



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Rapport final no. 1994 du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

concernant l'accident

de l'hélicoptère Schweizer Aircraft Corp. 300C modèle 269C, HB-XQF

survenu le 10 juillet 2003

au lieu-dit Planachaux, Château-d'Oex/VD

18 km à l'ouest de Gstaad

Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass die Besatzung während des Landeanfluges die Kontrolle über den Helikopter verlor, weil ein Anflug ohne ausreichende Leistungsreserven versucht wurde.

Zum Unfall beigetragen haben:

- Nicht Beachtung bekannter Leistungsgrenzen
- Zu spätes Eingreifen des Fluglehrers

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport exprime les conclusions du BEAA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à la Convention relative à l'aviation civile internationale du 7 avril 1944 (OACI, Annexe 13) et à l'article 24 de la loi fédérale sur l'aviation, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention de futurs accidents ou incidents. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

La version de référence de ce rapport est rédigée en langue allemande.

Sauf indication contraire, toutes les heures indiquées dans ce rapport le sont en heure normale valable pour le territoire suisse (*local time* – LT) qui au moment de l'accident correspondait à l'heure d'été de l'Europe centrale (*central european summer time* – CEST). La relation entre LT, CEST et l'heure universelle coordonnée (*co-ordinated universal time* – UTC) est: LT = CEST = UTC + 2 h.

Pour des questions de protection des données et de simplification du texte, ce rapport est exclusivement rédigé au masculin générique.

Rapport final

Type d'aéronef	Hélicoptère Schweizer Aircraft Corp. 300C modèle 269C		HB-XQF
Exploitant	Heliswiss, Aéroport de Bern-Belpmoos, 3123 Belp		
Propriétaire	Heliswiss, Aéroport de Bern-Belpmoos, 3123 Belp		
Instructeur	Citoyen suisse, année de naissance 1966		
Licence	CPL (H) valable jusqu'au 10.03.04, FI (H) MOU(H) valable jusqu'au 04.06.04		
Heures de vol	au total	3872:00 h	au cours des 90 derniers jours 145:00 h
	sur le type en cause	1875:00 h	au cours des 90 derniers jours 50:00 h
Elève	Citoyen suisse, année de naissance 1971		
Licence	CPL (H) valable jusqu'au 18.04.04; MOU(H)		
Heures de vol	au total	245:50 h	au cours des 90 derniers jours 22:00 h
	sur le type en cause	98:20 h	au cours des 90 derniers jours 2:11 h
Lieu	au lieu-dit Planachaux, Château-d'Oex/VD		
Coordonnées	570 500 / 143 718	Altitude	env. 1925 m/M / 6315 ft AMSL
Date et heure	10 juillet 2003, vers 14h30		
Type d'utilisation	Instruction VFR		
Phase de vol	Approche		
Nature de l'accident	Perte de contrôle		

Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	---	---	---	---
Graves	1	---	1	---
Légères	1	---	1	---
Aucune	---	---	---	---
Total	2	---	2	---

Dommages à l'aéronef Détruit

Dommages à des tiers Dégâts au sol insignifiants

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

Les indications suivantes sont basées sur les déclarations des pilotes.

Le 10 juillet 2003, l'équipage de l'hélicoptère HB-XQF, composé d'un élève et d'un instructeur de vol, projetait de relier en double commande Berne-Belpmoos (LSZB) à l'aérodrome de Genève (LSGG). Durant le vol retour, il était planifié de procéder à des atterrissages en montagne jusqu'à une altitude de 2000 m/M dans les Alpes vaudoises. La formation en montagne de l'élève avait déjà été achevée avec succès, il s'agissait alors d'exercer des atterrissages présentant un degré de difficulté supplémentaire et à la limite de la puissance.

L'équipage s'est retrouvé vers 10 h sur le terrain de l'entreprise Heliswiss SA à Belp. L'élève a achevé ses préparatifs de vol et s'est dirigé vers l'hélicoptère, pour lequel il a embarqué 70 l d'AVGAS, ce qui correspond à 18,5 USG, puis a procédé au contrôle prévol. La quantité de carburant embarqué se montait au total à 35 USG environ.

Le décollage a eu lieu à 11h14 en direction du point de compte rendu „HW“. Le trajet suivi conduisait à Genève via les aérodromes d'Ecuvillens et de Lausanne-Blécherette.

Après une escale d'une heure et demie environ, utilisée pour se restaurer, préparer le vol et remplir les réservoirs de 60 litres d'AVGAS, l'hélicoptère a redécollé vers 13h20 en direction d'Evian.

Puis son vol l'a conduit dans la région du lac de l'Hongrin / Ayerne, où plusieurs atterrissages en montagne jusqu'à une altitude de 1600 m/M ont été effectués. L'élève a alors reçu pour mandat d'effectuer un atterrissage à Planachaux tout en procédant à une reconnaissance du terrain. Une petite surface située à l'extrémité nord-est de la crête a été choisie comme zone d'atterrissage. L'équipage a évalué le vent à 5 à 10 kt venant de 030 – 070°.

La première approche s'est effectuée par le sud-ouest à un angle plat le long de la crête et avec un régime du moteur¹ de 3200 t/min. A ce moment-là, la quantité de carburant disponible était d'environ 25 USG. L'atterrissage s'est effectué comme prévu, mais pouvait être amélioré. C'est pourquoi l'instructeur de vol a décidé de demander à l'élève d'effectuer une deuxième puis troisième approche.

La troisième approche était un peu courte. Lors de cette phase d'approche où une augmentation de la puissance est requise, le régime du moteur est d'abord tombé à 3000 t/min et peu de temps après à 2800 t/min. Un atterrissage à cet emplacement était impossible. C'est alors que l'instructeur de vol a repris les commandes et essayé de virer au sud du sommet dans la pente du terrain. Malgré un léger allègement du levier de pas collectif, il n'a pas été possible de regagner la vitesse de rotation du rotor principal. L'hélicoptère posa avec le nez en direction de la pente et une légère vitesse d'avancement. Ce faisant, les patins se sont pris dans une clôture puis l'hélicoptère a tourné plusieurs fois autour de son axe transversal. La poutre de queue s'est alors détachée. Après deux retournements, l'élève s'est détaché et a sauté hors de la cabine côté gauche. L'instructeur de vol est resté attaché dans la cabine. Finalement après deux autres retournements, l'hélicoptère s'est immobilisé sur le côté droit dans la pente.

¹ Sur le Schweizer 269C, il est d'usage de désigner le régime du moteur comme grandeur de réglage. Un régime du moteur de 3200 t/min correspond à une vitesse de rotation du rotor principal de 475 t/min environ. La zone d'exploitation normale du régime du rotor (zone verte) se situe entre 3000 et 3200 t/min.

L'élève a été grièvement blessé tandis que l'instructeur de vol ne l'était que légèrement. L'hélicoptère a été détruit et le terrain légèrement endommagé.

1.2 Renseignements sur l'aéronef

1.2.1

Généralités

Immatriculation	HB-XQF
Type d'aéronef	Schweizer 300C modèle 269C
Caractéristiques	Hélicoptère léger triplace, doté d'un moteur à piston et d'un rotor principal tri-pale totalement articulé
Constructeur	Schweizer Aircraft Corp.
Année de construction	1993
Numéro de série	S1635
Moteur	Textron Lycoming HIO-360-D1A S/N L-26150-51A Puissance 190 CV (142 kW)
Heures d'exploitation de la cellule	4472:32 h
Nombre d'atterrissages de la cellule	Inconnu
Masse maximale au décollage	2050 lb (930 kg)
Entretien	Swiss Helicopter Maintenance AG (SHM AG), Bern Airport, 3123 Belp Dernier contrôle des 200 h de la cellule et des 300 h pour le moteur effectué et attesté le 23.05.03 par l'entreprise SHM AG. Dernier contrôle des 50 h de la cellule et du moteur effectué et attesté le 25.06.03 par l'entreprise SHM AG.
Restrictions techniques	Les annotations suivantes apparaissaient dans la <i>hold item list</i> : „ <i>Squelch COM defekt</i> “
Type de carburant	AVGAS 100LL
Réserve de carburant	Au moment de l'accident, il y avait environ 25 USG (95 l) de carburant à bord.
Certificat d'immatriculation	Etabli par l'OFAC le 29.05.97 / No 1
Certificat de navigabilité	Standard / Normal Délivré par l'OFAC le 03.07.97 / No 1, valable jusqu'à révocation
Champ d'utilisation en exploitation non commerciale	VFR de jour et de nuit
Champ d'utilisation en exploitation commerciale	VFR de jour
Dernier examen de l'état	Effectué par l'OFAC le 28.08.2001. Aucune remarque.

1.2.2 Equipement de l'hélicoptère

L'hélicoptère HB-XQF était muni de deux réservoirs. Le réservoir principal présente une contenance de 30 USG, celle du réservoir d'appoint de 19 USG.

L'hélicoptère était doté d'un pot d'échappement, „EXHAUST MUFFLER INSTALLATION" P/N 269A8801-5.

Selon la documentation, la bande abrasive „MAIN ROTOR BLADE TAPE KIT" (abrasion tape) P/N M10060-1 n'était pas installée.

1.2.3 Masse et centrage au moment de l'accident

Selon le procès-verbal de pesée du 01.04.1999, le poids à vide de l'hélicoptère HB-XQF était de 1216.6 lb (551.8 kg).

Au moment de l'accident, la masse de l'hélicoptère était d'environ 1717 lb (779 kg), soit inférieure à la masse maximale au décollage.

Au moment de l'accident, le centre de gravité se trouvait dans les limites prescrites.

1.2.4 Calcul de performance

Concernant les questions inhérentes au calcul de performance, le constructeur de l'hélicoptère a pris position comme suit:

„HIGE performance has been established by actual tests during certification of the 269C model aircraft. Data from those test has been correlated and depicted it in the pilots flight manual as charts figure 5-4, 5-5 and 5-6. From those charts the expected HIGE with an airworthy engine and airframe are;

At 3000 RPM in a 2 ft hover, 7600 ft PA less muffler factor of 189 ft or 7411 ft

At 3200 RPM 2 ft hover and 80% humidity, 8400 ft PA less muffler factor of 223 ft or 8177 ft PA.

At 3200 RPM 2 ft and zero humidity, should be 8800 ft PA less muffler factor of 218 ft for about 8582 ft PA

HOGE performance is not required by FAA for certification therefore it is not in the FAA approved section of the manual. It was also established by actual flight test during certification and is represented in a chart Figure 8-1.

At the assumed gross weight and temperature HOGE is about 7000 ft PA less 200 ft muffler factor or 6800 ft PA."

Au chapitre intitulé „ADDITIONAL OPERATIONS AND PERFORMANCE DATA" du *pilot's flight manual* (PFM), il existe un tableau (page 8-2, figure 8.1) pour le vol stationnaire hors effet de sol (HOGE), cependant uniquement pour l'hélicoptère standard sans pot d'échappement, *muffler*, ni bande abrasive, *abrasion tape*. Ce chapitre fait partie du matériel d'information supplémentaire qui est mis à disposition par le constructeur mais n'est cependant pas vérifié par la FAA. Il est relativement difficile pour l'utilisateur d'identifier les éléments du PFM (*pilot flight manual*) qui sont reconnus par la FAA. Rien n'indique dans les pages du PFM les éléments spécifiques à chaque type.

L'exploitant avait ajouté au PFM une instruction dont l'intitulé était le suivant:

Traduction:

„Attention!

Calculs de performance du Schweizer 300C

Les calculs du *hover ceiling* doivent être tous effectués en tenant compte de la notion hors effet de sol (***Out of Ground Effect***)² (page 8-2). Il faut en outre **déduire environ 2000 ft** des valeurs apparaissant dans le tableau HOGÉ.

Ces mesures sont nécessaires du fait que les valeurs du tableau HOGÉ sont trop optimistes et ne peuvent être atteintes dans la réalité.

15 mars 1999 "

L'expérience a montré qu'on obtenait presque des valeurs utilisables si l'on tenait compte de ces restrictions.

1.3 Conditions météorologiques

1.3.1 Généralités

Les informations contenues dans les chapitres 1.3.2 à 1.3.4 ont été fournies par MétéoSuisse.

1.3.2 Situation générale

„Eine flache Druckverteilung über Europa bestimmt das Wetter in der Schweiz. In der Höhe wird aus Nordwesten trockene Luft herangeführt, was die Atmosphäre zusätzlich stabilisiert.“

Traduction:

Une répartition uniforme de la pression sur toute l'Europe déterminait le temps en Suisse. En altitude, de l'air sec en provenance du nord-ouest contribuait en plus à stabiliser l'atmosphère.

1.3.3 Situation météorologique sur les lieux et à l'heure de l'accident

Les indications suivantes concernant les conditions météorologiques locales au moment de l'accident se basent sur une interpolation spatiale et temporelle des observations faites dans plusieurs stations météorologiques.

<i>Wetter/Wolken</i>	<i>1-2/8 Cumulus Basis auf ca. 9000 ft AMSL</i>
<i>Sicht</i>	<i>über 30 km</i>
<i>Wind</i>	<i>Westnordwest mit 5 bis 10 Knoten</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>15 °C / 5 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSGG 1019 hPa</i> <i>QNH LSZH 1019 hPa</i>
<i>Gefahren</i>	<i>Keine erkennbaren</i>

² Mis en relief dans le texte original

Traduction:	
Temps/nuages	1-2/8 cumulus, base à environ 9000 ft AMSL
Visibilité	Supérieure à 30 km
Vent	Ouest-nord-ouest, de 5 à 10 kt
Température/Point de rosée	15 °C / 5 °C
Pression atmosphérique	QNH LSGG 1019 hPa QNH LSZH 1019 hPa
Dangers	Néant

1.3.4 Données astronomiques

<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut: 208°</i>	<i>Höhe: 64°</i>
<i>Beleuchtungsverhältnisse</i>	<i>Tag</i>	

Traduction:

Position du soleil	Azimut: 208°	Élévation: 64°
Luminosité	De jour	

1.3.5 Radiosonde Payerne

Ascension de 12:00 UTC:

A l'altitude de 1969 m, la pression atmosphérique mesurée était de 809.0 hPa.

1.4 Renseignements sur l'épave, l'impact et le lieu d'accident

1.4.1 Renseignements sur l'épave

Un examen visuel de l'épave n'a pas mis en évidence de défaillances techniques préexistantes de l'hélicoptère, susceptibles d'avoir causé l'accident.

1.4.2 Lieu de l'accident

Le lieu de l'accident se trouvait à environ 18 km à l'ouest de Gstaad sur une pente orientée sud-est. La zone d'atterrissage prévue se trouvait sur une crête, au lieu-dit „Planachaux“ à une altitude de 1925 m/M, soit 6315 ft AMSL. Ceci correspond, compte tenu des conditions atmosphériques données, à une altitude pression d'environ 6000 ft.

La zone d'atterrissage était un foyer d'environ 2 m de diamètre situé à l'extrémité nord-est de la crête.



Illustration 1: Vue dans le sens du vol en direction de la zone d'atterrissage prévue sur la crête et position finale de l'hélicoptère



Illustration 2: Position finale de l'hélicoptère

1.5 Questions relatives à la survie des occupants

Aucun des occupants ne portait de casque.

Les ceintures ventrales et le harnais étaient bouclés et ont résisté aux sollicitations.

Un membre d'équipage s'est décidé après deux retournements de l'hélicoptère, de détacher sa ceinture et de quitter celui-ci.

Etant donné que l'hélicoptère s'est finalement arrêté sur le terrain pentu après quelques culbutes, le pilote qui était resté attaché a survécu.

La structure compacte de l'hélicoptère a protégé les occupants.

1.5.1 Balise de détresse

L'hélicoptère était équipé d'une balise de détresse (*emergency location beacon aircraft* – ELBA) du type ACK E-01 ELT. L'appareil était installé et émettait un signal repérable. Il a été débranché par l'équipage, une fois l'alarme donnée.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

L'enquête n'a pas mis en évidence de défaillances techniques susceptibles d'avoir contribué à l'accident.

2.2 Aspects opérationnels et humains

La formation en montagne de l'élève avait déjà été achevée avec succès, il s'agissait alors d'exercer des atterrissages présentant un degré de difficulté supplémentaire et à la limite de la performance de l'hélicoptère, ceci sous la supervision d'un instructeur de vol. Il incombe à l'instructeur de vol de choisir la zone d'atterrissage, compte tenu du niveau d'entraînement, des conditions régnant aux alentours et d'une analyse des risques.

Plusieurs atterrissages en montagne à moins de 1600 m/M ont été effectués dans la région du lac de l'Hongrin/Ayerne. Les atterrissages suivants ont eu lieu au lieu-dit Planachaux, à une altitude de 1925 m/M (6316 ft). Les deux premières approches ont conduit à atterrir sur la zone prévue sur un foyer. L'équipage évaluait le vent à 5 à 10 kt de 030 – 070 degré, soit venant de l'avant et plus exactement de l'avant gauche par rapport à la direction d'approche choisie et à l'orientation de la crête. Dans ces circonstances, l'équipage s'attendait à un léger courant ascendant qui aurait eu un effet bénéfique sur les performances.

Dans l'air libre, il régnait un faible vent de nord-ouest. Le fort ensoleillement instaurait une circulation d'ascendances de pente dans cette zone. A proximité du sommet, les conditions de vent décrites par l'équipage pouvaient donc apparaître par moments.

La troisième approche était un peu courte. Lors de cette phase d'approche pendant laquelle une augmentation de puissance est requise, le régime du moteur est d'abord tombé à 3000 t/min puis peu de temps après à 2800 t/min. Lorsque l'équipage a réalisé qu'un atterrissage à l'endroit indiqué n'était pas possible et que la puissance était insuffisante pour survoler la zone d'atterrissage prévue, ils ont procédé à une remise des gaz. Mais cette décision est intervenue trop tardivement.

La zone d'atterrissage était bien choisie en fonction des possibilités de remise des gaz, mais elle exigeait une prise de décision déterminée et une mise en œuvre conséquente.

En raison de la petitesse de la zone d'atterrissage et de sa position sur la crête, l'évaluation de performance impliquait de calculer le vol stationnaire hors effet de sol (HOGE). Selon les indications fournies par le constructeur, la valeur limite dans les conditions indiquées était d'environ 6800 ft altitude-pression. Compte tenu des restrictions imposées par l'exploitant, cette valeur était d'environ 4800 ft altitude-pression.

Les indications du PFM concernant les performances liées au HOGE sont clairement trop optimistes.

Concernant le HOGE, le pilote ne dispose d'aucun document calculant la performance dans la configuration avec pot d'échappement (*muffler*).

Aucune procédure de contrôle de la performance n'est prévue. Le constructeur indique simplement les procédures de départ définies dans le PFM, qui ne permettent cependant pas de mesurer la puissance effectivement fournie. Il faut toutefois noter que l'état du moteur et des pales du rotor, les erreurs des instruments, la technique de pilotage, etc. peuvent avoir une influence sur la puissance effectivement disponible.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- L'hélicoptère HB-XQF était autorisé à voler en trafic commercial VFR de jour.
- La masse de l'hélicoptère au moment de l'accident était légèrement inférieure à la masse maximale au décollage.
- Le centre de gravité se trouvait au moment de l'accident dans les limites prescrites.
- L'enquête n'a pas mis en évidence de défaillances techniques préalables susceptibles d'avoir été à l'origine de l'accident ou de l'avoir influencé.
- Le contrôle des 200 h de la cellule a été certifié le 23.05.2003.
- Le contrôle des 50 h sur la cellule et le moteur a été certifié le 25.06.2003.
- L'OFAC a procédé au dernier examen de l'état le 28.08.2001 sans objection.

3.1.2 Equipage

- Les pilotes étaient en possession des licences nécessaires pour le vol.
- Rien n'indique que les pilotes aient souffert de problèmes de santé durant le vol incriminé.

3.1.3 Déroulement du vol

- Le 10 juillet 2003, vers 13h20, l'hélicoptère Schweizer 269C, immatriculé HB-XQF, a quitté l'aéroport de Genève pour un vol d'entraînement avec atterrissages en montagne jusqu'à 2000 m/M. A bord se trouvaient l'élève et l'instructeur de vol.
- Plusieurs atterrissages en montagne à moins de 1600 m/M ont été effectués dans la région du lac de l'Hongrin/Ayerne.
- Les atterrissages suivants ont eu lieu au lieu-dit Planachaux, à une altitude de 1925 m/M. Les deux premières approches ont conduit à des atterrissages dans la zone prévue.
- La troisième approche était un peu courte. Lors de cette phase d'approche pendant laquelle une augmentation de puissance est requise, le régime du moteur est d'abord tombé à 3000 t/min puis peu de temps après à 2800 t/min. La puissance nécessaire pour corriger l'angle d'approche n'était plus disponible.
- Sur l'écran du compte-tours, la zone d'exploitation normale du régime du rotor (zone verte) se situe entre 3000 et 3200 t/min.
- Lors de la remise des gaz, l'hélicoptère s'est pris dans une clôture et s'est retourné plusieurs fois autour de son axe transversal. L'élève a été grièvement blessé tandis que l'instructeur de vol ne l'était que légèrement.

3.1.4 Conditions générales

- Les indications contenues dans le PFM concernant la performance ne sont certifiées par les autorités de certification que pour le HIGE.
- Les indications contenues dans le PFM concernant la performance compte tenu du HOGE n'ont été fournies par le constructeur qu'à titre indicatif supplémentaire. Elles sont clairement trop optimistes.
- Concernant le HOGE, le pilote ne dispose d'aucun document concernant la performance dans la configuration avec pot d'échappement (*muffler*).
- L'exploitant a ajouté l'instruction suivante au PFM:

Traduction:

„Attention!

Calculs de performance du Schweizer 300C

Les calculs du *hover ceiling* doivent être tous effectués en tenant compte de la notion hors effet de sol (***Out of Ground Effect***)³ (page 8-2). Il faut en outre **déduire environ 2000 ft** des valeurs apparaissant dans le tableau HOGE.

Ces mesures sont nécessaires du fait que les valeurs du tableau HOGE sont trop optimistes et ne peuvent être atteintes dans la réalité.

15 mars 1999”

3.2 Causes

L'accident est dû au fait que l'équipage a perdu le contrôle de l'appareil au cours d'un vol d'approche, cherchant à effectuer une approche alors que les réserves de puissance étaient insuffisantes.

Éléments ayant contribué à l'accident:

- Non prise en compte des limites de performance connues
- Intervention trop tardive de l'instructeur de vol

³ Mis en relief dans le texte original

4 Recommandations de sécurité et mesures prises pour améliorer la sécurité aérienne

4.1 Recommandations précédentes en matière de sécurité

Le 21 juillet 1999, un accident similaire impliquant le même type d'appareil, immatriculé HB-XZC, s'est produit à Adelboden. Les recommandations de sécurité No 262 et 263 ont été publiées avec le rapport final du 30 avril 2003:

Traduction:

„Le BEAA recommande à l'OFAC de vérifier, voire d'adapter:

- Les tableaux HOGE et HIGE trop optimistes publiés dans le PFM de l'hélicoptère Schweizer 269C. L'influence de l'équipement supplémentaire (muffler, resonator, abrasion tape) est à prendre en considération.
- Entre-temps, une limitation temporaire du domaine de vol de l'hélicoptère Schweizer 269C est à vérifier."

Par courrier du 19 novembre 2003, l'Office fédéral de l'aviation civile a pris position concernant les recommandations en matière de sécurité susmentionnées:

„L'OFAC est d'accord avec les recommandations susmentionnées du BEAA et les soutient. Pour les mettre en pratique l'OFAC adoptera les mesures suivantes:

- **A la fin de l'année 2003**

Une lettre sera envoyée aux opérateurs de machines équipées de moteur à pistons pour les rendre attentifs aux risques inhérents aux opérations à altitude densité élevée. Cette lettre mentionnera les points suivants :

- Les tables dans les AFM sont en général, basées sur des conditions idéales (conditions techniques de la machine par rapport à l'humidité). Or les performances réelles sont souvent très inférieures.

- L'indication donnée par les tables montre une condition nécessaire, mais pas suffisante pour une opération sûre.

- Le pilote doit soustraire au moins 2000 pieds des valeurs déterminées à l'aide des tables.

- En prenant en compte un risque raisonnable, le pilote doit développer une méthode pour identifier la marge de puissance qu'il a réellement à disposition. Pour cela il comparera la puissance maximum disponible avec celle d'une manoeuvre connue de référence.

- Un atterrissage pourra être uniquement effectué si les conditions ci-dessous sont réunies:

la masse en vol est 150 lbs inférieure à celle déterminée par les tabelles pour l'endroit d'atterrissage prévu

OU

l'altitude d'atterrissage est 2000 ft inférieure à celle déterminée par les tables sous les conditions de température et masse prévues

ET

la marge de puissance entre la manoeuvre de référence et la puissance disponible est suffisante pour effectuer l'atterrissage envisagé.

- **En 2004**
Un budget sera demandé pour un programme d'essai en vol pour effectuer des mesures à différentes altitudes et températures (ISA, ISA +10, ISA +20 °C). Ces essais en vol serviront à la définition des limitations d'utilisation.
- **À la fin de l'année 2004**
Sur la base des essais un AD sera publiée.

Dans le cadre de l'enquête, l'OFAC a été interrogé concernant l'avancement de la mise en oeuvre de cette recommandation; il a répondu en date du 4 octobre 2007 de la manière suivante:

Traduction:

„Concernant votre demande intitulée "Etat de la RS publiée dans le rapport final 1763 HB-XZC", nous sommes en mesure de vous transmettre les informations complémentaires suivantes:

Lettre de l'OFAC datée du 19 novembre 2003 concernant: Ref "En 2004" et "À la fin de l'année 2004"

En référence à la lettre susmentionnée de l'OFAC datant du 19 novembre 2003 (no d'enregistrement 921.00), nous apportons les compléments et remarques suivants:

Etant donné qu'il incombe aux autorités compétentes du pays de construction (*State of Design*) d'effectuer les vols de contrôle et de publier les Directives de navigabilité ["*Airworthiness Directives*"] (ADs), il n'a pas été possible de mettre en oeuvre les deux mesures décidées à l'époque. Par ailleurs, la première mesure requiert une procédure complexe, coûteuse et laborieuse. Les nombreux paramètres devraient être contrôlés en procédant à plusieurs séries d'essais impliquant deux à trois types d'hélicoptères, ceci afin de fournir des preuves significatives et étayées.

RS 1132 Atterrissage et décollage d'hélicoptères à moteur à pistons

Pour ces raisons, l'OFAC a édicté en date du 1er avril 2004, au sens d'une mesure urgente, une recommandation en matière de sécurité "SR 1132 Atterrissage et décollage d'hélicoptères à moteur à pistons" et l'a transmise à tous les pilotes, exploitants, écoles d'aviation, entreprises faisant appel à des hélicoptères à moteur à pistons." (Annexe 2)

Berne, le 9 septembre 2008

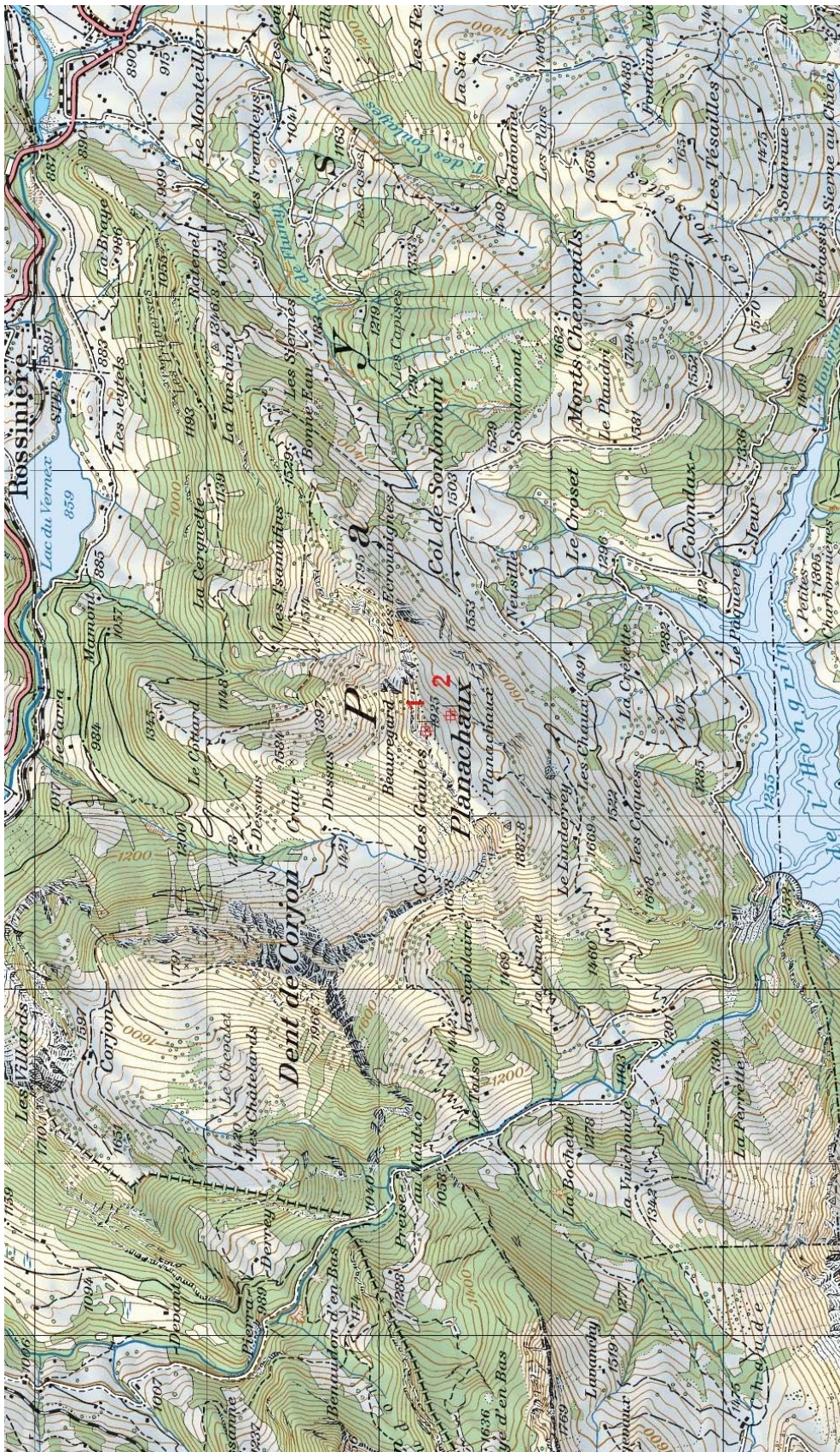
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

Le présent rapport exprime les conclusions du BEAA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à la Convention relative à l'aviation civile internationale du 7 avril 1944 (OACI, Annexe 13) et à l'article 24 de la loi fédérale sur l'aviation, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention de futurs accidents ou incidents. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Annexe 1



Extrait de carte au 1:50'000

La position 1 montre la place d'atterrissage prévue

La position 2 indique l'emplacement final de l'hélicoptère HB-XQF

Annexe 2

Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) Federal Office for Civil Aviation (FOCA) Maulbeerstrasse 9 CH-3003 Berne Switzerland	Sicherheitsempfehlung Recommandation de sécurité Raccomandazione di sicurezza Safety recommendation	FOCA SR SR 1132
Datum Date Data Date	30 March 2004	

Landungen und Starts von Helikoptern mit Kolbenmotoren

PILOTEN, VERTRAUT NICHT BLIND DEN ANGABEN DER LEISTUNGSTABELLEN!

Die folgenden Unfälle und Vorkommnisse haben eine gemeinsame Ursache: Ungenügende Leistungsreserve für die sichere Durchführung des Fluges in Verbindung mit ungenügender Berücksichtigung von Umweltbedingungen.

21.7.1999, Adelboden, Hughes 300: Während einer Umkehrkurve nach dem Start kann der Pilot den vorgesehenen Flugweg nicht mehr einhalten und der Helikopter schlägt am Boden auf. Keine Verletzten, Maschine schwer beschädigt.

25.08.1999, Uetliberg, Enstrom 280C: Unmittelbar vor der Landung verliert der Pilot die Kontrolle über die Hochachse und der Helikopter stürzt drehend ab. Zwei Schwerverletzte, Maschine zerstört.

05.06.2000, Schindellegi, Hughes 300: Im Verlauf einer Umkehrkurve unmittelbar nach dem Start verliert der Pilot die Kontrolle und der Helikopter schlägt am Boden auf. Keine Verletzten, Maschine schwer beschädigt.

10.07.2003, Planasch, Hughes 300: Im Endanflug misslingt der Durchstart, der Helikopter schlägt am Boden auf und überschlägt sich. Zwei Leichtverletzte, Maschine erheblich beschädigt.

06.11.2003, Walleg, R 22 beta: Während einer Drehung über dem Landeplatz verliert der Pilot die Kontrolle über die Hochachse, der Helikopter schlägt am Boden auf und kippt um. Keine Verletzten, Maschine erheblich beschädigt.

Sie machen die Risiken deutlich, wenn Helikopter mit Kolbenmotoren in Höhen von mehreren tausend Fuss eingesetzt werden. Sie erinnern erneut an die seit der Einführung dieser Maschinen bekannte Tatsache, dass die Angaben in den Leistungstabellen erwiesenermassen zu optimistisch sind.

Die Werte in den Tabellen wurden unter idealen Bedingungen ermittelt, so wie sie bei uns in der Praxis selten oder nie vorgefunden werden.

Der oft entscheidende Einfluss der folgenden Faktoren erscheint nicht in den Tabellen: Alter und Zustand der Motoren, Verschlechterung des Blattprofils infolge Abnutzung oder Schmutz, ungünstiger Wind, Luftfeuchtigkeit, Bodenbeschaffenheit, Trägheit des Systems, Pilotenfehler irgendwelcher Art.

Die Erfahrung hat gezeigt, dass die effektiv erbrachte Leistung sehr oft bedeutend geringer ist als die aus den HIGE Tabellen und - falls überhaupt vorhanden (!) - aus den HOGE Tabellen abgelesenen Werte. Abhängig von Helikoptertyp und Weiterbedingungen werden Unterschiede in den Leistungen beobachtet, welche einer Höhendifferenz in der Grössenordnung von bis zu 6'000 ft (!) entsprechen können. Ebenfalls kann festgestellt werden, dass diese Unterschiede mit zunehmender Temperatur und Feuchtigkeit nochmals markant grösser werden.

Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) Federal Office for Civil Aviation (FOCA) Maulbeerstrasse 9 CH-3003 Bern Switzerland	Sicherheitsempfehlung Recommendation de sécurité Raccomandazione di sicurezza Safety recommendation	FOCA SR SR 1132
Datum Date Data Date	30 March 2004	

Indem man die Werte der HOGE Tabellen generell um 2'000 ft vermindert, wird eine Leistungsreserve geschaffen, welche in den meisten Fällen genügen sollte. Unter Umständen genügt aber auch diese Reserve nicht!

Die Risiken werden vermindert durch:

1. Die Sicherstellung einer genügenden Leistungsreserve.
2. Eine genaue Planung der beabsichtigten Flugmanöver.

Es ist unbedingt nötig, dass die Piloten ein Vorgehen entwickeln und auch anwenden, welches erlaubt, mit annehmbarer Zuverlässigkeit die für die geplante Landung oder den Start notwendige Leistung festzuhalten. Damit wird auch der Betrag der zur Verfügung stehenden Leistung ermittelt.

Zu diesem Zweck wird ein „Leistungskontrolle nach dem Recko“ geplant, welches erlaubt, die notwendige Leistung (power required) vor der Landung festzustellen.

Die grundsätzlichen Schritte:

1. Der maximal erlaubte Ladedruck wird ermittelt.
2. Mit Hilfe der „Leistungskontrolle“ wird festgestellt, ob die Leistungsreserve für die geplante Landung oder den Start ausreicht.
3. Im Zweifel: kein Start, keine Landung!

Das beschriebene Verfahren erlaubt, die tatsächlichen Parameter und die effektiven Bedingungen der Umwelt zu berücksichtigen. In jedem Fall aber ist das Resultat abhängig von der Qualität der geplanten und durchgeführten Leistungskontrolle..

Landungen sollen nur erfolgen, wenn die zur Verfügung stehende Leistung den Schwebeflug ausserhalb Bodeneffekt erlaubt.

Im Ausnahmefall dürfen Landungen und Starts, im Bodeneffekt, geplant und durchgeführt werden, wenn der Lande- oder Startplatz bezüglich Bodenbeschaffenheit, Grösse und näherer Umgebung ähnliche Verhältnisse wie ein Flugplatz aufweist.

Zusammenfassend muss festgehalten werden: Die Verwendung der Leistungstabellen ist ein notwendiger Teil für die Planung einer Landung aber leider genügt dies nicht immer für die sichere Durchführung.