



RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A05F0025



MAUVAIS FONCTIONNEMENT DES
COMMANDES DE VOL HYDRAULIQUES

DE L'HÉLICOPTÈRE EUROCOPTER AS 350 B2 C-GNMJ
EXPLOITÉ PAR VANCOUVER ISLAND HELICOPTERS
À KAMARANG EN GUYANA
LE 6 FÉVRIER 2005



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

Mauvais fonctionnement des commandes de vol hydrauliques

de l'hélicoptère Eurocopter AS 350 B2 C-GNMJ
exploité par Vancouver Island Helicopters
à Kamarang en Guyana
le 6 février 2005

Rapport numéro A05F0025

Résumé

À 17 h 25, heure locale, le pilote de l'hélicoptère (Eurocopter AS 350 B2 immatriculé C-GNMJ, numéro de série 2829, auquel est fixé une élingue de 120 pieds) se met en vol stationnaire stable hors effet de sol pour commencer à enrôler l'élingue au sol sous l'hélicoptère. Le pilote descend progressivement, et à environ 10 pieds au-dessus du sol, il est confronté à un important grippage des commandes de vol. Il n'arrive pas à corriger la situation et a beaucoup de mal à maintenir son altitude et à conserver l'assiette de vol. Pendant 15 secondes de vol stationnaire chaotique et impossible à contrôler, l'hélicoptère tourne et monte jusqu'à environ 20 pieds du sol. Le pilote tire sur la manette des gaz, ce qui entraîne une réduction rapide du régime rotor. L'hélicoptère descend rapidement, heurte le sol, rebondit et se pose à plat. Les patins, la poutre de queue et la tête rotor sont lourdement endommagés. Le pilote n'est pas blessé. La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) ne se déclenche pas, les forces d'impact ayant été insuffisantes.

This report is also available in English.

1.0	Renseignements de base.....	1
1.1	Déroulement du vol.....	1
1.2	Domages à l'aéronef.....	2
1.3	Renseignements sur le pilote.....	2
1.4	Renseignements sur l'aéronef.....	3
1.4.1	Certification d'origine de l'hélicoptère Eurocopter AS 350	3
1.4.2	Historique de la conversion.....	4
1.4.3	Masse et centrage	4
1.4.4	Maintenance.....	5
1.4.5	Renseignements sur le moteur	5
1.4.6	Circuit hydraulique des commandes de vol	5
1.4.6.1	Description générale.....	5
1.4.6.2	Composants du circuit hydraulique.....	5
1.4.6.3	Fonctionnement des servocommandes hydrauliques	6
1.4.6.4	Fonctionnement de la pompe hydraulique	7
1.4.6.5	Commande et contrôle du circuit hydraulique	7
1.4.6.6	Mauvais fonctionnement du circuit hydraulique.....	9
1.4.6.7	Certification du circuit hydraulique.....	10
1.4.6.8	Procédures relatives aux pannes du circuit hydraulique figurant dans le manuel de vol du giravion (RFM)	11
1.4.7	Commande du rotor principal	13
1.4.7.1	Principes de commande du rotor	13
1.4.7.2	Effet de la commande de pas collectif.....	13
1.4.7.3	Effet de la commande de pas cyclique	14
1.4.8	Klaxon de l'AS 350 B2.....	15
1.4.8.1	Alarme sonore de bas régime rotor	15
1.4.8.2	Alarme sonore de basse pression du circuit hydraulique.....	15
1.4.8.3	Certification de l'alarme de bas régime rotor	15
1.5	Conditions météorologiques	16
1.6	Renseignements sur l'aérodrome	16
1.7	Enregistreurs de bord.....	16
1.8	Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	16
1.8.1	Circuit mécanique des commandes de vol.....	16
1.8.2	Examen des servocommandes	16
1.8.3	Examen des accumulateurs des servocommandes	18
1.8.4	Examen du commutateur de coupure du circuit hydraulique.....	19
1.8.5	Commutateur de test hydraulique situé sur la console centrale.....	19
1.8.6	Examen du liquide hydraulique	19
1.8.7	Klaxon et circuit électrique	20

1.8.8	Fusibles électriques et disjoncteurs	20
1.8.9	Cartes de circuit imprimé du circuit électrique	20
1.9	Renseignements médicaux et pathologiques	21
1.10	Questions relatives à la survie des occupants.....	21
1.11	Essais et recherches.....	21
1.11.1	Évaluation de l'AS 350 BA par le ministère de la Défense de l'Australie	21
1.11.2	Pannes du commutateur de coupure du circuit hydraulique	22
1.12	Renseignements sur les organismes et la gestion.....	22
1.12.1	Transports Canada.....	22
1.12.1.1	Panne hydraulique - Charges sur les commandes de vol	22
1.12.1.2	Consignes de navigabilité et avis de navigabilité canadiens	24
1.12.1.3	Supplément au manuel de vol numéro 7 pour les giravions canadiens	25
1.12.2	Direction Générale de l'Aviation Civile.....	27
1.13	Renseignements supplémentaires	27
1.13.1	Activation intempestive du commutateur de test hydraulique	27
1.13.2	Modification du câblage des électrovannes	28
1.13.3	Schéma de câblage des électrovannes	28
1.13.4	Caractéristiques électriques nominales du commutateur de coupure du circuit hydraulique.....	28
1.13.5	Réactions du pilote au retentissement du klaxon.....	31
1.13.6	Transparence des servocommandes hydrauliques	31
1.13.6.1	Généralités.....	31
1.13.6.2	Cause de la transparence des servocommandes	32
1.13.6.3	Effets de la transparence des servocommandes	32
1.13.6.4	Procédure en cas de transparence des servocommandes.....	33
1.13.6.5	Pertes de contrôle survenues à des AS 350.....	33
2.0	Analyse	35
2.1	Introduction	35
2.2	Circuit hydraulique	35
2.2.1	Mauvais fonctionnement des commandes de vol	35
2.2.2	Anomalies relevées sur les servocommandes.....	36
2.2.3	Accumulateurs des servocommandes.....	38
2.2.4	Contrôle à la suite du mauvais fonctionnement d'une servocommande	39
2.3	Actions du pilote	40
2.4	Contamination du liquide hydraulique.....	40
2.5	Circuit électrique	40
2.5.1	Généralités.....	40
2.5.2	Commutateur de coupure du circuit hydraulique monté sur le collectif	40
2.5.3	Cartes de circuit imprimé	41
2.5.4	Commutateur de test hydraulique	41

2.5.5	Klaxon d'alarme sonore de bas régime rotor	42
2.6	Facteurs causals possibles	42
2.7	Sommaire.....	43
3.0	Conclusions.....	45
3.1	Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs	45
3.2	Faits établis quant aux risques	45
4.0	Mesures de sécurité	47
4.1	Mesures prises	47
4.1.1	Alarme sonore de bas régime rotor et de basse pression hydraulique	47
4.1.2	Cache de protection du commutateur de test hydraulique sur les hélicoptères AS 350	47
4.2	Mesures requises	47
4.2.1	Commutateur de coupure du circuit hydraulique à valeur électrique nominale trop faible.....	47

Annexes

Annexe A - Pertes de contrôle survenues à des hélicoptères AS 350	51
Annexe B - Liste des rapports de laboratoire.....	57
Annexe C - Sigles et abréviations.....	58

Photos

Photo 1. Le C-GNMJ après l'atterrissage dur.....	2
Photo 2. Commutateur de coupure du circuit hydraulique (bouton HYD CUT OFF)	7
Photo 3. Bouton de test hydraulique (HYD TEST).....	8

Figures

Figure 1. Carte des lieux de l'accident	1
Figure 2. Schéma du circuit hydraulique de l'AS 350 B2	5
Figure 3. Rotor principal et servocommandes	13
Figure 4. Emplacement des servocommandes sur le plateau cyclique fixe.....	13
Figure 5. Schéma des servocommandes et du plateau cyclique.....	14

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroutement du vol

Le jour de l'accident, l'hélicoptère Eurocopter AS 350 B2 Astar (Écureuil) immatriculé au Canada avait participé sans difficulté ni anomalie à différentes activités de soutien à l'exploitation minière dans la jungle et sur le relief de la région de Kamarang en Guyana, notamment à des opérations en référence verticale avec une élingue de 120 pieds fixée au crochet ventral de l'hélicoptère.

À 17 h 25, heure normale du Guyana¹, le pilote venait tout juste de cesser les opérations d'élingage pour la journée quand il a placé l'hélicoptère (avec l'élingue) en vol stationnaire stable hors effet de sol, puis il a commencé à enrrouler l'élingue au sol sous l'hélicoptère. Comme le pilote descendait progressivement, le souffle rotor a poussé l'élingue sous les patins d'atterrissage. Pour corriger la situation, le pilote a tiré le collectif vers le haut pour soulever brièvement l'élingue et la repositionner. Il a ensuite laissé l'avant de l'hélicoptère dériver vers la droite pour faciliter le positionnement de l'élingue. Cependant, à environ 10 pieds au-dessus du sol (agl)², le pilote a constaté qu'il avait du mal à déplacer les pédales anticouple. Il a également constaté qu'il avait beaucoup de mal à contrôler le cyclique et le collectif, et qu'il était sur le point de ne plus pouvoir contrôler l'assiette de vol, l'hélicoptère s'étant mis à tournoyer autour des axes de tangage, de roulis et de lacet. Il s'est ensuite aperçu qu'il lui était presque impossible de déplacer le collectif et que l'hélicoptère était monté à environ 20 pieds agl. Il a rapidement réduit les gaz, ce qui a eu pour effet immédiat de réduire le régime rotor et de faire descendre et tourner l'hélicoptère à droite. C'est alors que l'avertisseur sonore de bas régime rotor a retenti³.

Immédiatement avant l'impact, le pilote a exercé une force importante pour tirer le collectif vers le haut, laquelle force a probablement réduit le taux de descente. Les patins de l'hélicoptère ont heurté brutalement le sol (d'abord du côté gauche) pendant le virage à droite. L'hélicoptère a rebondi, a heurté de nouveau le sol et s'est immobilisé (voir la Figure 1). L'hélicoptère est resté à plat, et il n'y a eu aucun contact entre les pales du

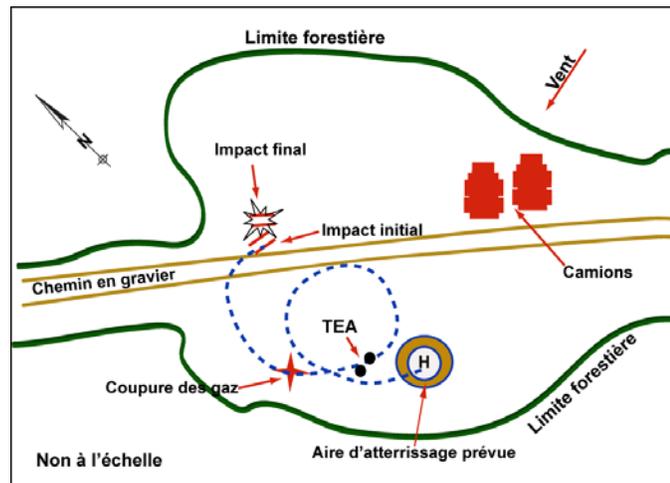


Figure 1. Carte des lieux de l'accident

- 1 Temps universel coordonné moins 4 heures.
- 2 Voir l'Annexe C pour la signification des sigles et abréviations.
- 3 L'avertisseur sonore de bas régime rotor sert également à générer un avertissement en cas de perte de pression hydraulique.

rotor principal et le fuselage. Après l'atterrissage dur, le pilote a effectué un arrêt complet du moteur sans autre incident; pendant ce temps, l'avertisseur sonore a continué de retentir jusqu'à ce que le pilote le coupe.

L'accident est survenu de jour dans des conditions météorologiques de vol à vue par 05°53'N et 060°37'W à environ 145 milles marins à l'ouest-sud-ouest de Georgetown au Guyana, à une altitude de 1600 pieds au-dessus du niveau moyen de la mer.

1.2 Dommages à l'aéronef

L'atterrissage dur a causé des dommages importants à l'hélicoptère. Lors des deux impacts avec le sol, le tube du patin gauche s'est cassé mais est demeuré fonctionnel, et il a continué de soutenir l'hélicoptère. L'atterrissage dur a fait plier la poutre de queue vers le bas et a provoqué la formation d'un petit pli dans le revêtement, juste derrière le cadre de fixation de la partie principale du fuselage (cadre de raccordement de la poutre de queue) (voir la Photo 1).



Photo 1. Le C-GNMJ après l'atterrissage dur

Les trois pales⁴ du rotor principal et les deux pales du rotor de queue n'ont pas été endommagées et elles sont demeurées fixées à l'hélicoptère. Sur la tête rotor, les forces d'impact ont provoqué la rupture du bras flexible de la pale bleue de l'ensemble en étoile Starflex; les deux autres bras flexibles ont été moins endommagés. La pale bleue était toujours retenue à l'intérieur de la tête rotor par le manchon rigide. Les dommages à la tête rotor sont caractéristiques d'un faible régime rotor à l'impact et indiquent qu'il y a eu une diminution rapide du régime rotor en raison de la réduction des gaz et du dernier effort du pilote sur le collectif, juste avant l'impact avec le sol.

1.3 Renseignements sur le pilote

Licence	Pilote professionnel (hélicoptère)
Date d'expiration du certificat médical	1 ^{er} juillet 2005
Heures totales de vol	10 200
Heures de vol dans les 90 derniers jours	206
Heures de vol sur type dans les 90 derniers jours	206
Heures libres avant la prise de service	12

⁴ Les trois pales du rotor principal sont identifiées au moyen des couleurs rouge, bleue et jaune.

Les dossiers indiquent que le pilote possédait la licence et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation de Transports Canada en vigueur. Il était titulaire d'une licence canadienne de pilote professionnel d'hélicoptère en état de validité et d'un document médical valide. Il effectuait des opérations similaires pour l'exploitant depuis plusieurs années. Il possédait une grande expérience de vol sur une large gamme d'hélicoptères légers et de moyen tonnage et une vaste expérience de vol en référence verticale et à partir de sites éloignés. Les dossiers indiquent que le pilote avait suivi en juin 2004 une formation de la compagnie sur l'AS 350 B2. Les dossiers de formation indiquent que la formation sur les pannes hydrauliques qu'avait suivie le pilote s'était bien déroulée. Peu après cette formation, le pilote avait réussi son plus récent contrôle compétence pilote (CCP) sur AS 350 B2.

1.4 Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Aérospatiale
Type et modèle	AS 350 B2
Année de construction	1994 comme BA, modifié en B2 en 2003
Numéro de série	2829
Certificat de navigabilité	Délivré le 16 décembre 2003 (H-83)
Heures totales cellule	6339,8
Type de moteur	1 turbomoteur Turbomeca Arriel IDI
Type de rotor	Starflex, tripale, en composite
Masse maximale autorisée au décollage	4961 lb (2250 kg)
Types de carburant recommandés	JP4, JP5, JP8, Jet A, Jet A1, Jet B
Type de carburant utilisé	Jet A1

1.4.1 Certification d'origine de l'hélicoptère Eurocopter AS 350

La base de certification de l'hélicoptère AS 350 est la catégorie normale de la Partie 27 des *Federal Aviation Regulations* (FAR 27) des États-Unis en date du 1^{er} février 1965, incluant les amendements 27-1 à 27-10.

L'hélicoptère AS 350 a été introduit en 1974 par la Société Nationale Industrielle Aérospatiale (SNIA) de Marignane en France, laquelle a par la suite été rebaptisée Eurocopter France (ECF). Ce modèle est d'abord apparu sous deux formes : l'AS 350 C pour les opérations nord-américaines, et l'AS 350 B pour le marché européen et les autres marchés. La principale différence entre ces modèles était que le moteur Avco Lycoming LTS 101 avait remplacé le groupe motopropulseur Turbomeca Arriel installé sur le modèle AS 350 B. Au fil des ans, on a mis au point plusieurs autres variantes du modèle AS 350 en raison des demandes du marché et des avancées technologiques.

Comme la France est le pays de conception de l'hélicoptère, l'autorité de l'aviation civile française – la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC) – a délivré le certificat de type original (H9EU) de l'AS 350 B en octobre 1977. En décembre 1977, la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis a certifié l'AS 350 C. Les livraisons du modèle AS 350 ont débuté en mars 1978.

En juin 1978, Transports Canada a délivré le certificat de type canadien numéro H-83 au modèle AS 350 C en tant que premier AS 350 certifié au Canada. En février 1980, on a ajouté l'AS 350 B à la fiche technique du certificat de type et, en juillet 1988, Transports Canada a certifié l'AS 350 B1. En décembre 1990, au terme de son étude technique, Transports Canada a certifié l'AS 350 B2. Les dossiers de certification de Transports Canada relatifs à ce modèle ne font état d'aucune préoccupation spécifique concernant le circuit hydraulique des commandes de vol. En août 1997, la DGAC a abrogé la certification de l'AS 350 C d'origine, et Transports Canada a au même moment abrogé le certificat de type canadien; l'AS 350 C n'est donc plus certifié au Canada. Le tableau suivant résume l'historique de la certification canadienne de l'AS 350.

Date	Modèle	Mesures de Transports Canada
Juin 1978	AS 350 C	Aucune
Mars 1979	AS 350 D/D1	Aucune
Février 1980	AS 350 B	Aucune
Juillet 1988	AS 350 B1	Validation
Décembre 1990	AS 350 B2	Révision
Mars 1998	AS 350 B3	Révision de niveau 1

1.4.2 *Historique de la conversion*

Le GNMJ a été construit en 1994 par Aérospatiale comme un appareil de modèle AS 350 BA. En décembre 2003, Eurocopter Canada l'a converti en AS 350 B2. Depuis cette conversion, il a effectué environ 845 heures de vol. En raison de la conception de l'hélicoptère, le commandant de bord doit piloter en place droite.

1.4.3 *Masse et centrage*

Les calculs effectués après l'accident indiquent que la masse de l'hélicoptère au moment de l'accident était de quelque 3450 livres et que le centrage longitudinal se situait à quelque 132,44 pouces de la ligne de référence. Le centrage à la masse sans carburant se trouvait à quelque 131,87 pouces. La masse et le centrage de l'appareil respectaient les limites prescrites dans le manuel de vol du giravion (RFM) approuvé par Transports Canada et n'ont pas joué de rôle dans l'accident.

1.4.4 Maintenance

Les dossiers indiquent que l'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.

1.4.5 Renseignements sur le moteur

Le moteur (Turbomeca Arriel IDI, numéro de série 9911) ne présentait aucun dommage. Les livrets moteur indiquent que l'entretien courant et la maintenance du moteur étaient effectués conformément à la réglementation canadienne en vigueur et aux procédures approuvées. Le rendement du moteur et un dysfonctionnement mécanique n'ont pas été retenus comme facteurs contributifs.

1.4.6 Circuit hydraulique des commandes de vol

1.4.6.1 Description générale

En vol, les charges sur les commandes de vol, lesquelles résultent principalement des forces aérodynamiques, sont habituellement considérables et difficiles à évaluer par le pilote. Les commandes de vol de l'AS 350 B2 sont asservies par un circuit hydraulique unique qui réduit la charge de travail du pilote en vol en absorbant ces charges, ce qui permet au pilote de piloter avec précision et moins d'effort. En cas de perte de pression hydraulique, les commandes de vol passent au mode non assisté. L'AS 350 B2 est également équipé d'un compensateur d'efforts en lacet qui déleste la majeure partie de la force de rétroaction aérodynamique générée par le rotor de queue.

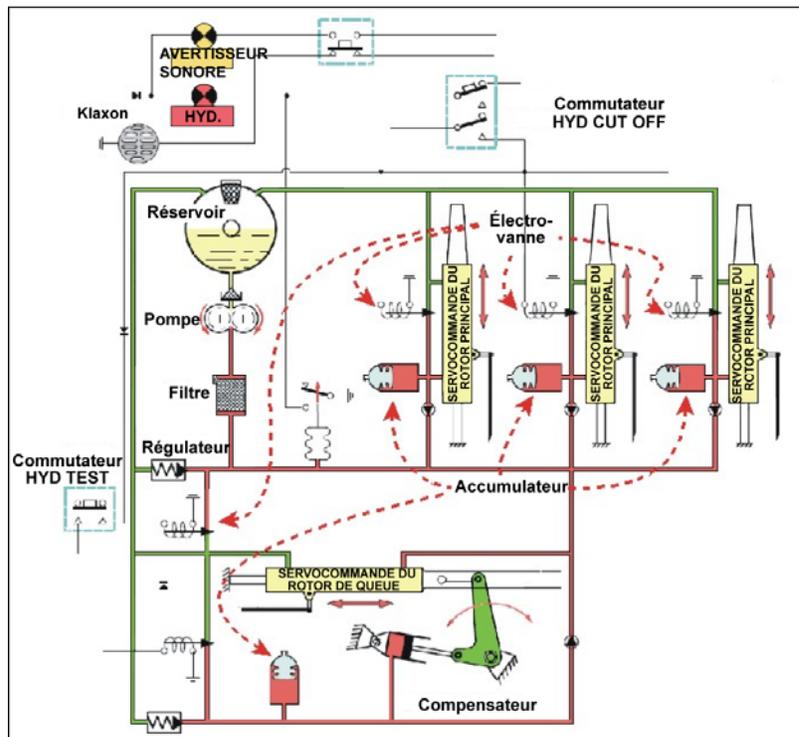


Figure 2. Schéma du circuit hydraulique de l'AS 350 B2

1.4.6.2 Composants du circuit hydraulique

Le circuit hydraulique de l'AS 350 B2 fait appel aux composants suivants (voir la Figure 2) :

- un réservoir hydraulique distinct;
- une pompe hydraulique unique;

- un régulateur comportant les éléments suivants :
 - une vanne de régulation de pression;
 - un manocontact;
 - un filtre
 - une électrovanne à solénoïde;
- un circuit de distribution;
- des tuyaux flexibles de pression et de retour;
- trois servocommandes monovérins de rotor principal, chacune renfermant :
 - un accumulateur;
 - un clapet de non-retour;
 - une électrovanne à solénoïde;
- une servocommande monovérin de rotor de queue renfermant :
 - un accumulateur;
 - un clapet de non-retour;
 - une soupape de surpression;
 - une électrovanne à solénoïde;
 - un compensateur d'efforts du rotor de queue;
- des avertisseurs et des commandes de circuit hydraulique dans le poste de pilotage, soit :
 - un voyant d'avertissement rouge (HYD);
 - une alarme sonore (klaxon);
 - un commutateur de coupure du circuit hydraulique (HYD CUT OFF) sur le collectif;
 - un commutateur de test hydraulique (HYD TEST) sur la console centrale.

1.4.6.3 *Fonctionnement des servocommandes hydrauliques*

L'hélicoptère est équipé de quatre servocommandes hydrauliques⁵; **trois servocommandes du rotor principal** (une longitudinale et deux latérales) permettent la commande du cyclique vers l'avant et vers l'arrière ainsi qu'en roulis, et la commande du collectif; **et une servocommande du rotor de queue** permettant la commande en lacet. Chaque servocommande comporte un vérin et un distributeur hydrauliques. Hormis les différences relatives à leur fixation à la cellule, les quatre servocommandes de la timonerie sont identiques.

Chacune des trois servocommandes du rotor principal est munie d'un accumulateur de pression hydraulique, d'un clapet de non-retour et d'une vanne à solénoïde. Le rôle de chaque accumulateur consiste à fournir au vérin qui lui est associé une petite réserve de liquide hydraulique pressurisé, afin qu'en cas de perte de pression du circuit hydraulique, le pilote dispose d'un court moment pour reconfigurer l'hélicoptère selon un régime de vol de 40 à 60 nœuds pour lequel les forces de rétroaction des commandes sans assistance hydraulique sont acceptables. La vanne à solénoïde (également appelée électrovanne) est un dispositif électrique qui distribue le liquide hydraulique haute pression à chaque servocommande ainsi qu'au régulateur, coupant ainsi simultanément l'asservissement des servocommandes du rotor principal.

⁵ L'AS 350 B2 peut être équipé de servocommandes SAMM ou Dunlop, ou des deux. Le C-GNMJ était équipé de quatre servocommandes Dunlop.

Le compensateur d'efforts en lacet est monté en parallèle avec le vérin du rotor de queue. La servocommande du rotor de queue est munie d'un accumulateur de pression hydraulique (intégré au compensateur d'efforts en lacet), d'un clapet de non-retour, d'une vanne à solénoïde et d'une soupape de retenue.

1.4.6.4 Fonctionnement de la pompe hydraulique

Le circuit hydraulique fournit une alimentation hydraulique constante aux quatre servocommandes. Sa capacité nominale est de 40 bars. Une pompe à engrenages est entraînée à vitesse constante par une courroie d'entraînement flexible raccordant l'arbre d'entraînement mécanique du moteur à la boîte de transmission principale, et elle produit un débit constant de 6 litres par minute. La conception de la pompe fait en sorte que son débit dépasse la demande des servocommandes dans toutes les conditions normales de vol, le débit excédentaire étant redirigé vers le réservoir hydraulique au moyen d'une soupape de régulation qui s'ouvre lorsque la pression dépasse les 40 bars.

Le régulateur de pression comporte un manocontact et une vanne à solénoïde de test hydraulique. Le manocontact est actionné lorsque la pression du circuit hydraulique chute sous les 30 bars, ce qui provoque l'allumage du voyant d'avertissement hydraulique (HYD) rouge situé sur le tableau des alarmes et des avertissements, et active le klaxon qui génère une alarme sonore continue. Lorsque la pression du circuit monte à plus de 30 bars, le voyant s'éteint et le klaxon arrête de retentir. Ce même klaxon génère également une alarme sonore indiquant un régime rotor principal faible ou élevé, à savoir quand le régime rotor est compris entre 250 et 360 tr/min (alarme sonore continue) et supérieur à 410 tr/min (alarme sonore intermittente).

1.4.6.5 Commande et contrôle du circuit hydraulique

Le pilote commande le circuit hydraulique à l'aide de deux commutateurs : le commutateur de coupure du circuit hydraulique (bouton HYD CUT OFF) monté sur le collectif, et le commutateur de test hydraulique (bouton HYD TEST) situé sur la console centrale. Le commutateur HYD CUT OFF est un bouton à bascule sous cache à deux positions (ON et OFF) monté sur le collectif. Il est habituellement placé sur ON (position avant) (voir la Photo 2), ce qui permet l'alimentation des servocommandes lorsque le circuit hydraulique fonctionne correctement.

Lorsque le pilote met le bouton sur OFF (position arrière), le circuit hydraulique est dépressurisé, les accumulateurs des trois servocommandes du rotor principal (ainsi que le régulateur) sont dépressurisés simultanément, mais le compensateur du rotor de queue conserve sa fonction d'asservissement (*complementary flight manual*, complément au manuel de vol d'Eurocopter



Photo 2. Commutateur de coupure du circuit hydraulique (bouton HYD CUT OFF)

le klaxon. Lors de chaque vérification avant vol, le pilote teste les accumulateurs en mettant le bouton HYD TEST sur TEST et en déplaçant le cyclique pour vérifier si les accumulateurs procurent une assistance hydraulique.

En mai 2003, lors de la vérification avant vol d'un AS 350 B2 en Alberta au Canada, après une vérification du circuit hydraulique visant à assurer que la pression hydraulique des accumulateurs avait été purgée, le cyclique s'est déplacé de façon intempestive vers la gauche jusqu'en butée. Il a fallu une force considérable pour recentrer le cyclique, et il a été possible de reproduire ce déplacement intempestif. Il a été établi que ce genre de déplacement non sollicité était une caractéristique de la servocommande SAMM et qu'il fallait s'y attendre sur l'AS 350.

Le RFM prévient le pilote de ne pas actionner le bouton HYD TEST en vol, car le fait de mettre ce bouton sur TEST dépressurise l'accumulateur du compensateur d'efforts en lacet du rotor de queue, ce qui se traduit par la transmission d'importantes forces de rétroaction du rotor de queue aux pédales du palonnier. Cependant, en cas de panne en vol de la commande du rotor de queue, le RFM recommande au pilote de mettre le bouton sur TEST, puis d'attendre cinq secondes avant de le remettre sur OFF. Cette procédure coupe l'alimentation hydraulique de la servocommande de lacet et dépressurise l'accumulateur de la servocommande de compensation d'efforts, et permet ainsi aux pales du rotor de queue de passer en petit pas⁷.

On utilise également le bouton HYD TEST pendant la formation en double commande, car il permet de simuler fidèlement les symptômes d'une panne hydraulique en vol et donne ainsi au pilote aux commandes l'occasion d'effectuer les exercices en cas d'urgence. Il peut arriver que ce bouton soit activé par mégarde. Plusieurs accidents sont dus à l'activation intempestive de ce bouton (Annexe A; rapport EW/C2001/1/2 de l'Air Accidents Investigation Branch; télex 00000188 d'Eurocopter en date du 16 juillet 2004.)

1.4.6.6 *Mauvais fonctionnement du circuit hydraulique*

L'AS 350 B2 peut être contrôlé sans les servocommandes hydrauliques, mais pour cela le pilote doit fournir un effort musculaire considérable et, lors d'un vol prolongé, l'effort requis peut dépasser la force physique ou l'endurance d'un seul pilote⁸. Au Canada, en vertu de la réglementation de Transports Canada, tous les pilotes d'AS 350 doivent suivre une formation en vol sur les pannes hydrauliques, conformément au supplément au manuel de vol numéro 7 (SMV-7) applicable aux hélicoptères immatriculés au Canada, figurant dans le RFM approuvé. Les titulaires d'une licence de pilote canadienne sont donc au courant des forces nécessaires pour déplacer les commandes de vol à la suite d'une panne du circuit hydraulique (voir le paragraphe 1.12.1.3).

En cas de panne du circuit hydraulique, les clapets de non-retour de la servocommande du rotor principal sont fermés par la pression de l'accumulateur. Le pilote met le bouton HYD CUT OFF sur OFF, ce qui actionne les trois vannes à solénoïde de la servocommande du

⁷ RFM, section 3.1, sous-section 7.2, *Tail Rotor Control Failure* (panne de la commande du rotor de queue)

⁸ CN urgente CF-2003-15R2 de Transports Canada

rotor principal, ouvrant ainsi l'orifice d'admission de pression de la servocommande vers la conduite de retour, ce qui permet la dépressurisation simultanée des accumulateurs. Cette procédure est conçue pour réduire à zéro la pression du circuit hydraulique et pour garantir que les pressions hydrauliques des accumulateurs soient rapidement réduites à zéro de façon symétrique. Ces deux fonctions sont requises pour une opération en toute sécurité.

La réduction à zéro de la pression hydraulique est nécessaire pour permettre au pilote de couper l'alimentation hydraulique des commandes de vol en cas de panne du circuit hydraulique ou de réaction inappropriée des commandes. La dépressurisation symétrique et rapide des accumulateurs est conçue de manière à générer un comportement constant des commandes de vol pendant la transition d'un fonctionnement avec assistance à un fonctionnement sans assistance des commandes de vol.

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, le circuit de la servocommande du rotor de queue est conçu pour procurer un approvisionnement quasiment illimité de pression de réserve. Si la pression à l'intérieur du circuit de la servocommande du rotor de queue dépasse les 55 bars, la soupape de retenue ouvre la conduite sous pression vers la conduite de retour et permet un débit hydraulique partiel lorsque le piston de la servocommande retourne en position d'extension, ce qui empêche qu'il n'y ait verrouillage hydraulique et réduit la pression emmagasinée.

1.4.6.7 Certification du circuit hydraulique

Lors de la certification d'origine, il a été démontré que la manœuvrabilité de l'hélicoptère était adéquate en mode secondaire de fonctionnement manuel des commandes, mais au prix de forces beaucoup plus importantes devant être exercées sur les commandes de vol. Cependant, aux vitesses élevées et basses comme en stationnaire, les charges ont été jugées excessives et ont conduit à l'installation d'un dispositif de sécurité (accumulateur, clapet de non-retour et vanne à solénoïde) sur chaque servocommande hydraulique. La charge de l'accumulateur laisse généralement au pilote suffisamment de temps pour réduire sa vitesse à une valeur à laquelle les forces manuelles sur les commandes sont plus faciles à gérer, c'est-à-dire à une vitesse de sécurité comprise entre 40 et 60 nœuds, et pour choisir une aire d'atterrissage convenant à un atterrissage glissé. De plus, les accumulateurs permettent au pilote de choisir entre atterrir à partir du vol stationnaire en effet de sol ou accélérer jusqu'à la vitesse de sécurité à partir du vol stationnaire hors effet de sol.

La conception antérieure du circuit hydraulique donnait lieu à une purge inégale des accumulateurs hydrauliques après que le pilote avait mis le bouton HYD CUT OFF sur OFF. En 1999, à la suite d'une enquête sur un événement survenu à un AS 350 B2, le circuit hydraulique des commandes a été modifié pour assurer que les trois servocommandes du rotor principal fassent une purge simultanée de pression lors de l'actionnement du bouton HYD CUT OFF. Cette modification avait nécessité une modification du câblage qui provoquait également l'ouverture du régulateur, et elle avait fait l'objet du Alert Service Bulletin (ASB) 29.00.07 d'Eurocopter, par la suite rendu obligatoire par la DGAC de France sous la forme de la consigne de navigabilité (CN) française F-2004-089 ainsi que par Transports Canada sous la forme de la CN CF 2004-15.

1.4.6.8 Procédures relatives aux pannes du circuit hydraulique figurant dans le manuel de vol du giravion (RFM)

Ci-après les procédures relatives aux pannes du circuit hydraulique mentionnées à la section 3.2, *System Failures* (pannes de circuit), sous-section 4, *Hydraulic System Failures* (pannes du circuit hydraulique) du RFM de l'AS 350 B2 approuvé par Transports Canada (en date de 2003).

[Traduction]

4.1 Grippage du tiroir de la servocommande de lacet

- En stationnaire : En l'absence de mouvement autour de l'axe de lacet, atterrir normalement; s'il y a rotation autour de l'axe de lacet, couper la pression hydraulique en actionnant le bouton HYD CUT OFF situé sur le collectif.
- En croisière : Réduire la vitesse, amorcer une glissade au besoin, puis couper la pression hydraulique en actionnant le bouton HYD CUT OFF situé sur le collectif.

4.2 Grippage du tiroir de la servocommande principale

- Actionner le bouton HYD CUT OFF situé sur le collectif pour couper la pression hydraulique. La rétroaction des charges va se faire immédiatement sentir; celle-ci risque d'être importante si l'hélicoptère vole à une vitesse élevée :
 - collectif : charge d'augmentation du pas de 20 kg;
 - cyclique : charge de 7 à 4 kg vers la gauche;
 - cyclique : charge de 2 à 4 kg vers l'avant;
 - pédales du palonnier : charge pratiquement nulle en croisière.
- Réduire la vitesse jusqu'à 60 nœuds (110 km/h) et procéder comme dans le cas où le voyant HYD s'allume.

Quand un voyant HYD rouge s'allume (ce qui signifie une perte de pression hydraulique ou une pression inférieure à 30 bars), le pilote doit prendre les mesures prescrites ci-dessous, comme le stipule la section 3.3, *Warning-Caution-Advisory Panel and Aural Warning* (tableau des alarmes et des avertissements, et alarme sonore), sous-section 2.1, *Red Lights* (voyants rouges) (modification RR 3A de Transports Canada) :

[Traduction]

Maintenir l'appareil plus ou moins à l'horizontale. Éviter les manœuvres brusques.

ATTENTION : Ne pas appuyer sur le bouton HYD TEST, car cela va dépressuriser le compensateur d'efforts en lacet et se traduire par d'importants efforts aux palonniers.

Ne pas tenter d'effectuer un stationnaire ou des manœuvres à basse vitesse. L'intensité et le sens des forces de rétroaction des commandes vont changer rapidement, ce qui va entraîner une charge de travail excessive pour le pilote et des difficultés de contrôle, et pourrait entraîner une perte de contrôle.

NOTE 1 : La pression dans les accumulateurs permet de disposer d'un laps de temps suffisant pour assurer la sécurité du vol et atteindre la vitesse de sécurité.

NOTE 2 : Ne pas désactiver le klaxon à l'aide du bouton HORN. Le klaxon sera désactivé lorsque le pilote mettra le bouton HYD CUT OFF sur OFF.

- En vol stationnaire en effet de sol :

- Atterrir normalement
- Collectif.....VERROUILLER.
- Procédure d'arrêt completAPPLIQUER.

- En vol : en douceur.

- Cyclique/collectif Régler la vitesse indiquée entre 40 et 60 nœuds (vitesse de sécurité en cas de panne hydraulique)
- Bouton HYD CUT OFF situé sur le collectifOFF

Le pilote doit exercer des forces

- sur le collectif pour augmenter ou réduire la puissance, autour d'un point de rétroaction deforce nulle;
- sur le cyclique, vers l'avant et vers la gauche.

ATTERRIR DÈS QUE POSSIBLE

Note : On peut augmenter la vitesse au besoin, mais les efforts sur les commandes augmenteront en fonction de la vitesse.

- Approche et atterrissage :

- Au-dessus d'une région dégagée et plate, effectuer une approche finale plate, face au vent.
- Effectuer un atterrissage sans vol stationnaire/à faible vitesse de translation de l'ordre de 10 nœuds.
- Ne pas voler en stationnaire ni rouler au sol sans asservissement de la pression hydraulique.

- Après l'atterrissage :

- Collectif.....VERROUILLER.
- Procédure d'arrêt completAPPLIQUER

1.4.7 Commande du rotor principal

1.4.7.1 Principes de commande du rotor

Les commandes de vol du rotor principal permettent la liaison mécanique nécessaire au transfert des sollicitations du pilote vers le disque du rotor principal, pour commander l'assiette, la vitesse et l'altitude de l'hélicoptère, en modifiant constamment l'angle de pas des pales pendant qu'elles tournent dans le plan. Le pilote dispose de deux commandes du rotor principal (le collectif et le cyclique) directement reliées aux trois servocommandes du rotor principal fixées au plateau cyclique, sur la transmission principale (voir la Figure 3.)

En somme, le collectif modifie l'angle de pas des trois pales de façon égale et simultanée, permettant essentiellement une commande verticale (pour prendre ou perdre de l'altitude), alors que le cyclique modifie de façon indépendante et variable l'angle de pas des pales pendant que les pales tournent autour du disque du rotor), permettant une commande d'assiette du disque (vitesse et angle d'inclinaison). Le même principe élémentaire de commande s'applique également au rotor de queue, mais de manière moins complexe.

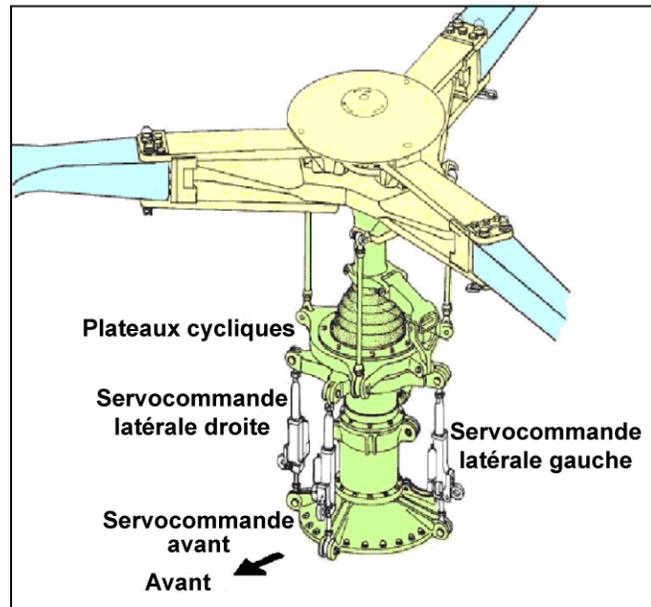


Figure 3. Rotor principal et servocommandes

1.4.7.2 Effet de la commande de pas collectif

Le collectif déplace simultanément les trois servocommandes de la même valeur, dans le même sens et à la même vitesse. Par exemple, à la Figure 4 et à la Figure 5, si le pilote tire le collectif vers le haut, les servocommandes se trouvant en A, B et C sortent (se soulèvent) ensemble. Cet augmentation provoque le soulèvement du ou des plateaux cycliques, et leur fait transmettre une augmentation identique et simultanée de l'angle de pas de chaque pale du rotor principal.

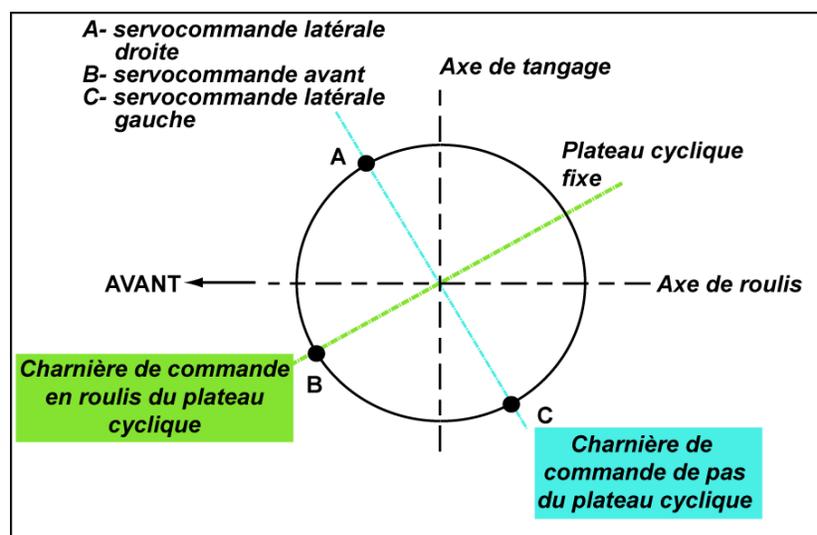


Figure 4. Emplacement des servocommandes sur le plateau cyclique fixe

1.4.7.3 Effet de la commande de pas cyclique

Le cyclique déplace les trois servocommandes de valeurs différentes et à la même vitesse, selon le sens dans lequel on le positionne. Comme chaque servocommande se déplace de façon indépendante, en raison de sa conception, le plateau cyclique pivote autour de deux axes fixes et s'incline dans le sens de déplacement du cyclique (voir la Figure 4). Par exemple, si le pilote déplace le cyclique tout à fait vers la droite, la servocommande se trouvant en C sort (se soulève), la servocommande se trouvant en A rentre (s'abaisse) de la même valeur et la servocommande avant se trouvant en B demeure immobile. Ces déplacements provoquent l'inclinaison à droite du plateau cyclique autour de la charnière de commande en roulis et transmet une variation de l'angle de pas à chacune des pales du rotor principal lorsque les pales tournent dans le plan du rotor, de façon à ce que le disque du rotor s'incline à droite, autour de l'axe de roulis.

Un déplacement tout à fait vers l'avant et vers l'arrière du cyclique provoque un effet similaire, mais la servocommande se trouvant en B sort ou rentre et provoque l'inclinaison du plateau cyclique autour de la charnière de commande de pas, comme l'illustre la Figure 5, ce qui provoque l'inclinaison du disque du rotor autour de l'axe de tangage. En vol, les sollicitations du cyclique sont habituellement une combinaison de déplacements latéraux et de déplacements avant et arrière, et le plateau cyclique s'incline autour de ses deux charnières proportionnellement à la valeur et au sens de déplacement du cyclique. La description de la réaction des servocommandes aux déplacements du cyclique et du collectif est basée sur des servocommandes qui fonctionnent normalement. Si une servocommande fonctionne différemment de l'autre, en particulier dans le cas des servocommandes latérales, lesquelles fonctionnent en opposition proportionnelle, cela peut provoquer une réaction erratique des commandes de vol que le pilote peut avoir du mal à percevoir.

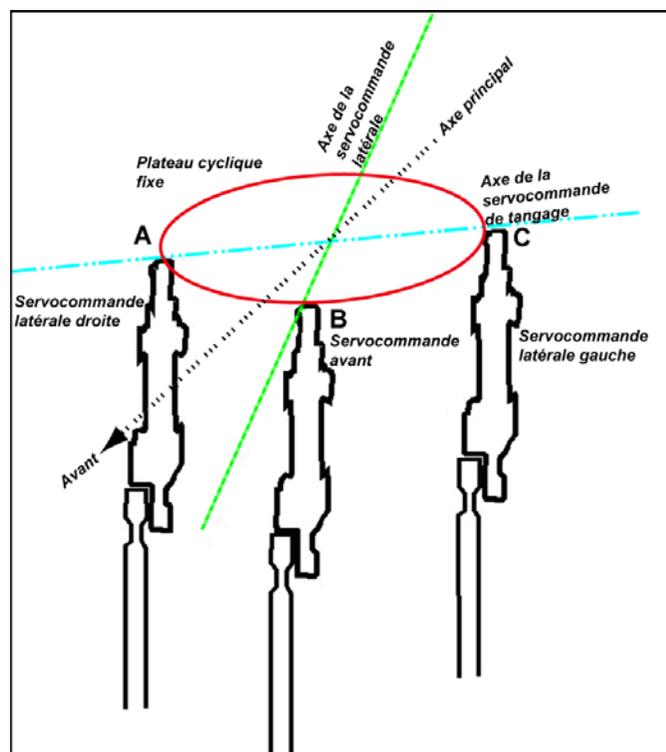


Figure 5. Schéma des servocommandes et du plateau cyclique

1.4.8 Klaxon de l'AS 350 B2

1.4.8.1 Alarme sonore de bas régime rotor

L'alarme sonore qui prévient le pilote d'une baisse de régime du rotor principal est générée par un klaxon dont le retentissement est déclenché par un capteur tachymétrique électronique monté dans la tête rotor. Ce klaxon émet une tonalité puissante et il retentit lors d'une baisse rapide de régime du rotor principal, baisse qui est souvent due à une perte de puissance du moteur. Pour garder le contrôle de l'hélicoptère, le pilote doit immédiatement pousser le collectif vers le bas pour réduire l'angle de pas des pales, de façon à rétablir le régime rotor et pour qu'il reste dans les limites acceptables du régime d'autorotation. De plus, le pilote doit tenter d'atteindre une vitesse appropriée, selon le régime de vol au moment de la réduction du régime rotor, en effectuant un déplacement dynamique du cyclique. Ces mesures ont pour effet de stabiliser l'hélicoptère pour le vol en autorotation et de permettre au pilote de réussir un atterrissage avec un moteur inopérant, habituellement à basse vitesse. On doit réagir à cet avertissement de bas régime rotor en temps opportun et rapidement (dans les 2 secondes) car une diminution de régime n'est pas toujours récupérable, et un régime rotor inférieur au régime minimal de rotation du rotor pour le vol contrôlé de l'hélicoptère aboutit à une situation irrécupérable.

1.4.8.2 Alarme sonore de basse pression du circuit hydraulique

En raison de la conception propre à Eurocopter, l'alarme sonore qui prévient le pilote d'une perte de pression hydraulique au-dessous des 30 bars est également générée par le klaxon, dont le retentissement est déclenché par un capteur de pression dans le circuit hydraulique. Le klaxon attire l'attention du pilote sur une baisse de pression, et en vertu d'une procédure approuvée par Transports Canada, le pilote doit réduire en douceur la vitesse jusqu'à la « vitesse de sécurité en cas de panne hydraulique » (entre 40 et 60 nœuds).

Pour obtenir une telle réduction de vitesse, le pilote doit déplacer graduellement le cyclique vers l'arrière et pousser graduellement le collectif vers le bas. Ces mesures garantissent la stabilisation de l'hélicoptère dans un régime de vol pour lequel il a été démontré que les charges sur les commandes de vol étaient acceptables et, donc, gérables pour que le pilote garde le contrôle de l'hélicoptère. Il n'est pas nécessaire de réagir rapidement à cet avertissement de basse pression, il s'agit d'un avertissement indiquant que la pression du circuit hydraulique a diminué et que le pilote a 30 secondes pour réagir. Cette réaction contraste vivement avec la réaction que nécessite l'avertissement de bas régime rotor.

1.4.8.3 Certification de l'alarme de bas régime rotor

La FAR 27.33, *Main Rotor Speed and Pitch Limits* (limites de vitesse de rotation et de pas du rotor principal) ne traitait pas de l'alarme de bas régime rotor. Cependant, en mars 1978, l'amendement 14 de la FAR 27.33 a permis d'améliorer de façon importante les dispositions relatives aux alarmes de régime rotor principal; au paragraphe (e) *Main Rotor Low Speed Warning for Helicopters* (alarme de bas régime rotor principal pour hélicoptères), une nouvelle partie (3) a exigé que cette alarme puisse se distinguer clairement de toutes les autres alarmes. Depuis 1978, cette exigence constitue la norme de certification pour les hélicoptères monomoteurs et fait appel à un principe de sécurité propre aux giravions.

1.5 Conditions météorologiques

Il n'existe aucun rapport météorologique officiel concernant le lieu de l'accident. Selon l'information recueillie, les conditions météorologiques qui prévalaient au moment de l'accident respectaient les critères relatifs aux conditions météorologiques de vol à vue (VMC) et étaient favorables au vol selon les règles de vol à vue (VFR). Un vent léger soufflait de l'est et la température extérieure était de quelque 25 °C. En conséquence, les conditions météorologiques n'ont joué aucun rôle dans l'accident. À noter toutefois que, vers l'heure de l'accident, l'hélicoptère générait une importante quantité d'électricité statique, dont on a observé la décharge par le crochet sous la forme de gros arcs électriques⁹.

1.6 Renseignements sur l'aérodrome

L'accident est survenu en vol stationnaire au-dessus de l'aire d'atterrissage prévue. L'aire était constituée de terre argileuse sèche. Elle avait été aménagée correctement pour les atterrissages et les décollages et avait été utilisée par l'exploitant comme aire de base pour les travaux de maintenance légers et pour le ravitaillement en carburant. Du fait qu'elle était située dans un espace dégagé, ouvert et plat, sans obstacle important le long des trajectoires de décollage et d'atterrissage, l'aire d'atterrissage n'a pas été un facteur contributif à l'accident.

1.7 Enregistreurs de bord

L'hélicoptère n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR) ni d'un enregistreur de la parole dans le poste de pilotage (CVR). Ni la réglementation du Canada ni celle du Guyana n'exigeaient l'emport de tels enregistreurs.

1.8 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.8.1 Circuit mécanique des commandes de vol

L'examen du circuit mécanique des commandes de vol n'a révélé aucune défectuosité ni aucune anomalie qui aurait pu précipiter la perte de contrôle en vol ou empêcher le fonctionnement normal des commandes de vol.

1.8.2 Examen des servocommandes

La durée de vie en service des servocommandes hydrauliques Dunlop montées sur le C-GNMJ est de 1800 heures avant révision¹⁰. Les dossiers indiquent qu'il restait de 328 à 1115 heures avant la révision des servocommandes.

⁹ En vol, l'hélicoptère accumule de l'électricité statique qui peut parfois atteindre plusieurs milliers de volts.

¹⁰ Que l'on appelle temps entre révisions.

Le BST a procédé à l'essai au banc de chaque servocommande pour vérifier la capacité de résister à la charge statique spécifiée; chaque servocommande a surpassé la charge d'essai et respecté la spécification. On a ensuite procédé à un essai de fluage sur chaque servocommande; les résultats ont démontré que seule la servocommande avant était acceptable. On a ensuite mesuré l'étanchéité interne des servocommandes, et seules les servocommandes latérale droite et de rotor de queue ont réussi au test. Les servocommandes latérale gauche et avant ont toutes deux échoué et, dans le cas de la servocommande avant, avec un écart important par rapport au taux de fuite maximal acceptable.

On a ensuite soumis individuellement les servocommandes à de multiples cycles d'extension et de rétraction produisant une course complète du vérin, et les résultats obtenus variaient beaucoup. Les servocommandes latérales gauche et droite présentaient des différences appréciables. Une vanne actionnée électriquement (électrovanne) qui s'ouvre pour libérer une pression hydraulique à l'intérieur de sa propre servocommande est associée à chacune des quatre servocommandes; lors des essais au banc, on a mesuré la tension en courant continu (c.c.) et on a jugé qu'elle était raisonnablement constante. Le tableau suivant résume les résultats de tous les essais :

Servo-commande	Essai en charge	Essai de fluage	Essai d'étanchéité	Extension en secondes	Rétraction en secondes	Électrovanne (volts c.c.)
Latérale gauche	Réussite	Échec	Échec	0,9	3,4	10,9
Latérale droite	Réussite	Échec	Réussite	1,0	2,5	11,5
Avant	Réussite	Réussite	Échec	1,7	1,66	10,6
Rotor de queue	Réussite	Échec	Réussite	1,6	1,6	7,8

Après l'examen et les essais de fonctionnement effectués par le BST à Richmond (Colombie-Britannique), ECF a examiné à Marignane en France les servocommandes ainsi que certains composants hydrauliques sélectionnés. Même si Eurocopter n'avait pas participé aux essais du BST, ses propres essais ont révélé des résultats similaires avec les mêmes servocommandes. Bref, les essais d'ECF ont démontré que les servocommandes latérales gauche

et droite ne respectaient ni les tolérances de conception ni les tolérances de certification relativement aux vitesses d'extension et de rétraction. Le tableau suivant résume les résultats obtenus dans le cadre de ces essais :

Servocommande	Numéro de série	Vitesse d'extension en mm/s		Vitesse de rétraction en mm/s	
		Plage nominale	Réelle	Plage nominale	Réelle
Latérale gauche	CW526	120 à 100	188	120 à 100	57
Latérale droite	LA166	120 à 100	182	120 à 100	72
Avant	BJ056	130 à 100	117	120 à 100	117
Rotor de queue	BQ387	120 à 100	115	120 à 100	94

1.8.3 Examen des accumulateurs des servocommandes

De par leur conception, les accumulateurs des servocommandes sont remplis d'azote à une pression d'environ 15 bars. L'examen au banc d'essai des servocommandes effectué par le BST a établi que la pression à l'intérieur de chacun des trois accumulateurs des servocommandes du rotor principal était d'environ 15 bars. On n'a pas mesuré la pression à l'intérieur de l'accumulateur de la servocommande du rotor de queue, mais on a inspecté et vérifié le compensateur conformément aux procédures de révision, et on n'y a décelé qu'une seule anomalie. En raison de sa conception, la vanne de régulation de pression doit s'ouvrir entre 49,6 bars et 60,7 bars, mais, lors des essais au banc, elle s'ouvrait toujours à 62 bars. Une évaluation technique effectuée par l'installation de révision des servocommandes en Colombie-Britannique et par Eurocopter a permis d'établir que cet écart constant par rapport à la limite supérieure est négligeable et qu'il n'a pas joué de rôle dans l'accident.

On a vérifié les accumulateurs du rotor principal pour déterminer le temps de décharge de la pression hydraulique à l'intérieur de leurs servocommandes respectives. On a obtenu les résultats suivants : 158 secondes pour la servocommande avant; 80 secondes pour la servocommande latérale gauche; 137 secondes pour la servocommande latérale droite. À noter que les taux des servocommandes sont solidaires des temps de décharge des accumulateurs. Ces temps mesurés reflètent les conditions qui prévalaient lors des essais au banc, alors que des conditions de vol ordinaire et de vol stationnaire réduiraient de façon importante le temps de décharge de la pression hydraulique.

Cependant, cet écart statique important revêt un certain intérêt, car il n'indique pas que les accumulateurs se seraient déchargés à des moments différents à la suite d'une perte de pression hydraulique, ni que cette décharge aurait pu générer des forces asymétriques sur les commandes de vol. En raison de la conception de l'hélicoptère, le pilote évite cette situation indésirable en actionnant le bouton HYD CUT OFF monté sur le collectif, ce qui fait chuter simultanément la pression hydraulique sur chaque servocommande et sur chaque accumulateur, mais il doit actionner ce bouton avant que l'un ou l'autre des accumulateurs ne se décharge.

D'après la vérification avant vol des accumulateurs hydrauliques prescrite dans le RFM (RR 3a, page 5) d'Eurocopter, il devrait y avoir deux ou trois déplacements du cyclique avant une perte de pression hydraulique de l'accumulateur. De plus, le RFM (RR 7D, page 7) indique qu'il faut moins de 30 secondes pour atteindre la vitesse de sécurité.

1.8.4 Examen du commutateur de coupure du circuit hydraulique

Le commutateur HYD CUT OFF (Honeywell, réf. 12TW1-3) situé sur le collectif est un commutateur bipolaire bidirectionnel à bascule raccordé à six câbles isolés à torons métalliques flexibles passant à l'intérieur du collectif même. En raison de leur conception, ces câbles sont soudés aux bornes du commutateur et isolés en conséquence. Le BST a démonté le commutateur et a relevé des anomalies antérieures à l'accident qui auraient pu nuire au bon fonctionnement du commutateur. Ce commutateur est protégé électriquement par le fusible du circuit hydraulique. L'examen a établi que ce fusible était intact. On a procédé à une vérification de la continuité électrique ainsi qu'à des essais de fonctionnement du commutateur, et on a relevé des anomalies.

Le commutateur HYD CUT OFF du C-GNMJ était mal soudé et manquait de matériau isolant. On n'a décelé aucun signe d'arc électrique sur les bornes, mais les contacts du commutateur à l'intérieur du boîtier scellé avaient été contaminés par de la saleté et de la poussière. L'essai au banc du commutateur n'a permis de déceler aucune anomalie de fonctionnement. Un examen poussé et un essai ont révélé que les connexions des câbles comportaient des soudures froides, lesquelles constituent des défauts de la technique de soudure. Cependant, ces connexions étaient solides et permettaient une continuité électrique.

1.8.5 Commutateur de test hydraulique situé sur la console centrale

Immédiatement après l'accident, on a noté que le bouton HYD TEST était sur OFF (position normale). Si on avait appuyé sur ce bouton, le klaxon aurait retenti immédiatement. Le klaxon n'a pas retenti avant que le pilote tire sur la manette des gaz et que le régime du rotor principal diminue.

1.8.6 Examen du liquide hydraulique

On a prélevé quatre échantillons de liquide hydraulique dans le circuit hydraulique, et un laboratoire commercial de Surrey (Colombie-Britannique) les a analysés. Il a été établi que tous les échantillons prélevés étaient conformes à la spécification militaire H-5606, laquelle convient à cet hélicoptère. De ces quatre échantillons de liquide, seul celui provenant du régulateur était contaminé de façon appréciable par un nombre important de particules. Une analyse en laboratoire des contaminants présents a permis d'établir que ces derniers étaient constitués de particules d'usure importante, de particules d'usure d'acier métal-oxyde, de particules de rouille ainsi que de particules amorphes non identifiées.

De plus, on a vérifié la présence de contaminants dans le filtre du régulateur (dernier dispositif de protection avant les servocommandes) et on y a décelé des particules similaires. La taille de certaines de ces particules dépassait les 50 micromètres, et certaines de ces particules

présentaient des stries qui indiquaient qu'il y avait eu raclage métal sur métal. D'autres particules étaient lisses et plates en raison d'un décollement de surface, ce qui indique une fatigue de la couche métallique de cette surface.

Cependant, l'examen ultérieur de tous les composants du circuit hydraulique n'a pas permis de déterminer la source de contamination par ces particules, et aucun des composants du circuit ne présentait de signe d'usure connexe. D'après l'examen du circuit, tout porte à croire que les contaminants avaient probablement été retenus par le filtre du régulateur et qu'ils ne s'étaient pas rendus en aval jusqu'à l'intérieur des autres composants. Le processus d'examen progressif n'a pas permis de faire un examen complet des servocommandes pour vérifier si elles comportaient des traces de contamination avant leur vérification telles qu'elles avaient été montées sur l'hélicoptère. Il n'a donc pas été possible d'établir si les contaminants s'étaient introduits dans une ou des servocommande(s) et avaient par la suite été purgés pendant les essais de fonctionnement, ni à quel moment il y avait eu contamination ou de quelle façon les contaminants s'étaient introduits dans le circuit.

1.8.7 Klaxon et circuit électrique

On a examiné les servitudes électriques connexes aux commandes de vol et aux circuits hydrauliques. On a testé le klaxon d'avertissement basse pression hydraulique, et il fonctionnait de façon adéquate et uniforme; on n'a décelé aucune anomalie. Le bouton du klaxon a été trouvé sur ON (position normale); s'il en avait été autrement, le klaxon n'aurait retenti ni en vol, ni au sol.

1.8.8 Fusibles électriques et disjoncteurs

On n'a trouvé aucun fusible électrique grillé ni aucun disjoncteur déclenché pendant la séquence d'accident, ni pendant l'examen de la cellule effectué par le BST au Canada. Des essais relatifs à l'électricité statique de l'hélicoptère ont permis d'établir que les dispositifs de métallisation et les voies de mise à la masse étaient appropriés.

1.8.9 Cartes de circuit imprimé du circuit électrique

Le Laboratoire technique du BST a procédé à l'examen et à l'essai de six cartes de circuit imprimé qui commandaient le fonctionnement et les avertissements du circuit hydraulique, ainsi que de nombreuses autres fonctions du circuit électrique de l'hélicoptère. Il a été établi que toutes ces cartes étaient fonctionnelles et ne présentaient aucune défectuosité, à l'exception d'anomalies dans le revêtement conforme de la carte alpha 22 (qui sert à raccorder les commutateurs du collectif) et de la carte alpha 30 (qui sert à raccorder les commutateurs de la console centrale). Il est peu probable que ces anomalies aient provoqué un mauvais fonctionnement.

Pendant l'examen de la console centrale de l'hélicoptère, on a trouvé une importante quantité de contaminants (de la terre et d'autres corps étrangers) sur la carte delta 30 et sur son connecteur latéral. Cette carte fonctionne comme une carte d'interconnexion et elle fournit, entre autres, l'alimentation électrique du voyant et du klaxon d'avertissement du circuit hydraulique. De la façon dont elles étaient connectées, les bornes latérales métalliques de cette carte étaient exposées à la contamination, et la continuité électrique aurait été altérée si un

matériau conducteur était tombé sur celles-ci. L'examen en laboratoire a permis d'établir que les contaminants étaient essentiellement constitués de matériaux non conducteurs humides ou secs, mais qu'ils comportaient plusieurs fragments de matériaux conducteurs. On n'a décelé aucun signe d'arc électrique sur les bornes, et la source de ces fragments n'a pu être identifiée.

L'hélicoptère évoluait dans un environnement constitué de terre nue et d'un sol riche en minéraux. L'emplacement et l'orientation des cartes à l'intérieur de la console centrale les rendent vulnérables à la contamination, aux vibrations et aux dommages. Les cartes et les connecteurs sont exposés, et ils ne sont munis d'aucune cloison de protection empêchant l'accumulation de la saleté, de liquides et de limaille provenant des composants de la console se trouvant au-dessus. On ne peut donc exclure l'interférence électrique due à la contamination comme facteur contributif à l'accident.

1.9 *Renseignements médicaux et pathologiques*

Rien n'indique que des facteurs physiologiques ou psychologiques aient contribué à l'accident. Le pilote est un homme grand et fort, et sa taille ainsi que sa force physique ont contribué au dénouement heureux de la situation.

1.10 *Questions relatives à la survie des occupants*

L'hélicoptère a subi des dommages importants, mais le pilote n'a pas été blessé. La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) ne s'est pas déclenchée, les forces d'impact ayant été insuffisantes. Après l'atterrissage, l'hélicoptère est resté à plat et a conservé son intégrité structurale. Le réseau téléphonique par satellite de la compagnie était fonctionnel, et il a permis la transmission d'un avis et d'une réponse en temps utile.

1.11 *Essais et recherches*

1.11.1 *Évaluation de l'AS 350 BA par le ministère de la Défense de l'Australie*

En 1997, à la suite d'un accident à l'atterrissage avec panne de circuit hydraulique, la Royal Australian Air Force a demandé une évaluation officielle des caractéristiques de manœuvrabilité de l'AS 350 BA en cas de mauvais fonctionnement du circuit hydraulique. Le programme d'essais visait à déterminer s'il fallait modifier les procédures d'urgence, les techniques d'approche et d'atterrissage ainsi que les limites d'exploitation de l'AS 350 BA qui figuraient dans le manuel de vol, étant donné les forces que nécessitaient le déplacement des commandes, les caractéristiques de manœuvrabilité ainsi que la maniabilité de l'hélicoptère en cas de mauvais fonctionnement du circuit hydraulique. Le résultat de l'évaluation a été que pendant le vol avec panne hydraulique à une masse brute élevée, la réduction importante de la maniabilité de l'hélicoptère, l'augmentation considérable du jeu dans les commandes ainsi que l'augmentation importante des forces nécessaires au déplacement des commandes dans tous les axes étaient inacceptables et provoquaient une perte de contrôle lors des manœuvres à basse vitesse.

Le rapport du ministère de la Défense de l'Australie (AR-009-993) dont la diffusion publique a été autorisée a conclu ce qui suit au sujet du vol avec panne du circuit hydraulique :

- la réduction de la maniabilité du collectif était inacceptable;
- les forces élevées sur le collectif étaient inacceptables;
- la réduction de la maniabilité des servocommandes du cyclique était inacceptable;
- le jeu dans le cyclique était inacceptable;
- les forces élevées dans l'axe longitudinal du cyclique étaient inacceptables;
- les forces élevées dans l'axe transversal du cyclique étaient inacceptables.

Le circuit hydraulique de l'AS 350 B2 diffère de celui du modèle BA en raison de l'ajout du compensateur du rotor de queue; hormis cette différence, ces deux circuits sont identiques.

1.11.2 Pannes du commutateur de coupure du circuit hydraulique

Une recherche effectuée après l'accident a permis d'identifier plusieurs cas récents de pannes du commutateur de coupure du circuit hydraulique portant la référence 12TW1-3 monté sur le collectif. De plus, ces pannes ne se limitent pas aux commutateurs en service; elles surviennent également sur des commutateurs neufs provenant directement des inventaires de pièces de rechange du constructeur de l'hélicoptère. La base de données des Rapports de difficultés en service (RDS) de Transports Canada fait état de cas où le commutateur fonctionnait de façon intermittente ou partielle, c'est-à-dire sans qu'il y ait exécution de toutes les fonctions prévues.

D'après une recherche effectuée par le BST à partir des données sur les ventes de commutateurs d'Eurocopter Canada pour 2004 et 2005, un total de 22 commutateurs de remplacement (9 commutateurs 12TW1-3 et 13 commutateurs MS27719-23) ont été vendus à des exploitants civils canadiens d'AS 350. Ce total ne comprend que les commutateurs vendus par Eurocopter Canada et n'inclut pas les ventes des autres fournisseurs ni les remplacements effectués au moyen des pièces de rechange existantes que possédaient déjà certains exploitants. Comme ce commutateur est assujéti à une maintenance selon l'état, on le remplace lorsqu'il tombe en panne.

Le Laboratoire technique du BST a examiné certains de ces commutateurs défectueux et a établi que le commutateur 12TW1-3 a une valeur nominale trop faible pour l'usage qui est actuellement le sien sur l'AS 350 B2 (rapport technique LP 123/2005 du BST).

1.12 Renseignements sur les organismes et la gestion

1.12.1 Transports Canada

1.12.1.1 Panne hydraulique - Charges sur les commandes de vol

À la suite d'un accident mortel survenu à Mekatina (Ontario) le 21 janvier 2003¹¹ à un AS 350 B2, Transports Canada a participé en novembre 2003 à un examen des caractéristiques de manœuvrabilité du type d'hélicoptère en cause dans le présent accident avec circuit

¹¹ Rapport A03O0012 du BST

hydraulique désactivé, conjointement avec une équipe de spécialistes des tests en vol d'Eurocopter. Cet examen visait à comprendre les caractéristiques en vol de l'hélicoptère avec des servocommandes présentant un comportement anormal. L'évaluation des charges sur les commandes de vol effectuée par Transports Canada a montré que les forces étaient élevées dans la plage de la vitesse de sécurité (40 à 60 nœuds) et en vol stationnaire. À la section 7.7 du RFM (RR 7D), sous-section 4.2, *Hydraulic Pressure Loss* (perte de pression hydraulique), il est indiqué que [Traduction] « si l'hélicoptère se trouve en vol stationnaire sans assistance hydraulique, le sens et l'intensité des forces de charge des commandes changent lorsque le pilote tente de conserver une position stable. » En somme, Transports Canada a conclu que les caractéristiques de manœuvrabilité de l'AS 350 sans assistance hydraulique étaient acceptables par une faible marge, sauf pour le vol stationnaire et pour les atterrissages à partir du vol stationnaire. Transports Canada a constaté que d'effectuer des atterrissages à partir du vol stationnaire sans assistance hydraulique nécessitait des habiletés et une force excessives de la part du pilote et que la recommandation d'Eurocopter suggérant de ne pas tenter d'effectuer un stationnaire était sensée. Cette constatation a été confortée par la force extrêmement élevée (de plus de 70 livres) qu'il a fallu exercer sur la pédale du palonnier pour maintenir le cap au-dessous de la vitesse de sustentation en translation, alors que le compensateur de la servocommande du rotor de queue était vide (avec le bouton de test hydraulique sur TEST).

ECF ne disposait que de peu de données de certification sur le vol par temps très froid sans assistance hydraulique. Transports Canada a donc senti le besoin de rassembler des renseignements détaillés sur le comportement des commandes de vol par temps très froid, ainsi que sur les caractéristiques de fonctionnement du circuit hydraulique des commandes de vol dans les modes assisté et manuel. Par conséquent, en février 2004, Transports Canada a procédé à un autre examen des caractéristiques de manœuvrabilité de l'hélicoptère sans assistance hydraulique, notamment par temps très froid, avec une équipe de spécialistes des tests en vol semblable à celle avec qui il avait déjà travaillé. L'aspect par temps froid faisait partie de l'étude d'origine sur la conception des tests en vol qui avait été menée en novembre 2003. Ce programme de tests en vol comportait l'évaluation d'un prototype de modification de câblage qui allait constituer la base des CN publiées ultérieurement cette année-là (F-2004-089 et CF 2004-15).

Cette étude sur le vol par temps froid en est arrivée à la conclusion que, après l'actionnement du commutateur HYD CUT OFF par temps froid, la pression hydraulique résiduelle pouvait demeurer suffisamment élevée pour qu'une ou plusieurs servocommandes demeurent en mode assisté et que les autres demeurent en mode manuel, avec apparition au niveau des commandes de vol de charges erratiques et asymétriques pouvant provoquer une perte de contrôle.

La CN CF 2004-15 a introduit une modification de câblage qui garantissait qu'à la suite de l'actionnement du commutateur HYD CUT OFF, dans tous les régimes de température, la pression résiduelle à l'intérieur du circuit hydraulique serait inférieure à celle qui permettrait à l'une ou l'autre des servocommandes de demeurer en mode assisté, situation qui engendrerait un passage immédiat au mode entièrement manuel des commandes de vol. À la suite de cette modification, les charges sur les commandes de vol ont été constantes et reproductibles, et familières à tout pilote qui les aurait étudiées dans le cadre d'une formation initiale et périodique au vol sans assistance hydraulique.

Les tests en vol de novembre 2003 ont indiqué que les forces sur les commandes de vol étaient élevées aux vitesses supérieures à la vitesse de sécurité, qu'elles étaient acceptables dans la plage de la vitesse de sécurité, et que leur sens ainsi que leur intensité étaient très élevés et instables en vol stationnaire. Transports Canada a observé que même si ces charges très importantes sur les commandes de vol pour le vol sans assistance hydraulique étaient acceptables par une faible marge¹² pour les hélicoptères anciens¹³, elles seraient maintenant inacceptables sur un hélicoptère de conception nouvelle.

1.12.1.2 *Consignes de navigabilité et avis de navigabilité canadiens*

En date du 16 mai 2003, Transports Canada a publié la CN urgente CF-2003-15, qui exigeait que les pilotes d'AS 350 procèdent à une vérification fonctionnelle des accumulateurs hydrauliques avant de voler, et qu'ils atterrissent dès que possible après un mauvais fonctionnement du circuit hydraulique; la CN interdisait également le vol sans assistance hydraulique en situation non urgente. Cette CN d'origine a été remplacée par la CN CF-2003-15R1, en date du 1^{er} juillet 2003, qui prescrivait la vérification des accumulateurs avant chaque vol.

En septembre 2003, Transports Canada a publié l'Avis de navigabilité D006, édition 1, pour tenir compte des préoccupations liées aux caractéristiques des commandes de vol de l'AS 350 en cas de perte de pression hydraulique. Les essais d'Eurocopter ont démontré qu'il pouvait y avoir déplacement intempestif d'une servocommande lorsqu'un accumulateur latéral avait été purgé et que l'autre était plein; Transports Canada a jugé que l'on obtiendrait des résultats semblables en vol. L'avis de navigabilité indique que ce déplacement intempestif ne peut se produire en vol lorsque le pilote suit la procédure figurant dans le RFM approuvé par Transports Canada, laquelle stipule qu'à la suite d'une panne hydraulique, il faut ralentir rapidement l'hélicoptère jusqu'à la vitesse de sécurité spécifiée et mettre le bouton HYD CUT OFF sur OFF. Lorsque le pilote met ce bouton sur OFF, toute force non équilibrée générée par une pression résiduelle asymétrique à l'intérieur d'un accumulateur est évitée. Si on n'actionne pas le bouton HYD CUT OFF et que les accumulateurs sont purgés à des rythmes différents par des déplacements normaux des commandes de vol, des pressions hydrauliques soutenues et asymétriques peuvent apparaître.

La base de données des Rapports de difficultés en service (RDS) de Transports Canada contient plusieurs rapports de difficultés en service qui font état de déplacements intempestifs et inexplicables de servocommandes. D'après des renseignements recueillis auprès d'Eurocopter, il se peut que les efforts à fournir sur les commandes de vol dépassent la force du pilote et que ce dernier ne puisse poursuivre le vol et se poser en toute sécurité. À la suite de l'examen technique qui avait été précipité par l'accident de Mekatina, Transports Canada a procédé à des tests par temps très froid à Inuvik (Territoires du Nord-Ouest). Une partie de ces tests a permis de recueillir les renseignements suivants :

¹² On a considéré les forces sur les commandes de vol acceptables par une faible marge parce qu'elles se limitaient à une durée relativement courte et qu'elles survenaient à basse vitesse, habituellement à la fin d'une approche à l'atterrissage.

¹³ Modèles d'hélicoptères antérieurement certifiés conformément à une norme antérieure et pour lesquels on a délivré un certificat de type.

Par ce temps très froid, les forces manuelles devant être exercées sur les commandes étaient acceptables, mais elles étaient acceptables par une faible marge dans le cas de la servocommande longitudinale du cyclique. Cette constatation renforce l'exigence figurant dans les procédures d'urgence approuvées selon laquelle il faut maintenir une vitesse vers l'avant à l'atterrissage.

Pression hydraulique résiduelle supérieure à celle prévue lorsque le circuit est en dérivation. Cette pression était suffisamment élevée pour qu'une (ou plusieurs) servocommandes demeurent en mode assisté et que les autres demeurent en mode manuel, avec apparition au niveau des commandes de vol de charges erratiques et asymétriques qui pourraient provoquer une perte de contrôle.

Cependant, les restrictions de vol imposées par la CN CF-2003-15 ont engendré une situation dans laquelle la formation périodique en vol sur la perte de pression hydraulique était interdite. Transports Canada a reconnu que le manque de formation pouvait avoir un effet néfaste sur la sécurité aérienne, et la CN CF-2003-15R1 a été remplacée par les CN CF-2003-15R2 et CF-2003-15R3. Cette dernière CN a approuvé la désactivation en vol du circuit hydraulique visant à fournir une formation importante sur la perte de pression hydraulique, comme dans le SMV-7. En novembre 2004, la DGAC française a publié la CN F-2004-174 qui rendait obligatoires les procédures contenues dans les suppléments au manuel de vol de divers hélicoptères de la série AS 350 (par exemple, le SMV-7 dans le cas de l'AS 350 B2). En mai 2005, à la suite de l'étude de Transports Canada et de l'acceptation de la CN française, Transports Canada a annulé la CN canadienne correspondante (CN CF-2003-15R3).

Après la publication de la CN CF-2003-15, un cas de limitation de la vitesse de déplacement des commandes de vol a été signalé à Transports Canada. Le pilote ne pouvait déplacer le cyclique en vol qu'à une vitesse maximale spécifique, peu importe la force qu'il exerçait sur le cyclique. Cette restriction de vitesse n'a pas limité le déplacement du cyclique, n'a pas provoqué de déplacement intempestif des commandes en vol et n'a pas amené de problème de contrôle de l'hélicoptère lors du vol sans assistance hydraulique (document AN D0006 de Transports Canada).

1.12.1.3 *Supplément au manuel de vol numéro 7 pour les giravions canadiens*

Il semble que l'attention qu'a portée l'industrie canadienne de l'hélicoptère à plusieurs anomalies du circuit hydraulique de l'AS 350 ait favorisé la concentration sur une formation appropriée et normalisée en la matière.

Pour appuyer ce point de vue et en réaction à l'ensemble des CN mentionnées ci-dessus, le RFM de l'AS 350 B2 approuvé par Transports Canada renferme le SMV-7 qui stipule la procédure à suivre en cas de perte de pression hydraulique en vol. Le SMV-7 contient une mise en garde qui revêt un intérêt encore plus grand [Traduction] « ...ne pas tenter d'effectuer un stationnaire ou des manœuvres à basse vitesse sans assistance hydraulique ». La mise en garde indique également que [Traduction] « l'intensité et le sens des forces de rétroaction des commandes

changent rapidement, changements qui se traduisent par une charge de travail excessive pour le pilote et par des difficultés de contrôle, et pourraient conduire à une perte de contrôle ». Le SMV-7 indique que la vitesse de sécurité recommandée pour cette procédure est comprise entre 40 et 60 nœuds.

Étant donné les caractéristiques de manœuvrabilité démontrées de l'AS 350 B2 sans pression hydraulique, les procédures officielles énoncées dans le SMV-7 du Canada contribuent aux bonnes pratiques d'exploitation de l'hélicoptère, en fournissant des mesures éprouvées et normalisées permettant aux pilotes de reconnaître en vol une anomalie hydraulique, de manœuvrer l'hélicoptère avec les charges sur les commandes de vol et d'effectuer des exercices en vol suffisants pour réagir correctement à une panne du circuit hydraulique et se poser sans autre incident.

Habituellement, un supplément au manuel de vol (SMV) n'exige la conformité que lorsque le matériel, l'équipement ou la fonction visés est présent sur l'appareil. Par exemple, les dispositions d'un SMV concernant un crochet de charge ne s'appliquent que lorsqu'un tel crochet est installé sur l'hélicoptère car, une fois le crochet déposé, le SMV ne s'applique plus à ce dernier. Le SMV-7, en ce qui concerne la formation sur le circuit hydraulique, est une directive sur les procédures d'exploitation qui s'applique à toutes les configurations et, par conséquent, elle ne comporte aucune limite quant à son exécution sur l'AS 350 B2. Pour résumer, on peut donc affirmer que le SMV-7 requiert que toute formation sur les pannes hydrauliques soit donnée conformément aux procédures prescrites, mais que le SMV en soi ne requiert pas que cette formation soit donnée en premier lieu. Le *Règlement de l'aviation canadien* (RAC)¹⁴ renferme une disposition qui exige que les exploitants commerciaux d'AS 350 donnent une formation appropriée sur les pannes du circuit hydraulique, ce qui permet d'atteindre l'objectif du SMV-7.

Une telle réglementation n'existe pas pour le secteur non commercial. Cependant, en raison des politiques strictes du Canada en matière de délivrance des licences de pilote concernant les qualifications de type (hélicoptère)¹⁵, on obtient habituellement dans le secteur privé de l'aviation canadienne les mêmes avantages de sécurité qu'au moyen des procédures de formation figurant dans le SMV-7, mais pas aussi fréquemment que dans le secteur commercial.

En conséquence, au Canada, tous les pilotes titulaires d'une qualification de type AS 350 auraient suivi une telle formation sur les pannes du circuit hydraulique, et leurs habiletés de pilotage auraient été vérifiées avant la délivrance de la qualification. Chaque pilote professionnel serait formé et contrôlé annuellement, dans le cadre du processus obligatoire de contrôle de la compétence des pilotes. Cependant, dans le secteur privé, aucune vérification de ce genre n'est requise, et l'exposition au vol sans assistance hydraulique ne se répéterait pas. Au

¹⁴ Paragraphe 723.98 du RAC, Programmes de formation

¹⁵ Transports Canada exige que tous les titulaires de licence canadienne de pilote d'hélicoptère possèdent une qualification de type sur chaque type d'hélicoptère qu'ils pilotent.

Canada, après leur formation initiale et la délivrance de leur qualification de type (hélicoptère), certains pilotes d'AS 350 ne reçoivent aucune autre formation sur les pannes hydrauliques et n'y sont exposés d'aucune façon.

La formation périodique présente plusieurs avantages, notamment la remise à niveau en matière de sensibilisation aux dysfonctionnements du circuit hydraulique de l'AS 350, la familiarisation et l'entraînement aux procédures d'urgence approuvées, l'exposition aux manifestations inhabituelles de ces dysfonctionnements et la démonstration tactile des forces exceptionnellement élevées sur les commandes pendant un vol sans assistance hydraulique. Comme les caractéristiques de manœuvrabilité de l'AS 350 diffèrent de façon assez importante de celles des hélicoptères similaires, Transports Canada a jugé que le manque de formation au vol sans assistance hydraulique constituait un risque pour la sécurité aérienne (Avis de navigabilité D006 de Transports Canada).

1.12.2 *Direction Générale de l'Aviation Civile*

À la suite de la série de tests en vol effectués par Transports Canada, la DGAC a pris les mesures suivantes :

- Elle a publié la CN F-2004-174, laquelle prescrivait des modifications au RFM de base qui amélioreraient la description du circuit hydraulique et les procédures relatives à ce dernier, ainsi que la formation sur les pannes hydrauliques (supplément au manuel de vol numéro 7). Au Canada, ces exigences ont été rendues obligatoires lorsque Transports Canada a publié la CN CF-2003-15R2.
- Elle a publié la CN F-2004-089 (en date du 23 juin 2004) qui modifiait le circuit de dérivation hydraulique; au Canada, cette CN a été remplacée lorsque Transports Canada a publié la CN CF-2004-15.

1.13 *Renseignements supplémentaires*

1.13.1 *Activation intempestive du commutateur de test hydraulique*

Même s'il ne s'agit pas d'un facteur contributif à l'accident, la question ergonomique du bouton HYD TEST a suscité de l'intérêt au cours de l'enquête. En raison de la conception de l'hélicoptère, ce bouton est situé à côté d'autres boutons de forme similaire utilisés fréquemment : boutons des feux de position, des feux à éclats, des phares de roulage, des phares d'atterrissage et du klaxon. On a relevé plusieurs cas d'activation intempestive du bouton HYD TEST alors que le pilote voulait actionner un bouton adjacent. À la suite d'un accident de cette nature survenu à un AS 350 B3, Eurocopter France a publié un avis d'information (Info Téléx) de quatre pages en juillet 2004 pour renseigner les pilotes d'AS 350 sur le fonctionnement, l'utilisation appropriée et les effets de l'activation du bouton HYD TEST. En novembre 2005, Eurocopter a publié le bulletin de service BS 67.00.32 qui recommandait l'installation d'un cache de protection ou d'un couvercle escamotable par dessus ce bouton sur plusieurs modèles d'hélicoptère de la série AS 350, pour éviter l'activation intempestive de ce bouton. Ce cache n'était pas installé sur le C-GNMJ au moment de l'accident, car cette protection n'a été disponible que neuf mois après l'accident.

1.13.2 *Modification du câblage des électrovannes*

Eurocopter a publié l'Alert Service Bulletin (ASB) 29.00.07 (en date du 8 avril 2004) qui a permis l'amélioration du fonctionnement du commutateur HYD CUT OFF. En juin 2004, cet ASB a été rendu obligatoire par la DGAC en vertu de la CN F-2004-089 française et il a été rendu obligatoire par Transports Canada en août 2004 en vertu de la CN CF 2004-15. Les mesures mentionnées dans cet ASB et cette CN consistaient à [Traduction] « ...éliminer le risque d'un déséquilibre des charges dans les commandes de vol causé par la pression résiduelle qui demeure dans le circuit après la perte de l'assistance hydraulique ». On a atteint cet objectif en modifiant le circuit électrique existant, afin de permettre l'ouverture simultanée des quatre électrovannes des trois servocommandes du rotor principal et du régulateur. Transports Canada a publié une CN canadienne distincte pour remplacer la CN française pour réduire le délai de conformité, afin d'éviter que les hélicoptères immatriculés au Canada ne soient exposés à des conditions d'utilisation par temps froid, sans l'exécution de cette modification.

L'examen des dossiers de maintenance et de la cellule du C-GNMJ a permis d'établir que cette modification avait été exécutée par Eurocopter Canada au moment de la conversion en usine du modèle BA en modèle B2 en novembre 2003. Même si cette modification spécifique n'était pas conforme aux directives de la CN, puisque le câblage électrique avait été modifié à un autre endroit du circuit électrique, l'effet électrique et le fonctionnement prévu étaient identiques à ceux qu'aurait permis la modification officielle. Un seul autre hélicoptère avait été modifié par Eurocopter Canada de cette façon, et selon l'information recueillie, ce qui avait justifié l'écart dans le cheminement du câblage de l'appareil était l'accessibilité pendant l'évolution de la modification du modèle. L'autre AS 350 qui avait été modifié de façon similaire n'a subi aucune anomalie électrique ou hydraulique.

1.13.3 *Schéma de câblage des électrovannes*

L'enquête du BST a révélé que le schéma de câblage électrique d'origine d'Eurocopter (29.00.00 version 93-44) illustrant le cheminement du câblage à partir du commutateur monté sur le collectif jusqu'aux trois électrovannes de la servocommande ne correspondait pas au câblage de l'hélicoptère C-GNMJ. Des entretiens avec Eurocopter ont permis d'établir qu'une erreur s'était glissée dans le schéma du circuit, plus spécifiquement dans les schémas fonctionnels avant et gauche des électrovannes. Eurocopter a révisé le schéma de câblage au moyen de la version 06-03 qui indique le bon câblage des électrovannes. Si le câblage avait été installé conformément au schéma de câblage d'origine d'Eurocopter, une simple défectuosité électrique serait survenue et aurait fait griller le fusible du circuit hydraulique. L'enquête du BST a établi que le câblage du C-GNMJ était bien installé et que ce point n'a pas été un facteur contributif.

1.13.4 *Caractéristiques électriques nominales du commutateur de coupure du circuit hydraulique*

Sur l'AS 350 B2, le commutateur HYD CUT OFF monté sur le collectif sert à commander une charge électrique inductive provenant des quatre électrovannes qui, lorsqu'on les active, consomment individuellement un courant d'environ 1 ampère (A). Ces quatre électrovannes sont raccordées en parallèle et, lorsqu'on les active, elles consomment au total un courant d'environ 4 A.

Le commutateur 12TW1-3 est fabriqué conformément à la fiche technique d'origine de Honeywell pour la série TW des commutateurs à bascule miniaturisés, et il peut servir à la commande d'un courant continu (c.c.) ou d'un courant alternatif (c.a.) En raison de sa conception, le commutateur de cette série est conforme à la spécification militaire MIL-S-83781¹⁶, et la fiche technique de Honeywell indique que les caractéristiques électriques nominales de ce commutateur sous une tension de 30 volts c.c. correspondent à une charge résistive de 5 A et à une charge inductive de 2 A; en d'autres mots, ce commutateur a été conçu pour supporter une charge électrique inductive maximale de 2 A sous une tension de 30 volts c.c. Le tableau suivant de caractéristiques électriques nominales provient de la fiche technique des commutateurs manuels de la série TW, et la tension de référence de 30 volts c.c. s'applique au commutateur 12TW1-3 installé sur l'AS 350 :

Volts (Commutateur de série TW)	Ampères (A)		
	Charge résistive	Charge inductive	Lampe
30 volts c.c.	5	2	1
115 volts c.a.	5	2	1

La sous-partie 11-53 de la section 11 de la circulaire consultative AC 43.13-1B de la FAA des États-Unis renferme, en partie, la norme relative aux caractéristiques électriques des commutateurs. Elle stipule notamment qu'un commutateur devrait se voir imposer une réduction par rapport à ses caractéristiques de courant nominal lorsqu'il sert à commander un circuit inductif, car [Traduction] « l'énergie magnétique emmagasinée dans les bobines du solénoïde ou du relais qui est libérée lors de l'ouverture du commutateur peut apparaître sous la forme d'un arc électrique ». L'importance de cette réduction est exprimée au moyen d'un facteur de réduction qui varie en fonction de la tension nominale du circuit et du type de charge. Le tableau 11-4 de l'AC 43.13-1B où figurent les facteurs de réduction du commutateur lorsque la tension nominale du circuit est de 28 V c.c., est reproduit ci-après.

Type de charge	Facteur de réduction
Lampe	8
Inductive (relais-solénoïde)	4
Résistive (chauffage)	2
Moteur	3

Le tableau indique que le facteur de réduction du commutateur est de 4 dans cette application particulière de l'AS 350 B2, et il en résulte que la valeur nominale est quatre fois supérieure à la valeur continue. Le tableau indique également que le facteur de réduction de la charge imposée par une lampe est le double du facteur de déclassement de la charge inductive

¹⁶ Ce commutateur porte également la référence militaire MS27719-23, laquelle est interchangeable avec 12TW1-3.

(relais-solénoïde), lequel est lui-même le double du facteur de la charge résistive. Cette proportionnalité électrique est similaire aux spécifications de Honeywell pour les mêmes charges.

En appliquant le facteur de réduction de 4 de l'AC 43.13-1B à la spécification de Honeywell de 5 A pour le commutateur 12TW1-3, on constate que la charge inductive maximale est de 1,25 A. De plus, si l'on tient simplement compte du fait que la charge inductive correspond à la moitié de la charge résistive, la charge inductive maximale est de 2,5 A. Selon l'un ou l'autre de ces calculs, la charge électrique de 4 A dépasse la charge inductive maximale.

Il convient de noter que sur les anciens modèles de l'hélicoptère AS 350, la charge électrique inductive était inférieure à celle des modèles actuels, car ces hélicoptères n'étaient équipés que de trois électrovannes hydrauliques raccordées au commutateur situé sur le collectif. L'amélioration et la modification qu'a apportées Eurocopter aux circuits électrique et hydraulique des modèles ultérieurs ont donné lieu à l'ajout de l'électrovanne du régulateur au commutateur situé sur le collectif, ajout qui a augmenté la charge inductive de 33 %. On peut raisonnablement affirmer que l'installation initiale a également donné lieu au dépassement de la charge inductive maximale du commutateur monté sur cet hélicoptère. De plus, d'après des renseignements à jour obtenus auprès de Honeywell, on ne peut utiliser le commutateur 12TW1-3 (réf. militaire MS27719-23-1) comme [Traduction] « ...dispositif de sécurité ou d'arrêt d'urgence, ni dans aucune autre application... » où une panne pourrait se traduire par des lésions corporelles, et [Traduction] « ...toute omission de se conformer à ces directives pourrait entraîner la mort ou des blessures graves ».

Lorsqu'un tel commutateur se voit attribuer une valeur nominale trop faible pour l'usage qui en est fait, il consomme trop de courant par rapport à sa conception et il est surchargé électriquement. Les signes de surcharge les plus fréquents sont : la production excessive d'arcs électriques, la chaleur et les éclaboussures sur les contacts du commutateur. Les éclaboussures laissent habituellement des débris à l'intérieur du boîtier du commutateur. Il a été impossible de confirmer que les débris retrouvés à l'intérieur des commutateurs visés étaient le résultat d'une surcharge électrique, mais on peut affirmer que par rapport aux critères mentionnés ci-dessus, obtenus auprès de Honeywell et cités dans l'AC 43.13-1B, le commutateur a une valeur nominale nettement inférieure pour son application sur ce modèle d'hélicoptère.

La CN urgente CF-2003-15R2 de Transports Canada stipule en partie que lors d'un mauvais fonctionnement hydraulique, si le pilote sent une force de rétroaction s'exercer sur les commandes avant qu'il ait atteint la plage de la vitesse de sécurité, il doit immédiatement mettre le commutateur HYD CUT OFF sur OFF. Les forces sur les commandes devraient alors revenir à la normale pour le vol sans assistance hydraulique. D'après cette CN, si ce commutateur tombe en panne, des forces de rétroaction anormales s'exerceront de nouveau ou continueront de s'exercer sur les commandes jusqu'à ce que les accumulateurs soient vides. De plus, dans certains cas, il se peut que ces forces demeurent anormales pendant toute la durée du vol.

1.13.5 Réactions du pilote au retentissement du klaxon

Quand le régime rotor diminue et que le klaxon retentit, si le pilote hésite et analyse l'avertissement ou applique la procédure en cas de basse pression hydraulique, la diminution relativement lente du pas collectif aggrave la diminution du régime et pourrait entraîner une perte de contrôle. Cependant, si le klaxon retentit en raison d'une perte de pression hydraulique et que le pilote réagit comme s'il s'agissait d'un bas régime rotor, il se peut que l'utilisation des commandes de vol provoque la réduction de façon prématurée et asymétrique des pressions limitées que renferment les accumulateurs et que ce phénomène entraîne une perte de contrôle lors d'une phase de vol critique, comme l'atterrissage.

Selon l'information recueillie auprès de plusieurs exploitants canadiens d'AS 350, la première réaction au retentissement d'un klaxon en vol consiste à suivre le scénario du pire cas, à savoir la perte de régime rotor.

1.13.6 Transparence des servocommandes hydrauliques

1.13.6.1 Généralités

Plusieurs incidents de transparence des servocommandes hydrauliques (également désignée par les termes « réversibilité des servocommandes » ou « blocage du vérin ») sont survenus à des AS 350, et certains de ces incidents ont donné lieu à une perte de contrôle ainsi qu'à une collision avec le relief.

Le « blocage du vérin » est la situation dans laquelle les charges aérodynamiques dépassent la capacité maximale de compression du circuit hydraulique, même lorsque le débit est nul, et le piston moteur ne se déplace plus en fonction des sollicitations du pilote.

La « limite du débit » est la situation dans laquelle le circuit hydraulique ne peut produire un liquide hydraulique haute pression au débit demandé par le pilote; en conséquence, les commandes de vol se déplacent plus lentement, en raison de la courbe de *pression en fonction du débit* du circuit hydraulique.

La « transparence des servocommandes » est le terme qu'utilise Eurocopter pour décrire l'une ou l'autre de ces situations.

Le phénomène de transparence des servocommandes apparaît lorsque les forces aérodynamiques du disque du rotor dépassent celles de l'extension de la servocommande hydraulique; ces forces du disque du rotor sont ensuite transmises au cyclique et au collectif. Les forces que doit exercer le pilote sur les commandes pour contrer ce phénomène aérodynamique sont relativement élevées, et le pilote qui ne connaît pas ce phénomène peut avoir l'impression que les commandes sont bloquées.

Le phénomène de transparence des servocommandes apparaît généralement durant de fortes sollicitations sur les commandes de vol comme des virages serrés, des remontées difficiles ou des manœuvres proches de la vitesse à ne pas dépasser (V_{NE}). D'après Eurocopter, le phénomène de transparence des servocommandes apparaît en douceur et, pourvu que le phénomène soit bien anticipé par le pilote pendant une manœuvre brusque ou à charge élevée, il n'est pas dangereux. Les facteurs ayant un effet sur le phénomène de transparence des servocommandes sont la vitesse, les actions du pilote sur le collectif, la masse brute, l'accélération et l'altitude-densité.

1.13.6.2 Cause de la transparence des servocommandes

Le pilote est habituellement isolé des forces aérodynamiques de rétroaction de la tête rotor par les servocommandes hydrauliques, car elles sont irréversibles. La force maximale que peuvent générer les servocommandes est constante et elle dépend de la pression hydraulique ainsi que des caractéristiques¹⁷ des servocommandes. Durant de fortes sollicitations sur les commandes de vol lors de certaines manœuvres en vol très exigeantes, il se peut que la force aérodynamique de la tête rotor augmente au-delà de la puissance maximale des servocommandes et provoque l'apparition du phénomène de transparence des servocommandes.

Cette force aérodynamique excessive est retransmise au cyclique et au collectif sous forme de déplacements intempestifs. Dans les pires cas, cette rétroaction aérodynamique peut être grave et constituer un défi, ou s'avérer insurmontable pour le pilote. Sur l'AS 350, le phénomène de transparence des servocommandes commence par une augmentation intempestive du déplacement du cyclique vers la droite, accompagnée d'un déplacement vers le bas du collectif, résultant d'une surcharge sur le plateau cyclique. De plus, l'amplitude des forces de rétroaction sur les commandes est directement proportionnelle à l'intensité de la manœuvre. Pour ce qui est de la récupération, au fur et à mesure que la surcharge aérodynamique et que les forces de rétroaction connexes sur les commandes de vol diminuent, le pilote recouvre le fonctionnement normal du cyclique et du collectif, et le phénomène de transparence des servocommandes disparaît.

1.13.6.3 Effets de la transparence des servocommandes

Pour maintenir l'assiette de vol lorsque le phénomène de transparence des servocommandes apparaît, le pilote doit contrer en temps opportun les forces sur le cyclique et le collectif. Selon l'intensité et la durée des forces de rétroaction transmises aux commandes de vol, le pilote peut avoir du mal à contrer ces forces ou à déplacer le cyclique et le collectif; il est tout à fait naturel que le pilote ait l'impression que les commandes de vol sont grippées ou bloquées. Si les sollicitations du pilote sur les commandes de vol ne sont pas réduites, l'hélicoptère part en roulis à droite et se met en cabré. Si une telle réaction survient à faible hauteur au-dessus du sol, il se peut que le pilote n'ait pas le temps nécessaire pour empêcher l'hélicoptère de heurter le relief (voir l'Annexe A, Accident survenu en octobre 1994 à Whitianga en Nouvelle-Zélande).

¹⁷ Lettre de service 1648-29-03 d'Eurocopter en date du 4 décembre 2003

1.13.6.4 Procédure en cas de transparence des servocommandes

Eurocopter indique que la première réaction du pilote consiste à réduire l'intensité de la manœuvre qui a provoqué l'apparition du phénomène de transparence des servocommandes. Après l'apparition du phénomène, le cabré induit a tendance à réduire la vitesse, et le déplacement induit du collectif vers le bas réduit une partie des charges sur les commandes. Eurocopter exige que le pilote suive ce déplacement induit et laisse diminuer le pas collectif pour réduire la charge totale sur l'ensemble rotor et contrer en douceur le déplacement du cyclique vers la droite, afin d'empêcher un déplacement brusque du cyclique vers la gauche lorsque le phénomène de transparence disparaît. Cependant, en pratique, cette procédure ne tient pas compte du régime de vol ni de la proximité du sol, facteurs auxquels le pilote peut instinctivement accorder une plus grande priorité en tentant d'éviter une assiette de vol inhabituelle ou une collision avec le relief.

Le RFM approuvé par la DGAC (section 4, partie 4.1, sous-partie 7.2 Manœuvres) renferme de brefs renseignements sur le phénomène de transparence des servocommandes. Transports Canada a cependant apporté des modifications importantes à cette section du RFM pour les hélicoptères immatriculés au Canada en ajoutant des renseignements et des mises en garde supplémentaires, pour mieux renseigner les pilotes sur ce phénomène.

1.13.6.5 Pertes de contrôle survenues à des AS 350

Des enquêtes récentes sur des incidents de perte de contrôle en vol font systématiquement ressortir des points similaires quant au circuit hydraulique de l'AS 350. L'événement le plus fréquent est l'incapacité de certains pilotes à garder le contrôle de l'hélicoptère à la suite d'une perte de pression hydraulique; on note aussi l'activation intempestive du bouton HYD TEST en vol et, dans certains cas, l'absence d'alarme sonore (klaxon) ou visuelle (voyant d'avertissement).

Les circonstances entourant nombre de ces événements où des pilotes ont éprouvé des difficultés avec les commandes de vol qu'il a été impossible de contrer en suivant les procédures d'urgence relatives aux pannes hydrauliques figurant dans le RFM, ressemblent un peu aux circonstances entourant l'accident survenu au Guyana faisant l'objet du présent rapport, ainsi qu'aux circonstances entourant plusieurs autres événements. L'Annexe A intitulée « Pertes de contrôle survenues à des hélicoptères AS 350 » présente des résumés de ces événements.

2.0 *Analyse*

2.1 *Introduction*

Alors qu'il effectuait un stationnaire, le pilote a été confronté à des restrictions des commandes de vol qui ont rendu l'appareil presque incontrôlable. L'analyse se concentre sur les causes probables du mauvais fonctionnement des commandes de vol ou du circuit hydraulique, sur les caractéristiques de vol de l'hélicoptère en cas de panne hydraulique et sur les actions du pilote à la suite de la panne. L'analyse se penche également sur plusieurs anomalies électriques qui ont été décelées et qui ont pu avoir un effet sur le fonctionnement du circuit hydraulique. L'analyse présente aussi plusieurs problèmes connexes, mais non déterminants, qui ont été identifiés et qui ont donné lieu à la prise de mesures de sécurité par le BST.

2.2 *Circuit hydraulique*

2.2.1 *Mauvais fonctionnement des commandes de vol*

Un mauvais fonctionnement du circuit hydraulique de l'AS 350 B2 nécessite que le pilote prenne rapidement les mesures préconisées à la section 3, *Emergency Procedures* (procédures d'urgence) du RFM approuvé par Transports Canada. En raison de leur conception, les commandes de vol hydrauliques sur cet hélicoptère passent en mode manuel, et l'appareil devrait rester contrôlable jusqu'à ce que le pilote puisse se poser sans incident, pourvu que les circuits des commandes de vol fonctionnent comme prévu et que le pilote suive la procédure d'urgence préconisée. Cependant, plusieurs incidents où les pilotes ont été incapables de contrôler l'hélicoptère comme prévu sont survenus, et beaucoup se sont soldés par des blessures graves ou mortelles et par la perte de l'hélicoptère.

Il est arrivé fréquemment que des enquêtes sur des accidents survenus à des AS 350 ne permettent pas d'établir la cause fondamentale de la perte de contrôle; pourtant, dans certains cas où il y a eu perte de pression hydraulique, la perte de pression était simplement due à une panne de la pompe hydraulique ou à la rupture de la courroie d'entraînement de la pompe.

En circonstances normales, les symptômes d'une perte de pression hydraulique sont marqués et sont identifiés par des alarmes visuelles et sonores et par la résistance tactile. Certains pilotes ayant été confrontés à une telle panne ont affirmé que les forces de rétroaction sur les commandes étaient gérables. Plusieurs pilotes ont cependant affirmé que ces forces étaient ingérables. C'est cet aspect imprévisible du comportement des commandes qui cause un certain niveau de préoccupation.

En 1997, la Royal Australian Air Force a procédé à une évaluation indépendante des caractéristiques de manœuvrabilité de l'AS 350 avec panne du circuit hydraulique. Cette évaluation a conclu que la maniabilité de l'hélicoptère avait subi une réduction importante, que le jeu dans les commandes avait augmenté de façon considérable et que les forces nécessaires au déplacement des commandes sur tous les axes avaient augmenté de façon importante. Ces caractéristiques ont provoqué une perte de contrôle pendant des manœuvres à basse vitesse, et elles ont été jugées inacceptables.

À la suite de l'étude des caractéristiques de manœuvrabilité de l'AS 350 B2 effectuée par Transports Canada, on a jugé que les forces sur les commandes étaient très élevées dans la plage de la vitesse de sécurité et en vol stationnaire, et que les atterrissages à partir du vol stationnaire sans assistance hydraulique nécessitaient des habiletés et une force excessives de la part du pilote. En somme, les caractéristiques de manœuvrabilité de l'hélicoptère sans assistance hydraulique sont acceptables par une faible marge pour les hélicoptères anciens seulement, mais elles sont inacceptables sur un hélicoptère de conception nouvelle.

Des cas de mauvais fonctionnements inexplicables des commandes de vol continuent de survenir sur ce modèle d'hélicoptère, et aucune cause ni aucun lien évident n'a été établi. L'enquête sur l'accident au Guyana qui fait l'objet du présent rapport a permis de déceler des anomalies sur les servocommandes et les accumulateurs qui ont peut-être contribué, individuellement ou collectivement, à la perte de contrôle de l'hélicoptère.

2.2.2 *Anomalies relevées sur les servocommandes*

Les servocommandes ont fait l'objet d'essais qui ont révélé deux anomalies : vitesses irrégulières d'extension et de rétraction du piston, et volumes élevés de fuite interne de liquide. La vitesse d'extension et la vitesse de rétraction des servocommandes latérales gauche et droite présentaient des écarts importants, et les servocommandes gauche et avant présentaient une fuite importante. La servocommande du rotor de queue ne présentait aucune anomalie.

La vitesse d'extension des deux servocommandes latérales était de beaucoup supérieure à la vitesse de rétraction (en sens opposé). De plus, la vitesse de rétraction n'était pas la même pour les deux servocommandes. Les essais au banc des servocommandes du C-GNMJ ont montré que les servocommandes latérales ne respectaient pas les vitesses d'extension et de rétraction figurant dans la spécification; la vitesse d'extension de la servocommande latérale gauche était 3,5 fois supérieure à sa vitesse de rétraction, et la vitesse d'extension de la servocommande latérale droite était 2,5 fois supérieure à sa vitesse de rétraction. De plus, comparativement à la servocommande avant (qui avait une vitesse d'extension identique à sa vitesse de rétraction), les servocommandes latérales avaient un comportement complètement erratique.

Comme les servocommandes latérales gauche et droite sont fixées à des côtés opposés du plateau cyclique fixe, l'extension de l'une correspond à la rétraction de l'autre. En fonctionnement normal, les deux servocommandes latérales se déplacent suivant des valeurs et des vitesses identiques, mais en sens opposés, ce qui provoque l'inclinaison du disque dans le sens désiré, selon la position du cyclique. Dans le scénario voulant que les servocommandes réagissent à des vitesses différentes (indépendamment et ensemble), on peut concevoir qu'il est possible qu'il y ait eu une certaine interférence.

Comme on l'a mentionné précédemment, la vitesse d'extension de la servocommande latérale gauche était supérieure à celle de la servocommande latérale droite, et la servocommande latérale gauche présentait une fuite interne importante. Il semblerait possible que la servocommande gauche ait consommé davantage de liquide hydraulique emmagasiné sous pression en provenance de son accumulateur que la servocommande droite, et qu'elle ait vidé son accumulateur plus rapidement. De plus, la fuite interne importante aurait provoqué une réduction de la marge de décrochage de la servocommande gauche; dans certaines conditions; cela peut provoquer l'apparition prématurée du décrochage de la servocommande ou l'apparition du phénomène de transparence de la servocommande, et engendrer des charges élevées intempestives sur les commandes de vol.

La caractéristique de transparence des servocommandes de l'AS 350 sert à démontrer que, même avec un circuit hydraulique qui fonctionne normalement, des caractéristiques intempestives et intermittentes propres aux commandes de vol pourraient entraîner une perte de contrôle. Le pilote sentirait que ces problèmes avec les commandes « limiteraient la vitesse de déplacement », ce qui revient à dire que le cyclique, lorsqu'on le déplace rapidement, devient plus difficile à déplacer au-delà d'un certain point et qu'ensuite, la restriction disparaît en raison de la réduction simultanée de la vitesse de déplacement des commandes. Ce cycle de restriction-déplacement se répète tant que le pilote déplace le cyclique plus rapidement que ne peut réagir la servocommande. La limitation de la vitesse de déplacement comme telle ne devrait pas poser de difficultés de contrôle pendant une période prolongée, probablement quelques secondes et pas plus.

Il est important de remarquer qu'en cas de perte simultanée et totale de pression hydraulique dans les trois servocommandes du rotor principal, cette différence observée dans les vitesses d'extension ou de rétraction ne contribuerait plus à l'interférence induite, car les servocommandes ne seraient plus alimentées et la commande du disque repasserait en mode manuel. Cette situation ne survient qu'en deux cas distincts, selon la première éventualité : après la libération totale de la pression hydraulique vers les servocommandes et de la pression hydraulique des accumulateurs; ou à la suite de l'actionnement par le pilote du bouton HYD CUT OFF situé sur le collectif.

D'après les circonstances de l'accident et les événements rapportés, on peut affirmer qu'en l'absence de mauvais fonctionnement mécanique des commandes de vol, la pression du circuit hydraulique n'a pas chuté au-dessous du niveau de déclenchement des avertissements dans le poste de pilotage ou que les circuits d'avertissement présentaient un problème électrique.

Toute contribution des servocommandes au présent accident requiert qu'une, deux ou trois servocommandes aient été alimentées hydrauliquement au moins à la pression hydraulique minimale avant de passer en mode non assisté.

2.2.3 Accumulateurs des servocommandes

Les essais d'Eurocopter indiquent qu'il y a eu déplacement intempestif des servocommandes avec purge asymétrique de l'accumulateur de la servocommande latérale¹⁸. Il existe déjà beaucoup de renseignements qui montrent que l'hélicoptère présente des difficultés de contrôle en cas de purge inégale des accumulateurs, et le Canada ainsi que la France ont rendu obligatoires des modifications au circuit hydraulique. Ces modifications ont eu pour effet de permettre au pilote confronté à une panne de circuit hydraulique de couper le circuit hydraulique et de purger les accumulateurs simultanément, offrant ainsi une transition contrôlée vers le vol sans assistance hydraulique.

Si le temps de purge de la pression hydraulique de l'un des accumulateurs avait été très différent et rapide, la servocommande concernée aurait subi une baisse de pression hydraulique avant une servocommande connexe, et avant que le pilote n'actionne le bouton HYD CUT OFF. Cette situation aurait donné lieu aux mêmes caractéristiques asymétriques des commandes de vol, ainsi qu'aux difficultés connexes, que celles qui sont déjà indiquées dans les avis de navigabilité et les consignes de navigabilité consacrés à ce sujet. Il est important de noter que les essais au banc effectués sur les accumulateurs du C-GNMJ ont révélé que l'accumulateur de la servocommande latérale gauche était 1,7 fois plus rapide pour purger sa pression que celui de la servocommande latérale droite, et presque 2 fois plus rapide que l'accumulateur de la servocommande avant. On peut affirmer que, puisque le pilote n'a pas actionné le bouton HYD CUT OFF, la servocommande latérale gauche se serait vidée en premier, ce qui aurait probablement provoqué l'apparition de charges asymétriques sur les commandes de vol et causé des anomalies de contrôle du disque du rotor.

Une fois que la pression hydraulique à l'intérieur des accumulateurs des servocommandes du rotor principal est purgée de façon uniforme et que la pression du circuit hydraulique est purgée, les servocommandes passent en mode non assisté et les forces sur le rotor principal sont transférées aux commandes de vol avec les charges décrites précédemment. Cette situation est caractéristique de la conception et du fonctionnement prévu du circuit des commandes de vol.

C'est la transition entre le fonctionnement avec assistance hydraulique et celui sans assistance hydraulique qui semble être à l'origine du comportement irrégulier des servocommandes. Il se peut qu'une purge inégale des accumulateurs des servocommandes latérales ait contribué à l'apparition de charges asymétriques générées par les servocommandes latérales. De même que le phénomène de transparence des servocommandes décrit dans la partie précédente, il se peut qu'une telle purge ait occasionné pour le pilote des difficultés avec les commandes de vol ainsi qu'un comportement erratique du disque.

¹⁸ Avis de navigabilité D006 de Transports Canada (en date du 23 septembre 2003)

2.2.4 Contrôle à la suite du mauvais fonctionnement d'une servocommande

L'AS 350 B2 peut être contrôlé sans les servocommandes hydrauliques, mais pour cela le pilote doit fournir un effort musculaire considérable qu'il est difficile de mesurer avec précision. Lors d'un vol prolongé, l'effort requis peut dépasser la force physique ou l'endurance du pilote. Pour le pilote qui n'a pas reçu de formation sur les pannes hydrauliques conformément au RFM et qui n'est pas au courant des efforts que requiert le déplacement des commandes de vol à la suite d'une panne hydraulique ou qui n'a jamais été confronté à ces forces, l'importance des restrictions aux commandes peut ressembler à un grave problème de dysfonctionnement des commandes de vol, situation qui pourrait entraîner une perte de contrôle. De plus, la lettre de service 1648-29-03 d'Eurocopter intitulée « *Servo Transparency* » (transparence des servocommandes) mentionne que [Traduction] « les actions du pilote sur le cyclique et sur le collectif nécessaires pour contrer le déplacement des commandes résultant de la transparence des servocommandes peuvent donner au pilote qui n'est pas familier avec ce phénomène l'impression que les commandes sont bloquées ».

La politique de Transports Canada en matière de délivrance des licences concernant les qualifications de type (hélicoptère) procure une garantie convenable que tous les pilotes titulaires de la qualification de type AS 350 canadienne suivent une formation sur les pannes hydrauliques et passent des examens sur leurs capacités à piloter l'appareil. L'introduction, dans le RFM approuvé par Transports Canada, du SMV-7, prescrivant le contenu de la formation des pilotes pour le vol sans assistance hydraulique était appropriée et sensée, car elle a permis de dispenser une instruction uniforme et une exposition de grande valeur à une situation d'urgence que certains pilotes réussissent moins bien que d'autres à surmonter.

La CN F-2004-174 de la DGAC rend obligatoires les procédures que renferme le SMV-7 concernant la formation sur AS 350 B2 sans assistance hydraulique. Cependant, après leur formation initiale, certains pilotes d'AS 350 titulaires d'une licence canadienne ne reçoivent aucune autre formation sur les pannes hydrauliques et n'y sont pas exposés. L'absence d'exigence en matière de formation périodique pour ces pilotes peut se traduire par une perte inacceptable de familiarisation avec les procédures d'urgence ainsi que par une diminution de la sensibilisation aux mauvais fonctionnements du circuit hydraulique, aux manifestations inhabituelles sur l'AS 350 et aux forces sur les commandes exceptionnellement élevées qui en résultent. Ensemble, ces problèmes pourraient provoquer une perte de contrôle. L'Avis de navigabilité D006 de Transports Canada en date du 23 septembre 2003 indique que Transports Canada a jugé que le manque de formation au vol sans assistance hydraulique constituait un risque pour la sécurité aérienne du fait que les caractéristiques de manœuvrabilité de l'AS 350 diffèrent de façon assez importante de celles des hélicoptères similaires.

2.3 *Actions du pilote*

Pendant les événements qui ont précédé l'accident, le pilote du C-GNMJ n'a actionné ni le bouton HYD TEST situé sur la console centrale ni le bouton HYD CUT OFF situé sur le collectif. La position de ces deux boutons après le vol ainsi que le retentissement du klaxon au sol confirment que le pilote n'a actionné ni l'un ni l'autre de ces boutons en vol. Étant donné que la cause fondamentale de la perte de contrôle de l'hélicoptère est inconnue, il n'est pas possible d'établir si le fait d'actionner le bouton HYD CUT OFF aurait eu un effet correctif sur la situation. Si les accumulateurs se sont vidés de façon inégale, il se peut que le fait de désactiver le circuit hydraulique ait réduit les charges sur les commandes de vol auxquelles le pilote était confronté, à moins que le commutateur n'ait lui-même été défectueux. À noter que le pilote n'a reçu aucune des alertes conventionnelles de mauvais fonctionnement du circuit hydraulique, comme le retentissement du klaxon ou l'apparition du voyant d'avertissement HYD.

2.4 *Contamination du liquide hydraulique*

Le niveau de contamination par agents solides de l'un des échantillons de liquide hydraulique ainsi que de l'intérieur du filtre du régulateur était important, mais la source de contamination n'a pas été identifiée. On n'a décelé aucune trace de contamination en aval du filtre (dernier dispositif de protection du circuit), ce qui laisse croire que les contaminants n'avaient pu pénétrer dans le circuit des servocommandes. On ne peut cependant affirmer qu'aucune particule de débris n'est passée dans l'une des servocommandes, causant une limitation intermittente qui aurait précipité le mauvais fonctionnement des commandes, lequel aurait pu provoquer une interférence dans les servocommandes qui aurait entraîné les difficultés de contrôle décrites par le pilote.

2.5 *Circuit électrique*

2.5.1 *Généralités*

L'examen de l'hélicoptère a révélé que le circuit électrique présentait plusieurs anomalies qui auraient pu causer un comportement imprévisible du circuit hydraulique. Ces anomalies sont résumées dans les paragraphes qui suivent.

2.5.2 *Commutateur de coupure du circuit hydraulique monté sur le collectif*

Des analyses du Laboratoire technique du BST et plusieurs autres données techniques montrent que le commutateur HYD CUT OFF a une valeur nominale beaucoup trop faible pour l'usage qui en est fait sur l'AS 350. L'utilisation d'un commutateur de coupure ayant une valeur nominale trop faible peut notamment résulter en une surcharge électrique. Les symptômes physiques de la surcharge sont notamment : la production d'arcs électriques, la rupture des contacts du commutateur ainsi que les débris qui en résultent. Les effets à long terme sont entre autres le fonctionnement intermittent, la panne et la réduction de la longévité du commutateur.

La CN CF-2003-15R2 canadienne montre que si le commutateur HYD CUT OFF tombe subitement en panne durant un mauvais fonctionnement du circuit hydraulique, des forces de rétroaction anormales s'exerceront de nouveau ou continueront de s'exercer sur les commandes jusqu'à ce que tous les accumulateurs du rotor principal soient vides. De plus, dans certains cas, il se peut que ces forces demeurent anormales pendant toute la durée du vol. Il est clair qu'une telle situation n'est pas souhaitable et qu'elle pourrait entraîner une perte de contrôle lors d'une phase de vol critique.

La base de données des Rapports de difficultés en service (RDS) de Transports Canada contient plusieurs cas de remplacement de commutateurs, et des données sur les pièces recueillies auprès de fabricants confirment que ce commutateur en particulier a été remplacé à plusieurs reprises dans le parc aérien canadien, en raison d'un fonctionnement intermittent ou d'un arrêt de fonctionnement. On a trouvé des débris à l'intérieur du boîtier du commutateur du C-GNMJ, mais les piqûres et la perte des contacts étaient moins évidentes. De plus, plusieurs commutateurs de référence (des neufs et des usagers) étaient défectueux. Étant donné les antécédents de ce commutateur en matière de panne, la possibilité d'un fonctionnement intermittent du commutateur ne peut être écartée.

2.5.3 *Cartes de circuit imprimé*

L'examen de la console centrale de l'hélicoptère a révélé la présence de traces importantes de contamination sur les connecteurs de la carte de circuit imprimé delta 30 ainsi que des anomalies dans le revêtement conforme des cartes de circuit imprimé alpha 22 et alpha 30. Des particules métalliques provenant d'un sol riche en minéraux ont été décelées dans ces contaminants. Même si aucun signe d'arc électrique n'a été décelé sur les bornes exposées, la possibilité qu'il y ait eu production d'énergie électrique parasite ne peut être écartée. Comme cette carte raccorde certains des composants électriques des systèmes de commande et d'avertissement du circuit hydraulique, il se peut qu'une telle anomalie électrique ait contribué à un fonctionnement intermittent ou intempestif de l'un ou l'autre de ces systèmes.

2.5.4 *Commutateur de test hydraulique*

Bien que l'activation intempestive du commutateur de test hydraulique (bouton HYD TEST) ne constitue pas un facteur contributif à l'accident, il a été établi que l'activation intempestive de ce bouton avait été déterminante dans plusieurs autres accidents. Eurocopter a publié un Alert Service Bulletin (ASB) visant à installer un cache de protection pour éviter l'activation intempestive de ce bouton. Le BST estime qu'il s'agit là d'une mesure de précaution. Cependant, la nature de cet ASB ne garantit pas qu'on s'y conforme, car Transports Canada ne considère pas cet ASB comme une consigne obligatoire, même si le constructeur recommande de s'y conformer. En conséquence, les hélicoptères sur lesquels cette modification ne sera pas exécutée ne pourront pas bénéficier des avantages de sécurité que confère ce cache.

2.5.5 Klaxon d'alarme sonore de bas régime rotor

L'alarme sonore de bas régime rotor constitue un élément essentiel en matière de sécurité aérienne, et le klaxon installé sur l'AS 350 est un dispositif précieux et efficace, car cette alarme signale avec force au pilote une situation des commandes de vol qui peut se dégrader rapidement. Cependant, comme le klaxon de bas régime rotor de l'AS 350 sert également d'alarme de basse pression hydraulique (qui est une panne très différente), et comme la réaction requise de la part du pilote dans chacune de ces situations d'urgence est très différente, l'ambiguïté liée à ce klaxon constitue un risque pour la sécurité.

Des renseignements recueillis auprès de plusieurs exploitants canadiens d'hélicoptère AS 350 ont permis d'établir que la principale réaction au retentissement du klaxon en vol consiste à suivre le scénario de la perte de régime rotor. Il s'agit d'une pratique normale mais non souhaitable qui est due à une ambiguïté de conception. En pratique, une perte de pression hydraulique ne requiert pas une alarme sonore aussi puissante, et une autre alarme sonore de moindre envergure conviendrait.

2.6 Facteurs causals possibles

L'enquête n'a pas permis d'établir pourquoi le pilote n'avait pas pu reprendre le contrôle de l'hélicoptère. Le nombre de difficultés signalées concernant les commandes de l'hélicoptère AS 350, les caractéristiques de manœuvrabilité démontrées avec des commandes de vol sans assistance hydraulique et les anomalies décelées dans les circuits hydraulique et électrique du C-GNMJ ont permis d'isoler plusieurs facteurs émergents. Il se peut qu'une combinaison de ces anomalies ait causé un événement de courte durée qui a précipité la perte de contrôle.

Les anomalies et les effets suivants ont été identifiés :

- **commutateur HYD CUT OFF** : non fiable et présentant des signes de surcharge électrique et de mauvais fonctionnement;
- **connecteurs de la carte de circuit imprimé** : possibilité de court-circuit dû à de la contamination;
- **contamination du liquide hydraulique** : possibilité de blocage d'une ou de plusieurs servocommandes;
- **vitesse de déplacement et taux de fuite des servocommandes** : possibilité d'asymétrie des commandes de vol;
- **taux de purge des servocommandes** : fonctionnement asymétrique des commandes de vol.

2.7 *Sommaire*

Quoique l'enquête n'ait pas permis de confirmer la présence d'une chaîne spécifique d'événements comme facteur causal de la perte de contrôle, plusieurs anomalies ont été décelées qui, ensemble, ont pu constituer des facteurs déclencheurs. L'enquête n'a pas permis d'établir l'événement déclencheur, mais il reste que le pilote n'a pu reprendre le contrôle de l'hélicoptère pendant les événements qui ont mené à l'accident. Même si aucun facteur commun n'a permis d'identifier la cause de façon concluante, il a été démontré que l'AS 350 B2 a connu plusieurs incidents de perte de contrôle qui demeurent inexpliqués.

Dans certaines circonstances, les caractéristiques de réaction des servocommandes hydrauliques de l'hélicoptère AS 350 sont loin d'être anodines, et elles sont exacerbées par une combinaison de limites de tolérance de rendement du circuit hydraulique. Il est actuellement problématique de composer avec ces questions sur les hélicoptères anciens, et la meilleure solution, c'est encore que les pilotes soient correctement formés et entraînés au vol sans assistance hydraulique, et que les servocommandes hydrauliques soient entretenues conformément aux limites de tolérances spécifiées. La surveillance étroite des anomalies des commandes de vol de l'hélicoptère AS 350 qui sera exercée à l'avenir permettra de recueillir des informations complémentaires, ce qui pourrait conduire à une identification claire de la cause fondamentale de ces incidents de perte de contrôle.

3.0 *Conclusions*

3.1 *Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs*

1. Le pilote a été confronté à un mauvais fonctionnement des commandes de vol et n'a pu reprendre le contrôle de l'hélicoptère avant que l'appareil ne percute le sol. L'enquête n'a pas permis d'établir avec certitude la cause du mauvais fonctionnement, mais une perte de pression hydraulique semble être la cause la plus probable.

3.2 *Faits établis quant aux risques*

1. Le commutateur de coupure du circuit hydraulique (HYD CUT OFF) a une valeur électrique nominale inférieure à celle que nécessite son utilisation sur l'hélicoptère AS 350; en conséquence, il est exposé à une consommation en courant électrique supérieure à celle prévue au moment de sa conception, ce qui engendre un fonctionnement intermittent et une panne prématurée. Une panne du commutateur peut occasionner un mauvais fonctionnement du circuit hydraulique ou des dispositifs d'avertissement.
2. Les deux cartes de circuit imprimé (alpha 22 et alpha 30) qui se trouvaient à l'intérieur de la console centrale du poste de pilotage étaient contaminées par une accumulation de débris; cela peut provoquer un court-circuit électrique susceptible d'entraîner un mauvais fonctionnement du circuit hydraulique et de ses systèmes d'avertissement.
3. Les essais sur les servocommandes hydrauliques du rotor principal ont révélé des valeurs de vitesse d'extension et de rétraction ainsi que des débits de fuite interne du liquide hydraulique en dehors des tolérances, situation qui peut donner lieu à un fonctionnement asymétrique des servocommandes.
4. Le temps de purge de la pression hydraulique des accumulateurs des servocommandes latérales différait de façon importante, différence menant à un fonctionnement asymétrique des servocommandes.
5. Le bouton de test hydraulique (HYD TEST) est vulnérable à une activation intempestive et il a été démontré que l'activation intempestive de ce bouton en vol était susceptible de causer une perte de contrôle de l'hélicoptère. Le constructeur de l'hélicoptère a publié un bulletin de service à conformité volontaire recommandant l'installation d'un cache de protection pour éviter l'activation intempestive de ce bouton. Sans ce cache, le risque d'activation intempestive est toujours présent.
6. Le klaxon servant à alerter le pilote en cas de bas régime du rotor principal sert également à le prévenir d'une basse pression hydraulique, ce qui crée une ambiguïté et pourrait donner lieu à une action non appropriée à la situation réelle.

7. La contamination particulière importante décelée dans le liquide hydraulique constitue un risque évident de mauvais fonctionnement des servocommandes susceptible d'entraîner une perte de contrôle; l'enquête n'a pas révélé la source de la contamination.
8. L'AS 350 B2 peut être contrôlé sans les servocommandes hydrauliques, mais pour cela le pilote doit fournir un effort musculaire considérable qu'il est difficile de mesurer avec précision. Il se peut que l'effort requis dépasse la force physique ou l'endurance de certains pilotes.
9. L'absence d'exigence en matière de formation périodique sur l'AS 350 peut se traduire par une perte inacceptable de familiarisation avec les procédures d'urgence ainsi que par une diminution de la sensibilisation aux mauvais fonctionnements du circuit hydraulique et aux forces exceptionnellement élevées sur les commandes qui pourraient apparaître. Ensemble, ces problèmes pourraient provoquer une perte de contrôle.

4.0 *Mesures de sécurité*

4.1 *Mesures prises*

4.1.1 *Alarme sonore de bas régime rotor et de basse pression hydraulique*

Le 9 août 2006, le BST a émis l'Avis de sécurité aérienne A060031-1 qui suggérait à Transports Canada de s'intéresser au problème d'ambiguïté que constitue l'utilisation du même klaxon pour l'avertissement bas régime rotor et l'avertissement basse pression hydraulique sur l'AS 350 B2. Le 17 novembre 2006, Transports Canada a communiqué avec l'Agence européenne de la sécurité aérienne (AESA) pour lui demander de l'aider à déterminer des mesures correctives concernant le dispositif d'alarme sonore de bas régime rotor.

4.1.2 *Cache de protection du commutateur de test hydraulique sur les hélicoptères AS 350*

Le 25 septembre 2006, le BST a émis l'Avis de sécurité aérienne A060017-1 qui suggérait à Transports Canada d'évaluer les avantages de publier une consigne de navigabilité (CN) rendant obligatoire l'exécution du bulletin de service BS 67.00.32 sur les hélicoptères AS 350 immatriculés au Canada, le but étant de fournir une protection additionnelle pour éviter l'activation intempestive en vol du commutateur de test hydraulique (bouton HYD TEST).

4.2 *Mesures requises*

4.2.1 *Commutateur de coupure du circuit hydraulique à valeur électrique nominale trop faible*

Le commutateur de coupure du circuit hydraulique (bouton HYD CUT OFF) sur l'hélicoptère AS 350 B2 est un bouton à bascule sous cache à deux positions (ON et OFF) monté sur le collectif. Il est habituellement sur ON, ce qui permet l'alimentation des servocommandes lorsque le circuit hydraulique fonctionne correctement.

En cas de panne du circuit hydraulique, le pilote met le bouton HYD CUT OFF sur OFF. Cette procédure est conçue pour réduire rapidement à zéro la pression hydraulique et pour garantir que les pressions hydrauliques des accumulateurs soient rapidement réduites de façon symétrique. Une purge rapide et symétrique est nécessaire pour assurer un comportement constant des commandes de vol lors du passage du mode assisté au mode non assisté des commandes de vol. En cas de panne hydraulique, si le commutateur HYD CUT OFF ne fonctionne pas correctement, il se peut que l'alimentation des servocommandes soit coupée de façon asymétrique au moment de la purge des accumulateurs, phénomène qui risque de se traduire par l'apparition sur les commandes de vol de forces erratiques, susceptibles de devenir impossibles à gérer et qui pourraient entraîner une perte de contrôle. De plus, la CN CF-2003-15R2 de Transports Canada indique que si le commutateur HYD CUT OFF tombe en panne, des forces de rétroaction anormales peuvent, dans certains cas, continuer de s'exercer pendant toute la durée du vol.

Le commutateur HYD CUT OFF du C-GNMJ a été examiné et a fait l'objet d'essais au banc qui ont révélé qu'il était utilisable (rapport technique LP 036/2005 du BST). Cependant, une analyse des circuits (rapport technique LP 123/2005 du BST) a permis d'établir que ce commutateur (Honeywell, réf. 12TW1-3) commande une charge électrique inductive d'environ 4 ampères (A), alors qu'il est conçu pour subir une charge électrique inductive maximale de 2 A. De plus, la circulaire consultative AC 43.13-1B de la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis stipule qu'un commutateur devrait se voir imposer une réduction de sa valeur nominale (c'est-à-dire que sa capacité électrique nominale devrait être moindre) par rapport à ses caractéristiques de courant nominal lorsqu'il sert à commander un circuit inductif, car [Traduction] « l'énergie magnétique emmagasinée dans les bobines du solénoïde ou du relais qui est libérée lors de l'ouverture du commutateur de commande peut apparaître sous la forme d'un arc électrique ». Si l'on applique le facteur de réduction, la charge inductive maximale du commutateur 12TW1-3 est de 2,5 A. On peut donc considérer que le commutateur HYD CUT OFF de l'AS 350 a une valeur nominale trop faible, car la charge électrique de 4 A dépasse sa charge inductive maximale autorisée.

La situation actuelle est en partie due aux modifications apportées aux circuits électrique et hydraulique et qui ont augmenté d'environ 33 % la charge électrique inductive subie par le commutateur 12TW1-3 depuis sa certification. De plus, il est intéressant de remarquer que l'actionnement du commutateur HYD CUT OFF constitue une procédure d'urgence, alors que le fabricant de ce commutateur indique qu'on ne peut utiliser le commutateur 12TW1-3 comme [Traduction] « ...dispositif de sécurité ou d'arrêt d'urgence, ni dans aucune autre application... » où une panne pourrait se traduire par des lésions corporelles, et que [Traduction] « ...toute omission de se conformer à ces directives pourrait entraîner la mort ou des blessures graves ».

Lorsqu'un commutateur a une valeur nominale trop faible pour l'usage qui en est fait, il consomme trop de courant et on le considère surchargé électriquement. Cette situation peut accélérer le vieillissement du commutateur et provoquer une panne prématurée. Les antécédents de service du commutateur 12TW1-3 font état de plusieurs pannes et cas de fonctionnement intermittent ou incomplet.

Pendant l'enquête sur l'accident du C-GNMJ, un accident semblable est survenu aux États-Unis à un hélicoptère immatriculé au Canada. L'appareil s'est écrasé en raison de difficultés avec les commandes. Le 28 mai 2006, vers 15 h, heure normale de l'Est, l'AS 350 BA immatriculé C-GGLM a subi une perte de puissance hydraulique en vol et le pilote a effectué un atterrissage dur dans un champ près de Goshen dans l'État de New York aux États-Unis. L'hélicoptère a subi des dommages importants, mais les deux occupants de l'appareil n'ont pas été blessés. Le National Transportation Safety Board (NTSB) des États-Unis a ouvert une enquête sur cet accident (dossier NYC06LA121 du NTSB). Conjointement avec le NTSB, le Laboratoire technique du Bureau de la sécurité des transports du Canada a examiné le commutateur HYD CUT OFF monté sur le collectif du C-GGLM pour déterminer si l'actionnement de ce commutateur avait contribué à l'accident. L'examen effectué par le BST (rapport technique LP 095/2006 du BST) a révélé la présence de vices cachés sur le commutateur HYD CUT OFF du C-GGLM. Le BST a jugé que ce type de commutateur avait une valeur nominale trop faible pour l'usage qui en était fait. Le commutateur monté sur le collectif

de l'AS 350 BA diffère de celui installé sur l'AS 350 B2, mais son utilisation est identique. Il s'agit d'un bouton-poussoir à verrouillage de type NE-15 (réf. NE15FBAT11TFGNOIR) fabriqué par ITT Composants et Instruments.

Il existe environ 360 hélicoptères de la série AS 350 au Canada et 3000 dans le monde entier équipés soit d'un commutateur 12TW3-1, soit d'un commutateur NE-15. Même si ces commutateurs sont tous deux approuvés pour être utilisés comme commutateur de coupure du circuit hydraulique de l'hélicoptère AS 350, il se peut que leur valeur trop faible pour cet usage spécifique nuise à leur rendement en service et joue un rôle dans les incidents de perte de contrôle des hélicoptères AS 350. En conséquence, le Bureau recommande que :

l'Agence européenne de la sécurité aérienne, de concert avec les autres autorités de réglementation concernées et l'industrie, s'assure que le commutateur de coupure du circuit hydraulique (HYD CUT OFF) de l'hélicoptère AS 350 puisse supporter la charge électrique inductive du circuit.

A07-09

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 28 juin 2007.

Visitez le site Web du BST (www.bst.gc.ca) pour plus d'information sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.

Annexe A - Pertes de contrôle survenues à des hélicoptères AS 350

Novembre 1990 - Kahului à Hawaii aux États-Unis

L'AS 350 B immatriculé N350CB s'est écrasé après que le pilote qui circulait près du sol la nuit a actionné par mégarde le commutateur de test hydraulique (HYD TEST) au lieu de l'interrupteur des feux d'atterrissage situé près de ce dernier. Le pilote n'a pu empêcher l'hélicoptère de heurter le sol. (Rapport LAX91LA034 du National Transportation Safety Board [NTSB]).

Octobre 1991 - Scottsdale en Arizona aux États-Unis

L'AS 350 B immatriculé N9001S s'est écrasé alors que le pilote tentait d'atterrir dans le cadre d'une séance de formation sur les pannes hydrauliques. Le pilote et l'instructeur n'ont pu déplacer les commandes de vol et empêcher l'hélicoptère de heurter le sol. L'enquête n'a pas permis d'établir la cause de la perte de contrôle, mais a révélé qu'il s'agissait du deuxième événement de cette nature. (Rapport LAX92FA025 du NTSB).

Juillet 1993 - West Plains au Missouri aux États-Unis

Le pilote de l'AS 350 BA immatriculé N350BA a semblé perdre brusquement le contrôle de l'appareil alors qu'il tentait de se poser dans un champ. L'enquête n'a pas révélé la cause de la perte de contrôle. (Rapport CHI93FA249 du NTSB).

Octobre 1994 - Whitianga en Nouvelle-Zélande

L'AS 350 B immatriculé ZK-HZP s'est abîmé en mer après avoir subi un blocage de vérin hydraulique à basse altitude. Deux des six occupants ont été tués. Le blocage de vérin, aussi appelé transparence des servocommandes par Eurocopter, est une caractéristique connue de cette servocommande hydraulique. Le blocage de vérin survient lorsque l'hélicoptère effectue des manœuvres et que le rotor est chargé à un point tel que les servocommandes ne peuvent plus vaincre les forces aérodynamiques associées, ce qui se traduit par une rétroaction dans les commandes de vol qui peuvent devenir impossibles à gérer. L'enquête n'a révélé aucun signe de mauvais fonctionnement du circuit hydraulique ou des commandes de vol. (Rapport 94-022 de la Transport Accident Investigation Commission of New Zealand).

Mai 1995 - Tampa en Floride aux États-Unis

Le pilote de l'AS 350 B immatriculé N35AH a été confronté à un mauvais fonctionnement intermittent du circuit hydraulique qui a provoqué un verrouillage des commandes de vol. Le pilote n'a pu contrôler l'hélicoptère et s'est écrasé. L'enquête a permis de déceler une quantité appréciable de contaminants dans le circuit hydraulique. (Rapport MIA95LA131 du NTSB).

Décembre 1998 – San Angelo au Texas aux États-Unis

L'AS 350 BA immatriculé N911MV s'est retourné lors d'un atterrissage effectué par un instructeur qualifié qui venait de donner une séance de formation sur les pannes hydrauliques à un pilote titulaire d'une licence. Cet événement est caractéristique d'un braquage intempestif d'une servocommande hydraulique. Le pilote n'a pas pu empêcher l'hélicoptère d'effectuer un mouvement de roulis vers la gauche et de heurter le sol. L'enquête n'a pas révélé la cause de l'accident. (Rapport FTW99LA048 du NTSB).

Août 1999 – Islip dans l'État de New York aux États-Unis

L'AS 350 immatriculé N211PD avec un pilote et un instructeur qualifié à son bord s'est écrasé alors que l'appareil était en stationnaire dans le cadre d'une séance de formation sur les pannes hydrauliques. Le pilote a perdu le contrôle de l'hélicoptère, et les deux pilotes n'ont pu empêcher l'hélicoptère d'effectuer un mouvement de roulis vers la gauche et de heurter le sol. Les essais au banc effectués ultérieurement sur les servocommandes ont permis de déceler des anomalies de fonctionnement dans le cadre de plusieurs tests de spécification. (Rapport IAD99GA056 du NTSB).

Mars 2000 – Van Nuys en Californie aux États-Unis

L'AS 350 B immatriculé N500WC s'est écrasé alors que le pilote tentait d'effectuer un atterrissage à partir du vol stationnaire, à la suite d'une perte de pression hydraulique en vol. Le pilote a perdu le contrôle directionnel de l'appareil et n'a pu empêcher l'hélicoptère de heurter le sol. L'enquête a permis d'établir que le roulement et la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique s'étaient rompus et avait provoqué la panne hydraulique. Le rapport note également que la faible corpulence et le manque de force du pilote, ainsi que sa formation insuffisante aux situations d'urgence ont été des facteurs contributifs. (Rapport LAX00FA136 du NTSB).

Mai 2000 – Blanding dans l'Utah aux États-Unis

Pendant le vol en palier, l'AS 350 B immatriculé C-GPTT a amorcé un virage à gauche excessivement serré, a piqué du nez et a heurté le relief. De telles assiettes de vol sont caractéristiques d'une perte de contrôle. L'enquête a permis de déceler des signes indiquant que le moteur fonctionnait en dépassant les limites de température et de conclure que des manœuvres de vol brusques avaient causé la perte de contrôle. (Rapport DEN00FA084 du NTSB).

Mai 2000 – Mesa en Arizona aux États-Unis

L'AS 350 B2 immatriculé N851HW avec un pilote et un instructeur qualifié à bord s'est écrasé alors que le pilote tentait d'effectuer un atterrissage glissé dans le cadre d'une séance de formation sur les pannes hydrauliques. Le pilote a indiqué qu'il avait été confronté à de graves problèmes de cyclique immédiatement avant que l'hélicoptère ne touche le sol et que même si le commutateur de coupure du circuit hydraulique (HYD CUT OFF) situé sur le collectif avait été mis sur ON pour rétablir l'assistance hydraulique, le grippage avait persisté. L'enquête n'a pas révélé la cause technique de la perte de contrôle. (Rapport LAX00LA195 du NTSB).

Mai 2000 – Patterson en Louisiane aux États-Unis

Le pilote de l'AS 350 B2 immatriculé N350JG a été confronté à une panne mécanique du rotor de queue et il a exécuté la procédure en cas de panne du rotor de queue en vol. Il a notamment enfoncé le bouton HYD TEST et l'a maintenu ainsi pendant cinq secondes. Pour désactiver le klaxon, il a appuyé sur le bouton HORN qui est le bouton adjacent au bouton HYD TEST. Au toucher du sol, le pilote a perdu le contrôle de l'appareil, et l'hélicoptère s'est retourné. L'examen du poste de pilotage a permis d'établir que le bouton HYD TEST était toujours enfoncé, mais que le bouton HORN ne l'était pas. L'enquête a conclu que le pilote avait appuyé sur le bouton HYD TEST par mégarde au lieu d'appuyer sur le bouton HORN adjacent et que les accumulateurs s'étaient vidés de leur pression hydraulique juste au moment du toucher du sol. (Rapport FTW00LA153 du NTSB).

Janvier 2001 – Enniskillen en Irlande du Nord

Lors d'un vol dans des conditions météorologiques de vol à vue marginales, l'AS 350 B2 immatriculé G-OROZ a piqué du nez en virage à droite et a heurté le relief alors que le klaxon retentissait. Après l'accident, le bouton HYD TEST a été trouvé sur TEST. L'enquête a conclu que le pilote avait perdu le contrôle de l'hélicoptère parce qu'il avait été désorienté après avoir rencontré de mauvaises conditions météorologiques. L'enquête n'a pas établi pourquoi le klaxon retentissait ni pourquoi le bouton HYD TEST se trouvait sur TEST. (Rapport EW/C2001/1/2 de l'Air Accidents Investigation Branch).

Mai 2001 – Houston au Texas aux États-Unis

Le pilote de l'AS 350 B2 immatriculé N311TV a été confronté à une panne du circuit hydraulique alors qu'il se trouvait en approche d'une hélisurface à une hauteur de 20 pieds. L'hélicoptère a heurté le sol et s'est retourné. Le voyant d'avertissement hydraulique (HYD) s'est allumé, mais le klaxon n'a pas retenti. Après l'accident, le bouton HYD CUT OFF situé sur le collectif a été trouvé sur OFF, et son cache de protection était endommagé. L'enquête n'a révélé aucune anomalie mécanique de la pompe hydraulique ou du régulateur. L'enquête a conclu que le pilote avait actionné le bouton HYD CUT OFF par mégarde et qu'il avait perdu le contrôle de l'hélicoptère lors de l'approche. (Rapport FTW01LA121 du NTSB).

Octobre 2001 – Roswell au Nouveau-Mexique

Le pilote de l'AS 350 B2 immatriculé N111DT a été confronté à un verrouillage du cyclique alors qu'il se trouvait en vol stationnaire à une hauteur d'environ 200 pieds. L'hélicoptère est descendu et a heurté le sol. Deux des quatre occupants ont été tués. Le pilote a indiqué qu'il ne se rappelait aucun problème avec le collectif, que le klaxon n'avait pas retenti et que les voyants d'avertissement ne s'étaient pas allumés. L'enquête n'a pas permis d'établir la cause de l'accident. (Rapport FTW02FA017 du NTSB).

Avril 2002 – Valdez en Alaska aux États-Unis

Le pilote de l'AS 350 B2 immatriculé N917JT a été confronté à une panne du circuit hydraulique en croisière. Lors de l'atterrissage à partir du vol stationnaire, le pilote n'a pas pu garder le contrôle de l'appareil. L'hélicoptère a effectué un mouvement de roulis vers la gauche et a heurté le relief. L'enquête a permis d'établir que la courroie de la pompe hydraulique s'était rompue en vol, provoquant une perte de pression hydraulique. (Rapport ANC02FA029 du NTSB).

Septembre 2002 – Peach Springs en Arizona aux États-Unis

Le pilote de l'AS 350 BA immatriculé N357NT a été confronté à une panne du circuit hydraulique en croisière. À l'atterrissage, le pilote n'a pu garder le contrôle directionnel et a réduit les gaz. L'hélicoptère a fait un atterrissage dur, et les pales du rotor principal ont sectionné la poutre de queue. L'enquête n'a pas révélé la cause de la panne hydraulique. (Rapport LAX02FA281 du NTSB).

Janvier 2003 – Mekatina en Ontario au Canada

L'AS 350 B2 immatriculé C-GOGN s'est écrasé en approche d'une aire d'atterrissage à la suite d'un mauvais fonctionnement du circuit hydraulique, tuant ses quatre occupants. L'enquête a permis d'établir que la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique s'était rompue en vol, ce qui avait provoqué une perte de pression du circuit hydraulique, et que le pilote n'avait pas pu garder le contrôle de l'hélicoptère. Il est possible que le pilote ait été confronté à des forces sur les commandes de vol beaucoup trop fortes pour qu'il arrive à les surmoter et à reprendre le contrôle de l'appareil. (Rapport A03O0012 du BST).

Septembre 2003 – Grand Canyon en Arizona aux États-Unis

L'AS 350 BA immatriculé N270SH a heurté une paroi du canyon pendant la descente à l'intérieur du canyon, tuant les sept personnes à bord. Les informations préliminaires indiquent que, pour une raison qui n'a pas été déterminée, le pilote a modifié ou retardé son entrée et sa descente à l'intérieur du canyon. Les conditions météorologiques étaient favorables au vol à vue, et aucun défaut mécanique n'a été décelé. L'enquête du NTSB n'est pas terminée, et la cause de l'accident n'a pas encore été établie. (Dossier LAX03MA292 du NTSB).

Novembre 2003 – Mesa en Arizona aux États-Unis

Le pilote de l'AS 350 B3 immatriculé N820NA a été confronté à une panne du circuit hydraulique en vol et il s'est dérouté sur l'aéroport le plus proche. Pendant l'approche, l'hélicoptère a viré à gauche, mais le pilote n'a pu contrer le mouvement de lacet en agissant sur le palonnier droit. L'hélicoptère a touché le sol en tournant à gauche et s'est retourné. Après l'accident, le bouton HYD TEST a été trouvé sur TEST. L'enquête a conclu que le pilote avait activé le bouton HYD TEST par mégarde. (Rapport LAX04LA035 du NTSB).

Décembre 2003 – Houghton dans le Norfolk au Royaume-Uni

En vol stationnaire juste après le décollage, le pilote de l'AS 350 B immatriculé G-EJOC a été confronté à un durcissement rapide des commandes de vol. Le voyant d'avertissement hydraulique (HYD) s'est allumé, mais le klaxon ne s'est pas fait entendre. Le pilote a atterri avec difficulté. Le rotor de queue a touché des arbres et a été endommagé. L'enquête a révélé que le pilote avait probablement mis par mégarde le bouton HYD TEST sur TEST au lieu de mettre le bouton HORN sur ON après avoir effectué le test hydraulique avant vol. Il a ensuite décollé alors que le bouton HYD TEST était sur TEST et que le klaxon était sur OFF. (Rapport EW/G2003/12/10 de l'Air Accidents Investigation Branch).

Janvier 2004 – Attawapisk (Ontario) au Canada

Le pilote de l'AS 350 B immatriculé C-GDKD a été confronté à un grave problème de cyclique en vol vers l'avant, sans qu'il n'y ait perte de pression hydraulique ni avertissement ou indication à cet effet. Le pilote n'a pas été blessé et a réussi à se poser peu de temps après sans aucuns dommages. À la suite de l'accident, l'exploitant a procédé au remplacement des deux servocommandes latérales Dunlop. Le BST n'a pas mené d'enquête officielle sur cet incident, et comme il n'a pas procédé à un examen des servocommandes, il ne dispose d'aucun renseignement sur la fonctionnalité de ces commandes ni sur leur état. (Dossier A04O0015 du BST).

Mai 2004 – Brooklyn dans l'État de New York aux États-Unis

Alors qu'il tentait d'effectuer un stationnaire hors effet de sol à la suite d'une perte subite de pression hydraulique, le pilote de l'AS 350 BA immatriculé N4NY a perdu le contrôle de l'appareil. L'hélicoptère a subi d'importants changements d'assiette de vol intempestifs et s'est écrasé sur un toit. L'appareil a été détruit. Deux des trois occupants ont subi des blessures graves. L'enquête a établi que la courroie d'entraînement de la pompe hydraulique avait été installée à l'envers et s'était rompue, ce qui avait causé une perte de pression hydraulique des commandes de vol. Cette vérification mécanique a permis d'établir la cause de la perte d'assistance hydraulique, mais la cause de la perte de contrôle n'a pas été déterminée. Le pilote n'a pas identifié correctement la panne hydraulique, et il n'avait reçu aucune formation sur les pannes hydrauliques. (Rapport NYC04FA117 du NTSB).

Décembre 2004 – Apache Junction en Arizona aux États-Unis

Le pilote de l'AS 350 B3 immatriculé N971AE a perdu le contrôle de l'appareil en approche d'une aire d'atterrissage aménagée, et l'hélicoptère a heurté le relief. Les changements d'assiette de vol survenus juste avant l'impact sont caractéristiques d'une perte de contrôle. Un des occupants de l'appareil a été tué; les deux autres ont subi des blessures graves. Le NTSB poursuit son enquête. (Dossier LAX05FA053 du NTSB).

Mars 2005 – Mahdia au Guyana

Le pilote de l'AS 350 B3 immatriculé F-CJTU a été confronté à un mauvais fonctionnement du circuit hydraulique en vol vers l'avant. Il a été établi que le mauvais fonctionnement avait été causé par la rupture des cannelures de l'arbre d'entraînement de la pompe hydraulique. Lorsque la pompe s'est arrêtée, la pression hydraulique a chuté, le klaxon a retenti et le pilote a exécuté la procédure préconisée dans le manuel de vol du giravion (RFM). Le pilote a réussi à garder le contrôle de l'hélicoptère sans difficulté pendant toute la durée du vol sans assistance hydraulique, et il a fait un atterrissage glissé. L'événement n'a fait aucuns dommages ni aucune blessure. La réaction de l'hélicoptère et les forces sur les commandes signalées par le pilote étaient gérables et relativement semblables à celles auxquelles il avait été exposé lors de sa formation. (Cet événement n'a pas fait l'objet d'une enquête. À noter que le pilote du F-CJTU pilotait le C-GNMJ, l'hélicoptère accidenté qui fait l'objet du présent rapport).

Janvier 2006 – Port Hedland dans l'État de l'Australie-Occidentale en Australie

Le pilote de l'AS 350 B2 immatriculé VH-KVN effectuait une approche lorsque le klaxon a retenti et que le voyant d'avertissement hydraulique (HYD) s'est allumé. Le pilote a atterri sans autre incident et a fait descendre les deux passagers. L'inspection de l'hélicoptère et les discussions avec le personnel de maintenance de la compagnie n'ont pas permis de déceler la cause mécanique de l'activation du voyant et du klaxon. Le pilote a fait monter les passagers, a décollé et s'est mis en stationnaire. Il n'y a eu aucun signe de fonctionnement anormal ni de problème avec les commandes de vol, et le pilote est passé au vol vers l'avant. Quelques secondes après, le pilote a été confronté à un mouvement de lacet intempestif vers la gauche et à des forces latérales sur le cyclique qu'il n'a pu contrer. L'hélicoptère a heurté le sol alors qu'il était incliné à droite, et les occupants ont subi des blessures légères. La perte de pression hydraulique a été causée par la rupture des cannelures de l'arbre d'entraînement de la pompe hydraulique; la cause de la rupture n'a pas été recherchée. Le rapport ne mentionne pas la raison pour laquelle le pilote a poursuivi le vol après l'indication de la première anomalie hydraulique ni la cause de la perte de contrôle qui a suivi le décollage. (Rapport 200600039 de l'Australian Transport Safety Bureau).

Mai 2006 – Goshen dans l'État de New York aux États-Unis

Le pilote de l'AS 350 BA immatriculé C-GGLM a été confronté à une panne de pompe hydraulique en croisière. Il y a eu perte de pression hydraulique, et le pilote a exécuté la procédure d'urgence qui s'imposait en décidant de faire un atterrissage glissé dans un champ. En s'approchant du sol, le pilote a tenté de ralentir l'hélicoptère jusqu'à ce que l'appareil se trouve en quasi stationnaire, mais il n'a pu empêcher l'hélicoptère d'amorcer un virage. Il a jugé qu'il était confronté à un mauvais fonctionnement des commandes de vol et il a rapidement poussé le collectif vers le bas pour faire descendre l'hélicoptère. L'appareil a heurté violemment le sol et causé des dommages importants. L'accident n'a fait aucun blessé. L'enquête préliminaire du NTSB a permis d'établir qu'il y avait eu rupture d'une cannelure de la pompe hydraulique et d'un raccord. La cause de la perte de contrôle n'a pas été établie. (Rapport NYC06LA121 du NTSB).

Annexe B - Liste des rapports de laboratoire

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

LP 036/2005 - *Component Analysis* (Analyse de composants)

LP 123/2005 - *Examination of Switches* (Inspection de commutateurs)

LP 128/2005 - *Component Examination* (Examen de composants)

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

Annexe C - Sigles et abréviations

A	ampère
AC	<i>Advisory Circular</i> (circulaire consultative)
agl	au-dessus du sol
ASB	<i>Alert Service Bulletin</i> (bulletin de service alerte)
BS	Bulletin de service
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
c.a.	courant alternatif
c.c.	courant continu
CCP	contrôle compétence pilote
CN	consigne de navigabilité
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile (France)
ECF	Eurocopter France
ELT	radiobalise de repérage d'urgence
FAA	Federal Aviation Administration (États-Unis)
FAR	<i>Federal Aviation Regulations</i> (États-Unis)
HORN	klaxon
HYD	hydraulique
HYD TEST	test hydraulique
HYD CUT OFF	coupure du circuit hydraulique
kg	kilogramme
km/h	kilomètre par heure
lb	livre
mm/s	millimètre par seconde
NTSB	National Transportation Safety Board (États-Unis)
RAC	<i>Règlement de l'aviation canadien</i>
RFM	<i>rotorcraft flight manual</i> (manuel de vol du giravion)
SMV	supplément au manuel de vol
SMV-7	supplément au manuel de vol numéro 7
TEA	techniciens d'entretien d'aéronef
tr/minute	tours par minute
VFR	règles de vol à vue
VMC	conditions météorologiques de vol à vue
V _{NE}	vitesse à ne pas dépasser
°C	degré Celsius