

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR UN ÉVÉNEMENT AÉRONAUTIQUE
A97P0094

PERTE DE MAÎTRISE DU CYCLIQUE - COLLISION AVEC LE RELIEF
COULSON AIRCRANE LTD.
SIKORSKY S-61N (HÉLICOPTÈRE) C-GBRF
STAVE LAKE (COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 19 AVRIL 1997

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

Rapport d'enquête sur un événement aéronautique

Perte de maîtrise du cyclique - Collision avec le relief

Coulson Aircrane Ltd.
Sikorsky S-61N (hélicoptère) C-GBRF
Stave Lake (Colombie-Britannique)
19 avril 1997

Rapport numéro A97P0094

Sommaire

À 14 h 15, heure avancée du Pacifique (HAP)¹, les deux pilotes d'un hélicoptère Sikorsky S-61N portant le numéro de série 61748 ont décollé de la piste de Stave Lake (Colombie-Britannique) pour poursuivre leurs activités d'hélicoptère dans un endroit se trouvant à environ deux milles marins de la piste. Après quatre cycles de levage sans problème, et pendant des manoeuvres au-dessus de la zone d'hélicoptère, l'hélicoptère a inopinément piqué du nez, mais le pilote a pu corriger l'assiette en ramenant le cyclique vers l'arrière. Quelques secondes plus tard, le pilote a recouvré la maîtrise du cyclique. Assis en place gauche, le pilote a tenté une nouvelle approche en se présentant dans une autre direction, mais le résultat a été le même. Le pilote et le copilote ont alors estimé avoir de graves ennuis de commandes de vol et ils ont décidé de retourner à la piste pour effectuer un atterrissage glissé. Le pilote a établi un profil d'approche finale à basse vitesse et à faible taux de descente pour atterrir sur la piste. L'hélicoptère s'est ensuite approché du lieu d'atterrissage prévu avec un léger cabré, à une vitesse sol de 10 à 15 noeuds et à environ 10 pieds au-dessus du sol. Lorsque le pilote a voulu placer l'hélicoptère en ligne de vol, ce dernier a continué de piquer rapidement. Le pilote a utilisé le collectif tout en ramenant le cyclique vers l'arrière, mais l'hélicoptère est descendu en piqué dans les arbres se trouvant à l'extrémité de la piste et s'est renversé avant de s'immobiliser sur son côté droit. Le pilote a été grièvement blessé et le copilote est mort. Il n'y a eu aucun incendie mais l'hélicoptère a subi des dommages importants.

This report is also available in English.

¹ Les heures sont exprimées en HAP (temps universel coordonné moins sept heures), sauf indication contraire

Autres renseignements de base

Plus tôt ce jour-là, les pilotes avaient décollé de l'aire d'entretien et poursuivi leurs activités d'hélicoptébardage. À 13 h 45, après 6,5 heures d'hélicoptébardage sans incident ni difficulté, ils ont regagné l'aire d'entretien pour que soient effectués la maintenance de mi-journée de l'appareil et le plein, et pour que l'équipage prenne un peu de repos.

Lorsque la première anomalie est survenue, le pilote a cru qu'elle avait été provoquée par une saute de vent. Quelques secondes plus tard, lorsque l'hélicoptère a eu pris de la vitesse, le fonctionnement du cyclique a semblé revenir à la normale et le pilote s'est éloigné afin de tenter une approche en provenance d'une autre direction. À la seconde tentative, l'anomalie et la perte de maîtrise ont alors été plus prononcées. Le fonctionnement du cyclique a de nouveau semblé revenir à la normale lorsque l'hélicoptère est descendu et qu'il a pris de la vitesse. Cependant, cette fois, lorsque l'hélicoptère a retrouvé sa ligne de vol, les pilotes ont distinctement entendu un claquement derrière eux .

Le court vol de retour d'une minute vers la piste s'est effectué sans problème jusqu'à ce que le pilote tente de nouveau de se mettre en stationnaire pour larguer l'élingue de 200 pieds de longueur; le nez s'est de nouveau abaissé sans aucune intervention sur le cyclique. Comme précédemment, lorsque la vitesse a augmenté, le fonctionnement du cyclique a semblé revenir à la normale et, quand l'hélicoptère a eu presque retrouvé sa ligne de vol, les pilotes ont de nouveau entendu le claquement. Le pilote a interrompu cette approche et s'est éloigné pour tenter une nouvelle approche en direction opposée. Au cours de cette approche, le pilote a largué l'élingue et a poursuivi le vol afin de faire un circuit à gauche pour revenir à l'aire d'entretien dans l'intention d'effectuer un atterrissage glissé à basse vitesse en bout de piste. Pendant les quelques minutes de vol qui ont suivi, la fréquence des claquements a augmenté, ceux-ci ne semblant reliés à aucune manoeuvre de pilotage. Le pilote a délibérément établi un profil d'approche finale à basse vitesse et à faible taux de descente pour tenter d'atterrir en s'efforçant d'éviter le régime de vol incontrôlable connu.

Les conditions environnementales ne présentaient aucun problème comparativement aux travaux et aux lieux d'hélicoptébardage antérieurs. Selon des témoins se trouvant sur place, les conditions météorologiques qui prévalaient au moment de l'accident étaient bonnes : un vent léger et de faibles averses de pluie occasionnelles. Ces conditions correspondent aux conditions météorologiques de vol à vue (VFR) nécessaires à ce genre d'opération. Le relief, l'environnement et les conditions météorologiques ne sont donc pas considérés comme des facteurs ayant contribué à cet accident. Au moment des faits, le pilote aux commandes était également le commandant de bord et il était à l'emploi de Coulson Aircrane depuis cinq semaines. Il avait néanmoins récemment travaillé pour d'autres exploitants canadiens d'hélicoptères lourds comme le S-61. Au total, il avait accumulé environ 8 000 heures de vol, dont 7 500 sur hélicoptère et 2 500 sur S-61 précisément. Il détenait une licence de pilote de ligne canadienne d'hélicoptère (ATPL(H)) et un certificat médical valides ainsi que des annotations pour d'autres hélicoptères moyens et légers. Il avait également détenu une qualification canadienne de vol aux instruments du groupe 4 , mais elle avait expiré en février 1996. L'hélicoptébardage au moyen du S-61 ne nécessite pas de qualification de vol aux instruments. Le pilote avait notamment de l'expérience dans les opérations effectuées en haute mer selon les règles de vol aux instruments IFR ainsi que quelque 2 500 heures d'expérience dans des activités d'hélicoptébardage. Sa plus récente vérification compétence pilote (PPC) remontait à mars 1997 et, comme précédemment, elle avait révélé qu'il était extrêmement compétent. Le pilote qui n'était pas aux commandes exerçait les fonctions de copilote pendant le vol au cours duquel est survenu l'accident et il était à l'emploi de Coulson Aircrane depuis trois ans. Il avait également travaillé pour d'autres exploitants canadiens d'hélicoptères légers et lourds. Il avait accumulé au total environ 11 400 heures

de vol, dont seulement 150 à bord d'appareils n'étant pas des hélicoptères, 4 000 ayant été accomplis sur S-61. Il détenait une ATPL(H) et un certificat médical valides ainsi que des annotations pour d'autres hélicoptères légers, moyens et lourds. Il avait également détenu une qualification canadienne de vol aux instruments du groupe 4 qui avait expiré en février 1993. Bien qu'au cours de cette mission il ait été copilote, il était un commandant de bord de S-61 connaissant bien l'hélicoptère et il était le pilote responsable pour les travaux d'hélicoptère de Stave Lake. Il avait déjà participé à des opérations IFR internationales en haute mer et il effectuait des travaux d'hélicoptère depuis environ cinq ans. Sa plus récente PPC remontait à février 1997 et elle avait révélé qu'il possédait un degré élevé de compétence. Il avait démontré une grande habileté en communications interpersonnelles et connaissait en détail le fonctionnement du S-61 et de ses systèmes, en plus de posséder une grande aptitude à résoudre les problèmes.

Au moment de l'accident, la masse et le centre de gravité de l'hélicoptère se trouvaient dans les limites prescrites. La masse de l'hélicoptère était d'environ 13 200 livres et son centre de gravité se trouvait à environ 261 pouces de la référence théorique. La masse maximale certifiée de l'hélicoptère S-61N est de 20 500 livres et, au moment de l'accident, la plage permise pour le centre de gravité en fonction de la masse prévue se trouvait entre 254,0 et 280,0 pouces de la référence théorique.

Généralement, la technique de vol « par référence verticale » utilisée pour l'hélicoptère nécessite des manoeuvres de pilotage rapides et extrêmes, l'hélicoptère présentant constamment des assiettes et des variations d'assiette supérieures à celles qu'il subit pendant un vol normal. De plus, la puissance demandée au groupe motopropulseur peut passer de faible à élevée plusieurs fois pendant la prise et le largage de la charge, ce qui impose à certains composants critiques d'importantes contraintes et un grand nombre de cycles.

Sur les hélicoptères utilisés pour les vols par référence verticale, comme le S-61, les dimensions du poste de pilotage et la largeur du fuselage font que le pilote aux commandes doit se pencher de façon très prononcée d'un côté pour bien voir l'élingue et la charge suspendues sous l'hélicoptère. Cette position étant physiquement impossible à prendre pour un pilote portant une ceinture-baudrier, les pilotes ont l'habitude de manoeuvrer leur hélicoptère en n'étant attachés qu'au moyen de leur ceinture de sécurité. Dans les hélicoptères conçus pour les vols par référence verticale, les baudriers sont souvent rangés de façon presque permanente derrière le dossier du siège afin de ne pas nuire aux mouvements du pilote.

Le commandant de bord, assis du côté gauche, est demeuré attaché à son siège pendant l'impact et les tonneaux, et il a été grièvement blessé à cause de la dislocation et de la démolition du poste de pilotage autour de lui. Il n'utilisait pas le baudrier de son siège. Les bretelles avaient été passées derrière le dossier, ce qui les rendait difficilement accessibles pendant le vol. Il n'a pas été déterminé si la gravité des blessures du pilote aurait été moindre s'il avait porté son baudrier. Bien qu'il était possible de survivre aux forces d'impact de cet accident, le copilote est mort parce qu'il a été écrasé par l'hélicoptère pendant les tonneaux. On l'a retrouvé hors de son siège, près du poste de pilotage. La Direction de l'ingénierie du BST a inspecté les ensembles de retenue des deux pilotes afin de déterminer si celui du copilote était défectueux ou s'il avait été ouvert prématurément. Les bretelles n'étaient pas attachées, mais il n'a pu être déterminé si le copilote les utilisait au moment de l'accident. Selon les renseignements médicaux, le copilote portait sa ceinture de sécurité. L'inspection en laboratoire (LP 120/97) a révélé que la ceinture n'avait subi aucune défaillance et qu'elle fonctionnait correctement. Il a été impossible de déterminer à quel moment elle a été détachée. Les deux pilotes portaient leur casque.

Pendant des travaux d'hélicoptère au moyen de l'hélicoptère S-61, le pilote aux commandes occupe habituellement le siège gauche et le pilote n'étant pas aux commandes occupe habituellement le siège droit. Au moment de l'accident, les pilotes effectuaient leurs tâches conformément à cet arrangement. Le pilote aux commandes manoeuvre l'hélicoptère pendant toutes les phases de vol et le pilote n'étant pas aux commandes manipule les leviers de sélection du régime moteur de façon à conserver un régime adéquat du rotor principal, il surveille les moteurs et les systèmes auxiliaires, et il prend note des charges prises pendant le cycle. Cette répartition de la charge de travail permet au pilote aux commandes de se concentrer uniquement sur les manoeuvres de l'hélicoptère. À la fin d'une période de vol, qui dure habituellement environ une heure, l'équipage retourne à l'aire d'entretien pour faire le plein et changer de siège avant d'effectuer un autre cycle. Ce cycle « aux commandes/non aux commandes » assure une charge de travail équilibrée chez les pilotes et contribue à réduire la fatigue. L'étude des cycles de travail et de service des deux pilotes en cause dans cet accident a révélé qu'ils n'avaient commencé les travaux d'hélicoptère que la veille de l'accident et qu'ils avaient respecté les périodes de repos et de travail réglementaires. Compte tenu des récents antécédents des membres de l'équipage, la compétence des pilotes n'est pas un facteur contributif à cet accident.

Environ un mois auparavant, soit le 21 mars 1997, ces mêmes pilotes ont vécu une expérience presque identique de changement intempestif d'assiette en tangage sur le même hélicoptère, accompagné d'un violent claquement, au cours de la même phase de vol. Ils ont alors pu ramener l'hélicoptère à l'aire d'entretien et atterrir sans problème. Après une inspection approfondie, le personnel d'entretien n'a découvert aucune anomalie particulière de l'hélicoptère ni de ses systèmes. Au cours de l'inspection, pour éliminer une source de problème potentielle, l'un des mécaniciens de l'aire d'entretien a pulvérisé du WD-40, un lubrifiant/nettoyant léger, sur les ressorts de rappel se trouvant à la base des servocommandes hydrauliques primaires. Cependant, on n'a pu déterminer si cela a été efficace, mais, par la suite, l'hélicoptère a volé au total pendant environ 120 heures sans réapparition des symptômes, jusqu'au jour de l'accident. Durant ce laps de temps, l'hélicoptère a effectué plusieurs missions, comme de l'hélicoptère et du convoyage, et aucune anomalie de l'appareil ni de ses systèmes n'a été signalée par les équipages ou le personnel d'entretien. L'enquête sur cet accident n'a révélé aucune suite d'événements survenus au cours du premier incident qui aurait pu conduire à l'identification des causes ou des facteurs contributifs associés à la perte de maîtrise ayant causé cet accident.

L'hélicoptère a été construit en 1975 et comptait quelque 13 725 heures de vol, dont environ 5 000 heures d'hélicoptère avec Coulson Aircrane. Les dossiers d'entretien de l'hélicoptère ont été examinés et aucune anomalie n'a été décelée. Selon les dossiers, l'appareil a été entretenu suivant un programme d'entretien progressif, conformément aux consignes et à la réglementation existantes. Il n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR) ni d'un enregistreur de conversations de poste de pilotage (CVR). La réglementation en vigueur n'imposait pas l'installation de tels enregistreurs.

De récentes opérations de maintenance de l'hélicoptère avaient nécessité, à titre préventif, la dépose et le remplacement de plusieurs composants. Chacun de ceux-ci a été inspecté pendant l'enquête et aucun ne s'est avéré défectueux.

Après une inspection préliminaire de l'épave sur les lieux de l'accident, la cellule, les moteurs et les systèmes auxiliaires ont été transportés en lieux sûrs et inspectés plus en détail. À cause du degré d'intérêt élevé manifesté par l'industrie internationale de l'hélicoptère quant aux procédures entourant cette enquête, le BST a demandé l'aide d'experts techniques de l'industrie nord-américaine de l'hélicoptère.

Tout l'hélicoptère a été scrupuleusement inspecté. Une attention particulière a été accordée à ses commandes de vol et à ses circuits hydrauliques, à son pilote automatique, à sa chaîne dynamique ainsi qu'à la boîte de transmission et à la tête de son rotor principal. Une inspection méthodique a révélé que la totalité des fractures et des dommages retrouvés sur les composants étaient dus aux forces d'impact de l'accident. À quelques exceptions près, aucune anomalie n'a été identifiée. Les paragraphes ci-dessous décrivent brièvement chacune de ces exceptions. En résumé, rien n'indique qu'il y ait eu avant le vol un état ou une anomalie, ou encore un mauvais fonctionnement d'un composant ou d'un système, ayant pu causer l'accident ou y contribuer.

L'inspection des circuits hydrauliques des commandes de vol et des pompes a révélé la présence de légères marques de meulage sur une collerette, à l'intérieur de la bague de blocage raccordant les deux moitiés de piston de la servocommande hydraulique longitudinale primaire. Puisque ces pièces de la servocommande n'ont subi aucun mouvement relatif après leur assemblage, les marques de meulage ont été considérées comme des marques d'assemblage. Il a été établi que le meulage n'avait eu aucun effet sur le fonctionnement de la servocommande. Dans la pompe hydraulique auxiliaire (numéro de série JO-622), on a découvert qu'un joint annulaire « Doublel » avait été mal installé au cours de la dernière révision. Des essais ont démontré que l'inversion de ce joint n'avait pas nui au rendement de la pompe, mais il est probable qu'après quelques heures de plus d'utilisation, il se serait mis à fuir, nécessitant la dépose et le remplacement de la pompe.

Pendant l'inspection du système hydraulique primaire, on a découvert que l'un des fils raccordés à la fiche Cannon du manocontact primaire (robinet à 3 voies) était sorti de sa borne. La Direction de l'ingénierie du BST a inspecté ce fil et a conclu qu'il avait « ...cédé progressivement à cause de charges cycliques²... », probablement à cause des vibrations. L'inspection n'a pas permis d'établir avec précision le moment de la rupture du fil (voir le rapport LP 107/97 de la Direction de l'ingénierie du BST). L'effet de la rupture de ce fil sur le fonctionnement en vol des circuits hydrauliques aurait été double. Une fois le fil rompu, le circuit hydraulique auxiliaire n'aurait pu être désactivé (OFF) par aucun des pilotes; si le fil s'était rompu après que le circuit hydraulique auxiliaire eut été désactivé (OFF), le circuit hydraulique aurait automatiquement été réactivé (ON). Ce câble n'a aucun effet sur le fonctionnement comme tel du circuit hydraulique primaire en soi. Les deux manocontacts ont été inspectés et leur conformité aux tolérances prescrites ainsi que leur fonctionnement ont été vérifiés; rien d'anormal n'a été découvert. Le pilote qui a survécu ne se rappelle d'aucune indication inhabituelle ni d'aucun fonctionnement anormal des circuits hydrauliques avant ou pendant l'accident.

²

Dans ce contexte, « cycliques » signifie répétées; à ne pas confondre avec la commande cyclique.

Le système de commandes de vol automatiques (AFCS) et les commandes y étant associées ont été inspectés au laboratoire de la Direction de l'ingénierie du BST. Aucune anomalie mécanique ou électrique préexistante n'y a été décelée. L'AFCS ne fonctionnait pas au moment de l'accident, car il avait été intentionnellement désactivé (OFF) par le pilote aux commandes au moment où les difficultés avec le cyclique ont commencé et il n'a pas été réactivé. Aucun signe de fonctionnement intermittent ou intempestif de l'AFCS n'a été décelé et le pilote qui a survécu n'a signalé aucune manifestation du pilote automatique pendant la perte de maîtrise. L'AFCS n'est donc pas considéré comme un facteur contributif de cette perte de maîtrise.

Le S-61N était équipé de deux turbomoteurs CT58-140-1 de General Electric (GE). L'inspection des moteurs, de leurs supports, des commandes et des accessoires, des manettes ainsi que des arbres grande vitesse de la cellule n'a révélé aucun indice de mauvais fonctionnement, de défektivité ni d'anomalie. Après l'accident, des échantillons de carburant ont été prélevés, afin de vérifier la présence éventuelle de contaminants, mais rien de tel n'a été décelé. L'inspection moteur a permis de découvrir que l'impact avait causé des dommages mineurs aux deux moteurs, mais rien qui aurait pu empêcher le fonctionnement normal d'aucun d'entre eux. D'après les renseignements recueillis auprès des témoins sur les lieux de l'accident et du pilote ayant survécu, les moteurs ne sont pas considérés comme un facteur contributif à cette perte de maîtrise.

Analyse

L'enquête sur cet accident a comporté l'étude des facteurs environnementaux, techniques, humains et opérationnels ainsi qu'une étude détaillée des aspects mécaniques de cet hélicoptère, de ses composants ainsi que de leur durée de vie et de leurs antécédents. Jusqu'à présent, l'inspection et la vérification complètes n'ont permis de déceler aucune anomalie ni aucune défektivité susceptible d'avoir provoqué le changement intempestif d'assiette de l'appareil le jour de l'accident.

Bien que cela n'ait pu être déterminé dans le cas du copilote, il est probable qu'aucun des pilotes ne portait son baudrier. Les enquêtes et les recherches qu'a menées le BST ont démontré sans équivoque que l'utilisation du baudrier, en tant que partie intégrante du dispositif de retenue, était efficace pour réduire ou empêcher les blessures dues aux forces d'impact modérées. Bien que l'on ignore si dans cet accident en particulier l'utilisation du baudrier aurait empêché ou réduit la gravité des blessures mortelles qu'a subies le copilote, le fait que le baudrier du siège gauche dans lequel était assis le pilote ait été pratiquement inaccessible revêt un intérêt particulier. Comme le vol par référence verticale nécessite une liberté de mouvement du haut du corps, le refus de porter le baudrier, dans sa configuration actuelle, est presque inévitable. Cependant, le fait de restreindre l'accès aux bretelles du baudrier d'une façon ou d'une autre empêche le pilote de pouvoir les mettre rapidement en cas d'urgence. De plus, il est probable que la non-utilisation régulière du baudrier diminue la sensibilisation du pilote à l'accroissement du niveau de sécurité que procure son utilisation et, par le fait même, renforce une façon de faire qui est loin d'être idéale.

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

LP 71 /97 - Hydraulic Fluid Examination (Examen du liquide hydraulique)

LP 105/97 - Trim Diode Adapter Examination (Examen de l'adaptateur de la diode du compensateur)

LP 107/97 - "D"-pin Connection Failure Examination (Examen de la déféctuosité du raccord de la broche en D)

LP 120/97 - Seat Belt Examination (Examen de ceintures de sécurité)

L'enquête a donné lieu aux inspections techniques additionnelles suivantes :

- *CT58-140-1 engines examination - GE Aircraft Engines* (Inspection de moteurs CT58-140-1 de GE Aircraft Engines)
- *Primary and Auxiliary hydraulic components examination - HASC* (Inspection des composants hydrauliques primaires et auxiliaires - HASC)
- *X-ray examination of the hydraulic servos and manifolds - Bacon Donaldson* (Inspection aux rayons X des servocommandes et de la tuyauterie hydrauliques - Bacon Donaldson)
- *Flight Controls examination - Sikorsky Aircraft Corporation* (Inspection des commandes de vol - Sikorsky Aircraft Corporation)
- *Main rotor swash plate examination - Sikorsky Aircraft Corporation* (Inspection du plateau cyclique du rotor principal - Sikorsky Aircraft Corporation)
- *Main rotor head spindle bearings examination - ACRO Aerospace* (Inspection des paliers de l'arbre de la tête du rotor principal - ACRO Aerospace)
- *Main rotor head examination - HeliPro* (Inspection de la tête du rotor principal - HeliPro)
- *Hydraulic pumps (2) test and examination - Columbia Helicopters* (Vérification et inspection des pompes hydrauliques (2) - Columbia Helicopters)

Faits établis

1. Les pilotes possédaient les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur.
2. L'hélicoptère était certifié, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées.
3. Rien n'indique qu'il y ait eu un mauvais fonctionnement ou une défectuosité mécanique préexistante de l'hélicoptère, de ses moteurs ou de ses systèmes qui aurait pu contribuer à cet accident.
4. La masse et le centre de gravité de l'hélicoptère se trouvaient dans les limites prescrites.
5. Ni les conditions météorologiques ni l'environnement n'ont été retenus comme facteurs contributifs à l'accident.
6. La cause du piqué involontaire et de la perte de maîtrise du cyclique vers l'arrière n'a pas été déterminée.
7. Les pilotes ont été incapables d'empêcher le piqué de l'hélicoptère.
8. Juste avant de percuter les arbres, l'hélicoptère s'est mis en assiette de piqué à une hauteur à laquelle il était impossible pour les pilotes de faire un rétablissement.

Causes et facteurs contributifs

Les pilotes ont perdu la maîtrise du cyclique vers l'arrière à une hauteur à laquelle il leur a été impossible de faire un rétablissement avant de percuter le sol. La cause de cette perte de maîtrise n'a pu être déterminée.

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. La publication de ce rapport a été autorisée le 15 avril 1999 par le Bureau qui est composé du Président Benoît Bouchard et des membres Maurice Harquail, Charles Simpson et W.A. Tadros.