

Rapport

Accident survenu le **12 avril 2003**
sur l'**aérodrome de Tarbes Laloubère (65)**
à l'**hélicoptère EC-120B**
immatriculé **F-GKHH**
exploité par **Pyrénées Transport Hélico**

BEA

MINISTÈRE DE L'ÉCOLOGIE, DE L'ÉNERGIE, DU DÉVELOPPEMENT DURABLE ET DE L'AMÉNAGEMENT DU TERRITOIRE

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Erratum au rapport concernant l'accident survenu le 12 avril 2003 sur l'aérodrome de Tarbes Laloubère (65) à l'hélicoptère EC-120B immatriculé F-GKHH, exploité par Pyrénées Transport Hélico

1.13 Essais et recherche (pages 9 à 11) :

Page 10 : à la place de

« Examen de la chaîne de lacet

Le système anti-couple de type fenestron est commandé par l'intermédiaire d'une commande à billes. Celle-ci est composée d'une lame souple entourée de deux séries de billes, le tout coulissant dans une gaine flexible.

Il a été observé deux ruptures sur cette commande. Elles sont de type statique et dues aux efforts de traction exercés sur le câble.

Elles s'expliquent de la façon suivante : le choc du rotor sur la poutre de queue introduit une traction brutale sur la commande. La première rupture intervient alors dans la plus petite section de la lame centrale. La partie restante de la lame arrive ensuite sur la butée mécanique de la gaine et une deuxième rupture survient dans la zone heurtée par la pale. On retrouve d'ailleurs à cet endroit des traces de peinture similaire à celle des pales du rotor principal.

Schéma

Examen de l'arbre de transmission arrière

Toutes les ruptures examinées sur cet élément sont de type statique. Les déformations montrent une transmission de puissance vers les ensembles mécaniques arrière.

Des traces de peinture provenant du rotor principal, retrouvées sur la gaine de la commande à billes près de la deuxième rupture de la lame centrale, permettent d'affirmer qu'il y a eu interaction entre le rotor et la poutre arrière. »,

lire

« Examen de la chaîne de lacet

La chaîne de commande du rotor anti-couple du fenestron utilise deux commandes à billes raccordées entre elles. Chaque commande est constituée d'une lame souple entourée de deux séries de billes, le tout coulissant dans une gaine flexible.

La commande arrière a été sectionnée par une pale du rotor principal lorsque celui-ci est entré en interaction avec la poutre arrière. Des traces de peinture provenant du rotor principal ont été retrouvées sur la gaine au droit de la zone de rupture.

La lame centrale de cette même commande a également été retrouvée rompue au niveau des sertissages de ses deux extrémités. Les faciès des pièces rompues et la striction des matériaux montrent que ces ruptures ont été brutales et consécutives à des efforts de traction supérieurs à la résistance de l'assemblage. Ces éléments indiquent que la pale qui a heurté la poutre de queue a exercé une traction instantanée sur la commande à billes, qui s'est rompue par arrachement au niveau des deux sertissages.

Examen de l'arbre de transmission arrière

Toutes les ruptures examinées sur cet élément sont de type statique. Les déformations montrent une transmission de puissance vers les ensembles mécaniques arrière. »

Prière de se référer à la version mise en ligne

Avertissement

Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE et au Code de l'Aviation civile (Livre VII), l'enquête n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Table des matières

AVERTISSEMENT	3
GLOSSAIRE	5
SYNOPSIS	6
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	7
1.1 Déroulement du vol	7
1.2 Dommages à l'aéronef	7
1.3 Autres dommages	7
1.4 Renseignements sur le personnel	7
1.5 Renseignements sur l'aéronef	7
1.6 Conditions météorologiques	8
1.7 Télécommunications	8
1.8 Renseignements sur l'aérodrome	8
1.9 Enregistreurs de bord	8
1.10 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	8
1.11 Renseignements médicaux et pathologiques	9
1.12 Questions relatives à la survie des occupants	9
1.13 Essais et recherche	9
1.14 Renseignements sur les organismes et la gestion	11
1.15 Renseignements supplémentaires	11
1.15.1 Témoignages	11
1.15.2 Particularités du fenestron	12
1.15.3 La commande à billes de lacet	12
1.15.4 Démontage des doubles commandes	12
1.15.5 Événements antérieurs	12
1.15.6 Formation	13
1.15.7 Mesures prises à la suite de l'accident du F-GKHH	13
2 - ANALYSE	14
2.1 Scénario de l'accident	14
2.2 Présence des commandes à gauche	15
3 - CONCLUSIONS	16
3.1 Faits établis par l'enquête	16
3.2 Cause probable	16
LISTE DES ANNEXES	17

Glossaire

CRM	Compte Rendu Matériel
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
FAR	Federal Aviation Regulations
ft	Pied
JAR	Joint Airworthiness Requirements
kt	Nœuds
lb	Livre
QNH	Calage altimétrique requis pour lire au sol l'altitude de l'aérodrome

Synopsis

Date de l'accident

Samedi 12 avril 2003 à 17 h 20 ^①

Lieu de l'accident

Aérodrome de Tarbes Laloubère (65)

Nature du vol

Vol local, baptême de l'air

Aéronef

Hélicoptère Eurocopter EC-120B
« Colibri » immatriculé F-GKHH

Propriétaire

Lifrapos SARL

Exploitant

Pyrénées Transport Hélico

Personnes à bord

1 pilote, 2 passagers

^① Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter deux heures pour obtenir l'heure en France métropolitaine le jour de l'événement.

Résumé

Après un vol sur les Pyrénées le pilote s'intègre en semi-directe pour la piste 26. En fin d'arrondi, réalisé aux environs du milieu de la piste, l'hélicoptère part en rotation à gauche. Au bout de deux ou trois tours, il reprend de la hauteur avec des variations importantes d'assiette longitudinale, s'incline sur la gauche, puis heurte le sol.

Conséquences

	Blessures			Matériel
	Mortelles	Graves	Légères/Aucune	
Membres d'équipage	-	1	-	Détruit
Passagers	1	1	-	
Autres personnes	-	-	-	

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

L'hélicoptère décolle en piste 26 de l'aérodrome de Tarbes Laloubère pour un baptême de l'air. Il se dirige vers la chaîne des Pyrénées. Le vent qui souffle sur les crêtes génère quelques turbulences et le pilote décide de rentrer vers Tarbes après 45 minutes de vol environ. Il intègre le circuit de piste en étape de base pour la piste 26 puis passe en finale. Cette finale est réalisée sur un plan à 5 %, le milieu de la piste servant de point d'aboutissement. Jusqu'à l'arrondi (flare) tout se passe normalement[®]. L'hélicoptère part en lacet à gauche ; le pilote ne parvient pas à arrêter le mouvement. Les témoins décrivent un mouvement permanent de lacet à gauche. Au bout de deux ou trois tours, la poutre de queue étant passée très près du sol, l'hélicoptère remonte avec des variations importantes d'assiette longitudinale. Enfin, il s'incline sur la gauche et heurte le sol. Le passager assis en place avant gauche est tué et l'hélicoptère est détruit.

[®] Le pilote a précisé qu'il percevait les vibrations caractéristiques de cette phase de vol.

1.2 Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère a été détruit par l'impact.

1.3 Autres dommages

Aucun.

1.4 Renseignements sur le personnel

Homme, 41 ans

- ☐ Licence de pilote professionnel d'hélicoptère délivrée le 14 mars 2001 valide jusqu'au 30 septembre 2003
- ☐ Qualification EC-120B obtenue le 21 mars 2003
- ☐ Autres qualifications de type : BH 06, A 206, BH 47, AS 350, F28
- ☐ Certificat médical de classe 1 délivré le 26 février 2003
- ☐ Expérience aéronautique :
 - 207 heures de vol dont 99 comme commandant de bord et 8 heures 15 minutes sur type ;
 - dans les 90 derniers jours : 30 heures de vol ;
 - dans les 30 derniers jours : 14 heures dont 7 heures 30 minutes sur type ;
 - dans les 24 heures précédentes : 45 minutes, vol de l'accident.

1.5 Renseignements sur l'aéronef

- ☐ Constructeur : EUROCOPTER
- ☐ Type : EC-120B « Colibri »
- ☐ Date de mise en service : 26 janvier 2001
- ☐ N° de série : 1122
- ☐ Certificat de navigabilité renouvelé le 23 décembre 2002, valide jusqu'au 23 décembre 2003
- ☐ Heures de vol : 215

Cet hélicoptère était loué par Pyrénées Transport Hélico. Le pilote, gérant administratif de la société, l'avait convoyé vers Tarbes le 21 mars 2003.

1.6 Conditions météorologiques

Observation à la station météorologique de l'aérodrome de Tarbes Lourdes située à 10 km environ :

- ☐ Vent : 040° / 4 kt
- ☐ Visibilité supérieure à 10 km
- ☐ Nébulosité : 1/8 Sc à 6 000 pieds, 7/8 Ac à 9 000 pieds
- ☐ Température : + 13 °C
- ☐ Température du point de rosée : + 7 °C
- ☐ Humidité : 67 %
- ☐ QNH : 1015 hPa

1.7 Télécommunications

Le pilote utilisait la fréquence auto-information de l'aérodrome de Tarbes Laloubère. Cette fréquence n'est pas enregistrée.

1.8 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome de Tarbes Laloubère est un aérodrome non contrôlé ouvert à la circulation aérienne publique. Son altitude est de 1076 pieds. Il dispose de deux pistes attenantes non revêtues orientées 08/26 de 830 mètres de long. La piste située au sud, généralement utilisée par les planeurs, a une largeur de 80 m. C'est sur la seconde, large de 60 m, que l'hélicoptère se posait.

1.9 Enregistreurs de bord

L'hélicoptère n'était pas équipé d'un enregistreur de vol, la réglementation ne l'imposant pas. Il est équipé d'un ordinateur embarqué : le VEMD (Vehicle and Engine Multifunction Display). Les paramètres d'entrée de ce ordinateur sont issus de capteurs d'environnement (pression statique, température statique,...) et de fonctionnement de différents systèmes de l'hélicoptère (moteur, rotor,...). Le ordinateur présente au pilote différents paramètres de gestion du vol ; il dispose aussi de fonctions destinées au suivi technique de l'hélicoptère (décompte du temps de vol) et à sa maintenance (mémorisation de pannes et de dépassement de paramètres).

Les données enregistrées par le VEMD ne font apparaître aucun dysfonctionnement de l'hélicoptère avant l'accident.

1.10 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Les débris de l'hélicoptère sont répartis dans un cercle de 50 m de rayon centré sur la limite des deux pistes, vers le deuxième tiers médian de celles-ci.

La cellule, orientée à l'est, est couchée sur le flanc gauche. Les patins et arceaux se sont rompus en plusieurs endroits à l'impact. Les commandes de frein rotor et coupe-feu sont en position avant (non freiné, non coupé). La poignée tournante de commande de pas général est en position vol. La commande droite de pas cyclique est défrictionnée. Les commandes de vol en place gauche sont présentes. Les pédales de palonnier en place avant gauche sont en position haute. Cette position correspond au réglage pour une personne

de grande taille. Celles de droite sont en position basse. Le siège avant gauche est verrouillé en butée arrière. La ferrure de fixation droite du harnais de ce siège est rompue.

La boîte de transmission principale est solidaire de la cellule. Les dommages sur le moyeu rotor montrent que le rotor principal et les pales transmettaient de la puissance. Les trois pales principales se sont rompues à hauteur du pied de pale consécutivement à l'impact. Les dommages observés sur la turbine montrent qu'elle développait de la puissance lors de l'impact.

Des éléments de poutre de queue séparés de la cellule et des morceaux de l'arbre de transmission arrière sont répartis sur tout le site. Le fenestron et la boîte de transmission arrière se trouvent à une quarantaine de mètres de la cellule. Les traces observées sur la poutre de queue montrent qu'il y a eu interaction entre le rotor principal et la poutre.

1.11 Renseignements médicaux et pathologiques

Le corps du passager décédé a fait l'objet d'un examen externe complété par des radiographies. Il y a prédominance des lésions du côté gauche avec des érosions des régions claviculaire et iliaque gauche similaires à celles que l'on observe en cas de frottement des ceintures de sécurité. La gravité des lésions traumatiques explique le décès à l'impact.

1.12 Questions relatives à la survie des occupants

La structure et les sièges ont absorbé une forte énergie lorsque l'hélicoptère s'est couché sur le flan. Le pilote et le passager en place arrière ont été protégés par la structure, alors que le passager avant a été directement exposé au choc. L'attache de ceinture de son siège s'est rompue au choc. Les trois personnes portaient le harnais complet comprenant la ceinture ventrale et les harnais d'épaule.

1.13 Essais et recherche

L'examen détaillé de certains composants de l'hélicoptère permet d'effectuer les constatations suivantes.

Examen de la boîte de transmission principale

Elle ne présente pas de dommages autres que ceux liés à l'accident.

Examen de la roue libre

Les dommages observés sur les dents du pignon indiquent que le moteur développait de la puissance lors de l'impact.

Examen des chaînes de roulis et tangage

Les examens effectués sur les chaînes de roulis et de tangage ont montré que les déformations et ruptures observées sont statiques, c'est-à-dire consécutives à l'impact.

La molette permettant au pilote de régler la dureté de la commande de pas cyclique a été retrouvée défrictionnée.

Examen de la chaîne de lacet

La chaîne de commande du rotor anti-couple du fenestron utilise deux commandes à billes raccordées entre elles. Chaque commande est constituée d'une lame souple entourée de deux séries de billes, le tout coulissant dans une gaine flexible.

La commande arrière a été sectionnée par une pale du rotor principal lorsque celui-ci est entré en interaction avec la poutre arrière. Des traces de peinture provenant du rotor principal ont été retrouvées sur la gaine au droit de la zone de rupture.

La lame centrale de cette même commande a également été retrouvée rompue au niveau des sertissages de ses deux extrémités. Les faciès des pièces rompues et la striction des matériaux montrent que ces ruptures ont été brutales et consécutives à des efforts de traction supérieurs à la résistance de l'assemblage. Ces éléments indiquent que la pale qui a heurté la poutre de queue a exercé une traction instantanée sur la commande à billes, qui s'est rompue par arrachement au niveau des deux sertissages.

Examen de l'arbre de transmission arrière

Toutes les ruptures examinées sur cet élément sont de type statique. Les déformations montrent une transmission de puissance vers les ensembles mécaniques arrière.

Examen de la boîte de transmission arrière et du moyeu rotor arrière

Le désassemblage et le démontage de la boîte de transmission arrière et du moyeu rotor n'ont mis en évidence aucune anomalie.

Examen des commandes de pas collectif

Toutes les déformations et ruptures examinées sont consécutives à l'impact. L'examen de la pompe hydraulique et de son régulateur ainsi que le passage sur banc de réception des servocommandes n'ont mis en évidence aucune anomalie antérieure à l'impact.

Examen des fluides

L'analyse qualitative des échantillons d'huile provenant de la boîte de transmission arrière et de la boîte de transmission principale confirme que le lubrifiant utilisé était conforme aux spécifications du constructeur.

L'analyse spectrale de l'échantillon d'huile prélevé sur la BTP montre un taux élevé en zinc (50 ppm) comparativement au taux moyen de 2 ppm pour les autres métaux présents dans le prélèvement. Ceci s'explique vraisemblablement par l'endommagement à l'impact de la roue libre dont les rouleaux avaient fait l'objet d'un traitement de surface au zinc lors de leur fabrication.

Examen des sièges et ceintures

L'examen des sièges et des dommages sur la cellule montrent que le premier impact a une faible composante verticale mais une composante latérale significative côté gauche.

L'analyse des déformations et des contraintes subies par la structure ne permet pas de calculer précisément les facteurs de charges auxquels ont été soumis les occupants, compte tenu de la complexité des efforts multiples auxquels a été soumis l'hélicoptère lors des impacts successifs.

Cette analyse permet cependant d'évaluer le facteur de charge latéral subi par le pilote à environ 13 g et celui subi par le passager assis en place avant gauche à environ 17 g. La différence de facteur de charge résulte de l'absorption d'énergie par des déformations introduites dans les commandes de pas cyclique et collectif par le pilote lors de l'impact, et de différences dans les sollicitations subies. En effet lors du choc, le siège passager avant gauche est entré en contact avec le manche collectif. La ferrure droite de la ceinture avant gauche s'est rompue. Le plancher côté passager avant gauche ne s'est pas déformé de la même manière que le plancher du côté droit.

Les conditions techniques de certification (Jar 27) imposent une tenue latérale de 8 g avec un coefficient de 1,33 pour les sièges et les ferrures de fixation des ceintures soit une limite ultime de 10,64 g.

1.14 Renseignements sur les organismes et la gestion

Ayant appris l'existence de la société Pyrénées Transport Hélico sur internet, un des passagers avait pris un rendez-vous pour un baptême de l'air.

Le décret n° 2003-230 du 13 mars 2003 stipule que l'exploitation en baptême de l'air de gyrovations dont la capacité d'emport, équipage compris, est supérieure à trois personnes, nécessite l'obtention d'une licence d'exploitation et d'un certificat de transporteur aérien. Toutefois, une note de la DGAC, datée du 9 avril 2003, précise que les règles appliquées aux entreprises effectuant des baptêmes de l'air restent inchangées jusqu'à la publication de règles opérationnelles spécifiques.

Cependant la Direction de l'Aviation Civile Sud avaient indiqué, par courrier, au directeur de la société qu'une activité baptême de l'air ne pouvait se faire au départ de l'aérodrome de Tarbes Laloubère, pour des raisons de nuisances sonores.

1.15 Renseignements supplémentaires

1.15.1 Témoignages

Plusieurs personnes, toutes situées devant les hangars au nord des installations, ont vu l'accident. Elles décrivent une arrivée en finale stabilisée sur un plan à 5 %. Lors de la stabilisation, alors qu'il était à un ou deux mètres du sol, l'hélicoptère est parti en lacet à gauche. Après deux tours environ, il est monté de quelques mètres, toujours animé d'une rotation en lacet à gauche qui s'est accélérée, avec des variations importantes d'assiettes longitudinale et latérale. Certains témoins ont vu alors les pales du rotor principal heurter la poutre de queue et une partie de cette dernière se détacher avant que l'hélicoptère ne se renverse sur la gauche.

Le pilote a indiqué qu'il avait lui-même attaché ses passagers avant le départ. Après avoir volé une quarantaine de minutes sur le relief au niveau des crêtes, il est revenu vers l'aérodrome. Après avoir effectué une prise de terrain « école »,

il a perçu les vibrations habituelles qui accompagnent le flare. C'est à ce moment que l'hélicoptère est parti en lacet à gauche sans qu'il puisse arrêter cette rotation. Il pense avoir demandé le plein débattement des palonniers. Voyant qu'il ne parvenait pas à stabiliser l'hélicoptère, il a tiré légèrement le pas collectif. Il a associé ce problème à une perte d'efficacité du fenestron.

L'instructeur qui a délivré la qualification de type au pilote avait réalisé avec lui quatre vols d'une durée totale de trois heures et quarante minutes. Ces vols comprenaient une prise en main, du travail près du sol, des approches sur hélisurfaces et divers cas de pannes. Ils n'ont pas été effectués sur l'hélicoptère accidenté. Le pilote était à l'aise sur l'hélicoptère et conscient de sa faible expérience. Après avoir obtenu sa qualification de type, le pilote avait convoyé le F-GKHH de Toussus-le-Noble à Tarbes.

1.15.2 Particularités du fenestron

L'hélicoptère EC-120 est équipé d'un système anti-couple de type fenestron. Ce système demande, pour une même efficacité, plus de débattement au palonnier lors de l'entrée en effet de sol qu'un rotor anti-couple classique. Il est, par contre, plus efficace une fois que l'hélicoptère est installé en effet de sol.

1.15.3 La commande à billes de lacet

La commande à billes de lacet, fabriquée par l'entreprise CBA, relie les palonniers de l'hélicoptère au système de variation de pas du rotor du fenestron. Elle est composée d'une âme centrale entourée de deux étages de billes reliées entre elles par des cages mobiles.

Les normes de certification imposent que la chaîne de commande résiste à des efforts de 241 daN. Ceci correspond à un effort maximal de 87 daN exercé par le pilote multiplié par le rapport de réduction entre le palonnier et la commande, affecté d'un coefficient de sécurité de 50 %^③.

Lors de la fabrication de chaque lot (environ vingt commandes par lot) un échantillon est essayé en traction jusqu'à rupture. La valeur minimale de la charge à rupture de chaque étalon doit être de 512 daN. La valeur moyenne relevée est de 570 daN. Toutes les commandes sortant de production sont essayées en traction à une charge de 280 daN.

1.15.4 Démontage des doubles commandes

Il n'y a pas de texte réglementaire imposant au pilote de retirer les doubles commandes pour un baptême de l'air. Il faut environ quarante-cinq minutes pour démonter la commande de pas cyclique. En ce qui concerne les palonniers, pour les hélicoptères EC-120 allant jusqu'au numéro de série 1259, plusieurs heures de travail sont nécessaires pour la dépose.

1.15.5 Evénements antérieurs

Le 26 avril 2001, Eurocopter avait émis une lettre de service (N° 1518-67-01) se basant sur l'étude de trois accidents survenus près du sol en vol quasi stationnaire. Dans ces trois cas, l'hélicoptère était parti en lacet à gauche et l'action du pilote n'avait pas été suffisante pour arrêter la rotation. Dans les trois cas, les pilotes pensaient avoir utilisé le plein débattement au palonnier

^③ Un pilote appliquant 100 % de l'effort limite (58 daN) ; deux pilotes appliquant simultanément 75 % de l'effort limite ($2 \times 0,75 \times 58 = 87$ daN) Le rapport de réduction entre le palonnier et la commande est de 1,85 (palonnier en position haute).

et avaient diagnostiqué une défaillance du système anti-couple. Les travaux effectués après ces accidents n'avaient fait apparaître aucune défectuosité du rotor arrière.

Dans la lettre de service Eurocopter, rappelait que « sous certaines conditions, un départ en rotation à gauche peut amener l'hélicoptère à amorcer un taux de rotation élevé si l'on ne se remet pas très rapidement dans des conditions de position du palonnier adaptées. Dans les conditions de rotation rapide, si le pilote essaye de contrer cette rotation par une position de pied à droite d'intensité correspondant seulement à la position du vol en stationnaire, celle-ci est insuffisante pour amorcer une réelle décélération, élément qui redonnerait au pilote ses repères.

Dans cette situation une action sur la pédale de droite, éventuellement jusqu'à la butée, doit être entreprise et maintenue pour arrêter la rotation à gauche. Tout délai dans l'application de cette procédure amènera à allonger le temps de ralentissement de l'appareil. Ce phénomène est normal et ne doit pas laisser de doute quant aux performances du rotor arrière. Dans tous les cas l'appareil s'arrêtera.

Il est aussi rappelé que toute manœuvre de rotation à gauche dans les conditions de vol stationnaire ou à faible vitesse, doit se faire par une action modérée sur la pédale de gauche. »

Le pilote n'avait pas eu connaissance de cette lettre de service. Ce point n'avait pas été abordé lors de sa formation initiale ni lors des différents stages de qualification de type.

1.15.6 Formation

Lors d'une formation à la qualification de type EC-120, les pilotes formés dans un centre de formation Eurocopter bénéficient d'un cours présentant les particularités du fenestron. Les différences notables avec les hélicoptères équipés de rotor anti-couples conventionnels, notamment lors du stationnaire, sont explicitées. Les entretiens avec le pilote ont montré que ces particularités n'avaient pas toutes été décrites au cours de sa qualification de type.

Le manuel de vol préconise, en cas de panne de rotor arrière provoquant un départ en lacet en stationnaire dans l'effet de sol, de mettre la poignée tournante en position ralenti et d'augmenter le pas général pour amortir l'impact.

1.15.7 Mesures prises à la suite de l'accident du F-GKHH

Le 4 février 2005, Eurocopter a publié à la suite de plusieurs accidents de perte de contrôle en lacet une nouvelle lettre de service (1673-67-04 en annexe 2) à l'attention de tous les pilotes d'hélicoptères. Ce document est un rappel des principes permettant de maîtriser au mieux les mouvements de l'hélicoptère sur l'axe de lacet, en particulier lors du passage du vol en croisière vers le vol stationnaire.

2 - ANALYSE

2.1 Scénario de l'accident

Au retour d'un vol normal, le pilote réalise une approche sur un plan à 5 % sur l'aérodrome. Cette approche, parfois qualifiée d'approche à vitesse constante, ne présente pas de difficulté particulière. Elle permet d'amener l'hélicoptère au point d'aboutissement, après une finale stabilisée, dans les meilleures conditions de réalisation de l'arrondi.

Début de la perte de contrôle en lacet

Alors que l'hélicoptère s'installe en vol stationnaire, il part en lacet à gauche. L'arrondi nécessite sur l'hélicoptère un apport de puissance par l'intermédiaire du rotor principal. Cet apport de puissance va générer un couple que le pilote doit contrer en agissant sur la commande de lacet. Etant donné qu'aucun indice ne permet d'envisager une rupture mécanique deux hypothèses peuvent être avancées :

- ❑ Action insuffisante du pilote sur la pédale de droite lors de la remise à plat et du soutien de l'hélicoptère pendant le flare. Cette action insuffisante peut être liée au fait que les hélicoptères équipés de fenestron nécessitent plus d'amplitude au palonnier lors de ce type de manœuvre que les hélicoptères équipés de rotors anti-couple. Or, l'EC120 était le premier hélicoptère équipé de fenestron utilisé par le pilote.
- ❑ Action intempestive du passager avant gauche sur le palonnier.

Poursuite du mouvement de lacet à gauche

Une fois que la rotation en lacet est engagée, une action immédiate, d'amplitude importante et maintenue sur la pédale droite, doit permettre d'arrêter le mouvement. Cependant cet arrêt n'est pas immédiat. Le délai entre l'action sur la commande et la réaction de l'hélicoptère a pu laisser penser au pilote que le système anti-couple était défaillant. Des pilotes ont déjà été confrontés à cette perception dans d'autres accidents.

Il n'est pas non plus possible d'exclure que les pieds du passager avant gauche soient venus entraver la course du palonnier, créant ainsi pour le pilote un point bloquant sur la commande de lacet.

Accélération du mouvement de lacet

Ce phénomène est attribuable à l'application du pas collectif qui entraîne une augmentation de la puissance demandée et ainsi un couple de réaction plus important qui accélère la rotation à gauche.

La réaction du pilote qui pensant être confronté à une panne du rotor arrière, essaie de s'éloigner du sol, est une réaction instinctive et liée à sa faible expérience des situations inusuelles.

Perte de contrôle finale

Les mouvements de l'hélicoptère sur les trois axes deviennent alors plus violents et incontrôlés jusqu'à l'impact. Dans cette phase le rotor principal interagit avec la poutre de queue.

2.2 Présence des commandes à gauche

La présence des commandes à gauche peut avoir amené le passager à agir involontairement sur les commandes de vol. Lors de phases de vol très dynamiques, le passager avant peut venir en appui sur le palonnier. De même, ses pieds placés sous le palonnier peuvent venir bloquer le débattement de celui-ci. Il peut aussi interférer avec la commande de pas cyclique.

3 - CONCLUSIONS

3.1 Faits établis par l'enquête

- ❑ Le pilote détenait les licences requises.
- ❑ Le certificat de navigabilité de l'hélicoptère était en état de validité.
- ❑ Le pilote avait deux cent sept heures de vol sur hélicoptère dont huit heures quinze minutes sur EC-120.
- ❑ Le pilote n'avait pas connaissance de la mise en garde contenue dans une lettre de service, concernant la maîtrise de l'axe de lacet, diffusée par Eurocopter en avril 2001.
- ❑ Les commandes de vol étaient installées en places droite et gauche.
- ❑ Au retour du vol, le pilote a réalisé une approche à vitesse constante (plan à 5 %).
- ❑ Lors de la mise en stationnaire l'hélicoptère est parti en rotation à gauche sur l'axe de lacet. Le pilote n'a pas pu contrôler ce mouvement et l'hélicoptère s'est couché sur le côté gauche.
- ❑ L'examen complet de l'hélicoptère n'a fait apparaître aucun dysfonctionnement antérieur à la perte de contrôle.
- ❑ L'attache de ceinture du passager avant s'est rompue sous l'application d'un effort supérieur à celui de la norme de certification.

3.2 Cause probable

L'accident est dû à une perte de contrôle en lacet pendant l'arrondi. Le départ du mouvement en lacet d'une part, sa poursuite d'autre part, peuvent être attribués soit à une action insuffisante du pilote sur la pédale droite, soit à une interférence involontaire du passager avant avec les commandes de vol.

Liste des annexes

annexe 1

Carte VAC

annexe 2

Lettre service Eurocopter n° 1673-67-04

Carte VAC

ATERRISSAGE A VUE Visual landing

Ouvert à la CAP
Public Air Traffic

01 TARBES LALOUBERE LFD T

02 08 08

Non WGS-84

ALT en ft

ALT AD : 1076 (38 hPa)

APP : NIL

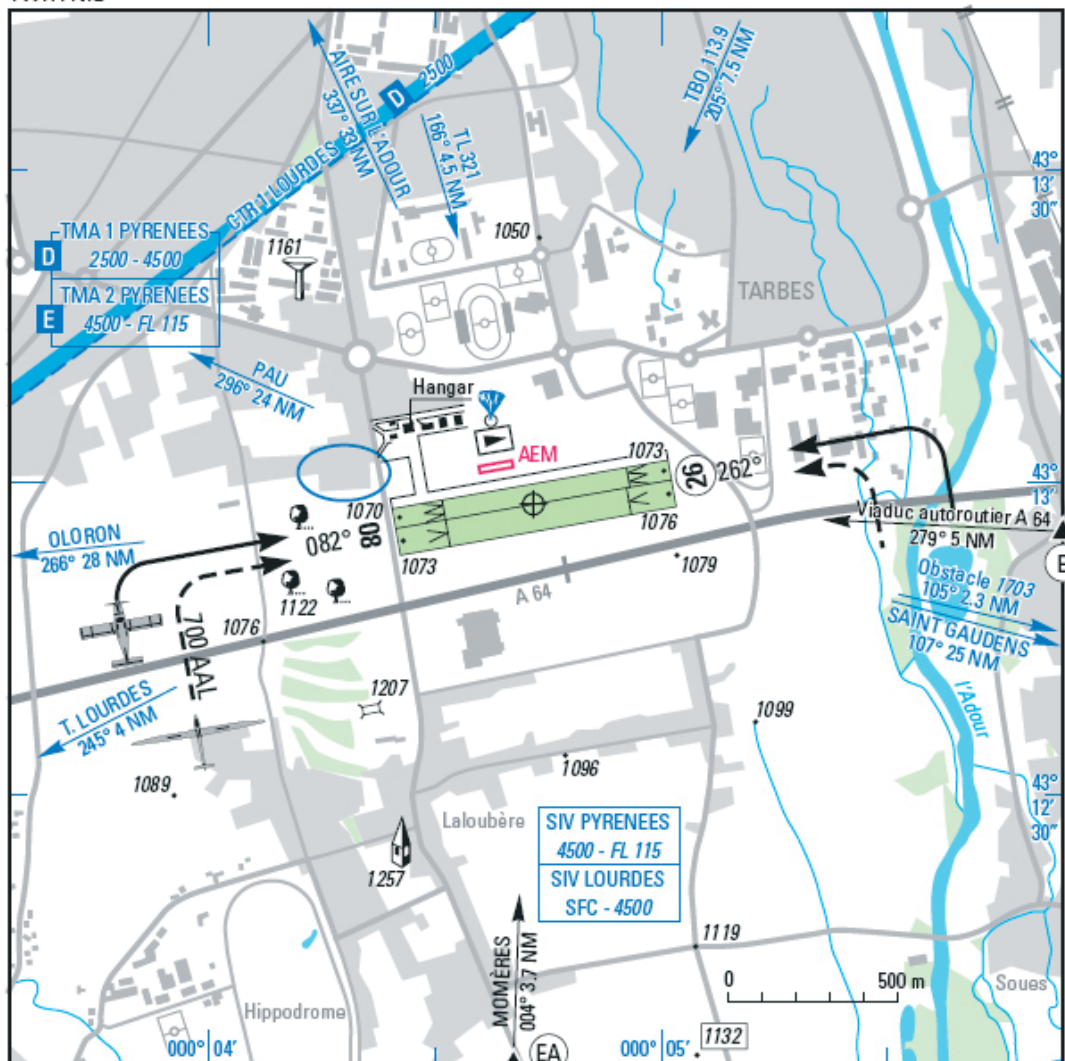
TWR : NIL

LAT : 43 12 58 N

LONG : 000 04 43 E

DEC : 2° W (00)

A/A LALOUBERE 122.6



RWY	QFU	Dimensions Dimension	Nature Surface	Résistance Strength	TODA	ASDA	LDA
08 L	082	830 x 60	Non revêtue	-	830	830	680
26 R	262		Unpaved		830	830	705
08 R	082	830 x 80	Non revêtue	-	830	830	680
26 L	262		Unpaved		830	830	695

Aides lumineuses : NIL

Lighting aids : NIL

APPROCHE A VUE :
Voir TARBES LOURDES PYRENEES

VISUAL APPROACH :
See TARBES LOURDES PYRENEES



AMDT 09/02 CHG : Para, environnement.

© SIA

Lettre service Eurocopter n° 1673-67-04



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 420506
Télégramme : EUROCOPTER Marignane

DIFFUSION / ISSUE
AUSGABE / PUBLICATION

Q G

Lettre-Service N° 1673-67-04

Marignane, 04.02.05

A l'attention de **tous Pilotes**,
pour **tous types d'hélicoptères** équipés d'un rotor anti-couple.

Rotations rotor principal dans le sens horaire

OBJET : **Rafraîchissement concernant la Maîtrise de l'axe de LACET**
de tous les hélicoptères dans certaines conditions de vol

Les commentaires techniques de cette Lettre-Service sont valables pour les **rotors principaux tournant dans le sens horaire vus de dessus**. Pour les rotors tournant dans le sens anti-horaire, se référer à la Lettre-Service N° 1692-67-04.

Réf. : Premier rappel = L.S. n° 1518-67 du 26.04.2001



Cher Client,

L'analyse des causes d'incidents graves ou d'accidents d'hélicoptères amène EUROCOPTER à procéder à quelques rappels concernant la maîtrise de l'axe de LACET dans certains cas de vol.

1 - CONTEXTE :

Divers événements aériens, survenus près du sol à très faible vitesse, avec des conditions de vents faibles, sur des appareils équipés soit de rotors arrière classiques, soit de Fenestrons, ont eu lieu selon le scénario suivant :

A partir du vol stationnaire, au décollage à très faible vitesse, le Pilote amorce un virage vers la gauche à quelques mètres du sol par action sur les palonniers vers la position neutre : l'appareil engage la rotation qui s'accélère jusqu'au moment où le Pilote tente de l'arrêter par action sur le palonnier droit.

Dans les divers cas ayant conduit à la perte de la maîtrise de l'axe de lacet, l'action sur le palonnier droit n'a pas été suffisante (amplitude/durée) pour stopper la rotation aussi rapidement que le Pilote l'aurait souhaité.

L'appareil continuant à tourner, le Pilote diagnostique généralement une panne du rotor arrière (totale ou partielle) et décide soit de s'éloigner du sol pour prendre de la vitesse, soit de s'en rapprocher.

Dans le premier cas, l'augmentation du pas collectif augmente le couple au rotor principal et par voie de conséquence accélère encore la rotation à gauche. Il s'ensuit une perte de contrôle de l'appareil.

Dans le second cas, l'abaissement brutal du pas collectif peut amener l'appareil en rotation à s'incliner sur le côté après contact avec le sol.

Les investigations menées dans ces événements n'ont jamais décelé de défectuosité sur les commandes de vol et sur l'ensemble rotor arrière.

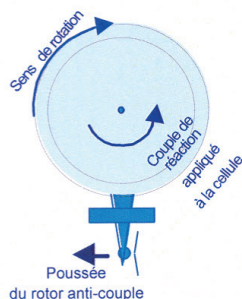
Par ailleurs, les conditions d'altitude et de masse plaçaient les rotors arrière loin de leurs performances maximales.

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 - RAPPELS IMPORTANTS

APPAREIL VU DE DESSUS

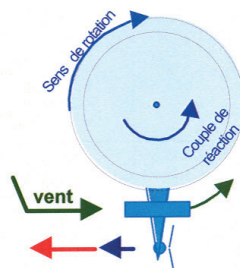


En vol stationnaire ou en vol à très faible vitesse :

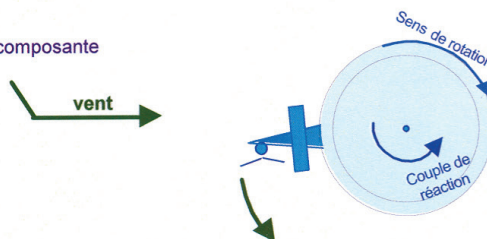
Le Pilote contre la rotation à gauche de l'appareil par action à droite sur les palonniers.

En ajoutant un faible vent défavorable.

N'oubliez pas qu'un départ en **rotation** à gauche peut amener l'hélicoptère à amorcer un taux de rotation élevé, si l'on ne réagit pas très rapidement par action **complémentaire** appropriée sur les palonniers.



N'oubliez pas non plus qu'une composante de **vent arrière** au départ aggraverait le phénomène.



Dans une rotation rapide vers la gauche, si le Pilote tente de contrer cette rotation par une action du palonnier à droite jusqu'à une position correspondante à celle du vol en stationnaire, aucune décélération sensible ne sera appliquée à l'appareil !

Dans cette situation, une **action immédiate et d'amplitude importante** sur le palonnier droit doit être entreprise et **maintenue** pour **arrêter la rotation** à gauche. **Ne pas hésiter à aller jusqu'à la butée à droite.**

Tout retard dans l'application de cette correction augmentera la vitesse de rotation.

Le déclenchement, volontaire ou involontaire, de ce **phénomène de rotation** est donc **physiquement explicable** et n'est aucunement lié aux performances du rotor arrière ; **dans tous les cas, avec application de la correction appropriée, la rotation s'arrêtera !**

Enfin, **souvenez-vous** aussi que toute manœuvre volontaire de **mise en rotation à gauche** dans les conditions de vol stationnaire ou à très faible vitesse. doit se faire par une **action modérée** sur le palonnier gauche !

3 - COMPLÉMENTS TECHNIQUES relatifs aux différents types de rotors arrière

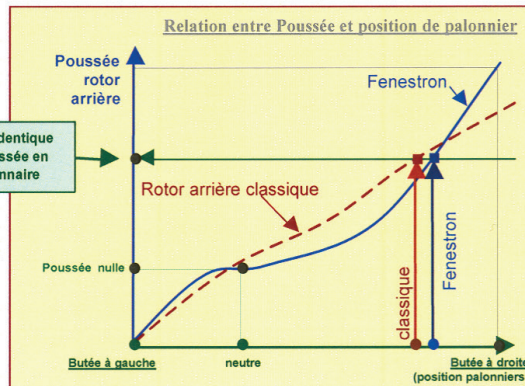
Positions des palonniers autour du vol stationnaire

La forme de la courbe de la loi « position palonniers - poussée rotor arrière » n'est pas identique entre un rotor « classique » et un « Fenestron ».

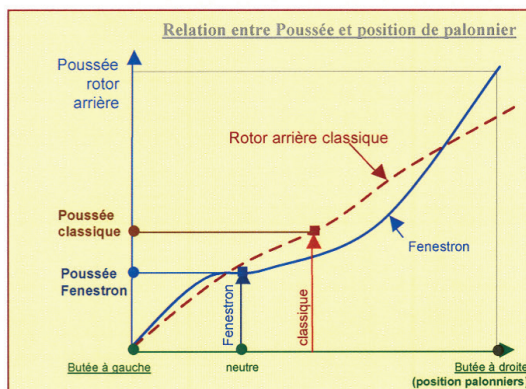
En conséquence :

Pour la même valeur de poussée, nécessaire au vol stationnaire, le Fenestron demande un petit peu plus de pied à droite.

Mais en stationnaire, une même variation de position de palonniers aura un **effet plus important** avec le **Fenestron** qu'avec le rotor classique.



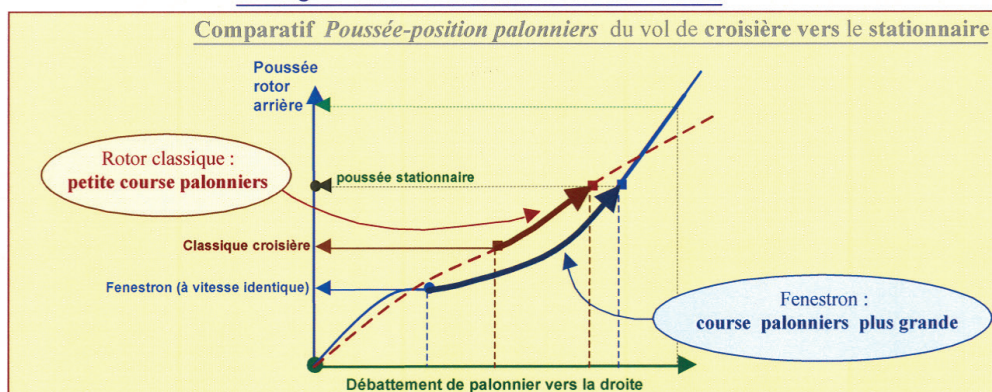
Position des palonniers en vol de croisière



En vol de croisière, le **rotor classique** fournit une poussée qui s'ajoute à l'effet du profil de sa dérive verticale, pour maintenir un dérapage nul.

Pour le **Fenestron**, la carène ayant un effet plus important de part sa grande surface, la poussée à fournir par le rotor arrière est inférieure.

Passage du vol en croisière vers le stationnaire



Avec un Fenestron, pour passer du vol en croisière vers le stationnaire, se préparer à un **déplacement important du pied vers la droite**.

Un déplacement de pied insuffisant conduirait à générer une rotation à gauche de l'appareil à l'approche du stationnaire.

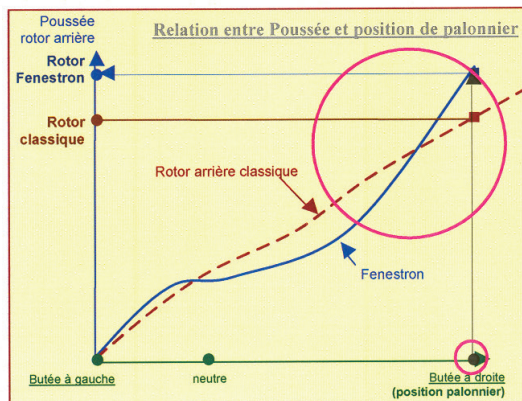
EUROCOPTER, S.A.S au capital de 551 962 907,10 Euros, immatriculée au R.C.S. d'Aix-en-Provence sous le n° B 352 383 715
dont le Siège social est situé Aéroport International Marseille-Provence - 13725 Marignane Cedex - France

3

Utilisation de la poussée maximale

Pour arrêter une rotation à gauche, volontaire ou non, ne pas hésiter à aller jusqu'à la butée palonnier à droite !

On remarque que, à l'approche de la butée de pied à droite, l'efficacité du Fenestron est très importante (pente de la courbe).



Conclusion

- 1 - En stationnaire, ou à très faible vitesse d'avancement, l'arrêt d'une rotation rapide à gauche, doit se faire par une action immédiate de palonnier à droite, d'amplitude importante et maintenue, et ce, quel que soit le type de rotor arrière.
- 2 - En stationnaire ou à très faible vitesse, une mise en rotation volontaire vers la gauche se fera toujours par une action très modérée sur les palonniers.
- 3 - Un vent venant de la gauche ou de l'arrière accentue la vitesse de rotation de l'appareil.

Veuillez agréer, Cher Client, l'expression de nos salutations distinguées.

Opérations Support Technique
Service à la Clientèle



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Zone Sud - Bâtiment 153
200 rue de Paris
Aéroport du Bourget
93352 Le Bourget Cedex - France
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03
www.bea.aero