turbine ainsi que la formation de la grosse crique radiale dans la couronne correspondaient à une exposition à un important choc thermique, à la suite de la panne du compresseur.

Carter et aubes du compresseur

On a examiné le carter du compresseur afin de détecter des signes de fonctionnement non équilibré ou de frottement des extrémités. Les voies de rotation des aubes des roues des premier et deuxième étages du compresseur étaient usées de façon égale et elles ne présentaient aucun signe de frottement des extrémités, à part de très faibles marques à l'intérieur de la voie de rotation des aubes de la roue du premier étage du compresseur. Les voies de rotation des aubes des roues des troisième et quatrième étages du compresseur ne présentaient, elles non plus, aucun signe de frottement des extrémités des aubes.

En plusieurs endroits des voies de rotation des aubes des roues des troisième et quatrième étages du compresseur, on a observé des aubes directrices endommagées ainsi que des rainures dans le revêtement des voies de rotation des aubes ayant été causées par l'impact d'aubes s'étant détachées. Même si lors du démontage du moteur on a récupéré 28 des 54 aubes qui s'étaient détachées des troisième et quatrième étages du compresseur, les fragments de ces aubes étaient trop endommagés pour que l'on puisse en déterminer le mode de défaillance ou pour que l'on puisse établir si les extrémités des aubes avaient subi un frottement quelconque avant leur rupture.

Renseignements sur la révision du compresseur

La plus récente révision du compresseur remontait au 23 juillet 2004. Au moment de cette révision, la roue du troisième étage du compresseur totalisait quelque 3590 heures depuis sa mise en service et 2310 heures depuis sa plus récente révision. Le jour de l'incident, le moteur totalisait quelque 906 heures depuis sa plus récente révision. D'après les dossiers, lors de cette révision, on avait utilisé la projection de billes de verre pour enlever le revêtement de la surface des roues des deuxième, troisième et quatrième étages du compresseur et on avait procédé à un contrôle par ressuage fluorescent de ces roues. On avait ensuite recouvert cette surface d'une couche intermétallique d'aluminium diffusé ainsi que d'un revêtement de finition de conversion procurant une protection anticorrosion aux surfaces profilées coulées utilisées dans des milieux corrosifs. On avait effectué cette procédure conformément à la révision A du bulletin de service EPS 10702 et au manuel de révision du moteur Allison / Rolls-Royce 250-C20R. On avait remplacé la roue du premier étage en raison de dommages causés par un corps étranger. D'après les dossiers moteur, au moment de son installation, la roue de rechange totalisait 1515 heures et 2040 cycles. La limite de vie des roues du compresseur est de 7500 heures et 15 000 cycles. L'intervalle total permis entre les révisions est de 3500 heures.

Composant	Référence	Numéro de série	Heures depuis la mise en service	Heures depuis révision	Cycles depuis la mise en service
Compresseur	23050833	CAC-15107	4496,7	906,3	7190
Roue du premier étage	23032621	E77982	2421,4	906,3	3776
Roue du deuxième étage	23032622	E10729R	3216,4	906,3	5160
Roue du troisième étage	23032623	E20692R	4496,7	906,3	7190
Roue du quatrième étage	23032624	KR62635	4496,7	906,3	7190
Roue à aubes	23039065	CD82110	4496,7	906,3	7190

Analyse

L'hélicoptère était entretenu conformément à la réglementation en vigueur, et aucune anomalie n'a été signalée avant le vol en question dans cet incident. Le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires au vol. Il a été établi qu'au moins 17 des aubes de roue du troisième étage du compresseur comportaient des criques évolutives. L'une de ces criques s'est propagée à un point tel que l'aube s'est rompue sous l'effet de charges normales de fonctionnement. Les dommages causés à la roue du quatrième étage du compresseur correspondaient aux dommages de surcharge causés par le détachement des aubes du troisième étage du compresseur. La présente analyse se concentrera donc sur la rupture de la roue du troisième étage du compresseur, ainsi que sur l'atterrissage dur et le basculement de l'hélicoptère survenus par la suite.

Même si la roue du troisième étage du compresseur était la roue d'origine du moteur, elle était loin d'avoir atteint le nombre d'heures et de cycles de sa limite de vie totale, et la révision avait été effectuée dans les délais prescrits. Dans le cadre de la plus récente révision de la roue du troisième étage du compresseur, on n'avait décelé aucune anomalie ni aucune défectuosité. Comme les 17 aubes du compresseur qui avaient subi une rupture évolutive étaient recouvertes de traces d'oxydation causée par l'incendie après impact, il a été impossible de déterminer un taux de propagation. Cependant, si les criques de fatigue existaient lors de la plus récente révision, il est raisonnable de présumer qu'on les aurait remarquées lors du contrôle par ressuage fluorescent de la roue du troisième étage. Il est donc probable que cette rupture évolutive ait eu lieu après la plus récente révision.

L'examen métallurgique n'a pas permis de déterminer l'événement déclencheur qui a mené aux criques évolutives sur l'implanture d'un grand nombre d'aubes du troisième étage du compresseur. Cependant, lorsqu'une crique de rupture évolutive atteint des dimensions critiques, il y a rupture en surcharge du reste de la section de l'aube sous l'effet de charges

normales de fonctionnement. Il est probable que les aubes de la roue du troisième étage du compresseur ont subi ce type de rupture, ce qui a provoqué la destruction des roues des troisième et quatrième étages du compresseur.

La perte de puissance du moteur est survenue pendant que l'hélicoptère survolait un relief accidenté non approprié à l'atterrissage. L'étirement du vol plané visant l'atteinte d'une aire d'atterrissage appropriée a provoqué une réduction de la vitesse de rotation du rotor principal, laquelle a par la suite provoqué un atterrissage dur.

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

LP 062/2006 - *Engine Teardown and Examination Bell 206L, C-GSMZ* (Démontage et examen du moteur du Bell 206L, C-GSMZ)

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

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. La perte de puissance du moteur a été provoquée par la rupture de la roue du troisième étage du compresseur.
2. De nombreuses aubes de la roue du troisième étage du compresseur comportaient des criques évolutives qui s'étaient propagées sur quelque 50 pour cent de l'épaisseur de chacune d'elles. Les aubes qui se sont détachées du compresseur ont causé des dommages internes importants aux roues des troisième et quatrième étages du compresseur.

Fait établi quant aux risques

1. On a étiré le vol plané de l'hélicoptère afin d'éviter un atterrissage dans une région boisée. Cependant, toute perte de vitesse de rotation du rotor principal visant à prolonger le vol plané entraîne le risque que cette vitesse de rotation devienne insuffisante pour permettre un vol en autorotation et un atterrissage en toute sécurité.

Mesures de sécurité prises

Le 31 mai 2007, le BST a publié la Lettre d'information sur la sécurité aérienne A06W0182-D1-L1. Cette lettre décrit deux autres incidents survenus récemment et mettant en cause des turbomoteurs Allison/Rolls-Royce 250-C20R ainsi qu'un mode de défaillance semblable de la roue du troisième étage du compresseur.

- Le 5 octobre 2006, un Bell B206L, exploité par Great Slave Helicopters Ltd. et portant l'immatriculation C-GHBY, était en approche vers une aire d'atterrissage éloignée lorsque le moteur (Allison/Rolls-Royce 250-C20R portant le numéro de série CAE-295218) s'est éteint. L'hélicoptère a ensuite effectué un atterrissage dur et subi des dommages importants lorsque le rotor principal a sectionné le rotor de queue. Un passager a subi des blessures légères, tandis que le pilote ainsi que les trois autres passagers s'en sont tirés indemnes.

Un examen détaillé du moteur a permis d'établir qu'une aube du troisième étage du compresseur s'était détachée de la roue (portant la référence 23032623) du troisième étage du compresseur, en raison d'un criquage de fatigue polycyclique. Il y avait des signes de criques de fatigue sur 11 des 29 aubes de la roue. Toutes les ruptures de fatigue présentaient des signes d'amorce de crique autour de la partie médiane, du côté convexe (compression) de l'aube, et les criques de fatigue comportaient de nombreux sites d'amorce. On n'a pas établi la cause du criquage de fatigue.

- Le 10 avril 2006, un hélicoptère McDonnell Douglas MD520N propulsé par un moteur Allison/Rolls-Royce 250-C20R, portant le numéro de série CAE-295415, a subi une perte de puissance, près de Gmund (Autriche). On ignore l'étendue des blessures et des dommages. L'examen auquel a procédé le constructeur du moteur a permis d'établir que ce dernier avait subi une perte de puissance en raison de la rupture d'une aube du troisième étage du compresseur, et que la forme générale du faciès de rupture de la surface profilée du troisième étage qui s'était rompue correspondait à une crique de fatigue évolutive.

Il y a quelque 979 moteurs Allison/Rolls-Royce 250-C20R en service, et plusieurs exploitants d'hélicoptères canadiens utilisent actuellement des moteurs Allison/Rolls-Royce 250-C20R au sein de leurs parcs aériens.

Rolls-Royce a récemment obtenu auprès de la Federal Aviation Administration (FAA) la certification de nouvelles roues de compresseur améliorées pour le turbomoteur 250-C20R. Ces nouvelles roues sont fabriquées d'un matériau corroyé usiné plutôt que d'un matériau coulé. Rien n'indique que ces roues de compresseur améliorées constituent une réaction aux récentes ruptures d'aubes de compresseur, mais on s'attend à ce que cette nouvelle conception en augmente la longévité et réduise les coûts d'exploitation, et il se peut qu'elle procure une meilleure performance en fatigue comparativement aux roues coulées.

Dans sa réponse à cette Lettre d'information sur la sécurité aérienne, Transports Canada a mentionné qu'il élaborait une ébauche de consigne de navigabilité qui traitera de ce problème qui touche les hélicoptères Bell Helicopter Textron Canada (BHTC) 206B.

Préoccupation liée à la sécurité

Le BST est préoccupé par le nombre de ruptures d'aubes de troisième étage de compresseur des moteurs Allison/Rolls-Royce 250-C20R survenues récemment en raison d'un criquage de fatigue, sans que l'on puisse déterminer les causes d'un tel criquage de fatigue. La rupture des aubes du troisième étage d'un compresseur entraînera une perte de puissance moteur en vol susceptible de causer des dommages importants à l'hélicoptère ainsi que le décès de ses occupants ou de graves blessures à ces derniers.

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 20 novembre 2007.