

Rapport

Accident survenu le **4 juin 2004**
à **Saint-Salvy-de-la-Balme (81)**
à l'**hélicoptère MD 600 N**
immatriculé **D-HJER**

BEA

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

Ministère de l'écologie, de l'énergie, du développement durable et de la mer, en charge des technologies vertes et des négociations sur le climat

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 | 1 |
| SYNOPSIS | 4 |
| 1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE | 4 |
| 1.1 Déroulement du vol | 4 |
| 1.2 Tués et blessés | 5 |
| 1.3 Dommages à l'aéronef | 5 |
| 1.4 Autres dommages | 5 |
| 1.5 Renseignements sur le personnel | 5 |
| 1.5.1 Instructeur | 5 |
| 1.5.2 Elève | 5 |
| 1.5.3 Nature du vol | 6 |
| 1.6 Renseignements sur l'aéronef | 6 |
| 1.6.1 Cellule | 6 |
| 1.6.2 Moteur | 7 |
| 1.6.3 Spécificités opérationnelles | 8 |
| 1.7 Conditions météorologiques | 8 |
| 1.8 Aides à la navigation | 8 |
| 1.9 Télécommunications | 8 |
| 1.10 Renseignements sur l'aérodrome | 8 |
| 1.11 Enregistrements | 8 |
| 1.11.1 Paramètres moteurs | 8 |
| 1.11.2 Examen du GPS | 8 |
| 1.11.3 Exploitation de l'enregistrement des données RADAR | 8 |
| 1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact | 9 |
| 1.12.1 Répartition des débris | 9 |
| 1.12.2 Cellule | 10 |
| 1.12.3 Commandes | 10 |
| 1.12.4 Maintenance | 11 |
| 1.12.5 Réparations | 11 |
| 1.12.6 Accidents antérieurs impliquant une interaction pale-poutre | 11 |
| 1.13 Renseignements médicaux et pathologiques | 11 |
| 1.14 Incendie | 11 |
| 1.15 Questions relatives à la survie des occupants | 11 |

| | |
|--|-----------|
| 1.16 Essais et recherches | 12 |
| 1.16.1 Analyse des fluides | 12 |
| 1.16.2 Examen des voyants du panneau d'alarmes | 12 |
| 1.16.3 Examen des pales et des butées du mât rotor | 12 |
| 1.16.4 Examen du groupe turbo moteur | 12 |
| 1.16.5 Examen de la chaîne de mesure du nombre de tour rotor | 13 |
| 1.16.6 Examen des ruptures de la poutre arrière composite | 13 |
| 1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion | 13 |
| 1.18 Renseignements complémentaires | 13 |
| 1.18.1 Simulation de panne moteur (annexe) | 13 |
| 1.18.2 Témoignages | 14 |
| 2 - ANALYSE | 15 |
| 2.1 L'exercice de panne à vitesse de croisière | 15 |
| 2.2 Influence du défaut d'indication du tachymètre | 15 |
| 2.3 La nature du vol | 15 |
| 3 - CONCLUSIONS | 16 |
| 3.1 Faits établis | 16 |
| 3.2 Cause de l'accident | 16 |
| ANNEXE | 17 |

Synopsis

| | |
|--------------------------------------|--|
| Date | Aéronef |
| 4 juin 2004 à 13 h 25 ⁽¹⁾ | Hélicoptère MD 600 N immatriculé D-HJER |
| Lieu | Propriétaire |
| Saint-Salvy-de-la-Balme (81) | Privé |
| Nature du vol | Exploitant |
| Vol d'instruction | Privé |
| | Personnes à bord |
| | Instructeur + élève + 1 |

⁽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.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Le 4 juin 2004 à 9 h 25, l'hélicoptère MD 600 N immatriculé D-HJER décolle de l'aérodrome privé de Servian (34) à destination de l'aérodrome de Béziers (34). A son bord, un instructeur est assis en place droite. Il est accompagné d'un élève en place gauche, propriétaire de l'hélicoptère, et d'un passager en place arrière. Ils atterrissent à 9 h 30 pour avitailler. A l'issue, l'instructeur annonce au contrôleur son intention de se rendre à Rodez. Il précise qu'il s'agit d'un vol privé d'instruction à basse hauteur.

Arrivés à Rodez à 10 h 50, ils redécollent à 12 h 55 en direction de l'aérodrome de Carcassonne (11) puis de Servian.

Dans les dernières minutes du vol, le tracé radar indique que l'hélicoptère évolue sur une trajectoire rectiligne orientée nord-sud, à une vitesse sol voisine de 140 nœuds et une hauteur de l'ordre de 800 pieds.

A 13 h 25, un témoin indique qu'il entend un claquement sec, puis quelques instants plus tard, voit la queue de l'hélicoptère se séparer en vol de la cellule. L'hélicoptère effectue un demi-tour avant de heurter le sol à plat dans un champ bordé par une forêt.

1.2 Tués et blessés

| Blessures | Membres d'équipage | Passagers | Autres personnes |
|----------------|--------------------|-----------|------------------|
| Mortelles | 2 | 1 | - |
| Graves | - | - | - |
| Légères/Aucune | - | - | - |

1.3 Dommages à l'aéronef

L'hélicoptère est détruit.

1.4 Autres dommages

Aucun.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Instructeur

Homme, 55 ans

Licences et qualifications :

- CPL(H) de 1982
- qualification instructeur de 1989
- qualification vol de nuit
- qualification de type A 47, A 206, B 130, BH 06, R 22, RH 44, S 313/318, S 315/316/319, S 341/342, S 350 B3, S 355N, AS 350, EC120B, EC 135, MD 600 du 10 mai 2004

Heures de vol :

- totales : 9 943
- sur type : 32 dont 14 comme instructeur
- dans les trois derniers mois : 125
- dans les trente derniers jours : 56 dont 29 sur type

Il avait obtenu sa qualification de type en Belgique suivant le programme émis par le constructeur.

1.5.2 Elève

Homme, 55 ans

Licence PPL(H) de 1999, qualification R H 44, EC120B

Heures de vol :

- totales : 500 dont 401 comme commandant de bord
- sur type : 14 toutes en double commande
- dans les trois derniers mois : 14
- dans les trente derniers jours : 14

Le programme de formation, conforme à celui du constructeur, avait été approuvé par la DGAC.

1.5.3 Nature du vol

Il s'agissait d'un vol d'instruction en vue de la délivrance d'une qualification de type MD 600. Le programme du vol n'a pu être clairement déterminé car le livret de progression de l'élève n'a pas été retrouvé et des informations recueillies lors de l'enquête font apparaître que le vol d'instruction était combiné à un vol d'agrément.

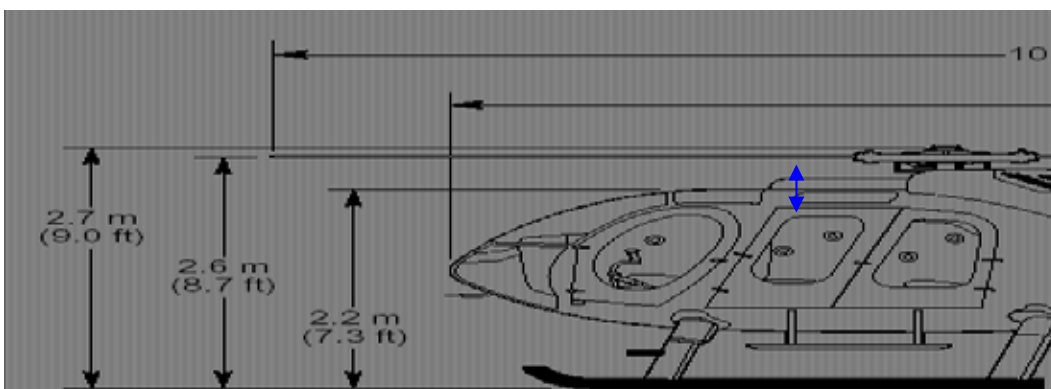
1.6 Renseignements sur l'aéronef



Le MD 600 N est un hélicoptère mono-turbine dont la structure de la cabine est réalisée en alliage d'aluminium, et la poutre arrière en structure composite à base de carbone et de résine Epoxy. Cet hélicoptère est doté d'un rotor principal comportant six pales. La stabilisation en lacet est assurée par un système NOTAR (NO Tail Rotor) qui remplace le rotor anti-couple. Il est constitué d'une tuyère orientable commandée par un câble.

1.6.1 Cellule

Le dessin ci-dessous montre que, lorsque les pales fléchissent, le basculement du rotor vers l'arrière peut engendrer un contact avec la poutre à une distance correspondant aux dommages observés sur l'épave.



| | |
|--|--------------------------------------|
| Constructeur | McDonnell Douglas Helicopter Company |
| Type | MD 600 N |
| Numéro de série | RN 054 |
| Immatriculation | D-HJER |
| Mise en service | 17/09/99 |
| Certificat de navigabilité | Valide jusqu'au 28/02/05 |
| Utilisation à la date du 04/06/04 | 336 heures de vol |
| Depuis la dernière visite d'entretien annuelle | 28 heures de vol |

1.6.2 Moteur

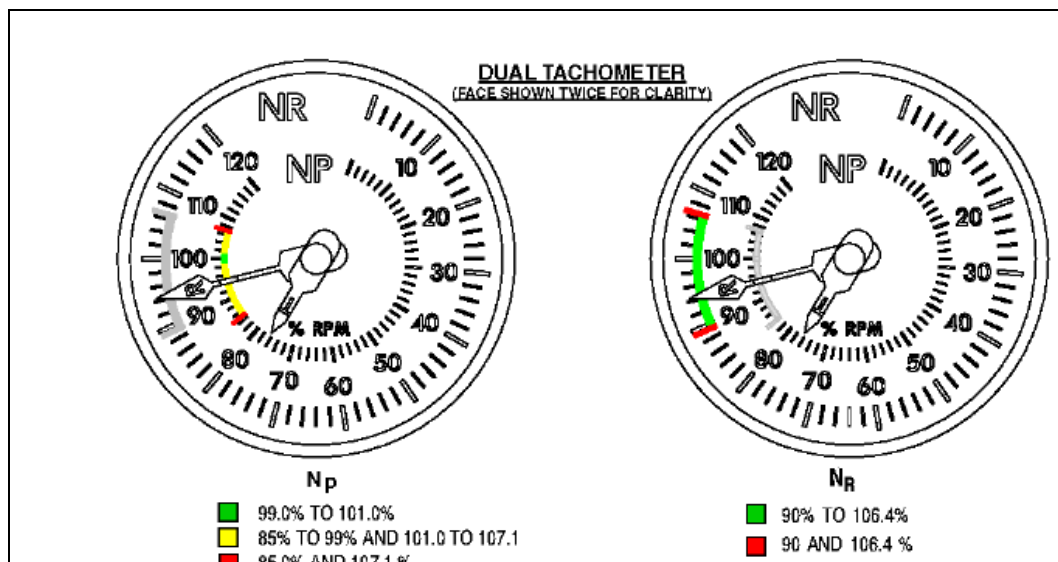
Fabriqué par Allison (Rolls Royce), le groupe turbo moteur dispose d'une puissance de 808 ch. Par construction, il est limité à 530 ch en fonctionnement maximal continu. Il est équipé d'un FADEC (Full Authority Digital Engine Control), système destiné à assurer la régulation du moteur par la gestion automatique du débit carburant et à faciliter les opérations de maintenance grâce à l'enregistrement de paramètres de vol importants.

| | |
|----------------------------|---------------------|
| Constructeur | Rolls Royce Allison |
| Type | 250-C47M |
| Numéro de série | CAE-847855 |
| Date d'installation | 10/08/99 |
| Heures totales | 336 |
| Heures depuis installation | 336 |
| Cycles depuis installation | 484 |

Le tachymètre possède deux fonctions :

- indiquer le nombre de tours rotor (NR en %),
- indiquer le régime de la turbine (NP ou N2 en %).

Par construction, l'alarme « bas tours rotor » ne dépend pas du tachymètre.



1.6.3 Spécificités opérationnelles

La vitesse du rotor doit être comprise entre 90 et 106,4 %. En vol de croisière, cette cible est atteinte par une régulation automatique du carburant.

Il existe une commande de puissance sur chacun des leviers de pas général. Celle de gauche peut être maintenue en position par une vis de friction.

1.7 Conditions météorologiques

Un régime anticyclonique de nord à nord-ouest affecte la région. Quelques nuages sont présents à 1 200 mètres de hauteur ainsi qu'à 7 500 mètres. La visibilité est supérieure à 10 kilomètres. Le vent au sol est orienté au 310° pour 16 à 20 nœuds. La présence de reliefs au voisinage de la zone de l'accident peut engendrer des turbulences modérées à fortes lors d'évolutions à basse hauteur.

1.8 Aides à la navigation

L'hélicoptère était, entre autres, équipé d'un GPS Garmin 530.

1.9 Télécommunications

A Rodez, l'instructeur a annoncé sur la fréquence son intention de réaliser du « travail à basse hauteur ».

L'hélicoptère volait à proximité de l'aérodrome de Castres au moment de l'accident. Il n'y a pas eu de contact radio avec l'agent AFIS de Castres.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11 Enregistrements

1.11.1 Paramètres moteurs

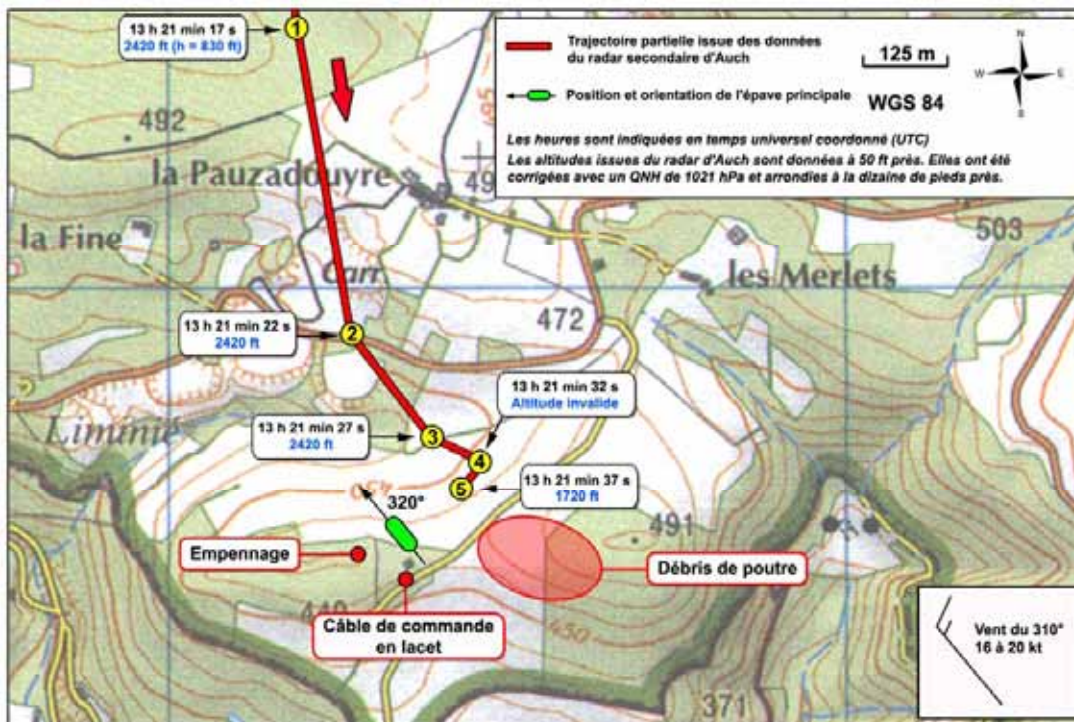
Cet hélicoptère n'était pas équipé d'enregistreur de vol ; la réglementation ne l'impose pas. Néanmoins, certains paramètres relatifs au fonctionnement du moteur ont été enregistrés par le FADEC et les EMIS (Engine Monitoring Instrument System). Leur analyse a permis de déterminer que le moteur ne présentait pas d'anomalie de fonctionnement avant l'accident.

1.11.2 Examen du GPS

Le GPS ne contenait pas d'information relative à la trace de l'hélicoptère dans les instants précédant l'accident.

1.11.3 Exploitation de l'enregistrement des données RADAR

L'hélicoptère suivait une trajectoire nord-sud juste avant l'accident. Il évoluait à une altitude pression de 2 400 pieds environ, soit à une hauteur de l'ordre de 800 pieds. Sa vitesse sol était d'environ 140 nœuds.



1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

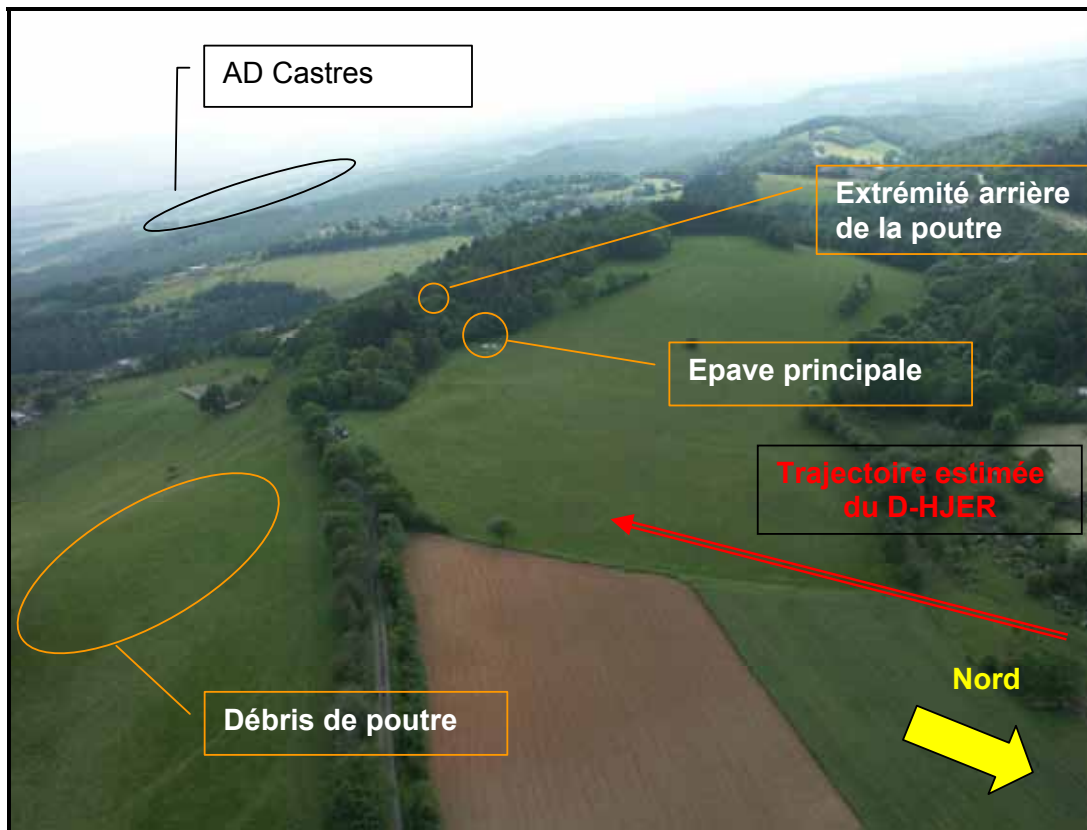
1.12.1 Répartition des débris

Les débris de l'épave sont répartis sur 330 mètres suivant un axe orienté est-ouest.

A l'est, les premiers éléments retrouvés sont des morceaux de poutre (débris en matériau composite et gaines de passage de câble en matière plastique). Situés en début de trajectoire, certains sont composés de mousse composite et présentent une coloration différente des autres morceaux.

L'épave principale se trouve plus à l'ouest, à environ 270 mètres des débris de la poutre. Elle est entourée de nombreux morceaux de plexiglas provenant du cockpit. L'absence de trace de glissade ou de marques au sol montre que la vitesse horizontale de l'hélicoptère était quasiment nulle lors de l'impact.

A 70 mètres de l'épave principale, sur sa gauche, se trouve l'extrémité arrière de la poutre. Quasiment aucune trace n'est perceptible sur la végétation.



1.12.2 Cellule

La cabine est orientée au cap magnétique 320. La structure est effondrée sur elle-même, témoignant d'une accélération verticale importante. L'extrémité arrière de la poutre s'est désolidarisée à environ 2,45 mètres de sa fixation à la cellule.

L'examen du rotor montre que les pales tournaient à faible vitesse lors de l'impact au sol.

Une pale porte la marque d'une interaction avec le câble de commande de la tuyère orientable.

1.12.3 Commandes

En lacet : le câble de commande de la tuyère orientable a été trouvé à 64 mètres au sud de l'épave principale. La liaison entre les palonniers est rompue au choc.

En tangage et roulis (commande de pas cyclique) : les commandes ne présentent que des dommages consécutifs à l'impact.

Les commandes droite et gauche de pas général sont liées entre elles.

La commande de puissance a été retrouvée en mode automatique. Ces informations sont confirmées par l'examen du régulateur carburant.

1.12.4 Maintenance

L'hélicoptère est arrivé en Allemagne au mois d'avril 2004. Son remontage⁽²⁾ a été assuré par un atelier agréé. Un vol de contrôle a été réalisé le 29 avril 2004. Aucune réserve n'a été notée.

Des inspections sont prévues toutes les 25 heures par le SB 600N-039 du 9 décembre 2003. Elles visent à détecter des criques éventuelles sur les attaches et les longerons de la poutre arrière. Aucune anomalie n'a été relevée lors de ces inspections.

1.12.5 Réparations

Le D-HJER a été endommagé lors d'un incident survenu à Reno en 2001 alors qu'il était immatriculé N654S. Le pilote avait perdu le contrôle en lacet de l'hélicoptère à proximité du sol. L'extrémité d'une pale était entrée en contact avec la partie supérieure de la poutre arrière, provoquant un endommagement de la structure composite sur la quasi totalité de son épaisseur. Une réparation avait été réalisée par le constructeur sur une zone ovale d'une cinquantaine de centimètres de longueur. Cette réparation avait fait l'objet d'une approbation de la FAA. La mousse utilisée pour cette réparation présente une coloration jaune clair différente de celle utilisée lors de la fabrication de la poutre.

Sur le site de l'accident, l'identification des morceaux de composite issus de cette réparation a été rendue possible grâce à cette différence de couleur.

1.12.6 Accidents antérieurs impliquant une interaction pale-poutre

Entre 1996 et 2004, treize accidents caractérisés par une interaction pale-poutre ont été enregistrés par le constructeur pour le MD 600 N. Onze d'entre eux se sont produits au sol ou au cours d'un atterrissage dur. L'un s'est déroulé en vol pendant la campagne d'essais pour la certification et l'autre alors que le pilote évoluait hors du domaine de vol.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Des autopsies ont été pratiquées sur les deux pilotes. Elles n'ont pas révélé d'anomalie susceptible de provoquer une incapacitation pendant le vol.

Il ressort de ces examens que l'instructeur était aux commandes lors de la collision avec le sol.

1.14 Incendie

Il n'y a pas eu d'incendie.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Une balise de détresse de type Pointer 3000-10, SN 342592 équipait l'hélicoptère. Emettant sur les fréquences 121,5 et 243 MHz, elle ne s'est pas déclenchée à l'impact. Les témoins visuels ont permis la localisation rapide de l'épave et ont pu guider les secours.

L'accélération verticale instantanée subie à l'impact ne permettait pas la survie des occupants.

⁽²⁾L'hélicoptère avait été démonté aux Etats-Unis pour le transport.

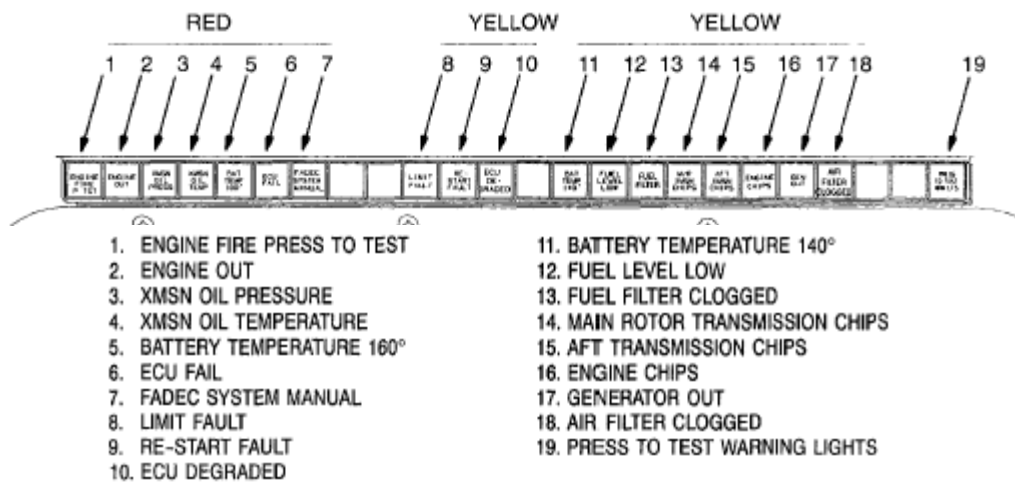
1.16 Essais et recherches

1.16.1 Analyse des fluides

L'analyse de l'huile et du carburant n'a pas révélé d'anomalie susceptible d'expliquer l'accident.

1.16.2 Examen des voyants du panneau d'alarmes

L'examen des filaments des voyants du panneau d'alarme a révélé qu'aucun d'entre eux ne semblait allumé lors de l'impact au sol. Cette observation permet de conclure à une probable absence d'alarme liée à un dysfonctionnement du moteur.



1.16.3 Examen des pales et des butées du mât rotor

Les six pales (bleue, jaune, verte, noire, rouge, blanche) ne sont que faiblement endommagées. Les bords d'attaque des pales (à l'exception de la pale blanche) présentent des dépôts de revêtement de la poutre arrière. Ces dépôts sont plus conséquents sur la pale verte. Les profils intrados des pales touchées présentent des traces locales de frottement dans le sens d'avancement. La pale bleue est marquée jusqu'à son extrémité. Elle a été la première à traverser intégralement la poutre arrière avant que les pales suivantes ne heurtent et traversent successivement la poutre partiellement sectionnée.

1.16.4 Examen du groupe turbo moteur

L'examen des parties tournantes ainsi que de la transmission de puissance indique que le moteur était entraîné en rotation au moment de l'impact au sol. Les dommages observés sur la roue libre sont consécutifs à l'impact et attestent que le moteur ne délivrait pas sa puissance maximale.

L'examen du système de gestion carburant confirme que la régulation était positionnée sur automatique au moment de l'impact. Il n'est pas possible d'en déduire sa position au moment de la rupture en vol.

1.16.5 Examen de la chaîne de mesure du nombre de tours rotor

L'examen du tachymètre n'a pas révélé d'anomalie antérieure à l'accident. En revanche, des mesures ont été réalisées sur son capteur. Une erreur d'environ 8 % a été constatée sur la valeur transmise.

1.16.6 Examen des ruptures de la poutre arrière composite

La reconstitution de la poutre arrière a été réalisée afin de tenter de déterminer la séquence de rupture ainsi qu'une éventuelle contribution de la réparation.

Six interactions pale-poutre ont été répertoriées. Les endommagements permettant d'identifier ces interactions sont :

- rayures parallèles et très resserrées sur la peinture,
- écaillage de la peinture,
- abrasion de la surface du composite lorsque la peinture est partie.

Quatre impacts ont été identifiés dont le premier sur la partie supérieure de la poutre. L'extrémité de la poutre, probablement retenue par le câble de contrôle en lacet, est à nouveau entrée en contact avec le disque rotor à deux reprises.

Il n'a pas été possible de confirmer si chacune des pales avait heurté la poutre lors d'une unique révolution, néanmoins la progression des quatre impacts principaux laisse penser que le phénomène a été extrêmement rapide.

L'examen de la zone de réparation a permis d'exclure sa contribution dans la rupture observée.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

L'instructeur exerçait habituellement la fonction de pilote dans le cadre de vols exploités par la société Hélicap puis, plus récemment, Hélicoptère de France au profit du SAMU. Il lui arrivait d'accepter des contrats ponctuels pour des sociétés de travail aérien.

Il exerçait également la fonction d'instructeur au sein des aéroclubs de Pézenas et Rodez. Il dispensait aussi des séances d'instruction au profit de propriétaires d'hélicoptères privés hors du cadre d'un organisme de formation.

1.18 Renseignements complémentaires

1.18.1 Simulation de panne moteur (annexe)

Sur certains hélicoptères, le pilote effectue les séquences de démarrage ou d'arrêt du moteur en faisant varier sa puissance grâce à une poignée tournante située sur le pas général (ex : MD 600, EC 120).

Cette poignée peut être utilisée pour simuler une panne du moteur en vol. Dans ce cas, l'élève devra rapidement baisser le pas général pour éviter une chute rapide des tours rotor. Il entrera ainsi en autorotation et pourra maintenir les tours rotor dans les limites préconisées.

Si l'hélicoptère ne vole pas à la vitesse recommandée en autorotation (V_y), l'élève devra la rejoindre en agissant également sur le pas cyclique.

L'exercice de mise en autorotation est délicat à partir de la vitesse de croisière. En effet, le pilote doit effectuer des actions souples et précises aux commandes pour ralentir vers V_y . La baisse brutale du pas général peut provoquer une configuration « g faiblement positif » voire « négatif » qui, combinée à des mouvements amples et rapides du pas cyclique vers l'arrière, risque de rapprocher dangereusement le rotor principal de la poutre de queue.

De plus, le régime rotor doit être strictement surveillé pour éviter soit une survitesse pouvant provoquer des dommages mécaniques, soit une sous-vitesse pouvant conduire à une perte de portance.

L'approche finale s'effectue face au vent.

1.18.2 Témoignages

Sur EC 120, les instructeurs du centre de formation Eurocopter recommandent de ne jamais surprendre l'élève par une coupure brutale et non annoncée.

Des témoins ayant suivi une formation de pilote privé hélicoptère avec cet instructeur indiquent qu'il avait l'habitude de pratiquer les exercices d'autorotation à la verticale des aérodromes. Ils précisent qu'au cours de vols d'instruction, il pouvait simuler des exercices de panne moteur en campagne en réduisant la puissance sans en avertir l'élève.

Quelques jours avant l'accident, le propriétaire avait contacté l'importateur pour commander un tachymètre. Il avait mentionné un dysfonctionnement sur celui du D-HJER sans en préciser la nature. L'importateur lui aurait signalé que l'instrument n'était pas forcément en cause et qu'il fallait examiner la chaîne de mesures complète (instrument, capteur, câblage).

2 - ANALYSE

2.1 L'exercice de panne à vitesse de croisière

L'hélicoptère volait à une vitesse sol proche de 140 nœuds au moment de l'accident. L'examen de l'épave indique qu'au moins quatre des six pales du rotor principal ont entaillé profondément la structure de la poutre de queue. Ces dommages sont l'indice d'une action trop vive sur les commandes. Ils semblent aussi indiquer que les pales n'étaient plus soumises à une force centrifuge importante, donc les tours rotor avaient diminué. Cette situation peut être engendrée par une perte de puissance du moteur ou un dysfonctionnement de la roue libre. Aucune anomalie mécanique antérieure à l'accident n'a cependant été mise en évidence.

Il apparaît donc que la baisse de puissance a été commandée par l'un des occupants, probablement l'instructeur, alors que l'hélicoptère volait à sa vitesse de croisière.

La présence de turbulences aérologiques, l'élément de surprise ou la combinaison de ces deux facteurs ont probablement conduit l'élève à une réaction inappropriée. La nécessité de se positionner face au vent a accentué la charge de travail de l'élève.

L'expérience de l'instructeur sur ce type d'hélicoptère était récente et relativement faible. Elle ne lui a vraisemblablement pas permis d'anticiper ou de corriger les actions de l'élève et d'éviter l'interaction entre les pales du rotor principal et la poutre de queue. Il a certainement repris les commandes juste avant l'impact.

2.2 Influence du défaut d'indication du tachymètre

Une erreur d'indication instrumentale, si elle est connue, peut être aisément corrigée pendant les phases de vol stabilisées. En revanche, elle peut s'avérer pénalisante en situation d'urgence.

Ayant déjà volé ensemble sur cet hélicoptère, l'instructeur et l'élève connaissaient l'erreur d'indication du tachymètre. La surprise a pu troubler l'élève et l'empêcher de déterminer le sens de la correction à appliquer, sachant que le contrôle précis du régime rotor est nécessaire pour exécuter la mise en autorotation en sécurité.

2.3 La nature du vol

L'enquête a montré que ce vol d'instruction était combiné à un vol d'agrément. De plus, l'exploitation des données radar met en évidence un vol rectiligne à vitesse constante et à basse hauteur. Il est possible que l'instructeur ait voulu enrichir cette simple navigation d'un exercice de panne en campagne en survolant un site propice.

3 - CONCLUSIONS

3.1 Faits établis

- ❑ L'hélicoptère était certifié et entretenu conformément à la réglementation en vigueur.
- ❑ L'équipage détenait les brevets, licences et qualifications réglementaires nécessaires à l'accomplissement du vol.
- ❑ L'hélicoptère évoluait en vol de croisière à basse hauteur.
- ❑ Les pales du rotor principal sont entrées en contact avec la poutre de queue.
- ❑ Aucun défaut structural, ni rupture préalable, ni anomalie mécanique n'a été mis en évidence, à l'exception de l'erreur d'affichage du tachymètre.
- ❑ L'extrémité arrière de la poutre s'est séparée de la cellule en vol.
- ❑ L'hélicoptère a heurté le sol avec une vitesse verticale importante et longitudinale nulle.
- ❑ L'instructeur était aux commandes au moment de l'impact.

3.2 Cause de l'accident

L'accident est probablement dû à la décision d'entreprendre un exercice inopiné de panne moteur en campagne, à la vitesse de croisière.

Une réaction inappropriée de l'élève, surpris par l'action de son instructeur, a vraisemblablement conduit à la rupture en vol de la poutre de queue lorsque les pales du rotor principal l'ont heurtée.

La perte de contrôle qui s'en est suivie était inévitable.

Facteur contributif possible :

L'erreur d'indication du tachymètre a pu déstabiliser les occupants de l'hélicoptère alors qu'ils se trouvaient en situation inhabituelle.

ANNEXE

Extraits du manuel de vol du MD 600

CSP-600RFM-1
Emergency and
Malfunction Procedures

MD 600N ROTORCRAFT FLIGHT MANUAL



Procedures: Engine Failure - In Cruise Above 75 KIAS

- Adjust collective pitch as necessary to establish autorotational glide and control rotor RPM.
- Adjust cyclic as necessary to attain and maintain the desired airspeed.

NOTE: At airspeeds above maximum autorotational V_{NE} (115 KIAS or less Ref. Section II V_{NE} Placards), use aft cyclic to maintain aircraft's attitude and slow to desired airspeed as collective pitch is lowered. Increase collective as necessary after entering autorotation to prevent rotor overspeed. If desired, operate at minimum rotor speed to reduce rate of descent and/or extend glide distance.

The minimum rate of descent and maximum glide distance with power off will be attained at 85 KIAS and 90% N_R .

- After confirming complete loss of power, time and altitude permitting, place twistgrip in cutoff and close fuel shutoff valve.
- Select landing area and maneuver as required.
- If operating at a reduced rotor speed to extend glide or reduce rate of descent, restore rotor speed by lowering collective prior to flare out.
- Flare as required by the terrain to reduce forward speed and rate of descent. Level aircraft before ground contact.
- Touch down in a level attitude, increasing collective pitch to cushion landing.
- Avoid the use of aft cyclic during initial ground contact. Once ground contact is made, lower collective to approximately mid-travel (depending on surface conditions) and center the cyclic within 2 seconds.

Procedures: Engine Failure - Less than 75 KIAS and Below 925 feet AGL

The Height - Velocity Diagram (Ref. Section V) depicts the combinations of airspeeds vs. altitudes wherein a successful autorotation landing can be made in the event of an engine failure. Flight within the cross-hatched regions represent airspeed/altitude combinations from which a successful autorotation landing may be difficult to perform. Operation within the cross-hatched area should be undertaken with caution.

- In the event of a power failure during takeoff/low level flight, the collective pitch must be initially lowered to maintain rotor speed. The amount and



duration of collective reduction depends upon the airspeed and height above the ground at which the power loss occurs.

- As the ground is approached, flare as required to reduce forward speed and rate of descent.
- Touch down in a level attitude, increasing collective pitch to cushion landing.
- Avoid the use of aft cyclic during initial ground contact. Once ground contact is made, lower collective to approximately mid-travel (depending on surface conditions) and center the cyclic within 2 seconds.

Procedures: Engine Failure - Hovering Flight Below 6 Feet AGL

- Do not reduce collective pitch.
- Apply right pedal to prevent yawing.
- Increase collective pitch as necessary to cushion landing.

FAA Approved
Original

3-5

**4-9. PRACTICE AUTOROTATION****Rotor "blowback":**

Main rotor blowback is present in all rotorcraft. Factors that influence the extent of its effect on helicopter operations are determined by aircraft gross weight, flare/deceleration capabilities, and the surface area of the rotor disk. The blowback condition describes the forward portion of the rotor disk being displaced upward, while the rear portion of the disk displaces downward. The blowback condition is exacerbated by ground contact speeds in excess of 30 knots (maximum recommended speed for a running landing), low rotor RPM, and high collective angle pitch setting which causes blade stall over a large portion of the rotor disk. If the resulting blowback is excessive, the main rotor may contact the tail boom.

The above factors should be taken into consideration during the ground run-out phase following an autorotation or while performing certain types of anti-torque failure procedures (Ref. Section III, "Flight Control Malfunctions") where rotor speed decay occurs faster than forward speed decay.



Avoid use of aft cyclic control during initial ground contact. When ground contact is made, lower collective to approximately mid-travel (depending on surface conditions) and center the cyclic within 2 seconds.

Make practice autorotation landings as follows:



Avoid cross-hatched regions of the Height - Velocity Diagram (Ref. Section V) and observe gross weight limitations when performing practice autorotations.

Uncoordinated turns/maneuvers may cause fuel starvation with less than 60 pounds of fuel. Do not practice autorotations if FUEL LEVEL LOW caution indicator is ON.



Intentional touchdown autorotations with blade tracking reflectors installed is not allowed.

For autorotation descent, the twistgrip should be in the full open or ground idle position. However, if a practice autorotation landing (minimum engine power) is desired, rotate the twistgrip to the ground idle position.

Increase collective pitch after establishing autorotation to prevent rotor overspeed if flight is at high gross weight or high density altitude. To reduce rate of descent or to extend gliding distance, operate at minimum rotor rpm. Restore ROTOR RPM (N_R) by lowering collective prior to flareout.

If a power recovery is desired, lower collective to full down, rotate the twistgrip to the full open position, verify that N_P engine speed is 100% prior to increasing collective.



Conduct practice autorotation at 115 KIAS or below (see V_{NE} placards).
Maintain ROTOR RPM (N_R) between 90% and 106.4% using collective control.

Maximum gliding distance and minimum rate of descent is obtained at 85 KIAS and 90% N_R .

Touchdown in a level attitude.

Maximum touchdown speed is 30 Knots.

Avoid use of aft cyclic control during initial ground contact. When ground contact is made, lower collective to approximately mid-travel (depending on surface conditions) and center the cyclic within 2 seconds.

BEA

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

Parution : octobre 2010

