



Bureau de la sécurité
des transports
du Canada

Transportation
Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A16P0045



Perte de maîtrise et collision avec le relief

Airbus Helicopters AS 350 FX2, C-FBLW

TRK Helicopters Ltd.

82 nm au NW de Smithers (Colombie-Britannique)

16 mars 2016

Bureau de la sécurité des transports du Canada
Place du Centre
200, promenade du Portage, 4^e étage
Gatineau QC K1A 1K8
819-994-3741
1-800-387-3557
www.bst.gc.ca
communications@bst.gc.ca

© Sa Majesté la Reine du chef du Canada, représentée par
le Bureau de la sécurité des transports du Canada, 2018

Rapport d'enquête aéronautique A16P0045

No de cat. TU3-5/16-0045F-PDF
ISBN 978-0-660-25909-3

Le présent rapport se trouve sur le site Web
du Bureau de la sécurité des transports du Canada
à l'adresse www.bst.gc.ca

This report is also available in English.

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le 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 A16P0045

Perte de maîtrise et collision avec le relief

Airbus Helicopters AS 350 FX2, C-FBLW

TRK Helicopters Ltd.

82 nm au NW de Smithers (Colombie-Britannique)

16 mars 2016

Résumé

Le 16 mars 2016, à 16 h 18, heure avancée du Pacifique, l'hélicoptère Airbus Helicopters AS 350 FX2 (immatriculé C-FBLW, numéro de série 2955) de TRK Helicopters Ltd. est parti du pied d'une piste de ski à environ 82 milles marins au nord-ouest de Smithers (Colombie-Britannique) pour effectuer un vol de jour selon les règles de vol à vue à destination du camp de base (situé à environ 7 milles marins au sud-sud-est de la piste de ski) avec le pilote et 6 passagers à bord. Environ 1 minute après le décollage, tandis qu'il volait à basse altitude, le pilote a amorcé une descente dans un ravin. Au cours de la descente, la vitesse anémométrique de l'hélicoptère a augmenté rapidement. Quelques instants plus tard, l'hélicoptère a brusquement roulé à droite, s'est cabré, puis a percuté le relief en pente abrupte couverte de neige. Il n'y a eu aucun blessé; les 7 occupants de l'aéronef ont pu sortir de l'hélicoptère. Ce dernier a été lourdement endommagé. Il n'y a pas eu d'incendie après impact, et la radiobalise de repérage d'urgence ne s'est pas déclenchée.

This report is also available in English.

Table des matières

1.0	Renseignements de base	1
1.1	Déroulement du vol.....	1
1.2	Tués et blessés	4
1.3	Dommmages à l'aéronef.....	4
1.4	Autres dommages.....	4
1.5	Renseignements sur le personnel.....	4
1.5.1	Généralités.....	4
1.5.2	Dossiers de formation.....	5
1.6	Renseignements sur l'aéronef.....	5
1.6.1	Généralités.....	5
1.6.2	Circuit hydraulique de l'AS 350.....	6
1.7	Renseignements météorologiques	11
1.8	Aides à la navigation.....	11
1.9	Communications	11
1.10	Renseignements sur l'aérodrome.....	11
1.11	Enregistreurs de bord	11
1.11.1	Enregistrements de bord et suivi des données de vol.....	12
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	16
1.12.1	Radiobalise de repérage d'urgence.....	17
1.12.2	Événements antérieurs mettant en cause des contacteurs d'inertie grippés.....	18
1.13	Renseignements médicaux et pathologiques.....	19
1.14	Incendie.....	19
1.15	Questions relatives à la survie des occupants.....	19
1.16	Essais et recherches.....	19
1.16.1	Rapports de laboratoire du BST.....	19
1.17	Renseignements sur les organismes et sur la gestion.....	19
1.17.1	TRK Helicopters Ltd.....	19
1.17.2	Surveillance de TRK Helicopters Ltd. par Transports Canada.....	20
1.18	Renseignements supplémentaires.....	20
1.19	Techniques d'enquête utiles ou efficaces.....	20
2.0	Analyse.....	21
2.1	Transparence des servocommandes	21
2.2	Contacteurs à inertie de la radiobalise de repérage d'urgence	22
2.3	Enregistrements de bord et suivi des données	22
3.0	Faits établis.....	24
3.1	Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs	24

3.2	Faits établis quant aux risques.....	24
4.0	Mesures de sécurité	25
4.1	Mesures de sécurité prises.....	25
4.1.1	TRK Helicopters Ltd.....	25
4.1.2	Airbus Helicopters.....	25
	Annexes.....	26
	Annexe A – Événements antérieurs impliquant la transparence des servocommandes des hélicoptères de la série AS 350.....	26
	Annexe B – Lettre-service n° 1648-29-03 d’Eurocopter	27
	Annexe C – Information du manuel de vol sur la transparence des servocommandes	29
	Annexe D – Bulletin de service SB E-01.8 d’ACK Technologies Inc.....	30
	Annexe E – Bulletin de service ELT 910 No. 2 de Narco Avionics Inc	31

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

Le 16 mars 2016, à 16 h 18¹, l'hélicoptère Airbus Helicopters² AS 350 FX2³ (immatriculé C-FBLW, numéro de série 2955) de TRK Helicopters Ltd. est parti du pied d'une piste de ski à environ 82 milles marins (nm) au nord-ouest de Smithers (Colombie-Britannique) pour effectuer un vol de jour selon les règles de vol à vue à destination du camp de base (situé à environ 7 nm au sud-sud-est de la piste de ski). Le pilote et 6 passagers (1 guide et 5 skieurs) se trouvaient à bord de l'hélicoptère. Le vol à l'étude devait être le dernier de la journée. On avait prévu de suivre la rivière Skeena pour retourner au camp de base. Le pilote avait suivi la même route plus tôt le même jour.

Après avoir décollé, le pilote a d'abord volé à 150 pieds au-dessus du sol, puis il est descendu très près de la cime des arbres à l'approche d'une petite ligne de crête. Lorsque l'hélicoptère a franchi la ligne de crête, le pilote l'a mis en piqué d'environ 20° et est descendu dans un ravin.

Au cours de cette manœuvre, environ 10 secondes avant l'impact, l'hélicoptère est rapidement passé d'une vitesse anémométrique de 120 à 132 nœuds (KIAS)⁴. Au même moment, la charge en vol verticale a diminué à environ 0g⁵, et le taux de descente de l'hélicoptère a dépassé 5000 pieds par minute⁶.

Tandis que l'hélicoptère approchait du relief ascendant sur l'autre versant du ravin, environ 3 secondes avant l'impact, le pilote a tiré le manche de pas cyclique vers l'arrière et tenté de virer vers la gauche pour éviter le relief devant lui. Toutefois, il n'est pas parvenu à déplacer le manche de pas cyclique vers la gauche. L'hélicoptère s'est cabré, et le rotor principal de l'hélicoptère s'est alors trouvé en surcharge aérodynamique et s'est emballé, ce qui a déclenché le klaxon de l'avertisseur de régime élevé du rotor principal de l'hélicoptère.

-
- 1 Les heures sont exprimées en heure avancée du Pacifique (temps universel coordonné moins 7 heures).
 - 2 Airbus Helicopters portait le nom Eurocopter jusqu'en 2014.
 - 3 L'hélicoptère en cause dans l'événement à l'étude est un AS 350 FX2, soit un AS 350 BA modifié en vertu d'un certificat de type supplémentaire. L'AS 350 FX2 est muni d'un moteur Honeywell LTS101-700D-2, a les mêmes masses brutes internes et externes que l'AS 350 BA, mais le surpasse sur les plans des marges d'exploitation, de la capacité de chargement et de la consommation de carburant.
 - 4 La vitesse anémométrique à ne jamais dépasser (V_{NE}) sur l'anémomètre du poste de pilotage était d'environ 145 nœuds pour l'altitude dans l'événement à l'étude.
 - 5 La mesure normale de la charge g sur un objet est le facteur de charge, exprimé sous forme de multiple de la force g (gravité), lequel correspond au rapport entre la force subie en raison de l'accélération et la force qui existerait si cet objet était au repos à la surface de la Terre.
 - 6 Le variomètre affichait un taux de descente maximal de 3000 pieds par minute. Un taux de descente verticale estimé de plus de 5000 pieds par minute a été établi à partir du système mondial de positionnement pour navigation satellite embarqué.

Après un roulis intempestif vers la droite, l'hélicoptère a amorcé un virage à droite en descente non contrôlé au terme duquel son cap avait changé d'environ 180° (figures 1 et 2).

Figure 1. Image fixe tirée d'un enregistrement vidéo réalisé durant le vol à l'étude, avec annotations du BST montrant la position de l'hélicoptère 10, 5 et 3 secondes avant l'impact, telle que vue du poste de pilotage

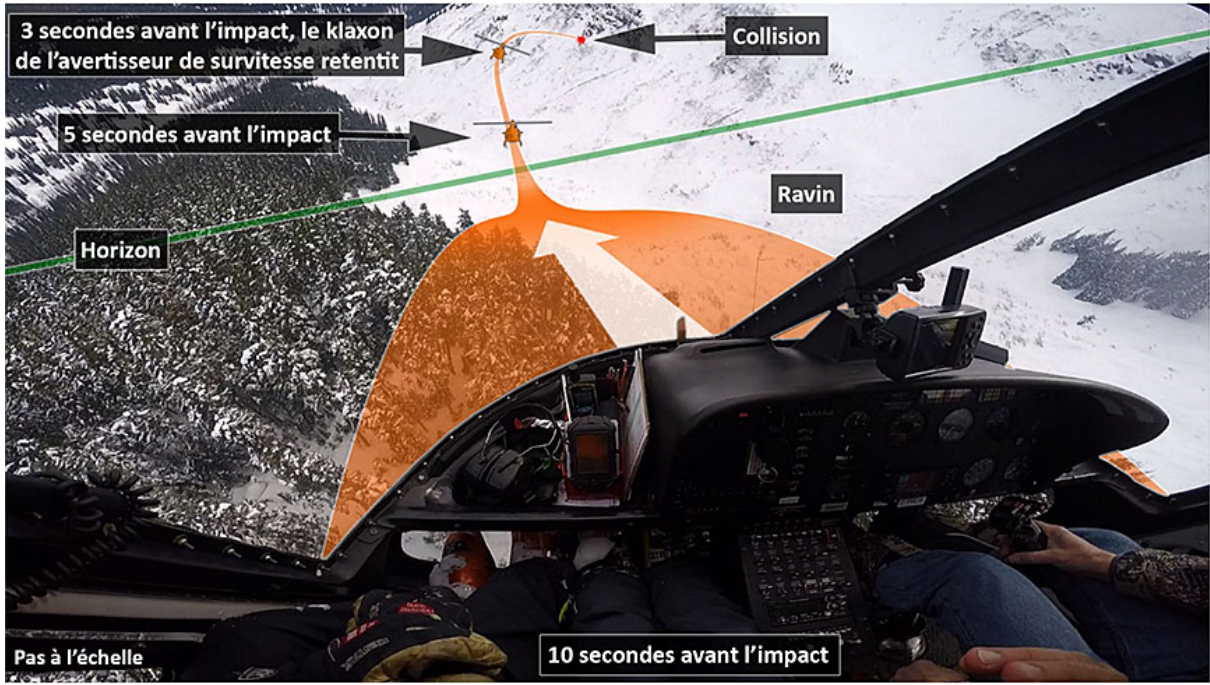
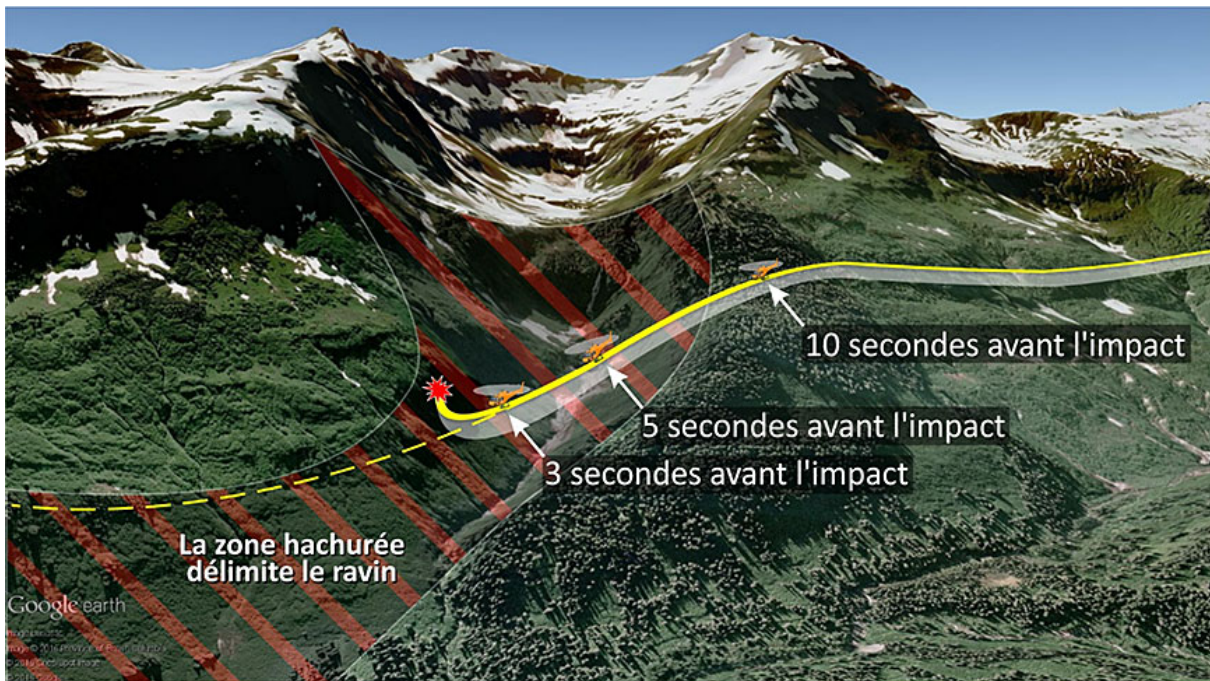


Figure 2. Position de l'hélicoptère 10, 5 et 3 secondes avant l'impact, telle que vue de l'extérieur (Source : Google Earth, avec annotations du BST)



Juste avant l'impact, le pilote a relevé le levier de collectif pour tenter de réduire le taux de descente de l'hélicoptère. L'hélicoptère était en assiette latérale droite lorsqu'il a heurté le versant enneigé du ravin, à une élévation de quelque 3100 pieds au-dessus du niveau de la mer, à environ 25 KIAS.

Les pales du rotor principal de l'hélicoptère ont creusé une tranchée dans le manteau neigeux à la gauche de l'aéronef et ont continué de tourner jusqu'à ce que le pilote arrête le moteur et actionne le frein rotor.

Il n'y a pas eu de blessés. Étant donné la forte pente descendante du côté droit de l'hélicoptère, les 7 occupants sont sortis par la gauche de l'hélicoptère après l'arrêt du rotor principal (figures 3 et 4).

Figure 3. Lieu de l'événement avec le C-FBLW vu de face
(Source : TRK Helicopters Ltd.)



Figure 4. Lieu de l'événement avec le C-FBLW vu de côté
(Source : TRK Helicopters Ltd.)



1.2 Tués et blessés

Tableau 1. Tués et blessés

	Équipage	Passagers	Autres	Total
Tués	0	0	-	0
Blessés graves	0	0	-	0
Légèrement blessés ou indemnes	1	6	-	7
Total	1	6	-	7

1.3 Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère a été lourdement endommagé.

1.4 Autres dommages

Sans objet.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Généralités

Tableau 2. Renseignements sur le personnel

Licence de pilote	Licences de pilote professionnel (CPL) – avion et hélicoptère
Date d'expiration du certificat médical	17 novembre 2015
Heures de vol total	14 000
Heures de vol sur type	600
Heures de vol au cours des 7 derniers jours	12,1

Les dossiers indiquent que le pilote avait la licence et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur. Le pilote était titulaire d'une licence de pilote professionnel d'hélicoptère et d'avions avec annotation pour avions terrestres multimoteurs et hydravions. Il avait accumulé plus de 14 000 heures de vol au total sur divers modèles d'avions et d'hélicoptères. Il avait également de l'expérience en tant que propriétaire d'une école de pilotage et en tant qu'instructeur de vol sur hélicoptère.

Depuis son embauche par TRK Helicopters Ltd., le pilote avait accumulé environ 600 heures de vol à bord d'hélicoptères de la série AS 350. Le pilote avait volé environ 12 heures au cours des 7 jours précédents, qui faisaient suite à une période de repos de 21 jours au cours de laquelle il n'avait pas volé. Rien n'indique que la fatigue a joué un rôle dans l'événement à l'étude.

1.5.2 Dossiers de formation

Les enquêteurs n'ont pas eu accès aux dossiers de formation détaillés du pilote. Le pilote avait toutefois suivi la formation initiale sur l'AS 350, y compris la formation au sol en 2013. Celle-ci comprenait une formation au sol (mais pas d'exercice en vol) sur la transparence des servocommandes hydrauliques de l'AS 350⁷.

En 2015, le constructeur a publié une procédure de vol pour utilisation par les organismes de formation agréés aux fins de démonstration du phénomène de transparence des servocommandes⁸. Ce document reprenait un contenu publié à l'origine dans un rapport du comité d'évaluation opérationnelle de 2012. Toutefois, aucune réglementation n'oblige l'élève à effectuer cet exercice pour mettre en pratique la procédure de rétablissement dans une situation réelle de transparence des servocommandes.

Le pilote avait complété sa dernière formation au pilotage le 20 mai 2015 sur l'hélicoptère Bell 206.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Généralités

Tableau 3. Renseignements sur l'aéronef

Constructeur	Airbus Helicopters
Type, modèle et immatriculation	AS 350 FX2, C-FBLW
Année de construction	1996
Numéro de série	2955
Date d'émission du certificat de navigabilité ou du permis de vol	14 mars 2014
Total d'heures de vol cellule	19 091,1 heures
Type de moteur (nombre)	Honeywell LTS 101-700D-2 (1)
Type de rotor	Semi-articulé, 3ripale
Masse maximale autorisée au décollage	4961 livres (2250 kg)
Type(s) de carburant recommandé(s)	Jet A
Type de carburant utilisé	Jet A

⁷ La transparence des servocommandes se produit lorsque, sous l'effet conjugué de divers facteurs, les forces aérodynamiques sur le rotor principal sont supérieures à la capacité du circuit hydraulique. Ce phénomène est expliqué plus en détail au sous-alinéa 1.6.2.2. La transparence des servocommandes est également désignée par les termes « réversibilité des servocommandes » ou « blocage du vérin ». Par souci d'uniformité, le présent rapport utilisera systématiquement le terme « transparence des servocommandes ».

⁸ Airbus Helicopters, EASA Operational Suitability Data (OSD) Flight Crew Data (FCD), Écureuil/Single Engine Family AS305B/D/B1/B2/BA/BB/B3 and EC130B4/T2, alinéa 8.9.2, révision normale 1, 2016.

Les dossiers indiquent que l'aéronef était certifié, équipé et entretenu conformément aux règlements en vigueur et aux procédures approuvées. L'hélicoptère ne présentait aucune anomalie connue avant le vol à l'étude et il était exploité dans les limites prescrites de masse et de centrage. Au moment de l'événement, la masse de l'hélicoptère était inférieure d'environ 139 livres à sa masse brute maximale de 4961 livres, et son centre de gravité était à la limite avant.

1.6.2 Circuit hydraulique de l'AS 350

1.6.2.1 Généralités

Afin de réduire la charge de travail du pilote, Airbus Helicopters utilise des commandes de vol assistées hydrauliquement sur l'hélicoptère AS 350. Dans des conditions d'exploitation normales (c.-à-d. dans le domaine de vol approuvé), le circuit hydraulique unique de l'AS 350, tel celui installé sur l'hélicoptère en cause dans l'événement à l'étude, est conçu pour [traduction] « appliquer une très faible charge sur les commandes de vol (manche de pas cyclique, levier de collectif et palonnier de rotor de queue)⁹ ». Pour obtenir ce résultat, on emploie [traduction] « des circuits hydrauliques irréversibles qui isolent le pilote des forces aérodynamiques du rotor principal au moyen de servocommandes¹⁰ ». Toutefois, la puissance hydraulique disponible maximale est limitée à dessein afin de protéger la cellule contre une surcharge en cas de dépassement du domaine de vol approuvé. En cas de défaillance hydraulique, le pilote est prévenu par un voyant rouge et une alarme sonore (klaxon)¹¹.

Airbus Helicopters offre un double circuit hydraulique comptant 2 pompes hydrauliques indépendantes en parallèle qui fournissent la pression aux servocommandes. Les servocommandes du système sont munies de capteurs de pression intégrés qui activent le voyant LIMIT lorsqu'une limite prédéterminée est atteinte pour éviter une surcharge du rotor principal.

Le double circuit hydraulique est offert en option sur le modèle AS 350 B3. Depuis 2009, cette option est installée sur tous les hélicoptères AS 350 B3 livrés en Amérique du Nord. Elle n'existe pas dans les circuits hydrauliques simples installés dans les AS 350 B2 ni dans l'AS 350 modifié en cause dans l'événement à l'étude. Un double circuit hydraulique s'installe difficilement en rattrapage sur les versions à circuit hydraulique simple de l'AS 350¹².

⁹ Eurocopter, *Flight Manual AS 350 BA*, article 7.7, Hydraulic System, paragraphe 1.0, General, p. 1.

¹⁰ Eurocopter, Lettre-Service No. 1648-29-03 (4 décembre 2003), Hydraulic Power System: Servo Transparency.

¹¹ Eurocopter, *Flight Manual AS 350 BA*, article 7.7, Hydraulic System, paragraphe 4.2, Hydraulic pressure loss, p. 7.

¹² Accident Investigation Board Norway, Report SL 2012/13, Report on air accident at Dalamot in Ullensvang, Hordaland County, Norway on 4 July 2011 with Eurocopter AS 350 B3, LN-OXC, operated by Airlift AS (Lillestrøm [Norvège] : novembre 2012).

1.6.2.2 *Transparence des servocommandes*

Selon Airbus Helicopters, le phénomène de transparence des servocommandes peut se produire [traduction] « lors d'une manœuvre excessive en dehors du domaine de vol approuvé d'un hélicoptère équipé d'un circuit hydraulique simple¹³ ». Le constructeur ne considère pas la transparence des servocommandes comme une défaillance du système, mais comme une limitation de tous les circuits hydrauliques simples. Contrairement à ce qui se passerait en cas de défaillance d'un circuit hydraulique, il n'y a aucun signal visuel ou sonore pour avertir le pilote que le circuit hydraulique approche de la transparence des servocommandes.

Le phénomène de transparence des servocommandes des hélicoptères de la série AS 350 a joué un rôle dans un certain nombre d'accidents (annexe A). Craignant que les exploitants et les pilotes ne comprennent mal le phénomène de transparence des servocommandes, Eurocopter a publié 2 lettres-service à titre de rappel sur le sujet le 4 décembre 2003. L'une de ces lettres-service (n° 1648-29-03) avait pour objet les hélicoptères de la série AS 350 (annexe B) et l'autre (n° 1649-29-03), les hélicoptères de la série Colibri (EC120B). En 2006, le contenu de la lettre n° 1648-29-03 a été incorporé au manuel de vol de l'AS 350 BA (annexe C). On ne sait pas si le contenu de la lettre-service ou de la section correspondante du manuel de vol a été abordé durant la formation initiale du pilote sur l'AS 350.

Le manuel de vol et la lettre-service relative aux hélicoptères de la série AS 350 signalent que la transparence des servocommandes est un phénomène qui [traduction] « apparaît graduellement et n'est pas dangereux, dans la mesure où le pilote le prévoit correctement en cas de manœuvres abruptes ou générant des charges excessives, par exemple un virage ou un cabrage avec un grand facteur de charge positif¹⁴ ». L'exécution de manœuvres excessives en dehors du domaine de vol approuvé augmente le risque de survenue de la transparence des servocommandes, tout comme les facteurs suivants :

- vitesse anémométrique élevée;
- forte sollicitation du levier collectif (c.-à-d. haute puissance ou couple élevé);
- masse brute élevée;
- facteurs de charges élevés;
- densité-altitude élevée (hausse de l'altitude, de la température ou de l'humidité)^{15,16}.

Comme l'explique la lettre-service, la transparence des servocommandes survient lorsque, sous l'effet conjugué des facteurs ci-dessus, les forces aérodynamiques sur le rotor principal sont supérieures aux forces de servocommande en sens opposé. Les forces aérodynamiques

¹³ Eurocopter, Lettre-Service No. 1648-29-03 (4 décembre 2003), Hydraulic Power System: Servo Transparency.

¹⁴ *Ibid.*

¹⁵ *Ibid.*

¹⁶ Federal Aviation Administration, Special Airworthiness Information Bulletin No. SW-04-35 (19 décembre 2003).

non compensées sont alors transmises aux commandes de pas cyclique et de collectif. La lettre-service explique que sur les hélicoptères du type AS 350 (rotor principal tournant en sens horaire lorsque vu du dessus), c'est la servocommande droite qui est soumise à la plus grande charge lors des manœuvres (pale reculante). Par conséquent, la transparence des servocommandes déplace le plateau cyclique vers l'arrière droit et la réduction du pas collectif. Cela entraîne l'hélicoptère dans un cabrage et un roulis vers la droite.

La mesure corrective nécessaire pour contrer ces signaux de commande (actionner la commande de pas cyclique vers la gauche) peut, si le pilote ne connaît pas bien le phénomène de transparence des servocommandes, donner l'impression que les commandes de vol sont bloquées alors qu'en fait, le pilote peut surmonter les forces de roulis. Tant que l'intensité des manœuvres ne sera pas réduite, l'aéronef continuera de cabrer et rouler vers la droite. L'intensité de la réaction excessive des commandes est proportionnelle à celle de la manœuvre. Bien que son apparition soit souvent soudaine et surprenante pour le pilote [traduction] « la transparence des servocommandes dure normalement moins de 2 secondes puisque la réaction de l'aéronef qu'elle provoque tend à atténuer les facteurs qui contribuent à l'intensité de la manœuvre et à l'apparition du phénomène¹⁷ ». Plus particulièrement, la baisse rapide de vitesse anémométrique provoquée par le cabrage, de pair avec l'abaissement du levier collectif, affaiblit les forces aérodynamiques qui mènent à la transparence des servocommandes.

La section sur les limitations du manuel de vol stipule que [traduction] « la poursuite des opérations en cas de transparence des servocommandes (où la force en retour est perçue dans les commandes) est interdite¹⁸ ». Selon le manuel de vol de l'AS 350 et les lettres-service, la première réaction du pilote pour juguler les forces en retour (c.-à-d. risque de transparence des servocommandes) devrait être de réduire immédiatement l'intensité de la manœuvre¹⁹. Le pilote devrait suivre le mouvement des commandes et laisser diminuer le pas collectif (en surveillant le régime du rotor principal à très petit pas) pour réduire la charge totale sur le rotor. Il doit aussi contrer doucement la tendance vers la droite du plateau cyclique pour éviter un brusque mouvement vers la gauche de ce dernier au moment du rétablissement de l'assistance hydraulique²⁰. Selon le manuel de vol, les pilotes doivent en outre [traduction] « en configuration de puissance maximale, réduire légèrement le pas collectif avant d'amorcer un virage, puisque cette manœuvre requiert davantage de puissance²¹ ».

¹⁷ Eurocopter, Lettre-Service No. 1648-29-03 (4 décembre 2003), Hydraulic Power System: Servo Transparency.

¹⁸ Eurocopter, *Flight Manual AS 350 BA*, article 2.1, Operating Limitations, paragraphe 7.3, Manoeuvring limitations, p. 3.

¹⁹ *Ibid.*, article 4.1, Normal Procedures, paragraphe 7.2, Maneuvers – Load factors – Servo-control transparency, p. 7.

²⁰ *Ibid.*

²¹ *Ibid.*

La lettre-service n° 1648-29-03 conclut [traduction] :

Une discipline aéronautique de base, consistant à éviter de combiner haute vitesse, forte masse brute, densité-altitude élevée et manœuvres brusques excédant le domaine de vol approuvé de l'aéronef, devrait permettre de prévenir l'apparition de ce phénomène. [Le fait qu'il] s'agisse d'une règle de base indique qu'il est particulièrement inapproprié d'effectuer des manœuvres qui atteignent ou dépassent simultanément plus d'une limitation de l'aéronef²².

En 1985, le constructeur a effectué des essais en vol dans le but d'explorer les situations où la transparence des servocommandes survient. Une série de graphiques a été créée à partir de ces données. Ainsi, il est possible de prévoir les valeurs de facteur de charge déclenchant la transparence des servocommandes en fonction de la masse, de la densité-altitude et de la vitesse²³. Ces données ont été consignées dans le rapport d'essais en vol aux fins de certification H/EV 17.530.

De plus, le constructeur avait précédemment fait savoir que la transparence des servocommandes ne peut apparaître lorsque le couple est inférieur à 50 % et qu'il est très peu probable qu'elle survienne à une vitesse inférieure à 100 nœuds. Elle peut toutefois survenir à un facteur de charge d'à peine 1,5g, selon la masse et la vitesse de l'aéronef et les conditions atmosphériques²⁴. Le manuel ne contient pas cette information, pas plus qu'il ne mentionne les paramètres des combinaisons des valeurs des facteurs mentionnés plus haut et la façon dont ces combinaisons peuvent contribuer à l'apparition du phénomène.

Dans le but de cerner les problèmes systémiques relatifs aux directives mises à la disposition des exploitants et des pilotes, l'enquête du BST s'est penchée sur les consignes fournies pour différentes situations où la transparence des servocommandes est susceptible de se produire. Les situations analysées incluaient un cabrage dans l'axe, comme dans l'événement à l'étude, ainsi qu'un cabrage avec roulis à gauche ou à droite. Il a été établi antérieurement que la transparence des servocommandes, lorsqu'elle survient au cours d'un virage à gauche, est essentiellement autocorrectrice, comme l'explique le manuel de vol. Puisque l'hélicoptère a tendance à rouler vers la droite en situation de transparence des servocommandes, il y a un risque accru que le virage vers la droite soit plus prononcé lorsque l'hélicoptère se dirige droit devant ou vire à droite. La transparence des servocommandes présente un risque particulièrement élevé lorsqu'elle survient dans un virage à droite à faible altitude, puisqu'elle amplifie le roulis à droite tout en réduisant le pas collectif.

²² Eurocopter, Lettre-Service No. 1648-29-03 (4 décembre 2003), Hydraulic Power System: Servo Transparency.

²³ U.S. National Transportation Safety Board, Aviation Accident Final Report LAX05FA053 (Washington [DC]: 20 septembre 2007).

²⁴ Rapport d'enquête aéronautique A07W0138 du BST

Selon l'Accident Investigation Board Norway (AIBN), le contenu du manuel de vol est [traduction] :

biaisé et incomplet. En effet, le manuel n'indique nulle part que le phénomène ne se corrige pas de lui-même lors d'un virage à droite. La description du phénomène ne comprend aucune mise en garde sur la possibilité d'aggravation de la situation à faible altitude²⁵.

Par conséquent, l'AIBN a émis la recommandation suivante [traduction] :

L'Accident Investigation Board Norway (AIBN) recommande que l'AESA [Agence européenne de la sécurité aérienne] : oblige le détenteur du certificat de type, Eurocopter, à émettre une mise en garde sur le danger particulier inhérent à la transparence des servocommandes lorsqu'elle survient dans un virage à droite; que cette mise en garde soit de préférence, toujours incluse dans le manuel de vol des modèles d'hélicoptère en question²⁶.

Une recommandation similaire a été formulée par l'Air Accidents Investigation Branch (AAIB) du Royaume-Uni en avril 2009 comme suite de l'enquête sur un accident d'AS 350 survenu lors de manœuvres à haute vitesse et à faible altitude [traduction] :

Il est recommandé qu'Eurocopter : révise ses renseignements opérationnels et conseils à propos du phénomène de transparence des servocommandes; ajoute dans les manuels de vol pertinents un avertissement indiquant que le roulis intempestif à droite et l'autocabrage que peut subir un aéronef au cours d'un virage à droite pourraient le faire dévier considérablement de la trajectoire de vol prévue, ce qui pourrait s'avérer dangereux si l'aéronef se trouve à proximité du relief ou d'obstacles²⁷.

Dans sa réponse à l'AAIB, Airbus Helicopters (qui s'appelait alors Eurocopter) a contesté cette recommandation, sous prétexte que [traduction] « la présentation du phénomène de transparence des servocommandes dans le manuel de vol est suffisamment explicite²⁸ ». Le constructeur a également fait savoir qu'il était en désaccord avec la mise en garde proposée par la recommandation 2008-067²⁹.

Le constructeur n'a donc pris aucune mesure pour donner suite aux recommandations de sécurité de l'AIBN et de l'AAIB.

En plus des lettre-services de 2003 d'Eurocopter, la Federal Aviation Administration (FAA) a publié la consigne de navigabilité spéciale (Special Airworthiness Bulletin [SAIB]) SW-04-35

²⁵ Accident Investigation Board Norway, Report SL 2010/01, Report on air accident on 11 May 2005 at Kolsås In Bærum, Akershus, Norway involving Eurocopter AS 350 B3 Écureuil, LN-OPY, operated by Airlift AS (Lillestrøm [Norvège] : janvier 2010).

²⁶ Accident Investigation Board Norway, recommandation de sécurité SL 2012/09T.

²⁷ Air Accidents Investigations Branch du Royaume-Uni, recommandation de sécurité 2008-067.

²⁸ Air Accidents Investigations Branch du Royaume-Uni, *Annual Safety Report 2012* (décembre 2012), p. 111.

²⁹ *Ibid.*

le 19 décembre 2003. La SAIB SW-04-35 mentionnait les lettres-service n° 1648-29-03 et n° 1649-29-03 d'Eurocopter et indiquait qu'il se pourrait que certains exploitants et pilotes ne comprennent pas la transparence des servocommandes. Cette SAIB reprenait la majeure partie du contenu de la lettre-service n° 1648-29-03 d'Eurocopter.

Le 14 mai 2007, la Civil Aviation Safety Authority de l'Australie a émis la consigne de navigabilité 27-008, édition 1, intitulée Eurocopter Flight Control Servo Transparency, qui réitérait le contenu de la SAIB SW-04-35 de la FAA.

L'enquête a permis d'établir que le pilote en cause dans l'événement à l'étude ne savait pas que la transparence des servocommandes pouvait survenir à une vitesse inférieure à la vitesse à ne jamais dépasser (V_{NE}). Le pilote avait eu à composer antérieurement avec un raidissement momentané des commandes, mais tenait pour acquis que l'hélicoptère devait demeurer manœuvrable tant que la vitesse ne dépassait pas V_{NE} pour se conformer aux exigences de certification. Le pilote ne comprenait pas bien comment les autres facteurs pouvaient contribuer à la survenue de la transparence des servocommandes, même à des vitesses inférieures à V_{NE} .

1.7 Renseignements météorologiques

Au moment de l'événement, les conditions météorologiques étaient les suivantes : nuages fragmentés, pas de précipitations, température d'environ -5°C et vents légers. L'enquête a déterminé que la densité-altitude était d'environ 1000 pieds au moment de l'événement.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Communications

Sans objet.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11 Enregistreurs de bord

L'hélicoptère n'était pas muni d'un enregistreur des données de vol ni d'un enregistreur de conversations de poste de pilotage, et la réglementation en vigueur ne l'exigeait pas.

L'hélicoptère était muni d'un système mondial de positionnement pour navigation satellite (GPS) Garmin GPSMAP 296 capable d'enregistrer des données. Les données du GPS ont été téléchargées au Laboratoire d'ingénierie du BST. À l'aide de ces données GPS, on a

déterminé qu'une accélération verticale de 1,5g à 1,8g a été commandée 3 secondes avant l'impact, lorsque le pilote a tenté d'éviter le relief sur l'autre versant du ravin.

L'hélicoptère était muni d'un système de suivi de vol par satellite SkyTrac DSAT-300, qui permet des comptes rendus automatiques de position.

1.11.1 Enregistrements de bord et suivi des données de vol

Le vol en cause a été documenté au moyen de 2 enregistrements vidéos personnels. Ces 2 vidéos ont permis de déterminer que la vitesse indiquée était nettement inférieure à la vitesse anémométrique réelle pendant la majeure partie du vol³⁰.

Au cours de la phase de croisière initiale du vol, la vitesse indiquée était constante à environ 55 nœuds, soit jusqu'à 60 nœuds de moins que la vitesse anémométrique estimée d'après les données GPS. Après une courte période, tandis que l'hélicoptère était stable en croisière, la vitesse indiquée a brusquement augmenté à environ 75 nœuds, soit jusqu'à 35 nœuds de moins que la valeur estimée à partir des données GPS. Lorsque le pilote a amorcé la descente dans le ravin, la vitesse indiquée a d'abord augmenté rapidement à 100 nœuds, puis à environ 135 nœuds, se rapprochant ainsi de la valeur estimée à partir des données GPS. L'écart entre les valeurs de vitesse était probablement dû à un blocage du circuit anémométrique causé par la neige.

³⁰ La vitesse anémométrique estimée a été calculée à partir des données de vitesse sol et des valeurs de vitesse verticale, de vents calmes et des conditions ambiantes locales.

Un sommaire détaillé des données des instruments de vol pour les 20 dernières secondes du vol est fourni ci-dessous.

Tableau 1. Données des instruments de vol tirées des vidéos tournées en vol

Secondes avant l'impact	Couple (%)	Rotor (tr/min)	Vitesse aném. (nœuds)	Vitesse GPS (nœuds)	Roulis (degrés)	Assiette en tangage (degrés)	Altimètre (pieds)	Descente (pi/min)
20	81	385	72	112	NV*	NV	3600	0
18	81	385	71	112	20D**	-4	3600	0
16	80	385	75	113	20D	-4	3600	0
14	80	390	75	113	20D	-5	3600	0
13	80	390	92	114	20D	-5	3600	-300
12	80	390	98	115	20D	-5	3600	-500
10	69	390	102	118	20D	-20	3600	-700
9	64	390	115	119	10D	-23	3500	-1000
8	64	390	130	120	5D	-25	3400	-1400
7	72	385	130	124	5D	-22	3300	-2300
6	79	385	132	130	10D	-19	3250	-3000
5	80	385	132	137	10D	-10	3100	-3000
4	66	390	132	141	10D	-10	3000	-3000
3	50	390	130	141	30D	NV	NV	NV
2	NV	NV	NV	NV	NV	NV	NV	NV
1	12	370	98	NV	30D	NV	NV	-3000

* NV : non visible

** D : droite

L'enquête a établi que le pilote dans l'événement à l'étude avait déjà remarqué des anomalies dans les vitesses anémométriques, similaires à celles consignées plus haut, après un atterrissage dans la neige, comme lors du vol à l'étude. L'expérience avait appris au pilote que la vitesse anémométrique reviendrait à la normale au bout de quelques minutes, l'anomalie étant possiblement due à une accumulation temporaire de neige dans la prise de pression statique sous l'hélicoptère.

Les 2 vidéos réalisées en vol ne peuvent être considérées comme des enregistrements de bord en bonne et due forme tels que définis par la *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports*, pour le secteur aéronautique :

tout ou partie soit des enregistrements des communications orales reçues par le poste de pilotage d'un aéronef [...], ou en provenant, soit des enregistrements vidéo des activités du personnel assurant le fonctionnement des aéronefs [...] qui sont effectués à ces endroits à l'aide du matériel

d'enregistrement auquel le personnel n'a pas accès. Y sont assimilés la transcription ou le résumé substantiel de ces enregistrements.³¹

Ces vidéos ont toutefois fourni des renseignements vitaux pour l'analyse du vol en cause.

En 2013, à l'issue de son enquête sur un incident de perte de maîtrise et de désintégration en vol survenu en mars 2011 au nord-est de Mayo (Yukon)³², le BST a constaté que l'absence de données enregistrées et d'enregistrements de conversations dans le poste de pilotage dans le cadre d'une enquête pourrait empêcher la détermination et la communication de lacunes au chapitre de la sécurité et ainsi l'amélioration de la sécurité des transports.

Dans le préambule à sa recommandation, le Bureau affirmait que

Compte tenu des statistiques combinées sur les accidents impliquant les exploitations des sous-parties 702, 703 et 704 du RAC [*Règlement de l'aviation canadien*], il existe des arguments convaincants pour que l'industrie et l'organisme de réglementation déterminent les dangers et gèrent les risques inhérents à ces exploitations de façon proactive. Afin d'assurer une gestion efficace du risque, il faut savoir pourquoi les incidents se produisent et quelles pourraient être les lacunes de sécurité qui y ont contribué. En outre, une surveillance régulière des activités normales peut aider ces exploitants à améliorer leur efficacité opérationnelle et à déceler les lacunes de sécurité avant qu'elles ne causent un accident. Si un accident venait à se produire, les enregistrements de systèmes d'enregistrement des données de vol légers fourniraient des renseignements utiles pour permettre de mieux déterminer les lacunes de sécurité dans le cadre de l'enquête.

Le Bureau reconnaît qu'il faudrait régler certains enjeux pour faciliter l'utilisation réelle des enregistrements provenant des enregistreurs des données de vol légers, notamment l'intégration de cet équipement dans un aéronef, à la gestion des ressources humaines et aux enjeux d'ordre juridique, comme la restriction concernant l'utilisation d'enregistrements des conversations et vidéo dans le poste de pilotage.

Néanmoins, compte tenu de ce que cette technologie combinée à la surveillance des données de vol (FDM) offre comme possibilités d'améliorer considérablement la sécurité, le Bureau croit qu'aucun effort ne doit être épargné pour surmonter ces obstacles. En conséquence, le Bureau a recommandé que :

le ministère des Transports, en collaboration avec l'industrie, élimine les obstacles et élabore des pratiques recommandées en ce qui a trait à la mise en œuvre du suivi des données de vol et à l'installation de systèmes d'enregistrement des données de vol légers par les exploitants commerciaux qui ne sont pas actuellement tenus de munir leurs aéronefs de ces systèmes.

Recommandation A13-01 du BST

³¹ Gouvernement du Canada, *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports* (L.C. 1989, ch. 3, dernière modification le 7 février 2015), paragraphe 28(1).

³² Rapport d'enquête aéronautique A11W0048 du BST.

TC a pris les mesures suivantes pour remédier à la lacune de sécurité qui a donné lieu à la recommandation A13-01, ayant pour objet l'installation de systèmes d'enregistrement des données de vol légers par des exploitants commerciaux qui ne sont pas actuellement tenus d'utiliser ces systèmes :

- En 2013, après avoir réalisé une évaluation des risques visant à étudier d'autres méthodes de FDM, TC a fait savoir au BST qu'il appuyait la recommandation A13-01. En 2015, TC a avisé le BST de son intention de revoir cette évaluation des risques.
- En 2013, TC a fait savoir au BST qu'il allait rédiger une circulaire d'information pour décrire les pratiques recommandées concernant les programmes de suivi des données de vol.
- En 2013, TC a fait savoir au BST qu'il allait incorporer son analyse et son étude de la recommandation A13-01 à son évaluation des enregistreurs de conversations de poste de pilotage et des enregistreurs de données de vol, qui devait débiter au cours de l'année 2014-2015.
- En 2014, TC a fait savoir au BST qu'il allait étudier la possibilité d'ajouter les principes du suivi des données de vol à ses initiatives ou amendements réglementaires à venir.
- En 2015, TC a fait savoir au BST qu'il allait rédiger un document de travail comprenant des renseignements factuels sur le FDM, ainsi que les avantages, les coûts et les défis liés à son utilisation.

Cependant, en raison d'autres engagements, TC n'a entrepris aucune mesure pour concrétiser ses intentions.

En février 2018, TC a organisé un groupe de discussion composé d'intervenants du secteur afin d'évaluer les défis et les avantages de l'installation d'enregistreurs de données de vol légers par les exploitants qui ne sont pas actuellement tenus de munir leurs aéronefs de ces systèmes.

Cependant, d'ici à ce que ce groupe de discussion formule des conclusions quant aux défis et aux avantages de l'installation d'enregistreurs de données de vol légers dans les aéronefs qui ne sont pas tenus d'en avoir à l'heure actuelle et que TC indique au BST le plan d'action découlant de ces conclusions, on ignore quand et comment la lacune de sécurité soulevée par la recommandation A13-01 sera corrigée. Le Bureau juge préoccupant que très peu de mesures concrètes aient été prises pour mettre la recommandation A13-01 en pratique. Le Bureau estime que cela causera d'importants retards, comme dans le cas de nombreuses autres recommandations.

Par conséquent, à l'égard de la réponse à la recommandation A13-01, le Bureau estime que son **évaluation est impossible**.

Les avantages des enregistreurs légers ont aussi été soulignés par l'AIBN, qui estime qu'ils constituent [traduction] « une avancée majeure susceptible de répondre dans une large

mesure aux besoins des autorités d'enquête sur les accidents³³ ». Après son enquête sur un accident d'AS 350 B3, l'AIBN a formulé la recommandation SL 2012/10T [traduction] :

L'Accident Investigation Board Norway (AIBN) recommande que l'AESA étudie la possibilité d'exiger l'installation d'enregistreurs de données de vol sur plus d'aéronefs que ce que la réglementation actuelle stipule³⁴.

Le 3 avril 2017, en réponse à 12 recommandations de sécurité émises par 7 autorités d'enquête sur les accidents, l'AESA a publié l'Avis de proposition de modification 2017-03 : In-flight recording for light aircraft. Cet avis propose de rendre obligatoires les enregistreurs de données de vol légers pour certaines catégories d'avions et d'hélicoptères légers en service commercial. L'avis propose également de promouvoir l'installation volontaire d'un tel dispositif dans tous les autres avions et hélicoptères légers ainsi que dans toutes les montgolfières.

En octobre 2017, ce NPA en était à la phase de consultation, et une décision est attendue au dernier trimestre de 2018³⁵.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

L'enquête n'a révélé aucune défectuosité préexistante; on a déterminé que tous les dommages avaient été causés par la collision avec le versant du ravin, de même que toutes les déformations et ruptures. Les forces d'impact ont été atténuées par l'épais manteau neigeux, l'écartement et la déformation des patins d'atterrissage, et la déformation des sièges. La poutre de queue était gauchie et pliée à son point de jonction avec l'arrière de la cellule. Le dessous de l'hélicoptère avait été écrasé et déformé par l'impact avec la neige. Le système de rotor principal et de transmission était entré en contact avec le versant du ravin; les 3 pales étaient légèrement rayées et pliées, et le bord de fuite de 2 d'entre elles s'était fendu sous l'effet des forces de compression. Il était possible de faire tourner tous les composants d'entraînement manuellement. Le moteur a continué de fonctionner tout au long du vol et au sol après l'impact; le système de surveillance EMS d'Aerodyne a enregistré un surcouple au moment de la collision. Les composants du circuit hydraulique de commande de vol ont été retirés pour être soumis à une analyse plus poussée.

Des vérifications de continuité et d'intégrité de tous les composants du circuit hydraulique, réalisées dans les installations du fabricant en Angleterre et en France, ont déterminé que ceux-ci étaient à l'intérieur des tolérances de service.

³³ Accident Investigation Board Norway, Report SL 2012/13, Report on air accident at Dalamot in Ullensvang, Hordaland County, Norway on 4 July 2011 with Eurocopter AS 350 B3, LN-OXC, operated by Airlift AS (Lillestrøm [Norvège] : novembre 2012).

³⁴ *Ibid.*

³⁵ European Aviation Safety Agency, Notice of Proposed Amendment 2017-03: In-flight recording for light aircraft (3 avril 2017).

1.12.1 Radiobalise de repérage d'urgence

L'hélicoptère en cause était doté d'une radiobalise de repérage d'urgence (ELT) émettant sur 406 MHz d'Artex Aircraft Supplies Inc. (Artex) (numéro de pièce 453-6604, numéro de série 188-08306)³⁶. L'ELT ne s'est pas déclenchée au moment de l'impact. On a envoyé l'ELT au Laboratoire d'ingénierie du BST aux fins d'analyse plus poussée. L'enquête a établi que l'ELT émettait comme prévu lorsque l'interrupteur était réglé à ON, mais qu'elle ne se déclenchait pas au facteur de charge prescrit, comme elle était censée le faire, lorsque l'interrupteur était réglé à ARM.

À moins d'autorisation contraire du ministre des Transports, la réglementation³⁷ stipule qu'un aéronef doit être entretenu selon un calendrier de maintenance conforme aux *Normes relatives à l'équipement et à la maintenance des aéronefs*. Ces normes comprennent la vérification de rendement annuelle des ELT et l'essai du système d'activation automatique³⁸.

Dans ce cas-ci, le ministre n'avait pas accordé de dérogation au calendrier de maintenance de l'exploitant. L'ELT de l'aéronef en cause dans l'événement à l'étude avait fait l'objet d'une vérification de rendement annuelle le 10 décembre 2015; aucune défectuosité n'avait été découverte.

Les procédures d'inspection d'Artex pour l'entretien périodique du contacteur à inertie comprenaient les instructions suivantes [traduction] :

Déclencher l'ELT en la soumettant à un mouvement (basculer) rapide vers l'avant (dans la direction de la flèche sur son étiquette), suivi d'un mouvement rapide vers l'arrière.

Si le récepteur fait entendre un balayage de fréquences sonores, l'ELT s'est déclenchée.

Réinitialiser l'ELT en plaçant l'interrupteur à ON, puis en le ramenant à ARM³⁹.

Le contacteur à inertie doit s'actionner pour que l'ELT soit considérée comme utilisable.

Une analyse plus poussée de l'ELT en cause a établi que son interrupteur inertiel à 2 positions (autrement dit, le contacteur à inertie) (numéro de pièce 2014-20-000), fourni par Select Controls Inc. en septembre 2008, était grippé. Le contacteur à inertie est de type linéaire à amortissement pneumatique. Il comprend une bille de laiton plaqué or et un ressort d'argent à l'intérieur d'un logement tubulaire en laiton. En cas d'impact, la pression exercée sur la bille provoque la compression du ressort pour qu'elle touche un contact.

³⁶ Cette ELT avait été installée conformément à un certificat de type supplémentaire.

³⁷ Transports Canada, DORS/96-433, *Règlement de l'aviation canadien*, alinéa 605.86(1)a).

³⁸ *Ibid.*, Norme 571, Annexe G – Maintenance des radiobalises de repérage d'urgence, alinéa c) – Vérification de rendement.

³⁹ Artex Products/ACRElectronics, Inc., ME406 Series Emergency Locator Transmitter: Description, Operation, Installation and Maintenance Manual, 570-1600, Revision V1 (8 décembre 2015).

Dans le cas de l'ELT en cause, on a établi que les vibrations de la bille avaient érodé la dorure, causant une accumulation de résidus poudreux noirs. Ceux-ci faisaient adhérer la bille, de sorte que l'ELT ne fonctionnait plus correctement. On a toutefois aussi établi que même si l'ELT avait été en bon état de fonctionnement, elle ne se serait pas nécessairement déclenchée. En effet, l'hélicoptère est entré en collision avec une épaisse couche de neige, laquelle a probablement atténué les forces d'impact à un point tel qu'elles auraient été insuffisantes pour déclencher l'ELT.

Le modèle d'ELT en cause comprend un contacteur à inertie et un module de contacteur à inertie à 5 axes. Ce module exige une force minimale de 12g sur 1 de ses 5 axes pour déclencher l'ELT⁴⁰. Toutefois, étant donné l'épaisse couche de neige, les forces d'impact auraient sans doute été atténuées à un point tel qu'elles auraient été insuffisantes pour actionner ce module de contacteur à inertie secondaire.

Au cours de l'enquête, le fournisseur du contacteur à inertie a confirmé que ce dernier peut se gripper momentanément en raison de la détérioration de la dorure à l'intérieur du logement et sur la bille causée par les vibrations. Cette détérioration produit un résidu poudreux à mesure que l'ELT vieillit, particulièrement dans des conditions de fortes vibrations. Par conséquent, le fournisseur recommande ce qui suit à propos des contacteurs à inertie : de les mettre à l'essai tous les 4 mois dans le cas d'ELT en service depuis 5 à 7 ans, et de les mettre à l'essai tous les 3 mois ou de les remplacer dans le cas d'ELT en service depuis 7 à 9 ans. Pour les ELT en service depuis 10 ans ou plus, les contacteurs à inertie devraient être remplacés.

Étant donné ces recommandations du fournisseur du contacteur à inertie, un fabricant d'ELT qui utilise le même type de contacteur à inertie a publié un bulletin de service sur cette question (annexe D). Le fournisseur du contacteur à inertie a alors discuté de ces recommandations avec un autre fabricant d'ELT. Ce dernier a lui aussi publié un bulletin de service présentant ces recommandations (annexe E). Après avoir été informé de possibles problèmes latents de contacteur à inertie sur le terrain en 2011, Artex a mis en marché un modèle modifié d'ELT Artex ME 406. Ce dernier est doté d'un contacteur à inertie amélioré et hermétiquement fermé qui a été approuvé par la FAA en 2013. De plus, tous les manuels de maintenance des composants d'Artex ont été mis à jour. On y recommande de remplacer l'ancien modèle de contacteur à inertie par le nouveau lors de tout travail de maintenance, y compris le remplacement quinquennal de la pile. Tous les produits ultérieurs d'Artex utilisent ce nouveau contacteur à inertie.

1.12.2 Événements antérieurs mettant en cause des contacteurs d'inertie grippés

Deux enquêtes antérieures du BST⁴¹ avaient établi que le grippage des contacteurs d'inertie de Select Controls Inc. (numéro de pièce 2014-1-000) avait empêché le déclenchement de l'ELT après un événement. Dans les 2 cas, l'usure de la bille et du logement avait provoqué

⁴⁰ *Ibid.*

⁴¹ Rapports d'enquête aéronautique A0700190 et A16A0041 du BST.

une accumulation de résidu poudreux noir qui avait grippé la bille, rendant l'ELT inutilisable.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet.

1.14 Incendie

Il n'y a pas eu d'incendie.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Le pilote et le guide avaient fait un exposé aux passagers sur les procédures à l'intérieur et à proximité de l'hélicoptère. Tous les passagers portaient un casque de ski, ainsi qu'une ceinture-baudrier de sécurité. Le guide avait bouclé sa ceinture-baudrier de sécurité, mais sa tête n'était pas protégée. Le pilote portait un casque, et était retenu par une ceinture sous-abdominale et un baudrier.

Après l'impact, certains passagers ont d'abord tenté de sortir avant que le rotor principal ait cessé de tourner, mais le guide est intervenu, et les occupants ont attendu que le rotor principal s'immobilise. Tous les occupants sont alors sortis du côté gauche de l'hélicoptère.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Rapports de laboratoire du BST

Le BST a produit les rapports de laboratoire suivants dans le cadre de la présente enquête :

- LP065/2016 – ELT Analysis [analyse de l'ELT]
- LP066/2016 – Video Analysis [analyse des vidéos]
- LP125/2016 – Performance Analysis [analyse des performances]
- LP126/2016 – Hydraulic System Examination [examen du circuit hydraulique]

1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion

1.17.1 TRK Helicopters Ltd.

TRK Helicopters Ltd. exploite des hélicoptères Robinson R44, Bell 205, Bell 407 et Airbus Helicopters EC 120 B, EC 130 B4, AS 350 et AS 355 en vertu des sous-parties 702 (Opérations de travail aérien) et 703 (Exploitation d'un taxi aérien) du RAC; sa base principale est à l'aéroport régional de Langley (CYNJ) (Colombie-Britannique).

TRK Helicopters Ltd. n'a pas de système de gestion de la sécurité (SGS) et la réglementation ne l'y oblige pas.

1.17.2 Surveillance de TRK Helicopters Ltd. par Transports Canada

En janvier 2016, TC a mené une inspection de validation de programme (IVP)⁴² chez TRK Helicopters Ltd. Les activités de cette IVP se limitaient à une revue des non-conformités à la réglementation relevées précédemment et des systèmes en place pour le suivi des manques, des mesures correctives et des mesures de suivi ou plans de mesures correctives. L'IVP ne comprenait pas d'évaluations des risques ni d'examen des dossiers de formation des pilotes, des activités de maintenance ou des lacunes de formation.

1.18 Renseignements supplémentaires

Sans objet.

1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces

Sans objet.

⁴² Une IVP est un processus comprenant de la recherche et un examen sur place associés à 1 ou plusieurs éléments d'un SGS ou à d'autres secteurs réglementés d'une entreprise. (Source : Transports Canada, Circulaire d'information No. SUR-004, Programme de surveillance de l'Aviation civile (édition 01, 19 novembre 2015), au <https://www.tc.gc.ca/fra/aviationcivile/opssvs/servicesdegestion-centredereference-ci-sur-2177.html> (dernière consultation le 21 mars 2018).)

2.0 Analyse

Rien n'indique qu'une défaillance d'un système aurait contribué à cet accident. La présente analyse portera principalement sur les caractéristiques de conception du circuit hydraulique de l'AS 350 et sur l'apparition de la transparence des servocommandes suite aux manipulations des commandes dans les dernières secondes du vol. L'analyse se penchera également sur des lacunes de sécurité relatives aux contacteurs à inertie de certaines radiobalises de repérage d'urgence (ELT), en plus de faire ressortir le rôle qu'ont joué les enregistrements vidéos personnels dans cette enquête.

2.1 Transparence des servocommandes

Le circuit hydraulique de l'hélicoptère AS 350 est conçu pour réduire la force nécessaire au pilotage de l'aéronef et pour isoler le pilote de ces forces. Cependant, une limite conceptuelle de ce système peut entraîner la transparence des servocommandes en cas de manœuvres excessives en conjonction avec divers facteurs (haute vitesse anémométrique, forte sollicitation du levier collectif, grosse masse brute, grand facteur de charge et densité-altitude élevée) même si l'hélicoptère est exploité dans le domaine de vol approuvé. Lorsque cela se produit, les forces augmentent jusqu'à excéder la capacité du circuit hydraulique; le pilote ressent ces forces comme un déplacement non commandé du plateau cyclique vers l'arrière et la droite.

Dans l'événement à l'étude, tous ces facteurs de risque étaient présents, à l'exception de la densité-altitude élevée, et la charge aérodynamique sur le rotor principal a dépassé la capacité du circuit hydraulique. La transparence des servocommandes résultante a provoqué un cabrage et un roulis vers la droite de l'hélicoptère tandis qu'il se trouvait très près de la pente enneigée. Bien que le problème ait eu tendance à se corriger naturellement (puisque le cabrage a fait diminuer la vitesse anémométrique et, par conséquent, les charges aérodynamiques), ce qui a permis au pilote de récupérer l'assistance hydraulique, il était alors trop tard pour éviter l'impact avec le relief enneigé. La transparence des servocommandes hydrauliques de l'AS 350 a été causée par la combinaison d'une descente à grande puissance à une vitesse approchant celle à ne jamais dépasser (V_{NE}) et d'une accélération verticale de 1,5g à 1,8g avec une masse brute proche du maximum admissible.

Le phénomène de transparence des servocommandes des hélicoptères de la série AS 350 a joué un rôle dans un certain nombre d'accidents dans le passé. En 2003, le constructeur a publié une lettre-service, car il craignait que les exploitants et les pilotes ne comprennent pas bien le phénomène de transparence des servocommandes. Selon la lettre-service, ce phénomène n'est pas dangereux dans la mesure où le pilote le prévoit correctement en cas de manœuvres abruptes ou générant de fortes charges.

Dans l'événement à l'étude, le pilote ne comprenait pas bien les facteurs qui augmentaient le risque de transparence des servocommandes ni que le phénomène pouvait survenir à des vitesses inférieures à V_{NE} . Le pilote a donc placé l'hélicoptère dans un régime de vol à faible altitude qui réunissait 4 des 5 facteurs augmentant le risque de transparence des

servocommandes. L'hélicoptère se trouvait alors à une altitude ne permettant pas au pilote d'en reprendre la maîtrise avant l'impact avec le relief enneigé.

Le manuel de vol de l'AS 350 met en garde contre un dépassement du domaine de vol approuvé et interdit la poursuite des opérations en cas de transparence des commandes, mais donne peu d'information sur le phénomène. Même si Airbus Helicopters avait déterminé antérieurement que la combinaison des facteurs de charge, de la puissance, de la masse, de la vitesse et de la densité-altitude est susceptible de mener à la transparence des servocommandes, l'entreprise ne donne aucune information à ce sujet dans le manuel de vol de l'AS 350.

En outre, même si d'autres organismes d'enquête avaient recommandé à Airbus Helicopters d'ajouter au manuel de vol une mise en garde sur les risques inhérents à la transparence des servocommandes en virage à droite à faible altitude, le constructeur n'a pas suivi ces recommandations. La source la plus complète d'information sur la transparence des servocommandes produite par le constructeur et mise à la disposition des exploitants et pilotes est une lettre-service de 2003 contenant des renseignements généraux sur les facteurs qui augmentent le risque d'apparition du phénomène. Le manuel de vol a toutefois été mis à jour en 2006 pour intégrer les points essentiels de la lettre-service de 2003.

2.2 *Contacteurs à inertie de la radiobalise de repérage d'urgence*

Le contacteur à inertie à 1 axe s'est grippé à cause d'une usure non détectée. Cela a rendu l'ELT inutilisable. Bien que cette défectuosité n'ait rien changé aux conséquences de l'accident, elle révèle un risque potentiel pour le réseau des transports.

Le fournisseur du contacteur à inertie recommandait des procédures d'inspection et de remplacement, qui ont été adoptées par certains fabricants d'ELT. Comme l'a démontré l'événement à l'étude, certains fabricants d'ELT n'ont pas adopté le calendrier d'inspection et de remplacement recommandé par le fournisseur du contacteur à inertie, et la réglementation ne les y oblige pas.

Dans l'événement à l'étude, la défectuosité interne de l'ELT n'avait pas été détectée avant l'accident. Si les fabricants d'ELT ne respectent pas les calendriers d'inspection et de remplacement recommandés par les fournisseurs de sous-composants, il y a un risque accru de panne des ELT.

2.3 *Enregistrements de bord et suivi des données*

Les enregistrements vidéos personnels ont été cruciaux pour cerner les lacunes de sécurité dans l'événement à l'étude. Bien qu'ils ne puissent être considérés comme des enregistrements de bord en bonne et due forme aux termes de la *Loi sur le Bureau canadien d'enquête sur les accidents de transport et de la sécurité des transports*, le rôle qu'ils ont joué dans la présente enquête est révélateur de la valeur des enregistrements en tant que moyen d'améliorer la sécurité des transports. Ils peuvent être utilisés de manière réactive, pour

cerner les lacunes de sécurité qui ont contribué à un événement, ou préventive dans le cadre d'un programme de suivi des données de vol, afin d'éviter de possibles accidents.

Conscient de ces avantages de taille, le BST a émis la recommandation A13-01, qui demande à Transports Canada de collaborer avec les intervenants du secteur pour mettre en œuvre le suivi des données de vol et l'installation de systèmes d'enregistrement des données de vol légers dans les aéronefs commerciaux. L'adoption de cette recommandation et des mesures concrètes pourrait améliorer considérablement la sécurité des transports à de multiples égards.

À ce jour, Transports Canada n'a pris aucune mesure pour remédier spécifiquement à la lacune de sécurité relevée dans la recommandation A13-01. Par conséquent, les risques associés à la lacune de sécurité décrite dans la recommandation A13-01 persistent.

3.0 *Faits établis*

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

1. La transparence des servocommandes hydrauliques de l'AS 350 a été causée par la combinaison d'une descente à grande puissance à une vitesse approchant de la vitesse à ne jamais dépasser et d'une accélération verticale de 1,5g à 1,8g avec une masse brute proche du maximum admissible.
2. Le pilote a placé l'hélicoptère dans un régime de vol qui a causé la transparence des servocommandes à une altitude ne lui permettant pas d'en reprendre la maîtrise avant l'impact avec le relief enneigé.

3.2 *Faits établis quant aux risques*

1. Si les fabricants de radiobalises de repérage d'urgence ne respectent pas les calendriers d'inspection et de remplacement recommandés par les fournisseurs de sous-composants, il y a un risque accru de défectuosité des radiobalises de repérage d'urgence.

4.0 Mesures de sécurité

4.1 Mesures de sécurité prises

4.1.1 TRK Helicopters Ltd.

L'exploitant, TRK Helicopters Ltd., a fait savoir que son programme de formation avait été révisé pour accorder une importance particulière aux procédures d'urgence en cas de défaillance du circuit hydraulique et aux conditions qui augmentent le risque de transparence des servocommandes.

4.1.2 Airbus Helicopters

Airbus Helicopters a entrepris de mettre au point des systèmes de suivi de données de vol en collaboration avec une de ses sociétés affiliées, Appareo Systems, qui fournit des enregistreurs des données de vol légers embarqués.

Airbus Helicopters a également fait savoir qu'on révisera le programme de formation avancée sur la série AS 350 et envisage d'inclure une présentation vidéo du phénomène de transparence des servocommandes et des correctifs appropriés en vol.

Le présent rapport conclut l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication de ce rapport le 28 février 2018. Le rapport a été officiellement publié le 28 mars 2018.


Visitez le site Web du Bureau de la sécurité des transports du Canada (www.bst.gc.ca) pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également la Liste de surveillance, qui énumère les problèmes de sécurité dans les transports qui posent les plus grands risques pour les Canadiens. Dans chaque cas, le BST a constaté que les mesures prises à ce jour sont inadéquates, et que le secteur et les organismes de réglementation doivent adopter d'autres mesures concrètes pour éliminer ces risques.

Annexes

Annexe A – Événements antérieurs impliquant la transparence des servocommandes des hélicoptères de la série AS 350

Organisme	Date de l'événement	Numéro d'événement et résumé
National Transportation Safety Board (É.-U.)	2001-10-19	FTW02FA017 – Le pilote a amorcé un virage à droite en descente à environ 200 pieds au-dessus du sol, à une vitesse anémométrique de 115 à 120 nœuds. Pendant le virage, le pilote s'est rendu compte que le virage était trop serré et a tenté de réduire l'inclinaison, mais le manche de pas cyclique ne bougeait pas; l'hélicoptère a percuté le sol. Il y a eu 2 décès.
National Transportation Safety Board (É.-U.)	2004-12-14	LAX05FA053 – En manœuvrant en vue d'un atterrissage, le pilote a été incapable de déplacer le manche de pas cyclique et l'hélicoptère a percuté le sol. Le rapport mentionne le phénomène de transparence des servocommandes. Il y a eu 1 décès.
Bureau de la sécurité des transports du Canada	2007-07-23	A07W0138 – Le pilote s'est trouvé en situation de transparence des servocommandes au cours d'une descente soudaine à haute vitesse. Le pilote avait été formé à reconnaître la transparence des servocommandes, mais n'est pas parvenu à mettre en pratique cet apprentissage au cours de l'événement. Le pilote n'a pas réussi à reprendre la maîtrise de l'hélicoptère avant de percuter le relief. Il y a eu 1 décès.
Air Accidents Investigation Branch (Royaume-Uni)	2007-09-15	EW/C2007/09/06 – Il est probable qu'à un moment donné, le pilote a poussé l'hélicoptère au maximum, soit pour éviter le relief ou freiner la descente, soit pour une autre raison. Cela aurait rendu la transparence des servocommandes plus probable. Il y a eu 4 décès.
Accident Investigation Board Norway	2011-07-04	SL2012/13 – Des manœuvres brusques ont peut-être provoqué la transparence des servocommandes à une altitude ne permettant pas au pilote de reprendre la maîtrise de l'hélicoptère avant l'impact. Le rapport comprend une description détaillée de la transparence des servocommandes. Il y a eu 5 décès.
Service suisse d'enquête de sécurité	2013-07-01	N° 2265 – Selon le rapport, il est fort probable que le pilote a perdu la maîtrise de l'aéronef par suite de l'amorce de la transparence des servocommandes au cours d'un virage à droite à proximité du relief, ce qui a causé la collision de l'hélicoptère avec le terrain. Il y a eu 1 décès.

Annexe B – Lettre-service n° 1648-29-03 d'Eurocopter



eurocopter
an EADS Company

DIFFUSION/ISSUE
AUSGABE/PUBLICATION

Service à la Clientèle
Direction Technique Support

13725 Marignane Cedex - France
Tél. + 33 (0) 4 42.85.85.85 - Fax. + 33 (0) 4.42.85.99.66
Télex HELIC 420606
Télégramme : EUROCOPTER Marignane

B | R

Lettre-Service

No. 1648-29-03

Marignane 04.12.2003

SUBJECT:

350	D	B	B1	B2	B3	BA	BB	L1
550	U2	C2	C3	A2				
355	E	P	P1	P2	R			
555	U2	C2	C3	A2				
EC 130								

HYDRAULIC POWER SYSTEM: Servo Transparency

Dear Customer,

This message is being issued as a reminder about the Servo Transparency phenomenon that can be encountered during excessive maneuvering of any single hydraulic system equipped helicopter, if operated beyond its approved flight envelope. This phenomenon is known variously as Servo Transparency or Servo Reversibility, but is referred to here as Servo Transparency. This aircraft phenomenon occurs smoothly and is not dangerous, if properly anticipated by a pilot during an abrupt or excessive high load maneuver such as a high positive g-turn or pull-up. The factors that affect Servo Transparency are airspeed, collective pitch input, gross weight, "G"-loads and density altitude.

What Happens ?

Hydraulic control boost is accomplished by irreversible hydraulic systems, which isolate the pilot from the aerodynamic forces of the main rotor by the use of servos. The loads are transmitted from the blades through the pitch rods to the swash plate assembly. The hydraulic power system counter-acts these forces through the servos. Since this results in zero control forces, artificial pilot control forces are then created by frictions, springs or force-trims. The maximum force the servo actuators can produce is constant and is a function of hydraulic pressure and of the servo characteristics. The system is designed to exceed the requirements of the approved helicopter flight envelope. However, the maximum available hydraulic power must be limited by design to protect the airframe against overstress, if the approved flight envelope is exceeded. With excessive maneuvering and under a combination of the above listed factors, the aerodynamic forces can increase beyond the opposing servos forces and Servo Transparency occurs. The aerodynamic forces in excess of the hydraulic forces are then transmitted back through the control links to the pilot's cyclic and collective controls.

EUROCOPTER, S.A.S au capital de 551 962 907,10 Euros, immatriculée au R.C.S. d'Aix-en-Provence sous le n° B 352 383 715 dont le Siège social est situé Aéroport International Marseille-Provence - 13725 Marignane Cedex - France

1/2

On clockwise turning rotors as on the AS-350 and EC 120, the right servo is the highest loaded when maneuvering (retreating blade), so servo-transparency results in gradually increasing left cyclic control loads required to avoid uncommanded right cyclic motion accompanied by down collective movement due to the general overload on the swash plate assembly. The cyclic and collective control inputs required to counter these control motions may give a pilot who is not aware of this phenomenon an impression that the controls are jammed. If the severity of the maneuver is not reduced, the aircraft will roll right and may pitch-up. The amplitude of the induced control feedback loads is proportional to the severity of the maneuver, but the phenomenon normally lasts less than 2 seconds since the resultant aircraft reaction helps to reduce the factors that contribute to the severity of the maneuver and of the Servo Transparency.

The Pilot's Reaction.

The pilot's reaction to the first indication of control forces feedback should be to IMMEDIATELY reduce the severity of the maneuver. Once developed, Servo Transparency will reduce the helicopter' speed due to some pitch-up, and reduce control loads by induced down collective movement, so the servo transparency phenomenon is self-correcting. The pilot reaction is to follow the control movement and allow the collective pitch to decrease (of course, monitor main rotor rpm speed at very low pitch) to reduce the overall load on the rotor system, and smoothly counteract the right cyclic tendency to prevent an abrupt left cyclic movement as hydraulic assistance is restored.

Pilots should understand that Servo Transparency is a natural phenomenon for a perfectly flyable helicopter. Basic airmanship should prevent encountering this phenomenon by avoiding combinations of high speed, high gross weight, high density altitude and aggressive maneuvers which exceed the aircraft's approved flight envelope. It is a basic rule tells you that it is particularly inappropriate to perform maneuvers which reach and exceed several aircraft limitations simultaneously.

Yours sincerely,

M. SOULHIARD



Technical Support Operations
Customer Service


Source : Eurocopter, Lettre-Service No. 1648-29-03 (4 décembre 2003), Hydraulic Power System: Servo Transparency [en anglais seulement]

Annexe C – Information du manuel de vol sur la transparence des servocommandes



7.2 <u>Maneuvers - Load factors - Servo-control transparency</u>	R
- The Maximum load factor is determined by the servo-control transparency limit.	R
Maximum load factor is a combination of TAS, density altitude, gross weight. Avoid such combination at high values associated with high collective pitch.	R
The transparency may be reached during manoeuvres such as steep turns, hard pull-up or when manoeuvring near VNE. Self-correcting, the phenomenon will induce an uncommanded right cyclic force and an associated down collective reaction. The transparency feedback forces are fully controllable, however immediate action is required to relieve the feedback forces:	R
<u>decrease manoeuvre's severity</u> , follow aircraft natural reaction, let the collective pitch naturally go down (avoid low pitch) and counteract smoothly the right cyclic motion.	R
Transparency will disappear as soon as excessive loads are relieved.	R
- From maximum power configuration, decrease collective pitch slightly before initiating a turn, as in this manoeuvre power requirement is increased.	R
- In hover, avoid rotations faster than 6 seconds for one full rotation.	R
- Reduced IAS in turbulence.	R
	R
EASA Approved:	350 BA
4.1	
A C	06-50 Page 7


Source : Eurocopter, *Flight Manual AS 350 BA*, article 4.1, Normal Procedures, paragraphe 7.2, Maneuvers – Load factors – Servo-control transparency, p. 7 [en anglais seulement]

Annexe D – Bulletin de service SB E-01.8 d'ACK Technologies Inc.



**ACK TECHNOLOGIES
INC.**
AVIONICS FOR GENERAL AND COMMERCIAL AVIATION
440 W. JULIAN STREET SAN JOSE, CA 95110
408 287-8021 Fax 408 971-6879





SERVICE BULLETIN SB E-01.8
July 9, 2005
MODEL E-01 ELT AFFECTS ALL SERIAL NUMBERS

The manufacturer of the G switch used in the model E-01 ELT has recommended that switches that have been in service five years or longer be replaced or a more frequent switch testing program be developed to insure proper function of the switch.

The switch manufacturer has found that switches that have been in service for various periods of time can deteriorate the gold plating in the inside of the barrel and ball forming a powder like residue which can cause the G switch to momentarily stick. This phenomena is most often found in switches that have been in aircraft that are subject to higher levels of shock and vibration and have been in service 5 years and longer.

Based upon these recommendations the following procedures should be followed

ELT's that have been in service between 5 and 7 years

Replace the G switch or perform the G switch test as described in Appendix A paragraph 4 of our Installation and Operation manual every four (4) months

ELT'S that have been in service between 7 and 9 years

Replace the G switch or perform the G switch test as described in Appendix A paragraph 4 of our Installation and Operation manual every three (3) months

ELT'S that have been in service 10 or more years

Replace the G switch

To replace the G switch, the ELT must be returned to our facility, or replaced in compliance with SB E-01.9

The Installation and Operation manual can be downloaded from our web site www.ackavionics.com

Source : ACK Technologies Inc., Service Bulletin SB E-01.8 (9 juillet 2005) [en anglais seulement]

Annexe E – Bulletin de service ELT 910 No. 2 de Narco Avionics Inc.

NARCO AVIONICS INC.

270 COMMERCE DR STE 200, FORT WASHINGTON PA 19034 (215)-643-2905 FAX (215)-643-0197

SERVICE BULLETIN

Service Bulletin No.	Product(s) Affected	Date
ELT 910 No. 2	ELT 910	August 06, 2008

TO: ALL NARCO SERVICE CENTERS

SUBJECT: ELT-910 "G" Switch Replacement and Testing Interval

The manufacturer of the G switch used in the Narco ELT-910 ELT has recommended that switches which have been in service for five years or longer be replaced, or a more frequent testing program be developed to insure proper function of the switch. The G switch manufacturer has found that G switches, which have been in service for various periods of time, can deteriorate and momentarily stick. The sticking is caused by a powder-like residue which comes from a deterioration of the gold plating inside the barrel and on the ball of the G switch. This phenomenon is most often found in G switches which have been in aircraft that are subject to higher levels of shock and vibration and have been in service five years or longer.

Based upon these recommendations, the following procedures should be followed.

10 years or more of service : Replace the G switch.

7 to 9 years of service : Replace the G switch **OR** perform the G switch test (see page 2) every three (3) months.

5 to 7 years of service : Replace the G switch **OR** perform the G switch test (see page 2) every four (4) months.

(The manufacturing date of the ELT can be determined from the chart on page 2.)

If the G switch requires replacement the ELT must be returned to Narco for service.

(over)

<u>Serial Number</u>	<u>Manufacturing Date</u>
10000 - 14969	before September 1998
14970 - 15115	9/98 - 8/99
15116 - 15273	9/99 - 8/00
15274 - 15386	9/00 - 8/01
15387 - 15484	9/01 - 8/02
15485 - 15586	9/02 - 8/03
15587 - 15713	9/03 - 8/04
15714 - 15783	9/04 - 6/05
15784 - 15797	1/06 - 5/06

G Switch Test (extract from FAA A 8150.3): Activate the ELT using applied force. The direction for mounting and force activation is indicated on the ELT. The ELT 910 can be activated by using a rapid forward (throwing) motion coupled by a rapid reversing action. Manufacturers instructions should be referred to prior to activation. Verify that the ELT has been activated by use of a wattmeter, the airplanes' VHF radio communications receiver when tuned to 121.5 MHz, or other means. (This is not a measured check: it only indicates that the G-switch is working.)