

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A03W0194



PERTE DE PUISSANCE ET BASCULEMENT DYNAMIQUE

DE L'HÉLICOPTÈRE BELL 206B C-GCHC
EXPLOITÉ PAR TRANS NORTH TURBO AIR LTD.
À 80 NM AU NORD DE MAYO (TERRITOIRE DU YUKON)
LE 16 SEPTEMBRE 2003

Canada

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

Perte de puissance et basculement dynamique

de l'hélicoptère Bell 206B C-GCHC
exploité par Trans North Turbo Air Ltd.
à 80 nm au nord de Mayo (Territoire du Yukon)
le 16 septembre 2003

Rapport numéro A03W0194

Sommaire

Le Bell 206B (immatriculé C-GCHC et portant le numéro de série 1247) exploité par Trans North Turbo Air Ltd aide une équipe de forage au diamant travaillant sur le flanc d'une montagne, à environ 80 milles marins au nord de Mayo (Territoire du Yukon). On voit l'hélicoptère descendre vers une aire de rassemblement/ravitaillement située dans le lit d'un ruisseau. Lorsque l'appareil arrive à environ 20 pieds au-dessus du sol, les observateurs le perdent de vue derrière un remblai, puis ils entendent des bruits d'impact. En arrivant sur le site d'atterrissage, les observateurs trouvent l'hélicoptère reposant sur le côté droit, entre deux fûts de carburant. L'hélicoptère est lourdement endommagé et le pilote, seul occupant, subit des blessures mortelles. L'accident survient vers 12 h 5, heure avancée du Pacifique. Aucun incendie ne se déclare après l'écrasement.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'aire de rassemblement/ravitaillement se trouvait dans le lit d'une rivière, au pied d'une montagne, à environ 1200 pieds du campement de l'équipe de forage et à quelque 400 pieds au-dessous des plates-formes de forage. Avant le début du vol, le pilote avait ravitaillé l'hélicoptère au moyen d'une quantité inconnue de carburant qui se trouvait dans un fût de carburant. On avait retiré de l'hélicoptère tout le matériel amovible, tous les approvisionnements d'urgence, etc., afin d'en réduire la masse à vide. Le pilote avait également déposé la porte du pilote de droite pour améliorer sa visibilité pendant les opérations d'élingage.

Le matériel de forage avait été démonté et réparti en élinguées d'environ 700 à 800 livres chacune, à l'exception du moteur, dont la masse était d'environ 900 livres. Dans le cadre de ce contrat, la masse maximale permise pour une élinguée transportée par l'exploitant au moyen du Bell 206B (BH06B) était de 900 livres, laquelle masse respecte la limite de cet hélicoptère. Le matériel avait été transporté du site de forage précédent vers une aire d'attente située sur le flanc de la montagne, puis vers la plate-forme du nouveau site de forage. Pendant environ 45 minutes, 13 transferts ont été effectués vers l'aire d'attente. Le dernier composant à être transporté avait été le moteur de forage, lequel avait été transporté directement de la plate-forme précédente à la nouvelle. Le pilote utilisait l'hélicoptère de façon à réduire à son minimum la masse carburant, afin de transporter en toute sécurité la charge la plus lourde, c'est-à-dire le moteur, avant de ravitailler l'appareil en carburant. Une fois le moteur transporté, le pilote a effectué un vol non planifié de courte durée pour transporter du matériel hydraulique de l'aire d'attente vers la nouvelle plate-forme. L'hélicoptère a ensuite décollé brutalement de la nouvelle plate-forme et il est descendu vers l'aire de rassemblement; l'hélicoptère s'est écrasé au cours de ce vol. L'accident est survenu vers 12 h 5, heure avancée du Pacifique (HAP)¹.

On a retrouvé l'hélicoptère sur le côté droit, orienté à un cap de 175 degrés magnétiques. Un fût de carburant ouvert se trouvait à côté de la partie avant gauche du fuselage. Une pompe électrique qui était fixée à la partie supérieure de ce fût s'était brisée et se trouvait sous la partie avant de l'hélicoptère. À côté de la partie avant droite du fuselage, on a trouvé un deuxième fût de carburant qui avait été frappé par une pale du rotor principal. De ces deux fûts s'écoulait du carburant.

Il y avait une courte élingue d'une longueur de 25 pieds qui était fixée au crochet ventral de l'hélicoptère et qui dépassait à gauche de l'épave. La majeure partie du fuselage de l'hélicoptère était demeurée intacte, mais la poutre de queue, l'arbre d'entraînement du rotor de queue et l'arbre de commande avaient été cisailés devant le stabilisateur. Les dommages d'impact étaient plus importants dans la partie supérieure droite du fuselage. L'atterrisseur à patins ne comportait aucun dommage visible. Le rotor principal s'était détaché du mât et se trouvait à la base de la berge, à environ 30 pieds de la partie principale de l'épave. Le collectif se trouvait au

¹ Les heures sont exprimées en HAP (temps universel coordonné [UTC] moins sept heures).

sommet de sa course, la manette des gaz était à la position pleins gaz (puissance élevée) et le système automatique de rallumage du moteur était armé. La position des autres commandes et interrupteurs correspondait à celle du mode de vol normal.

Le réservoir et le circuit carburant étaient intacts et ils n'avaient subi aucun dommage, et la tubulure de remplissage de carburant ainsi que le tube de surremplissage se trouvaient du côté droit, sous l'épave. L'inspection du circuit carburant sur les lieux de l'accident a permis d'établir la présence de carburant dans les conduites et les filtres, mais pas dans le réservoir. Après l'accident, en raison de la nature de la surface du lit de la rivière et du déversement de carburant des fûts, il a été impossible d'établir s'il y avait eu fuite de carburant à partir de la tubulure de remplissage et du circuit de mise à l'air libre du réservoir carburant.

Pendant la phase initiale de récupération, alors que l'épave était soulevée des lieux de l'accident au moyen d'un hélicoptère AS350 Astar exploité par Trans North Turbo Air, le crochet a libéré sa charge en raison d'un ennui mécanique. L'épave est tombée au sol d'une altitude d'environ 100 pieds, chute qui a causé de nombreux dommages additionnels à la partie avant du poste de pilotage/cabine et au tableau de bord. On a procédé à des inspections plus détaillées aux installations régionales d'examen des épaves du Bureau de la sécurité dans les transports (BST), en compagnie de représentants de l'exploitant, des constructeurs du moteur et de la cellule ainsi que de Transports Canada (TC). Le régulateur carburant, le régulateur de régime et la pompe carburant du moteur ainsi que les pompes de suralimentation du circuit carburant ont fait l'objet d'essais à des installations de révision. Après avoir démonté les servomécanismes hydrauliques du circuit des commandes de vol, on en a vérifié le fonctionnement et on les a inspectés. Tous les composants fonctionnaient conformément aux spécifications appropriées. Il a été impossible de procéder à des essais du circuit de jaugeage carburant, mais aucune anomalie avant impact n'avait été signalée.

Les dommages aux systèmes d'entraînement du rotor principal et du rotor de queue ainsi que les faciès de rupture du mât ayant fait l'objet d'une inspection au Laboratoire technique du BST montrent que le moteur fournissait une faible puissance à l'impact. On a décelé des éclaboussures d'alliage d'aluminium sur les aubes du distributeur de la turbine de puissance, lesquelles éclaboussures s'étaient bien fondues à la surface des aubes et, contrairement au type de dépôt partiellement solide (pâteux) qui se forme à de basses températures, correspondaient à un flux de métal complètement fondu qui se forme à des températures élevées. Il est fort probable que cet aluminium provenait de morceaux du séparateur de particules qui était situé en avant de l'entrée d'air, mais il a été impossible d'en établir l'origine avec certitude.

Le manuel d'exploitation de la compagnie exigeait que le commandant de bord de l'hélicoptère s'assure d'avoir une quantité suffisante de carburant et d'huile à bord pour effectuer le vol prévu ainsi qu'une réserve suffisante pour voler au moins 20 minutes à la vitesse normale de croisière. Ces exigences correspondaient à la réglementation de TC concernant les réserves de carburant pour les hélicoptères volant selon les règles de vol à vue. Un régime de croisière de 80 pourcent engendrait une consommation de 25,6 gallons à l'heure; la réserve suffisante pour voler 20 minutes aurait été de 8,5 gallons américains (57,6 livres) de carburant.

Le circuit carburant du BH06B est équipé de deux pompes de suralimentation électriques, l'une montée à l'avant et l'autre à l'arrière, au fond du réservoir, assurant une circulation continue du carburant entre le réservoir et le moteur. La mise à découvert des prises de carburant est un

phénomène par lequel le carburant s'éloigne du tube d'aspiration du carburant situé à l'intérieur du réservoir carburant, ce qui peut provoquer une perte de puissance ou une panne moteur causée par une panne d'alimentation en carburant. Cette mise à découvert dépend de la quantité de carburant disponible (habituellement très faible), de l'assiette de l'hélicoptère et du ballonnement du carburant à l'intérieur du réservoir.

Les limites normales du centre de gravité longitudinal se situaient entre 106,0 et 114,2 po en arrière de la ligne de référence, mais, une fois la porte avant déposée, ces limites n'étaient plus que de 106,0 à 110,0 pouces en arrière de cette ligne. À la masse calculée de 2170 livres, le centre de gravité longitudinal de GCHC se situait à 111,04 pouces en arrière de la ligne de référence, soit 1,04 pouce en arrière de la limite permise. Quant au centre de gravité latéral, il se trouvait à +1,49 pouce (à droite du centre), valeur qui respectait les limites du centre de gravité latéral, lesquelles vont de -3,0 pouces (à gauche) à + 4,0 pouces (à droite) du centre.

Mayo était la station de veille météorologique la plus près dans la région. À 1800Z, les conditions météorologiques signalées à Mayo étaient les suivantes : vent calme, visibilité de 20 milles terrestres (sm), couvert nuageux à 9000 pieds, température de -3 °C et point de rosée -8 °C. D'après les prévisions en vigueur à 1800Z pour cette région géographique, une grosse partie du Territoire du Yukon était sous l'influence d'un anticyclone accompagné de couches de nuages fragmentés se trouvant de 10 000 à 18 000 pieds et d'une visibilité qui devait être de plus de 6 sm. Au moment de l'accident, ni le plafond ni la visibilité ne nuisaient aux opérations d'élingage, et le vent était léger. Les conditions météorologiques n'ont pas été considérées comme un facteur contributif à cet accident.

Le pilote avait commencé sa carrière de navigant dans l'armée en 1977, et il était devenu pilote civil en 1997. Il possédait les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur, et il était titulaire d'une licence de pilote de ligne (hélicoptère) valide ainsi que d'une qualification de vol aux instruments du groupe 4. Il était titulaire d'une annotation pour le BH06, le HV07 et le MBH5, et il avait accumulé environ 5250 heures de vol. Il totalisait environ 3250 heures de vol sur des hélicoptères, dont 2700 sur le BH06.

À la suite de l'autopsie, la mort du pilote a été attribuée à des blessures à la tête résultant de la violence du choc et on a établi que la mort avait probablement été instantanée. Les premiers à arriver sur les lieux de l'accident furent des membres de l'équipe de forage, lesquels ont dégagé le pilote de l'épave et remarqué que ce dernier portait son casque. L'hélicoptère était équipé d'un harnais à quatre points, lequel a dû être dégrafé pour que le pilote puisse être dégagé. Les secouristes ne se rappelaient pas si le baudrier était attaché mais, d'après les blessures du pilote, il est probable que ce dernier portait son baudrier. L'inspection du casque ouvert permettant l'utilisation d'un écouteur a permis de déceler des dommages du côté droit, autour de l'ouverture destinée à l'écouteur, lesquels dommages correspondaient aux blessures qu'avait subies le pilote.

Le rapport d'autopsie mentionne que les poumons, le coeur et le foie du pilote comportaient de nombreux granulomes microscopiques. Il mentionne de plus que la présence d'un granulome à l'intérieur du coeur soulève la possibilité que le pilote ait souffert d'arythmie en pilotant l'hélicoptère. En 1983, on avait diagnostiqué chez ce pilote une sarcoïdose, d'où la présence de ces granulomes. La sarcoïdose est une maladie chronique courante qui ne crée habituellement pas de lésions permanentes aux tissus. Lorsqu'elle se manifeste à l'intérieur du coeur, la

sarcoïdose dans son état actif peut provoquer de l'arythmie ainsi qu'une soudaine perte de conscience. Dans l'état inactif de la maladie, les granulomes sont stables ou ils rétrécissent, ou encore, ils deviennent des cicatrices. On ignore à quel moment le pilote avait contracté la sarcoïdose, mais la maladie était inactive au moment où elle a été diagnostiquée en 1983. Le pilote était examiné et suivi par des médecins examinateurs de l'aviation militaire et civile depuis environ 20 ans, c'est-à-dire depuis le diagnostic initial. Aucune modification n'avait été signalée quant à l'état de santé du pilote, et le certificat médical de catégorie 1 de ce dernier était demeuré valide pendant toute cette période.

Le basculement dynamique est un phénomène par lequel l'angle d'inclinaison latérale de l'hélicoptère dépasse l'angle de basculement critique de ce dernier. Cet angle est atteint lorsque le centre de gravité de l'hélicoptère passe latéralement au-dessus d'un pivot, habituellement le train d'atterrissage, par exemple lorsque l'appareil se déplace latéralement au décollage ou à l'atterrissage. Lorsque la position latérale du centre de gravité se déplace au-delà du pivot, l'hélicoptère est alors incliné au-delà de la capacité de redressement de la commande cyclique du pilote et il est impossible d'éviter le basculement. Plus la distance est grande entre le centre de gravité et le pivot, plus le bras de levier et la vitesse de rotation sont grands. Il se peut qu'un pilote ne reconnaisse pas l'entrée dans le régime de basculement dynamique, car les taux initiaux de roulis sont bien inférieurs aux taux normaux présents en vol, bien que le basculement réel puisse être presque instantané. La procédure reconnue de redressement qu'il faut suivre dès les premières étapes d'un basculement dynamique consiste à abaisser le collectif afin de maîtriser le mouvement de roulis. La formation et les réflexes du pilote peuvent faire en sorte que ce dernier tire sur le collectif pour se sortir d'une situation au cours d'une descente ou d'un atterrissage, mais tirer sur le collectif pendant une situation de basculement dynamique augmente également le taux de roulis.

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

LP 108/03 – *Power Turbine Nozzle Analysis* (Analyse du distributeur de la turbine de puissance)

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

Analyse

D'après les dommages au système d'entraînement du rotor et au mât, le moteur fournissait une puissance faible ou nulle à l'impact, et ce, même si la manette des gaz était à la position pleins gaz. L'inspection du moteur et des composants a permis d'établir que le moteur, les accessoires, les pompes et les commandes pouvaient fonctionner normalement et elle n'a permis de déceler aucune anomalie mécanique qui aurait pu causer une décélération ou une perte de puissance du moteur. On a trouvé du carburant dans les conduites et les filtres, ce qui indique que le moteur était alimenté en carburant. L'état et l'emplacement des éclaboussures métalliques décelées sur les aubes du distributeur de la turbine de puissance indiquent qu'à l'impact, la température et le débit d'air dans la chambre de combustion suffisaient à faire fondre complètement les pièces en aluminium ingérées pendant la séquence de rupture, ce qui prouve que le moteur fonctionnait.

Il a été impossible d'établir la quantité de carburant que l'hélicoptère avait à son bord au moment de l'accident. Il avait cependant été prévu d'en emporter une quantité s'apparentant à la quantité minimale requise par la réglementation pour le transport du moteur de forage. La consommation en carburant aurait été considérablement plus importante à la puissance élevée que nécessitent les opérations d'élingage, et il est possible que la quantité de carburant en réserve ait été inférieure à celle prévue à l'origine. Le transport additionnel d'un chargement de composants hydrauliques aurait réduit davantage la quantité de carburant en réserve d'au moins 2,0 gallons. Il se peut que le pilote ait décollé brutalement de la nouvelle plate-forme vers l'aire de ravitaillement en carburant parce qu'il ne restait qu'une faible quantité de carburant à bord.

Ayant un centrage longitudinal arrière et un centrage latéral à droite, l'hélicoptère s'est probablement retrouvé dans une assiette en cabré, côté droit incliné. Combinée aux manoeuvres latérales effectuées vers la droite au cours de l'approche, cette assiette aurait accentué la tendance qu'avait le carburant à migrer vers le coin arrière droit du réservoir carburant. Il y a probablement eu mise à découvert des prises de carburant de la pompe carburant, phénomène qui a provoqué une interruption du débit de carburant et une perte de puissance. Comme le système de rallumage du moteur était armé, tout rétablissement du débit de carburant pouvait provoquer le rallumage, ou une série de rallumages, du moteur, mais sans laisser à ce dernier le temps nécessaire pour qu'il accélère et transmette au système d'entraînement du rotor, avant l'impact, une puissance utilisable.

Étant donné le niveau de formation et l'expérience du pilote, une perte de puissance pendant l'étape finale du vol en soi n'aurait pas dû constituer un incident grave. L'approche vers les fûts de carburant en descente latérale vers la droite, tout en positionnant la courte élingue vers la gauche, aurait constitué une procédure normalisée. Il est probable que l'attention du pilote a été partiellement dirigée vers sa gauche, en direction de l'élingue. Il se peut qu'une perte momentanée de puissance à un moment crucial ait distrait le pilote et provoqué une remise des gaz lorsque l'hélicoptère s'est trouvé au-dessus de la zone de poser prévue, et que ce dernier ait continué de voler latéralement jusqu'à ce qu'il percute le fût de carburant. Le contact du patin droit de l'hélicoptère avec la partie supérieure du fût et la pompe de carburant en saillie a provoqué un basculement dynamique. Il se peut que la position du collectif au sommet de sa course soit due au fait que le pilote l'ait par mégarde relevé lorsque l'hélicoptère a basculé ou qu'il a tenté d'amortir l'atterrissage après la perte de puissance, sans se rendre compte que le patin avait percuté la pompe. Il se peut que le fait de relever le collectif ait augmenté le taux de basculement.

Le pilote portait son casque, mais la gravité de l'impact en a provoqué la rupture autour de la paroi de la coquille que l'on avait découpée pour faire place à l'écouteur du casque d'écoute. Un casque constitué d'une coquille complète à l'intérieur de laquelle se trouve l'écouteur aurait été structurellement plus solide et aurait assuré une meilleure protection.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. L'hélicoptère s'est écrasé à cause d'un basculement dynamique provoqué par le contact d'un patin de l'atterrisseur avec la pompe de carburant qui dépassait de la partie supérieure d'un fût de carburant. Il a été impossible d'établir pour quels motifs l'hélicoptère avait percuté la pompe et le fût de carburant.

Faits établis quant aux risques

1. Le pilote portait un casque ouvert permettant l'utilisation d'un écouteur, qui ne fournissait pas le niveau de protection latérale contre les chocs que lui aurait fourni un casque constitué d'une coquille complète, et il se peut que le port d'un tel casque ouvert ait contribué à accroître la gravité des blessures.
2. L'utilisation d'un hélicoptère ayant à son bord une quantité de carburant inférieure ou égale à la quantité minimale de carburant requise peut entraîner la mise à découvert des prises de carburant, phénomène qui peut donner lieu à une perte de puissance subite à un moment crucial.

Mesures de sécurité

L'exploitant a demandé à ses pilotes de ne pas acheter ni utiliser d'anciens casques militaires ouverts permettant l'utilisation d'un écouteur, car ces derniers ne fournissent pas le niveau de protection latérale contre les chocs que fournit un casque constitué d'une coquille complète.

À la suite de cette enquête au cours de laquelle il a été établi que la mise à découvert des prises de carburant constituait un risque, l'exploitant a transmis à tous les équipages de conduite une note de service exigeant l'emport d'une quantité minimale de carburant de 15 gallons américains pendant toutes les opérations où un Bell 206 est utilisé.

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 17 février 2005.