

Diminution du régime du rotor principal lors d'un décollage en montagne, atterrissage dur

⁽¹⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale.

Aéronef	Hélicoptère Robinson R22 immatriculé F-OLJB
Date et heure	7 février 2014 vers 18 h 00 ⁽¹⁾
Exploitant	Privé
Lieu	Marla (974), altitude 5 300 ft
Nature du vol	Aviation générale
Personnes à bord	Pilote, une passagère
Conséquences et dommages	Hélicoptère fortement endommagé

1 – DEROULEMENT DU VOL

Le pilote, seul à bord, atterrit sur l'hélicoptère de Marla. Il explique qu'après l'embarquement d'une passagère, rotor tournant, il décolle face à la pente au cap 045° (photos n° 1 et n° 2). Les paramètres du moteur sont proches des limites maximales.

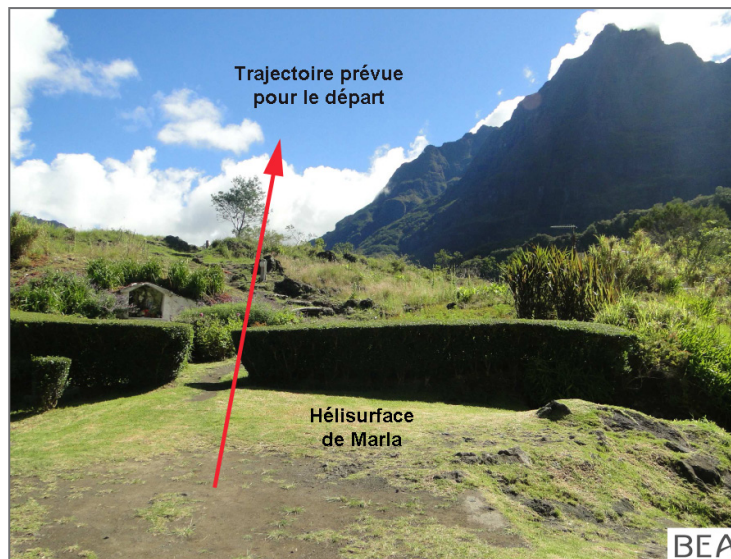


Photo n° 1 : vue de l'hélicoptère de Marla face à l'axe de décollage au cap 045

⁽²⁾Voir page 3, paragraphe 2.1 types de décollages en hélicoptères.

Lors du « *décollage oblique* »⁽²⁾, alors qu'il passe au-dessus d'une haie à une hauteur de 1,60 m, le pilote ressent une diminution de la vitesse de rotation du rotor principal et entend l'alarme sonore « *LOW RPM* ». Il vire alors à droite (trajectoire rouge sur la photo n° 2) pour rejoindre en urgence un terrain de football situé à une dizaine de mètres au sud et en contrebas. L'hélicoptère touche durement sur le sol, rebondit, puis s'immobilise quelques mètres plus loin.

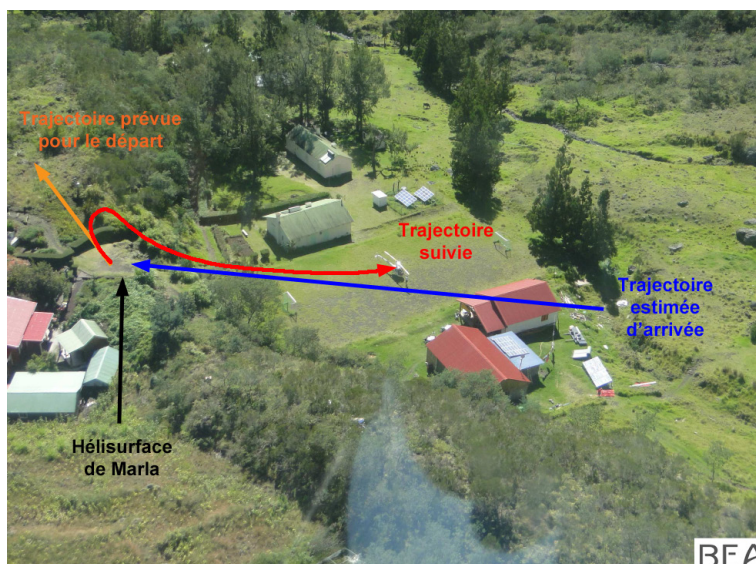


Photo n° 2 : vue aérienne du hameau de Marla

2 – RENSEIGNEMENTS COMPLEMENTAIRES

Les conditions météorologiques estimées sur le site de l'accident étaient les suivantes :

- vent faible à calme du secteur nord ;
- visibilité supérieure à 10 km ;
- température 27 °C (ISA + 22) ;
- QNH 1004 hPa.

Dans les conditions du jour (QNH 1004, température + 27 °C), l'altitude topographique de l'hélicoptère de Marla (5 300 ft) correspondait à une altitude pression d'environ 5 500 ft et à une altitude densité de 8 200 ft.

Le pilote, détient une licence CPL(H) de 2011. Il totalisait 860 heures de vol au moment de l'accident, dont 400 sur R22, toutes effectuées sur type depuis octobre 2013 et 20 dans les trente derniers jours.

L'examen de l'hélicoptère n'a pas mis en évidence de défaillance technique susceptible d'expliquer l'accident.

L'hélicoptère de Marla située sur un flanc de colline, de forme triangulaire, est exigüe. Elle surplombe un terrain de football vers le sud (photo n° 3). L'un des côtés est bordé par une haie végétale de 1,40 m de haut.



Photo n° 3 : au premier plan derrière la haie, l'hélicoptère de Marla, au deuxième plan en contrebas, le terrain de football

2.1 Types de décollage en hélicoptère

En vol stationnaire, le rotor de l'hélicoptère accélère les filets d'air vers le bas. A faible hauteur, l'écoulement aérodynamique créé par le rotor est modifié par la proximité du sol. Il en résulte que la puissance nécessaire pour créer la portance est moindre. Ce phénomène est appelé l'effet de sol. Celui-ci est limité en hauteur à une fois le diamètre du rotor, sachant qu'il est de plus en plus important lorsque l'hélicoptère se rapproche du sol et inversement. La nature du sol peut faire varier cette hauteur jusqu'à une fois et demi le diamètre rotor. Au-delà, le stationnaire est appelé « *Hors Effet de Sol* » (HES) et nécessite donc, à une masse au décollage identique, une puissance plus importante que pour le stationnaire « *Dans l'Effet de Sol* » (DES). C'est pourquoi des abaques ou planches de performances DES et HES sont fournies dans le manuel de vol de chaque hélicoptère par les constructeurs pour permettre aux pilotes de calculer s'ils ont la puissance nécessaire pour décoller dans ou hors effet de sol.

Ainsi, trois types de décollage peuvent être pratiqués en hélicoptère :

- le décollage classique ou normal appelé également décollage DES ;
- le décollage vertical, décollage HES ;
- le décollage oblique.

Le premier représente la méthode courante. Le second est choisi lorsque les obstacles environnants ne permettent pas un décollage vers l'avant. Le troisième est un compromis entre les deux premiers.

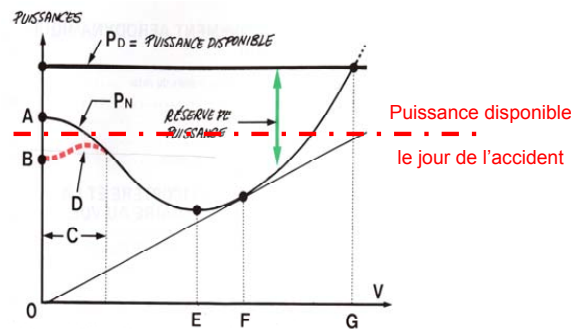
2.2 Limite de performance

Au moment de l'accident, la masse estimée de l'hélicoptère par le pilote était de 600 kg. Les courbes de performance (page 5, § 2.4 Contexte du vol) du R22 en stationnaire DES sans vent indiquent que la masse maximale sur l'hélicoptère de Marla dans les conditions du jour était de 621 kg. La masse maximale pour un vol en stationnaire HES sans vent était d'environ 608 kg. L'enquête n'a pas pu déterminer si le pilote avait calculé la masse et les limites de performance avant les deux décollages.

La puissance nécessaire au vol varie en fonction de la vitesse, de la pression et de la température ambiantes. A vitesse faible ou nulle, une partie de cette puissance peut être restituée par l'effet de sol. En conditions identiques, un hélicoptère décollant horizontalement dans l'effet de sol aura donc besoin de moins de puissance que s'il décolle hors effet de sol verticalement ou obliquement.

Lorsque la vitesse augmente, la puissance que doit absorber le rotor pour créer la portance diminue alors que celle nécessaire pour vaincre la traînée augmente. Il existe donc une vitesse pour laquelle la puissance nécessaire au vol est minimale (voir page 4, point E sur le schéma). Cette vitesse est comprise entre 40 et 50 kt pour le R22.

Le principe de l'évolution de la puissance en fonction de la vitesse est indiqué ci-dessous :



- A - puissance nécessaire en stationnaire hors effet de sol (HES)
- B - puissance nécessaire en stationnaire dans l'effet de sol (DES)
- C - zone de transition
- D - puissance nécessaire pour contrer l'enfoncement lors de la prise de vitesse
- E - vitesse de puissance minimale
- F - vitesse de finesse maximale
- G - vitesse maximale

Chaque constructeur détermine des valeurs de masses maximales HES et DES en fonction de l'altitude et de la température.

Le passage du vol en stationnaire au vol de translation est appelé régime de transition. Il se traduit par une diminution progressive de l'effet de sol au fur et à mesure que la vitesse augmente.

Lorsque la puissance disponible permet le vol stationnaire DES mais ne le permet pas en conditions HES, l'hélicoptère a besoin de l'effet de sol pendant la transition pour décoller (plage C du schéma ci-dessus). Tout passage rapide ou brutal des conditions DES à HES durant cette phase conduira à un enfoncement irrémédiable de l'hélicoptère, sans possibilité de rattrapage par le pilote puisqu'il ne dispose plus de marge de puissance, appelée également réserve de puissance.

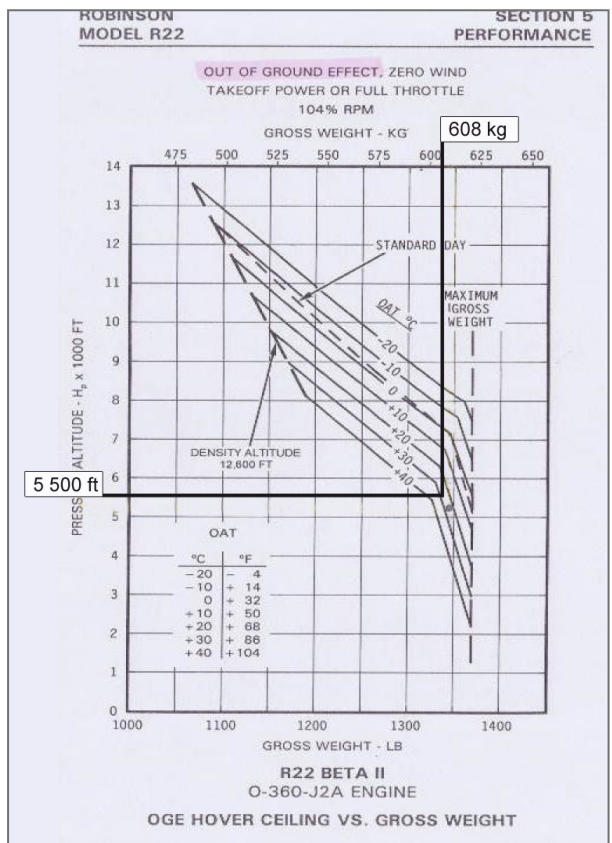
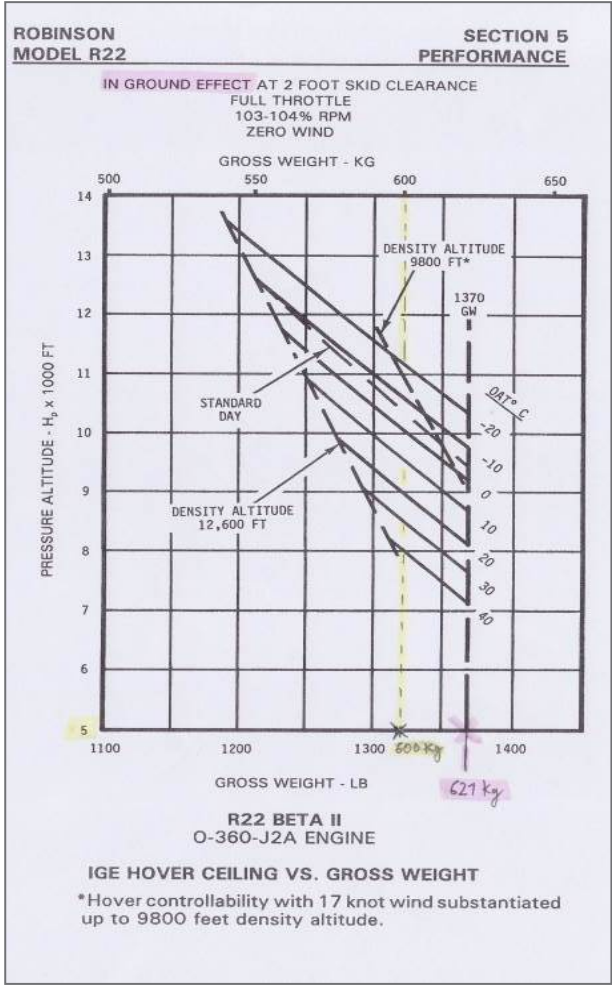
2.3 Caractéristiques du moteur de l'hélicoptère (extrait du manuel de vol)

Un moteur Lycoming O-360 J2A de quatre cylindres à pistons avec carburateur équipe cet hélicoptère. Il peut développer une puissance maximale de 145 ch.

Lorsque le régime du rotor est inférieur à 97 %, une alarme « *bas régime rotor* » retentit dans la cabine de pilotage et un voyant ambre « *LOW RPM* » s'allume au tableau de bord pour alerter le pilote. Le manuel de vol indique que dans ce cas, le pilote doit baisser la commande de pas collectif pour diminuer la demande de puissance. L'hélicoptère descend et le régime du moteur augmente progressivement (à défaut ne diminue plus) jusqu'à retrouver la plage normale de fonctionnement du rotor. A ce moment, le voyant « *LOW RPM* » s'éteint. Sans cette action, la vitesse de rotation du rotor va continuer à diminuer et la chute de l'hélicoptère va s'accélérer.

2.4 Contexte du vol

Quelques minutes plus tôt, le pilote avait effectué un premier décollage. Il avait choisi une trajectoire orientée vers le sud en direction du terrain de football situé en contrebas. Décollant en limite de puissance, il avait constaté un enfoncement de l'hélicoptère au moment où il dépassait les limites de l'hélicoptère et perdait le bénéfice de l'effet de sol. Tentant de contrer l'enfoncement en tirant sur le pas général, il avait déclenché l'alarme « *LOW RPM* ». Après avoir baissé le pas général, il avait continué à prendre de la vitesse et réussi à faire remonter le régime des tours rotor. Il avait ainsi évité la collision avec le sol et poursuivi le décollage en profitant de la hauteur entre l'hélicoptère et le terrain de football. Il semble qu'il ait attribué cette difficulté de décollage au vent arrière.



Courbes de performance

Les enquêtes du BEA ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement à la détermination de fautes ou responsabilités.

Au deuxième décollage, fort de l'expérience du vol précédent, le pilote a décidé de décoller face au nord-est. A ce cap, le relief devant lui imposait un décollage vertical ou oblique nécessitant plus de puissance qu'un décollage dans l'effet de sol. Il a choisi le décollage oblique. Dès le passage de la haie, la forte diminution de l'effet de sol a provoqué l'enfoncement de l'hélicoptère. Le manque de puissance disponible n'a pas permis au pilote de contrer l'enfoncement et d'éviter la collision avec le sol. De plus, la présence du relief sur cet axe de décollage ne lui permettait plus de descendre pour accélérer et dépasser la zone de transition. Il semble que ce dernier n'avait pas conscience d'être en limite de performance en dépit de l'altitude élevée et d'une température supérieure de 22 °C à la température standard. A cet instant, la masse de l'hélicoptère était supérieure d'environ 10 à 20 kg à celle du premier décollage.

De surcroît, il n'est pas impossible que, dans cet environnement montagneux, le vent faible ait fréquemment changé de direction et qu'il ait pu souffler du secteur arrière au moment du décollage.

3 – ENSEIGNEMENTS ET CONCLUSION

Les performances de l'hélicoptère ont été sous-estimées lors d'un décollage HES en altitude par forte chaleur.

L'interprétation erronée de l'enfoncement observé lors du décollage précédent a pu contribuer à l'accident. Une bonne habitude du vol en R22 dans la région a également pu endormir la vigilance du pilote.

En 2002, le BEA a publié une étude intitulée « *Accidents de Robinson R22 (1988-2001)* » dont le but était de réactualiser l'étude de 1991 face à la recrudescence des accidents de R22 survenus en France en 2000. Elle identifie, en particulier, dans le paragraphe 3.2 de la conclusion, les six causes les plus fréquentes d'accidents en R22 dont l'une est « *une prise en compte insuffisante des limitations de la machine et de ses particularités* ». Cette étude est disponible sur le site internet du BEA, rubrique « *études de sécurité* »⁽³⁾.

⁽³⁾<http://www.bea.aero/etudes/etuder22/etuder22.pdf>