

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A01W0297



PERTE DE PUISSANCE, ATERRISSAGE DUR

ARCTIC SUNWEST CHARTERS LTD.
EUROCOPTER EC120B (HÉLICOPTÈRE) C-GRTA
5 NM À L'EST DE YELLOWKNIFE (T.N.-O)
LE 18 DÉCEMBRE 2001

Canada

Le Bureau de la sécurité des transports (BST) du Canada a enquêté sur cet accident 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

Perte de puissance, atterrissage dur

Arctic Sunwest Charters Ltd.

Eurocopter EC120B (hélicoptère) C-GRTA

5 nm à l'est de Yellowknife (T.N.-O.)

Le 18 décembre 2001

Rapport n° A01W0297

Sommaire

Vers 13 h 35, heure normale des Rocheuses, l'hélicoptère Eurocopter EC120B (C-GRTA) portant le numéro de série 1076, effectue un vol d'entraînement dans la zone d'entraînement pour hélicoptères de Twin Towers située à cinq milles marins à l'est de l'aéroport de Yellowknife (Territoires du Nord-Ouest). Deux pilotes sont à bord de l'appareil. Après environ 25 minutes de vol, l'hélicoptère effectue une approche avec moteur vers une clairière lorsque la vitesse du rotor diminue et que l'avertisseur de faible régime rotor se fait entendre. L'hélicoptère se trouve à près de 150 pieds au-dessus du sol. Le pilote exécute une autorotation, et l'hélicoptère subit des dommages importants en raison de l'atterrissage dur. Les pilotes sont légèrement blessés.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'hélicoptère a quitté l'aéroport de Yellowknife à 13 h 30, heure normale des Rocheuses¹. Le chef pilote d'hélicoptère de l'entreprise était le pilote aux commandes et il était assis dans le siège droit. Un autre pilote de l'entreprise occupait le siège du copilote. L'hélicoptère était équipé d'une double commande. Le vol avait pour objet de permettre au chef pilote de s'exercer à effectuer des manœuvres normales et d'urgence, y compris des autorotations en vue d'un rétablissement de la puissance.

Après le décollage, l'équipage a effectué des atterrissages sur la voie de circulation avant de se rendre dans la zone d'entraînement pour hélicoptères. Il a ensuite exécuté des exercices aériens et des manœuvres de vol stationnaire au-dessus d'une grande clairière couverte de neige, puis des circuits vers la droite avec moteur dont le point d'arrivée était la clairière. Au moment de l'approche finale du deuxième circuit, le pilote aux commandes a commencé à augmenter le levier de pas collectif alors qu'il se trouvait à 150 pieds AGL. Le tachymètre du rotor s'est alors mis à indiquer une diminution rapide de la vitesse de rotation du rotor, et l'avertisseur de faible régime rotor s'est fait entendre. Le pilote aux commandes a alors remarqué qu'un voyant annonceur de pression d'huile moteur était allumé. Le second pilote a remarqué que des voyants annonceurs étaient allumés, mais il n'a pas été en mesure de les identifier clairement.

Au lieu de tenter un virage serré à basse altitude afin de se poser sur une route, le pilote a poursuivi l'approche finale en vue d'un atterrissage droit devant dans la clairière. Il a fallu prolonger le vol plané afin d'éviter des arbres, et l'hélicoptère a atteint la clairière avec un taux de descente élevé, une vitesse avant faible et une vitesse de rotation du rotor insuffisante pour amortir le choc à l'atterrissage. L'hélicoptère s'est posé durement au sol, et les pales du rotor principal ont subi une flexion vers le bas, ce qui a rompu la poutre de queue et projeté le fenestron² sur une distance de 50 pieds à gauche de l'épave. Les pales du rotor principal ont été endommagées, et la traverse tubulaire avant s'est rompue à la semelle droite. Le fuselage avant et la cabine n'ont subi aucun dommage.

La trajectoire de l'approche finale était orientée au cap magnétique de 160 degrés, et l'hélicoptère s'est immobilisé au cap magnétique de 170 degrés après une glissade au sol de 20 pieds. Le moteur ne fonctionnait pas après l'atterrissage. Avant d'évacuer l'hélicoptère, les pilotes ont effectué les procédures d'arrêt du moteur et ont coupé la radiobalise de détresse (ELT) qui s'était mise en marche. L'équipage a communiqué par radio avec un appareil qui les survolait, et il a été recueilli 20 minutes après l'accident par un hélicoptère de l'entreprise.

Les conditions météorologiques qui sévissent à Yellowknife au moment de l'accident étaient les suivantes : vents du 214° M à 4 nœuds, visibilité de 15 milles terrestres, quelques nuages à 20 000 pieds (AGL), température de moins 27 °C, point de rosée de moins 31 °C, calage altimétrique de 29,79 et remarques relatives à une couverture nuageuse de cirrus sur un-huitième du ciel.

¹ Les heures sont exprimées en HNR (temps universel coordonné moins sept heures), à moins d'indication contraire.

² Le fenestron du EC120B est un rotor de queue caréné à 8 pales.

Les deux pilotes étaient titulaires d'une licence valide de pilote professionnel d'hélicoptère. Le pilote aux commandes accumulait environ 4 000 heures de vol, dont 150 sur type, tandis que le second pilote comptait environ 10 000 heures de vol, dont 400 sur type.

L'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. Les calculs ont montré que la masse de l'avion au moment de l'accident était de 3 065 livres, ce qui respecte la masse brute maximale de 3 780 livres. Les calculs ont aussi permis de déterminer que le centre de gravité se trouvait à 158,27 pouces à l'arrière de la ligne de référence, soit à l'intérieur des limites qui sont de 150,7 pouces et de 163,0 pouces.

Un examen de l'hélicoptère et de ses circuits sur le lieu de l'accident et aux installations de l'entreprise n'a révélé aucune anomalie qui aurait pu causer la perte de puissance du moteur Arrius 2F. Le moteur a satisfait à toutes les spécifications lors d'un essai aux installations du fabricant après l'accident. L'hélicoptère était équipé d'un système informatisé de surveillance des paramètres moteur (VEMD) qui a enregistré diverses données provenant du moteur, la plupart desquelles ont été perdues lorsque l'alimentation électrique a été coupée. Les données qui ont été tirées du VEMD étaient relatives à des dépassements de paramètres normaux de moteur; ces données n'ont pas indiqué que le moteur fonctionnait au-delà des limites normales.

Avant le vol, on a fait le plein au moyen de 130 litres de carburant Jet A-1, ce qui était suffisant pour le trajet prévu. Le manuel de vol du EC120B stipule que l'ajout dans le carburant d'un additif anti-givrage est obligatoire lorsque l'hélicoptère vole à des températures au-dessous de 0 °C. Dans le cas où le carburant serait contaminé par de l'eau à des températures sous le point de congélation, l'additif se combine à l'eau afin d'empêcher la formation de cristaux de glace, lesquels pourraient obstruer le circuit. Aucun additif anti-givrage pré-mélangé n'était disponible auprès du distributeur de carburant, et la facture de carburant indiquait qu'aucun additif n'avait été ajouté dans les réservoirs. Le personnel de l'entreprise, y compris l'équipage de l'hélicoptère immatriculé C-GRTA, n'était pas au courant du fait qu'aucun additif anti-givrage n'était disponible à Yellowknife. L'équipage n'a pas demandé que de l'additif soit ajouté au carburant et n'en a pas ajouté lui-même pendant le ravitaillement. Aucun contaminant, y compris de l'eau ou de la glace, n'a été découvert dans le circuit de carburant de l'hélicoptère au cours de l'examen de l'épave.

La vitesse de rotation normale du rotor du EC12 B est de 406 tr/min, et l'avertisseur sonore de faible régime rotor se fait entendre à 370 tr/min ou moins. Il n'y a aucun avertisseur sonore signalant la perte de puissance du moteur. Le moteur à turbine libre est installé à environ six pieds derrière le siège du pilote, et le bruit du moteur dans le poste de pilotage est minime.

Analyse

Les symptômes présentés par l'hélicoptère indiquent une perte de puissance du moteur et ces symptômes sont les suivants : faible vitesse de rotation du rotor, avertisseur sonore de faible régime rotor, voyant de pression d'huile allumé, moteur qui ne tourne pas après l'atterrissage. Il n'a pas été possible d'identifier tous les voyants annonciateurs qui étaient allumés ni de déterminer l'état exact des circuits pendant la situation d'urgence. L'examen et les essais effectués après l'accident sur l'appareil et ses circuits n'ont pas permis de trouver ce qui a causé la perte de puissance du moteur.

Même si cet élément n'a pas été considéré comme un facteur dans l'accident, l'absence d'additif anti-givrage dans le carburant du EC120B, qui volait à des températures au-dessous de 0 °C, aurait pu causer une perte de puissance du moteur.

Une approche en vue d'un atterrissage dans une zone non aménagée et exigüe est un exercice comportant une charge de travail élevée qui exige que l'attention du pilote soit en grande partie dirigée vers l'extérieur du poste de pilotage. Dans ces circonstances, il se peut qu'un pilote ne s'aperçoive pas d'une perte de puissance durant les premiers moments d'une décélération, en particulier si le moteur est installé relativement loin du poste de pilotage. La première indication claire d'une perte de puissance du moteur peut se traduire par le déclenchement de l'avertisseur sonore de faible régime rotor, ce qui indique une perte de régime d'au moins 9 %. Dans la phase d'approche finale du vol, l'énergie de l'appareil est plutôt faible, et il peut être difficile de rétablir une situation de perte de régime rotor.

En essayant de prolonger le vol plané en autorotation afin d'atteindre la clairière, le pilote a laissé le régime rotor diminuer de manière considérable, ce qui a entraîné un atterrissage dur et des dommages importants à l'hélicoptère.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. L'hélicoptère a subi une perte de puissance du moteur pour des raisons indéterminées.
2. Le pilote ne s'est pas aperçu de la perte de puissance du moteur jusqu'à ce que le régime rotor ait diminué, et le prolongement du vol plané en direction de la clairière a entraîné une réduction supplémentaire du régime rotor et un atterrissage dur.

Faits établis quant aux risques

1. Aucun additif anti-givrage n'avait été ajouté au carburant. Il existait donc un risque d'obstruction du circuit de carburant de l'hélicoptère par de la glace dans le cas d'une contamination du circuit de carburant par l'eau.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. Le Bureau a autorisé sa publication le 4 décembre 2002.