



*Accident
survenu le 1^{er} juin 2000
à Corneville sur Risle (27)
à l'hélicoptère Bell 206
immatriculé F-BSGB*

RAPPORT

f-gb000601

A V E R T I S S E M E N T

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 à la Loi n° 99-243 du 29 mars 1999, l'enquête technique n'est pas conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de l'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.

Evénement :	Perte de contrôle à faible vitesse hors effet de sol.
--------------------	---

Conséquences et dommages : Pilote et un passager décédés, un blessé grave, un blessé léger. Aéronef détruit.

Aéronef : Hélicoptère Bell 206.

Date et heure : Jeudi 1^{er} juin 2000 à 18 h 15 ¹.

Exploitant : Privé.

Lieu : Corneville sur Risle (27).

Nature du vol : Navigation.

Personnes à bord : Pilote + 3.

Titres et expérience : Pilote 55 ans, TTH de 1999, 111 heures de vol, toutes sur type.

Conditions météorologiques : Observation d'Evreux (située à 60 km) à 20 h 00 : vent 220 / 6-10 kt, visibilité supérieure à 10 km, CAVOK, température 21 °C, QNH 1019 hPa.

CIRCONSTANCES

Le pilote décolle de l'hélistation privée de Boucquelon (27) et se rend dans un premier temps au Havre (76) pour effectuer un complément de carburant. Ce vol dure quinze minutes. Il repart du Havre à 17 h 31 et après un trajet passant par Etretat, puis Fécamp, il retourne vers son point de départ. Avant de revenir se poser à Boucquelon, il se dirige vers une maison appartenant à des amis, située à proximité.

Après un premier passage au-dessus de l'habitation, il effectue un virage par la gauche et revient vers la maison en réduisant sa vitesse tout en poursuivant son virage. Des témoins voient l'hélicoptère, à une hauteur de trente mètres au-dessus d'un bosquet, entamer un mouvement de lacet par la gauche et simultanément commencer à s'enfoncer. Il continue son mouvement de lacet en descente, heurte la cime des arbres et s'écrase dans le bosquet.

¹Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter 2 heures pour obtenir l'heure en vigueur en France métropolitaine le jour de l'événement.

EXAMEN DU SITE ET DE L'EPAVE

Environnement

L'hélicoptère s'est écrasé dans un bosquet d'arbres dont la cime se trouve à une hauteur de quinze mètres environ. Il a pénétré dans les arbres selon une trajectoire pratiquement verticale et a coupé la cime de trois pins. Au sol, le flanc droit de la cellule a heurté un arbre couché. Il n'y a pas eu d'incendie.

Cellule

La cellule est retrouvée couchée sur le côté droit. La poutre de queue est sectionnée au niveau de la cloison arrière. Les patins sont arrachés, le réservoir éventré et la barque déformée par le choc du côté droit.

Cockpit

Les instruments ne sont pas endommagés mais n'apportent pas d'information pertinente pour l'enquête, hormis l'horamètre qui indique 998,0 heures.

Rotor principal

Les vés de BTP (boîte de transmission principale) ne présentent pas de dommage apparent. La tête rotor est toujours solidaire de la cellule. Les biellettes de commande de pas sont rompues en statique. Le moyeu rotor est bloqué en rotation. Une pale est entière, enfoncée dans le sol et déformée en flambage du bas vers le haut. Il n'y a pas de trace d'impact sur le bord d'attaque. La seconde pale est en trois morceaux : un morceau de 150 cm encore attaché à la tête rotor, un morceau de deux cents centimètres retrouvé à proximité des cimes d'arbre coupées. Il présente des marques d'impact sur le bord d'attaque. Un dernier morceau de deux cents centimètres est manquant. Toutes les ruptures du longeron de la pale sont statiques et consécutives à l'impact.

Transmission arrière

L'arbre de transmission arrière est présent dans la poutre de queue ainsi que les paliers. Il n'est pas déformé. Les embouts cannelés se sont désolidarisés aux deux extrémités. Des marques de rotation sont visibles sur le tube de liaison entre la turbine et l'arbre de transmission arrière. Elles indiquent un entraînement de l'arbre au moment de l'accident.

Rotor anticouple

Il est retrouvé à quelques mètres de la poutre de queue. Les pales sont fortement endommagées, ce qui est représentatif d'une puissance installée. La BTA (boîte de transmission automatique) n'est pas bloquée en rotation. La commande de pas ne présente pas de blocage apparent.

Turbomachine

Le GTM (groupe turbo-moteur) est cassé en deux au niveau de la liaison entre la turbine et la boîte de transmission principale. Les deux arbres concentriques de transmission de sortie sont rompus en statique. Les flectors de cette pièce sont déformés.

Les deux bouchons magnétiques ont été examinés et ne présentent aucune trace de limailage ou d'écaillage.

Les commandes de vol

- La commande de pas cyclique côté droit est cassée au niveau de la base du manche. Les commandes de vol des chaînes roulis et tangage sont liées jusqu'à leurs biellettes de plateau cyclique et ne présentent pas de blocage apparent.
- Les biellettes présentent toutes des ruptures statiques.
- Le levier de pas général côté gauche est tiré à fond. La commande de pas côté pilote est cassée. La cinématique de commande de pas général est liée jusqu'à la biellette de plateau de pas général. Celle-ci est rompue en statique. La manette de gaz copilote est bloquée plein gaz, cette indication est corrélée par la position du Fuel Control Unit et du Power Governor Unit qui sont « plein ouvert ».
- Le palonnier est en butée à gauche. Les éléments de la chaîne lacet sont liés et ne présentent pas de blocage jusqu'à sa ligne de rupture située à la poutre de queue.

La boîte de transmission principale

Les deux bouchons magnétiques entrée et sortie d'huile ne présentent aucune trace de limailage ou d'écaillage.

RENSEIGNEMENTS COMPLEMENTAIRES

Devis de masse

Le devis de masse suivant a été établi à partir des masses estimées des passagers et des données de ravitaillement et de consommation :

	Volume (en l)	Masse (en kg)
Masse à vide (fiche de pesée)		807
Carburant au départ	160	
Carburant ajouté au Havre	223	
Total	383	
Carburant présumé consommé	102	
Carburant estimé	281	225
Masse pax		370
Total (limitation 1 450 kg)		1 402

Puissance disponible et puissance nécessaire au vol

La puissance fournie par le moteur se répartit entre le rotor principal et le rotor anticouple dans un rapport qu'on peut évaluer à 80 % pour le rotor principal et 10 % pour le rotor anticouple (les 10 % restants étant absorbés sous forme de pertes d'énergie, frottements et dissipation calorifique entre autres). Il existe une limite de puissance liée au moteur ainsi qu'à la boîte de transmission principale. Elle introduit certaines limitations opérationnelles pour l'utilisation de l'hélicoptère. Ces limitations, que l'on trouve dans le manuel de vol, dépendent de la masse de l'appareil, de la température et de l'altitude pression.

Lorsque l'hélicoptère est en translation normale, à une vitesse supérieure à la vitesse d'accrochage, il bénéficie d'une portance due au déplacement. Lorsque sa vitesse diminue, cette contribution due à l'avancement décroît et s'annule lorsque le vent relatif est nul. Dans le cas du vol stationnaire, la rotation du rotor principal assure seule la sustentation de l'aéronef. Qui plus est, lorsque le stationnaire est effectué à une hauteur supérieure à environ un diamètre rotor, l'hélicoptère se retrouve hors effet de sol et la puissance nécessaire au vol est alors maximale.

Le rotor principal, lorsqu'il est entraîné par le moteur, crée un couple de renversement dans le sens inverse à la rotation du rotor. Dans le cas du Bell 206, le rotor principal tourne dans le sens antihoraire. La cellule a donc tendance à tourner vers la droite sur l'axe de lacet. Le rotor anticouple produit une force destinée à compenser le couple de renversement. Lorsque le pilote augmente le pas général, un supplément de puissance est appliqué sur le rotor principal et il doit accompagner cette action d'une correction à gauche au palonnier. Cette action est, elle aussi, consommatrice de puissance.

Fonctionnement du régulateur

Le régime rotor résulte du régime de la turbine libre et doit rester constant. En fonction de la puissance sollicitée sur le rotor, le régulateur ajuste le débit de carburant fourni au moteur.

L'ensemble des dispositifs qui constituent le système de régulation induit un temps de latence entre le moment où l'on sollicite un supplément de puissance et où celui-ci est délivré par le moteur.

Examen du GTM et du régulateur

Le démontage de la turbine et l'inspection des différents éléments n'ont pas mis en évidence de défaillance antérieure à l'accident mais ont permis de confirmer le fonctionnement correct du moteur au moment de l'accident.

Les essais pratiqués sur le régulateur et la pompe carburant ont démontré que ces éléments étaient en état de fonctionnement.

Analyse des échantillons de carburant

Elle a montré que le carburant prélevé dans le réservoir de l'hélicoptère était un carburant de type Jet A1 répondant à la norme en vigueur.

ANALYSE

Toutes les constatations faites sur l'épave ainsi que les résultats des inspections et essais pratiqués sur le moteur et ses accessoires permettent d'écarter l'hypothèse d'une défaillance mécanique.

Scénario de l'accident

Lorsque le pilote s'est présenté face à la maison (appartenant à des amis) en réduction de vitesse, il a agi sur la commande de pas général afin d'augmenter la portance du rotor principal.

Il a effectué cette manœuvre alors qu'il était en virage à gauche, ce qui nécessitait déjà d'agir sur le palonnier gauche pour la coordination en virage. L'augmentation de pas général demandait également une action supplémentaire sur le palonnier gauche. Or la masse de l'hélicoptère était proche de la masse maximale et la réduction de vitesse s'est faite hors effet de sol.

Toutes ces actions et ces paramètres se traduisent par une augmentation de la puissance nécessaire. Leur combinaison a conduit à solliciter du moteur un apport de puissance important lors de la réduction de vitesse. Or l'ensemble GTM / régulateur induit un temps de réponse à l'installation de la puissance demandée. Par conséquent, le moteur n'étant pas à même de fournir instantanément la puissance demandée, l'action sur la commande de pas général n'a pas eu immédiatement l'effet escompté par le pilote. L'hélicoptère, n'ayant alors plus une portance suffisante, a commencé à s'enfoncer.

Comme la puissance fournie au rotor principal était insuffisante et que le rotor principal a plus d'inertie que le rotor anticouple, l'action probablement maintenue sur le palonnier a donné à l'hélicoptère un mouvement de lacet à gauche.

Face à cette situation, le pilote a sans doute continué à tirer sur le pas général tout en maintenant le pied à gauche, sans parvenir à reprendre le contrôle de la machine, et l'hélicoptère a heurté la cime des arbres.

Evaluation des performances de l'hélicoptère par le pilote

Le pilote connaissait a priori les limites de son appareil. Il a effectué des manœuvres qui présentaient des difficultés dépassant le niveau d'un pilote privé d'hélicoptère : passage en réduction de vitesse vers le stationnaire hors effet de sol, avec une masse importante, une température élevée, en virage à gauche. L'ensemble de ces actions nécessite une anticipation de l'augmentation de puissance qui n'a pas été prise en compte par le pilote.

L'expérience limitée du pilote et son état psychologique lié au survol de la maison de ses amis sont des facteurs qui ont pu contribuer à une analyse erronée de la situation conduisant à une prise de risque qu'il n'avait pas identifiée et à l'absence d'application d'une méthode sûre pour gérer la situation.

CONCLUSION

La perte de contrôle a été provoquée par un manque d'anticipation sur la commande de puissance dans une manœuvre qui nécessitait un apport de puissance important.

La masse de l'aéronef, la température extérieure et le type de manœuvre entrepris n'ont pas suffisamment été pris en compte par le pilote dans sa prise de décision alors qu'il improvisait une manœuvre difficile.

Trajectoire estimée de l'hélicoptère

