

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A03O0012



PERTE DE MAÎTRISE – COLLISION AVEC LE RELIEF

DE L'EUROCOPTER AS 350 B2 (HÉLICOPTÈRE) C-GOGN
EXPLOITÉ PAR LE MINISTÈRE DES RICHESSES NATURELLES
DE LA PROVINCE DE L'ONTARIO
À MEKATINA (ONTARIO)
LE 21 JANVIER 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 maîtrise – Collision avec le relief

de l'Eurocopter AS 350 B2 (hélicoptère) C-GOGN
exploité par le ministère des Richesses naturelles de
la province de l'Ontario
à Mekatina (Ontario)
le 21 janvier 2003

Rapport numéro A03O0012

Sommaire

L'hélicoptère Eurocopter AS 350 B2 (immatriculé C-GOGN et portant le numéro de série 2834) quitte Sault Ste. Marie (Ontario) en vue d'un vol de jour selon les règles de vol à vue, avec un pilote et trois passagers à bord, tous employés du ministère des Richesses naturelles, afin d'effectuer le relevé des orignaux à environ 45 milles marins au nord-est de Sault Ste. Marie.

Au cours du relevé, soit à 11 h 43, heure normale de l'Est, le pilote signale à l'opérateur radio au sol du ministère des Richesses naturelles que l'hélicoptère éprouve des ennuis hydrauliques et qu'il se dirige vers la zone de débarquement de Mekatina dans le but de s'y poser. Au moment où l'hélicoptère s'approche de la zone de débarquement, des travailleurs voient l'hélicoptère se diriger vers le nord et amorcer un virage vers la gauche. L'appareil revient vers la zone de débarquement au cours du virage vers la gauche lorsqu'il y a perte de maîtrise. L'hélicoptère percute un relief boisé ascendant à l'est de la zone de débarquement et s'immobilise sur le dos. Tous les occupants sont mortellement blessés. Aucun incendie ne se déclare après l'accident.

This report is also available in English.

Table des matières

1.0	Renseignements de base	1
1.1	Déroulement du vol	1
1.2	Victimes	2
1.3	Dommmages à l'aéronef	2
1.4	Renseignements sur le personnel	2
1.5	Renseignements sur l'aéronef	3
1.5.1	Certification de l'aéronef	3
1.5.2	Circuit hydraulique	4
1.5.2.1	Description générale	4
1.5.2.2	Défaillance du circuit hydraulique	5
1.6	Renseignements météorologiques	8
1.7	Communications	8
1.8	Enregistreurs de bord	8
1.8.1	Généralités	8
1.8.2	Système de suivi d'aéronefs	8
1.9	Renseignements sur l'épave et sur l'impact	10
1.9.1	Généralités	10
1.9.2	Commandes de vol	10
1.9.3	Circuit hydraulique	10
1.9.4	Voyants et klaxon de mise en garde / d'avertissement et circuit électrique	12
1.9.5	Disjoncteurs	13
1.9.6	Tableau récapitulatif	13
1.10	Questions relatives à la survie des occupants	14
1.11	Renseignements sur l'organisation et la gestion	14
1.12	Renseignements supplémentaires	15
1.12.1	Incident mettant en cause un autre hélicoptère AS 350 B2	15
1.12.2	Groupe de travail réunissant le BST et Transports Canada	15

2.0	Analyse	16
2.1	Introduction	16
2.2	Défaillance du circuit hydraulique	16
2.3	Mesures prises par le pilote	18
3.0	Conclusions	19
3.1	Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs	19
3.2	Faits établis quant aux risques	19
3.3	Autres faits établis	19
4.0	Mesures de sécurité	20
4.1	Mesures prises	20
5.0	Annexes	
	Annexe A – Suivi ATS de C-GOGN	25
	Annexe B – Liste des rapports de laboratoire	26
	Annexe C – Sigles et abréviations	27

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroutement du vol

L'hélicoptère a quitté l'aire de trafic du ministère des Richesses naturelles à l'aéroport de Sault Ste. Marie (Ontario) à 9 h 10, heure normale de l'Est¹, et il s'est posé sur l'aire d'accès à l'eau du centre de coordination provincial du ministère des Richesses naturelles, où deux techniciens en ressources et un agent de conservation sont montés à bord. L'hélicoptère a quitté l'aire d'accès à l'eau à 9 h 26, et son arrivée au bloc 72522, où devait commencer le relevé des originaux, était prévu 15 minutes plus tard.

À 11 h 43, le pilote a signalé que l'appareil avait subi une défaillance hydraulique et il a décrit la zone de débardage où il allait se poser. Au cours de son dernier message, il a indiqué qu'il s'attendait à un atterrissage de précision difficile. L'hélicoptère s'est approché de la zone de débardage par l'ouest. Cette zone consistait en une vallée traversée par une voie ferrée en direction nord-sud. L'appareil s'est dirigé vers le sud, puis vers le nord au-dessus du relief ascendant situé à l'est de la zone de débardage (voir l'annexe A). Une fois du côté est, l'hélicoptère s'est mis en palier à environ 50 pieds au-dessus des arbres, a poursuivi vers le nord jusqu'à ce qu'il atteigne la partie nord de la zone de débardage, a entamé un virage vers la gauche et s'est dirigé de nouveau vers les témoins. L'hélicoptère est demeuré en virage vers la gauche et incliné vers la gauche de sorte que les témoins, situés à environ 600 pieds au sud, ont pu voir clairement les marques d'immatriculation qui se trouvaient sous l'appareil. L'hélicoptère est descendu vers le relief ascendant et s'est immobilisé sur le dos sur un cap magnétique de 080°. L'accident s'est produit de jour à 11 h 44 par 47° 04' de latitude nord et 084° 04' de longitude ouest et à une altitude de 1456 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl)².



Photo 1. Épave du C-GOGN

¹ Toutes les heures sont exprimées en heure normale de l'Est (temps universel coordonné moins cinq heures).

² Voir l'annexe C pour la signification des sigles et abréviations.

1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Tiers	Total
Tués	1	3	–	4
Blessés graves	–	–	–	–
Blessés légers / indemnes	–	–	–	–
Total	1	3	–	4

1.3 Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère a été détruit à l'impact.

1.4 Renseignements sur le personnel

	Commandant de bord
Licence du pilote	Licence de pilote de ligne
Date d'expiration du certificat de validation	1 ^{er} mai 2003
Heures totales de vol	9231
Heures de vol sur type	920
Heures de vol dans les 90 derniers jours	31
Heures de vol sur type dans les 90 derniers jours	30
Heures de service avant l'événement	4
Heures libres avant la prise de service	14

Les dossiers indiquent que le pilote possédait la licence et les qualifications nécessaires au vol en vertu de la réglementation en vigueur. Il possédait de l'expérience de vol sur divers types d'hélicoptère, dont ceux de Bell Helicopter, de Sikorsky et d'Eurocopter. Il avait travaillé pour un certain nombre d'exploitants d'hélicoptères commerciaux partout au Canada. En 2000, il s'est joint au ministère des Richesses naturelles à titre de chef pilote – voilure tournante.

La formation qu'a reçue le pilote sur l'hélicoptère en question comprenait les défaillances hydrauliques dans toutes les phases du vol. Le pilote a réussi les contrôles de compétence pilote sur AS 350 B2 en 2000, 2001 et 2002. La dernière formation au sol et la dernière formation de compétence pilote sur l'hélicoptère en question remontaient au mois de mai 2002.

Rien n'indique qu'une incapacité ou des facteurs physiologiques aient perturbé le rendement du pilote.

1.5 Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Eurocopter
Type et modèle	AS 350 B2
Année de construction	1994
Numéro de série	2834
Certificat de navigabilité	délivré le 5 mai 1995
Heures totales de vol cellule	3936
Moteur (nombre)	Turbomeca Arriel 1D1 (1)
Rotor (nombre)	Starflex (1)
Masse maximale au décollage	2250 kg
Type de carburant recommandé	Jet A
Type de carburant utilisé	Jet A

Les dossiers indiquent que l'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. La masse et le centre de gravité se trouvaient à l'intérieur des limites prescrites.

1.5.1 Certification de l'aéronef

Le modèle AS 350 C a été certifié au Canada le 1^{er} juin 1978. Il s'agissait du premier modèle d'hélicoptère de la série AS 350 à être certifié au Canada. En 1997, la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC), l'autorité de l'aviation civile en France, a retiré la certification du modèle AS 350 C. Le modèle C n'est plus certifié au Canada. Le modèle AS 350 B a été ajouté en février 1980 à la fiche technique du certificat de type. En juin 1988, les spécialistes des tests en vol et du génie de Transports Canada ont effectué une visite de validation officielle visant le modèle AS 350 B1 chez Aérospatiale (Eurocopter) France, visite qui a également permis de valider le modèle AS 355 F. Dix-sept questions d'intérêt ont été soulevées pour ensuite être résolues. Les questions visaient principalement les exigences relatives aux appareils imprégnés de froid, aux modifications au manuel de vol et aux limites de navigabilité. Aucune des questions n'avait trait au circuit hydraulique. Le modèle AS 350 B1 a été certifié au Canada en juillet 1988. Le modèle AS 350 B2 a été certifié en décembre 1990 à la suite d'un examen interne approfondi des rapports techniques. Cette certification ne comprenait pas de vol de validation. Rien n'indique dans les dossiers de Transports Canada que des questions particulières sur le circuit hydraulique aient été soulevées pendant l'un ou l'autre des examens de certification.

1.5.2 *Circuit hydraulique*

1.5.2.1 *Description générale*

L'hélicoptère possède un seul circuit hydraulique qui réduit les forces de sollicitation que doit exercer le pilote sur les commandes pendant le vol et qui permet à l'hélicoptère de voler à des vitesses pour lesquelles les sollicitations manuelles seraient excessives. Le circuit hydraulique comprend les composants suivants :

- une section de génération de l'énergie qui consiste en une bache hydraulique, une pompe entraînée par courroie et un module de commande et de filtration;
- une section d'utilisation de l'énergie qui comprend quatre servocommandes³;
- des sections de commande et de contrôle dans le poste de pilotage.

Chacune des quatre servocommandes comprend un vérin et un distributeur hydraulique. Trois d'entre elles sont les servocommandes du rotor principal; une servocommande avant pour la maîtrise en tangage, et une servocommande à gauche et à droite pour la maîtrise en roulis. Chacune des servocommandes est équipée d'un clapet de non-retour, d'un accumulateur et d'un électrovanne. La quatrième servocommande se trouve au niveau du rotor de queue et sert à la maîtrise en lacet. Le système de servocommande du rotor de queue est équipé d'un clapet de non-retour, d'un accumulateur (fixé à un levier d'entrée dans le circuit de commande du rotor de queue), d'un électrovanne et d'un clapet de retenue.

La pression hydraulique destinée à entraîner les servocommandes du rotor principal et du rotor de queue est fournie par une seule pompe à engrenages entraînée par courroie à partir de la boîte de transmission principale. Cette pompe produit un débit constant de six litres par minute. La pompe est conçue pour fournir un débit pouvant répondre aux exigences des servocommandes dans toutes les circonstances, l'excès étant redirigé vers la bache hydraulique par l'entremise d'une soupape régulatrice qui s'ouvre lorsque la pression dépasse 40 bars⁴. Le régulateur de pression comprend un manostat de basse pression hydraulique et un électrovanne d'essai. Le manostat de basse pression hydraulique fonctionne lorsque la pression hydraulique chute au-dessous de 30 bars environ. À ce moment-là, le voyant d'avertissement rouge du circuit hydraulique (HYD) s'allume sur le tableau annonciateur, et le

³ L'hélicoptère AS 350 B2 peut être équipé de divers types de servocommandes provenant de différents fabricants. Toutes les servocommandes installées dans l'hélicoptère en question ont été fabriquées par Dunlop Limited.

⁴ Un « bar » est une unité de mesure de la pression équivalant à environ 14,5 livres par pouce carré.

klaxon d'avertissement produit une tonalité continue. Le voyant s'éteint et le klaxon cesse de retentir lorsque le manoccontact détecte une pression supérieure à 30 bars environ. Le même klaxon d'avertissement sert à signaler la faible vitesse de rotation du rotor principal.

Le commutateur CUTOFF qui se trouve sur le levier de pas collectif est utilisé dans les situations d'urgence pour dépressuriser les accumulateurs en ouvrant simultanément les trois électrorobinets (robinets de décharge), ce qui isole le rotor de queue et permet une transition en douceur à l'utilisation non assistée des commandes. Lorsque les accumulateurs sont vides, les forces que doit exercer le pilote sur les commandes sont considérablement plus élevées, mais il est toujours possible de maîtriser l'appareil dans la mesure où celui-ci est exploité conformément aux procédures approuvées. Le fait d'actionner le commutateur CUTOFF coupe également le klaxon d'avertissement.

Situé sur le panneau Geneva⁵, le commutateur à bascule HYD TEST, servant aux essais hydrauliques, permet de procéder à l'essai des accumulateurs des servocommandes du rotor principal et du rotor de queue. Si on règle le commutateur sur « Test », l'électrorobinet d'essai hydraulique⁶ et l'électrorobinet de la servocommande du rotor de queue s'ouvrent. Dès lors, la pression hydraulique chute, le voyant d'avertissement du circuit hydraulique s'allume et le klaxon d'avertissement retentit. On fait l'essai des accumulateurs pendant la vérification avant le vol en réglant le commutateur HYD TEST sur « Test » et en déplaçant le manche cyclique afin de s'assurer que les accumulateurs fournissent bien une assistance.

L'utilisation du commutateur HYD TEST en vol n'est pas une pratique normale. Le manuel de vol de l'AS 350 B2 contient une mise en garde à ce sujet. En effet, l'utilisation du commutateur dépressurise l'accumulateur de la servocommande du rotor de queue (compensateur en lacet), ce qui nécessite alors l'application de forces élevées aux pédales. Cependant, si une défaillance de la commande du rotor de queue se produit en vol, le manuel de vol précise que le pilote doit placer le commutateur en position « Test », attendre cinq secondes, puis remettre le commutateur en position normale. Le commutateur HYD TEST présente une forme particulière et comprend un mécanisme qui fait en sorte qu'on doit le tirer pour s'en servir, ce qui le distingue des commutateurs qui se trouvent de part et d'autre.

1.5.2.2 Défaillance du circuit hydraulique

Une défaillance du circuit hydraulique était jugée possible. Par conséquent, au cours de la certification, il a été démontré que la manoeuvrabilité de l'hélicoptère était adéquate dans le mode de repli manuel, malgré les forces de sollicitation qui doivent être considérablement plus élevées. Cependant, à haute vitesse, les forces ont été jugées excessives, et un dispositif de

⁵ Le panneau Geneva a été installé pour remplacer la console de dispositifs de commutation avionique d'origine.

⁶ On l'appelle aussi électrorégulateur (en anglais *regulator solenoid*) dans la documentation d'Eurocopter.

sécurité (constitué d'un accumulateur, d'un clapet de non-retour et d'un électrovanne) a été installé sur chaque servocommande hydraulique. La charge de l'accumulateur donne au pilote suffisamment de temps pour réduire la vitesse en toute sécurité à une valeur inférieure à 60 noeuds, ce qui facilite le pilotage non assisté de l'hélicoptère. Pendant la formation et les essais avant le vol relatifs au circuit hydraulique, les pilotes du ministère des Richesses naturelles ont pu constater la dépressurisation asymétrique des accumulateurs hydrauliques après avoir réglé le commutateur HYD TEST sur « Test ». Selon le nombre de sollicitations sur les commandes, la dépressurisation des accumulateurs prend habituellement de 20 à 30 secondes.

Le manuel de vol souligne deux types de défaillance hydraulique. Les procédures d'urgence à suivre dans les deux cas sont énoncées ci-dessous :

- a. S'il y a grippage du robinet de commande des servocommandes du rotor principal en vol de croisière, le pilote constatera que le levier de pas collectif et le manche cyclique sont plus résistants. La procédure d'urgence à suivre est la suivante :
 - Actionner le commutateur CUTOFF situé sur le levier de pas collectif afin de couper la pression hydraulique. L'augmentation des forces de sollicitation que doit exercer le pilote sur les commandes se fera sentir immédiatement. Ces forces peuvent être très élevées si l'hélicoptère vole à haute vitesse :
 - levier de pas collectif : surcharge de 20 kg;
 - manche cyclique : 4 à 7 kg de surcharge vers la gauche;
 - manche cyclique : 2 à 4 kg de surcharge vers l'avant;
 - pédales (lacet) : à peu près aucune surcharge en vol de croisière.
 - Réduire la vitesse à 60 noeuds et procéder comme si le voyant HYD était allumé.
- b. S'il y a défaillance du système de servocommandes, le voyant d'avertissement du circuit hydraulique (HYD) s'allume. Les mesures que le pilote doit prendre en vol sont les suivantes :
 - réduire en douceur la sollicitation sur le levier de pas collectif et régler la vitesse entre 40 et 60 noeuds en vol en palier;
 - couper la pression hydraulique en appuyant sur le bouton-poussoir situé sur le levier de pas collectif⁷. Les surcharges se font sentir sur le levier de pas collectif et sur le manche cyclique lorsque ce dernier est déplacé vers la gauche et vers l'avant;

⁷ Il s'agit du commutateur CUTOFF du circuit hydraulique, soit un commutateur sous cache se trouvant dans un boîtier de protection et non pas un bouton-poussoir.

- au besoin, augmenter la vitesse indiquée, mais la surcharge sur les commandes augmentera également;
- effectuer une approche sous faible pente dans une zone d'atterrissage exempte d'obstacles et atterrir en ayant une faible vitesse vers l'avant;
- couper le moteur en tenant le levier de pas collectif sur la butée de petit pas.

En cas de défaillance hydraulique, les clapets de non-retour des servocommandes du rotor principal se ferment sous la pression des accumulateurs (le débit des accumulateurs ne sert qu'aux servocommandes). Les électrorobinets des servocommandes du rotor principal sont commandés par le commutateur CUTOFF situé sur le levier de pas collectif. Le pilote règle le commutateur sur CUTOFF, ce qui actionne les trois électrorobinets des servocommandes du rotor principal et fait communiquer l'orifice d'admission de la pression et la conduite de retour pour permettre ainsi la dépressurisation simultanée des accumulateurs. Ce système est conçu pour faire chuter la pression du circuit hydraulique à zéro et également pour assurer la dépressurisation complète, rapide et symétrique des accumulateurs. Ces deux fonctions sont essentielles pour assurer une exploitation en toute sécurité. La dépressurisation complète du système est requise pour permettre au pilote de passer en mode de commande non assisté en cas de défaillance ou de comportement anormal. La dépressurisation symétrique et rapide des accumulateurs vise à assurer une réponse constante des commandes de vol durant la transition vers le vol non assisté. Le clapet de non-retour de la servocommande du rotor de queue est également fermé par la pression de l'accumulateur, et ce dernier fournit une pression de réserve. Contrairement aux servocommandes du rotor principal, la servocommande du rotor de queue est conçue pour fournir une pression de réserve presque illimitée. Si la pression de la servocommande du rotor de queue dépasse 55 bars, le clapet de non-retour fait communiquer la conduite sous pression et la conduite de retour et limite l'écoulement hydraulique lorsque le piston de la servocommande retourne en position sortie. Ce système permet d'éviter un blocage hydraulique et réduit la pression emmagasinée.

1.6 *Renseignements météorologiques*

Le message d'observation météorologique régulière pour l'aviation (METAR) émis à 16 h UTC⁸ pour Sault Ste. Marie faisait état des conditions suivantes : vent du 080° vrai à 4 noeuds, visibilité de 15 milles terrestres, nuages fragmentés à 5400 pieds, température de -24 °C, point de rosée à -29 °C et calage altimétrique de 30,13. Les conditions météorologiques de vol à vue étaient bonnes à Mekatina. Le ciel était dégagé, le vent était calme et la température était de -30 °C.

⁸ UTC = temps universel coordonné

1.7 *Communications*

Toutes les communications entre le pilote et la tour de l'aéroport de Sault Ste. Marie ont été normales. Après avoir pris les trois passagers et s'être dirigé vers le nord pour effectuer le relevé des originaux, le pilote a seulement communiqué avec un opérateur radio au sol qui se trouvait à Sault Ste. Marie. Ces communications n'ont pas été enregistrées. Cependant, elles ont été consignées par l'opérateur dans un registre radio. Le dernier message du pilote a été consigné à 11 h 43, message au cours duquel il a signalé que l'appareil avait subi une défaillance hydraulique. Il a décrit la zone de débardage qu'il survolait, mentionné qu'il se trouvait à 39 milles marins au nord et indiqué qu'il se pouvait qu'un atterrissage de précision soit difficile. Le klaxon d'avertissement de l'appareil n'a pas retenti au cours de ce message. Il n'y a eu aucune autre communication entre le pilote et l'opérateur radio. Ce dernier a communiqué avec le centre de coordination provincial pour signaler la situation difficile dans laquelle se trouvait C-GOGN, et ces communications ont été enregistrées au centre de coordination provincial. Un examen de ces communications a indiqué que les procédures appropriées de recherches ont été entreprises sans délai.

1.8 *Enregistreurs de bord*

1.8.1 *Généralités*

L'hélicoptère n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol ni d'un enregistreur de la parole dans le poste de pilotage, et la réglementation en vigueur ne l'exigeait pas.

1.8.2 *Système de suivi d'aéronefs*

L'hélicoptère était équipé d'un système de suivi d'aéronefs (ATS) dont la surveillance était assurée par la compagnie. Ce système fournissait des données sur la position de l'hélicoptère à intervalles de 30 secondes à partir des coordonnées de latitude et de longitude obtenues par l'entremise du système de positionnement mondial (GPS). Les renseignements fournis comprenaient aussi des données additionnelles, comme l'altitude de l'appareil et la vitesse calculée.

Un tracé des points de position (par exemple n° 247) provenant du GPS en ce qui concerne C-GOGN figure à l'annexe A. Les points sont joints à l'aide de lignes droites puisque les déplacements de l'hélicoptère entre les points fournis par le GPS sont inconnus. Les renseignements disponibles indiquent les éléments suivants :

n° 247 11 h 41 min 11 s Il est probable que la défaillance hydraulique s'est produite entre les points 247 et 248. Le pilote a signalé la défaillance hydraulique environ deux minutes plus tard, soit à 11 h 43.

- n° 248 11 h 41 min 41 s Toutes les positions avant le point 248 reflètent les mouvements typiques d'un hélicoptère qui effectue un relevé des originaux. L'hélicoptère a quitté l'aire de relevé après avoir passé le point 248.
- n° 249 11 h 42 min 11 s L'appareil était en route vers Mekatina lorsqu'il est passé de 1800 pieds asl à 2400 pieds asl à une vitesse-sol moyenne de 81 noeuds⁹.
- n° 250 11 h 42 min 41 s Aux alentours du point 250, l'hélicoptère a atteint une altitude maximale de 2400 pieds asl. Il a ensuite commencé à descendre. La descente s'est poursuivie pendant 1,5 minute, et l'hélicoptère a atteint environ 1700 pieds asl au point 253.
- n° 251 11 h 43 min 11 s L'hélicoptère a continué de descendre alors qu'il se dirigeait toujours vers Mekatina. La vitesse-sol a augmenté jusqu'à environ 97 noeuds peu après le début de la descente.
- n° 252 11 h 43 min 41 s L'hélicoptère se trouvait à peu près à cette position quand le pilote a signalé la défaillance hydraulique et a décrit la zone de débardage à Mekatina, là où il prévoyait se poser.
- n° 253 11 h 44 min 11 s La vitesse-sol moyenne entre les points 252 et 253 a diminué jusqu'à environ 62 noeuds. Il se peut que la vitesse de l'hélicoptère ait continué à diminuer au-delà du point 253.

1.9 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.9.1 Généralités

La zone d'impact était située à environ 150 pieds à l'est de l'embranchement ferroviaire de Mekatina. La zone était caractérisée par un relief ascendant et dotée d'une forestation légère à dense. La hauteur moyenne des arbres était de 80 pieds. Il y avait de deux à trois pieds de neige là où l'accident s'était produit.

L'hélicoptère a percuté et coupé la cime des arbres avant de percuter le sol en piqué prononcé sur le dos. La section avant, le pare-brise et le plafond ont été complètement détruits à l'impact. Les trois pales du rotor principal ont été lourdement endommagées au moment de l'impact, mais elles sont tout de même demeurées attachées à la tête du rotor. Le moteur (Turbomeca Arriel 1D1 portant le numéro de série 9359) était toujours fixé à l'hélicoptère, mais les supports étaient endommagés. Les dommages subis par le moteur n'étaient pas importants et consistaient

⁹ La vitesse-sol réelle serait plus élevée en raison des manoeuvres de l'hélicoptère entre les points du système de suivi (ATS).

principalement en une déformation de la bouche d'entrée d'air et de la tuyère d'échappement. Le réservoir à carburant, situé dans un compartiment derrière les sièges arrières et sous la partie supérieure de la cabine, a été entièrement détruit.

La neige et le sol sous l'hélicoptère étaient saturés de carburant, de liquide hydraulique et d'huile moteur. La poutre de queue de l'hélicoptère s'était rompue à environ cinq pieds de son point de fixation au fuselage, mais elle est toutefois demeurée attachée à celui-ci. Les arbres d'entraînement du rotor de queue ont été endommagés. L'épave de l'hélicoptère a été récupérée et transportée à l'aéroport de Sault Ste. Marie pour un examen plus approfondi.

1.9.2 *Commandes de vol*

Une inspection minutieuse des commandes de vol a été effectuée. Rien n'indiquait l'existence d'une défaillance antérieure à l'accident, et aucune anomalie n'a été décelée pouvant indiquer une condition antérieure à l'accident qui aurait pu empêcher le fonctionnement normal.

1.9.3 *Circuit hydraulique*

Un examen visuel du circuit hydraulique de l'hélicoptère n'a permis de déceler aucune défaillance antérieure à l'accident dans aucun des composants mécaniques. Cependant, la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique s'était brisée à un joint de fabrication, là où deux extrémités avaient été jointes. La courroie (numéro de pièce 704A33-690-004, 390 heures d'utilisation depuis sa mise en service initiale) possède une durée de vie en service de 600 heures. La courroie d'entraînement est faite de tissu enduit qui comprend une couche externe de tissu enduit, deux couches intermédiaires (une de caoutchouc et une de tissu) et une couche interne enduite de caoutchouc. La défaillance de cette courroie expliquerait la défaillance hydraulique signalée par le pilote.

La courroie brisée, un certain nombre de courroies en bon état provenant d'autres hélicoptères du ministère des Richesses naturelles ainsi qu'une courroie neuve ont été envoyées au Laboratoire technique du BST pour examen. Il a été possible de déterminer que les courroies qui avaient été en service étaient plus longues que la courroie neuve, ce qui n'est pas considéré anormal puisqu'une courroie s'étire légèrement pendant une utilisation normale, ce qui en réduit la tension. Un examen microscopique des courroies a été effectué. À l'exception de la courroie neuve, des criques importantes ont été décelées dans tous les échantillons de comparaison au même endroit où la fracture s'était produite sur la courroie d'entraînement en question. Il n'a pas été possible de déterminer si la courroie s'était brisée avant l'accident. Cependant, la crique présente dans la courroie en question a été examinée, et on a estimé que la courroie était près de subir une défaillance avant l'accident.

Avant l'accident, dans le cadre de ses activités de maintenance normales, le personnel de maintenance du ministère des Richesses naturelles vérifiait visuellement l'état de la courroie chaque jour. Il a également vérifié la tension de la courroie au toucher et en tentant de tourner la

poulie. Si la poulie tournait et que la courroie glissait, alors la courroie était lâche. Durant les inspections aux 100 heures, la courroie faisait l'objet d'une vérification visuelle visant à déceler d'éventuels dommages, d'une vérification de la tension au toucher et, au besoin, d'un réglage.

Le personnel de maintenance du ministère des Richesses naturelles a remplacé la courroie au cours de l'inspection aux 500 heures de type « T » même si l'inspection n'exigeait qu'une vérification de la tension de la courroie.

La pression de charge d'azote de tous les accumulateurs des servocommandes devrait être d'environ 15 bars. Pendant l'examen de l'épave, la pression des trois accumulateurs des servocommandes du rotor principal était d'environ 6 bars, et celle de l'accumulateur de la servocommande du rotor de queue était d'environ 22 bars. Lorsqu'une conduite hydraulique a été déposée de la servocommande du rotor de queue, du liquide hydraulique a été vaporisé sous la pression. Les composants hydrauliques ont été déposés et ont fait l'objet de nombreux tests, tant à la température de la pièce qu'à -35 °C (imprégnature de froid). Aucune anomalie n'a été décelée.

Le commutateur CUTOFF du circuit hydraulique (photo 2) se trouvant sur le levier de pas collectif a été trouvé en position avant ou normale. Le cache du commutateur s'est brisé à l'impact, et le boîtier du commutateur était déformé vers l'arrière. Il n'a pas été possible de déterminer la position du commutateur avant l'impact en raison de l'étendue des dommages qu'il avait subis, ni d'en tester la continuité électrique. Le commutateur a été démonté, et aucune anomalie n'a été décelée pouvant indiquer une condition antérieure à l'accident qui aurait empêché le fonctionnement normal. Le commutateur est alimenté par l'entremise du disjoncteur du circuit hydraulique.

Le commutateur HYD TEST (photo 3) a été trouvé en position avant ou « Test ». La caractéristique « tirer pour déverrouiller » du commutateur HYD TEST fait en sorte que l'on doit tirer sur le commutateur à bascule,



Photo 2. Commutateur CUTOFF du circuit hydraulique et son cache



Photo 3. Commutateur HYD TEST du circuit hydraulique

puis le déplacer au-delà du mécanisme de verrouillage. Des marques d'impact sur le commutateur indiquent que celui-ci se trouvait probablement en position avant au moment de l'impact. Le commutateur a fait l'objet d'une vérification de continuité et de fonctionnement, et aucune anomalie n'a été décelée. Ce commutateur est alimenté par l'intermédiaire du disjoncteur du circuit hydraulique.

Six échantillons de liquide hydraulique ont été envoyés au Centre d'essais techniques de la qualité du ministère de la Défense nationale. Les résultats de l'essai indiquent une quantité d'eau qui se situe entre 44 et 75 parties par million (ppm). La quantité d'eau maximale permise est de 100 ppm. Les résultats de l'essai n'ont permis d'identifier aucun autre contaminant.

1.9.4 *Voyants et klaxon de mise en garde / d'avertissement et circuit électrique*

Un filament étiré indique que l'ampoule du voyant d'avertissement rouge HYD était allumé au moment de l'impact. Ce voyant s'allume lorsque la pression hydraulique diminue sous les 30 bars environ. Les filaments des ampoules des voyants de mise en garde DOORS et FUEL P étaient étirés, et on considère que ces voyants se sont allumés au moment de la dislocation de l'hélicoptère à l'impact. Les filaments des ampoules du reste des voyants de mise en garde et d'avertissement n'étaient pas étirés, et on considère qu'ils étaient tous éteints au moment de l'impact.

Le klaxon d'avertissement de la pression hydraulique a fait l'objet d'un test fonctionnel, et on considère qu'il était probablement en bon état de marche avant l'impact. L'interrupteur de coupure du klaxon d'avertissement a été trouvé en position AFT (coupure).

Une vérification de la continuité du câblage de l'hélicoptère a été effectuée. À l'exception du commutateur CUTOFF du circuit hydraulique, qui n'a pu faire l'objet d'un essai en raison des dommages, aucune anomalie n'a été décelée. Le câblage du panneau Geneva a fait l'objet d'une vérification de continuité par le Laboratoire technique du BST. La vérification s'est effectuée entre les broches des fiches à branchement rapide, les disjoncteurs *Hydraulics* et *Rotor Warn* (avertissement hydraulique et rotor) et les commutateurs WARNING HORN et HYD TEST. Aucune anomalie n'a été décelée pouvant indiquer une condition antérieure à l'accident qui aurait pu empêcher le fonctionnement normal.

1.9.5 *Disjoncteurs*

Le disjoncteur du circuit hydraulique a été trouvé en position déclenchée. Ce disjoncteur, situé du côté supérieur droit du panneau des disjoncteurs, était le seul à être déclenché. La partie blanche de l'anneau indicateur de déclenchement du disjoncteur du circuit hydraulique portait des stries noires et semblait sale en général. En comparaison, aucune des parties blanches des anneaux indicateurs de déclenchement des autres disjoncteurs du même panneau n'avait une telle apparence. On a donc conclu que le disjoncteur du circuit hydraulique était en position déclenchée pendant le vol.

Afin de déterminer si le disjoncteur du circuit hydraulique avait pu se déclencher en raison d'une défaillance électrique, le disjoncteur en question a été examiné et a fait l'objet d'essais et d'une vérification de la continuité des fils appropriés. Aucune anomalie n'a été décelée. L'une des explications possibles est que le disjoncteur ait été déclenché intentionnellement par le pilote, ce qui est très peu probable étant donné que le déclenchement du disjoncteur ne fait pas partie des procédures d'urgence et qu'il aurait été difficile pour le pilote d'identifier rapidement le disjoncteur en raison de l'endroit où il se trouve.

Le disjoncteur du circuit hydraulique permet d'alimenter les commutateurs HYD TEST et CUTOFF du circuit hydraulique. Par conséquent, l'utilisation des commutateurs HYD TEST ou CUTOFF ne donnerait aucun résultat si le disjoncteur était déclenché.

Le disjoncteur d'avertissement du rotor a été trouvé en position enclenchée. Ce disjoncteur permet d'alimenter le klaxon d'avertissement et le voyant de mise en garde HORN par l'entremise de la carte de circuit imprimé et de l'interrupteur du klaxon d'avertissement.

1.9.6 *Tableau récapitulatif*

Le tableau suivant résume les renseignements de la section 1.9 en soulignant la position dans laquelle ont été trouvés les divers commutateurs et composants ainsi que la position dans laquelle ils auraient dû se trouver si l'hélicoptère avait été configuré selon les exigences du manuel de vol et compte tenu des mesures qui auraient dû être prises par le pilote en cas de défaillance hydraulique.

Composant	Position après l'accident	Position attendue
Commutateur CUTOFF du circuit hydraulique (ce commutateur est alimenté par l'entremise du disjoncteur du circuit hydraulique)	Position avant (normal) (la position réelle avant l'impact n'a pas pu être déterminée)	Position arrière (arrêt)
Commutateur HYD TEST (ce commutateur est alimenté par l'entremise du disjoncteur du circuit hydraulique)	Position avant (« Test »)	Position arrière
Voyant d'avertissement HYD	Allumé (On)	Allumé (On)
Commutateur du klaxon d'avertissement	Position arrière (assourdir)	Position avant (normale)
Disjoncteur du circuit hydraulique	Déclenché	Enclenché

1.10 Questions relatives à la survie des occupants

Des témoins sont accourus sur le lieu de l'accident et ont immédiatement porté secours aux occupants de l'hélicoptère. L'appareil s'est immobilisé sur le dos, et les sauveteurs ont utilisé un palan manuel à chaîne pour placer l'hélicoptère sur le côté afin d'accéder aux occupants. Tous les occupants portaient leur ceinture de sécurité. Les ceintures ont dû être coupées pour que les occupants puissent sortir de l'épave. Le Centre de coordination des opérations de sauvetage a dépêché un Hercules C130 à partir de l'aéroport de Sault Ste. Marie, et les techniciens de recherche et sauvetage se sont rendus sur le lieu de l'accident. Il n'était pas possible de survivre à l'accident en raison des forces d'impact élevées. La radiobalise de repérage d'urgence s'est mise en marche durant l'accident, mais un pilote qui se trouvait sur le lieu de l'accident l'a arrêtée.

1.11 Renseignements sur l'organisation et la gestion

L'objectif du programme d'aviation du ministère des Richesses naturelles est de fournir ou d'assurer des services de vol sûrs et efficaces pour la gestion des feux de forêt, les programmes du ministère des Richesses naturelles et les autres ministères et organismes du gouvernement de l'Ontario. Au moment de l'accident, le ministère des Richesses naturelles comptait 36 aéronefs au registre d'immatriculation des aéronefs civils canadiens. Quatre de ces aéronefs sont des hélicoptères AS 350 B2 d'Eurocopter, dont l'appareil immatriculé C-GOGN.

1.12 Renseignements supplémentaires

1.12.1 Incident mettant en cause un autre hélicoptère AS 350 B2

Le 12 mai 2003, un incident s'est produit durant la vérification avant le vol de l'hélicoptère AS 350 B2 d'un autre exploitant (Remote Helicopters) en Alberta. Le circuit hydraulique a été coupé par l'entremise du commutateur HYD TEST, et les commandes ont été déplacées afin d'assurer que toute la pression hydraulique fournie par les accumulateurs des servocommandes était épuisée. Durant la vérification avant le vol et après la dépressurisation des accumulateurs, le manche cyclique s'est déplacé à l'extrême gauche sans avoir été sollicité. Une force considérable a dû être exercée pour déplacer le manche cyclique. Il était possible de reproduire le mouvement non sollicité. Un vérin de servocommande fabriqué par SAMM a été identifié comme étant la cause de cette anomalie et il a été déposé en vue d'un examen plus approfondi. Aucune anomalie n'a été décelée pendant cet examen. Les mesures à prendre pour essayer d'isoler les défaillances potentielles de servocommande et les mesures d'atténuation sont décrites à la section relative aux mesures de sécurité du présent rapport.

1.12.2 Groupe de travail réunissant le BST et Transports Canada

Le 14 mai 2003, le BST a rencontré le personnel de Transports Canada dans le cadre d'un groupe de travail afin d'examiner en détail les données recueillies au cours de l'enquête sur l'accident de l'hélicoptère immatriculé C-GOGN. Le groupe de travail s'est de nouveau réuni au Laboratoire technique du BST, le 28 mai 2003, afin d'assister au démontage des composants hydrauliques et de discuter des mesures de sécurité possibles. Le groupe de travail a pris part à une dernière rencontre, le 9 juillet 2003, au Laboratoire technique du BST en présence de représentants du BST, de Transports Canada, de la DGAC (France), d'Eurocopter France et d'Eurocopter Canada. Les activités du groupe de travail ont donné lieu à la publication par Transports Canada de l'avis de navigabilité D006, édition 1, en date du 23 septembre 2003. Le contenu de cet avis est abordé dans la section relative aux mesures de sécurité du présent rapport.

2.0 *Analyse*

2.1 *Introduction*

Après avoir subi une défaillance hydraulique, le pilote a continué à voler pendant environ trois minutes alors qu'il se rendait vers la zone de débardage de Mekatina. En l'absence d'un site d'atterrissage idéal, le pilote a effectué une reconnaissance des lieux à basse altitude dans le but d'effectuer un atterrissage dans un endroit plutôt contigu. L'hélicoptère s'est écrasé après la perte de maîtrise qui s'est produite pendant les manoeuvres en vue de l'atterrissage.

L'analyse portera principalement sur la cause de la défaillance du circuit hydraulique, la manoeuvrabilité de l'hélicoptère en l'absence du circuit hydraulique et les mesures prises par le pilote après la défaillance hydraulique. La défaillance du circuit hydraulique de l'hélicoptère AS 350 B2 est une situation d'urgence qui nécessite une réaction rapide de la part du pilote. L'hélicoptère est conçu pour passer au mode de repli manuel en toute sécurité, et on devrait pouvoir en assurer la maîtrise jusqu'à un atterrissage en toute sécurité si les procédures appropriées sont suivies. Cependant, dans le cas présent, le fait que le disjoncteur du circuit hydraulique était probablement déclenché, rendant le commutateur CUTOFF inopérant, aurait modifié l'exécution de la mise en mode de repli manuel du circuit des commandes de vol et aurait pu entraîner une dépressurisation asymétrique des accumulateurs. Cette situation a pu semer l'incertitude chez le pilote quant à l'état du circuit hydraulique et des commandes de vol.

2.2 *Défaillance du circuit hydraulique*

La défaillance hydraulique a été l'élément déclencheur qui a mené à l'accident. Il est probable que la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique a subi une défaillance en vol, ce qui a provoqué la défaillance du circuit hydraulique. Cette hypothèse est corroborée par le point faible, antérieur à l'impact, associé à la courroie ayant subi une défaillance, par la détérioration d'autres courroies en service qui ont fait l'objet d'un examen et par l'historique de défaillances semblables. Aucune autre explication n'a pu être formulée en ce qui concerne la défaillance hydraulique. Il est également probable que le disjoncteur du circuit hydraulique était en position déclenchée pendant le vol pour des raisons inconnues. L'enquête sur l'accident en question n'a permis de révéler aucune autre défaillance des composants du circuit hydraulique qui pourrait expliquer la perte de maîtrise de l'hélicoptère.

Des essais en laboratoire effectués sur la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique ont donné certains résultats importants. Le criquage important au même endroit dans tous les échantillons (à l'exception de la courroie neuve) indique qu'il existe peut-être un problème de conception à cet endroit, lequel entraîne une concentration d'efforts et de tensions qui mène à une défaillance cohérente et prévisible. Soit que les efforts et les tensions qui s'exercent dépassent la résistance nominale, soit que la durée de vie en service de la courroie est trop longue. Un examen de la base de données des rapports de difficultés en service de Transports Canada a révélé de nombreux cas de défaillances de courroie se produisant avant la

fin de la durée de vie en service, laquelle est de 600 heures. Puisque certaines des courroies ont subi des défaillances seulement 80 heures après leur mise en service initiale, il est peu probable que la réduction de la durée de vie en service réduise considérablement le nombre de défaillances de courroie.

De même, une inspection visuelle de la courroie en place ne permet probablement pas de déceler le criquage ou la faiblesse du joint. Afin d'avoir une attente raisonnable en ce qui concerne la détection des criques par l'entremise d'une inspection visuelle, il faut procéder à la dépose de la courroie, retourner cette dernière, y appliquer une tension et procéder minutieusement à son inspection. À la suite des questions relatives à l'état de fonctionnement de la courroie d'origine, Eurocopter a publié le bulletin de service (BS) numéro 63.00.08, en date du 27 mai 2002, lequel proposait une courroie améliorée (Poly-V) ayant une durée de vie en service considérablement plus longue (1500 heures). Le ministère des Richesses naturelles a décidé de ne pas changer ses courroies à la lumière du bulletin de service facultatif, des discussions avec un représentant technique du fabricant sur la fiabilité non vérifiée de la nouvelle courroie Poly-V, du nombre peu élevé de défaillances de courroie sur les appareils du ministère des Richesses naturelles et de la réduction que s'est imposé ce dernier relativement aux intervalles de remplacement des courroies. Le ministère des Richesses naturelles n'a connu qu'une défaillance de courroie avant l'accident en question en plus de 10 ans d'exploitation. La pratique normalisée du ministère était de réduire la durée de vie en service recommandée par le fabricant et de remplacer les courroies du circuit hydraulique aux 500 heures plutôt qu'aux 600 heures comme le recommande le fabricant. Transports Canada a ensuite publié la consigne de navigabilité CF-2004-10, en date du 22 avril 2002, rendant obligatoire l'installation des nouvelles courroies Poly-V.

Il n'a pas été possible de déterminer si le pilote avait réglé le commutateur CUTOFF sur CUTOFF. Si c'est le cas et que le disjoncteur du circuit hydraulique se trouvait déclenché avant qu'il ne règle le commutateur, alors ce dernier n'aurait pas fonctionné. Dans ce cas, les électrorobinets des servocommandes du rotor principal ne se seraient pas ouverts, et l'orifice d'admission de la pression vers la conduite de retour serait demeuré fermé. La pression résiduelle dans les accumulateurs des servocommandes du rotor principal n'aurait pas été libérée de façon symétrique, et la transition au mode de commande non assisté ne se serait pas faite en douceur.

À un certain moment avant l'accident, le pilote a réglé le commutateur HYD TEST sur « Test ». Cette pratique n'est pas recommandée en vol, et elle mène habituellement à la perte de la pression hydraulique dans le système de la servocommande du rotor de queue. Cependant, il semble que le disjoncteur du circuit hydraulique était déjà déclenché lors du réglage du commutateur HYD TEST, ce qui est corroboré par la présence d'une pression hydraulique dans l'accumulateur de la servocommande après l'événement. Cette pression aurait pu être utilisée par le rotor de queue pour maîtriser le lacet.

2.3 *Mesures prises par le pilote*

Selon sa formation et les procédures d'urgence du manuel de vol, on s'attend à ce que le pilote qui se trouve en présence d'une défaillance hydraulique ralentisse l'hélicoptère jusqu'à la vitesse recommandée (entre 40 et 60 noeuds), qu'il effectue une approche sous faible pente dans une zone d'atterrissage exempte d'obstacles et qu'il se pose en ayant une faible vitesse vers l'avant. Puisque le pilote a été confronté à une situation anormale pour laquelle les mesures prises en situation d'urgence n'ont pas donné les résultats escomptés, il peut avoir décidé de voler à une vitesse plus élevée afin de se rendre plus rapidement au lieu d'atterrissage de Mekatina. Son choix du lieu d'atterrissage peut avoir été influencé par la profondeur de la neige sur le lac Hion qui se trouvait tout près, par la disponibilité du personnel dans la zone de débarquement de Mekatina et par le fait qu'on pouvait accéder à la zone de débarquement par la route.

Comme le pilote n'a pas ralenti l'hélicoptère à la vitesse recommandée, il aurait dû sentir qu'il devait exercer des forces de sollicitation plus élevées sur les commandes une fois la dépressurisation des accumulateurs des servocommandes du rotor principal terminée. La position dans laquelle les commutateurs HYD TEST et CUTOFF ont été trouvés sur le lieu de l'événement a indiqué que le pilote a peut-être tenté une dépressurisation en vol en actionnant le commutateur HYD TEST, ce qui constitue une méthode qui n'est pas appropriée et qui n'est pas conforme au manuel de vol. Cependant, si le pilote s'est trouvé en situation d'urgence anormale en raison du déclenchement du disjoncteur du circuit hydraulique, il est alors possible qu'il ait actionné le commutateur HYD TEST lorsqu'il s'est rendu compte que le commutateur CUTOFF ne fonctionnait pas. Rien n'indique que cette mesure ait aggravé la situation d'urgence relative au circuit hydraulique.

Puisqu'il est probable que le disjoncteur du circuit hydraulique a été déclenché en vol, il est donc probable qu'il y a eu dépressurisation asymétrique des servocommandes du rotor principal et que, par conséquent, le pilote a ressenti des surcharges inégales au manche cyclique. Le pilote d'expérience aurait tenu fermement les commandes dans l'attente de la surcharge associée à la dépressurisation. Il est peu probable qu'une surcharge soudaine, asymétrique et de courte durée d'environ 5 daN (décanewtons) ou 11 livres s'exerçant sur le manche cyclique fasse perdre à un pilote la maîtrise d'un hélicoptère quand ce pilote s'attend à une surcharge sur les commandes. Le pilote peut avoir tenté d'effectuer la dépressurisation en actionnant le commutateur HYD TEST après s'être rendu compte que le commutateur CUTOFF ne fonctionnait pas. Selon ce qui a été observé pendant les manoeuvres en vue de l'atterrissage dans la zone de débarquement, l'hélicoptère a amorcé un virage vers la gauche duquel il n'est jamais sorti. Les forces auxquelles a été confronté le pilote pendant le virage à basse altitude peuvent avoir été trop élevées pour être surmontées, faisant en sorte qu'il était impossible pour le pilote de remettre l'hélicoptère en vol en palier.

3.0 *Conclusions*

3.1 *Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs*

1. À la suite d'une défaillance hydraulique, la maîtrise de l'hélicoptère a été perdue, et ce dernier s'est écrasé pendant les manoeuvres en vue de l'atterrissage. La cause de la perte de maîtrise n'a pas pu être déterminée.
2. Il est probable que la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique a subi une défaillance en vol, ce qui a provoqué la défaillance du circuit hydraulique.
3. Il est probable que le disjoncteur du circuit hydraulique était en position déclenchée pendant le vol, rendant inopérants les commutateurs CUTOFF et HYD TEST du circuit hydraulique. Cette situation donnerait lieu à la dépressurisation asymétrique des servocommandes du rotor principal.

3.2 *Faits établis quant aux risques*

1. Les examens de laboratoire effectués sur la courroie d'entraînement hydraulique défaillante et sur d'autres courroies similaires non brisées provenant d'autres aéronefs ont révélé un criquage important au même endroit dans tous les échantillons. Il existe peut-être un problème à cet endroit, lequel entraîne une concentration d'efforts et de tensions qui mène à une défaillance cohérente et prévisible.

3.3 *Autres faits établis*

1. Les forces auxquelles a été confronté le pilote pendant le virage à basse altitude peuvent avoir été trop élevées pour être surmontées, faisant en sorte qu'il était impossible pour le pilote de remettre l'hélicoptère en vol en palier.
2. Le démontage ou l'examen des quatre servocommandes hydrauliques et des composants des commandes du rotor principal n'a révélé aucune anomalie antérieure à l'accident qui aurait pu nuire au fonctionnement normal.
3. Les résultats des essais effectués sur le liquide hydraulique ont révélé une quantité d'eau qui se trouvait à l'intérieur des limites maximales permises.

4.0 Mesures de sécurité

4.1 Mesures prises

À la lumière de l'événement mettant en cause un hélicoptère de Remote Helicopters et du présent événement mettant en cause un hélicoptère du ministère des Richesses naturelles, et à partir des données initiales recueillies par le groupe de travail réunissant le BST et Transports Canada, ce dernier a publié la consigne de navigabilité d'urgence CF-2003-15, en date du 16 mai 2003. Cette consigne, intitulée *Eurocopter (Aérospatiale) AS 350 – Loss of Hydraulic Power*, comprenait les éléments suivants :

[Traduction]

1. Tous les exploitants d'AS 350 doivent informer tous leurs équipages de conduite d'effectuer une vérification avant vol méticuleuse afin de s'assurer que la pression des accumulateurs hydrauliques est purgée et de vérifier l'absence de tout déplacement inopiné ou de toute résistance inhabituelle des commandes. Rechercher la cause de tout déplacement inopiné avant la remise en service. Toute anomalie doit être signalée à la direction du Maintien de la navigabilité aérienne de Transports Canada.
2. Tout hélicoptère subissant une défaillance hydraulique doit immédiatement se poser afin d'éviter de voler de façon prolongée en mode non assisté.
3. Les vols sans commandes hydrauliques dans des situations autres que des situations d'urgence sont interdits.

Cette consigne a été remplacée par la consigne CF-2003-15R1, publiée le 1^{er} juillet 2003, laquelle stipulait que la vérification avant le vol doit être effectuée avant **CHAQUE** vol.

Le 23 septembre 2003, Transports Canada a publié l'avis de navigabilité D006, édition 1. L'avis avait pour objet de tenir au courant les propriétaires / exploitants, ainsi que le personnel de maintenance et les pilotes des giravions AS 350 de l'enquête du BST. L'avis abordait précisément les préoccupations exprimées en ce qui concerne les caractéristiques des commandes de vol de l'AS 350 lors d'une perte de pression du circuit hydraulique. Une des anomalies abordées dans l'avis de navigabilité est formulée comme suit :

1. Déplacement inopiné lorsque le circuit est vidé : Les essais au sol d'Eurocopter ont démontré qu'il est possible qu'il y ait déplacement inopiné lorsqu'un accumulateur latéral est vide et l'autre plein. D'après ces essais, Transports Canada a conclu qu'on peut s'attendre à un résultat similaire en vol.

Facteurs atténuants :

En vol, on peut éviter le déplacement inopiné susmentionné lorsque le pilote suit la procédure du manuel de vol (AFM), laquelle stipule qu'après une panne hydraulique, l'appareil ralentit brusquement jusqu'à une vitesse spécifiée et le commutateur de coupure du circuit hydraulique est actionné. L'activation de ce commutateur de coupure permet d'éviter toute force non équilibrée pouvant résulter d'une pression résiduelle asymétrique dans l'accumulateur. Dans le cas où le commutateur de coupure du circuit hydraulique ne serait pas actionné, il pourrait y avoir maintien de la pression asymétrique si l'accumulateur se vidait à un taux différent jusqu'à l'élimination de la pression résiduelle provoquée par le mouvement normal des commandes de vol. La force mesurée lors des essais d'Eurocopter serait d'environ 5 daN (11 livres).

L'avis de navigabilité stipule, en partie, que Transports Canada, en collaboration avec la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC), a entrepris de poursuivre l'examen des servocommandes qui ont été déposées à la suite d'un déplacement inopiné, afin d'assurer qu'il n'existe aucun mode de défaillance non décelé. De plus, Transports Canada a l'intention de procéder à la révision de tous les modes de défaillance des commandes de vol liées aux systèmes de commande ainsi qu'à la manoeuvrabilité en vol à différents régimes de vol et dans différentes conditions environnementales.

Le 22 octobre 2003, le BST a fait parvenir à Transports Canada un Avis sur la sécurité aérienne (A030019) afin d'aborder le problème de criquage important de la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique. Même si le fabricant a publié une modification incorporant la conception Poly-V aux courroies d'entraînement, de nombreux exploitants d'hélicoptère canadiens continuent d'exploiter leurs appareils avec le même type de courroie d'entraînement de pompe hydraulique que celle dont il est question dans le présent rapport. Le 22 avril 2004, Transports Canada a publié une consigne de navigabilité (CF-2004-10) exigeant le remplacement, avant le 30 septembre 2004, de la courroie en question par la courroie améliorée.

À la suite de l'accident mettant en cause le C-GOGN, le ministère des Richesses naturelles a immobilisé au sol sa flotte d'hélicoptères Eurocopter AS 350 B2. Les hélicoptères n'ont pas été remis en service avant la fin mars 2003, soit après que la modification à la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique (courroie Poly-V) a été effectuée. La nouvelle courroie Poly-V possède une durée de vie en service de 1500 heures; cependant, le ministère des Richesses naturelles remplacera les courroies aux 1000 heures. Le ministère a ordonné à ses techniciens d'entretien d'aéronefs d'effectuer une inspection méticuleuse du circuit hydraulique et du circuit des commandes de vol de l'hélicoptère AS 350 B2. Tous les pilotes du ministère des Richesses naturelles ont reçu de la formation au pilotage supplémentaire axée sur les défaillances du circuit hydraulique et sur les procédures d'urgence. Le personnel et la gestion

du ministère ont reçu une série de questions et de réponses visant à répondre aux questions relatives à l'accident, et une séance de gestion du stress à la suite d'un incident critique a été offerte à tout le personnel du ministère des Richesses naturelles.

Durant l'enquête, Transports Canada a continué de recevoir d'autres rapports de difficultés en service concernant des mouvements inopinés inexplicables. Le BST a accepté de maintenir en place le groupe de travail réunissant le BST et Transports Canada, et ce dernier a partagé les données qu'il détenait sur les difficultés en service. Au cours d'une rencontre conjointe organisée par le BST, à laquelle ont assisté le BST, Transports Canada, la DGAC, Eurocopter France, Eurocopter Canada et le ministère des Richesses naturelles, une demande de données a été présentée au constructeur pour qu'il traite précisément des effets du temps froid sur les caractéristiques de vol de l'aéronef et qu'il fournisse une liste des modes de défaillances du circuit des commandes de vol et une analyse de leurs effets.

La réponse d'Eurocopter indiquait un manque de données de certification concernant la perte de la pression hydraulique et la transition au vol non assisté par temps froid. Transports Canada a donc demandé un examen technique détaillé du circuit des commandes de vol et du circuit hydraulique auprès d'Eurocopter.

Une rencontre s'est tenue aux bureaux d'Eurocopter. Ce dernier a présenté une analyse prudente des forces de sollicitation que l'on doit exercer en mode non assisté par temps froid. Cette analyse indiquait que des surcharges pouvaient se faire sentir et dépasser la capacité physique du pilote à assurer la sécurité du vol et de l'atterrissage du giravion.

Au retour de l'examen technique, Transports Canada a été informé que l'hélicoptère d'un autre exploitant canadien (Canadian Helicopters) avait subi un déplacement inopiné de ses commandes vers la gauche durant la phase finale du vol après la coupure du circuit hydraulique en raison d'une irrégularité manifeste dans les sollicitations exercées sur les commandes de vol. On a recouvré la maîtrise de l'hélicoptère au moment de la repressurisation du circuit hydraulique. Cet incident a permis d'appuyer le besoin immédiat d'une série d'essais en vol (numéro de dossier A04O0015, relatif à un AS350BA, qui n'a pas fait l'objet d'une enquête).

Eurocopter Canada a pris des dispositions pour qu'un appareil canadien soit instrumenté par Eurocopter France en vue d'essais qui devaient être effectués par temps extrêmement froid à Inuvik (Territoires du Nord-Ouest). Durant les préparations en vue des essais, l'exploitant a exprimé des préoccupations additionnelles relatives à une infiltration d'eau dans le circuit hydraulique et à une contamination externe. La portée des essais a été élargie afin d'inclure non seulement les surcharges sur les commandes de vol en mode assisté et non assisté à des températures et pressions précises, mais aussi l'infiltration d'eau dans le circuit hydraulique et la contamination externe.

Les résultats de la série d'essais sont les suivants :

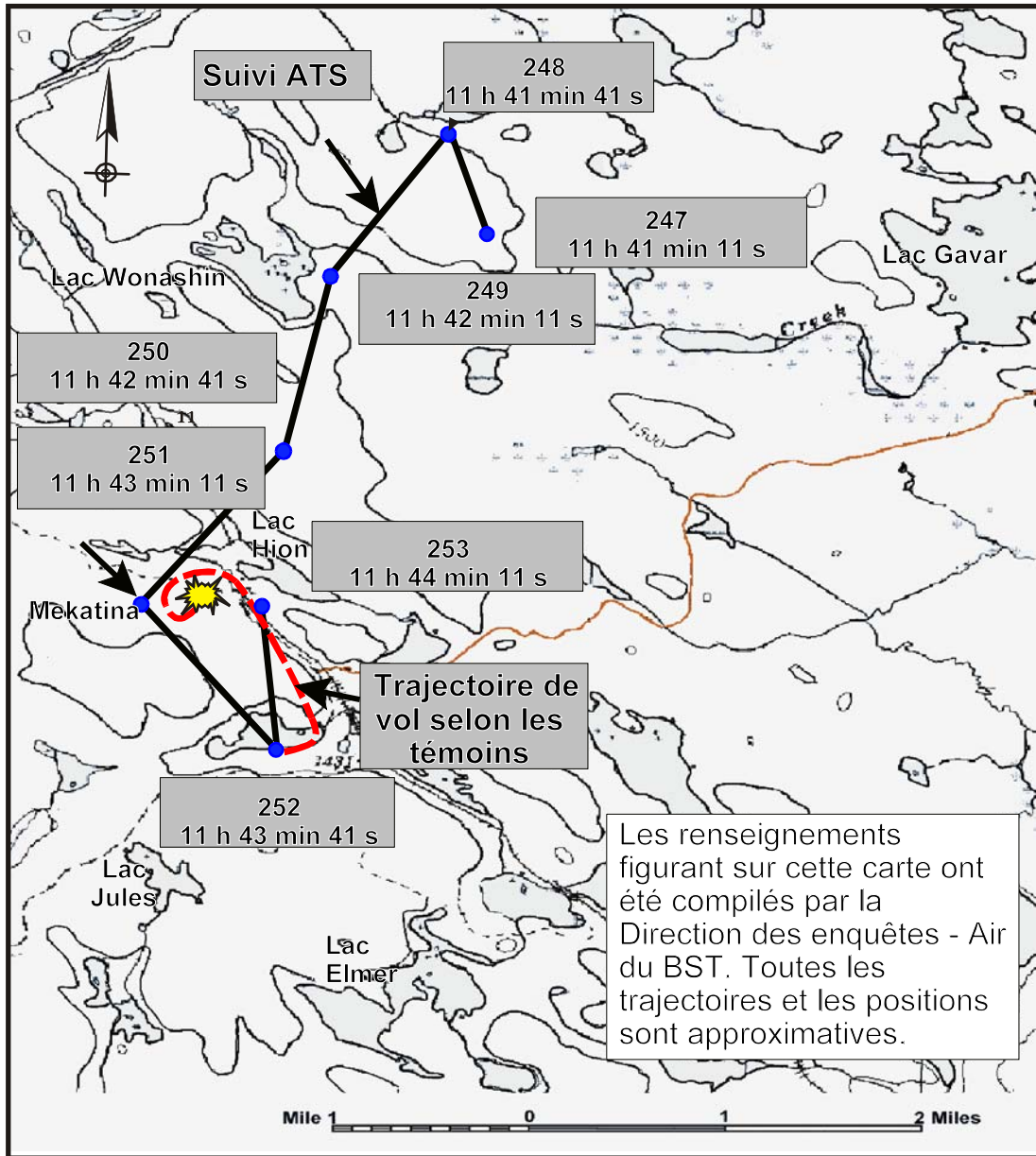
- Les surcharges en mode de commande non assisté à ces températures sont acceptables, mais limitées dans le sens longitudinal. Cette donnée confirme que le pilote a besoin d'une vitesse vers l'avant pour disposer de marges de contrôle franches.
- La pression résiduelle était plus élevée que celle attendue lorsque le système est en mode de dérivation. Cette pression était assez élevée pour empêcher l'ouverture du clapet de non-retour, permettant ainsi aux servocommandes de recevoir de l'énergie hydraulique. Ce fait est inquiétant dans le cas où la soupape de régulation se trouverait coincée dans une position où les forces de sollicitation devant être exercées par le pilote dépassent sa force physique.
- À une température de -15 °C, les servocommandes du rotor principal se trouvent au point de congélation.
- De la glace peut se former à l'extérieur sans pour autant nuire au déplacement des commandes.
- Une quantité importante d'eau a été ajoutée au circuit hydraulique sans qu'il y ait eu d'effets immédiats.

Les résultats de ces essais ont été remis à la DGAC afin que cette dernière prenne les mesures appropriées à titre d'État de conception. La DGAC a pris les mesures correctives suivantes, lesquelles sont obligatoires au Canada :

- Le manuel de vol du giravion a été modifié afin que soient améliorées les procédures en situation normale et d'urgence, la description du circuit hydraulique et les procédures de formation sur les défaillances du circuit hydraulique. Ces améliorations figurent dans la consigne de navigabilité CF-2003-15R2.
- On a ordonné la modification du système de dérivation hydraulique afin de réduire la pression résiduelle à un niveau acceptable. La DGAC a publié la consigne de navigabilité F-2004-089, en date du 23 juin 2004. Cette consigne de navigabilité a été remplacée par la consigne de navigabilité CF-2004-15 de Transports Canada qui en exigeait l'installation avant la prochaine saison froide.
- La consigne de navigabilité F-2004-055, en date du 28 avril 2004, exigeait le remplacement du liquide hydraulique lorsque celui est exposé à des températures inférieures à -15 °C afin d'assurer que l'eau qui s'est infiltrée dans le circuit soit éliminée à un niveau acceptable.

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 26 janvier 2005.

Annexe A – Suivi ATS de C-GOGN



Annexe B – Liste des rapports de laboratoire

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

LP 011/2003 – *GPS and Laptop Data Recovery* (Récupération des données du GPS et de l'ordinateur portable)

LP 025/2003 – *Hydraulic Fluid* (Liquide hydraulique)

LP 026/2003 – *Examination of Hydraulic Pump Drive Belt* (Examen de la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique)

LP 031/2003 – *Eurocopter Systems Examination* (Examen des systèmes par Eurocopter)

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

Annexe C – Sigles et abréviations

AFM	manuel de vol
asl	au-dessus du niveau de la mer
ATS	système de suivi d'aéronefs
BS	bulletin de service
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
daN	décanewton(s)
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
GPS	système de positionnement mondial
kg	kilogramme(s)
METAR	message d'observation météorologique régulière pour l'aviation
ppm	parties par million
UTC	temps universel coordonné
°C	degré(s) Celsius
°	degré(s)
'	minute(s)