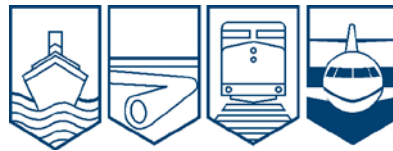




RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE

A02P0320



PERTE DE PUISSANCE MOTEUR ET COLLISION AVEC UN ARBRE

DE L'HÉLICOPTÈRE SIKORSKY S-61N (SHORTSKY) C-FHHD
EXPLOITÉ PAR HAYES HELICOPTER SERVICES LIMITED
À LAKE ERROCK (COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 16 DÉCEMBRE 2002

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 et pénales.

Rapport d'enquête aéro-nautique

Perte de puissance moteur et collision avec un arbre

de l'hélicoptère Sikorsky S-61N (Shortsky) C-FHHD
exploité par Hayes Helicopter Services Limited
à Lake Errock (Colombie-Britannique)
le 16 décembre 2002

Rapport numéro A02P0320

Sommaire

Vers 12 h, heure normale du Pacifique, l'hélicoptère Sikorsky S-61N, immatriculé C-FHHD et portant le numéro de série 61490, décolle d'une zone d'atterrissage de service près de Lake Errock (Colombie-Britannique), avec deux pilotes et un technicien d'entretien d'aéronef à bord pour effectuer des réglages de puissance aux moteurs. Deux minutes plus tard, alors que l'hélicoptère franchit en montée les 1000 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl) à une vitesse d'environ 65 noeuds, l'équipage perçoit un bruit de sifflement sans cesse croissant, suivi d'une seule détonation. Immédiatement, le moteur numéro 1 perd de la puissance, et le moteur numéro 2 ne compense pas automatiquement cette perte de puissance.

Le pilote commandant de bord abaisse le levier de pas collectif pour entrer en autorotation et pousse le manche cyclique. Une fumée âcre envahit le poste de pilotage, et des flammes apparaissent en provenance de la partie inférieure gauche de la boîte de transmission du rotor principal, située dans la cabine. Le pilote commandant de bord manoeuvre l'hélicoptère pour lui faire exécuter un atterrissage en autorotation au sud-ouest sur un tronçon rectiligne et dégagé de la route 7, près du village de Lake Errock. Dans les dernières secondes précédant la prise de terrain, les pilotes aperçoivent des lignes de transport d'électricité en travers de la route, et le pilote commandant de bord relève le collectif pour réduire la descente afin d'éviter les lignes. L'hélicoptère se pose sur la route à une vitesse sol d'environ 20 noeuds, et les freins de roue sont serrés. Au cours du roulage, l'hélicoptère heurte d'autres lignes de transport d'électricité tendues en travers de la route, et les pales du rotor principal sectionnent un gros arbre du côté gauche de la route. L'hélicoptère effectue une embardée sur la droite, et le rotor de queue et la poutre de queue heurtent le même arbre et se rompent du fuselage. L'hélicoptère commence alors à vibrer fortement, induisant de fortes oscillations du fuselage, mais il demeure à l'endroit et s'immobilise sur le bord droit de la route. Les trois occupants sont légèrement blessés, et l'hélicoptère est gravement endommagé. L'incendie qui s'est déclaré en vol dans le toit de la cabine est bref et localisé, et il s'éteint de lui-même.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Les pilotes

Les pilotes étaient entraînés et ils étaient titulaires des licences appropriées pour l'hélicoptère et la mission. Ils étaient tous deux des pilotes expérimentés et qualifiés pour l'hélicoptère et ils travaillaient pour l'exploitant depuis plusieurs années.

Les deux pilotes portaient leur ceinture de sécurité et leur casque; par contre, aucun d'eux ne portait le harnais à leur disposition. Leurs casques ont été endommagés par les coups multiples contre l'intérieur du poste de pilotage pendant les oscillations au sol. Faute de casque, les pilotes auraient probablement subi de graves blessures. Le technicien d'entretien d'aéronef n'était pas assis et il a été blessé à la suite de contacts répétés avec la structure intérieure de la cabine, près de l'entrée du poste de pilotage.

Renseignements généraux

Il n'y a aucune observation météorologique officielle pour la zone où s'est produit l'accident. Toutefois, les conditions météorologiques générales comprenaient un ciel couvert, des poches de brouillard et un vent léger.

Un examen des carnets techniques de l'hélicoptère a révélé que ce dernier était certifié et entretenu conformément aux normes de Transports Canada.

Après l'accident, les deux indicateurs de carburant situés sur le tableau de bord du poste de pilotage affichaient chacun une quantité de carburant d'environ 1000 livres. Compte tenu du fait que le vol n'avait duré que deux minutes, l'hélicoptère avait décollé en emportant une quantité totale de carburant de l'ordre de 2100 livres. Des échantillons de carburant ont été prélevés de la source de ravitaillement, des réservoirs de l'hélicoptère et de tous les composants de régulation de carburant des moteurs, puis examinés. D'après les résultats des tests, on a conclu que le carburant se trouvant à bord de l'hélicoptère au moment de l'accident n'était pas contaminé et il n'a pas été un facteur dans l'accident.

À partir des devis de masse et de centrage les plus récents, on a déterminé que l'hélicoptère pesait environ 13 300 livres au décollage et que son centre de gravité se situait à environ 270 pouces derrière le point de référence. La masse maximale admissible pour l'hélicoptère est de 22 000 livres pour un centre de gravité situé à entre 258 et 276 pouces derrière le point de référence. De ce fait, la masse et le centrage n'ont pas été un facteur dans l'accident.

Sikorsky S-61N C-FHHD

Le propriétaire-exploitant de C-FHHD était Hayes Helicopter Services Limited, de Duncan (Colombie-Britannique), une entreprise travaillant principalement dans le domaine de l'hélicoptère. À l'origine, l'hélicoptère avait été construit par Sikorsky Aircraft en 1971 et modifié plus tard, en mars 1996, par Heli-Pro Corporation en une version civile plus courte, le *Shortsky*, d'une taille similaire à l'hélicoptère militaire



SH-3 « Sea King ». Sikorsky Aircraft Design Engineering n'avait pas participé à la modification, et Heli-Pro Corporation n'était pas une entreprise agréée par Sikorsky. La modification n'avait pas été approuvée par Sikorsky; cependant, Transports Canada l'avait approuvée. L'hélicoptère est équipé de deux turbomoteurs CT58-140-1 de General Electric Aircraft Engines (GEAE). Au moment de l'accident, l'hélicoptère avait totalisé environ 30 323 heures de vol, tant en version originale qu'en version modifiée.

Boîte de transmission principale

La boîte de transmission principale (BTP) avait été tout récemment révisée par l'atelier de révision de Hayes agréé par Transports Canada, à Duncan, et elle avait été installée à bord de C-FHHD le 29 septembre 2002. Au moment de l'accident, elle avait totalisé 361 heures en service depuis la révision, pour une durée totale en service de 27 220 heures. À la suite de l'accident, la BTP a été déposée de l'hélicoptère, puis inspectée, démontée et examinée à un atelier de révision agréé par Transports Canada, à Richmond (Colombie-Britannique) sous la surveillance directe d'enquêteurs du BST.

Les ferrures de fixation de la BTP sur le fuselage étaient intactes. La BTP n'était pas endommagée, sauf le pignon d'entrée numéro 1 (gauche)¹ (voir la photo 2), qui s'était rompu tout juste devant le tourillon avant, et son palier lisse correspondant (situé dans le carter de la BTP) qui avait été en grande partie détruit. La couronne de fixation de l'accouplement à cannelures présentait d'importantes marques de frottement.



¹ Pour une question de cohérence, le terme « numéro 1 » renvoie aux composants d'entrée de gauche; de même, le terme « numéro 2 » renvoie aux composants de droite.

Pignon d'entrée numéro 1

Dès que le palier lisse a commencé à se désintégrer, le joint carbone voisin s'est rompu, permettant à l'huile d'être projetée hors de la BTP. Sans suffisamment de lubrifiant, le pignon numéro 1 a rapidement surchauffé et il s'est affaibli, ce qui a causé des dommages dus à la chaleur, une déformation et, finalement, un bris. Le faciès de rupture du pignon présentait des creux ductiles équiaux, révélateurs d'une surcharge en traction ou en déformation plutôt que d'une surcharge en torsion. De même, le couple s'exerçant sur le pignon était faible lorsque ce dernier s'est rompu. Alors que les composants voisins du faciès de rupture étaient recouverts de suie, d'huile et de graisse, le faciès de rupture lui-même était exempt de toute souillure, ce qui pourrait indiquer que la rupture s'était produite après la projection de graisse et d'huile du palier et de l'accouplement endommagés, et après l'incendie.

Des contrôles dimensionnels ont révélé que le pignon était plié d'environ quatre degrés et que l'arbre haute vitesse était plié d'environ quatre degrés aussi. De par sa conception, l'accouplement cannelé peut absorber une flexion d'environ quatre degrés avant que l'arbre haute vitesse ou le pignon commencent à plier. Aussi, l'avant de l'arbre présente des dommages qui se sont produits lorsque l'accouplement flexible avant a été plié au-delà des limites normales et pendant que l'arbre tournait toujours. Théoriquement, il est probable qu'il existait un défaut d'alignement d'environ huit degrés, et probablement moins puisque l'écart était attribuable à une rotation excentrique, et non à une déformation statique. Un tel défaut d'alignement aurait été possible si les attaches moteur et les ferrures de fixation de la BTP étaient intactes.

Les analyses structurales des contraintes présentes au point de rupture ont révélé que la conséquence initiale de la perte de lubrifiant a été une usure par frottement rapide et importante entre le pignon et le palier. À mesure que l'usure a progressé, le pignon s'est déplacé dans le sens radial par rapport à l'axe de rotation, permettant ainsi à tout l'arbre d'orbiter, ce qui a créé un balourd centrifuge qui se serait manifesté par une vibration à haute fréquence. Le balourd aurait aussi engendré une charge de flexion considérable sur les composants, créant une contrainte très élevée au point de rupture sur le pignon. Des calculs ont montré qu'une telle force centrifuge peut créer des charges de flexion supérieures à la résistance ultime à la traction du pignon pour un défaut d'alignement d'environ trois degrés. Comme le pignon avait aussi subi des dommages dus à la chaleur, sa résistance ultime à la traction s'en serait trouvée réduite, et le défaut d'alignement nécessaire à la rupture du composant aurait été proportionnellement moindre. Compte tenu de cette situation, on peut dire que le défaut d'alignement aurait pu se produire alors que les attaches moteurs étaient intactes. C'est une possibilité, mais les données manquent pour que l'information soit concluante.

Roues libres d'entrée

Les roues libres d'entrée avaient été montées dans la BTP le 26 novembre 2002, à 30 303 heures cellule, et chacune avait totalisé 20 heures en service au moment de l'accident. Les roues libres d'entrée présentaient une usure normale sans signe de patinage ni de projections. Il y a, par contre, des marques de dérapage non concluantes sur le galet G de la roue libre d'entrée numéro 1. Des dommages à ces endroits peuvent indiquer un patinage de la roue libre d'entrée ou une projection de galet; l'absence de ces signes ne permet pas de conclure que du patinage ou des projections ne se sont pas produites. Aussi, une petite quantité de débris fins du palier lisse désintégré a été retrouvée dans les deux roues libres d'entrée; une telle contamination peut causer le patinage d'une roue libre d'entrée.

Pales du rotor

Les pales du rotor principal et du rotor de queue présentaient des types de dommage et des ruptures en surcharge correspondant à un régime rotor élevé au moment de l'impact avec un objet, et caractéristiques de pales non entraînées au moment de l'impact. Une pale de rotor principal s'est rompue à environ quatre pieds de l'implanture, et d'autres morceaux de pales du rotor principal ont été retrouvées à plusieurs centaines de pieds plus loin. Ces dommages aux pales ont soumis le rotor principal à un très important balourd qui a mené aux graves vibrations et oscillations du fuselage qui se sont produites au sol.

Moteurs CT58-140-1 - Généralités

Les deux moteurs à turbine à gaz de GEAE sont du modèle CT58-140-1, et ils portent les numéros de série 280309KL (numéro 1) et 280324KL (numéro 2). Le moteur numéro 1 avait été installé sur C-FHHD le 12 août 2002 à 29 571 heures cellule et à 998 heures depuis la révision générale; au moment de l'accident, il avait accumulé 752 autres heures pour un total de 1750 heures depuis la révision. Le moteur numéro 2 avait été installé sur C-FHHD le 27 novembre 2002 à 30 303 heures cellule et aucune heure ne s'était écoulée depuis la révision générale. Au moment de l'accident, il avait accumulé 20 heures depuis la révision. Les deux moteurs avaient été révisés tout récemment par Aero Turbine Support Limited (ATS), de Richmond (Colombie-Britannique), une entreprise agréée par Transports Canada.

Les deux moteurs ont été amenés à l'atelier régional d'examen d'épaves du BST à Richmond, puis inspectés, démontés et examinés en détail. En résumé, l'examen des deux moteurs a révélé plusieurs anomalies que décrivent les paragraphes qui suivent.

Le moteur CT58-140-1 est équipé d'un clapet d'arrêt de surrégime qui, de par sa conception, interrompt l'arrivée de carburant au régulateur de carburant en cas de surrégime de la turbine libre. Le déclenchement de cette protection contre les surrégimes ne donne aucune indication que le moteur s'est arrêté, et il n'a pas été possible de déterminer si un arrêt à cause d'un surrégime s'était produit dans l'un ou l'autre moteur. Le clapet d'arrêt en cas de surrégime se ferme lorsque le régime de la turbine de travail dépasse 23 400 tr/min (123 % de Nf). Lorsque le régime de la turbine diminue, le clapet s'ouvre de nouveau pour laisser le carburant entrer dans la chambre de combustion. Comme le moteur ne peut être rallumé, le carburant ne s'enflammera pas et, par conséquent, le poste de combustion peut être trempé de carburant non brûlé. Un tel mouillage ou maculage de carburant dans le poste de combustion du moteur peut indiquer un arrêt attribuable à un surrégime causé par un réglage à puissance élevée. Dans le cas qui nous occupe, le régime moteur atteint lorsque la protection contre les surrégimes entre en action est tel qu'il n'entraînerait aucune modification dimensionnelle ni métallurgique de la turbine de travail. Des examens² dimensionnels et métallurgiques du disque rotor du 1^{er} étage de turbine et du disque rotor de la turbine de travail n'ont permis de découvrir aucune indication de surrégime ni de température excessive.

Selon le motoriste, GEAE, le moteur militaire T58-GE-5 peut être converti en sa variante commerciale CT58-140 pourvu qu'on se conforme au document *Special Workscope for Conversion of T58 Engines to CT58-140* (document spécial sur la conversion des moteurs T58 à la variante CT58-140). En partie, le document de travail (article 7) précise ce qui suit [traduction] : « Remplacer la plaque signalétique et inscrire le modèle de moteur CT58. Utiliser le même numéro de série et le faire suivre d'un 'R' pour indiquer qu'il s'agit d'un moteur converti. » Le numéro de série sur les plaques signalétiques de ces deux moteurs ne portait pas cette inscription.

²

Référence : manuel SEI de GE, partie 183

De plus, GEAE précise que l'utilisation de pièces militaires sur les moteurs commerciaux n'est pas recommandée; toutefois, l'utilisation d'une partie motrice militaire est acceptable si les pièces tournantes de cet ensemble sont remplacées par des pièces neuves ou commerciales et si une nouvelle plaque signalétique est apposée pour indiquer un tel remplacement.

Moteur numéro 1 (280309KL)

Le moteur numéro 1 était intact et il pouvait tourner librement. Les trois attaches moteur de la cellule — deux attaches avant et une couronne arrière sur le tube de soutien — s'étaient rompues en surcharge. Le moteur s'était désaccouplé de la BTP au niveau du pignon d'entrée rompu. L'aubage directeur d'entrée à calage variable avait été trouvé en position fermée. À mesure que le régime du générateur de gaz diminue jusqu'à environ 64 % au cours d'un arrêt normal, une réduction de la pression de carburant fait rentrer complètement le piston de l'actionneur de l'aubage, et ce dernier pivote en position fermée et y demeure durant la décélération. L'aubage est fermé au régime de ralenti moteur, soit à environ 54 %.

Le rotor compresseur n'avait pas été endommagé, même si une petite quantité de débris divers était présente, et le carter montrait des signes d'un léger frottement de l'extrémité des aubes mobiles. Les débris se composaient de particules de fibre de verre, d'acier inoxydable, de peinture blanche et probablement de Téflon^{MC}.

Les parties inférieure du poste de combustion et arrière du compresseur du moteur numéro 1 étaient mouillées et maculées de carburant non brûlé, ce qui peut indiquer qu'il y aurait eu arrêt à la suite d'un surrégime. La manipulation du moteur après l'accident pourrait avoir dispersé tout résidu de carburant à l'intérieur.

La plaque signalétique du poste de la turbine de travail de ce moteur avait été modifiée : le numéro de modèle avait été changé pour *CT58-140*, le numéro de l'ensemble turbine de travail avait été modifié, et le numéro de série avait été intentionnellement oblitéré. Pour ce poste de turbine de travail, les dossiers indiquent que les pièces tournantes avaient été remplacées par des pièces commerciales, comme le demandait GEAE.

Moteur numéro 2 (280324KL)

Le moteur numéro 2 était intact aussi et il pouvait tourner librement. Les deux attaches moteur avant s'étaient rompues en surcharge, mais l'attache arrière en forme de couronne était intacte. L'arbre de transmission d'entrée et les pièces de fixation n'étaient pas endommagées. L'aubage directeur d'entrée à calage variable a été trouvé en position fermée. Le filtre à huile principal contenait du carbone et des débris métalliques. Les postes de compresseur et de turbine avaient tous deux été considérablement endommagés par des corps étrangers et ils contenaient des débris composés de fibre de verre et de titane. Bon nombre des aubes mobiles de compresseur et des aubes fixes de stator étaient endommagées.

Le distributeur de turbine de 3^e étage et les aubes mobiles de la turbine de travail étaient fortement éclaboussés d'alliage de titane fondu. Des analyses métallurgiques ont permis de déterminer que cette situation ne pouvait se produire que si le moteur tournait, c'est-à-dire, pendant le processus de combustion, et non du fait d'une chaleur résiduelle suivant un arrêt complet. Les débris de fibre de verre et de titane trouvés dans le poste de la turbine de travail correspondaient au matériau de la cloison pare-feu, de l'attache centrale du moteur et du bouclier protégeant contre les corps étrangers, toutes ces pièces ayant été endommagées.

La plaque signalétique du poste de la turbine de travail de ce moteur indiquait que le numéro de modèle était *T58-GE-100*, où le suffixe *-100* du numéro de modèle avait été marqué au burin, le numéro de série inscrit

était GE-273, et le numéro de l'ensemble turbine de travail n'avait pas été inscrit. Pour ce poste de turbine, les dossiers montrent que les pièces tournantes avaient été remplacées par des pièces commerciales, comme le demandait GEAE.

Contre-écrou de l'arbre du disque compresseur

Dans chaque moteur, le couple du contre-écrou du roulement numéro 1 sur l'arbre du disque compresseur avant était considérablement supérieur à la valeur précisée par le motoriste, et l'utilisation d'un outil d'assemblage donné s'en trouverait compromise. Une recherche subséquente a montré que ce couple excessif affaiblit probablement le contre-écrou, mais écrase certainement l'arbre creux du disque en réduisant son diamètre intérieur, ce qui coince alors l'outil d'assemblage qui y est inséré. Si le contre-écrou ou l'arbre s'était séparé pendant le fonctionnement du moteur, il est probable que le moteur aurait subi des dommages catastrophiques. Lors du remontage après révision, ATS avait systématiquement trop serré le contre-écrou de tous les moteurs CT58 sans savoir quel en serait l'effet sur les dimensions. Cette anomalie n'a pas contribué à l'accident.

Essais des moteurs en chambre d'essai

Pour qu'on puisse vérifier le fonctionnement et le rendement des divers composants d'alimentation en carburant non modifiés de chaque moteur, ces composants ont été montés sur un moteur de servitude et testés dans une chambre d'essai à un atelier de révision de moteurs agréé de Richmond. Les composants étaient le régulateur de carburant, le répartiteur de débit, l'épurateur de carburant et l'actionneur d'aubage du stator. Les générateurs tachymétriques Ng et Nf ont aussi été testés; tous ces organes ont fonctionné normalement.

Les essais en chambre d'essai n'ont révélé rien de spécial, à deux exceptions près. Lorsque les composants du moteur numéro 1 ont été testés, le moteur « a grondé » pendant les essais d'accélération, probablement à cause d'un écoulement aérodynamique laissant à désirer. Lorsque les composants du moteur numéro 2 ont été testés, le moteur tournait trop froid, ce qui a nécessité un réglage du tringlage de l'actionneur de l'aubage stator, et la limite de rendement maximal normal n'a pas été atteinte.

Examen du régulateur de carburant et des composants

Les mêmes composants ont alors été testés au banc et démontés par un atelier agréé par la FAA³ aux États-unis sous la supervision directe d'enquêteurs du BST. À l'exception du régulateur de carburant du moteur numéro 2, tous les composants testés ont donné des résultats dans les

³

limites des spécifications et ils n'ont rien révélé de spécial. Le régulateur de carburant du moteur numéro 2 a échoué à l'essai au banc, et les anomalies découvertes sont traitées dans les paragraphes qui suivent.

Le régulateur de carburant est un JFC26 d'Hamilton Standard et il vient de la série sur le moteur à turbine à gaz de modèle T58/CT58 de GEAE. L'actionneur de l'aubage stator du moteur numéro 2 était dérégulé, de sorte que les aubes fixes de stator auraient commencé à s'ouvrir plus tôt que prévu. Au démontage du régulateur Ng, on a découvert que le ressort des masselottes et les roulements étaient usés à la limite. Cette usure aurait modifié les points de réglage de l'aubage stator au cours des essais au banc et, en partie, ils auraient donné lieu à des lectures erronées. En outre, cette usure pourrait avoir causé un fonctionnement irrégulier du régulateur de carburant.

Des essais spécifiques visant à évaluer l'étalonnage des valeurs d'alimentation maximale et minimale ont révélé plusieurs anomalies : la pression différentielle (delta-P) interne du carburant était instable, l'alimentation minimale de carburant était anormalement faible, l'alimentation maximale de carburant se situait considérablement sous la normale (486 lb/h plutôt que 650 lb/h). La vis de réglage d'alimentation maximale a alors été tournée manuellement pour permettre d'atteindre le point de référence de 650 lb/h. L'effet du réglage de la faible alimentation minimale à elle seule aurait amené le moteur à tourner au ralenti à une valeur inférieure à celle du régime normal.

Une revue de la série la plus récente des réglages d'alimentation maximale a montré que l'exploitant avait réglé la vis d'alimentation maximale du moteur numéro 2 afin que ce dernier corresponde au moteur numéro 1 qui fonctionnait moins bien. Le réglage de la vis d'alimentation maximale est conforme aux techniques d'équilibrage classiques du fonctionnement des moteurs pour ce type d'hélicoptère sur le terrain. Aussi, l'exploitant avait à l'occasion éprouvé des difficultés lors du démarrage du moteur.

Le filtre à carburant du régulateur de carburant du moteur numéro 2 contenait une quantité non négligeable de divers contaminants; toutefois, il n'a pas été possible de déterminer si le filtre avait été contourné. Un démontage plus poussé a révélé que la vanne de régulation de pression dans le régulateur de carburant était colmatée par des contaminants très différents de ceux trouvés dans le filtre. Des essais antérieurs au banc avaient montré que la vanne de régulation de pression collait; une vanne collée ou figée causerait un fonctionnement irrégulier de l'aubage de stator, des difficultés de démarrage du moteur et des valeurs d'alimentation maximale incohérentes. L'expérience collective d'exploitants des États-Unis à propos de ce régulateur de carburant montre que des vannes de régulation de pression collantes ou coincées se traduisent aussi par un rendement imprévisible et dégradé du moteur.

Une analyse microscopique et à l'infrarouge des débris trouvés dans la vanne de régulation de pression a permis de déterminer que cette dernière comprenait des particules d'aggloméré⁴, de la cellulose blanchie⁵, de la peinture et du métal; les composants du filtre du régulateur de carburant se composaient de cellulose, de peinture, de cheveux humains et de fibres non identifiées. Un examen en laboratoire des débris trouvés dans le filtre à carburant de la cellule et dans la pompe basse pression du réservoir de carburant arrière a révélé la présence de particules, principalement d'aggloméré, de cellulose, de peinture, de soie, de cheveux humains et de polyéthylène. Il n'a pas été possible de déterminer la ou les sources de ces divers contaminants ni le moment de leur infiltration. Le réservoir de carburant arrière avait été déposé, réparé et remis en place le 27 novembre 2002.

⁴ Panneau de particules de bois aggloméré

⁵ Fibre de papier exempte de lignine

Surveillance des paliers lisses

L'expérience sur le terrain de cet exploitant avec ce type d'hélicoptère l'a amené à évaluer que les nouveaux paliers lisses dans la BTP semblaient devenir défectueux dans une période d'environ 30 heures de service suivant la dépose et la repose du pignon d'entrée — quelle que soit la date de mise en service initiale du palier. Les paliers qui franchissent la marque des 30 heures se rendent habituellement à leur cycle de remplacement prévu. De fait, une étude informelle d'événements similaires tend à étayer cette constatation. Comme partie intégrante du processus normal visant à surveiller les paliers lisses à la suite de leur installation, des sondes de température ont été fixées temporairement aux paliers pour permettre de vérifier si ces derniers étaient soumis à des températures excessives, une indication fiable de l'imminence d'une défaillance du palier. Après une période de « rodage », on a retiré les sondes. Après le présent accident, Hayes Helicopter Services a décidé de conserver les sondes de température des paliers faisant partie de l'équipement d'essai en rodage approuvé de la BTP dans ses hélicoptères S-61 pour surveiller en tout temps la température des paliers afin de localiser un palier lisse défectueux.

Analyse

Généralités

Certains des éléments de preuve recueillis au cours de la présente enquête sont contradictoires et ils ne permettent pas de déterminer de façon concluante le déroulement des événements. L'événement déclencheur est clairement la défaillance du palier lisse du pignon d'entrée numéro 1 dans le boîtier de la BTP, mais il y a deux scénarios relatifs à la séquence de la rupture du pignon d'entrée lui-même, et chacun d'eux est présenté dans les paragraphes suivants.

Défaillance du palier lisse

La défaillance initiale du palier lisse a été causée par une dégradation rapide, accompagnée d'une perte de lubrification menant à une surchauffe rapide, à une usure massive et à un balourd dynamique en rotation. Il s'en est suivi que le tourillon du palier lisse du pignon s'est usé et a causé la vibration à haute fréquence et le sifflement. Au même moment, le pignon d'entrée a commencé à s'affaiblir à cause de la surchauffe et des forces de flexion. L'arbre tournant à haut régime, le pignon d'entrée et les accouplements étaient tous considérablement déformés. À son tour, le joint carbone du palier lisse s'est désintégré, ce qui a permis à l'huile de la BTP d'être projetée sur le pignon. L'huile projetée s'est enflammée sur le pignon surchauffé et a causé l'incendie à la base de la boîte de transmission.

Scénario 1 : Rupture en vol du pignon d'entrée

À la suite de la défaillance du palier lisse, le pignon d'entrée surchauffé et affaibli s'est rompu en vol sous l'effet des forces de flexion brusques et importantes qu'il subissait pendant le déséquilibre, ce qui a causé la forte détonation entendue par l'équipage. Cette défaillance aurait causé un surrégime immédiat et l'arrêt complet du moteur numéro 1. La rotation excentrique et la flexion de l'arbre et des accouplements signifient que le moteur et la BTP devaient toujours être accouplés, mais désalignés d'environ trois degrés. Un tel défaut d'alignement se situe dans les limites de flexion des accouplements, et il est possible si les attaches moteur sont intactes. Dans le présent scénario, le pignon aurait probablement été exposé à un couple moyen à élevé et, s'il s'était rompu sous la charge de ce couple, on s'attendrait à ce que le faciès de rupture montre des signes de rupture en torsion, comme des dépôts de métal par rotation. Cependant, ces caractéristiques n'ont pas été trouvées.

Scénario 2 : Rupture au sol du pignon d'entrée

À la suite de la défaillance du palier lisse, la roue libre d'entrée numéro 1 a patiné⁶, ce qui a causé le surrégime et l'arrêt complet du moteur numéro 1 en vol et, après la prise de terrain, le pignon surchauffé s'est rompu pendant les violentes oscillations de la cellule au sol. Néanmoins, pour que cette situation se produise, il faut que le moteur et la BTP soient intacts mais désalignés d'environ huit degrés compte tenu de la flexion de l'arbre et des accouplements. Un défaut d'alignement d'une telle ampleur est peu probable si les attaches moteur demeurent intactes. Dans le présent scénario, le pignon aurait été exposé à la charge d'un faible couple puisque le moteur avait été arrêté, et s'il s'était rompu après avoir été exposé à cette charge, on s'attendrait à ce que le faciès de rupture présente des signes de rupture sous tension avec peu de rotation ou de dépôts de métal. Les creux équiaxes observés sur les faciès de rupture correspondent à ces caractéristiques.

Attaches moteurs

La rupture des attaches moteurs et le désalignement du moteur en vol nécessiteraient une force évidemment considérable. En même temps, les forces nécessaires pour rompre les attaches du moteur numéro 1 auraient aussi rompu les attaches du moteur numéro 2 en vol. L'équipage de conduite n'a pas fait face à de telles forces en vol, mais plutôt au sol, et il n'y avait pas d'explication raisonnable sur le plan mécanique pour que de telles défaillances se produisent en vol. L'analyse de l'épave indique que le bouclier protégeant des corps étrangers et les attaches moteurs ont été endommagés, qu'ils se sont rompus pendant les violentes oscillations de la cellule au sol et que des fragments sont passés dans les deux moteurs.

⁶ Il est possible que la roue libre d'entrée numéro 1 ait patiné à cause de la contamination et qu'elle ait entraîné un arrêt à la suite d'un surrégime du moteur numéro 1; toutefois, il n'y a aucune preuve concluante que la roue libre ait patiné, et le régulateur de carburant ne laisse aucune indication d'arrêt à la suite d'un surrégime, à supposer qu'il ait eu lieu.

Moteur numéro 1

Si le moteur s'était arrêté à la suite d'un sursrégime lorsque le pignon s'est rompu au sol, il aurait ingéré les mêmes fragments d'attaches moteur et de bouclier protégeant des corps étrangers que le moteur numéro 2 parce qu'il aurait toujours tourné à puissance moyenne au moment de la rupture des attaches et du bouclier. L'ingestion de corps étrangers par le moteur numéro 1, par contre, est considérablement moindre que celle du moteur numéro 2, ce qui indique que le moteur ne tournait pas à haut régime lorsque s'est produite l'ingestion. Aussi, le léger frottement des extrémités d'aube indique que le moteur tournait à faible régime au moment où le frottement s'est produit. Il est fort probable que celui-ci soit survenu pendant les oscillations au sol. Si les attaches du moteur numéro 1 s'étaient rompues en vol, la violence de cette rupture aurait probablement eu pour effet que les aubes mobiles auraient laissé des marques concluantes. Par conséquent, il est fort probable que ce moteur s'est arrêté en vol, vers le début de la séquence des événements.

Moteur numéro 2

À la suite de l'arrêt du moteur numéro 1, la puissance totale transmise à la BTP a diminué. Le moteur numéro 2 a essayé de compenser la brusque perte de puissance du moteur numéro 1. Cette compensation aurait dû être instantanée, mais à cause du régulateur de carburant mal réglé et de la vanne de régulation de pression collée, le moteur a été incapable d'absorber la charge rapidement et de produire sa puissance nominale. À ce moment, le pilote commandant de bord a réagi à la perte de puissance et à l'incendie en cabine en abaissant le levier de pas collectif pour maintenir le régime rotor et entrer en autorotation. Le moteur numéro 2 a apparemment continué à tourner à bas régime, ce qui était possible, soit dit en passant, à cause de la défectuosité de la vanne de régulation de pression.

De plus, les éclaboussures de titane fondu et les dommages par corps étrangers au moteur numéro 2 sont un argument convaincant selon lequel le moteur fonctionnait lorsque des morceaux brisés de la cloison pare-feu de la cellule et du bouclier protégeant des corps étrangers ont été ingérés par l'entrée d'air du compresseur. Il est hautement improbable que les dommages à la cellule, y compris la rupture des attaches moteur, se soient produits en vol. Donc, le moteur numéro 2 fonctionnait pendant les oscillations au sol.

Collision avec un arbre

La partie autorotation et atterrissage du vol a été, techniquement, relativement normale. Le pilote commandant de bord a manœuvré l'hélicoptère pour réussir à le poser sur une route, mais il n'a pu empêcher l'hélicoptère de heurter un arbre. Cette collision a endommagé la poutre de queue et a entraîné les dommages aux pales du rotor principal ainsi que le balourd dynamique qui en a résulté et qui a engendré les fortes oscillations de la cellule au sol. Il s'en est suivi la rupture des attaches moteur, de la cloison pare-feu et du bouclier protégeant des corps étrangers.

Conclusion relative à la perte de puissance du moteur

Compte tenu de tous les renseignements de base disponibles, ce n'est que l'absence de dépôt de métal sur le faciès de rupture du pignon d'entrée qui appuie les circonstances décrites dans le scénario 2. Bien qu'on ne puisse l'affirmer avec certitude, la prépondérance des éléments de preuve appuie les circonstances décrites dans le scénario 1, c'est-à-dire que la défaillance du palier lisse du pignon d'entrée s'est traduite par une rupture en vol du pignon d'entrée, ce qui a causé un sursrégime du moteur numéro 1 et son arrêt complet. Le moteur numéro 2 a été incapable d'absorber la charge soudaine et il n'a pas développé sa puissance nominale.

À la suite de cette perte de puissance combinée, le pilote est entré en autorotation pour maintenir le régime rotor et il a effectué un atterrissage forcé sur une route.

Utilisation des harnais par les pilotes

À bord des hélicoptères volant selon un système de référence verticale, comme le S-61, les dimensions du poste de pilotage et la largeur du fuselage exigent du pilote aux commandes qu'il se penche fortement d'un côté pour être en mesure de voir clairement l'élingue et la charge suspendue sous l'hélicoptère. Comme cette position ne peut être prise par un pilote portant son harnais de sécurité, il est très courant pour le pilote manoeuvrant l'hélicoptère de n'utiliser que sa ceinture de sécurité. Dans les hélicoptères volant selon un système de référence verticale, il est courant de voir les bretelles de harnais rangées de façon semi-permanente derrière le dossier du siège pour qu'elles ne nuisent pas aux mouvements du pilote.

Les enquêtes sur des accidents et les recherches effectuées par le BST ont systématiquement montré que le port d'un harnais de siège réduit ou prévient efficacement les blessures lors de forces d'impact moyennes. Comme le vol selon un système de référence verticale nécessite la liberté de mouvement de la partie supérieure du corps, la pratique très répandue de ne pas se servir du harnais, dans la configuration actuelle, est pratiquement inévitable. Compte tenu du risque de blessures et des possibilités de survie dans un aéronef soumis à une excursion en vol ou à une collision avec le relief, une personne non retenue est exposée à un risque plus élevé de blessures.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Le palier lisse du pignon d'entrée numéro 1 du boîtier de la boîte de transmission principale s'est rompu, a perdu son lubrifiant et s'est désintégré, ce qui a causé un balourd dynamique ainsi que la surchauffe et l'affaiblissement du pignon d'entrée.
2. Ce balourd dynamique a créé des forces de flexion supérieures à la résistance mécanique du pignon d'entrée, qui s'est alors rompu en surcharge, ce qui a entraîné un surrégime du moteur numéro 1 et son arrêt complet.
3. Au même moment, le joint carbone du palier lisse rompu s'est désintégré, permettant à l'huile de la boîte de transmission principale d'être projetée sur le pignon où elle s'est enflammée et a causé un incendie à la base de la boîte de transmission.
4. Le mouvement de la vanne de régulation de pression dans le régulateur de carburant numéro 2 était gêné par des contaminants, ce qui a alors causé un fonctionnement instable de l'actionneur de l'aubage stator, des difficultés au démarrage du moteur, des valeurs d'alimentation maximale incohérentes ainsi qu'un rendement imprévisible et dégradé du moteur.

5. La combinaison d'un actionneur d'aubage stator mal réglé, des valeurs d'alimentation maximale du régulateur de carburant et d'une vanne de régulation de pression collée a empêché le moteur numéro 2 d'absorber toute la charge lorsque le moteur numéro 1 a perdu de la puissance.
6. Après l'atterrissage de l'hélicoptère, les pales du rotor et la poutre de queue ont heurté un arbre, ce qui a créé de fortes oscillations au sol et décroché les deux moteurs de la cellule; les moteurs ont alors ingéré diverses quantités de débris provenant du bris des attaches moteurs et du bouclier protégeant des corps étrangers.

Faits établis quant aux risques

1. Le technicien d'entretien d'aéronef ne portait pas de ceinture de sécurité le retenant à un siège de la cabine et il a donc été blessé par un contact répété avec la structure intérieure de la cabine, près de l'entrée du poste de pilotage.
2. Bien que les pilotes n'aient pas été blessés au cours des fortes oscillations au sol, les dommages subis par leur casque — et le risque de graves blessures à la tête — auraient été réduits s'ils avaient porté le harnais qui était à leur disposition.
3. Dans chaque moteur, le contre-écrou du palier numéro 1 situé sur l'arbre du disque compresseur avant avait été intentionnellement trop serré lors du remontage suivant la révision, ce qui a écrasé l'arbre du disque et probablement affaibli le contre-écrou. Si le contre-écrou ou l'arbre s'était séparé pendant le fonctionnement du moteur, il est probable que le moteur aurait subi des dommages catastrophiques.

Autres faits établis

1. Le ressort des masselottes et les roulements dans le régulateur Ng du régulateur de carburant numéro 2 étaient usés à la limite, ce qui a modifié les points de réglage lors des essais au banc et peut avoir causé un fonctionnement irrégulier du moteur.
2. Les plaques signalétiques des moteurs et des turbines de travail contenaient des données incomplètes ou inexacts et elles n'étaient pas conformes aux instructions du motoriste.

Mesure de sécurité

Hayes Helicopter Services a décidé de garder en place en tout temps dans ses hélicoptères S-61 les sondes de températures des paliers lisses provenant du matériel d'essai de rodage de la boîte de transmission principale approuvé pour surveiller la température des paliers afin de déceler un palier lisse sur le point de devenir défectueux.

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 15 septembre 2004.

Visitez le site Web du BST (www.bst.gc.ca) pour plus d'information sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.