



Rapport final de la Commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aéronefs

concernant l'accident

de l'hélicoptère Hughes 269B HB-XCR

survenu le 8 décembre 1971

à l'aéroport de Genève-Cointrin

0. INTRODUCTION

0.1. Sommaire

Le pilote décolle à bord de l'hélicoptère Hughes 209B HB-XCR pour un vol de reprise en main à la double commande, sous la surveillance de l'instructeur de vol. Immédiatement après le décollage de l'aéroport de Genève-Cointrin, le régime du rotor baisse sensiblement et l'hélicoptère perd de l'altitude. Au cours de la tentative d'atterrissage en autorotation qui suit, l'hélicoptère s'abat au sol.

Les occupants sont légèrement blessés, l'hélicoptère détruit. Pas de dégâts au sol.

Causes probables :

L'accident est dû à un atterrissage forcé manqué sur un terrain mal adapté, consécutif à la rupture à la fatigue de l'arbre d'accouplement du rotor.

0.2. Enquête

L'enquête préalable à laquelle a collaboré la police cantonale de Genève, a été close le 22 avril 1976 par la remise du rapport d'enquête du 12 mars 1976 au président de la commission.

1. INVESTIGATIONS TECHNIQUES

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Précédents

Après une inspection de 1200 heures de la cellule de l'hélicoptère HB-XCR et une révision totale de son moteur, ce dernier avait été réinstallé et rodé, rotor débrayé, le matin du 30 novembre 1971. Le rodage avait été complété rotor embrayé l'après-midi du même jour, puis un vol stationnaire de 20 minutes effectué par l'instructeur de vol. Le 2 décembre 1971, le même pilote accomplissait deux vols d'essai d'une durée totale de 1.58 h. Au cours du second de ces vols, le pilot accompagnait l'instructeur de vol en double commande, en vue d'une reprise en main sur le type concerné.

1.1.2. Accident

Le 8 décembre 1971, le pilote demande à l'instructeur de vol sur hélicoptère, d'effectuer avec lui des vols d'entraînement à l'atterrissage en montagne dans le Jura. L'après-midi, il dépose un plan pour un vol Divonne-La Dôle-La Vallée (de Joux) d'une durée de 130 minutes.

Après les contrôles usuels, l'instructeur de vol s'installe devant le centre de l'Aéro-Club sur le siège du pilote à gauche, alors que le pilote prend place sur le siège de droite, muni de la double commande. Après deux tentatives de démarrage infructueuses, le pilote met en marche le moteur à 14.20 h ¹, puis embraie le rotor. La température de culasse ayant atteint la valeur prévue au bout de 3 minutes, le pilote soulève l'hélicoptère et le maintient en vol stationnaire pendant que deux employés de l'aéroport montent les patins à neige. Le pilote vire ensuite de 180° et se met face au vent, qui souffle de l'est.

Après avoir reçu par radio l'autorisation de la tour de contrôle de décoller en direction 05, le pilote entame la transition du vol stationnaire en vol de montée. Alors que la vitesse indiquée est de 25-40 mph et la hauteur de 7 à 10 m, les deux pilotes et les témoins se trouvant à proximité perçoivent un bruit sec, suivi de l'emballement du moteur. L'hélicoptère perdant de l'altitude, l'instructeur de vol prend les commandes et tente un atterrissage en autorotation sur la voie d'accès située dans la direction de vol et encombrée de machines de chantier et de tas de terre, par suite de travaux en cours.

Glissant latéralement à vitesse horizontale et verticale considérable, l'hélicoptère percute la voie d'accès avec la queue, puis avec les patins. Après deux rebonds, il se couche sur le flanc gauche, les pales du rotor principal venant heurter le sol.

L'accident s'est produit à 14.25 h sur la voie d'accès TW Z en construction, à mi-chemin entre le centre de l'aviation générale et la piste principale de l'aéroport de Genève-Cointrin, à une altitude de 430 m/M (voir AIP AGA 2 LSGG

1 Toutes les heures indiquées dans le présent rapport le sont en HEC.

APP2).

1.2. Tués et blessés

Blessures	Equipage	Passagers	Tiers
Mortelles	-	-	-
Non mortelles	2	-	-
Néant	-	-	-

1.3. Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère HB-XCR est détruit.

1.4. Autres dommages

Néant.

1.5. Renseignements sur le personnel

1.5.1. Instructeur de vol

Année de naissance 1923

Licence de pilote professionnel d'hélicoptère, délivré par l'Office fédéral de l'air (OFA) le 6 avril 1966, valable jusqu'au 4 avril 1972, avec qualification comme instructeur de vol valable jusqu'au 28 juillet 1974 et extensions pour radiotéléphonie, vol de nuit et atterrissages en montagne. Types autorisés : Hughes 300, Hughes 500 et Bell 47 G.

Expérience de vol totale sur hélicoptère : 823.43 h, dont 28.23 h au cours des 3 derniers mois. Sur le type en cause : 698 h, dont 8.48 h au cours des 3 derniers mois.

En outre, l'instructeur détenait une licence de pilote professionnel et disposait d'une expérience de vol de 3438 heures sur appareils à voilure fixe.

Dernier examen médical d'aptitude le 30 septembre 1971.

Résultat : apte.

1.5.2. Pilote :

Année de naissance 1935

Licence de pilote privé d'hélicoptère, délivrée par l'OFA le

17 octobre 1968, valable jusqu'au 8 mai 1972, avec extensions pour radiotéléphonie et atterrissages en montagne.

Licence de pilote professionnel d'hélicoptère, délivrée par l'OFA le 10 juin 1969, échue le 15 juin 1971.

Expérience de vol totale sur hélicoptère : 145.58 h, dont 1.37 h au cours des 3 derniers mois, toutes sur le type en cause.

Le pilote détenait en outre une licence de pilote privé et avait une expérience de vol d'environ 180 heures sur appareils à voilure fixe.

Dernier examen médical d'aptitude le 15 juin 1970.

Résultat : apte.

1.6. Renseignements sur l'aéronef HB-XCR

1.6.1.

Type: Hughes 269B (Hughes 300).

Constructeur: Hughes Tool Company,
Aircraft Division, Culver
City, USA.

Caractéristiques : Hélicoptère léger à 2 - 3
places, entièrement
métallique. Rotor principal
tripale, rotor anticouple
bipale. Train
d'atterrissage à patins et
à skis.

Année de construction
et numéro de série : 1968 / 1270346.

Moteur : Lycoming HIO-360-AIA de 180
ch, No de série 2489-51A,
construit en 1968.

Propriétaire et exploitant : Aéro-Club de Suisse,
section de Genève, Genève.

Certificat d'admission
à la circulation : Délivré par l'OFA le 21
juin 1971, valable jusqu'au
31 mars 1975.

Certificat de navigabilité : Délivré par l'OFA le 4 février 1971.

Champ d'utilisation : VFR de jour en exploitation commerciale. VFR de jour et de nuit en exploitation privée.

L'hélicoptère avait été importé neuf des USA. L'examen d'entrée a été effectué par l'OFA le 14 août 1968, le dernier contrôle le 19 novembre 1970 à 693.18 h.

Au moment de l'accident, le HB-XCR totalisait (cellule et moteur) 1052 heures de service.

Le dernier travail périodique était un contrôle de 1200 heures, effectué par Jet Aviation SA (précédemment : Pilatus Air Service) à Genève, sur la cellule le 30 novembre 1971 à 1050 heures de service. Parallèlement, le moteur avait été confié pour révision totale à Berne.

1.6.2. Rodage du moteur

Le moteur n'a pas été rodé sur le banc d'essai après révision, mais directement monté sur l'hélicoptère; le rodage a été commencé par les soins de la maison ayant effectué la révision du moteur, conformément au manuel de révision du moteur (Lycoming Overhaul Manual, Section 9, Table 9-2, recommended run-in schedule). Selon le rapport de révision du 25 novembre 1971, la séquence en a été la suivante :

Rotor débrayé

09.30 - 10.30 h	1200 t/min
10.30 - 11.30 h	1500 t/min
11.30 - 12.30 h	2500 t/min sans charge

Contrôle du moteur, réglage du mélange de ralenti. Le 31 janvier 1972, ce rapport a été précisé de la manière suivante :

09.30 - 10.30 h	1000 t/min	toutes les indications sont dans les limites normales
10.30 - 11.30 h	1200 t/min	avec des variations allant de 1300 à 1600 t/min
11.30 - 12.30 h	2000 t/min	avec de brèves variations intermédiaires jusqu'à 2200

t/min

Contrôle du moteur, réglage du mélange de ralenti.

Rotor embrayé

Le rodage a été complété par l'instructeur de vol.

14.00 - 14.30 h 2500 t/min essai au sol sans incidence des
pales du rotor

Nouveau contrôle. La tringlerie des gaz coince légèrement; elle est rajustée par Jet Aviation SA, qui avait effectué le montage du moteur sur la cellule.

15.45 - 16.05 h vol stationnaire avec contrôle de
la puissance dans le régime
normal du moteur.

Deux vols de contrôle effectués le 2 décembre 1971 par l'instructeur de vol ne décèlent rien d'anormal.

1.6.3. Restrictions d'utilisation

Le manuel de vol Hughes 269B mentionne sous 2-4 (Démarrage du moteur) :

Attention

Ne pas trop ouvrir les gaz pendant le démarrage, le moteur pourrait s'emballer.

Attention

Eviter de faire tourner le moteur à plus de 1600 t/min au ralenti avec rotor débrayé.

1.6.4. Procédure d'inspection

L'hélicoptère HB-XCR était équipé d'un arbre du type P/N 269A5504-3, qui avait été inspecté par ressuage conformément à la "Hughes Service Information Notice N-55.1 du 9 décembre 1968", le 7 juin 1969 à 300 h de service, le 8 mai 1970 à 503.11 h et le 20 août 1970 à 589.41 h. Ces contrôles effectués par Jet Aviation SA à Genève n'avaient décelé aucune fissure.

Sur la base de l'amendement cité ci-dessous, il n'a ensuite plus été procédé à l'inspection de l'arbre en cause par

ressuage.

Le "Hughes 269 Series-Basic Handbook of Maintenance Instructions, Section 10, page 10-21, revised 1.8.1971" précise:

Remarque :

Le remplacement de l'arbre d'accouplement inférieur P/N 269A5504 soit par l'arbre P/N 269A5504-3 soit par P/N 269A5559-3 supprime l'inspection exigée sous (2), sauf en cas de dépassement d'un régime moteur de 2000t/min avec rotor débrayé, continuellement ou à de brefs intervalles. L'inspection décrite sous (2) est alors à effectuer.

(2) Contrôle de fissures en utilisant un procédé de ressuage ou magnétique.

1.6.5. Poids et centre de gravité

Poids maximum autorisé :	1670 lbs
Poids lors de l'accident :	1575 lbs
Domaine admissible du centre de gravité :	95 - 101 ins en arrière du plan de référence
Position lors de l'accident :	98,1 ins

Poids et centre de gravité se trouvaient ainsi dans les limites admissibles.

1.6.6. Constatations lors de la révision du moteur

Le rapport de révision du moteur du 25 novembre 1971 relève :

"Bemerkung zu den Pleueln: die 4 Pleuelstangen zeigten am Stammdurchmesser Scheuerungen (Galling), was auf ein Überdrehen hinzeigt. Die Pleuelstangen wurden alle durch neue ersetzt. Siehe Mat. Liste."

1.7. Situation météorologique

(selon rapport de l'ISM, centre météorologique de l'aéroport de Genève-Cointrin)

14.20 h : 1/8 strato-cumulus avec base à 1000 ft, visibilité 3 km, vent 090°/4 kt, QNH 1029 mb.

Position du soleil à 14-25 h : élévation 15°, azimut 209°.

1.8. Aides à la navigation

Sans objet.

1.9. Télécommunication

Non concernées.

1.10. Aérodrome et installations au sol

L'accident s'est produit sur une voie d'accès non ouverte au trafic, sur laquelle des travaux étaient en cours.

1.11. Enregistreurs de vol

Non prescrits ni installés.

1.12. Epave

Le tube portant le rotor anticouple est brisé à l'emplanture du mât en "V". Après le démontage de la transmission à courroies trapézoïdales, l'arbre d'accouplement inférieur a été trouvé cassé dans la poulie à gorge inférieure (voir annexe 1).

1.13. Renseignements médicaux

Aucun indice ne permet de penser que les deux pilotes ne notaient pas en bonne santé au moment de l'accident.

1.14. Incendie

Aucun feu ne s'est déclaré à bord.

1.15. Survie

Les deux sièges étaient équipés de ceintures ventrales.

Les deux occupants n'ont été que légèrement blessés. Alors que le pilote quittait la cabine par ses propres moyens, l'instructeur de vol avait été éjecté hors du cockpit; ses ceintures ont été trouvées ouvertes après l'accident.

Les deux pilotes ont subi de légères blessures, telles que contusions et éraflures. Ils ont pu quitter l'Hôpital cantonal

de Genève le même jour par leurs propres moyens après un examen et un traitement ambulatoire.

Le pilote est décédé subitement 4 mois après l'accident.

Un complément d'enquête n'a révélé aucun indice de relation entre le décès et les lésions subies lors de l'accident du 8 décembre 1971.

1.16. Essais et investigations particulières

L'arbre d'accouplement inférieur rompu (P/N 269A550 4-3) a fait l'objet d'examens détaillés par trois laboratoires métallurgiques, dont celui du constructeur.

Il ressort de ces investigations que l'analyse chimique du matériau et ses caractéristiques mécaniques sont conformes aux spécifications de l'acier AMS 6418 "Hy-Tuf" requis pour la fabrication de l'arbre.

La surface de la partie cylindrique de l'arbre présentait de fines fossettes disposées irrégulièrement venues de fabrication.

En outre, de fines couches d'oxyde ont été relevées sur la surface de rupture primaire, ainsi que dans de nombreuses fissures radiales, disposées parallèlement à l'axe longitudinal de l'arbre.

Les surfaces de rupture présentent des couleurs de revenu allant du jaune au bleu, ce qui pour l'acier "Hy-Tuf" est l'indice d'une exposition à une température de surface allant de 300 à 550°C.

L'examen au microscope électronique à scanning révèle des déformations permanentes dans les surfaces de rupture oxydées.

En outre, la structure des surfaces de rupture non déformées présente les lignes de repos typiques de la progression de fissures par fatigue du matériau.

Une communication adressée le 9 novembre 1972 à l'OFA par la Fédération Aviation Agency des Etats-Unis (FAA) mentionne l'augmentation rapide de l'amplitude des vibrations en torsion de l'arbre P/N 269A5504-3 lorsque le moteur tourne rotor débrayé à plus de 1600 t/min, avec résonance entre 2100 et 2200 t/min. La FAA signale plusieurs cas de rupture de cet

arbre sous des surcharges en torsion.

Des essais effectués le 29 mai 1962 par le constructeur sur un hélicoptère équipé d'un arbre P/N 269-5412 ont décelé des vibrations de torsion à partir de 1600 t/min avec une amplitude maximum à 2250 t/min. A ce dernier régime, la fréquence des oscillations en torsion était de 75 Hz.

2. ANALYSE ET CONCLUSIONS

2.1. Analyse

2.1.1. Les constatations faites sur l'arbre rompu permettent de conclure à une rupture en fatigue sous une charge de torsion. L'examen fractographique de la surface de rupture indique une progression rapide de la fissure principale sous l'effet d'un nombre restreint de cycles de charge. Le processus de rupture de l'arbre peut en être déduit de la façon suivante : à la suite d'un ou plusieurs dépassements de la contrainte admissible, une fissure s'est produite à la surface de l'arbre; sous l'effet de charges ou de surcharges ultérieures, cette fissure s'est propagée, affaiblissant la section de l'arbre à un point que les charges normales ont conduit à la rupture par dépassement de la contrainte maximale dans la surface résiduelle de la section.

Les déformations relevées sur la surface de rupture ainsi que les couleurs de revenu indiquent que l'arbre a tourné déjà fissuré; l'élévation de température et l'oxydation des surfaces ont été provoquées par le frottement l'une sur l'autre des surfaces fissurées.

La dernière inspection de l'arbre en question date du 20 août 1970; depuis lors, l'hélicoptère HB-XCR avait effectué environ 460 heures jusqu'à l'accident. Il n'est donc pas possible de déterminer avec certitude quand s'est produite la fissure ayant conduit à la rupture de l'arbre.

En revanche, la première partie du rodage du moteur le matin du 30 novembre 1971, effectuée rotor débrayé, a très probablement conduit à l'apparition, ne fut-ce que momentanée, du phénomène de résonance mentionnée par la FAA. Etant donné l'absence d'inspection de l'arbre pendant une longue durée de service, ainsi que de tout moyen de détecter un dépassement du

régime maximum rotor débrayé, il n'est pas possible d'affirmer avec certitude que la fissure initiale s'est produite lors du rodage en question. Par contre, l'apparition même brève du phénomène de résonance a très vraisemblablement provoqué une propagation de la fissure, qu'elle ait été préexistante ou provoquée par le rodage. La présence, outre la fissure principale, d'une série de petites fissures pouvant être imputées à une fatigue du matériau sous torsion de l'arbre, confirme que ce dernier a dû tourner à un régime de résonance, pendant un laps de temps qu'il n'est pas possible d'estimer. Le mécanisme de ces petites fissures peut être esquissé de la façon suivante : à partir d'irrégularités de surface se sont produites d'infimes fissures, par corrosion sous tension, qui se sont développées sous l'application répétée de charges ou de surcharges de l'arbre en torsion.

Les résultats de l'essai par le constructeur (v. chiffre 1.16) ne sont pas directement applicables au cas présent, la pièce essayée n'étant pas identique à celle du HB-XCR.

En revanche, l'essai confirme l'apparition d'un phénomène de résonance provoquant des vibrations en torsion avec une fréquence élevée.

Le moteur devant être mis en marche rotor débrayé, il existe à chaque démarrage une possibilité que soit dépassé le régime moteur maximum dans cet état si le pilote n'est pas assez vigilant.

Les constatations lors de la révision du moteur semblent indiquer qu'un dépassement du régime maximal du moteur ait eu lieu. Cette valeur ne peut être dépassée que rotor débrayé.

2.1.2. II n'était pas judicieux qu'un spécialiste des moteurs, non familiarisé avec l'hélicoptère en cause, assure le rodage du moteur installé, sans une constante surveillance par du personnel connaissant le Hughes 269B et sa documentation technique. Il est possible qu'un pilote qualifié Hughes 269B, présent dans la cabine, aurait rendu attentif aux restrictions d'utilisation du moteur avec le rotor débrayé.

2.1.3. La faible hauteur atteinte au moment de l'avarie réduisait considérablement la zone accessible en autorotation et la présence de nombreux obstacles dans cette surface

rendait extrêmement aléatoires les chances de succès de l'atterrissage en autorotation tenté par l'instructeur de vol.

2.2. Conclusions

2.2.1. Faits établis

- Les deux occupants étaient au bénéfice de licences valables et habilités à entreprendre le vol envisagé.
- L'hélicoptère HB-XCR disposait de certificats valables et était entretenu conformément aux prescriptions.
- Les entreprises ayant assuré la révision du moteur et son installation sur l'hélicoptère étaient autorisées à effectuer ces travaux.
- L'arbre d'accouplement inférieur, dont la rupture a conduit à l'accident présentait des traces de fissures et des inégalités de surface antérieures à l'accident.
- Le régime moteur maximum indiqué par le constructeur pour le cas où le rotor est débrayé a été dépassé lors du rodage du moteur sur l'hélicoptère.

2.2.2. Causes probables de l'accident

L'accident est dû à un atterrissage forcé manqué sur un terrain mal adapté, consécutif à la rupture à la fatigue de l'arbre d'accouplement du rotor.

Berne, le 21 juin 1976

Hélicoptère HUGHES 269B HB-XCR

rupture de fatigue à la torsion

Arbre d'accouplement inférieur

