

Rapport

Accident survenu le **20 octobre 2002**
à **Pralognan la Vanoise (73)**
à l'**hélicoptère Robinson R 44**
immatriculé **F-GXAT**

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	3
1 - CIRCONSTANCES	3
1.1 Faits et Circonstances	3
1.2 Examen du site et de l'épave	4
1.2.1 Le site de l'accident	5
1.2.2 L'épave	5
1.3 Essais et recherches	6
1.3.1 La cellule de l'hélicoptère	6
1.3.2 Le moteur	6
1.4 Météorologie	6
1.4.1 Situation en altitude	6
1.4.2 Situation en surface	6
1.5 Calculs de masse et de performances	7
1.6 Témoignages	8
1.7 Extrait du manuel de vol	8
1.7.1 Caractéristiques techniques du moteur de l'hélicoptère	8
1.7.2 Le dispositif d'alarme de bas régime rotor (LOW RPM)	9
2 - ANALYSE	10
3 - CONCLUSION	10
3.1 Faits établis	10
3.2 Cause de l'accident	10
LISTE DES ANNEXES	11

Synopsis

Date de l'accident

dimanche 20 octobre 2002 à 13 h 24⁽¹⁾

Lieu de l'accident

Pralognan la Vanoise (73), lieu-dit
« Montaimont »

Nature du vol

Voyage

Aéronef

Hélicoptère Robinson R 44

Propriétaire

Société Rectimo Air Transports

Exploitant

Privé

Personnes à bord

Pilote + 2

⁽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.

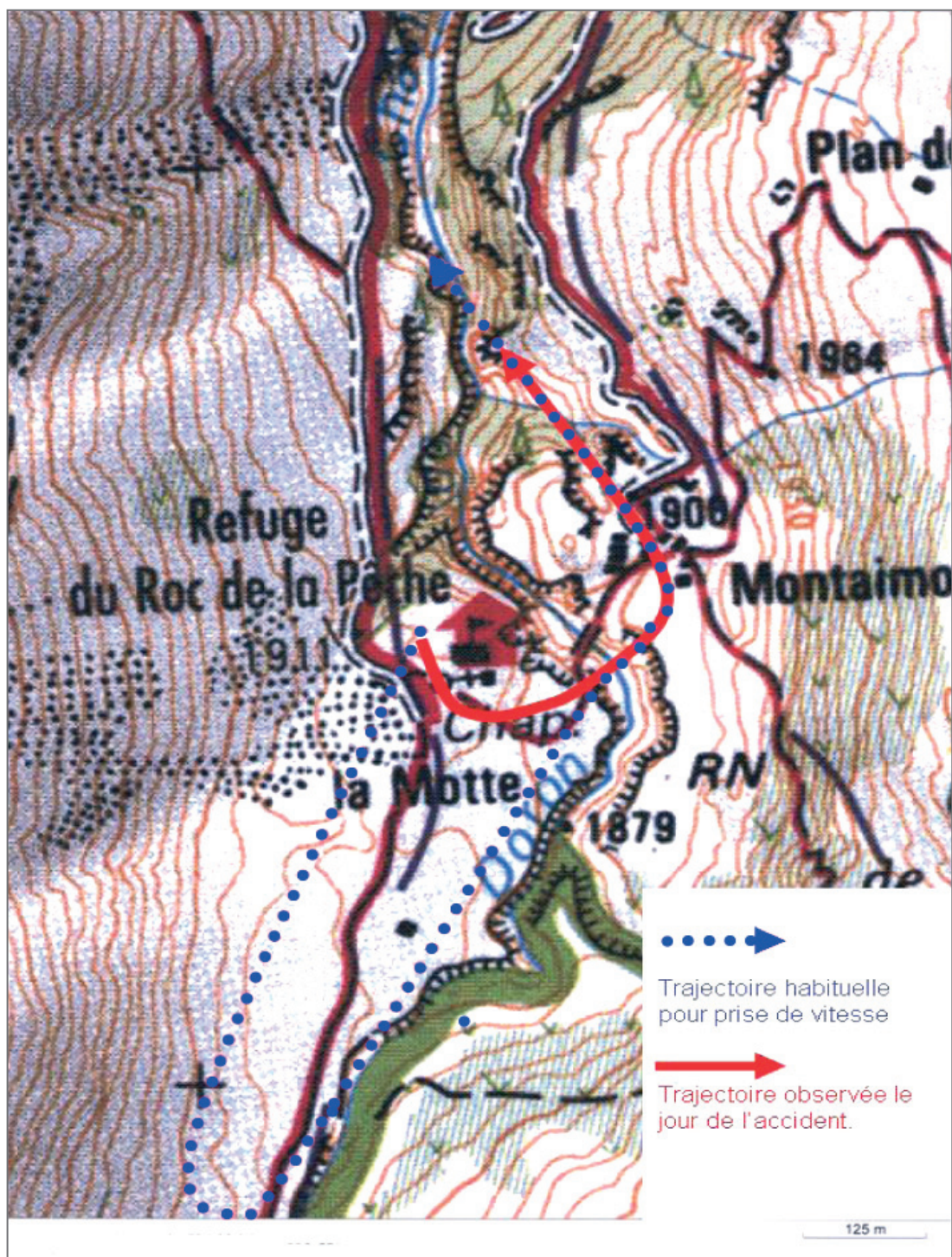
1 - CIRCONSTANCES

1.1 Faits et Circonstances

Le dimanche 20 octobre 2002 le pilote avitaille l'hélicoptère puis décolle à 11 h 06 de l'aérodrome de Chambéry avec deux passagers. Le vol est à destination du Chalet du Roc de la Pêche situé à 1 900 m d'altitude et distant de 39 miles marins de Chambéry. L'hélicoptère atterrit au chalet vers 12 h 00. Après une escale d'environ 1 h 30 min, il décolle du chalet pour rejoindre Chambéry. Le pilote se met en stationnaire puis il prend de la vitesse tout en restant à basse hauteur. Après quelques secondes, il survole un précipice. Des témoins indiquent qu'ils entendent des bruits anormaux du moteur et qu'ils voient l'hélicoptère descendre puis heurter le sol.

Le pilote et les deux passagers sont décédés, l'hélicoptère est détruit.

1.2 Examen du site et de l'épave



Carte à l'échelle 1/25 000 orientée vers le nord

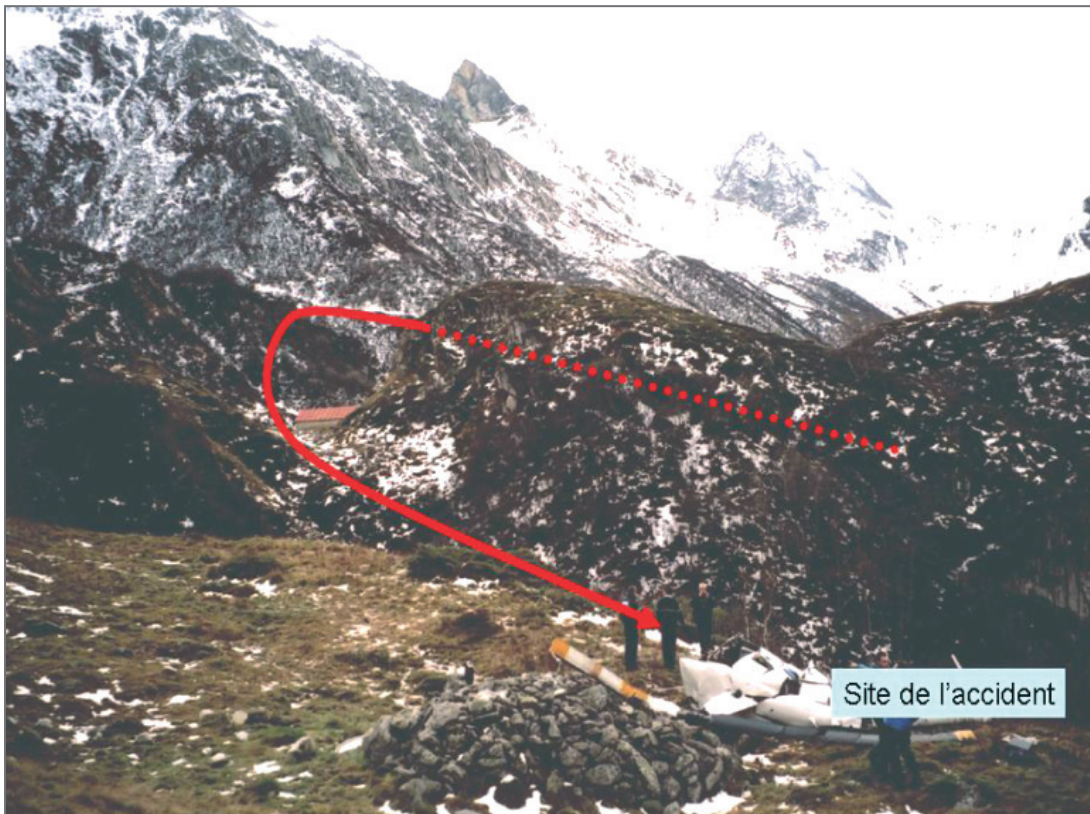


Photo du site orientée vers le sud

1.2.1 Le site de l'accident

L'accident s'est produit sur le versant est de la vallée de Chavière, à proximité du chalet du Roc de la Pêche (1 900 m, soit 6 232 pieds d'altitude) sur la commune de Pralognan la Vanoise. Cette vallée est orientée sud nord. Le point d'impact se situe sur un petit éperon séparé par un précipice du plateau sur lequel est construit le chalet. Cet éperon, de forme rectangulaire, est situé à 1 850 m d'altitude. Il est bordé sur le côté est par un flanc montagneux très pentu et sur les autres côtés par le précipice. L'épave est regroupée, deux mètres devant la trace du premier impact.

1.2.2 L'épave

L'épave est couchée sur le flanc gauche. La partie avant du fuselage et la cabine sont détruites.

Les patins d'atterrissage sont arrachés.

La poutre de queue est vrillée, déchirée et pliée. La transmission arrière est rompue en torsion, avec un vrillage important. Ceci montre que le moteur transmettait de la puissance au RAC.

Les pales du rotor principal sont toujours solidaires du moyeu rotor principal. Une des pales est fléchie, déformée vers le haut et vers l'arrière. Son bord d'attaque porte les traces de nombreux impacts sur pratiquement la moitié de son envergure extérieure. L'autre pale est déformée vers le haut et vers

l'arrière suivant un angle de 25 degrés à partir du premier tiers de son envergure. Son bord d'attaque porte la trace d'un impact à 80 cm du saumon. Ces observations montrent que le régime du rotor était faible lors de l'impact.

Le moteur ne présente pas de trace apparente de dysfonctionnement. Les courroies d'entraînement sont sorties de leur gorge. Cette observation montre que le moteur délivrait de la puissance.

1.3 Essais et recherches

1.3.1 La cellule de l'hélicoptère

L'examen de l'épave a été effectué par le Centre d'Essais des Propulseurs de Saclay. Il n'a pas mis en évidence de dysfonctionnement antérieur à l'accident. Les endommagements relevés sur la structure, les commandes de vol, le moteur, les organes de transmission de puissance et les rotors sont les conséquences de l'impact avec le sol. Des ruptures et déformations caractéristiques relevées sur les organes de transmission de puissance indiquent que le moteur délivrait de la puissance au moment de l'impact.

Le Robinson R 44 dispose d'une alarme de bas régime du rotor. L'avertisseur sonore a été détruit par l'impact. Il n'a pas été possible de déterminer s'il fonctionnait correctement avant l'accident.

1.3.2 Le moteur

Le moteur a pu être testé sur le banc d'essai de la société France Aviation. Cet examen a confirmé le bon fonctionnement du moteur.

1.4 Météorologie

1.4.1 Situation en altitude

- ☐ Arrivée d'une dorsale sur la France, à l'avant d'une profonde dépression sur l'Atlantique.
- ☐ Flux de secteur ouest modéré au-dessus de 3 000 m d'altitude.
- ☐ Flux de secteur sud faible à modéré en dessous de 2 000 m, se renforçant à basse altitude.

1.4.2 Situation en surface

- ☐ Temps ensoleillé avec un ciel clair ou avec quelques rares bancs de cirrus.
- ☐ Vent de secteur sud faible sur les Alpes vers 1 900 m, assez fort dans la région lyonnaise.
- ☐ Pressions au niveau de la mer proche de 1015 hPa.

L'altitude pression au chalet est estimée à 6 177 pieds et la température à 10 °C.

Des témoins présents au chalet indiquent que le vent était orienté au sud.

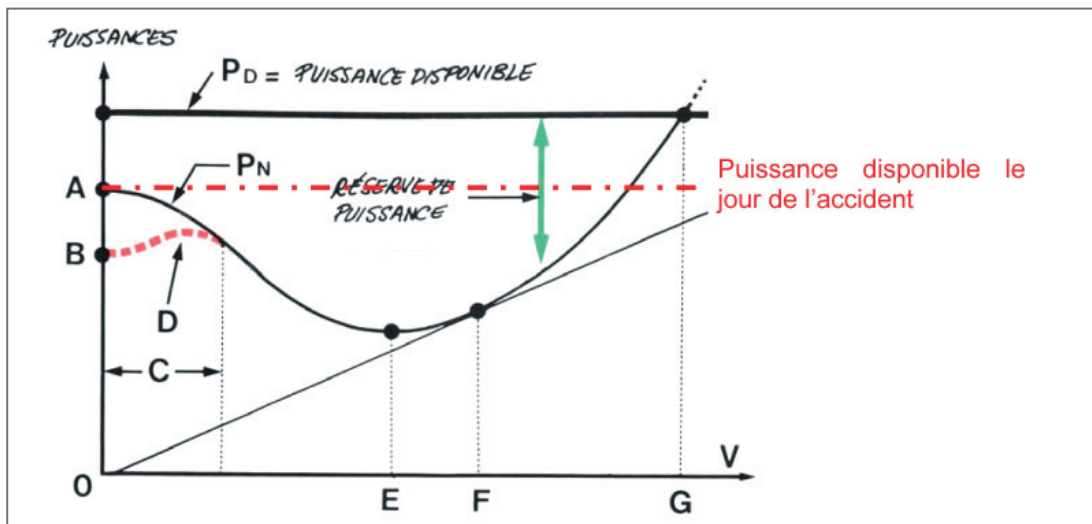
1.5 Calculs de masse et de performances

La capacité maximale du réservoir du R 44 est de 189,6 litres (réservoir principal + réservoir auxiliaire), pour une consommation horaire de 45 à 55 litres par heure. L'instructeur du pilote indique que ce dernier faisait systématiquement le plein de carburant pour toutes ses navigations et à la fin de chaque vol. La veille de l'accident, le pilote a effectué un avitaillement de 166 litres, ce qui semble confirmer qu'il a effectué le plein de carburant. Il a ensuite volé 1 h 50 min et de nouveau complété avec 92 litres. Le jour de l'accident le pilote a rejoint le Roc de la Pêche en une heure de vol. En prenant en compte une consommation horaire maximale de 55 litres par heure, la quantité de carburant restant au décollage du roc de la Pêche était au minimum de 125 litres, soit 91 kg.

La masse à vide de l'hélicoptère était de 661 kg, celle des occupants de 251 kg. La masse totale de l'hélicoptère au moment du décollage, avec environ 20 kg de bagages et d'équipement, était de 1 023 kg environ.

La puissance nécessaire au vol varie en fonction de la vitesse et de la hauteur par rapport au sol. A vitesse nulle, la puissance nécessaire au vol hors effet de sol est supérieure à la puissance nécessaire au vol dans l'effet de sol. Il existe une vitesse pour laquelle la puissance nécessaire au vol est minimale. Cette vitesse est de l'ordre de 60 kt pour le R 44.

L'évolution des courbes de vitesse en fonction de la puissance est figurée 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 vitesse
- E - vitesse de puissance minimale
- F - vitesse de finesse maximale
- G - vitesse maximale

Ceci amène le constructeur à publier des valeurs de masses maximales HES et DES en fonction de l'altitude et de la température.

Les courbes de performance du R 44 en stationnaire dans l'effet de sol indiquent que la masse maximale à l'altitude du chalet du Roc dans les conditions du jour était d'environ 1 070 kg. La masse maximale pour un vol stationnaire hors effet de sol était d'environ 940 kg. L'enquête n'a pas déterminé si le pilote a calculé la masse et les limites de performances avant les deux décollages.

Le passage du vol stationnaire au vol de translation est appelé régime de transition. Si le décollage s'effectue à une masse supérieure à la masse maximale hors effet de sol, un passage hors effet de sol à faible vitesse peut conduire à une situation où la puissance disponible est inférieure à la puissance nécessaire au vol stabilisé.

1.6 Témoignages

Au chalet, un témoin indique que le pilote semblait préoccupé par un problème de « pression ». Ce même témoin indique également qu'au moment de repartir, un des passagers a évoqué la possibilité de redescendre à pied jusqu'au premier village dans la vallée. Cette possibilité n'a cependant pas été retenue.

Le gérant du chalet a souvent vu cet hélicoptère évoluer dans cet environnement montagneux. Il indique que d'habitude, le pilote survolait le plateau pour prendre de la vitesse et de l'altitude avant de redescendre la vallée vers Pralognan. Ce jour-là cependant l'hélicoptère au décollage a suivi une trajectoire beaucoup plus courte et a pris peu de hauteur avant de survoler le précipice.

Des témoins, qui effectuaient une randonnée, ont vu l'hélicoptère voler vers la vallée. Peu de temps avant qu'il ne survole le précipice, ils ont entendu que le moteur fonctionnait avec des ratés et que le rotor semblait ralentir. Puis l'hélicoptère a chuté dans le précipice avant de s'écraser sur un éperon.

L'instructeur du pilote, avec qui il volait souvent en montagne, lui avait mentionné le problème des performances et des limitations de masse de l'hélicoptère en altitude. Il explique qu'à plusieurs reprises, il a observé que le pilote utilisait l'alarme de bas régime du rotor pour voler aux limites de performances de l'hélicoptère. Lors d'un vol en montagne réalisé avec le pilote, il avait observé une perte de régime du moteur due à une sollicitation excessive de puissance.

1.7 Extrait du manuel de vol

1.7.1 Caractéristiques techniques du moteur de l'hélicoptère

Un moteur de six cylindres à pistons Lycoming O-540 F1 B5 avec carburateur équipe cet hélicoptère. Il peut développer une puissance maximale de 225 cv.

Les abaques de puissance moteur contenues dans le manuel de vol (annexe 3), indiquent que :

- ❑ au niveau de la mer, la pression maximale d'admission autorisée pendant cinq minutes est de 25,7 pouces de mercure à 20 °C.

- ❑ l'altitude de 6 177 pieds correspondant à l'altitude de vol de la dernière minute de vol, la pression d'admission ne doit pas dépasser 22,2 pouces de mercure à - 10 °C. Pour des températures supérieures, la pression d'admission est limitée par la position « plein gaz » du volet du carburateur.

Le tableau de pression d'admission limite est porté en annexe.

1.7.2 Le dispositif d'alarme de bas régime rotor (LOW RPM)

Lorsque le régime du rotor est inférieur à 97 %, le klaxon retentit dans la cabine de pilotage et le voyant ambre « LOW RPM » situé juste au-dessus du tachymètre double s'allume pour alerter le pilote. Le manuel de vol indique qu'en cas d'alarme de bas régime rotor, le pilote doit agir sur la commande de pas collectif pour diminuer la demande de puissance. L'hélicoptère se met alors en descente et le régime du moteur augmente progressivement jusqu'à retrouver la plage normale de fonctionnement. A ce moment, le voyant « LOW RPM » s'éteint.

2 - ANALYSE

Compte tenu de la masse de l'hélicoptère et de l'altitude de l'aérodrome de départ, les performances du moteur permettaient d'effectuer le vol en direction du chalet. La masse à l'arrivée permettait d'atterrir dans l'effet de sol. En revanche, elle était trop élevée pour exécuter un atterrissage hors effet de sol.

La discussion entre le pilote et les passagers semble montrer qu'à l'atterrissage au chalet, le pilote avait perçu que les limites de performance de l'hélico avaient été atteintes. Il est possible que la proposition d'un passager de redescendre à pied dans la vallée reflète une volonté de diminuer la masse de l'hélicoptère.

Après le décollage du chalet, le pilote a rapidement viré vers la vallée, en adoptant une trajectoire d'accélération beaucoup plus courte que celle qu'il suivait habituellement. Il est possible que, craignant de ne pas disposer d'une puissance suffisante, il ait hésité à monter vers le haut de la vallée.

Cette trajectoire, effectuée vent arrière, a amené l'hélico à survoler le précipice avec une faible vitesse. L'hélicoptère est sorti de l'effet de sol et la puissance disponible était insuffisante pour maintenir un vol stabilisé. L'hélicoptère a commencé à s'enfoncer. Le pilote a alors probablement tiré sur la commande de pas collectif pour contrer l'enfoncement de l'hélicoptère ou pour passer en régime de translation. Le moteur ne pouvant délivrer davantage de puissance, cette action entraîne une diminution du régime du rotor, ce qui accentue la chute de l'hélicoptère.

Il est possible que le pilote ait tenté un atterrissage d'urgence vers l'éperon qui était le seul site accessible depuis sa position. Le régime du rotor était alors trop faible pour lui permettre de réussir son atterrissage.

L'éperon rocheux était le seul site permettant d'atterrir en urgence. Il n'a cependant pas été possible de déterminer si le pilote a tenté une autorotation.

3 - CONCLUSION

3.1 Faits établis

- ☐ Le pilote détenait les licences et qualifications requises.
- ☐ L'examen de l'épave et du moteur n'ont mis en évidence aucun dysfonctionnement antérieur à l'accident.
- ☐ La masse de l'hélicoptère était supérieure à la masse maximale pour le vol stationnaire hors effet de sol.
- ☐ L'hélicoptère est passé hors effet de sol à faible vitesse dès le décollage.

3.2 Cause de l'accident

L'accident résulte d'une prise en compte insuffisante des limitations de performance de l'hélicoptère pour un décollage hors effet de sol en altitude.

Liste des annexes

annexe 1

Courbe de puissance dans l'effet de sol

annexe 2

Courbe de puissance hors effet de sol

annexe 3

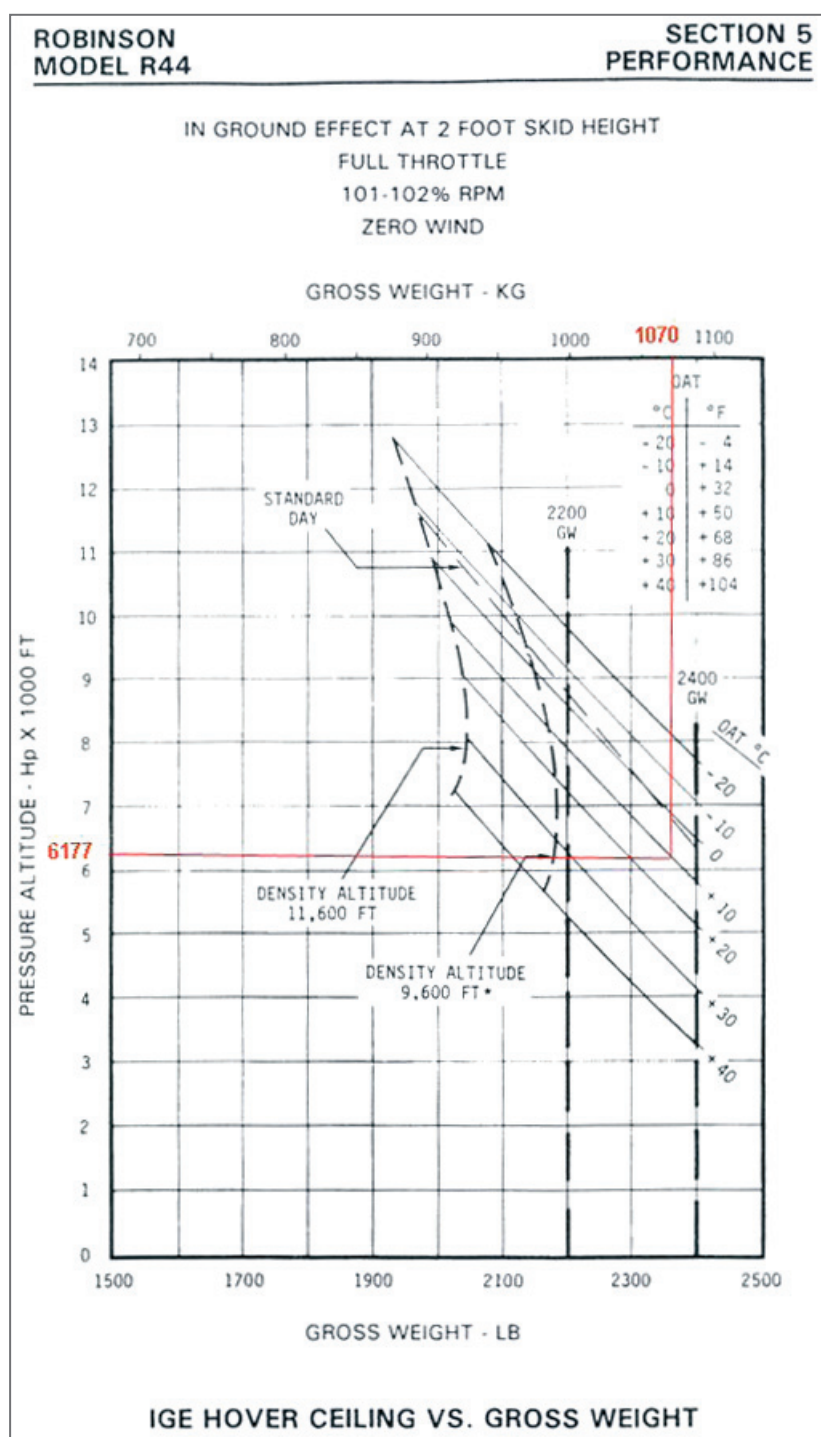
Limites de la pression d'admission

annexe 4

Photos du site de l'accident

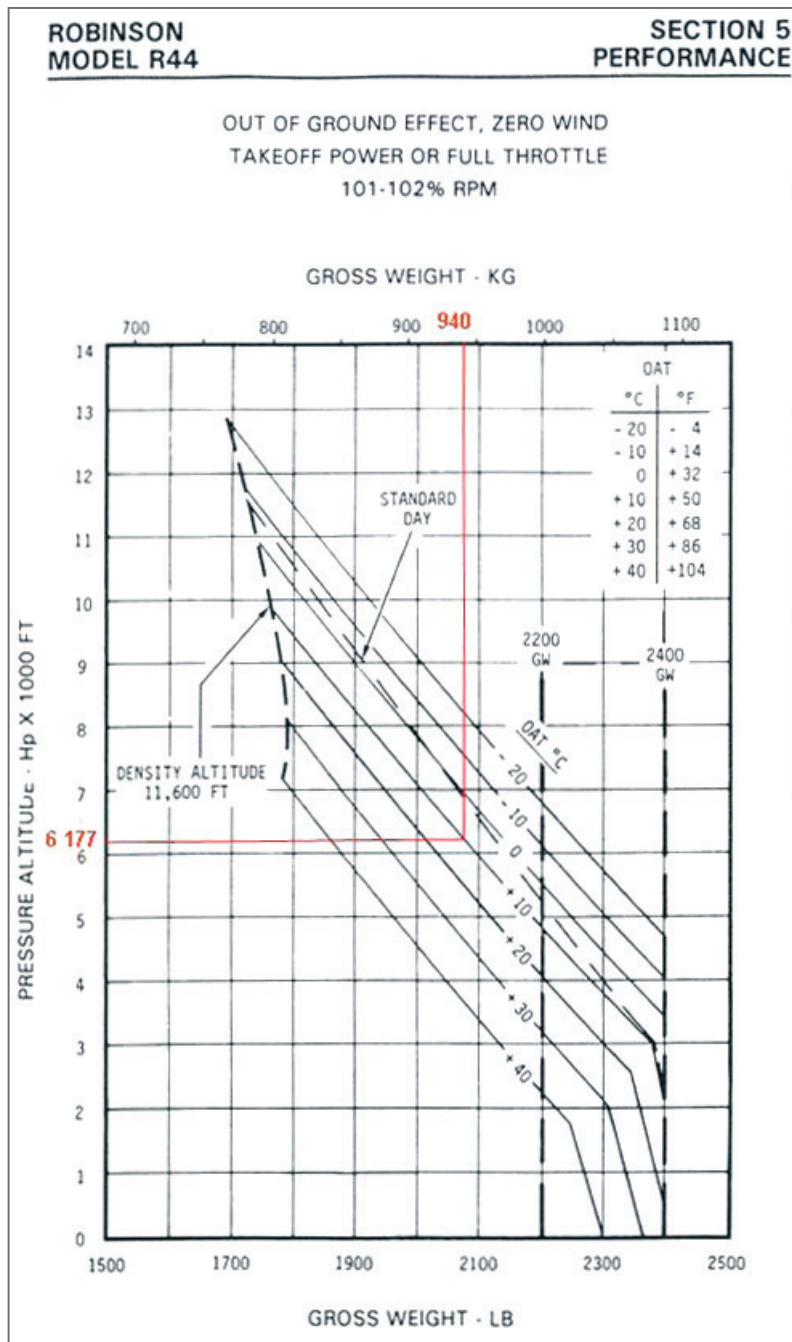
annexe 1

Courbe de puissance dans l'effet de sol



annexe 2

Courbe de puissance hors effet de sol



annexe 3

Limites de la pression d'admission

MANUEL DE VOL HELICOPTERE

EDITION N° 2

ROBINSON **R44**

LISTE ET CONTENU DES PLAQUETTES EN ANGLAIS ET EN FRANÇAIS

Plaquettes visibles par le pilote en vol

LIMIT MANIFOLD PRESSURE - IN. HG

MAXIMUM CONTINUOUS POWER							
PRESS	OAT - °C						
ALT-FT	-20	-10	0	10	20	30	40
SL	22.9	23.2	23.5	23.8	24.1	24.4	24.7
2000	22.5	22.8	23.1	23.4	23.7	24.0	24.2
4000	22.2	22.5	22.8	23.1	23.4	23.7	23.9
6000	21.8	22.1	FULL THROTTLE				
FOR MAX TAKEOFF POWER (5 MIN), ADD 1.6 IN. HG							

PRESSIION D'ADMISSION LIMITE - POUCES DE Hg

PUISSANCE MAXI CONTINUE							
ALTITUDE PRESSION FT	OAT - °C						
	-20	-10	0	10	20	30	40
SL	22,9	23,2	23,5	23,8	24,1	24,4	24,7
2000	22,5	22,8	23,1	23,4	23,7	24,0	24,2
4000	22,2	22,5	22,8	23,1	23,4	23,7	23,9
6000	21,8	22,1	PLEIN GAZ				
PUISSANCE MAXI AU DECOLLAGE : AJOUTER 1,6 POUCES DE Hg							

NEVER EXCEED SPEED - KIAS

		2200 LB TOGW & BELOW						
PRESS ALT-FT	OAT - °C							
	-20	-10	0	10	20	30	40	
SL								
2000		130				127	123	
4000				126	122	118	114	
6000		126	122	117	113	108	103	
8000	122	117	112	107	101	96	91	
10000	112	106	101	95	90	85		
12000	101	95	89					
14000	89							
NO FLIGHT								
OVER 2200 LB TOGW, SUBTRACT 10 KIAS FOR AUTOROTATION, SUBTRACT 30 KIAS								

VITESSE A NE JAMAIS DEPASSER - KI (Vi)

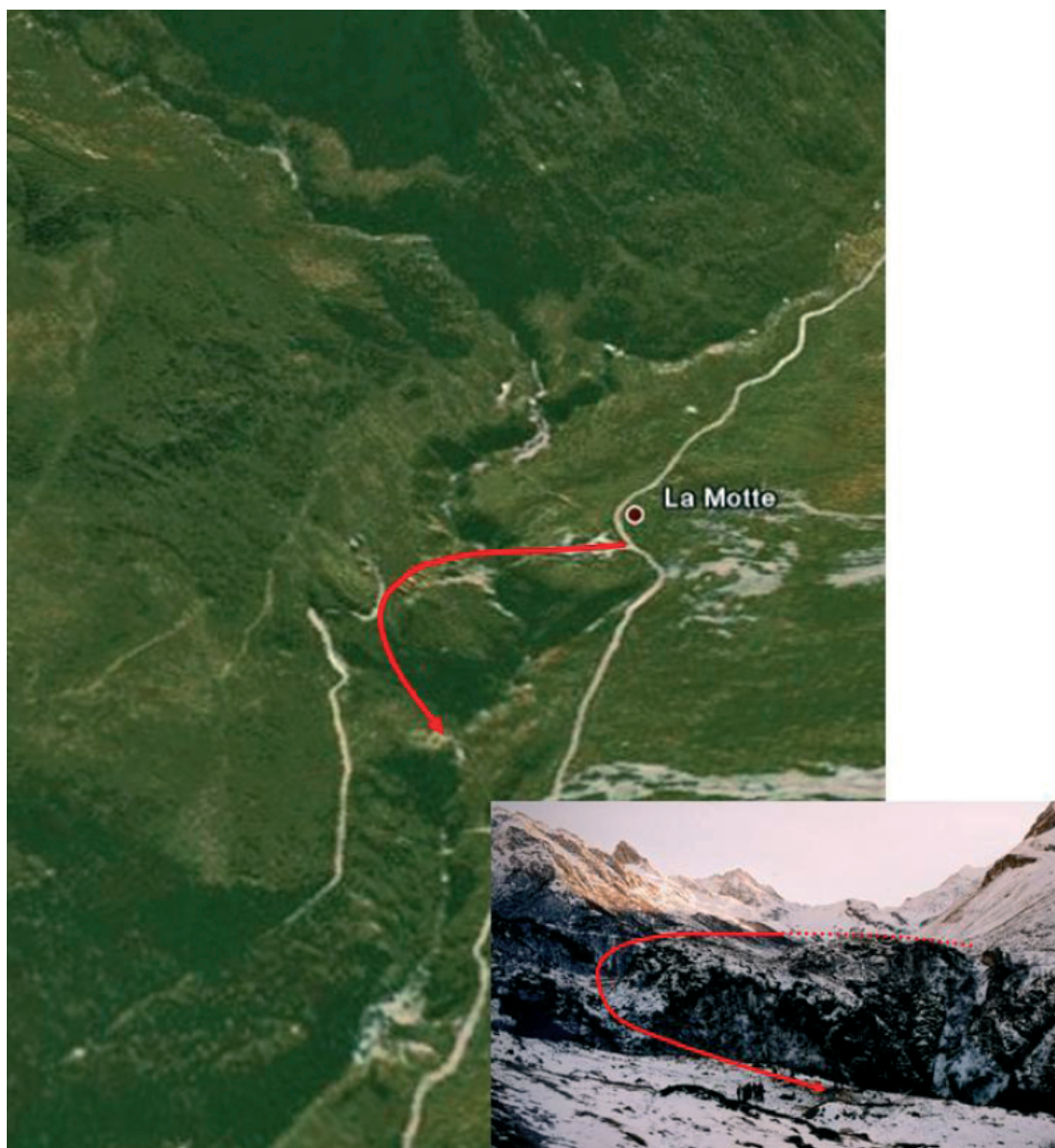
		MASSE AU DECOLLAGE INFERIEURE OU EGALE A 998 KG (2200 LB)						
ALTITUDE PRESSION FT	OAT - °C							
	-20	-10	0	10	20	30	40	
SL								
2000		130				127	123	
4000				126	122	118	114	
6000		126	122	117	113	108	103	
8000	122	117	112	107	101	96	91	
10000	112	106	101	95	90	85		
12000	101	95	89					
14000	89							
VOL INTERDIT								
AU DESSUS DE 998 KG (2200 LB) : ÔTER 10 KT EN AUTOROTATION : ENLEVER 30 KT								

Approuvé DGAC

Page 2-9

annexe 4

Photos du site de l'accident



Photos du site de l'accident, orientées vers le sud

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

N° ISBN : 978-2-11-098711-2

