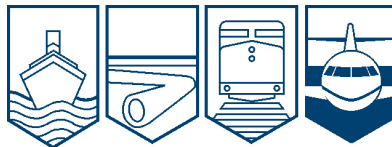




**RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A12A0085**



**PANNE MOTEUR ET ATERRISSAGE BRUTAL
DE L'HÉLICOPTÈRE BELL 407, C-FTJU
EXPLOITÉ PAR UNIVERSAL HELICOPTERS NEWFOUNDLAND
LIMITED
À 4 NM AU SUD-OUEST DE WABUSH (TERRE-NEUVE-ET-
LABRADOR)
LE 12 AOÛT 2012**

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

Panne moteur et atterrissage brutal

de l'hélicoptère Bell 407, C-FTJU
exploité par Universal Helicopters Newfoundland
Limited

à 4 nm au sud-ouest de Wabush (Terre-Neuve-et-
Labrador)

le 12 août 2012

Rapport numéro A12A0085

Résumé

L'hélicoptère Bell 407 de l'entreprise Universal Helicopters Newfoundland Limited (numéro de série 53331, immatriculé C- FTJU) transportait une tour de forage par élingage à environ 4 milles marins au sud-ouest de Wabush (Terre-Neuve-et-Labrador). En approchant de la structure de la base de forage, l'hélicoptère a subi une perte de puissance du moteur, puis s'est aussitôt mis à descendre en faisant un mouvement de lacet vers la gauche. Le pilote a alors largué la tour de forage avant que l'hélicoptère percute le sol. Le pilote, seul à bord, a été légèrement blessé et a pu sortir de l'appareil par lui-même. L'hélicoptère a été lourdement endommagé et la radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz s'est déclenchée en raison de l'impact. Aucun incendie ne s'est déclaré après l'impact. L'accident s'est produit à la lumière du jour, à 13 h, heure avancée de l'Atlantique.

This report is also available in English.

Renseignements de base

Déroulement du vol

L'hélicoptère avait effectué plusieurs transports par élingage¹ depuis environ 9 h 17². Vers 13 h, l'hélicoptère a soulevé la tour de forage de 2300 livres à l'aide d'une longue élingue de 90 pieds. Pendant que l'hélicoptère approchait de la base de forage, à environ 220 pieds au-dessus du niveau du sol (agl) et à une vitesse indiquée de 36 nœuds, il y a eu une forte détonation et un nuage de fumée en provenance de l'échappement du moteur. Le moteur a alors immédiatement perdu de sa puissance et le régime du rotor principal (N_R) a diminué de manière rapide et continue. L'hélicoptère a immédiatement fait un mouvement de lacet vers la gauche et a continué à virer à gauche en descendant rapidement. La position du collectif est demeurée inchangée pendant environ 4 secondes, puis le pilote a complètement relevé le levier de pas collectif. L'hélicoptère a percuté le sol environ 9 secondes après avoir subi la perte de puissance.

L'hélicoptère est demeuré à l'endroit (photo 1) et le rotor principal s'est immobilisé. Environ 17 secondes après l'impact, le pilote a effectué les vérifications d'arrêt du moteur, puis a coupé l'alimentation électrique.



Photo 1. Hélicoptère en cause (source : Universal Helicopters Newfoundland Ltd.)

Les conditions météorologiques au moment de l'accident étaient propices au vol à vue et ne sont pas considérées comme un facteur contributif à l'événement.

Pilote

Le pilote était titulaire d'une licence de pilote professionnel et possédait l'annotation pour hélicoptère. Le pilote avait accumulé environ 12 000 heures de vol au total dont environ 9500 heures sur des aéronefs à voilure tournante. Le pilote avait accumulé environ 2500 heures de vol au total sur l'hélicoptère Bell 407 de Bell Helicopter Textron Canada limitée (Bell).

La dernière formation périodique reçue par le pilote sur le Bell 407 remonte au 30 janvier 2012. Dans le cadre de cette formation, une panne moteur pendant le transport d'une charge par élingage a été simulée.

Les dossiers indiquent que le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur. Rien n'indique que la fatigue,

¹ L'élingage consiste à soulever des charges au moyen d'un crochet de charge installé sur l'hélicoptère. Le crochet est doté d'un mécanisme permettant de larguer les charges en cas d'urgence.

² Les heures sont exprimées en heure avancée de l'Atlantique (temps universel coordonné moins 3 heures).

une incapacité ou des facteurs physiologiques auraient pu compromettre les performances du pilote.

Aéronef

L'hélicoptère Bell 407 est conçu pour transporter 1 pilote et 6 passagers. Il tire sa puissance d'un seul turbomoteur, de modèle 250-C47B de Rolls-Royce Corporation (RRC), doté d'un régulateur automatique à pleine autorité redondante (FADEC) qui surveille et régule de nombreux paramètres du moteur.

L'enquête a permis de déterminer que le poids et le centre de gravité de l'hélicoptère se trouvaient à l'intérieur des limites prescrites lors de l'opération d'élingage et après le largage de la charge³.

Les dossiers indiquent que l'aéronef était homologué, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées, et ne présentait aucune déficience connue avant le vol menant à l'événement.

Renseignements sur l'aéronef accidenté

Les patins hauts ont été déformés, une portion de la partie inférieure du fuselage a été écrasée, et la poutre de queue a été sectionnée derrière le stabilisateur horizontal. Une pale du rotor principal était déformée à mi-longueur. Les 3 autres pales du rotor principal et les 2 pales du rotor de queue étaient relativement en bon état, ce qui correspond aux dommages subis lorsque le rotor tourne lentement à l'impact. La rallonge d'éjection du moteur était percée à plusieurs endroits en raison des morceaux de la turbine qui ont été éjectés à l'extérieur du moteur.

Le pilote avait bouclé le dispositif de retenue à 4 points d'ancrage qui était installé à bord de l'appareil. Le pilote avait un casque⁴, mais préférait ne pas le porter durant les opérations d'élingage⁵. Le pilote n'a subi aucune blessure à la tête.

L'aéronef accidenté a été transporté à la base de l'entreprise à Goose Bay (Terre-Neuve-et-Labrador). Le moteur (numéro de série CAE-848030) a été déposé en présence d'un enquêteur du Bureau de la sécurité des transports (BST) et a été expédié au Laboratoire du BST à Ottawa aux fins d'examen.

³ Le Bureau de la sécurité des transports (BST) a déterminé que le poids de l'hélicoptère était d'environ 5740 livres au moment où le moteur a perdu de la puissance.

⁴ L'entreprise n'exige pas le port du casque, mais elle encourage son personnel à en porter un et offre de rembourser une partie des coûts d'achat.

⁵ Le rapport d'enquête A11W0070 du BST cite des recherches qui soulignent les avantages offerts par le port du casque protecteur, quel que soit le type d'opérations hélicoptères.

Moteur

Le turbomoteur modulaire à turbine libre et à écoulement d'air inverse comprend un compresseur, un réducteur, un groupe turbine et une chambre de combustion. Le groupe turbine se compose d'une turbine de générateur de gaz à 2 étages qui entraîne le compresseur, et d'une turbine de travail à 2 étages qui entraîne le rotor par l'entremise d'un réducteur (figure 1).

Le groupe turbine de l'hélicoptère en cause (numéro de série CAT-45473) avait accumulé 1005,2 heures et 1402 cycles depuis sa fabrication. Durant ce temps, le moteur avait été exploité à l'intérieur des limites prescrites.

L'examen du moteur a révélé que les 40 ailettes (aubes) du disque de la turbine de troisième étage (numéro de pièce 6898663) étaient sectionnées, la plupart près du moyeu (figure 1 et photo 2). L'examen des surfaces de rupture a permis de constater que plusieurs ailettes présentaient une zone plate, relativement lisse au bord de fuite, ce qui indique une fissuration progressive.

Un examen métallurgique et une observation au microscope électronique à balayage du disque de

la turbine de troisième étage ont permis de constater que 6 ailettes étaient striées à partir du bord de fuite proche du moyeu jusqu'au bord d'attaque, un signe de fatigue mégacyclique. Une de ces ailettes présentait une fissure de fatigue mégacyclique qui avait progressé pour atteindre environ 0,40 pouce avant qu'elle se rompe en raison d'une contrainte. Le bris de la première ailette a rapidement entraîné le bris du disque de turbine car les autres ailettes se sont brisées sous une contrainte causée par l'impact des fragments de cette première ailette.

On a constaté que les ailettes fissurées par la fatigue mégacyclique formaient un motif régulier autour du disque de turbine. Ce motif correspond à une vibration de troisième mode connue

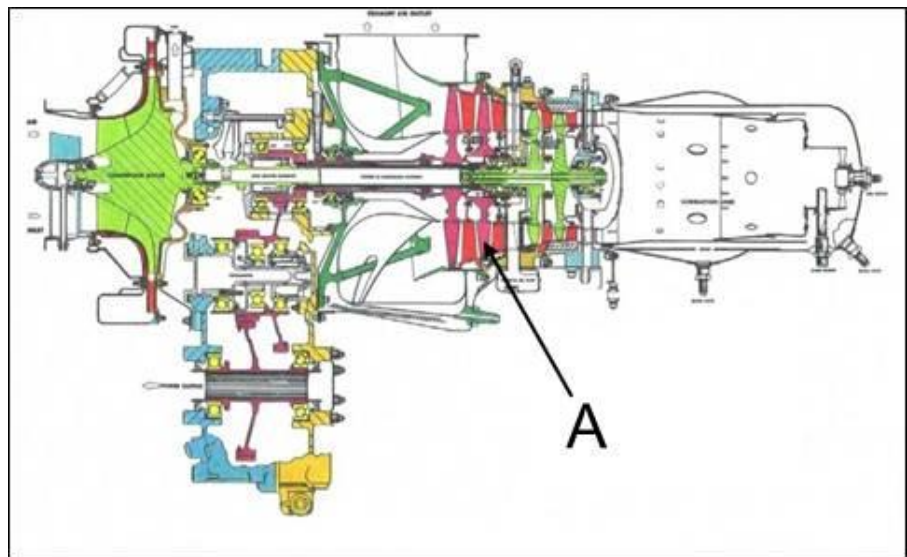


Figure 1. Coupe transversale du moteur : A - Disque de la turbine de travail de troisième étage (source : Rolls-Royce)



Photo 2. Disque de la turbine de troisième étage en cause

faisant partie d'une famille de seconds modes diamétraux (appelée le mode 2D-3). Le mode 2D-3 se produit lorsque le régime de la turbine se situe entre 68,4 % et 87,1 % (N_2)⁶.

Selon RRC, certaines conditions de fonctionnement (notamment les dépassements de température au moment du démarrage et de l'arrêt) peuvent créer d'importants écarts de température dans la zone du bord de fuite des ailettes située près du moyeu. Ces écarts de température peuvent entraîner des contraintes de traction résiduelles⁷, et abaisser ainsi le seuil de formation des fissures de fatigue sur le bord de fuite. Lorsque le moteur fonctionne dans le mode 2D-3, ce problème s'aggrave. Une fois qu'elles apparaissent, ces fissures progressent en raison de la charge de fatigue et causent rapidement un bris.

Mis à part les dommages causés par la défaillance de la turbine de travail, aucune anomalie n'a été notée sur le moteur.

Bris des ailettes du disque de turbine en raison de la fatigue mégacyclique

Depuis avril 2002, il y a eu 8 autres cas de bris d'ailettes par fatigue mégacyclique sur le disque de la turbine de troisième étage (numéro de pièce 6898663) installé dans le moteur 250-C47B⁸ :

- dans 3 cas, des fissures sont apparues sur le bord de fuite de l'ailette à proximité du moyeu et se sont propagées vers le bord d'attaque⁹ comme le décrit le présent rapport;
- dans 2 cas, les causes demeurent inconnues;
- dans 2 cas, les fissures sont apparues sur le bord d'attaque au milieu de l'ailette;
- dans 1 cas, les 2 types de fissures étaient en cause.

Selon RRC, les fissures causées par la fatigue mégacyclique apparaissant sur le bord d'attaque au milieu de l'ailette ne sont pas liées à un régime de turbine se situant entre 68,4 % et 87,1 % (N_2).

Au moment de rédiger le présent rapport, RRC n'était pas en mesure de cerner les conditions de fonctionnement du moteur qui donnent lieu à l'apparition de contraintes de traction résiduelles aux bords de fuite des ailettes près du moyeu. En outre, il est impossible de déterminer les conditions d'utilisation prolongées qui demandent un régime de turbine se situant entre 68,4 % et 87,1 % (N_2).

⁶ Rolls-Royce Corporation (RRC) désigne le régime de la turbine de travail par N_2 , alors que Bell utilise N_P . N_2 est utilisé dans le rapport.

⁷ RRC est d'avis que ces contraintes résultent du cumul des cycles de fonctionnement et non d'un seul événement.

⁸ Pannes confirmées au moment de la rédaction du présent rapport.

⁹ RRC nomme ce problème « hub trailing edge failure » ou bris du bord de fuite près du moyeu.

Données historiques sur le fonctionnement des moteurs dans la plage de régimes N_2

Au moment de la mise sur le marché du moteur 250-C47B dans les années 1970, RRC était consciente que le disque de la turbine de troisième étage (numéro de pièce 6898663) était sujet aux effets du mode 2D-3. Toutefois, RRC a déterminé qu'il n'était pas nécessaire de préciser une plage de régimes à éviter parce que le mode 2D-3 ne se produit que dans une plage de régimes N_2 dans laquelle le moteur ne tourne pas normalement en vol stabilisé.

Entre 2001 et 2005, Bell a travaillé en collaboration avec RRC afin de déterminer la cause des bris du disque de la turbine de troisième étage. RRC a déterminé que les vibrations néfastes se produisant à un régime de rotor entre 68 % et 86 % (plage N_2) pouvaient être un facteur contributif à ces bris.

En mars 2004, Bell a publié le bulletin de service d'alerte (BSA) 407-04-64 qui exigeait le respect du bulletin de moteur commercial (CEB) A-72-6050 de RRC. Selon ce bulletin, une inspection visuelle ponctuelle et une inspection non destructive du disque de la turbine de travail de troisième étage devaient avoir lieu. En outre, Bell a indiqué qu'elle procédait à la révision du manuel de vol du giravion (RFM) qui recommanderait d'éviter les régimes N_2 situés entre 68,0 % et 86,0 % en vol stabilisé.

En avril 2004, TC a publié la consigne de navigabilité (CN) CF-2004-09 qui réitérait la nécessité d'éviter d'utiliser la plage de régimes N_2 en vol stabilisé. En outre, la CN indiquait que Bell avait révisé le manuel de vol du giravion de l'hélicoptère Bell 407 et avait fourni un autocollant visant à informer les pilotes qu'ils devaient éviter de faire fonctionner la turbine de travail de l'appareil à ces régimes en vol stabilisé.

En mars 2005, Bell a publié le bulletin de service d'alerte (BSA) 407-04-65 qui précisait que la plage de régimes N_2 à éviter était entre 68,0 % et 86,0 %.

En juin 2005, Bell a publié le BSA 407-05-67 qui remplaçait le BSA 407-04-65 et comprenait le CEB A-72-6054 de RRC. Ce bulletin de moteur commercial précisait que la nouvelle plage N_2 de régimes à éviter en vol stabilisé se situait entre 68,4 % et 87,1 %, et ajoutait de nouvelles limites de sursrégime transitoires N_2^{10} . Le manuel de vol du giravion de l'hélicoptère Bell 407 a été révisé afin d'inclure la nouvelle plage de régimes à éviter en vol stabilisé et, selon une nouvelle exigence, un placard précisant cette plage devait être fixé au tableau de bord.

En juillet 2005, TC a publié la CN CF-2004-09R1 qui remplaçait la CN CF-2004-09 et qui exigeait le respect du BSA 407-05-67 de Bell. L'appareil C-FTJU était conforme à la CN CF-2004-09R1 le 3 août 2005.

¹⁰ Plage N_P liée aux bris du bord d'attaque au milieu des ailettes

Autorotation

En vol normal, les pales du rotor principal assurent la portance et exercent une poussée grâce à leur angle d'attaque et à leur régime. L'autorotation est l'état de vol obtenu lorsque le moteur est découplé du rotor principal et que les pales du rotor sont entraînées par les seules forces aérodynamiques produites par l'écoulement de l'air ascendant à travers le rotor. Ce courant d'air ascendant à travers le rotor produit une poussée suffisante pour maintenir le régime N_R tout au long de la descente. Le pilote règle le régime N_R à l'aide du levier de pas collectif¹¹. La descente est freinée en levant le levier de pas collectif, ce qui accroît l'angle d'attaque du rotor principal et permet d'utiliser l'inertie emmagasinée dans les pales pour produire à nouveau la portance afin de poser l'appareil en toute sécurité ou de minimiser l'impact.

Pour amorcer l'autorotation, on abaisse complètement le levier de pas collectif afin de réduire la portance et la traînée et de maintenir le régime N_R ; l'hélicoptère commence aussitôt à descendre. Si le régime N_R n'est pas maintenu et continue de diminuer, l'angle d'attaque des pales du rotor principal finit par augmenter jusqu'à ce qu'elles commencent à décrocher. Si les pales décrochent, la portance diminue et la traînée augmente, ce qui entraîne une augmentation rapide du taux de descente de l'hélicoptère et aggrave le décrochage. Par conséquent, il est essentiel que les pilotes empêchent les pales du rotor principal de décrocher. Si toutes les pales du rotor décrochent, il peut devenir impossible de retrouver un régime de rotor suffisant pour assurer l'autorotation jusqu'à l'atterrissage. Cette situation peut mener à un taux de descente excessif juste avant l'atterrissage; s'il est impossible de réduire suffisamment ce taux avant l'atterrissage, la force de l'impact pourrait être importante.

Le rotor de queue sert avant tout à contrer l'effet de couple du rotor principal. Il est commandé au moyen du palonnier. Lors d'une panne moteur, un hélicoptère dont le rotor principal tourne en sens antihoraire effectue immédiatement un mouvement de lacet vers la gauche, en raison de la disparition du couple du moteur. Pour corriger ce mouvement de lacet, le pilote doit appuyer immédiatement sur la pédale de droite. Si le mouvement de lacet n'est pas corrigé, l'hélicoptère continue à tourner vers la gauche.

Le manuel de vol du giravion de l'hélicoptère Bell 407 précise qu'un mouvement de lacet vers la gauche ainsi qu'une diminution de N_R et du régime de la turbine du générateur de gaz sont des indications d'une panne moteur¹². La procédure en cas de panne de moteur exige notamment de régler le levier de pas collectif afin de maintenir N_R entre 85 % et 107 %.

Diagramme hauteur/vitesse

Le diagramme hauteur/vitesse est propre aux hélicoptères¹³. Pour les hélicoptères monomoteurs, le diagramme hauteur/vitesse indique à l'aide d'un graphique les combinaisons de la vitesse et de la hauteur au-dessus du sol auxquelles les appareils peuvent se mettre en autorotation ou effectuer un atterrissage en toute sécurité après une perte de la puissance du

¹¹ La plage de régimes N_R est définie par le fabricant de l'hélicoptère.

¹² *Bell 407 Rotorcraft Flight Manual*, section 3-3-A-2 : Engine Failure – In-flight

¹³ Le diagramme hauteur/vitesse est élaboré en fonction d'essais progressifs menés par les pilotes d'essai du constructeur au cours des essais en vol qui ont servi à la certification initiale de l'hélicoptère.

moteur. Il indique également les combinaisons à éviter¹⁴. Le diagramme hauteur/vitesse indique donc les combinaisons de hauteur et de vitesse à éviter ou à franchir rapidement. Le diagramme hauteur/vitesse ne représente pas une limite. Il sert plutôt à guider les pilotes en leur indiquant les profils de vol qui représentent un plus grand risque à la suite d'une perte de la puissance du moteur. Les tâches opérationnelles comme l'élingage se déroulent généralement à faible vitesse et à des altitudes qui font partie des zones de combinaisons hauteur/vitesse à éviter sur le diagramme.

Au moment où le moteur a perdu de la puissance, l'hélicoptère en cause se trouvait à environ 200 pieds au-dessus du niveau de la mer, et la température extérieure était de 17 °C. Selon le diagramme hauteur/vitesse de l'hélicoptère Bell 407, ce dernier fonctionnait dans la zone « à éviter » (annexes A et B).

Rapports du Laboratoire du BST

L'enquête a donné lieu aux rapports de laboratoire suivants :

LP187/2012 – Examen du moteur

Ce rapport peut être obtenu du BST sur demande.

¹⁴ En outre, le manuel de vol du giravion de l'hélicoptère Bell 407 indique qu'une surface plane, de niveau et ferme est nécessaire pour effectuer un atterrissage en toute sécurité après une panne moteur.

Analyse

La présente analyse vise principalement les événements, les conditions et les facteurs sous-jacents qui ont provoqué la perte de puissance et l'atterrissage brutal.

Le disque de la turbine de troisième étage s'est brisé en raison d'un phénomène connu, c'est-à-dire une contrainte prolongée à laquelle ont été exposées des fissures de fatigue mégacyclique sur le bord de fuite des ailettes, ce qui a entraîné une perte de puissance du moteur. RRC n'était pas en mesure de cerner les conditions de fonctionnement du moteur qui donnent lieu à l'apparition de contraintes de traction résiduelles au bord de fuite des ailettes près du moyeu. En outre, il n'est pas possible de déterminer les conditions d'utilisation qui demandent un régime de turbine se situant entre 68,4 % et 87,1 % (plage N₂). Par conséquent, la possibilité d'une panne moteur demeure, ce qui accroît le risque de blessures et de dommages aux hélicoptères.

Après la perte de puissance du moteur, le pilote n'a pas abaissé immédiatement le levier de pas collectif et n'a pris aucune mesure pour corriger le mouvement de lacet à gauche. Lorsque le levier de pas collectif n'est pas immédiatement abaissé, le régime N_R peut diminuer jusqu'au point où le pilote perd la maîtrise de l'hélicoptère. En outre, une manœuvre visant à contrer la chute du couple doit être exécutée afin de conserver la maîtrise directionnelle. La perte de puissance du moteur est survenue lorsque l'hélicoptère fonctionnait dans la zone à éviter, selon le diagramme hauteur/vitesse, et il a été impossible de déterminer si une manœuvre immédiate visant à maintenir le régime N_R et la maîtrise directionnelle aurait donné lieu à des blessures et à des dommages matériels de moindre importance. Lorsque le pilote n'effectue pas immédiatement les manœuvres nécessaires au maintien de la maîtrise de l'appareil suivant une perte de puissance du moteur, il y a augmentation du risque de blessures et de dommages à l'hélicoptère.

L'hélicoptère fonctionnait dans la zone « à éviter » sur le diagramme hauteur/vitesse. La perte de puissance du moteur s'est produite à une altitude ne permettant pas d'effectuer un atterrissage en toute sécurité, ce qui a entraîné des blessures mineures et des dommages importants à l'hélicoptère.

Le pilote ne portait pas de casque et n'a subi aucune blessure à la tête. Malgré leurs avantages reconnus en matière de protection contre les blessures à la tête, rien n'oblige les pilotes d'hélicoptère à porter un casque. Lorsque les pilotes d'hélicoptère ne portent pas de casque, ils courent un plus grand risque de subir des blessures à la tête lors d'un accident.

Faits établis

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Le disque de la turbine de troisième étage s'est brisé en raison d'un phénomène connu, c'est-à-dire une contrainte prolongée à laquelle ont été exposées des fissures de fatigue mégacyclique sur le bord de fuite des ailettes, ce qui a entraîné une perte de puissance du moteur.
2. La perte de puissance du moteur s'est produite à une altitude ne permettant pas d'effectuer un atterrissage en toute sécurité, ce qui a entraîné des blessures mineures et des dommages importants à l'hélicoptère.

Faits établis quant aux risques

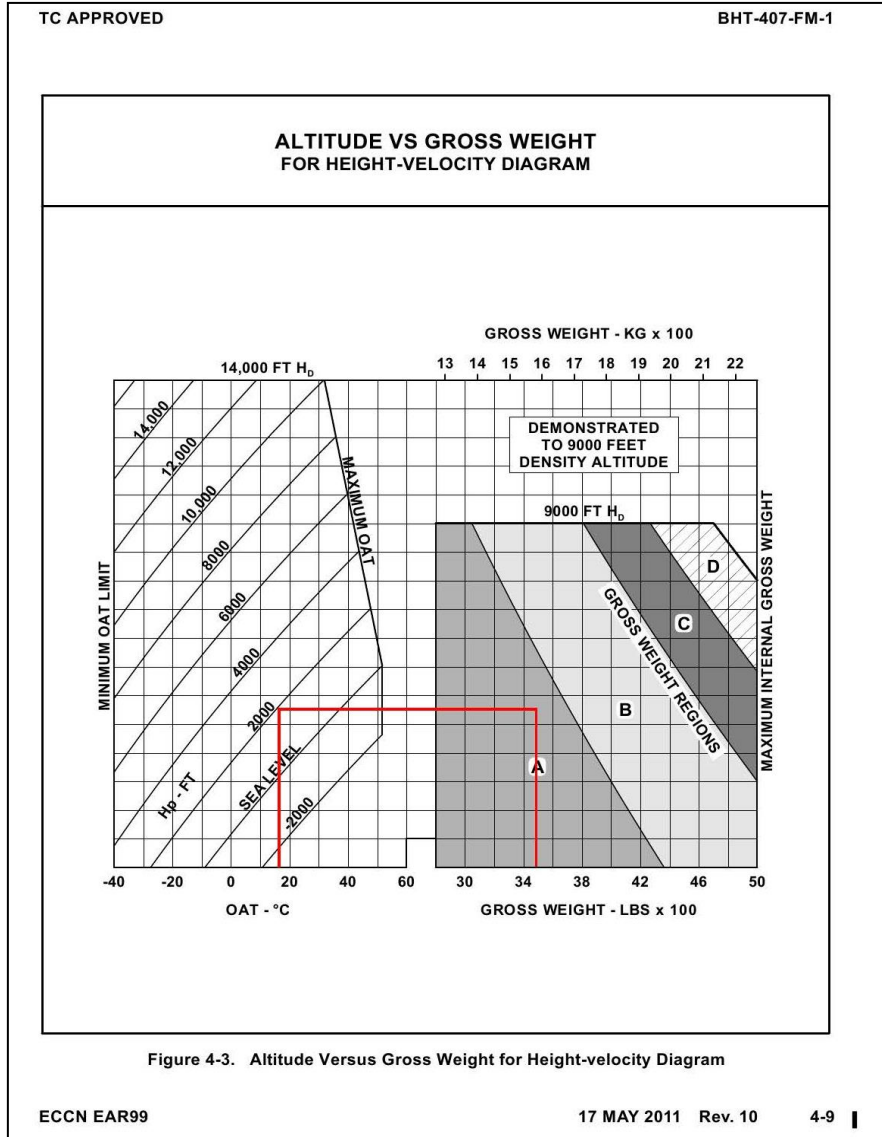
1. Rolls-Royce Corporation n'était pas en mesure de cerner les conditions de fonctionnement du moteur qui donnent lieu à l'apparition de contraintes de traction résiduelles aux bords de fuite des ailettes près du moyeu. Par conséquent, la possibilité d'une panne moteur demeure, ce qui accroît le risque de blessures et de dommages aux hélicoptères.
2. Lorsque le pilote n'effectue pas immédiatement les manœuvres nécessaires au maintien du régime rotor suivant une perte de puissance du moteur, il y a augmentation du risque de blessures et de dommages à l'hélicoptère.
3. Lorsque les pilotes d'hélicoptère ne portent pas de casque, le risque de subir des blessures à la tête lors d'un accident est accru.

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 2 octobre 2013. Il est paru officiellement le 28 novembre 2013.

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.

Annexes

Annexe A – Altitude en fonction du poids brut selon le diagramme hauteur- vitesse (manuel de vol du giravion de l'hélicoptère Bell 407)



Annexe B – Diagramme hauteur-vitesse (manuel de vol du giravion de l'hélicoptère Bell 407)

