



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

# Schlussbericht Nr. 1994 des Büros für Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters Schweizer Aircraft Corp. 300C Model 269C, HB-XQF

vom 10. Juli 2003

Planachaux, Château-d'Oex/VD

18 km westlich von Gstaad

**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

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:  
 $LT = MESZ = UTC + 2 \text{ h.}$

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig ihres Geschlechts die männliche Form verwendet.

## Schlussbericht

<b>Luftfahrzeugmuster</b>	Helikopter Schweizer Aircraft Corp. 300C Model 269C	HB-XQF
<b>Halter</b>	Heliswiss, Flugplatz Bern-Belpmoos, 3123 Belp	
<b>Eigentümer</b>	Heliswiss, Flugplatz Bern-Belpmoos, 3123 Belp	
<b>Fluglehrer</b>	Schweizerbürger, Jahrgang 1966	
<b>Ausweis</b>	CPL (H) gültig bis 10.03.04, FI (H) MOU(H) gültig bis 04.06.04	
<b>Flugstunden</b>	<b>insgesamt</b>	3872:00 h <b>während der letzten 90 Tage</b> 145:00 h
	<b>auf dem Unfallmuster</b>	1875:00 h <b>während der letzten 90 Tage</b> 50:00 h
<b>Flugschüler</b>	Schweizerbürger, Jahrgang 1971	
<b>Ausweis</b>	CPL (H) gültig bis 18.04.04; MOU(H)	
<b>Flugstunden</b>	<b>insgesamt</b>	245:50 h <b>während der letzten 90 Tage</b> 22:00 h
	<b>auf dem Unfallmuster</b>	98:20 h <b>während der letzten 90 Tage</b> 2:11 h
<b>Ort</b>	Planachaux, Château-d'Oex/VD	
<b>Koordinaten</b>	570 500 / 143 718	<b>Höhe</b> ca. 1925 m/M 6315 ft AMSL
<b>Datum und Zeit</b>	10. Juli 2003, ca. 14:30 Uhr	
<b>Betriebsart</b>	VFR Schulung	
<b>Flugphase</b>	Anflug	
<b>Unfallart</b>	Kontrollverlust	

### Personenschaden

<b>Verletzungen</b>	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamt- zahl der Insassen	Dritt- personen
Tödlich	---	---	---	---
Erheblich	1	---	1	---
Leicht	1	---	1	---
Keine	---	---	---	---
Gesamthaft	2	---	2	---

**Schaden am Luftfahrzeug** Zerstört

**Drittsschaden** Geringer Flurschaden

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

Die folgenden Angaben basieren auf den Aussagen der Piloten.

Am 10. Juli 2003 beabsichtigte die Besatzung des Helikopters HB-XQF, bestehend aus einem Flugschüler und einem Fluglehrer, am Doppelsteuer einen Flug von Bern-Belpmoos (LSZB) nach Genf Flughafen (LSGG) zu machen. Auf dem Rückflug war geplant, in den Waadtländer Alpen Gebirgslandungen bis 2000 m/M durchzuführen. Die Gebirgsausbildung des Flugschülers war bereits erfolgreich abgeschlossen worden. Es ging nun darum, Landungen mit erhöhtem Schwierigkeitsgrad und an der Leistungsgrenze zu üben.

Die Besatzung traf sich um ca. 10 Uhr auf dem Gelände der Heliswiss AG in Belp. Der Flugschüler beendete seine Flugvorbereitungen und begab sich zum Helikopter. Diesen betankte er in der Folge mit 70 Liter AVGAS, entsprechend 18.5 USG, und führte die Vorflugkontrolle aus. Die gesamte Treibstoffmenge an Bord betrug ca. 35 USG.

Um 11:14 Uhr erfolgte der Start Richtung Meldepunkt „HW“. Die Route führte via die Flugplätze Ecuwillens und Lausanne-Blecherette nach Genf.

Nach einer Bodenzeit von ungefähr eineinhalb Stunden, welche für die Verpflegung, Flugvorbereitung und die Betankung mit 60 Liter AVGAS genutzt wurde, startete der Helikopter um ca. 13:20 Uhr Richtung Evian.

Weiter führte der Flug ins Gebiet Lac de l'Hongrin / Ayerne, wo diverse Aussenlandungen im Gebirge bis in eine Höhe von 1600 m/M ausgeführt wurden. Der Flugschüler erhielt den Auftrag, auf dem Planachaux eine Landung unter Berücksichtigung der Rekognoszierung durchzuführen. Als Landezone wurde eine kleine Fläche am nordöstlichen Ende der Krete gewählt. Die Besatzung schätzte den Wind auf 5 – 10 kt aus 030 – 070 Grad.

Der erste Anflug erfolgte aus südwestlicher Richtung in einem flachen Winkel entlang der Krete mit einer Motordrehzahl<sup>1</sup> von 3200 U/min. Der Treibstoffvorrat betrug zu diesem Zeitpunkt ca. 25 USG. Die Landung erfolgte wie vorgesehen, aber es zeigten sich einige Möglichkeiten zur Verbesserung. Aus diesem Grund sah sich der Fluglehrer veranlasst, einen zweiten und dritten Anflug ausführen zu lassen.

Der dritte Anflug erfolgte etwas zu kurz. Beim in dieser Anflugphase erforderlichen Leistungsaufbau fiel die Motordrehzahl zuerst auf 3000 U/min und kurz darauf auf 2800 U/min. Eine Landung war an dieser Stelle nicht möglich. In dieser Phase übernahm der Fluglehrer die Steuer und versuchte gegen Süden vom Gipfel ins abfallende Gelände wegzudrehen. Trotz leichter Entlastung des kollektiven Blattverstellhebels konnte die Hauptrotordrehzahl nicht wieder aufgebaut werden. Der Helikopter setzte mit der Nase hangabwärts zeigend mit leichter Vorwärtsgeschwindigkeit auf. Dabei verfangen sich die Kufen in einem Viehzaun. In der Folge überschlug sich der Helikopter mehrmals um die Querachse. Der Heckausleger wurde abgetrennt. Nach zwei Überschlägen öffnete der Flugschüler das Gurtschloss und sprang nach links aus der Kabine. Der Fluglehrer verblieb ange-

---

<sup>1</sup> Im Schweizer 269C ist es üblich, die Motordrehzahl als Stellgrösse zu bezeichnen. Eine Motordrehzahl von 3200 U/min entspricht einer Hauptrotordrehzahl von ca. 475 U/min. Der normale Betriebsbereich der Rotordrehzahl (grüner Bereich) liegt zwischen 3000 und 3200 U/min).

gurtet in der Kabine. Nach zwei weiteren Überschlägen kam der Helikopter im steilen Gelände auf der rechten Seite liegend zum Stillstand.

Der Schüler wurde erheblich und der Fluglehrer leicht verletzt. Der Helikopter wurde zerstört und es entstand geringer Flurschaden.

## 1.2 Angaben zum Luftfahrzeug

### 1.2.1 Allgemeines

Eintragungszeichen	HB-XQF
Luftfahrzeugmuster	Schweizer 300C Model 269C
Charakteristik	Leichter 3-sitziger Helikopter durch Kolbenmotor angetrieben, mit einem vollartikulierten 3-Blatt Hauptrotor
Hersteller	Schweizer Aircraft Corp.
Baujahr	1993
Werknummer	S1635
Triebwerk	Textron Lycoming HIO-360-D1A S/N L-26150-51A Leistung: 190 HP (142 kW)
Betriebsstunden Zelle	4472:32 h
Anzahl Landungen der Zelle	unbekannt
Höchstzulässige Abflugmasse	2050 lb (930 kg)
Unterhalt	Swiss Helicopter Maintenance AG (SHM AG), Bern Airport, 3123 Belp Letzte 200 h Kontrolle an Zelle und 300 h Kontrolle am Triebwerk wurde am 23.05.03 durch SHM AG durchgeführt und bescheinigt. Letzte 50 h Kontrolle an Zelle und Triebwerk wurde am 25.06.03 durch SHM AG durchgeführt und bescheinigt.
Technische Einschränkungen	In der <i>hold item list</i> war folgender Punkt eingetragen: „ <i>Squelch COM defekt</i> “
Treibstoffqualität	AVGAS 100LL
Treibstoffvorrat	Zum Unfallzeitpunkt befanden sich ca. 25 USG (95 l) Treibstoff an Bord.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 29.05.97 / Nr. 1
Lufttüchtigkeitszeugnis	Standard / Normal Ausgestellt durch das BAZL am 03.07.97 / Nr. 1, gültig bis auf Widerruf

Zulassungsbereich im nicht gewerbsmässigen Einsatz	VFR bei Tag und Nacht
Zulassungsbereich im gewerbsmässigen Einsatz	VFR bei Tag
Letzte Zustandsprüfung	Ausgeführt durch das BAZL am 28.08.2001. Keine Beanstandungen.

#### 1.2.2 Ausrüstung des Helikopters

Der Helikopter HB-XQF war mit zwei Treibstofftanks ausgerüstet. Der Haupttank hat ein Fassungsvermögen von 30 USG und der Zusatztank ein solches von 19 USG.

Der Helikopter war mit einer „EXHAUST MUFFLER INSTALLATION“ (*muffler*) P/N 269A8801-5 ausgerüstet.

Das „MAIN ROTOR BLADE TAPE KIT“ (*abrasion tape*) P/N M10060-1 war gemäss Dokumentation nicht eingebaut.

#### 1.2.3 Masse und Schwerpunkt zum Unfallzeitpunkt

Gemäss dem Wägungsprotokoll vom 01.04.1999 betrug die Leermasse des Helikopters HB-XQF 1216.6 lb (551.8 kg).

Die Masse des Helikopters im Unfallzeitpunkt betrug ca. 1717 lb (779 kg) und war damit geringer als die höchstzulässige Abflugmasse.

Der Schwerpunkt des Helikopters befand sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.

#### 1.2.4 Leistungsberechnung

Der Hersteller des Helikopters hat bezüglich Fragen zur Leistungsberechnung wie folgt Stellung genommen:

*„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*

*HOG 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 HOG is about 7000 ft PA less 200 ft muffler factor or 6800 ft PA .”*

Im Kapitel „ADDITIONAL OPERATIONS AND PERFORMANCE DATA“ des *pilot's flight manual* (PFM) existiert eine Tabelle (Seite 8-2, Figur 8.1) für den Schweben-

flug ausserhalb des Bodeneffektes (HOGE), allerdings nur für den Standard Helikopter ohne *muffler* und *abrasion tape*. Dieses Kapitel ist Teil von zusätzlichem Informationsmaterial, das vom Hersteller zur Verfügung gestellt wird, von der FAA jedoch nicht geprüft ist. Es fällt dem Benutzer relativ schwer, die von der FAA anerkannten Teile des PFM (*pilot flight manual*) zu identifizieren. Es gibt keine individuelle Kennzeichnung der einzelnen Seiten des PFM.

Der Halter legte dem PFM eine Weisung mit folgendem Text bei:

**„Achtung!**

Leistungsberechnungen Schweizer 300C

*Hover Ceiling Berechnungen sind alle **Out of Ground Effect**<sup>2</sup> (Seite 8-2) auszuführen. Von den in der HOGE-Tabelle herausgelesenen Werten sind zusätzlich **ca. 2000 ft abzuziehen**.*

*Diese Massnahmen drängten sich auf, da die in der HOGE-Tabelle herausgelesenen Werte zu optimistisch sind und in der Praxis nicht erreicht werden können.*

*15. März 1999“*

Die Erfahrung zeigte, dass man mit diesen Einschränkungen in die Nähe von praktikablen Werten kommt.

### 1.3 Meteorologische Angaben

#### 1.3.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.3.2 bis 1.3.4 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

#### 1.3.2 Allgemeine Wetterlage

*„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.“*

#### 1.3.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Die folgenden Angaben zum Wetter zum Unfallzeitpunkt am Unfallort basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen.

<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>

<sup>2</sup> Heraushebungen im Originaltext



## 1.3.4 Astronomische Angaben

*Sonnenstand*                      *Azimet: 208°*                      *Höhe: 64°*  
*Beleuchtungsverhältnisse*    *Tag*

## 1.3.5 Radiosonde Payerne

Aufstieg von 12:00 UTC:

Auf einer Höhe von 1969 m wurde ein Luftdruck von 809.0 hPa gemessen.

**1.4 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle**

## 1.4.1 Wrack

Eine visuelle Prüfung des Wracks ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel, welche den Unfall hätten verursachen können.

## 1.4.2 Unfallstelle

Die Unfallstelle befand sich ca. 18 km westlich von Gstaad auf einem nach Südosten geneigten Hang. Die geplante Landezone befand sich auf einer Krette, auf dem Geländepunkt „Planachaux“ in einer Höhe von 1925 m/M beziehungsweise 6315 ft AMSL. Dies entspricht bei den gegebenen atmosphärischen Bedingungen einer Druckhöhe von ca. 6000 ft.

Die Landezone war eine Feuerstelle von ca. 2 m Durchmesser am nordöstlichen Ende der Krette.



Bild 1: Blick in Anflugsrichtung auf die geplante Landezone auf der Krette und Endlage des Helikopters



Bild 2: Endlage des Helikopters

## 1.5 Überlebensaspekte

Die beiden Insassen trugen keinen Helm.

Die Bauch- und Schultergurten wurden getragen und hielten der Beanspruchung stand.

Ein Besatzungsmitglied entschloss sich nach zwei Überschlägen des Helikopters, diesen nach dem Lösen der Gurten zu verlassen.

Aufgrund der Tatsache, dass der Helikopter nach einigen Überschlägen im steilen Gelände zum Stillstand kam, war der Unfall für den im Helikopter verbliebenen Piloten überlebbar.

Die kompakte Bauweise des Helikopters schützte die Insassen.

### 1.5.1 Notsender

Der Helikopter war mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft – ELBA*) ACK E-01 ELT ausgerüstet. Das Gerät war eingebaut und sendete ein peilbares Signal aus. Das Gerät wurde durch die Besatzung nach der Alarmierung der Rettungskräfte ausgeschaltet.

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel vor, die zur Entstehung des Unfalls hätten beitragen können.

### 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Die Gebirgsausbildung des Flugschülers war bereits erfolgreich abgeschlossen worden. Es ging nun darum, Landungen mit erhöhtem Schwierigkeitsgrad und an der Leistungsgrenze des Helikopters mit einem Fluglehrer zu üben. Es obliegt dem Fluglehrer, die Landezone unter Berücksichtigung des Trainingsstandes, der Umweltbedingungen und einer Risikoanalyse auszuwählen.

Im Gebiet Lac de l'Hongrin / Ayerne wurden diverse Aussenlandungen im Gebirge bis 1600 m/M ausgeführt. Die nächsten Landungen erfolgten auf dem Planachaux, auf einer Höhe von 1925 m/M (6316 ft). Die beiden ersten Anflüge führten zur Landung auf der vorgesehenen Landezone auf der Feuerstelle. Die Besatzung schätzte den Wind auf 5 – 10 kt aus 030 – 070 Grad, d.h. bezogen auf die gewählte Anflug- und die Kretenausrichtung von vorne allenfalls vorne links. Unter diesen Umständen erwartete die Besatzung ein leichtes Aufwindfeld, was die Leistungssituation begünstigt hätte.

In der freien Atmosphäre herrschte ein schwacher Nordwestwind. Durch die starke Sonneneinstrahlung stellte sich in diesem Raum eine Hangaufwindzirkulation ein. Im Bereich des Gipfels konnten daher zeitweise die von der Besatzung geschilderten Windverhältnisse auftreten.

Der dritte Anflug erfolgte etwas zu kurz. Beim erforderlichen Leistungsaufbau fiel die Motordrehzahl zuerst auf 3000 U/min und kurz darauf auf 2800 U/min. Als die Besatzung realisierte, dass eine Landung vor der anvisierten Landestelle nicht möglich war und die Leistung nicht ausreichte, um zur vorgesehenen Landezone zu fliegen, leiteten sie den Durchstart ein. Dieser Entschluss erfolgte zu spät.

Die Landezone war, bezogen auf die Durchstartmöglichkeiten, günstig gewählt, bedingte aber einen zeitgerechten Entscheid zum Durchstart und eine konsequente Durchführung.

Die Leistungsberechnung erfordert auf Grund der kleinen Dimension der Landezone und deren Lage auf der Krete eine Berechnung für den Schwebeflug ausserhalb des Bodeneffektes (HOGE). Gemäss Angaben des Herstellers liegt der Grenzwert bei den gegebenen Bedingungen bei ca. 6800 ft PA. Unter Berücksichtigung der Einschränkung des Halters lag dieser bei ca. 4800 ft PA.

Die Leistungsangaben im PFM bezüglich HOGE sind eindeutig zu optimistisch.

Für HOGE stehen dem Piloten in der Konfiguration mit *muffler* keine Unterlagen für die Leistungsberechnung zur Verfügung.

Es ist kein Verfahren zur Leistungsprüfung definiert. Der Hersteller verweist einzig auf die im PFM definierten Startprozedere, welche aber nicht erlauben, die effektiv abgegebene Leistung zu messen. Dennoch ist zu beachten, dass der Zustand des Motors und der Rotorblätter, Instrumentenfehler, die Steuerführung etc. einen Einfluss auf die effektiv verfügbare Leistung haben.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter HB-XQF war zum gewerbsmässigen Einsatz VFR bei Tag zugelassen.
- Die Masse des Helikopters im Unfallzeitpunkt war geringer als die höchstzulässige Abflugmasse.
- Der Schwerpunkt des Helikopters befand sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die 200 Stunden Kontrolle an Zelle und Triebwerk wurde am 23.05.2003 bescheinigt.
- Die 50 Stunden Kontrolle an Zelle und Triebwerk wurde am 25.06.2003 bescheinigt.
- Die letzte Zustandsprüfung durch das BAZL erfolgte am 28.08.2001 ohne Beanstandungen.

##### 3.1.2 Besatzung

- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Piloten während des Unfallfluges vor.

##### 3.1.3 Flugverlauf

- Um ca. 13:20 Uhr des 10. Juli 2003 startete der Helikopter Schweizer 269C, eingetragen als HB-XQF, auf dem Flughafen Genf zu einem Trainingsflug für Landungen im Gebirge bis 2000 m/M. An Bord befanden sich der Flugschüler und der Fluglehrer.
- Im Gebiet Lac de l'Hongrin / Ayerne wurden diverse Aussenlandungen im Gebirge bis 1600 m/M ausgeführt.
- Die nächsten Landungen erfolgten auf dem Planachaux, auf einer Höhe von 1925 m/M. Die ersten beiden Anflüge führten zu Landungen in der vorgesehenen Landezone.
- Der dritte Anflug erfolgte etwas zu kurz. Beim erforderlichen Leistungsaufbau fiel die Motordrehzahl zuerst auf 3000 U/min und kurz darauf auf 2800 U/min. Die benötigte Leistung zur Korrektur des Anflugwinkels war nicht mehr verfügbar.
- Auf dem Drehzahlanzeiger liegt der normale Betriebsbereich (grüner Bereich) des Motors zwischen 3000 und 3200 U/min.
- Beim Durchstart verding sich der Helikopter in einem Viehzaun und überschlug sich mehrmals um die Querachse. Der Flugschüler wurde erheblich und der Fluglehrer leicht verletzt.

### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Die Leistungsangaben im PFM sind nur bezüglich HIGE von der Zulassungsbehörde zertifiziert.
- Die Leistungsangaben im PFM bezüglich HOGE wurden durch den Hersteller als zusätzliche Angabe zur Verfügung gestellt. Diese sind eindeutig zu optimistisch.
- Für HOGE stehen dem Piloten in der Konfiguration mit *muffler* keine Unterlagen für die Leistungsberechnung zur Verfügung.
- Der Halter legte dem PFM die folgende Weisung bei:

**„Achtung!**

Leistungsberechnungen Schweizer 300C

*Hover Ceiling Berechnungen sind alle **Out of Ground Effect**<sup>3</sup> (Seite 8-2) auszuführen. Von den in der HOGE-Tabelle herausgelesenen Werten sind zusätzlich **ca. 2000 ft abzuziehen**.*

*Diese Massnahmen drängten sich auf, da die in der HOGE-Tabelle herausgelesenen Werte zu optimistisch sind und in der Praxis nicht erreicht werden können.*

*15. März 1999“*

### 3.2 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

---

<sup>3</sup> Heraushebungen im Originaltext

## 4 Sicherheitsempfehlungen und Massnahmen zur Verbesserung der Flugsicherheit

### 4.1 Frühere Sicherheitsempfehlungen

Am 21. Juli 1999 ereignete sich in Adelboden ein vergleichbarer Unfall mit demselben Helikopter Typ mit der Immatrikulation HB-XZC. Mit Schlussbericht vom 30. April 2003 wurden die folgenden Sicherheitsempfehlungen Nr. 262 und 263 publiziert:

*„Das BFU empfiehlt dem BAZL:*

- *Die zu optimistischen HOGÉ und HIGÉ Tabellen im PFM des Helikopters Schweizer 269C sind zu überprüfen und anzupassen. Der Einfluss der Zusatzausrüstungen (muffler, resonator, abrasion tape) ist entsprechend zu berücksichtigen.*
- *Eine zwischenzeitliche temporäre Einschränkung des Betriebs des Helikopters Schweizer 269C ist zu prüfen.“*

Mit Brief vom 19. November 2003 nahm das Bundesamt für Zivilluftfahrt wie folgt zu den obgenannten Sicherheitsempfehlungen Stellung:

*„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.*

Im Rahmen dieser Untersuchung wurde das BAZL über den Status der Umsetzung der SE befragt und nahm am 04.10.2007 wie folgt Stellung:

*„Betreffend Ihre Anfrage "Status SE publiziert im Schlussbericht 1763 HB-XZC" können wir Ihnen nachstehende ergänzende Informationen übermitteln:*

***Brief des BAZL vom 19. November 2003 Zu: Ref "En 2004 " und "À la fin de l'année 2004"***

*Mit Referenz zum erwähnten Brief des BAZL vom 19. November 2003 (Reg Nummer 921.00) haben wir folgende Ergänzungen/Bemerkungen:*

*Da es im Verantwortungsbereich der zuständigen Behörde des Herstellerlandes (State of Design) liegt, Nachweisflüge durchzuführen und "Airworthiness Directives" (ADs) zu erlassen, konnten die beiden seinerzeit ins Auge gefassten Massnahmen nicht umgesetzt werden. Zudem handelt sich bei ersterem um ein aufwändiges, kostenintensives und komplexes Verfahren. Die zahlreichen Parameter wären in mehreren Versuchsreihen mit 2 bis 3 Helikoptermustern zu erfliegen um aussagekräftige und belegbare Nachweise zu erbringen.*

***SR 1132 Landung und Starts von Helikoptern mit Kolbenmotoren***

*Aus diesem Grunde hat das BAZL am 01. April 2004 - im Sinne einer Sofortmassnahme - eine Sicherheitsempfehlung "SR 1132 Landung und Starts von Helikoptern mit Kolbenmotoren" erlassen und an alle Piloten, Halter, Flugschulen, Unternehmer und Betreiber von Helikoptern mit Kolbenmotoren geschickt." (Anlage 2)*

Bern, 9. September 2008

Büro für Flugunfalluntersuchungen

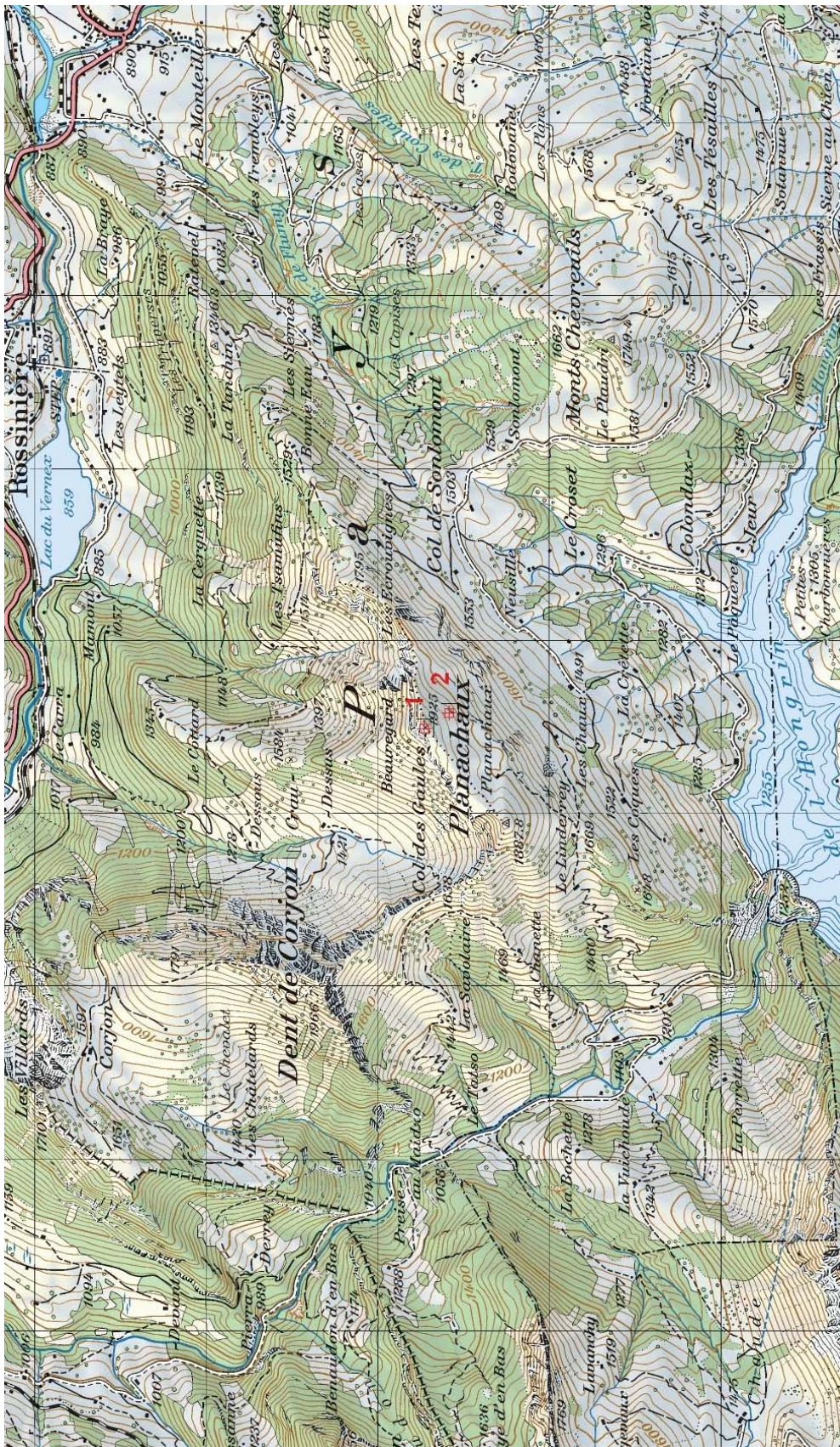
Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.



Anlage 1



Kartenausschnitt Massstab 1:50'000

Position 1 zeigt die geplante Landestelle

Position 2 zeigt die Endlage des Helikopters HB-XQF



## Anlage 2

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

### 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, Planaschaud, 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.

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

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 Recco“ 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.