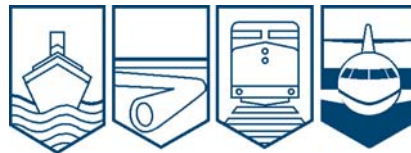




RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A04P0240



IMPACT DE PALE ET BASCULEMENT

DE L'HÉLICOPTÈRE EUROCOPTER AS350 B2 C-GSHH
EXPLOITÉ PAR HIGHLAND HELICOPTERS LTD.

À 5 nm À L'OUEST DU VOLCAN FLOURMILL
(COLOMBIE-BRITANNIQUE)

LE 25 JUIN 2004

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

Impact de pale et basculement de l'hélicoptère Eurocopter AS350 B2 C-GSHH exploité par Highland Helicopters Ltd. à 5 nm à l'ouest du volcan Flourmill (Colombie-Britannique) le 25 juin 2004

Rapport numéro A04P0240

Sommaire

À 20 h 20, heure avancée du Pacifique, le pilote de l'hélicoptère Eurocopter AS350 B2 (Astar) immatriculé C-GSHH et portant le numéro de série 3192, se pose à une altitude de 5200 pieds sur une surface de posé nouvellement aménagée sur un contrefort montagneux, à 5 milles marins à l'ouest du volcan Flourmill aujourd'hui éteint. Le rotor tournant toujours à un régime de vol et l'hélicoptère ne reposant que légèrement sur ses patins, quatre passagers embarquent avec une petite quantité d'équipement individuel et se préparent en vue du décollage. Le pilote augmente le pas collectif pour se mettre en vol stationnaire, mais les paramètres du moteur approchant de leurs limites, il renonce à décoller et abaisse le levier de pas collectif. Le passager arrière gauche sort, et le pilote augmente à nouveau le pas collectif et met l'hélicoptère en vol stationnaire stabilisé à 5 pieds au-dessus de la surface de posé. Satisfait cette fois des paramètres moteur, le pilote augmente le pas collectif et monte à environ 20 pieds en laissant délibérément l'appareil virer à gauche en direction de la pente descendante dans l'intention de passer en translation avant.

Après que l'hélicoptère a viré de 100 degrés à gauche, l'avertisseur sonore de bas régime rotor retentit et le pilote décide de retourner à la surface de posé. Il laisse le virage à gauche se poursuivre, mais lorsque l'hélicoptère reprend son cap initial, il dérive à environ 20 pieds en aval de la surface de posé et continue de descendre. Les pales du rotor principal heurtent alors une grosse souche d'arbre voisine de la surface de posé, puis l'hélicoptère bascule avant de s'immobiliser sur le côté gauche, presque sur le dos. Les trois passagers évacuent rapidement l'hélicoptère, mais le pilote retarde sa sortie, le temps d'arrêter le moteur qui fonctionne toujours. Après avoir coupé le moteur, le robinet de carburant et les interrupteurs électriques, le pilote sort du poste de pilotage. Les quatre occupants sont légèrement blessés, et l'hélicoptère est lourdement endommagé. La radiobalise de repérage d'urgence se déclenche automatiquement au moment du basculement. Il n'y a pas d'incendie.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Déroulement du vol

L'hélicoptère accidenté était loué à contrat par le service des forêts de la Colombie-Britannique (BCFS) pour transporter des pompiers et leur équipement à divers emplacements dans les environs du lac Williams. Le vol en question devait servir à relocaliser 11 pompiers et leur équipement individuel léger à partir de la surface de posé aménagée sur le contrefort montagneux pour l'incendie n° 154 (incendie n° 154 du BCFS) jusqu'à une zone de rassemblement située au pied de la montagne, à environ 1 mille marin (nm).

Pilote

Le pilote possédait la formation et les licences appropriées au pilotage de l'hélicoptère AS350 B2 et à l'exécution de la mission d'appui à la lutte contre les incendies. Il s'agissait d'un pilote d'hélicoptère expérimenté et qualifié qui participait depuis plusieurs années à des opérations de gestion de lutte contre les incendies de forêt pour le compte de l'exploitant. Il totalisait plus de 3000 heures de vol, dont plus de 1000 sur l'hélicoptère AS350. Un examen de son temps de vol et de son temps de service au cours de la période ayant précédé l'accident n'a révélé aucun écart par rapport à la réglementation de Transports Canada en matière de limites de temps de vol et de temps de service, pas plus qu'il n'a révélé que le pilote avait participé récemment à des opérations particulièrement ardues.

Conditions météorologiques

Il n'existe aucune observation météorologique officielle propre au lieu de l'accident mais, d'après les bulletins météorologiques de zones adjacentes et les rapports de témoins présents sur place, les conditions météorologiques générales se prêtaient au vol selon les règles de vol à vue (VFR). Il y avait un vent léger du nord-est en surface ainsi qu'un vent modéré au niveau de la cime des arbres, le tout accompagné d'un fort courant descendant qui soufflait au-dessus du lieu de l'accident. Dans les heures ayant précédé le moment de l'accident, la température extérieure s'était située entre 24 et 28 °C, mais elle avait baissé à la suite d'averses de pluie récentes, et l'indicateur de température extérieure de l'hélicoptère donnait une lecture comprise entre 22 et 24 °C. Une température de 20 °C a été utilisée dans les calculs de performances effectués dans le cadre du présent rapport.

Maintenance de l'aéronef

Un examen de tous les livrets techniques et de tous les dossiers de maintenance indique que le C-GSHH était certifié et entretenu conformément à la réglementation et aux normes en vigueur. Aucune lacune au niveau de la maintenance n'a été découverte, et aucune réparation d'ennui mécanique n'avait été différée. L'hélicoptère avait été construit en 1999 par Eurocopter, à Marignane (France). Au moment de l'accident, l'hélicoptère et son moteur avaient accumulé environ 1880 heures de vol depuis leur mise en service initiale. Il n'y avait pas de double commande à bord, et le bloc manettes installé au plancher du poste de pilotage était à l'abri de toute interférence causée par les passagers grâce à un protecteur de manette des gaz approuvé.

Carburant

Le pilote avait ravitaillé l'hélicoptère environ 40 minutes avant d'atterrir sur la surface de posé aménagée pour l'incendie n° 154. Le pilote a estimé qu'il restait environ 68 pour cent (650 livres) du carburant total au moment de l'accident. Les enquêteurs ont vidé environ 365 litres de carburant du réservoir de l'hélicoptère après l'accident, confirmant qu'il y avait environ 650 livres de carburant à bord au moment de l'accident. Des échantillons de carburant prélevés dans le moteur ainsi que dans les filtres et les circuits de carburant de la cellule ont été examinés, et aucune contamination n'a été découverte. Par conséquent, l'alimentation en carburant et la qualité de ce dernier n'ont pas été considérées comme des facteurs contributifs dans le présent accident.

Masse et centrage de l'aéronef

La masse maximale interne brute certifiée de cet hélicoptère est de 4961 livres, et les limites du centre de gravité varient entre 124,8 et 137,8 pouces de la référence, en fonction de la masse brute de l'hélicoptère. La masse de ce dernier était d'environ 4825 livres au moment de l'accident, le centre de gravité se situant à quelque 126,1 pouces de la référence. À cette masse, le centre de gravité se trouvait légèrement en deçà de la limite maximale avant qui est permise, laquelle est de 125,9 pouces

Performances de l'hélicoptère

Les performances de l'hélicoptère se fondent sur l'altitude, la température et la masse brute. Les pilotes ont facilement accès aux limites théoriques des performances en consultant la section 5 (données sur les performances réglementaires) du manuel de vol approuvé pour cet hélicoptère produit par la Direction Générale de l'Aviation Civile. Les courbes de performances figurant dans le manuel de vol de l'hélicoptère prévoient notamment la charge qu'un hélicoptère devrait pouvoir transporter dans des conditions de vol données, en plus de préciser la masse maximale certifiée pour ces mêmes conditions. De façon plus précise, le manuel de vol approuvé pour cet hélicoptère renferme deux graphiques de performances qui permettent de déterminer exactement la masse maximale à laquelle l'hélicoptère peut se mettre en vol stationnaire dans l'effet de sol et en dehors de celui-ci, à savoir les graphiques HIGE¹ (vol stationnaire dans l'effet de sol) et HOGE² (vol stationnaire en dehors de l'effet de sol). Toutefois, comme l'hélicoptère est monté de 15 à 20 pieds au moment du décollage et que la pente du relief sur les lieux de l'accident était plutôt raide, il est peu probable que l'hélicoptère ait pu tirer avantage de l'effet de sol au cours des événements immédiatement antérieurs à l'accident. Par conséquent, c'est le graphique HOGE qui est la référence appropriée pour établir la capacité de l'hélicoptère à décoller de la surface de posé en question et à réussir à se mettre en vol stationnaire.

¹ La courbe HIGE exige un vol en stationnaire à moins de 5 pieds du sol.

² La courbe HOGE exige un vent nul.

En utilisant les courbes HOGE (voir l'annexe A) et en prenant comme hypothèse une température extérieure de 20 °C, une altitude barométrique de 5200 pieds et une masse brute de 4825 livres au moment de la deuxième tentative de décollage, la masse de l'hélicoptère était inférieure d'environ 150 livres à la masse maximale permise dans de telles conditions. À mesure que la température ambiante augmentait à 25 °C, cette marge aurait dû disparaître progressivement. De plus, un certain nombre d'autres facteurs, comme le vent et les rafales de vent, la technique de pilotage utilisée ainsi que le rendement du moteur et du rotor, auraient dû avoir une incidence sur les véritables performances de l'hélicoptère.

Les calculs montrent que la vitesse ascensionnelle aurait dû être de l'ordre de 300 pieds par minute à la puissance moteur au décollage, et d'environ 590 pieds par minute à la puissance maximale disponible. Chacune de ces vitesses aurait dû être augmentée de 230 pieds par minute, puisque le pilote a mis du pied à gauche durant la montée. Dans des conditions idéales, la vitesse ascensionnelle maximale possible aurait donc été de 820 pieds par minute.

Examen et performances du moteur

Cet hélicoptère Astar avait été équipé, au moment de sa construction, du turbomoteur Turbomeca Arriel 1D1 portant le numéro de série 9631. À la suite de l'accident, le moteur a été déposé de l'hélicoptère, examiné et mis sur un banc d'essai approuvé par Transports Canada. Les résultats de ces examens et de ces essais au banc n'ont révélé aucune anomalie ni aucune diminution des performances qui auraient pu contribuer à la perte de régime rotor. Ces essais ont confirmé que le moteur respectait les spécifications du fabricant quant à la puissance fournie, exception faite de ce qui suit.

La puissance minimale calculée avant que la réparation du moteur soit nécessaire³ est de 523 kW à des températures ambiantes de 25 °C et moins. Durant la vérification de la puissance maximale, la valeur obtenue se situait 5 kW⁴ au-dessous de la limite avant réparation fixée à 523 kW, autrement dit, à environ un pour cent de la valeur cible du banc d'essai. Cet écart dans les performances est assez fréquent dans le cas de moteurs totalisant un tel nombre d'heures de vol depuis leur mise en service initiale – de l'ordre de 1900 heures – et il s'agit d'une diminution graduelle et prévisible. Comme cela représente une différence de couple disponible d'environ un pour cent, ladite différence a été jugée négligeable. Avec ce moteur installé dans l'hélicoptère, le pilote aurait pu contrer l'écart de puissance disponible en jouant avec le pas collectif de manière à augmenter la puissance exigée, quitte à excéder au besoin les limites homologuées de fonctionnement du moteur. L'écart de puissance mesuré au banc d'essai n'aurait pas dû provoquer la perte de régime rotor ressentie par le pilote au cours de cet accident.

³ L'atelier de révision des moteurs en question utilise des limites de performances bien précises pendant les essais au banc afin de déterminer si un moteur doit être réparé ou révisé. Chacune de ces limites est fonction du nombre total d'heures en service du moteur ainsi que de la température et de la pression ambiantes.

⁴ Ramené après correction aux conditions de l'atmosphère type internationale.

Examen et essai du régulateur de carburant

Le régulateur de carburant du moteur (FCU) comprend quatre composants principaux, à savoir le régulateur de vitesse de la turbine de travail, le régulateur de vitesse du générateur de gaz, le dispositif de commande d'accélération et le dispositif de dosage. Le FCU a été inspecté, testé au banc, démonté et examiné par Turbomeca, à Montréal (Québec), sous la supervision directe d'un enquêteur technique du BST. En résumé, à l'exception d'une anomalie mineure décrite dans le prochain paragraphe, aucune défectuosité majeure n'a été trouvée et, compte tenu des performances acceptables du moteur constatées durant les essais au banc antérieurs, aucune raison mécanique qui aurait pu causer un mauvais fonctionnement du régulateur de carburant au moment de l'accident n'a été trouvée.

La partie des essais au banc du FCU portant sur l'accélération du FCU à partir du régime de ralenti du moteur (bas débit carburant) jusqu'à un régime élevé (haut débit carburant), a mis en évidence une légère diminution au niveau des caractéristiques d'accélération du FCU. Les renseignements et l'analyse de Turbomeca révèlent que, dans les circonstances entourant cet accident, le pilote n'aurait pas dû ressentir les effets d'une telle diminution de l'accélération du FCU. Dans cet accident, le moteur tournait déjà au régime élevé nécessaire au vol en stationnaire – et donc à un régime dépassant de beaucoup le régime de ralenti utilisé pendant les essais au banc – et le retard à l'accélération jusqu'à pleine puissance, à supposer qu'il y en ait eu un, aurait été négligeable et n'aurait pas dû provoquer la perte de régime rotor ressentie par le pilote.

La position du câble de la manette des gaz au moment de l'accident a été préservée grâce à la déformation du plancher moteur/transmission à l'impact, le câble restant entortillé à l'embout du raccord du moteur. Cette position a été consignée et examinée sur place, et il a été déterminé que le câble ainsi entortillé ne pouvait se déplacer. De plus, la position de l'embout cadrait avec une manette des gaz complètement ouverte, et ce, malgré la déformation du plancher moteur.

Le Laboratoire technique du BST a examiné le raccord du câble entortillé pour déterminer s'il avait été déplacé de force lorsqu'il avait été plié (référence : LP 098/04). Des repères sur le câble et sur l'embout montrent que l'extrémité du câble s'est déplacée de seulement 0,055 pouce lorsqu'elle a été pliée, ce qui signifie que, au moment de l'impact, le câble s'est coincé presque dans la même position que celle qu'il avait durant le vol en stationnaire. Le pilote a tenté à plusieurs reprises de ramener la manette des gaz en position d'arrêt quand il a essayé de couper le moteur après le basculement. Toutefois, le câble de la manette des gaz était bloqué et il était impossible de déplacer le levier. Par la suite, alors que le pilote s'efforçait de faire bouger le levier de la manette des gaz, celui-ci s'est brisé au niveau du bloc manettes du poste de pilotage. Le pilote a coupé le moteur en fermant la manette de commande d'arrêt carburant, située au même endroit. Des examens des tubes de commande, de la tringlerie et des fixations du bloc manettes effectués après l'accident n'ont révélé aucun signe de défaillance ou de débranchement.

Évaluation des performances du moteur

Le manuel de vol approuvé de cet hélicoptère précise que, en vol, le régime normal du rotor principal se situe entre 385 et 394 tours/minute (tr/min) et que l'avertisseur sonore de bas régime rotor retentit de façon continue lorsque le régime chute au-dessous de 360 tr/min.

Avant d'atterrir à l'endroit où est survenu l'accident, le pilote avait effectué une vérification de différence ΔN_g du moteur à l'aide de l'indicateur de différence du tableau de bord. Le résultat de cette vérification avait donné un régime de 101,4 % pour la température ambiante et l'altitude barométrique qui prévalaient à ce moment-là, ce qui, d'après la section 4 (procédures normales) du manuel de vol de l'hélicoptère, était bon dans ces conditions. Pendant le vol en stationnaire au cours de la deuxième tentative de décollage, les valeurs approximatives étaient les suivantes : N_g à 96 %, N_r stable à un régime de 390 tr/min, température T_4 de 720 °C et couple de 90 %. Ces paramètres cadrent avec un fonctionnement normal du moteur à puissance élevée. Au début de la montée en vol stationnaire et du virage à gauche, N_g et le couple ont tous les deux augmenté à plus de 97 %. D'après le manuel de vol de l'hélicoptère, les régimes maximums de décollage pour ce vol étaient respectivement de 101,4 %, de 100 % et de 845 °C pour N_g , le couple et T_4 .

Des essais en vol à bord d'un hélicoptère Astar similaire ont révélé que ces performances moteur à puissance élevée étaient atteintes seulement si la manette des gaz du bloc manettes situé sur le plancher du poste de pilotage était placée au décollage dans la position prévue en vol. Par contre, la manette des gaz étant placée ailleurs que dans cette position normale, l'hélicoptère n'a pas pu se mettre en stationnaire avec un régime rotor stable, pas plus qu'il n'a atteint les performances moteur que le pilote en cause dans l'incident avait observées et acceptées avant de continuer la montée verticale et le virage à gauche. Par conséquent, en considérant la preuve physique apportée par le FCU et les essais en vol effectués à titre de référence, il semble que la manette des gaz était placée dans la position appropriée et qu'elle était ouverte normalement (en position de vol) pendant le vol en cause.

Description du lieu de l'accident

Le relief général du lieu de l'accident se compose d'une pente de 30 degrés, la surface de posé étant entourée de grands conifères. La topographie est propice aux courants descendants au moment de la journée où s'est produit l'accident. La surface de posé temporaire avait été construite dans une zone moins escarpée du contrefort montagneux, et de nombreux arbres avaient été abattus pour offrir une trajectoire de vol dégagée à l'arrivée et au départ de la surface de posé. En pratique, une seule trajectoire d'approche et de départ pouvait être utilisée; dans le présent cas, l'approche s'était faite vers le nord, dans le vent dominant. Un billot avait été placé à l'extrémité arrière de la surface de posé afin d'offrir un support rigide aux talons des patins d'atterrissage lorsque l'hélicoptère se posait dans le sens de la pente ascendante.

Techniques de pilotage de l'hélicoptère

Les hélicoptères conventionnels présentent une caractéristique bien particulière, à savoir que le fait d'appuyer sur la pédale de gauche ou de droite du rotor anticouple va avoir une incidence sur la puissance totale nécessaire au vol en stationnaire⁵. Pour cet hélicoptère Astar, dans lequel les pales du rotor vues du dessus tournent dans le sens des aiguilles d'une montre, mettre du pied à droite pour virer à droite augmente la puissance demandée au rotor et peut se traduire par une puissance insuffisante pour maintenir l'altitude en vol stationnaire, surtout dans des situations nécessitant une puissance élevée. Si la pleine puissance moteur est utilisée pour effectuer un vol en stationnaire, toute utilisation de la pédale de droite va demander une puissance totale supérieure à celle qui est disponible et faire diminuer le régime du rotor principal ainsi que la portance, d'où une perte d'altitude en stationnaire.

Une technique de pilotage courante servant à améliorer cette caractéristique dans des situations demandant une puissance élevée, consiste à faire virer l'hélicoptère dans une direction qui nécessite une plus grande puissance totale – autrement dit à droite dans le cas de l'Astar – l'avantage résidant dans le fait qu'arrêter le virage nécessite moins de puissance. Dans pareil cas, le pilote peut fréquemment se sortir d'une situation de puissance insuffisante et se remettre en vol stationnaire comme avant. Par opposition, en mettant du pied pour virer à gauche puis en mettant ensuite du pied à droite pour essayer d'arrêter le virage, la puissance demandée par le rotor de queue pour arrêter le virage, combinée à la puissance nécessaire au rotor principal pour maintenir l'altitude en vol stationnaire, se traduit par une augmentation de la puissance maximale nécessaire. Si le moteur de l'hélicoptère fonctionne déjà à pleine puissance pour maintenir le vol en stationnaire, mettre du pied à droite à bord de l'Astar peut demander une puissance supérieure à celle qui est disponible, d'où une diminution du régime rotor et une descente, probablement dans une situation de pas excessif des pales.

Analyse

Aucun problème mécanique n'ayant été identifié parmi les facteurs contributifs de cet accident, la présente analyse se concentre sur les facteurs opérationnels entourant le vol.

Courant descendant

Dans la zone où est survenu l'accident, la topographie et le lieu sont favorables à la formation de courants descendants dont la vitesse peut changer rapidement. Les courants descendants imprévisibles représentent tout un défi pour les pilotes d'hélicoptère, et ils peuvent mener à une descente intempestive au cours de laquelle l'hélicoptère risque de ne pas avoir assez de puissance pour faire un rétablissement. Lors de cet accident, en raison du courant descendant dans cette zone, il se pourrait que le pilote ait appliqué, à son insu, plus de pas collectif que voulu pour maintenir sa montée en virage en vol stationnaire, et qu'il aurait ainsi provoqué la diminution rapide du régime rotor. Dès que l'hélicoptère a commencé à virer à gauche et que le

⁵ En général, le rotor de queue absorbe jusqu'à 15 % ou presque de la puissance totale disponible.

rotor de queue est entré dans le courant descendant, la situation se serait aggravée. De façon plus précise, le taux de virage contrôlé à gauche que le pilote essayait de maintenir pourrait avoir accéléré. Pour contrecarrer cette rotation plus rapide, le pilote a peut-être mis du pied à droite, ce qui aurait réduit la puissance disponible au rotor principal. De tels vols effectués à la masse maximale de l'hélicoptère ou presque ne laissent qu'une faible marge d'erreur, surtout en terrain montagneux et au-dessus de surfaces de posé rudimentaires.

Les calculs des performances en vol vertical révèlent que l'hélicoptère aurait pu atteindre une vitesse ascensionnelle maximale de presque 820 pieds par minute dans des conditions idéales. Si l'hélicoptère s'est trouvé dans un courant descendant, cette vitesse aurait dû diminuer proportionnellement jusqu'à ce qu'elle soit neutralisée par un vent de 820 pieds par minute, soit de l'ordre de 8 noeuds. Des vents d'une telle force ou plus ont été signalés sur les lieux de l'accident, et il est probable que les performances en vol vertical étaient amoindries par le courant descendant, empêchant ainsi l'hélicoptère de prendre de l'altitude comme il aurait fallu.

Diminution du régime rotor et atterrissage

Le pilote a viré à gauche pendant la montée au décollage, permettant au couple de la transmission d'aider au virage et de retarder ainsi la demande de puissance du rotor de queue. Cette situation aurait permis au rotor d'absorber toute la puissance maximale disponible. Comme la réduction ou l'arrêt d'un virage à gauche, qui revient d'un point de vue aérodynamique à effectuer un virage à droite, demande plus de puissance au niveau du moteur et du rotor, si la puissance disponible avait déjà atteint sa limite pendant la montée au décollage, le pilote n'aurait pas eu assez de puissance pour réduire ou arrêter le virage à gauche. Une demande de puissance supérieure à celle qui était disponible, combinée avec le pas collectif élevé, aurait entraîné une diminution du régime rotor et une descente dans une situation de pas excessif des pales du rotor. En revanche, si le pilote avait viré à droite pour ensuite atteindre la même situation au niveau de la puissance, ralentir ou arrêter le virage à droite aurait réduit la demande de puissance du rotor de queue, la différence pouvant aller au rotor principal; ainsi, l'hélicoptère aurait pu faire un rétablissement ou conserver son régime et son altitude, et retourner à la surface d'une façon mieux maîtrisée.

La taille, la pente, le genre de construction et l'orientation de la surface de posé n'ont pas permis à l'hélicoptère de revenir atterrir après la diminution du régime rotor et la descente intempestive qui s'en est suivie. Par conséquent, dès que l'hélicoptère a commencé son virage en montée verticale en stationnaire et que la demande de pleine puissance a été atteinte, il était impossible de réussir à atterrir sur la surface de posé en pente.

Dans ces circonstances, une fois que le pas des pales du rotor est devenu excessif, l'hélicoptère s'est trouvé dans une situation dégénérant rapidement à laquelle le pilote n'a pu remédier, compte tenu du relief peu hospitalier au-dessous de l'hélicoptère. Une fois que le régime du rotor a diminué et que l'alarme de l'avertisseur a retenti, il était inévitable que l'hélicoptère continue de descendre dans un état de pas excessif, le régime rotor continuant à diminuer jusqu'à ce que l'hélicoptère percute le relief.

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

LP 098/04 - *Throttle Cable Examination* (Examen du câble de la manette des gaz)

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. L'hélicoptère est monté verticalement en sortie de stationnaire, à sa masse brute maximale ou presque, puis il s'est trouvé dans un courant descendant. L'hélicoptère n'avait alors pas assez de puissance pour maintenir le vol contrôlé. Il en est résulté une diminution rapide du régime rotor, et l'hélicoptère est descendu dans une situation de pas excessif des pales jusqu'à ce qu'il heurte le terrain.
2. Les caractéristiques physiques de la surface de posé n'ont pas permis de faire un atterrissage réussi après la diminution du régime rotor et la descente intempestive.

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 11 mai 2005.

Annexe A - Performance en vol stationnaire en dehors de l'effet de sol

