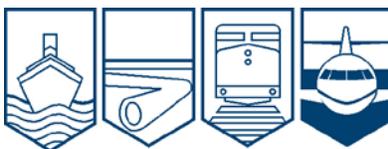


Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A11C0079



**PERTE DE PUISSANCE DU MOTEUR
-ATTERRISSAGE FORCÉ
EXPEDITION HELICOPTERS INC.
EUROCOPTER AS 350 B-2 (HÉLICOPTÈRE), C-GSSS
BUTLER LAKE (ONTARIO)
LE 27 MAI 2011**

Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le but d'améliorer la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête aéronautique

Perte de puissance du moteur –Atterrissage forcé

Expedition Helicopters Inc.

Eurocopter AS 350 B-2 (hélicoptère), C-GSSS

Butler Lake (Ontario)

le 27 mai 2011

Numéro de rapport A11C0079

Sommaire

L'Eurocopter AS 350 B-2 d'Expedition Helicopters Inc. (immatriculation C-GSSS, numéro de série 2983) transportait les membres d'une équipe de forage et de prospection sismique entre le chantier sismique de Butler Lake (Ontario) et le camp de base d'exploration de Straight Lake, à environ 80 milles marins à l'est de Big Trout Lake (Ontario) avec à son bord 1 pilote et 4 passagers. Peu après la mise en palier à une altitude de 800 pieds au-dessus du sol, le pilote a senti 2 contre-coups de lacet dans les pédales du palonnier, accompagnés d'une alarme de survitesse du rotor. Une perte totale de la puissance du moteur et une alarme de faible régime du rotor ont suivi. Le pilote a effectué une autorotation. L'hélicoptère a atterri brutalement dans l'eau peu profonde près de la berge d'un lac. La poutre de queue et le rotor de queue ont subi des dommages importants, mais tous les occupants sont sortis de l'hélicoptère de façon sécuritaire et ont regagné la berge. Le pilote et 2 des passagers qui prenaient place à l'arrière n'ont pas été blessés. Les 2 autres passagers ont subi des blessures mineures. Aucun incendie ne s'est déclaré après l'impact. L'émetteur de localisation d'urgence a été activé par l'impact. L'accident s'est produit à la lumière du jour, à 19 h, heure avancée du Centre.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Déroulement du vol

Vers 18 h¹, l'hélicoptère en cause a quitté le camp d'exploration de Straight Lake pour aller chercher, comme tous les jours, les membres d'une équipe de forage et de prospection sismique. Deux foreurs sont montés à bord au site de forage de Straight Lake, puis 2 membres de l'équipe de prospection sismique ont été pris au chantier sismique de Butler Lake par 52 45 50.3 N, 86 48 00.1 O. À son départ de Butler Lake en direction de Straight Lake, l'aéronef a d'abord volé à basse altitude. Le pilote a ensuite amorcé une forte montée, suivie d'une mise en palier rapide à une altitude de 800 pieds au-dessus du sol (agl). Peu après la mise en palier, l'aéronef a produit 2 contre-coups de lacet accompagnés d'une alarme de survitesse du rotor (alarme intermittente). Une perte totale de la puissance du moteur et une alarme de faible régime du rotor (alarme continue) ont suivi. Le pilote a brièvement consulté les instruments avant d'effectuer une autorotation. Il n'a pu atteindre la zone d'atterrissage prévue et a atterri près de la berge d'un petit lac.

Les sorties n'étaient pas bloquées et tous les occupants sont sortis de l'aéronef après qu'il a touché l'eau. Le pilote a communiqué avec Expedition Helicopters par téléphone satellite après l'événement et a éteint l'émetteur de localisation d'urgence. Expedition Helicopters a organisé le ramassage et le transport du pilote et des passagers vers Pickle Lake, où ils ont reçu des soins médicaux.

Pilote

Le pilote détenait une licence de pilote professionnel – hélicoptère et un certificat médical de catégorie I valide. Il comptait environ 10 000 heures de vol en hélicoptère, dont 3000 heures de vol avec l'AS 350. Selon les renseignements disponibles, il était apte et qualifié pour agir à titre de commandant de bord le jour de l'événement. Rien n'indique que la fatigue a pu être un facteur dans cet événement.

Conditions météorologiques

Les renseignements météorologiques les plus près ont été enregistrés par un système automatisé d'observations météorologiques (AWOS) à Big Trout Lake (Ontario), à environ 80 milles marins du lieu de l'événement. Au moment de l'événement, l'AWOS de Big Trout Lake rapportait les données suivantes : vent calme, visibilité à 9 milles terrestres, quelques nuages à 8800 pieds agl, température de 14,8 °C, point de rosée de - 0,9 °C et calage altimétrique de 29,79 pouces de mercure. Les conditions météorologiques n'ont pas été en cause dans cet événement.

¹ Toutes les heures indiquées sont à l'heure avancée du Centre (temps universel coordonné moins 5 heures).

Aéronef

L'hélicoptère Eurocopter AS 350 B-2 est entraîné par un seul moteur à turbine, le Honeywell LTS101-700D-2 (n° de série LE-46185C) et est conçu pour transporter un pilote et 5 passagers. L'hélicoptère en cause dans cet événement était pourvu à l'origine d'un moteur Turbomeca Ariel qui a été remplacé, en 2008, par le moteur Honeywell conformément au certificat de type supplémentaire de Soloy Aviation Ltd. (SR01647SE) approuvé par Transports Canada.

Les dossiers indiquent que l'aéronef était homologué, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. La révision des registres techniques indique qu'aucune réparation n'avait été reportée et que l'hélicoptère ne présentait aucune anomalie non corrigée. Le pilote n'a signalé aucune difficulté technique pour cet aéronef avant l'événement. Au moment de l'événement, il y avait environ 90 gallons impériaux de carburant à bord de l'hélicoptère.

Une manette de commande de puissance montée sur le levier de la commande de pas collectif du rotor permet d'atteindre le régime du rotor sélectionné par le pilote. Le régime du rotor et la vitesse du moteur sont maintenus par le régulateur de turbine de puissance du moteur. Le régulateur de turbine de puissance est conçu pour maintenir 100 % de la vitesse de la turbine de puissance ou le régime nominal du rotor ± 1 % ou 390 +4 ou -5 rpm.

Une protection contre la survitesse du rotor et du moteur est assurée par un système de protection électronique contre l'emballement du moteur. La vitesse de la turbine de puissance (TP) est surveillée par des capteurs magnétiques montés sur le moteur qui envoient des signaux à un automate de contrôle, aussi appelé contrôleur (Autronics n° de pièce 91547-SOCN-4-301-483-02). Lorsqu'une vitesse de la turbine de puissance de 109 % est détectée, l'automate (ou contrôleur) du système de protection électronique contre l'emballement du moteur excite un solénoïde qui réduit le débit de carburant. Quand la vitesse de la turbine de puissance descend à 106 %, l'automate du système de protection électronique contre l'emballement du moteur désactive le solénoïde et le débit de carburant revient à la normale. Si les conditions qui ont causé la survitesse sont toujours présentes, la vitesse de la TP montera de nouveau à 109 % et le système de protection électronique contre l'emballement du moteur sera réactivé. Ce type de fonctionnement cyclique du système de protection électronique contre l'emballement du moteur peut se poursuivre jusqu'à ce que le pilote règle le débit de carburant de façon manuelle. En cas de fonctionnement cyclique du système de protection électronique contre l'emballement du moteur (défaut du régulateur de turbine de puissance), le manuel de vol du AS 350 indique que les pilotes doivent contrôler le régime du rotor par le levier de pas collectif et atterrir dans les meilleurs délais.

L'hélicoptère est pourvu d'un système d'avertissement sonore en cas de problème lié au régime du rotor principal. Une alarme continue se fait entendre lorsque le régime du rotor principal est inférieur à 360 rpm et une alarme intermittente sonne lorsque le régime du rotor principal est supérieur à 410 rpm.

Moteur

Le moteur Honeywell LTS101-700-D-2 a un historique de perte de puissance dans 2 domaines particuliers :

- palier de rotor du régulateur de turbine de puissance (n° de pièce 2523973N); et
- orifice de la tuyère d'injection de la pompe à carburant.

Le moteur LTS-101-700-D2 est équipé d'un régulateur de turbine de puissance Honeywell (n° de pièce 4-301-289-05). Ce régulateur de TP a été conçu à l'origine pour une durée de vie moyenne avant révision de 2400 heures. Le régulateur de TP comprend un palier de rotor (fabriqué par Timken Aerospace), qui est un roulement à billes scellé lubrifié avec de la graisse en usine. Le palier de rotor soutient l'arbre d'entraînement et la masselotte dans le régulateur de TP. À ce jour, 10 défauts du palier de rotor du régulateur de TP ont été répertoriés. À la suite de ces défauts, Honeywell a publié des bulletins de service qui recommandent le remplacement de cette pièce à des intervalles plus rapprochés². Selon les renseignements fournis par le fabricant, ces défauts sont attribuables à des particules dures de contaminants qui demeurent dans le chemin de roulement du palier après l'assemblage. Des inspections d'autres paliers de rotor, fabriqués entre 2006 et 2008, ont permis de détecter la présence de contaminants similaires.

La pompe à carburant du moteur de l'hélicoptère en cause dans l'événement était pourvue d'une tuyère d'injection présentant un orifice de 0,132 pouce de diamètre. Les renseignements fournis par le fabricant indiquent que des extinctions de moteur causées par le système de protection électronique contre l'emballement du moteur³ ont été rapportées sur les unités pourvues de pompes à carburant LTS101 dont la tuyère d'injection présente un orifice de 0,132 pouce de diamètre. Le déclenchement ou le fonctionnement cyclique du système de protection électronique contre l'emballement du moteur peut entraîner une augmentation momentanée de carburant dans la conduite de dérivation, ce qui produit une surpression du côté non mesuré de la soupape de réglage de pression minimale dans le régulateur de carburant (FCU). Ainsi, la soupape de réglage de pression minimale se ferme, ce qui réduit le débit de carburant et peut causer l'extinction du moteur et une perte de puissance.

Des études et des essais sur le terrain menés par Honeywell indiquent que l'augmentation du diamètre de l'orifice de la tuyère d'injection de la pompe à carburant réduit la pression sur le côté non mesuré de la soupape de réglage de pression minimale dans le régulateur de carburant. Cela prévient la fermeture de la soupape de réglage de pression minimale et élimine les risques d'extinction du moteur associés à l'activation du système de protection électronique contre l'emballement du moteur.

² Bulletin de service n° GT-73-351 de Honeywell

³ Des extinctions de moteur causées par le système de protection électronique contre l'emballement du moteur se sont produites au cours des essais au sol du système de protection électronique contre l'emballement du moteur à différents réglages du régime du rotor.

La mise à l'essai du module de contrôle du système de protection électronique contre l'emballement du moteur de l'hélicoptère visé par l'enquête a révélé qu'il était en bon état de service.

Épave

Les enquêteurs du BST n'ont pu se rendre sur les lieux de l'accident. À la suite de l'événement, l'épave a été transportée dans les installations d'entretien de l'exploitant aux fins d'inspection supplémentaire. À l'arrivée aux installations d'entretien de l'exploitant, un inspecteur de Transports Canada a été témoin du retrait et de l'emballage du moteur. Peu après, les inspecteurs du BST ont confirmé que les dommages observés aux installations d'entretien de l'exploitant étaient conformes aux photographies prises sur les lieux peu après l'événement.

Le moteur de l'hélicoptère a été envoyé à un laboratoire d'essai. Avant la mise en marche du moteur, on a examiné les détecteurs de particules, les circuits de prélèvement d'air (Py) et les filtres du moteur; aucune anomalie préexistante apparente n'a été décelée. On a établi que le moteur était en assez bon état pour fonctionner dans l'enceinte d'essai. Le moteur a été soumis à un essai de fonctionnement avec tous les composants originaux installés, y compris le régulateur de TP, la pompe à carburant et le régulateur de carburant. Un dynamomètre freins hydrauliques a été utilisé dans l'enceinte d'essai.

L'essai de fonctionnement a révélé qu'une fois sous puissance, sans charge, la vitesse de la TP dépassait la vitesse nominale prescrite de 100 %. Dynamomètre freins hydrauliques éteint, on a laissé le moteur accélérer pour produire une vitesse de la turbine de puissance de 109 % et constaté un mauvais



Photo 1. Débris du palier dans le régulateur de turbine de puissance

fonctionnement du régulateur de TP et on a arrêté le moteur. Le régulateur de TP original a été remplacé par un modèle révisé et on a remis le moteur en marche. Avec le régulateur de TP révisé en place, on a laissé le moteur accélérer pour produire une vitesse de la TP de 100 %, valeur qu'il n'a pas dépassée avec une autre poussée de la manette des gaz, ce qui indique que le régulateur de TP fonctionnait comme prévu. Aucune autre anomalie n'a été notée sur le moteur au cours des essais.

Le régulateur de TP qui avait été retiré du moteur de l'hélicoptère en cause (Honeywell, n° de pièce 4-301-289-05, n° de série 84490007) a été envoyé à des installations de Honeywell pour son démontage. Le démontage du régulateur de TP a révélé que le palier de rotor (n° de pièce 2523973N) avait fait défaut et était complètement détruit. Les restes du palier de rotor ont été sécurisés et envoyés au laboratoire du BST pour d'autres analyses. Le palier de rotor de l'hélicoptère visé par le présent rapport a fait défaut après 228 heures de vol au total depuis sa fabrication. L'analyse du palier de rotor qui a été effectuée par les spécialistes du laboratoire du BST a produit les mêmes résultats que les analyses précédentes réalisées par Honeywell sur des paliers de rotor défectueux. La photo 1 ci-dessous montre le régulateur de TP après son retrait

du moteur dans les installations d'essai ainsi que les débris trouvés dans le corps de l'entraînement du régulateur de TP désassemblé.

L'examen des chemins de roulement et des billes du palier de rotor a permis de déceler de nombreuses particules de diamant microscopiques, la détérioration des propriétés de lubrification et des traces d'oxydation. Les spécialistes croient que les particules de diamant microscopiques sont demeurées dans les composants du palier après l'étape du nettoyage, avant l'assemblage. La présence des particules de diamant entre le chemin de roulement intérieur et les billes cause l'usure par abrasion du palier qui augmente le frottement et entraîne une montée importante de la température des composants visés. Ces températures élevées diminuent les qualités lubrifiantes de la graisse. Le fonctionnement continu d'un palier dans cet état entraînera un bris. Au total, 55 jours se sont écoulés entre le moment de l'événement et l'examen du palier de rotor. Au cours de cette période, le palier de rotor est demeuré exposé aux conditions ambiantes. Les paliers qui ont subi ce type de bris peuvent s'oxyder au cours d'une telle exposition durant une période prolongée.

Rapports du laboratoire du BST

Le rapport du laboratoire du BST suivant a été élaboré :

LP 083/2011 – *Spool Bearing Examination* (Examen du palier de rotor)

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

Analyse

Le palier de rotor du régulateur de TP de l'aéronef a fait défaut après seulement 228 heures d'utilisation. Des particules de diamant microscopiques ont été trouvées dans les restes du palier de rotor du régulateur de TP. Par conséquent, l'analyse de la défectuosité du palier de rotor a principalement porté sur le lien entre ces particules et la panne. Leur présence a entraîné une chaleur et un frottement excessifs entre les surfaces du palier. La chaleur excessive réduit les qualités lubrifiantes de la graisse. Cette combinaison de facteurs a probablement causé la panne du palier. Il est probable que le délai entre l'événement et l'examen du palier de rotor a favorisé la naissance des taches d'oxydation sur les chemins de roulement et les billes qui ont été décelées sur les restes du palier après l'événement. Le manque de lubrification et l'oxydation n'ont donc pas été retenus comme causes du bris du palier.

Les aéronefs équipés du régulateur de TP Honeywell (n° de pièce 301-289-05) et du palier de rotor visé fabriqué entre 2006 et 2008 présentent un risque plus élevé de perte de puissance du moteur causé par une défectuosité du palier de rotor.

Le palier de rotor du régulateur de TP du moteur a probablement fait défaut peu avant la mise en palier de l'aéronef, ou au moment de celle-ci, après le départ de Butler Lake. La mise en palier rapide de l'aéronef aurait entraîné une brève réduction de la charge sur le disque du rotor. Cette réduction de la charge sur le rotor principal est parfois associée à une survitesse du rotor. La défaillance du régulateur de TP a probablement entraîné l'emballement du moteur et déclenché le système de protection électronique contre l'emballement du moteur. Cela a

sûrement produit le premier coup de lacet vers la gauche et l'alarme intermittente (survitesse du rotor). L'augmentation du régime du moteur pour produire une vitesse de la TP de 109 % a entraîné le déclenchement du système de protection électronique contre l'emballement du moteur et le régulateur de carburant a reçu le signal de procéder à une mise à l'atmosphère et de réduire le débit de carburant pour ralentir le moteur. Lorsque la vitesse de la TP a chuté à 106 %, le système de protection électronique contre l'emballement du moteur a répété le cycle et la vitesse de la TP est remontée à 109 %. Cela a produit un second coup de lacet vers la gauche. Durant le second cycle de fonctionnement cyclique du système de protection électronique contre l'emballement du moteur, la réduction de la dérivation de carburant associée à la tuyère d'injection présentant un orifice de 0,132 pouce de diamètre a fait augmenter la pression du carburant sur le côté non mesuré de la soupape de réglage de pression minimale qui s'est fermée. Cette fermeture a réduit le débit de carburant à la sortie du régulateur de carburant, ce qui a entraîné une perte de puissance du moteur et le déclenchement d'une alarme sonore continue (faible vitesse du rotor).

Le pilote a été forcé d'effectuer un atterrissage en autorotation. L'hélicoptère a atterri brutalement dans de l'eau peu profonde; l'aéronef a subi des dommages importants et ses occupants des blessures mineures.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Les particules de diamant dans le palier de rotor du régulateur de la turbine de puissance (TP) de l'aéronef ont probablement causé le bris du palier, environ 228 heures, au total, après sa révision. Le bris du palier de rotor a entraîné la panne du régulateur de TP.
2. La panne du régulateur de TP a permis au moteur et au rotor de s'emballer au cours de la mise en palier de l'hélicoptère, ce qui a entraîné le déclenchement du système de protection contre l'emballement du moteur de l'hélicoptère et le fonctionnement cyclique de ce dernier.
3. Le fonctionnement cyclique du système de protection contre l'emballement du moteur combiné à l'augmentation de la pression de carburant produite par la tuyère d'injection présentant un orifice de 0,132 pouce de diamètre a probablement causé l'extinction du moteur.
4. L'hélicoptère a atterri brutalement dans de l'eau peu profonde; l'aéronef a subi des dommages importants et ses occupants des blessures mineures.

Faits établis quant aux risques

1. Les aéronefs pourvus d'un moteur Honeywell LTS101-700-D-2 avec un régulateur de TP équipé des paliers de rotor visés présentent un risque plus élevé de panne du régulateur de TP.

2. Les hélicoptères AS 350 B-2 pourvus d'un moteur Honeywell LTS101-700-D-2 dont les pompes à carburant sont équipées d'une tuyère d'injection avec un orifice de 0,132 pouce de diamètre présentent plus de risque d'extinction du moteur causée par le fonctionnement cyclique du système de protection contre l'emballement du moteur.

Mesures de sécurité prises

Bureau de la sécurité des transports du Canada

Le 6 octobre 2011, le BST a émis l'avis de sécurité aérienne A11C0079-D1-A1, *Honeywell LTS101-700-D-2 Power Turbine Governor Spool Bearing Failure* (Défaut du palier de rotor du régulateur de turbine de puissance Honeywell LTS101-700-D-2). Cet avis souligne les risques qui sont associés au bris du palier de rotor du régulateur de TP et demande à Transports Canada de prendre des mesures immédiates pour exiger le remplacement des paliers visés et rendre obligatoires les exigences publiées dans le bulletin de service GT-73-A359 d'Honeywell.

Le 6 octobre 2011, le BST a émis l'avis de sécurité aérienne A11C0079-D2-A1, *Honeywell LTS101-700-D-2 Engine flameout associated with engine over-speed system (EOS) activation* (Extinction du moteur liée au déclenchement du système de protection contre l'emballement du moteur Honeywell LTS101-700-D-2). Cet avis décrit le risque continu d'extinction du moteur en cours de vol à la suite du déclenchement du système de protection électronique contre l'emballement du moteur en présence de la pompe à carburant visée et indique que les équipages et les aéronefs demeureront à risque jusqu'à ce que les exploitants d'aéronefs équipés d'un moteur LTS101-700-D-2 remplacent la tuyère d'injection avec orifice de 0,132 pouce de diamètre par une tuyère d'injection avec un orifice de 0,165 pouce de diamètre.

Federal Aviation Administration

Le 14 novembre 2011, le Department of Transportation des États-Unis, par l'entremise de la Federal Aviation Administration, a publié la consigne de navigabilité 2011-23-13. Cette consigne demande le remplacement immédiat et fréquent des régulateurs de TP des modèles AL-AB1 nos 4-301-289-03, 4-301-289-05, 4-301-289-09, 4-301-101-16 et 4-301-101-18, dont la plaque signalétique porte la marque de conformité N ou P, ou ne porte pas de marque de conformité. La consigne est entrée en vigueur le 29 novembre 2011. Transports Canada exige que toutes les consignes de navigabilité émises par l'État de fabrication soient respectées par tous les exploitants qui utilisent le produit visé.

Honeywell International Inc.

Le 23 août 2011, Honeywell a publié le bulletin de service GT-73-359 qui recommande le remplacement des paliers n° de pièce 2523973 à 200 heures de vol, et des paliers n° de pièce 252973P à 900 heures de vol.

Honeywell, de concert avec Timken Aerospace, a amélioré les processus de fabrication pour garantir que les particules de diamant sont retirées des paliers de rotor avant l'assemblage.

Le 8 février 2012, Honeywell a publié la lettre d'information opérationnelle n° OIL T1 01-04 qui fournit des conseils aux exploitants sur les symptômes en cas de mauvais fonctionnement du palier de rotor du régulateur de TP et qui demande aux pilotes de consulter le manuel de vol dans de telles conditions.

Timken Aerospace

Timken Aerospace, de concert avec Honeywell International Inc., a amélioré les processus de fabrication pour garantir que les particules de diamant sont retirées des paliers de rotor avant l'assemblage.

En avril 2011, Timken Aerospace a cessé d'expédier des paliers de rotor n° de pièce 2523973 portant le suffixe N.

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 4 juillet 2012. Il est paru officiellement le 2 août 2012.

Pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits, visitez son site Web (www.bst-tsb.gc.ca). Vous y trouverez également la Liste de surveillance qui décrit les problèmes de sécurité dans les transports présentant les plus grands risques pour les Canadiens. Dans chaque cas, le BST a établi que les mesures prises jusqu'à présent sont inadéquates, et que tant l'industrie que les organismes de réglementation doivent prendre de nouvelles mesures concrètes pour éliminer ces risques.