

Bureau de la sécurité des transports
du Canada



Transportation Safety Board
of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ÉVÉNEMENT AÉRONAUTIQUE
A98P0022



BAISSE DE RÉGIME DU ROTOR ET ATERRISSAGE FORCÉ

BIGHORN AVIATION INC.

EUROCOPTER (HÉLICOPTÈRE) AS-350D C-GBRC

STATION VOR DE CRANBROOK (COLOMBIE-BRITANNIQUE)

19 JANVIER 1998

Canada

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

Rapport d'enquête sur événement aéronautique

Baisse de régime du rotor et atterrissage forcé

BigHorn Aviation Inc.

Eurocopter AS-350D (hélicoptère) C-GBRC

Station VOR de Cranbrook (Colombie-Britannique)

19 janvier 1998

Rapport numéro A98P0022

Sommaire

Après un arrêt du moteur de 15 minutes sur la plate-forme d'hélicoptère de la station VOR de Cranbrook, située à environ 7 500 pieds au-dessus du niveau de la mer (ASL), le pilote de l'hélicoptère Eurocopter AS-350D (numéro de série 1150) monté sur patins a fait embarquer ses deux passagers et a démarré son appareil. À 17 h 10, heure normale des Rocheuses (HNR), après une séquence de démarrage sans anomalie, le pilote a fait décoller l'hélicoptère et l'a maintenu en vol stationnaire à 5 pieds pendant environ 30 secondes afin de vérifier que les commandes de vol répondaient bien et que tous les indicateurs du moteur, de la transmission et du rotor étaient normaux. Le pilote a ensuite fait pivoter l'hélicoptère sur la gauche et est passé en montée vers l'avant. À environ 80 pieds au-dessus du niveau du sol (AGL), le pilote a ressenti une baisse subite et intempestive du régime du rotor et l'hélicoptère a commencé à descendre. Le pilote a poussé sur le manche de pas cyclique et abaissé le levier de collectif afin d'essayer de relancer le régime du rotor. N'ayant cependant pas réussi à rétablir le régime du rotor et un atterrissage forcé sur un terrain en pente étant inévitable, le pilote a arrondi à 30 pieds AGL, a stabilisé l'appareil puis a atterri droit devant dans la neige profonde. L'hélicoptère a touché le sol à environ 10 nœuds mais a glissé vers l'avant sur une pente plus importante et a basculé sur le côté droit. Les trois occupants, indemnes, sont sortis sans problème par la porte gauche de l'appareil. L'hélicoptère a été lourdement endommagé mais aucun incendie ne s'est déclaré. Bien qu'armée durant ce vol, la radiobalise de repérage d'urgence (ELT) ne s'est pas déclenchée. Le pilote et les passagers ont rejoint à pieds la station VOR et ont signalé l'accident. Ils ont été secourus deux heures plus tard environ par des volontaires venus de Cranbrook en motoneige.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

Lors du vol précédent, le pilote avait décollé de l'aéroport de Cranbrook à environ 16 h 15¹ et avait volé jusqu'à la station VOR pour y prendre les deux passagers. Arrivé sur la plate-forme, il a maintenu le rotor de l'hélicoptère à un régime de vol et les deux passagers ont embarqué à bord de l'hélicoptère. Lorsque le pilote a essayé de décoller pour se placer en vol stationnaire, le couple et la température du moteur ont augmenté mais le régime du rotor a déchu et l'hélicoptère a refusé de décoller. Le pilote a tenté à deux nouvelles reprises de décoller, sans plus de succès. Il a alors coupé le moteur de l'hélicoptère et a examiné les trois pales du rotor principal afin de repérer une éventuelle contamination par le givre. Il a découvert une couche de givre transparent de 1/8 de pouce d'épaisseur et de 20 pouces de long sur la partie intérieure de chaque pale. Il a enlevé le givre avec de l'alcool et a vérifié visuellement l'absence de givre sur les pales. Le pilote, lorsqu'il a recherché des traces de givre sur la cellule, n'a pas vérifié la bouche d'entrée d'air du moteur mais a remarqué que la grille d'entrée d'air du capot moteur était dépourvue de givre.

Le pilote se souvient que, durant sa tentative de relance du régime du rotor, la valeur affichée par l'indicateur de température des gaz d'échappement (EGT) avait augmentée et se trouvait dans la portion rouge de l'indicateur qui débute à 749 degrés Celsius. L'hélicoptère AS-350D est équipé d'un système sonore d'avertissement de baisse de régime du rotor qui se déclenche lorsque la vitesse de rotation du rotor principal tombe en dessous de 335 tr/min, le régime normal en vol étant de 385 tr/min. Durant les tentatives de décollage entreprises avant qu'il ne coupe le moteur, le pilote avait entendu l'alarme du système d'avertissement de baisse de régime du moteur se déclencher chaque fois que le régime du rotor chutait. Le pilote ne se souvient pas cependant que l'alarme se soit déclenchée durant le déroulement de l'accident. Un examen du poste de pilotage effectué après l'accident a révélé que le disjoncteur de l'alarme était déclenché et le pilote ne se souvient pas s'il l'avait enclenché avant son dernier décollage.

Un autre pilote, qui avait volé sur cet hélicoptère avant son départ de Cranbrook pour la station VOR, avait signalé que la température du moteur semblait être supérieure de 100 degrés Celsius à la normale. Durant le vol de 18 minutes entre Cranbrook et la station VOR, le pilote aux commandes lors de l'accident a signalé qu'il avait traversé une zone de nuages minces et bas ou de brume. Il a aussi indiqué qu'il avait eu l'impression que les performances de l'hélicoptère étaient légèrement inférieures à ses attentes. Le pilote a indiqué que la température extérieure, durant les 15 minutes passées sur la plate-forme avant le dernier décollage, avait été d'environ un degré Celsius au-dessous de zéro et que, au moment du décollage, une neige légère ou de petits cristaux de glace tombaient.

Au moment de la baisse de régime, l'hélicoptère, en montée à grande puissance, se trouvait à une altitude d'environ 7 500 pieds ASL et avait une masse totale d'environ 3 800 livres tandis que la température extérieure était d'un degré Celsius au-dessous de zéro. Le manuel de vol de l'hélicoptère AS-350D indique que, dans de telles conditions, la masse maximale de l'hélicoptère pour un vol en stationnaire hors de l'effet de sol (HOGE) est d'environ 4 100 livres.

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

Un examen de l'hélicoptère effectué sur les lieux le lendemain de l'accident n'a révélé la présence de givre ni sur les pales du rotor, ni sur la grille d'entrée d'air du moteur, ni dans la chambre d'entrée d'air. De la neige était tombée entre le moment de l'accident et celui de l'examen et les surfaces supérieures de l'hélicoptère étaient recouvertes d'une couche de neige molle d'un pouce d'épaisseur. La tête de rotor et les pales, cependant, s'étaient profondément enfoncées dans la neige durant le tonneau et il est donc permis de penser que la surface des pales, protégée, se trouvait dans l'état où elle était avant l'accident. Les enquêteurs ont constaté que le compresseur du moteur pouvait être tourné à la main sans difficulté. Bien que l'appareil ait été sérieusement endommagé durant le tonneau, le choc initial n'avait pas été suffisamment violent pour déclencher l'ELT.

L'hélicoptère avait été construit en 1979 par Eurocopter (anciennement Aérospatiale) et, au moment de l'accident, il avait accumulé presque 11 100 heures de service. Le moteur à turbine Allied Signal (Lycoming) LTS-101-600A-3 (numéro de série LE43525CE) avait accumulé, au moment de l'accident, 2 621 heures depuis la mise en service initiale (HMSI). Le moteur était en location d'Allied Signal et avait été installé sur C-GBRC le 1^{er} novembre 1997, avec 2 578 HMSI, en remplacement temporaire du moteur appartenant à l'exploitant qui était en révision chez Allied Signal aux États-Unis.

L'épave a été récupérée sur les lieux de l'accident et examinée mais aucune défectuosité n'a été observée. Le moteur a été déposé pour un examen visuel et une évaluation des performances au banc d'essai, puis a été démonté pour un examen interne. L'examen visuel du moteur, de ses composants et de ses systèmes n'a révélé aucune défectuosité ni aucune anomalie ayant pu être à l'origine de la baisse de rendement du moteur.

Les enquêteurs ont examiné le carnet de route et le livret technique canadiens du C-GBRC et n'y ont rien trouvé d'anormal. Le livret moteur d'Allied Signal, néanmoins, signalait que, lors de deux précédentes locations du moteur, le régulateur de turbine de puissance (PTG), le régulateur de carburant (FCU) et la pompe carburant avaient été remplacés à plusieurs reprises. Le PTG avait été remplacé à deux reprises à 2 189 HMSI à la suite de sautes de régime et il avait été noté que l'hélicoptère n'arrivait pas à quitter le sol. La pompe carburant et le FCU avaient tous deux été démontés du moteur à 2 429 HMSI et, remontés à la fin de la période de location à 2 488 HMSI, étaient toujours en place sur le moteur au moment de l'accident. Le PTG avait été remplacé par Allied Signal à 2 488 HMSI. Le motoriste avait installé un régulateur de débit d'air zéro-heure au moment de passer le moteur au banc d'essai et l'avait remplacé, 52 heures plus tard, par un régulateur de débit d'air qui comptait déjà 906 heures de service. Ce régulateur de débit d'air de remplacement se trouvait sur le moteur au moment de l'accident, 380 heures plus tard.

Au moment de l'accident, le moteur comportait les composants suivants :

Composants du moteur	N° de pièce	N° de série
Pompe carburant	4-301-128-10	3AFP816B
Régulateur de carburant	4-301-288-04	238938
Régulateur de turbine de puissance	4-301-289-03	23184
Régulateur de survitesse	4-301-235-04	30353
Capteur T1	4-301-099-02	16987
Régulateur de débit d'air	4-301-102-12	2527

À l'exception de la pompe carburant et du régulateur de débit d'air, les composants ci-dessus ont été soumis à des essais pour vérifier qu'ils étaient conformes aux spécifications et, bien que les essais entrepris sur ces trois composants aient donné des résultats légèrement différents des données de spécifications, aucune anomalie pouvant être à l'origine de la baisse de régime du moteur n'avait été observée.

Les dossiers indiquent que le moteur était passé à deux reprises sur les bancs d'essai des services d'entretien de moteur d'Allied Signal depuis que le PTG, le FCU et le régulateur de débit d'air avaient été remplacés. Après les plus récents essais, le moteur avait été installé sur le C-GBRC et avait volé 43 heures avant l'accident.

Voici le résumé des dernières interventions de maintenance entreprises :

Date	HMIS du moteur	Intervention de maintenance	Raison de l'intervention
31-03-96	2189	Banc d'essai chez Allied Signal Régulateur de débit d'air (n° 1516) installé	
25-04-96	2189	Installé sur le AS-350D (n° 1255) Essai en vol insatisfaisant : sautes de régime PTG (n° 18534) démonté PTG (n° 21279) installé	Dépannage : sautes de régime
26-05-96	2189	Vérification de la puissance du moteur : toujours des sautes de régime	Dépannage : sautes de régime
16-06-96	2189	PTG (n° 21279) démonté PTG (n° 28561) installé Test en vol : toujours des sautes de régime	Dépannage : sautes de régime
04-07-96	2241	Régulateur de débit d'air (n° 1516) démonté Régulateur de débit d'air (n° 2527) installé Vol d'essai satisfaisant	Dépannage : sautes de régime
24-03-97	2429	Pompe carburant (n° 3AFP816B) démontée Pompe carburant (n° 203G) installée FCU (n° 238938) démonté FCU (n° 335225) installé Vol d'essai satisfaisant	Non déterminé
Non déterminée	2488	Moteur retiré de l'AS-350D (n° 1255)	
29-07-97	2488	Pompe carburant (n° 203G) démontée Pompe carburant (n° 3AFP816B) installée FCU (n° 335225) démonté FCU (n° 238938) installé PTG (n° 28561) démonté PTG (n° 23184) installé Banc d'essai chez Allied Signal	Retour de location Retour de location SB 73-20-0177
31-07-97	2488	Moteur installé sur l'AS-350D (n° 1555)	
21-08-97	2578	Moteur retiré de l'AS-350D (n° 1555)	
08-09-97	2578	Banc d'essai chez Allied Signal	
01-11-97	2578	Moteur installé sur le C-GBRC	
19-01-98	2621	Accident en vol du C-GBRC	

En présence de représentants de la Division de l'ingénierie du BST et de l'exploitant canadien de l'hélicoptère, Allied Signal a entrepris une batterie d'essais complets sur le moteur en question dans son centre d'essai de Phoenix, en Arizona. Le moteur a fonctionné normalement durant tous les essais et aucun problème ayant pu affecter le fonctionnement normal du moteur n'a été observé. En résumé, les essais n'ont permis de révéler aucune anomalie ayant pu entraîner la baisse de performances du moteur. De même, aucun des composants du moteur examinés n'a révélé d'anomalie ayant pu entraîner la baisse de rendement du moteur.

Le BST a transmis une copie des résultats des essais menés par Allied Signal à un motoriste indépendant pour un examen et une vérification distincts. Son analyse des résultats des essais corrobore celle d'Allied Signal et confirme que les légères anomalies constatées n'ont pu être à l'origine de la variation de puissance du moteur.

Le pilote détenait une licence de pilote professionnel - hélicoptère valide et un certificat médical en règle, tous deux émis par Transports Canada. La licence avait été avalisée pour l'hélicoptère AS-350 et comportait la restriction « vol de jour seulement », une limitation qui n'a pas contribué aux circonstances de l'accident. Le pilote avait accumulé environ 1 100 heures de vol dont 100 environ sur l'hélicoptère AS-350 et 700 environ sur des hélicoptères à turbine de taille similaire.

Analyse

Malgré des essais et un examen rigoureux du moteur et de ses systèmes accessoires, aucune déféctuosité ayant pu entraîner la baisse subite et intempestive du régime du rotor n'a été constatée. Néanmoins, des annotations antérieures sur les livrets techniques indiquent que les principaux composants de régulation du moteur avaient été démontés et remplacés en raison de sautes de régime. Le fait que le personnel de maintenance ait démonté et remplacé de tels composants est caractéristique d'une intervention de dépannage visant à remédier à des problèmes de performances du moteur. Les composants n'ayant pas alors été soumis à des essais, aucune conclusion sur leur fonctionnement ne peut être formulée.

Le moteur était passé avec succès au banc d'essai d'Allied Signal mais n'avait néanmoins pas satisfait aux spécifications du motoriste lorsqu'il avait été installé sur l'hélicoptère AS-350D (numéro de série 1225) peu de temps après. Les dossiers indiquent que le moteur avait encore fonctionné 52 heures en juin et en juillet 1996 avant que le régulateur de débit d'air ne soit remplacé le 4 juillet 1996. De telles indications de fonctionnement sont symptomatiques de problèmes intermittents du régulateur de débit d'air. Il est également possible que les premières sautes de régime aient été dues à l'effet combiné de composants du système de régulation du moteur fonctionnant à la limite des tolérances admises, le régulateur de débit d'air ayant éventuellement joué un rôle prédominant. L'hélicoptère était alors incapable de quitter le sol, tout comme le pilote dit l'avoir constaté juste avant l'accident. Dans de telles circonstances, la possibilité qu'une défaillance mécanique d'un ou de plusieurs composants du système de régulation du moteur ait pu jouer un rôle dans la baisse de régime du rotor ne peut être écartée.

Le givre que le pilote a observé sur les pales du rotor principal s'était accumulé sur le moyeu du disque rotor, lequel ne produit aucun effet aérodynamique et n'assure qu'une sustentation minimale ou nulle. Par conséquent, le fait d'éliminer le givre se trouvant à l'emplanture des pales n'a probablement pas eu une influence significative sur l'efficacité aérodynamique du rotor et

n'a certainement pas joué un grand rôle dans la relance du régime du rotor avant le dernier décollage. Dans les trois minutes qui se sont écoulées entre le démarrage du moteur à la station VOR et le passage en vol de translation, les conditions météorologiques observées n'étaient pas assez mauvaises pour entraîner une accumulation de givre sur les pales qui soit suffisante pour causer une baisse importante et rapide du régime du rotor. Les observations faites après l'accident n'ayant pas révélé la présence de givre sur les pales du rotor principal, il est peu probable que la présence de givre sur les pales ait joué un rôle lors des deux baisses de régime du rotor.

Néanmoins, il a été impossible de déterminer si de la neige ou du givre s'était accumulé dans l'entrée d'air du moteur ou si une telle accumulation de neige ou de givre aurait pu entraîner une dégradation des performances du moteur suffisante pour provoquer une baisse de régime du rotor dans les conditions de décollage particulières qui étaient présentes au moment de l'accident.

Quatre hypothèses demeurent afin d'expliquer les deux baisses de régime distinctes mais similaires du rotor, à savoir :

- 1 – une contamination et une obstruction de l'entrée d'air du moteur;
- 2 – un mauvais montage ou un mauvais fonctionnement du régulateur de débit d'air;
- 3 – une diminution de l'alimentation ou des valeurs programmées de régulation en carburant;
- 4 – une combinaison de ces trois hypothèses.

D'après le pilote, l'EGT dépassait les 749 degrés Celsius durant la baisse de régime de rotor qui a immédiatement précédé l'accident. Il a de plus indiqué que la température du moteur était plus élevée que d'habitude. Cette température élevée infirme l'hypothèse de l'obstruction de l'alimentation en carburant et corroborerait plutôt celle d'un problème d'alimentation en air.

L'hypothèse d'une diminution ou d'une obstruction de l'alimentation en air est de plus étayée par le fait que les pilotes ont signalé que le moteur semblait manquer de puissance. Une diminution anormale de puissance ne peut que difficilement être expliquée par le peu de givre observé à l'implanture des pales après que le moteur de l'hélicoptère a été coupé sur la plateforme de la station VOR. Il est également possible que les manœuvres du pilote aient joué un rôle dans le cas de la seconde baisse de régime du rotor mais, faute de données de vol enregistrées, cette hypothèse ne peut être infirmée ou confirmée.

Avant la baisse de régime du rotor, l'hélicoptère montait en pleine puissance avec une masse et une altitude densité qui plaçaient l'appareil dans des conditions proches de la limite maximale des performances en vol. Dans une telle situation, la présence de conditions météorologiques adverses, telles qu'une précipitation givrante, ou une quelconque défaillance mécanique entraînant une dégradation du rendement, telle qu'une défaillance des régulateurs de débit d'air ou de carburant, pourrait avoir entraîné une baisse de régime du rotor. De telles circonstances auraient placé le pilote dans une situation difficile, auraient progressivement affecté les performances de l'hélicoptère et auraient laissé une marge d'erreur de pilotage très étroite.

Le pilote a été victime d'une subite baisse de régime du rotor dans des conditions d'altitude, de vitesse et de puissance utilisée qui ne lui ont pas permis de réussir à relancer le régime du rotor et de poursuivre son vol. Il a donc été contraint d'effectuer un atterrissage de fortune sur un terrain en pente.

La violence de l'atterrissage n'a pas été suffisante pour déclencher l'ELT.

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

LP 30/98 - Engine Examination (AS-350B C-GBRC) [Examen du moteur]

Faits établis

1. Les essais et l'examen du moteur et de ses systèmes accessoires n'ont révélé aucune défectuosité ayant pu entraîner la baisse de puissance du rotor principal.
2. Le livret technique du moteur indique que les principaux composants de régulation du moteur ont été démontés et remplacés à la suite de sautes de régime. Les composants n'ayant pas alors été soumis à des essais, aucune conclusion sur leurs performances ne peut être formulée.
3. La possibilité qu'une défaillance mécanique d'un ou de plusieurs composants du système de régulation du moteur ait pu jouer un rôle dans la baisse de régime du rotor ne peut être écartée.
4. Il n'a pas été possible de déterminer si de la glace ou du givre s'était accumulé dans l'entrée d'air du moteur.
5. Lorsque le régime du rotor a chuté, les conditions d'altitude, de vitesse et de puissance utilisée n'ont pas permis au pilote de réussir à relancer le régime du rotor et de poursuivre son vol.
6. Compte tenu de l'endroit où s'est produit la baisse de régime, la seule zone d'atterrissage disponible était un terrain en pente recouvert de neige.

Causes et facteurs contributifs

Le régime du rotor principal a chuté dans des conditions d'altitude, de vitesse et de puissance demandée qui n'ont pas permis au pilote de réussir à relancer le régime du rotor et poursuivre le vol. Il a donc été contraint d'effectuer un atterrissage de fortune sur un terrain en pente. La cause de la baisse de régime du rotor 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 23 juin 1999 par le Bureau qui est composé du Président Benoît Bouchard et des membres Maurice Harquail, Charles Simpson et W.A. Tadros.