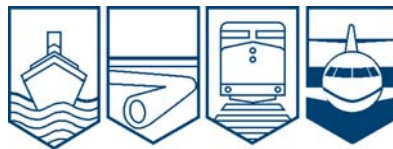


Transportation Safety Board
of Canada



Bureau de la sécurité des transports
du Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A08P0011



**PUISSANCE LIMITÉE ET ATERRISSAGE BRUTAL
DE L'HÉLICOPTÈRE EUROCOPTER AS 350-B3 N530NA
EXPLOITÉ PAR PRISM HELICOPTERS LIMITED
À 2 nm à L'OUEST DE
PITT MEADOWS (COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 10 JANVIER 2008**

Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles et pénales.

Rapport d'enquête aéronautique

Puissance limitée et atterrissage brutal

de l'hélicoptère Eurocopter AS 350-B3 N530NA
exploité par Prism Helicopters Limited
à 2 nm à l'ouest de
Pitt Meadows (Colombie-Britannique)
le 10 janvier 2008

Rapport numéro A08P0011

Sommaire

L'hélicoptère Eurocopter AS 350-B3 (numéro de série 3209, immatriculation N530NA) utilisé à des fins de formation au pilotage à l'île Douglas, à deux milles marins à l'ouest de l'aéroport de Pitt Meadows (Colombie-Britannique), transporte deux membres d'équipage. Le commandant de bord (pilote-instructeur) est aux commandes, et il occupe le siège gauche (siège du copilote). L'élève-pilote est assis dans le siège droit. Vers 11 h, heure normale du Pacifique, l'hélicoptère se met en stationnaire, et son élingue de 100 pieds se trouve à proximité de la cime d'un arbre mesurant 30 pieds. Après une descente d'environ 10 pieds, le pilote tente de freiner la descente en relevant le levier du collectif, mais l'hélicoptère poursuit sa descente. Le pilote baisse le levier du collectif, dirige l'hélicoptère vers une clairière et relève le levier du collectif au maximum pour ralentir la vitesse descendionnelle, mais l'hélicoptère percute brutalement le sol. La base du siège du pilote de droite se brise et s'affaisse. L'élève-pilote est légèrement blessé, mais le pilote-instructeur s'en tire indemne. L'atterrisseur à patins, les panneaux de la partie inférieure du fuselage et les pales du rotor principal sont endommagés. Aucun incendie n'éclate. La radiobalise de repérage d'urgence ne se déclenche pas.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Déroulement du vol

Comme le moteur développait une puissance limitée, le commandant de bord a tenté de freiner la descente en relevant le levier du collectif, mais l'hélicoptère a continué à descendre lentement. Il a immédiatement abaissé le levier du collectif et tourné la poignée des gaz en position « vol », mais elle se trouvait déjà dans cette position. Il a alors fait prendre à l'appareil un mouvement de tangage vers l'avant tout en exécutant un virage de 180 degrés en préparation d'un atterrissage d'urgence. À l'impact, l'hélicoptère s'est incliné d'environ 15 degrés vers la droite, et le rotor principal a heurté de petits arbres. Le moteur fonctionnait toujours à bas régime, tout comme le rotor. Le pilote a coupé le moteur et serré le frein rotor.

Conditions météorologiques

Au moment de l'accident, les conditions météorologiques étaient les suivantes : ciel nuageux avec des averses de pluie de faible intensité; visibilité d'environ cinq milles terrestres; vent léger et variable, et température d'environ 3 °C.

Exploitation

L'hélicoptère était immatriculé aux États-Unis, mais exploité au Canada par Prism Helicopters Ltd. conformément au *Règlement de l'aviation canadien* (RAC).

On avait demandé au commandant de bord d'évaluer l'élève-pilote et de lui donner une séance de familiarisation sur l'hélicoptère AS 350-B3 en vue d'un emploi dans une filiale américaine de l'entreprise. Au moment de l'accident, le commandant de bord faisait une démonstration de manœuvre à l'élingue à l'élève-pilote.

Les pilotes n'avaient effectué aucun exposé détaillé sur les tâches de l'équipage en cas de véritable urgence. Tandis que le moteur développait une puissance limitée, l'équipage regardait l'élingue sous l'appareil, à l'extérieur, et il n'a pas vérifié ni vu si le voyant rouge du régulateur était allumé; il ne se souvient pas d'avoir entendu le timbre (GONG) de l'alarme sonore. Le commandant de bord n'a pas reconnu les signes d'un problème associé à un débit carburant fixe. Par conséquent, il n'a pas eu recours à la procédure prescrite dans le manuel de vol pour rétablir un bon débit carburant. À l'altitude au-dessus du sol où se trouvait l'hélicoptère, il n'avait pas été démontré qu'une autorotation pouvait mener à un atterrissage en toute sécurité.

Expérience de l'équipage

Le commandant de bord était certifié et qualifié pour le vol conformément à la réglementation en vigueur. Il totalisait environ 5510 heures de vol, dont 4300 à bord de l'hélicoptère McDonnell Douglas 369E (HU50) et 536 aux commandes de l'hélicoptère AS 350-B3. Il n'avait pas de qualification d'instructeur de vol, mais la réglementation ne l'exigeait pas.

L'élève-pilote possédait une licence de pilote professionnel délivrée par les États-Unis. Il totalisait environ 2000 heures de vol sur divers types d'hélicoptère, dont 1850 sur des hélicoptères à turbine. Il totalisait environ 500 heures de vol à l'élingue. Il venait de terminer une séance de familiarisation au sol sur le type d'hélicoptère en question et environ 2,5 heures de formation au pilotage; lors de l'accident, il en était à sa deuxième expérience à bord d'un hélicoptère Eurocopter AS 350-B3.

Observations à la suite de l'accident

Après l'arrêt du moteur, on a remarqué que le voyant rouge (GOV) du régulateur était allumé. Le personnel de maintenance de l'entreprise, avec l'aide du représentant technique du motoriste, a extrait par la suite les données enregistrées par le système de surveillance des paramètres moteur (VEMD) de l'hélicoptère. Ces données comprenaient les codes des défaillances. Parmi les codes importants qui ont été relevés, mentionnons le « Code 129 VEMD – RED / AMBER GOV F MTR » : défaillance du résolveur du doseur de carburant ou défaillance du moteur pas-à-pas, et « FAIL 2, 4002 : RED GOV INDICATION » : grave défaillance du moteur pas-à-pas.

L'analyse des codes VEMD effectuée par Eurocopter a révélé qu'une défaillance importante du régulateur s'est produite lorsque le voyant rouge GOV s'est allumé, ce qui signifie que le débit carburant vers le moteur de l'hélicoptère était fixe et qu'aucune puissance supplémentaire ne pouvait être sollicitée (en tournant la poignée du collectif pour augmenter le débit). L'analyse des données du dispositif de réglage électronique du moteur (DECU) a révélé que la poignée tournante est restée dans la position de vol pendant l'accident en question. Dans la procédure du manuel de vol du giravion, lorsqu'un voyant rouge de défaillance GOV s'allume, on prescrit de déverrouiller la poignée des gaz et de dégager le cran « vol » pour permettre de régler manuellement le débit carburant.

La turbine du compresseur et la turbine de puissance tournaient sans faire de bruits inhabituels. Le compresseur ne montrait aucun signe d'usure par érosion mesurable ou de dommage causé par un corps étranger. Les bouchons magnétiques (3) du moteur étaient propres et n'avaient accumulé aucun débris métallique.

Rien ne laissait croire qu'une rupture du circuit carburant ou qu'un incendie s'était produit. L'hélicoptère était équipé d'un filtre à carburant monté sur cellule (SH02-42), pour lequel un certificat de type supplémentaire (CTS) avait été délivré. L'appareil avait effectué 448,6 heures de vol depuis la pose du dispositif en question, lequel devait être remplacé aux 600 heures. Il y avait des particules brunâtres en suspension dans le filtre à carburant de la cellule, lesquelles ont été attribuées à de l'oxyde de fer (rouille). L'exploitant a fourni un échantillon de carburant provenant de la vidange du réservoir et du filtre de l'hélicoptère pour que le Laboratoire technique du BST procède à des analyses plus poussées. L'échantillon de carburant était clair et limpide.

La radiobalise de repérage d'urgence ne s'est pas déclenchée pour des raisons inconnues.

Configuration de l'hélicoptère et systèmes d'avertissement

L'hélicoptère Eurocopter AS 350, construit par Eurocopter France, est habituellement équipé d'un système d'intercommunications qui a été conçu par le constructeur et approuvé par l'autorité de certification. Toutes les fois qu'un voyant d'avertissement rouge (ENG P, ENG FIRE, MGB P, BATT TEMP, GOV et HYD) s'allume, une alarme sonore (GONG) l'accompagne. Lorsque l'interrupteur du klaxon est mis sous tension au tableau de bord, tel qu'il est recommandé dans le manuel de vol, une alarme sonore se fait entendre dans les casques d'écoute des sièges du pilote et du copilote.

Lorsque l'hélicoptère accidenté a été construit en octobre 1999, il a été équipé (à la demande du propriétaire à ce moment-là) d'un système d'intercommunications Team TB27. Ce système n'offre pas la possibilité de couper l'alarme sonore entendue dans le casque d'écoute du copilote.

Le système d'intercommunications monté dans l'appareil au moment de l'accident en question était un dispositif AMS42, fabriqué par Northern Airborne Technology (NAT) Ltd. Aucune inscription relative à sa pose n'a été fournie. Lorsque l'hélicoptère est équipé d'un dispositif NAT AMS42, l'alarme sonore accompagnant les voyants rouges peut être entendue dans les casques d'écoute du pilote et du copilote. L'exploitant avait choisi de ne faire entendre les avertissements que dans le casque d'écoute du pilote, car des passagers occupent souvent le siège gauche du poste de pilotage. D'après ce qui a été dit, de telles alarmes sonores risquent d'inquiéter les passagers inutilement.

Le dispositif NAT AMS42 en question n'avait pas été autorisé en vertu d'une norme technique (TSO)¹, la réglementation ne l'exigeant pas. Les *Federal Aviation Regulations* (FAR) des États-Unis et le RAC ne prescrivent pas la transmission d'une alarme sonore. Par conséquent, il n'existe aucune exigence de navigabilité particulière traitant des alarmes sonores et offrant des directives précises à des fins d'évaluation.

En réponse à une recommandation (A95-15) faite par le BST en 1995, Transports Canada a publié la Circulaire d'information (CI) 500-001, Édition 001, en date du 20 juin 2007, pour promouvoir l'utilisation d'alarmes sonores pouvant être entendues par les pilotes. La CI en question vise à fournir des conseils sur la démonstration de conformité, l'évaluation et l'approbation qui aideront à confirmer le respect des exigences mentionnées dans le manuel de navigabilité, par rapport :

- aux avertisseurs et alarmes sonores du poste de pilotage;
- aux systèmes de commutation permettant de mettre en sourdine le haut-parleur du poste de pilotage, « inhibant » ainsi les alarmes sonores du poste de pilotage selon certaines conditions.

¹ Une norme technique établit la norme de rendement minimale prescrite par l'Administrateur de la FAA relativement aux matériaux, aux pièces, aux processus et aux appareils utilisés dans des avions civils.

En avril 2002, la Federal Aviation Administration (FAA) des États-Unis a attribué quatre nouvelles tâches au Aviation Rulemaking Advisory Committee (ARAC), en vertu de l'article 25.1322, FAR Part 25/*Joint Aviation Requirements* (JAR-25), Title 14 . Le comité en question devait formuler des recommandations permettant d'élargir la portée de la réglementation et des documents d'information en vigueur, afin d'y inclure des systèmes d'affichage et des technologies de pointe pour le poste de pilotage permettant d'aider les membres des équipages navigants dans le processus décisionnel. Cependant, la réglementation est toujours inchangée, et elle traite seulement de signaux d'avertissement visuels présentés sous forme de voyants de couleur dans le poste de pilotage.

Pendant que se tenait la présente enquête, Eurocopter Canada Limitée a publié la lettre d'information en service SI-ECL-006 (en date du 28 mars 2008) pour répondre aux récents commentaires des pilotes sur le terrain à l'égard du volume relatif de l'alarme sonore entendue dans le casque d'écoute du pilote. La lettre suggérait que, pour mieux entendre le signal d'alarme, la commande audio du dispositif NAT AMS42 pouvait être reconfigurée de façon à ce que le signal d'entrée audio amplifié soit directement transféré au casque d'écoute du pilote. La lettre informait également les intéressés des modifications futures en matière de communication et de navigabilité qui seraient apportée aux hélicoptères AS 350 B2, B3 et EC 130 B4 et qui prévoyaient le transfert du signal direct amplifié du côté du pilote.

Lorsque le signal direct amplifié est transféré au pilote, le copilote n'entendra pas l'alarme sonore dans son casque d'écoute. Le seul moment où le copilote pourrait avoir besoin d'entendre l'alarme sonore serait durant sa formation au pilotage. Cette configuration demande la pose de l'affichette suivante sur le tableau de bord : « CO-PILOT AURAL WARNING NOT ENABLED » (alarme sonore du copilote non activée). American Eurocopter (États-Unis) et Eurocopter France n'étaient pas au courant de la lettre d'information en service SI-ECL-006 publiée par Eurocopter Canada Limitée.

Les deux pilotes étaient penchés à l'extérieur de l'hélicoptère pour observer l'élingue lorsque le régime moteur a chuté, et ils ne se souviennent pas d'avoir entendu un signal sonore ou d'avoir vu un voyant d'avertissement. L'alarme sonore transmise au siège du copilote n'était pas activée, et aucune affichette à cet effet n'était posée sur le tableau de bord.

La commande montée à l'intention d'un deuxième pilote assis dans le siège avant gauche n'était pas la même que celle qui se trouvait près du siège droit. Le levier du collectif normal du pilote (à droite) est doté d'un dispositif permettant de verrouiller la poignée de débit que l'on nomme le « flight notch » (cran de vol) dans le manuel de vol du giravion (voir la Photo 1). En cas d'urgence, il faut dégager le cran pour pouvoir contrôler manuellement le débit carburant, quel que soit le réglage de la puissance. La poignée de commande du siège gauche n'est pas équipée d'un dispositif de verrouillage (voir la Photo 2). Les modèles plus récents de l'hélicoptère AS 350-B3 sont dotés d'un dispositif électrique qui dégage automatiquement le cran si le mode manuel (MANUAL MODE) est sélectionné ou si le voyant rouge GOV s'allume.

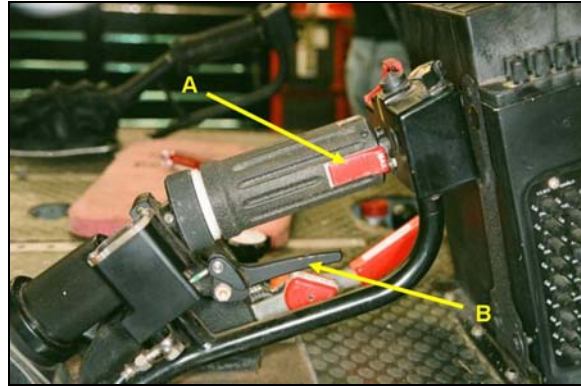


Photo 1. Levier du collectif du siège droit sur lequel on remarque le cran de verrouillage de la poignée (A) et le commutateur de largage de la charge (B).

Des boutons-poussoirs électriques montés sur les deux manches cycliques permettent habituellement de larguer la charge du crochet de charge de l'hélicoptère, mais ils n'étaient pas amorcés durant le vol en question. Bien qu'il soit possible d'utiliser un dispositif hydromécanique pour larguer manuellement la charge, celui-ci est seulement intégré au levier du collectif droit. L'élingue n'a pas été larguée pendant l'urgence.



Photo 2. Levier du collectif du siège gauche.

Analyse du moteur et du circuit carburant

Le moteur (Turbomeca Arriel 2B portant le numéro de série 22083 et totalisant 2304,9 heures depuis sa mise en service initiale), son dispositif de dosage hydromécanique (HMU) et son DECU² ont été déposés à des fins d'examen plus poussé dans un centre d'essai moteur.

Le DECU surveille et commande le fonctionnement du moteur. Le moteur Arriel 2B est muni d'un dispositif de régulation numérique à un circuit ainsi que d'un circuit électrique redondant alimenté par l'alternateur du moteur et la batterie de l'hélicoptère. Il est programmable, et il assure l'interface avec l'hélicoptère et les composants du système. Lors de certains événements, il enregistre et conserve les données dont les valeurs sont supérieures à certains paramètres préétablis, et ces renseignements sont sauvegardés dans sa mémoire. En cas de défaillance de

² Il porte aussi le nom d'élément de réglage électronique du moteur ou d'EECU.

niveau trois, le DECU bloque le moteur pas-à-pas (qui règle le doseur de carburant), ce qui cause un débit carburant fixe. Les anomalies précédemment relevées par le VEMD ont été comparées aux données sauvegardées par le DECU.

Les données du DECU ont confirmé qu'une anomalie était survenue après environ 30 minutes de vol. L'anomalie en question est mentionnée dans le manuel d'entretien du Turbomeca Arriel 2B sous la tâche numéro 71-00-06-817-854-A01, où elle est attribuée à une défaillance du résolveur du doseur de carburant ou à une défaillance du moteur pas-à-pas. Le manuel en question offre des directives de dépannage relativement à cette défaillance ainsi que trois causes possibles :

1. dispositif d'injection et de dosage (HMU);
2. EECU/DECU;
3. faisceau de commande.

Lorsque le moteur a été livré au centre d'essai moteur, il a été inspecté pour déterminer son état général et la faisabilité d'un essai de fonctionnement. On a relevé une certaine contamination du filtre à carburant du HMU; il totalisait environ 450 heures sur les 600 heures de durée de vie prévue. Des échantillons de carburant et d'huile ont été recueillis à des fins d'analyse. Certaines particules trouvées dans l'échantillon de carburant ont été analysées par JET-CARE International Inc. Les résultats de cette analyse ont été examinés, et ils sont indiqués dans le rapport numéro LP 020/2008 – *Test and Analysis of DECU* (Essai et analyse du DECU) du Laboratoire technique du BST. Le filtre d'huile du moteur et le filtre à carburant du HMU ont été déposés et mis de côté pour mener des analyses plus poussées. Ces dernières ont révélé qu'aucune particule ne provenait du HMU, et on a conclu que son filtre fonctionnait comme il le devait puisqu'il avait retenu la contamination observée lors de sa dépose.

Le moteur, équipé de son HMU et de ses faisceaux de fils originaux, a été mis au banc d'essai. Il comprend deux faisceaux : le faisceau de commande et de surveillance ainsi que le faisceau de régulation. Les deux faisceaux sont reliés d'un côté au DECU et de l'autre, à des capteurs et au HMU. Le faisceau de commande et de surveillance envoie des signaux servant à commander et à surveiller le DECU. Le faisceau de régulation envoie des signaux assurant les fonctions de régulation du DECU.

Le moteur a bien fonctionné en mode de commandes de vitesse et de position ainsi qu'en mode de vol automatique. Il a été en mesure de développer sa pleine puissance. Le moteur a été mis à l'essai notamment par la vérification des transitoires, des capteurs d'accélération et de décélération du moteur, des points d'ouverture et de fermeture du purgeur et du fonctionnement de l'alternateur. Le système manuel/auxiliaire du débit carburant a fonctionné sans problème. De même, on a vérifié le fonctionnement du HMU, et aucune défaillance n'a été relevée. Les performances du moteur au banc d'essai n'ont indiqué aucun problème relatif aux faisceaux de fils électriques.

On avait préparé le moteur pour le banc d'essai en y posant des filtres d'huile et à carburant asservis (au groupe du banc d'essai). Il ne s'agissait pas de filtres neufs, car c'est la politique de Turbomeca et la façon de faire des ingénieurs affectés au banc d'essai de réutiliser les filtres plusieurs fois. Toutefois, les filtres sont inspectés chaque fois qu'un moteur est mis à l'essai au

banc. Une fois la mise à l'essai du moteur terminée, on a examiné les bouchons détecteurs de limailles et ces derniers étaient propres. Le filtre d'huile et le filtre à carburant ont été vérifiés. On a trouvé des particules magnétiques brillantes et très fines dans le logement du filtre du HMU. On a envisagé la possibilité que le HMU génère ces particules de métal parce que le filtre n'aurait pas dû être contaminé. On a signalé que le filtre en question avait déjà été utilisé à six reprises.

Turbomeca (États-Unis) a signalé que des essais plus poussés pouvaient être faits en France, car il lui était impossible de mettre à l'essai les composants assemblés (DECU et moteur) dans son centre d'essai. Le HMU pouvait être mis à l'essai et/ou démonté pour vérifier si on y trouvait des rayures et/ou de la limaille. L'enquête a été réorientée sur la vérification du DECU et du HMU en France. Thales fabrique ce DECU pour Turbomeca.

Le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) (France) a récemment mené une enquête (Rapport n-du080711_cal01/- 11 juillet 2008 du BEA) après qu'un moteur Arrius 2K1 monté dans un hélicoptère Agusta A109E a subi une panne du moteur pas-à-pas provoquée par un débit carburant fixe. Le faisceau de régulation fabriqué par Aquitaine Electronique, référence 0319768200, portait des traces de corrosion interne et d'amorçage d'arc, lesquelles ont été jugées la cause fondamentale de la défaillance du moteur pas-à-pas. En outre, Turbomeca a informé les exploitants de l'examen d'un Eurocopter AS 350 B3 équipé d'un moteur Arriel 2B et exploité en Australie; l'examen en question a permis d'établir qu'un faisceau de régulation dont la continuité était irrégulière avait causé un problème de débit carburant fixe.

Examen de la régulation du carburant moteur aux installations de Turbomeca France et de Thales

Le personnel de Turbomeca, de Thales, du BEA et du Laboratoire technique du BST a procédé au démontage et à un examen rigoureux du HMU, et ce dernier a révélé la présence d'un contaminant dans les conduites de carburant du HMU. Il a été déterminé que ce contaminant était un petit éclat du matériel constituant le joint torique qui repose sur la chambre à membrane de pression différentielle (voir la Photo 3 et la Photo 4). Aucune limaille n'avait été produite dans ce composant. Le moteur pas-à-pas et le DECU ont fait l'objet d'essais exhaustifs distincts, et aucun des résultats obtenus n'a pu justifier ce qui s'est produit. L'Annexe A présente un schéma détaillé du dispositif de dosage de carburant.

L'enquête du Laboratoire technique du BST a permis de déterminer que le fragment de couleur bleue du joint torique ne provenait pas des joints toriques montés dans le circuit. Par conséquent, celui-ci était probablement entré dans le composant durant des travaux de maintenance antérieurs ou lors de la fabrication initiale du composant.

Examen du faisceau de commande et de surveillance ainsi que du faisceau de régulation

Un examen subséquent des faisceaux de fils du moteur (faisceau de commande et de surveillance et faisceau de régulation) a été jugé utile à la lumière des deux récents événements confirmés par American Turbomeca, et ce, malgré les résultats peu probants obtenus lors des

premiers examens des faisceaux effectués au banc d'essai. Le rapport numéro LP 020/2008 du Laboratoire technique du BST a été modifié pour refléter ces derniers examens. Aucune anomalie pertinente des faisceaux de fils ni aucune corrosion sur les connecteurs et les goupilles de raccordement n'ont été relevées.



Photo 3. Débris dans la chambre à membrane de pression différentielle

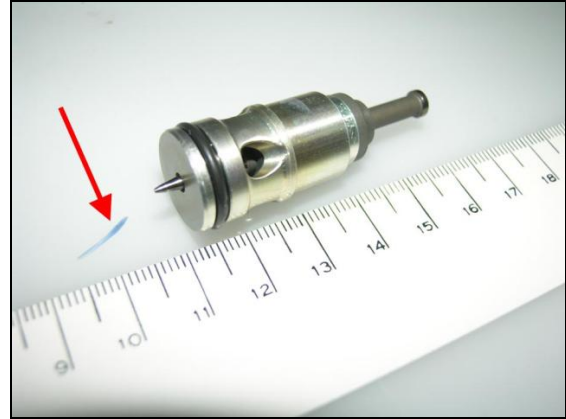


Photo 4. Matériau de joint torique et doseur.

Antécédents de maintenance

Toutes les mises à jours concernant la maintenance, les registres et les modifications applicables du DECU ont été effectuées, sauf la mise à niveau TU143 du logiciel. Cette mise à niveau apportait les changements suivants au DECU :

- amélioration du volet logique gérant la tolérance de perte de pas;
- ajout d'une fonction de remise à zéro des compteurs de cycles;
- ajout d'un totalisateur de décélération et sauvegarde des circonstances d'une panne;
- mise à jour de la logique de détection de N1, de N2 et des pannes d'alternateur.

Le HMU/ (pompe à carburant HP), référence 0292858770 et numéro de série 174B, a été déposé à deux reprises pour des travaux de maintenance non précisés. Le dispositif a été remis à neuf le 9 mars 2004 puis remis en service. Son temps depuis révision a été remis à zéro (0,0 heure). Il a été monté sur le moteur portant le numéro de série 22083 le 20 septembre 2004, alors que son temps depuis révision était de 907,04 heures. Le 26 janvier 2005, le HMU totalisait 1294,3 heures depuis sa révision, date à laquelle on a remplacé le manocontact de référence 9550172000. Au moment de l'accident, le HMU totalisait 1393,8 heures depuis sa révision. Il a une durée de vie prévue de 3000 heures.

Le 6 juin 2002, Eurocopter a publié la lettre de service numéro 1556-71-02, traitant des défaillances du régulateur de carburant résultant d'écart entre les positions théoriques et réelles du moteur pas-à-pas dans le dispositif de dosage de carburant. Par précaution, Eurocopter a demandé aux exploitants de couper le moteur avant de faire le plein, afin de réduire le présumé risque d'écart par une réinitialisation plus fréquente du calculateur. Ce dernier est automatiquement réinitialisé à chaque arrêt du moteur. La lettre de service indiquait

également que Turbomeca avait publié le bulletin de service numéro 292 73 2066, qui donnait des conseils sur l'intégration de la mise à niveau TU66C du logiciel. Cette mise à niveau permettait d'accroître la tolérance de la régulation automatique à pleine autorité redondante (FADEC)³ en cas d'une diminution du pas du rotor. Une fois la mise à niveau TU66C faite, il n'est plus nécessaire de couper le moteur pour faire le plein.

Le 17 avril 2004, Turbomeca a publié le bulletin de service (BS) numéro 292 73 2076/TU76, intitulé *Hydro-mechanical Metering Unit (HMU)/Rack is guided inside the fuel metering unit body/Incorporation of modification TU 76*. Le bulletin visait à éliminer les causes possibles de perte de pas de la servocommande pouvant mener à une transition vers le mode de commande manuelle. L'exploitant devait donner des instructions pour la dépose du HMU utilisé et la pose d'un HMU modifié. La modification en question comprenait un support plus long pour le moteur pas-à-pas et un couvercle modifié pouvant contenir le nouveau support. Le HMU/ (pompe à carburant HP), référence 0292858770 et numéro de série 174B, a été fabriqué après la modification TU76 (BS 292 73 2076).

Analyse

Même si les questions liées à la sécurité abordées par Eurocopter dans la lettre de service numéro 1556-71-02 et par Turbomeca dans le bulletin de service (BS) 292 73 2076/TU76 avaient d'abord été considérées comme des facteurs contributifs possibles, une enquête plus poussée a permis de déterminer que l'accident en question n'avait pas été causé par ces éléments.

Un éclat de matériau de joint torique trouvé dans les conduites de carburant du HMU a peut-être obstrué le doseur de carburant. Il n'était pas assez gros pour bloquer complètement l'orifice, mais il a peut-être nui à l'ouverture et à la fermeture du doseur de carburant, si l'éclat était coincé entre l'aiguille et l'orifice. Ce problème aurait causé un écart entre les positions du résolveur et du moteur pas-à-pas et provoqué un débit carburant fixe. Le régulateur ne pouvait pas accroître le débit carburant nécessaire pour maintenir un vol stationnaire haut, et l'hélicoptère a perdu de l'altitude.

Le levier du collectif du siège gauche n'était pas muni d'un mécanisme de déverrouillage de la poignée des gaz. Par conséquent, le pilote aux commandes n'a pas pu procéder au contrôle manuel de la poignée des gaz. Le débit carburant ne suffisait pas à fournir la puissance nécessaire pour freiner la vitesse de descente, et l'hélicoptère a fait un atterrissage brutal.

Les deux pilotes étaient penchés vers l'extérieur de l'appareil pour observer l'élingue au moment où les effets du débit carburant fixe se sont manifestés, et ils n'ont pas vu le voyant GOV sur le tableau des voyants d'avertissement. En outre, comme il était assis dans le siège gauche, le commandant de bord n'a pas entendu l'alarme sonore qui accompagne le déclenchement du voyant d'avertissement. La capacité du commandant de bord à gérer l'urgence était limitée, parce que l'alarme sonore n'était pas envoyée au pilote assis dans le siège gauche et qu'aucun mécanisme de déverrouillage de la poignée des gaz n'était monté sur le levier du collectif du siège gauche.

3

FADEC = régulation automatique à pleine autorité redondante

Comme le crochet de charge externe n'était pas activé pendant les exercices de formation, le commandant de bord n'aurait pas pu larguer la charge. Les deux pilotes possédaient de l'expérience en transport à l'élingue, mais ils n'ont pas pensé à larguer l'élingue. Pendant l'urgence, le commandant de bord a porté toute son attention à l'atterrissage de l'hélicoptère. Même si l'élingue n'a pas causé l'accident en question ou des dommages supplémentaires à l'hélicoptère, il y avait un risque que, en demeurant fixée à l'appareil pendant une urgence, elle s'accroche dans un obstacle, modifie l'assiette de l'hélicoptère et nuise à la maîtrise de celui-ci.

L'élève-pilote ne connaissait pas suffisamment bien l'hélicoptère pour réagir en cas d'urgence, et l'équipage n'avait effectué aucun exposé définissant l'échange de renseignements et le partage des tâches en situation d'urgence. L'équipage n'a pas eu suffisamment de temps pour coordonner les manœuvres nécessaires et assurer un atterrissage en toute sécurité.

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

LP 020/2008 – *Test and analysis of digital engine control unit (DECU)*
(Essai et analyse du dispositif de réglage électronique du moteur [DECU])

Ce rapport est disponible sur demande auprès du Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Le régulateur de carburant n'a pas pu accroître le débit carburant nécessaire pour maintenir un vol stationnaire haut; l'hélicoptère a perdu de l'altitude, et il a ensuite fait un atterrissage brutal. Le contaminant trouvé dans le dispositif de dosage hydromécanique (HMU) a peut-être bloqué le doseur de carburant, ce qui aurait provoqué un débit carburant fixe.
2. Le levier du collectif du siège gauche n'était pas muni d'un mécanisme de déverrouillage de la poignée des gaz. Par conséquent, le commandant de bord n'a pas pu régler manuellement la poignée des gaz et freiner la vitesse de descente de l'hélicoptère.
3. Les deux pilotes étaient penchés vers l'extérieur de l'appareil pour observer l'élingue au moment où les effets du débit carburant fixe se sont manifestés, et ils n'ont pas vu le voyant d'avertissement. La capacité du commandant de bord à gérer l'urgence était limitée, car l'alarme sonore n'était pas perceptible pour le pilote assis dans le siège gauche.

Faits établis quant aux risques

1. Le crochet de charge externe n'était pas activé pendant les exercices de formation, et le commandant de bord n'aurait pas pu larguer la charge. Si l'élingue demeure fixée à l'appareil pendant une situation d'urgence, il y a un risque qu'elle s'accroche dans un obstacle, modifie l'assiette de l'hélicoptère et nuise à la maîtrise de celui-ci.

2. Lors de séances de formation où l'on néglige d'effectuer un exposé sur les tâches à exécuter en cas d'urgence et sur leur coordination, il existe un risque plus élevé que l'hélicoptère ne se pose pas en toute sécurité.

Mesures de sécurité prises

L'exploitant, Prism Helicopters, a mis en place les mesures correctives suivantes :

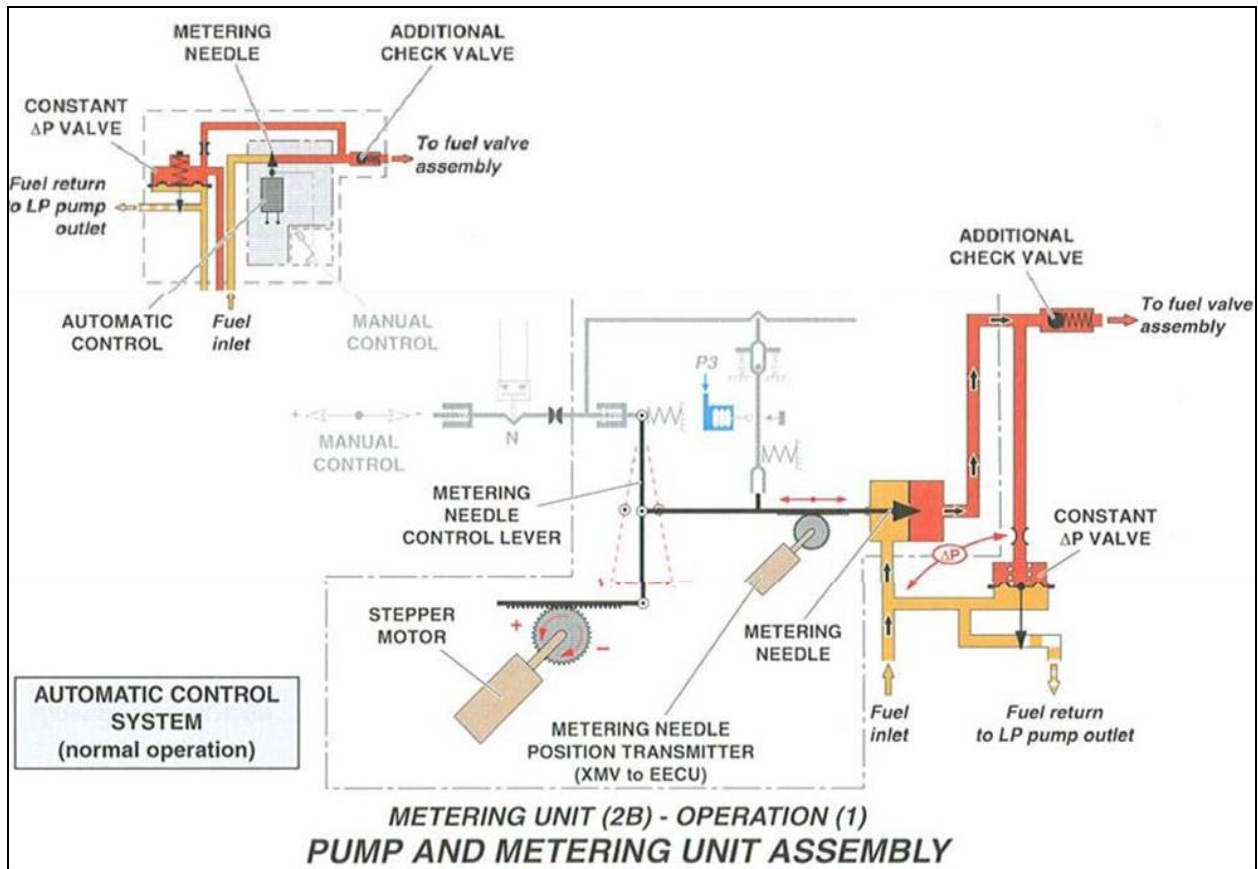
1. a) Il a ajouté le point « ARM CARGO HOOK » (activation du crochet de largage de charge) à la liste de vérifications du poste de pilotage qui doit être suivie avant le démarrage du moteur de l'hélicoptère AS 350B3. Ainsi, les pilotes ne pourront pas oublier d'activer le crochet de largage de charge avant d'effectuer le transport de charge externe.
- b) Il a ajouté des questions aux examens concernant divers travaux de transport de charge externe, notamment une question sur l'activation du crochet de largage de charge.
2. L'exploitant, Prism Helicopters, a remanié l'exposé standard donné avant tout vol de formation et d'évaluation pour préciser les tâches et les responsabilités des membres de l'équipage à l'égard de tout aspect de la formation, y compris les vraies situations d'urgence.
3. Une affichette (CO-PILOT AURAL WARNING NOT ENABLED) indiquant qu'une alarme sonore n'est pas envoyée au copilote a été placée sur le tableau de bord de l'hélicoptère, conformément à la lettre d'information en service d'Eurocopter Canada, en date du 28 mars 2008.
4. L'alarme sonore du régulateur posé dans l'hélicoptère en question a été vérifié, puis son volume a été réglé au maximum.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 23 septembre 2009.

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

Annexe A – Dispositif de dosage du carburant

Ce document n'existe pas en français.



Annexe B – Commentaires du Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile

BEA comments
about
the draft investigations report of AS 350 B3 accident registered N530NA

1 – Page 1

"The engine lost power and the helicopter started to descend and then impacted the ground."

According to the testimonies, it appears that the helicopter was hovering when the pilot decided to descend about 10 feet. Then, when the pilot wanted to arrest the descent, he pulled power back in but the helicopter continued to descend slowly. The investigations showed that a steeper motor fault occurred, associated to the red "GOV" warning light. The fuel flow was then frozen. The manual regulation, described in the flight manual, wasn't used by twisting the throttle in order to establish an appropriate fuel flow.

BEA suggests to write:

« After having descended about 10 feet, the pilot wanted to arrest the descent. He pulled power back in but the helicopter continued to descend slowly. After some manoeuvres from the pilot, the helicopter impacted the ground. »

2 – Page 2

"History of Flight

Following the engine power loss, the pilot-in-command attempted to arrest the descent by raising the collective, but the helicopter continued to descend slowly. He immediately lowered the collective and twisted the throttle toward the "Vol" (flight) setting, however it was already at that setting."

According to the BEA comment above, we suggest to write:

« When descending slowly, the pilot-in-command immediately lowered the collective and twisted the throttle toward the "Vol" (flight) setting without any effect on the engine power. »

3 – Page 2

"At the time of the power loss, both pilots were looking out and down at the long-line and were unable to see the helicopter's caution lights."

It's true that in such conditions it isn't easy to look at the red warning light on the warning panel inside the cockpit. But, it doesn't seem appropriate to say that both pilots were unable to see the caution lights.

In addition, a usual and adequate crew resource management could have allowed one pilot to detect a red caution light on the warning panel.

Finally and detailed later, the trainee should have heard an aural warning corresponding to the red governor ("GOV") light.

So, BEA suggests to write:

« When the helicopter was descending, both pilots were looking out and didn't look at the warning panel inside the cockpit. The red governor ("GOV") red light was on and an aural warning has been sent to the trainee only. »

4 – Page 3

"The helicopter audible warning had been selected ON but, by design, would not have been transmitted to the co-pilot seat headset. Newer versions of the AS350-B3 have a provision to select the audible warning ON for the co-pilot position."

According to the AS 350 manufacturer (Eurocopter France) and our knowledge, every time a red warning light (ENG P, ENG FIRE, MGB P, BATT TEMP, GOV and HYD) is activated there is an aural warning ("GONG"). The Eurocopter AS350 model is fitted with an intercom system (ICS), designed by the manufacturer (see the attached electrical drawing provided by the manufacturer).

This aural warning is generated by the warning panel and is sent to ASU card. Then ASU card distributes the signal to the control panel. When the horn switch is engaged on the control panel as requested in the flight manual, the aural warning is sent to the pilot and co-pilot seat headset.

When this helicopter was manufactured in October 1999, it was fitted as requested by the owner (Alpine Lufftransport AG, a Swiss company) with a TEAM TB27 ICS system. On this system, there is no provision to switch ON/OFF the audible warning delivered to the co-pilot headset seat. Aural warnings are always dispatched to the pilot and co-pilot seat headset.

According to the operator, the intercom system which equipped the helicopter at the time of the occurrence was an ICS Model AMS42 manufactured by Northern Airborne Technology Ltd. (NAT). This system was neither designed nor installed by Eurocopter France. According to Eurocopter Canada Limited, they didn't fit this ICS Model AMS42 on the helicopter.

Consequently, this ICS NAT AMS42 would have to be considered as an equipment approved by supplemental type certificate (STC) by a national authority of regulation.

When equipped with this ICS NAT AMS42, the aural warning, in case of similar red warning lights, can be dispatched to the pilot and co-pilot seat headset.

However, to improve the audibility of the aural warning by the pilot, Eurocopter Canada Limited Safety Information letter SI-ECL-006 indicates the possibility to use the amplified direct input which can be switched to the pilot or the co-pilot seat headset but not for both seat headset.

When the amplified direct signal is switched over to the pilot's side, the co-pilot's side will not have any aural warning signal at the headset. This letter also specified that the only time where the co-pilot's side would require the aural warning signal is during flight training and, in that case, a placard "co-pilot aural warning not enabled" will be installed on the instrument panel.

Eurocopter France was not aware of the Eurocopter Canada Limited Safety Information letter SI-ECL-006.

It seems that the helicopter, at the time of the occurrence, was in the status where only the right seat headset could receive the aural warning.

Consequently, BEA suggests TSB to confirm the real fitting of the ICS on the helicopter and to give some details about the organization which fitted this system and the existence of the warning placard.

In addition, BEA proposes to write:

«The Eurocopter AS350 model, manufactured by Eurocopter France, is fitted with an intercom system (ICS), designed by the manufacturer (see the attached electrical drawing provided by the manufacturer) approved by the certification authority.

Every time a red warning light (ENG P, ENG FIRE, MGB P, BATT TEMP, GOV and HYD) is activated there is an aural warning ("GONG").

This aural warning is generated by the warning panel and is sent to ASU card. Then ASU card distributes the signal to the control panel. When the horn switch is engaged on the control panel as requested in the flight manual, the aural warning is sent to the pilot and co-pilot seat headset.

When this helicopter was manufactured in October 1999, it was fitted as requested by the owner (Alpine Lufftransport AG, a Swiss company) with a TEAM TB27 ICS system. On this system, there is no provision to switch ON/OFF the audible warning delivered to the co-pilot headset seat. Aural warnings are always dispatched to the pilot and co-pilot seat headset.

According to the operator, the intercom system which equipped the helicopter at the time of the occurrence was an ICS Model AMS42, manufactured by Northern Airborne Technology Ltd. (NAT). This system was neither designed nor installed by Eurocopter France. According to Eurocopter Canada Limited, they didn't fit this ICS Model AMS42 on the helicopter.

This ICS NAT AMS42 would have to be considered as an equipment approved by supplemental type certificate (STC) by a national authority of regulation.

When equipped with this ICS NAT AMS42, the aural warning, in case of similar red warning lights, can be dispatched to the pilot and co-pilot seat headset.

However, to improve the audibility of the aural warning by the pilot, Eurocopter Canada Limited Safety Information letter SI-ECL-006 indicates the possibility to use the amplified direct input which can be switched to the pilot or the co-pilot seat headset but not for both seat headset.

When the amplified direct signal is switched over to the pilot's side, the co-pilot's side will not have any aural warning signal at the headset.

This letter also specified that the only time where the co-pilot's side would require the aural warning signal is during flight training and, in that case, a placard "co-pilot aural warning not enabled" will be installed on the instrument panel.

Eurocopter France was not aware of the Eurocopter Canada Limited Safety Information letter SI-ECL-006.

The helicopter, at the time of the occurrence, was in the status where only the right seat headset could receive the aural warning. (Fact to be confirmed by TSB). »

5 – Page 4

According to Turbomeca, instead of "Engine and fuel Systems examinations" write: «Engine and fuel Systems examinations. »

6 – Page 4

According to Turbomeca, instead of “Homogenized Metering Unit” write: «*Hydro-mechanical Metering Unit.*»

7 – Page 4

According to Turbomeca, instead of “The Arriel 2B utilizes a single-channel digital electronic control system ...” write: «*The Arriel 2B utilizes a single-channel digital engine control system*»

8 – Page 4

According to comment n° 6, the footnote n°1 is to be removed.

9 – Page 4

According to Turbomeca, instead of “Engine Electronic Computer Unit” write: «*Engine Electronic Control Unit.*»

10 – Page 5

“A detailed disassembly and examination of the HMU by Turbomeca, Thales, the Bureau d’Enquêtes et d’Analyses (BEA), and TSB Engineering personnel revealed the presence of a contaminant within the HMU fuel channels. This contaminant was determined to be a small sliver of O-Ring seal material (see Photo 3 and Photo 4). There was no metal generated within this component”

Turbomeca Investigation report (T08CRA0308A-1 on 5 July 2008) noticed that a piece of blue O’ring was discovered in the Delta P diaphragm chamber during HMU disassembly.

No Turbomeca opinion about what could have been the consequence of such piece in this chamber is noticed in the report.

According to Turbomeca, *“it is impossible for the sliver found in the HMU to obstruct the fuel metering valve”*. In addition, Turboméca stated that *“if this sliver had gone through the fuel metering valve, there is very low probability that it would end up in the delta P diaphragm; it would have gone with the fuel flow.”*

It seems useful to study if complementary tests with a standard HMU with such similar piece of O’ring could be carried out in order to determine if this piece could have been involved in a fixed fuel flow conditions.

In addition, Turbomeca indicates that *“a potential issue could exist with the regulation harness”*.

It seems relevant to carry out deeper tests of the regulation hardness to eliminate this hypothesis.

11 – Page 7

“The governor could not deliver the increased fuel flow required to maintain the high hover and the helicopter descended.”

We agree that a fixed fuel flow condition occurred. This situation probably happened when the pilot slightly lowered the collective pitch to descend about ten feet. Consequently, when the pilot decided to stop the descent he pulled the collective pitch in order to stop the descent and to maintain the high hover. But the governor

failure prevented the fuel to increase. Then, the helicopter continued to descend slowly.

BEA suggests to remove this sentence and to write:

«It is likely that a fixed fuel flow condition occurred when the pilot slightly lowered the collective pitch to descend about ten feet. Consequently, when the pilot decided to stop the descent he pulled the collective pitch in order to stop the descent and to maintain the high hover. But the governor failure prevented the fuel flow to increase. Then, the helicopter continued to descend slowly. »

12 – Page 7

"The left seat controls did not have a release mechanism for the throttle lock. Therefore the PIC was unable to initiate manual control of the throttle. There was insufficient fuel flow to provide the power necessary to arrest the rate of descent and a hard landing ensued.

Both pilots were leaning out to observe the long-line at the time of the fuel system emergency and did not see the GOV light displayed on the warning panel. Additionally, due to his sitting in the left seat, the PIC did not receive the aural warning that accompanies activation of a warning light. The PIC's ability to manage the emergency was hampered by a lack of audio warning provided to the left seat pilot and the lack of a throttle lock release mechanism on the left collective".

"Because the external cargo hook was not armed during the training exercises the PIC was not able to jettison it. Even though the long-line did not cause this accident or add to the helicopters damage, there is a risk that if left attached during an emergency it could get caught in terrain obstacles, alter the attitude of the helicopter and hamper its control."

It's true that the left seat controls did not have a release mechanism for the throttle lock which isn't the case for the right seat.

It's also true that the external cargo hook wasn't armed. It wasn't possible to jettison the long-line by the electrical push button on both cyclic. But, there was a mechanical cargo release on his right seat collective.

The trainee and particularly the PIC would have to know such particularities.

Consequently, when the PIC noticed that neither the collective pitch nor the twisting of the throttle had effect on the engine power and that the helicopter was slowly descended:

- He probably thought that it wasn't a total engine failure but probably a problem of fuel regulation because he twisted his throttle.
- He could have requested the trainee to move his own throttle lock.
- He could have requested the trainee to look inside the cockpit to identify if there was a red light on. The trainee would have probably seen the red GOV light and informed the PIC. Knowing the nature of the failure, the PIC had the possibility to apply the defined procedure in the flight manual to establish an appropriate fuel flow.
- The trainee who has 500 hours of long-line experience and 2 000 hours of flight time could have jettisoned the long-line by manoeuvring the mechanical cargo release on his right seat collective on his own decision or under the

request of the PIC. Then as the attention of both pilots would not have been taken in surveying the long-line, they would probably have the opportunity to look inside the cockpit to identify the major failure and apply the procedure.

The trainee, who has 2 000 hours of flight time, should have received the aural warning indicating a major failure which requested immediate actions. He didn't indicate that fact to the PIC. Most probably, his attention was totally fixed outside. So the aural warning wasn't taken into account.

Consequently, BEA suggests to remove these three paragraphs and to write:

*«The left seat controls did not have a release mechanism for the throttle lock but the right seat controls had such mechanism.
The external cargo hook wasn't armed. It wasn't possible to jettison the long-line by the electrical push button on both cyclic. But, there was a mechanical cargo release on the right seat collective.
These particularities would have to be known by the trainee and particularly by the PIC.*

When the PIC noticed that neither collective pitch nor the twisting of the throttle had effect on the engine power and that the helicopter was slowly descended, he probably thought that it wasn't a total engine failure but probably a problem of fuel regulation because he twisted his throttle. He had the possibility to request the trainee to move his own throttle lock.

Neither the PIC nor the trainee (under the PIC's instructions) looked inside the cockpit to determine the failure type ("GOV": governor failure). Knowing the failure, it would have been possible to apply the defined procedure in the flight manual to establish an appropriate fuel flow to stabilise the helicopter

The trainee who has 500 hours of long-line experience and 2 000 hours of flight time could have jettisoned the long-line by manoeuvring the mechanical cargo release on his right seat collective on his own decision or under the request of the PIC. Their attention would not have been taken in surveying the long-line.

The trainee should have received the aural warning indicating a major failure which requested immediate actions. He didn't indicate that fact to the PIC. Most probably, his attention was totally fixed outside. So the aural warning wasn't taken into account.

Even though the long-line did not add to the helicopters damage, there is a risk that if left attached during an emergency it could get caught in terrain obstacles alter the attitude of the helicopter and hamper its control. »

13 – Page 7

“There was insufficient time to coordinate the necessary actions to ensure a safe landing”.

BEA doesn't completely agree with this affirmation. Obviously, the situation requested quick actions from both experimented pilots but the engine power wasn't completely lost as the fuel flow was in such fixed conditions that the helicopter slowly descended. The time seemed to be sufficient to identify the failure then to apply the procedure. The helicopter certification takes into account such deficiency.

BEA suggest to remove this sentence and to write:

«The situation requested quick actions from both experimented pilots but the time seemed to be sufficient to identify the failure then to apply the procedure and avoid a hard landing. »

14 – Page 7

"1.It is likely the contaminant found in the HMU obstructed the fuel metering valve resulting in a fixed fuel flow condition. The fuel control unit could not deliver the increased fuel flow required to maintain the high hover, the helicopter descended and a hard landing ensued."

BEA agrees that the fuel control unit could not deliver the required fuel flow to maintain the high hover due to the governor failure.

However, regarding BEA comments n° 5, the implication of the small sliver of O-Ring seal material needs to be clarified.

In addition, an application of the defined procedure would have allowed to get the sufficient fuel flow to avoid the helicopter to descend until the ground.

BEA suggests to remove these sentences and to write:

«1. The situation resulting in a fixed fuel flow condition is linked to a steeper motor fault. The fuel control unit could not deliver the required fuel flow to maintain the high hover. »

15 – Page 8

Findings as to Causes and Contributing Factors

"2. The left seat controls did not have a release mechanism for the throttle lock and therefore the PIC was unable to initiate manual control of the throttle and arrest the rate of descent.

3. Both crew members were looking outside and did not see the warning light. The PIC's ability to manage the emergency was hampered by the lack of an audio warning in the left seat position."

According to BEA comments above, we don't subscribe to these 2 findings and we suggest the following ones:

« 2. The failure which was announced by the red warning light and the aural warning was not identified by both pilots and particularly by the PIC. Consequently, the defined procedure in the flight manual to establish an appropriate fuel flow to stabilise the helicopter and avoid a hard landing has not been applied »

« 3. A lack of the crew resource management between the PIC and the trainee involved the PIC to twist ineffectively the throttle without requesting the trainee to move the throttle lock on the right seat collective and to look inside the cockpit at the warning panel to identify the failure and apply the procedure. »

« 4. The external cargo hook was not armed during the exercises and both pilots were not able to jettison the long-line by the electrical push button on his cyclic. But, the experimented trainee could have jettisoned the long-line by manoeuvring the mechanical cargo release on his right seat collective on his own decision or under the request of the PIC.

Consequently, the PIC attention was completely focused in the survey of the long-line preventing his ability to manage the situation.

16 – Page 8

BEA agrees with both findings as to risk and adds the following ones:

“3. The left seat controls did not have a release mechanism for the throttle lock and therefore the PIC would have to request to the trainee to move the throttle lock on the right seat controls in order to get an efficiency of his throttle.

4. Only the trainee received the aural warning. If the PIC had received the aural warning, his ability to identify the GOV failure would have been facilitated.

17 – Page 8

Safety Actions

BEA suggests the following safety actions:

- 1. The left seat throttle control does not have the throttle lock. Newer AS350-B3 versions incorporate an electrical release that functions automatically when the red GOV light is triggered. It is recommended that the manufacturer (Eurocopter France) studies a recommended modification which incorporates an electrical release that functions automatically when the red GOV light is triggered.*
- 2. The helicopter was equipped with an intercom system Model AMS42 manufactured by Northern Airborne Technology Ltd. (NAT). This system allowed the aural warning to be dispatched to the pilot and co-pilot seat headset. However, the operator has the possibility to dispatch the aural warning only to the right seat headset by the operator. It is recommended to the concerned authority to recommend to all the operators not to use the amplified direct input but to dispatch the aural signal to pilot and co-pilot seat headset.*
- 3. The applicable DECU TU143 modification which isn't mandatory wasn't applied. It is recommended that all the operators apply this modification.*
- 4. As the root cause of the fixed fuel flow condition wasn't clearly determined, it is recommended to investigate the regulation harness of the engine which could presented a potential issue and could result in this fixed fuel flow.*