



Schweizerische Eidgenossenschaft  
Confédération suisse  
Confederazione Svizzera  
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST  
Service suisse d'enquête de sécurité SESE  
Servizio svizzero d'inchiesta di sicurezza SIS  
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Bereich Aviatik

# **Schlussbericht Nr. 2265 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den Unfall des Helikopters  
AS350 B3e, HB-ZMO,

vom 1. Juli 2013

Gebiet „Mändliteifi“

430 m südwestlich der Kröntenhütte

Gemeinde Erstfeld/UR

**Causes**

L'accident est dû à la collision avec le terrain suite à la perte de contrôle de l'hélicoptère, très probablement en raison de la survenance du phénomène de *servo transparency* au cours d'un virage à droite à proximité du terrain.

La tactique de vol risquée a joué un rôle dans l'accident.

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Artikel 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, 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 von Unfällen oder schweren Vorfällen. 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 ist das Original und daher massgebend.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

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 zum Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

## Schlussbericht

<b>Luftfahrzeugmuster</b>	Eurocopter AS350 B3e „Ecureuil“			HB-ZMO
<b>Halter</b>	Swiss Helicopter AG, Hartbertstrasse 11, 7000 Chur			
<b>Eigentümer</b>	Swiss Helicopter AG, Hartbertstrasse 11, 7000 Chur			
<b>Pilot</b>	Schweizer Bürger, Jahrgang 1980			
<b>Ausweis</b>	Berufspilotenlizenz für Helikopter ( <i>commercial pilot licence helicopter</i> – CPL(H)) nach <i>joint aviation requirements</i> (JAR), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)			
<b>Wesentliche Berechtigungen</b>	AS350 B3, gültig bis 30. November 2013 Landungen im Gebirge ( <i>mountain</i> – MOU(H))			
<b>Medizinisches Tauglichkeitszeugnis</b>	Klasse 1 ( <i>commercial single pilot with pax</i> ), <i>shall wear corrective lenses</i> (VDL), ausgestellt am 25. Oktober 2012, gültig bis 8. November 2013			
<b>Flugstunden</b>	<b>insgesamt</b>	1443 h	<b>während der letzten 90 Tage</b>	129:20 h
	<b>auf dem Unfallmuster</b>	1197 h	<b>während der letzten 90 Tage</b>	127:12 h
<b>Ort</b>	Gebiet „Mändliteif“, Gemeinde Erstfeld/UR			
<b>Koordinaten</b>	686 449 / 183 489	<b>Höhe</b>	1950 m/M	
<b>Datum und Zeit</b>	1. Juli 2013, 09:15 Uhr			
<b>Betriebsart</b>	VFR, gewerbsmässig			
<b>Flugphase</b>	Landeanflug			
<b>Unfallart</b>	Kollision mit dem Gelände			
<b>Personenschaden</b>				
Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	1	3	4	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	0	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	3	4	0
<b>Schaden am Luftfahrzeug</b>	Zerstört			
<b>Drittschaden</b>	Flurschaden			

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden Aussagen und Angaben verschiedener Auskunftspersonen sowie Dokumente des Piloten und des Flugbetriebsunternehmens verwendet. Weiter wurde der im Helikopter mitgeführte Navigationsrechner ausgewertet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln (*visual flight rules* – VFR) durchgeführt. Es handelte sich um einen Arbeitsflug.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Im Zusammenhang mit Umbauarbeiten an der Kröntenhütte des Schweizer Alpen-Clubs (SAC) führte der Pilot seit anfangs Juni 2013 wöchentlich zwei bis drei Transporte zu dieser durch. Die Flugbetriebsleitung hatte am Ende der Vorwoche ein Einsatzprogramm für den darauffolgenden Montag zusammengestellt. Der Leiter des Flugbetriebsunternehmens besprach am Vorabend des Unfallfluges das Programm des kommenden Tages telefonisch mit dem Piloten. Im Verlauf dieses Gesprächs bot der Flugbetriebsleiter, der selber im Unternehmen flog, dem Piloten an, das Flugprogramm des folgenden Tages für ihn zu übernehmen. Der Pilot lehnte dies ab, weil er sich auf das interessante Tagesprogramm freute. Der Pilot war nach zwei Tagen frei von Arbeit und Flugdienst erholt und ausgeruht.

Am Morgen des 1. Juli 2013 startete der Pilot um 7.05 Uhr in Erstfeld mit zwei Flughelfern und einem Monteur als Passagiere an Bord der HB-ZMO.

Die erste Landung erfolgte bei der Leutschachhütte, wo der Monteur ausstieg. Anschliessend führte der Flug zur Göscheneralp, wo unter Mithilfe der beiden Flughelfer lokal ungefähr sechs Rotationen Material transportiert wurden. Der nächste Einsatz fand in Andermatt statt, wo ungefähr 25 Rotationen Beton transportiert wurden. Ein Betankungsfahrzeug der Firma befand sich auf dem Parkplatz Nättschen, wo auf eine Treibstoffmenge von rund 240 Liter aufgetankt wurde.

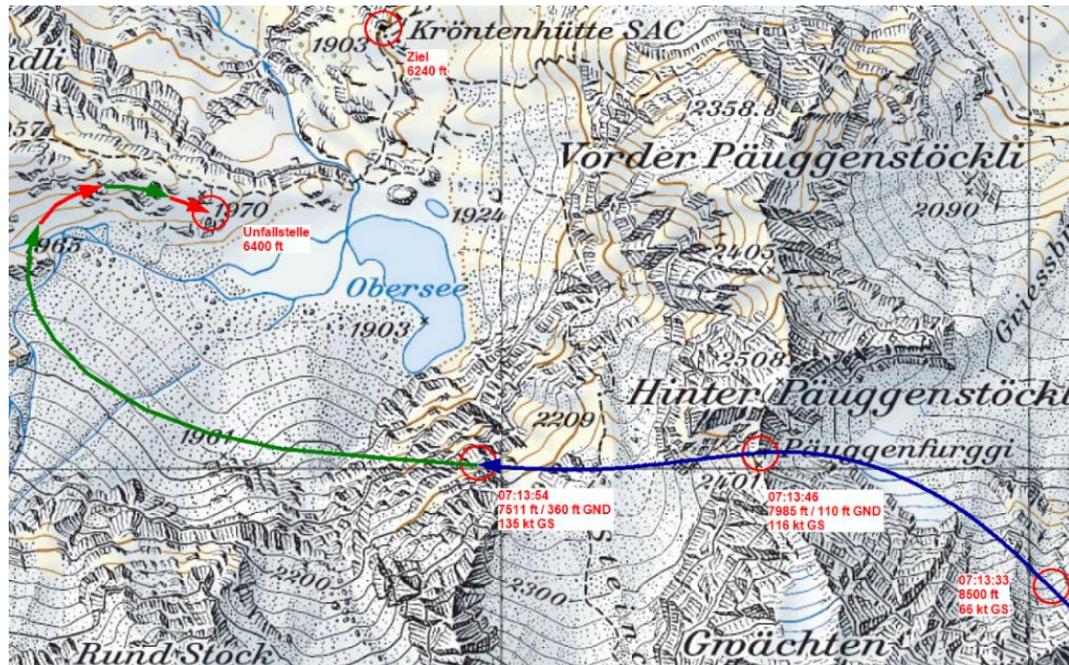
#### 1.1.3 Flugverlauf

Am 1. Juli 2013 startete der Pilot gegen 9:00 Uhr mit dem Helikopter HB-ZMO in Andermatt zum Überflug nach Erstfeld. Seine beiden zugeteilten Flughelfer waren ebenfalls an Bord.

Im Flug wurde der Pilot über Funk von der Einsatzleitung informiert, dass der am früheren Morgen bereits transportierte Monteur bei der Leutschachhütte wieder abholbereit sei. Der Pilot entschied deshalb, direkt zur Leutschachhütte zu fliegen, wo der Monteur bei laufendem Triebwerk auf dem Landeplatz neben der Hütte zustieg. Der Pilot beabsichtigte, im Überflug von der Leutschachhütte zurück zur Basis zuerst einen seiner Flughelfer zur Vorbereitung des nächsten Auftrages bei der Kröntenhütte abzusetzen.

Kurz danach hob die HB-ZMO mit vier Insassen an Bord ab. Der Pilot steuerte den Helikopter im Steigflug nach Nordwesten, um zuerst den Ostgrat des Mäntliser auf rund 2600 m/M (entsprechend 8530 ft) und später den Nordgrat bei der Püuggenfurggi auf ca. 2450 m/M (8038 ft) zu überqueren. Die Geschwindigkeit über Grund betrug 116 kt (215 km/h). Mit einer Überhöhung von rund 550 m zum geplanten Landeplatz flog die HB-ZMO in den Talkessel südlich der Kröntenhütte ein.

Im Sinkflug und mit hoher Vorwärtsgeschwindigkeit überquerte der Helikopter die Steinchelen. Die Geschwindigkeit über Grund lag gemäss letzter Aufzeichnung des satellitengestützten Navigationsrechners bei 135 kt (250 km/h).



**Abbildung 1:** Flugweg der HB-ZMO: Der durch den Navigationsrechner aufgezeichnete Flugweg (blau), durch Personen beobachteter Flugweg (grün) und nicht beobachteter Flugweg (rot); Basiskarte 1:25 000, reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo (JA150149).

Der Hüttenchef, der Hüttenwart mit seinen Gehilfen und verschiedene Arbeiter, insgesamt ungefähr 10 Personen, weilten zu diesem Zeitpunkt auf der Südwestseite der Hütte in der 9-Uhr-Arbeitspause. Einige von ihnen wurden am Morgen von einem anderen Helikopter desselben Flugbetriebsunternehmens in zwei Rotationen direkt zur Kröntenhütte geflogen. Man hatte eine Begehung der Kläranlage abgeschlossen und der Baumeister war für die bevorstehenden Betonarbeiten bereit. Man erwartete die Ankunft des Transporthelikopters.

Der Helikopter konnte beim Einflug in den Talkessel von allen Personen beobachtet werden, da man von der Hütte einen hervorragenden Einblick in den Talkessel oberhalb der Hütte hatte. Beim Einflug in den Talkessel überquerte der Helikopter die Päuigenfurggi, einen Übergang auf rund 2400 m/M (7874 ft), der eine Entfernung von einem Kilometer zur Kröntenhütte aufweist.

Personen, die langjährige Erfahrung in der Arbeit mit Helikoptern aufwiesen, beschrieben die Fluggeschwindigkeit des Helikopters als sehr hoch. Die erste beobachtete Teilstrecke des Helikopters vor dem felsigen Hintergrund entsprach einer absinkenden geraden Flugbahn. Danach drehte der Helikopter entlang dem Gelände im Talkessel mehr und mehr nach rechts ein. Der Helikopter schien dem abfallenden Geländerrücken, der die Gebirgsmulde nach Norden hin abgrenzt in Richtung See beim Talausgang zu folgen (vgl. Anlage 1).



**Abbildung 2:** Flugweg der HB-ZMO beim Einflug in den Talkessel gemäss Flugrekonstruktion eines Beobachters vom Standort bei der Kröntenhütte aus. Das Foto wurde nicht am Unfalltag aufgenommen. Vom im gelben Kreis eingezeichneten Helikopter ist die Unterseite zu sehen. Die Bildmontage veranschaulicht die Lage und die Position des Helikopters unmittelbar vor dem Unfall hinter dem Geländerücken.

Dies erstaunte einzelne Beobachter, die den Helikopter nach dem Eindrehen über dem abfallenden Geländerücken auf einem die Mulde verlassenden Kurs in Richtung Kröntenhütte erwarteten.

Ein Beobachter gab Folgendes zu Protokoll: „*Ich dachte noch, dass er eher schnell und tief flog. [...] Es sah so aus, als ob er nicht mehr über die Kuppe kommt. Danach machte er einen ‚Schwenker‘. Es sah so aus, als ob er abbremsen wollte. Danach verschwand er hinter dieser Kuppe. [...]*“

Die Position des Helikopters war nur kurzzeitig und knapp über dem Geländerücken klar erkennbar. Die Querlage nach rechts wurde als sehr gross beurteilt, da nur noch die Unterseite des Helikopters sichtbar war. Dann verschwand der Helikopter hinter dem Geländerücken. Einen Moment später stieg Rauch hinter demselben auf. Es wurden keine auffälligen Geräusche wahrgenommen.

Drei der Beobachter eilten sofort in Richtung des aufsteigenden Rauchs und gelangten so nach wenigen Minuten zur Absturzstelle des Helikopters. Der Hüttenwart alarmierte die Rettungskräfte.

Das Wrack brannte unter grosser Hitzeentwicklung. In der Umgebung roch es nach Treibstoff. Die Helfer konnten für die beim Aufschlag getöteten Insassen nichts mehr ausrichten.

## 1.2 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

### 1.2.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle liegt auf einem vom Gipfel des Oberseemandli her nach Osten abfallenden Geländerücken, zwischen der sogenannten „Mändliteifi“ und dem Obersee. Der markante Geländerücken grenzt eine 500 m weite Gebirgsmulde westlich des Obersees nach Norden hin ab. Der Obersee am Muldenausgang liegt 350 m von der Kröntenhütte entfernt. Die Kröntenhütte und der Obersee liegen beide auf einer Höhe von 1903 m/M.



**Abbildung 3:** Die Position 1 zeigt die ersten Aufschlagspuren des Helikopters und die Position 2 die Wrack-Endlage auf dem Geländerücken unterhalb des „Oberseemandli“, zwischen Mändliteifi und Obersee.

### 1.2.2 Aufprall

Die Spuren des Aufpralls im Gelände zeugen von einer beträchtlichen Vorwärtsgeschwindigkeit des Helikopters mit einer sinkenden Flugbahn ungefähr parallel zum Geländerücken. Dieser fällt bei der Unfallstelle mit rund 20° nach Osten ab und ist zur Innenseite der Mulde hin ungefähr 25° geneigt.

Die Aufprallstellen konnten in drei Hauptbereiche eingeteilt werden:

Im ersten Bereich konnten im Gelände deutliche Aufprallspuren in Form von Erdverschiebungen und umgeknickten Föhrensträuchern festgestellt werden. Die ersten Längsspuren vom Aufprall stammten von den Landekufen. Die ersten und westlichsten Längsspuren in Form von linienähnlichen Markierungen hatten eine Ausrichtung von 90° und zeigten in Richtung Hauptwrack. In diesem ersten Bereich konnten Teile von Kufen und verschiedene Verschalungsteile gefunden werden.

Der zweite Bereich lag 25 m östlich der ersten Spuren. Dort lag die vollständig zerstörte und ausgebrannte Helikopterkabine zusammen mit Turbine, Teilen der Hauptrotorblätter, Getriebe und darum herumliegendem Flugbetriebsmaterial.

Im dritten Bereich befand sich der Heckausleger mit dem vergleichsweise weniger beschädigten Heckrotor. Dieses Gebiet lag südlich des zweiten Bereichs und grenzte an das zur Mulde abfallende Gelände.

Die vier beim Aufprall getöteten Insassen des Helikopters wurden alle im zweiten Bereich und dessen Umgebung aufgefunden.

### 1.2.3 Wrack

Das Hauptwrack lag auf einer ebenen Stelle auf dem Geländerücken. Der Helikopter wurde durch den Aufprall und das anschliessende Feuer zerstört. Das Triebwerk lag mitten im Hauptwrack, ebenso Überreste des Hauptgetriebes, der Taumelscheibe und des Hauptrotorkopfs. Alle Hauptrotorblätter waren mit dem Rotorkopf verbunden. Zwei Blätter wurden durch den Aufprall stark beschädigt, das dritte Blatt wurde durch das Feuer weitgehend zerstört. Die Instrumentenkonsole des Cockpits wurde ausserhalb des Brandherdes beschädigt aufgefunden. Einige Meter vom Hauptwrack entfernt lagen der Heckausleger samt Heckrotor, die linke Cockpit- und Schiebetüre, der linke Gepäckraumdeckel, die rechte Cockpittüre inklusive Türsäule zusammen mit der schmalen hinteren Türe sowie ein Verschlussdeckel. Diese Teile waren durch den Aufprall beschädigt, wurden jedoch vom Feuer nicht in Mitleidenschaft gezogen. Vom Bereich des ersten Aufpralls bis zum Hauptwrack konnten Teile des Kufenlandegestells aufgefunden werden.

Die Leiche des Piloten befand sich angeschnallt auf dem Pilotensitz. Die Leichen der drei Passagiere befanden sich im Bereich der Brandstelle und in deren unmittelbaren Umgebung.



**Abbildung 4:** Wrack-Endlage der HB-ZMO

## 1.3 Feuer

Durch den Aufprall entstand ein explosionsartiger Aufschlagbrand, infolge dessen der Helikopter weitgehend verbrannte.

## 1.4 Überlebensaspekte

### 1.4.1 Allgemeines

Der Unfall war nicht überlebbar.

### 1.4.2 Suche und Rettung

Der Helikopter war mit einem Notsender (*emergency location transmitter* – ELT) des Musters Kannad 406 AF-H ausgerüstet. Das Gerät wurde durch den Aufprall aktiviert und sendete Signale aus.

**1.5 Meteorologische Angaben**

## 1.5.1 Allgemeine Wetterlage

Am Boden erstreckte sich ein flacher Ausläufer des Azorenhochs bis nach Osteuropa. In der Höhe zog sich die Westwindzone von Neufundland bis Weissrussland hin.

## 1.5.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Das Wetter war sonnig mit Wind aus Sektor Süd entlang des Alpenkamms und mit Westwind in Gipfellagen.

Wetter/Wolken	wolkenlos
Sicht	70 km und mehr
Wind	schwach
Temperatur/Taupunkt	8 °C / 1 °C
Luftdruck QNH	1021 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre)
Gefahren	Tendenz zu Südföhn am Alpenkamm

## 1.5.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 92°	Höhe: 34°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

## 1.5.4 Sichtbehinderung des Piloten durch Blendeffekte

Eine mögliche Sichtbehinderung des Piloten durch Blendeffekte der Sonne wurde bei ähnlichem Sonnenstand und entsprechender Lage und Position der HB-ZMO bei der Unfallstelle aus einem anderen Helikopter beurteilt. Aufgrund des bereits hohen Sonnenstandes zur Unfallzeit ist eine mögliche Blendwirkung für den Unfallhergang unwahrscheinlich.

**1.6 Angaben zum Luftfahrzeug**

## 1.6.1 Allgemeines

Eintragungszeichen	HB-ZMO
Luftfahrzeugmuster	Eurocopter AS350 B3e „Ecureuil“
Charakteristik	Einmotoriger Mehrzweckhelikopter mit Kufenlandegestell und sechs Sitzplätzen. Hauptrotor mit drei Blättern, Drehmomentausgleich mittels eines freiliegenden Heckrotors.
Hersteller	Eurocopter, Marignane, Frankreich
Baujahr	2011
Werknummer	7281
Triebwerk	Turbomeca Arriel 2D Werknummer: 50003
Treibstoffvorrat	Beim Start in Andermatt befanden sich rund 240 Liter und zum Unfallzeitpunkt noch ca. 200 Liter Treibstoff an Bord.

Höchstzulässige Masse	2250 kg mit Innenlast
Masse und Schwerpunkt	Masse und Schwerpunkt befanden sich während des gesamten Fluges innerhalb der vom Hersteller angegebenen Limiten. Die Gesamtmasse des Helikopters zum Unfallzeitpunkt betrug rund 1900 kg bis 1950 kg.
Betriebsstunden	Zelle: 554:44 h TSN <sup>1</sup> Triebwerk: 554:44 h TSN
Technische Einschränkungen	Keine
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 1. Juli 2012, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister.
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 6. März 2012, gültig bis auf Widerruf.
Lufttüchtigkeits-Folgezeugnis	Datum der Ausstellung: 20. November 2012 Datum des Ablaufs der Gültigkeit: 25. November 2013
Zulassungsbereich	Im gewerbsmässigen Einsatz: VFR bei Tag

#### 1.6.2 Unterhalt

Die letzte geplante Unterhaltsarbeit an der HB-ZMO fand am 29. Juni 2013 bei 552:32 h statt und beinhaltete eine 50-Stunden-Inspektion. Die Inspektionen wurden jeweils durch den betriebseigenen Unterhaltsbetrieb ausgeführt.

In der Zeit vom 24. Mai bis 7. Juni 2013 wurde an der Zelle desselben Helikopters eine 500-Stunden- / 24-Monate-Inspektion und beim Triebwerk eine 100-Stunden-Inspektion bei 500:42 h bescheinigt.

Im Weiteren fanden in dieser Zeit aufgrund einer losen Schraubverbindung an der flexiblen Kupplung der Antriebswelle Reparaturarbeiten statt. Dabei wurden folgende Arbeiten ausgeführt:

- Aus- und Einbau des Hauptgetriebes
- Ersetzen der Antriebswelle und der flexiblen Kupplungskomponenten
- Aus- und Einbau des Triebwerks
- Vibrationsmessung der Heckrotorantriebswelle
- Vibrationsmessung des Triebwerks
- Messung des Triebwerköldrucks

Diese Arbeiten wurden in Zusammenarbeit mit Fachleuten eines externen Triebwerkunterhaltsbetriebes ausgeführt.

---

<sup>1</sup> TSN: *time since new*, Betriebszeit seit der Herstellung

### 1.6.3 Angaben zum Hydrauliksystem

#### 1.6.3.1 Allgemeines

Der Helikopter ist mit einer konventionellen Flugsteuerung ausgerüstet. Dies bedeutet, dass die zyklische und die kollektive Flugsteuerung (*cyclic and collective stick*) über ein Gestänge und die Taumelscheibe mit dem Hauptrotor verbunden sind. Die Pedale sind auf ähnliche Weise mit dem Heckrotor verbunden. Mit den drei Ansteuerungen müssen die aerodynamischen Kräfte, die auf die Hauptrotorblätter wirken, überwunden werden. Damit die durch den Piloten aufzuwendenden Steuerkräfte kleiner werden, wurde der Helikopter mit einem hydraulischen System ausgerüstet. Mit den Flugsteuern werden über ein Gestänge die Hydraulikservos angesteuert, welche die Steuerbewegungen auf die Rotorblätter übertragen und damit die Blattwinkel kontrollieren.

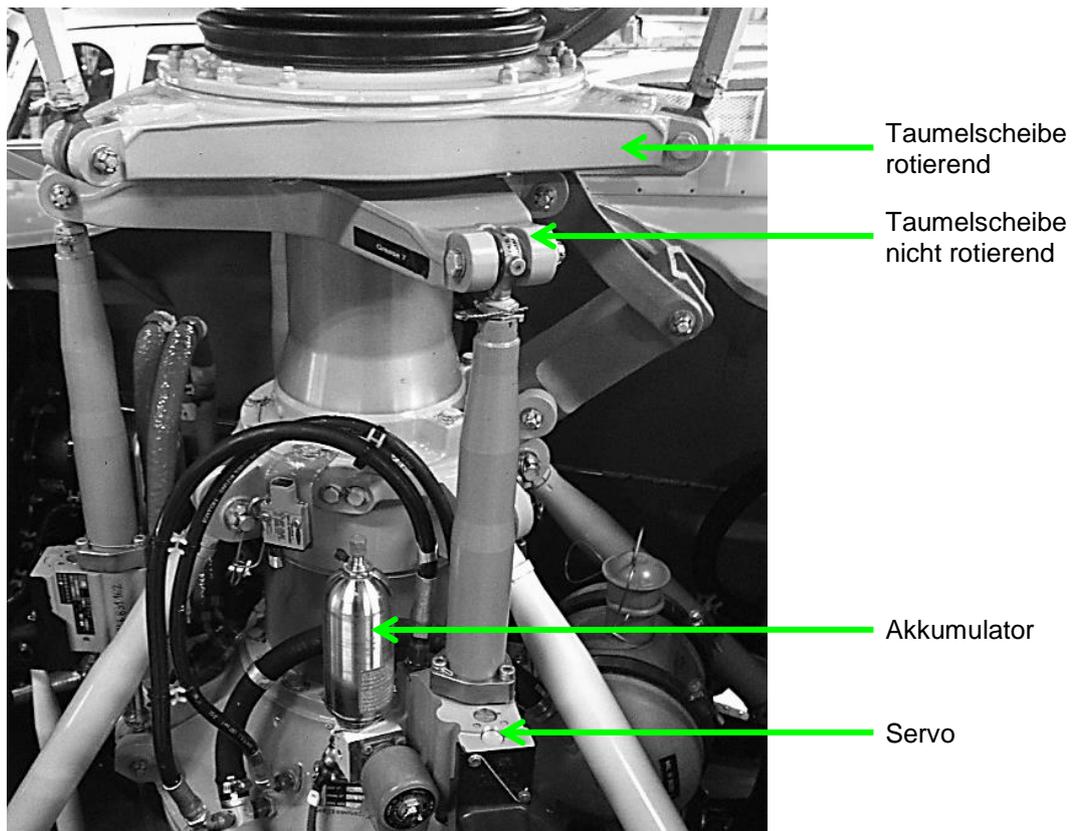
Der Helikopter ist mit drei Servos für den Hauptrotor und einem Servo für den Heckrotor ausgerüstet. Die drei Servos, die den Blattwinkel des Hauptrotors kontrollieren, sind zwischen dem Hauptrotorgetriebe und der Taumelscheibe installiert (vgl. Abbildung 5). Der Servo in Flugrichtung vorne links kontrolliert die Lage um die Querachse (*pitch*), der Servo vorne rechts kontrolliert zusammen mit dem Servo hinten links die Lage um die Längsachse (*roll*). Alle drei Servos zusammen kontrollieren die Änderungen am kollektiven Flugsteuer (*collective*). Die drei mit dem Hauptrotor verbundenen Servos sind prinzipiell identisch.

Eine Hydraulikpumpe liefert einen Systemdruck von 600 PSI (40 bar) zu den Servos. Im Falle eines kompletten Verlustes von Hydraulikdruck würden die vom Piloten aufzuwendenden Steuerkräfte deutlich höher. Deshalb ist für diesen Fall jeder Servo mit einem Akkumulator ausgerüstet, der den Druck für bis zu 30 Sekunden nach einem vollständigen Druckabfall im Hydrauliksystem aufrechterhält. Dies verschafft dem Piloten genügend Zeit, um aus dem Schwebeflug zu landen oder die empfohlene Geschwindigkeit für den Weiterflug einzunehmen. Nach Unterschreiten eines minimalen Drucks leuchtet auf der Warnlichtanzeige im Cockpit ein rotes HYD-Warnlicht auf und der dazugehörige akustische Warnton ertönt.

Um zu vermeiden, dass das Hauptrotorsystem überlastet wird, ist die Maximalkraft der Servos auf 185 daN ausgelegt. Wird dieser Wert überschritten, kommt das hydraulische System an seine Betriebsgrenzen. Die notwendige zusätzliche Kraft muss vom Piloten über die Flugsteuer aufgebracht werden. Die aufzuwendende Kraft wird markant grösser, was als eine scheinbare Versteifung der Steuer empfunden werden kann. Dieses Phänomen wird als *servo transparency* bezeichnet und nachfolgend näher erläutert.

Der Hersteller bietet für diesen Helikoptertyp eine Modifikation in Form eines doppelten Hydrauliksystems (*duplicated hydraulic system*) an, welches das maximale Abfluggewicht um 100 kg erhöht und wegen der Systemredundanz, zum Beispiel im Betrieb des Helikopters nach Instrumentenflugregeln – IFR, unerlässlich ist. Der Systemdruck wird von zwei unabhängigen Hydraulikpumpen an die doppelseitig beaufschlagten Servozylinder geliefert. Dabei besteht die Möglichkeit, dass ein zu hoher Druck auf den Hauptrotor aufgebaut werden kann. Deshalb wurden die Servos mit einem integrierten Lastsensor ausgerüstet, der bei Überschreiten eines vorgegebenen Grenzwertes das Warnlicht LIMIT auf der Warnlichtanzeige im Cockpit aktiviert.

Die HB-ZMO war mit einem einfachen Hydrauliksystem ausgerüstet und hatte kein dementsprechendes Warnlicht.



**Abbildung 5:** Hydraulikservos mit Akkumulatoren und Steuerstänge zur Taumelscheibe

### 1.6.3.2 Auszug aus dem Luftfahrzeugflughandbuch

Das Luftfahrzeugflughandbuch (*aircraft flight manual – AFM*) des Helikopters AS350 B3e beschreibt im Teil Grenzwerte und Einschränkungen den Umgang mit dem möglichen Auftreten von *servo transparency*.

#### „2.3.6 MANEUVERING LIMITATIONS

*Continued operation in servo transparency (where load feedback is felt in the controls) is prohibited.*

*Maximum load factor is a combination of TAS<sup>2</sup>, Hσ<sup>3</sup> and gross weight.*

*Avoid such combinations at high values associated with high collective pitch.*

*Transparency may be reached during maneuvers, steep turns, hard pull-up or when maneuvering near VNE. Self-correcting, the phenomenon will induce an un-commanded right cyclic load and an associated collective down reaction. However, even if the transparency feedback loads are fully controllable, immediate action is required to relieve the feedback loads: reduce the severity of the maneuver, follow the aircraft's natural reaction, let the collective pitch decrease naturally (avoid low pitch) and smoothly counteract the right cyclic motion. Transparency will disappear as soon as excessive loads are relieved.*

*In maximum power configuration, decrease collective pitch slightly before initiating a turn, as for this maneuver, the power requirement is increased.*

*In hover, avoid rotation faster than 6 sec. per full rotation.”*

<sup>2</sup> TAS: true air speed , wahre Fluggeschwindigkeit

<sup>3</sup> Hσ: density altitude

### 1.6.3.3 Beschreibung der Servo Transparency

Die folgende Beschreibung beruht auf dem Unfallbericht LN-OXC der norwegischen Unfalluntersuchungsbehörde.

Wie erwähnt, können die Hydraulik-Servos der Flugsteuerung überlastet werden, so dass eine *servo transparency* oder ein sogenannter „*Jack Stall*“ resultiert. Im Vorwärtsflug haben Helikopter mit von oben gesehen rechtsdrehendem Hauptrotor den grössten Blattwinkel beim Durchlaufen des hinteren rechten Bereichs der Rotorebene. Der hohe Blattwinkel des rücklaufenden Rotorblattes kompensiert die tiefere resultierende Anströmungsgeschwindigkeit aufgrund der Vorwärtsgeschwindigkeit des Helikopters. Die generelle Belastung auf den Hauptrotor nimmt unter folgenden Bedingungen zu:

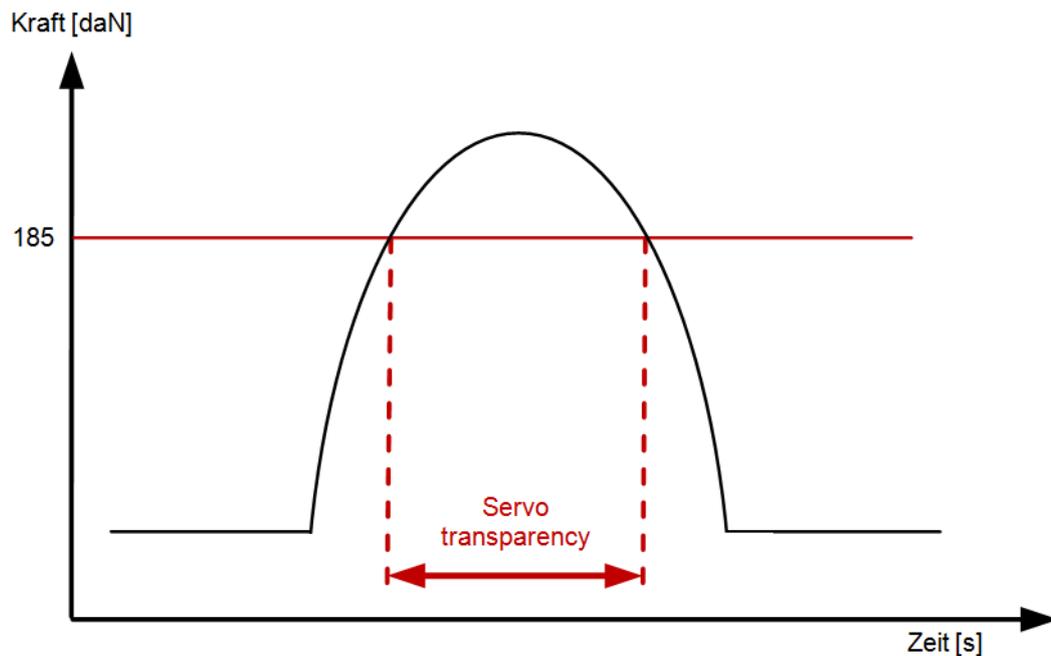
- hohe Fluggeschwindigkeit;
- hohe Leistung, hohes Drehmoment *high torque* (hohe Kollektivstellung);
- hohe Flugmasse;
- hoher Lastfaktor *high g-load*;
- zunehmende Dichtehöhe (*density altitude*): zunehmende Flughöhe, Temperatur und Feuchtigkeit.

Einzelne Faktoren wie zum Beispiel die maximale Abflugmasse, die maximale Fluggeschwindigkeit VNE (*never exceed*) haben klare Grenzwerte. Obwohl jede einzelne Limite eingehalten wird, kann *servo transparency* jedoch in einer Kombination von Faktoren trotzdem auftreten. Dazu kommt, dass der Belastungsfaktor auf der rechten rücklaufenden Seite des Hauptrotors ebenfalls zunimmt, wenn der Helikopter nach links rollt, in einer Linkskurve gehalten wird oder aus einer Kurve mit Querlage rechts rasch nach links aufgerollt wird.

Ein Faktor, der in jedem Fall die Marge bis zum Auftreten von *servo transparency* erhöht, ist die Reduktion der Kollektivstellung vor oder während dem Einleiten einer Steilkurve.

Für den Piloten des Helikopters gibt es keine Anzeige oder Warnung vor dem Auftreten von *servo transparency*. Im Flughandbuch AFM/RFM sind keine Angaben, ab denen mit dem Phänomen der *servo transparency* gerechnet werden muss. Nur das tatsächliche Auftreten von *servo transparency* bestätigt den Umstand, dass die Summe der einzelnen Belastungsfaktoren für den Hauptrotor das maximale Leistungsvermögen der Servos überstiegen hat.

Die untenstehende Illustration zeigt schematisch, dass *servo transparency* solange auftritt, wie das maximale Leistungsvermögen der Servos von 185 daN überschritten wird. Addieren sich die Belastungsfaktoren auf den Hauptrotor zum Beispiel momentan auf 195 daN, muss der Pilot die zusätzlich erforderliche Kraft selbst aufbringen. Diese Kraft baut sich unmittelbar auf. Da die üblichen Kontrollkräfte am Steuerknüppel eines Helikopters AS350 sehr klein sind, kann sich die plötzlich auftretende zusätzliche Kraft von 10 daN für den überraschten Piloten anfühlen, als ob die Steuer blockiert wären.



**Abbildung 6:** Illustration von *servo transparency*: Die erforderliche Kraft übersteigt die Leistungsfähigkeit der Servos im Zeitraum zwischen den rot gestrichelten Linien. Der Servo kann eine maximale Kraft von 185 daN abgeben.

Ein vorbereiteter Pilot kann die zusätzlich erforderliche Kraft aufbringen, kann dabei jedoch auch das Rotorsystem überlasten. Wird der Pilot vom Phänomen überrascht, wird sich die Flugbahn, das heisst Flugweg und Flughöhe, des Helikopters verändern. Wie oben erwähnt, wird der Auftrieb des Rotorblattes beim rechtsdrehenden Hauptrotor im Sektor hinten rechts nicht mehr genügend gross sein. Damit wird eine Rollbewegung nach rechts ausgelöst. Zusätzlich wird infolge des Kreiseffekts auch das Heck des Helikopters gesenkt und die Lage der Nase erhöht (*pitch up*). Dieses *pitch-up*-Moment des Helikopters wird unter normalen Umständen die Vorwärtsgeschwindigkeit verringern lassen. Daraus resultiert eine Abnahme des Lastfaktors und damit eine kleinere Wahrscheinlichkeit, dass der Zustand der *servo transparency* bestehen bleibt. Gemäss Hersteller dauert der Zustand normalerweise nicht länger als 2–3 Sekunden.

## 1.7 Aufzeichnungsgeräte

### 1.7.1 Vehicle and Engine Multifunction Display

Das *vehicle and engine multifunction display* (VEMD), das primär dazu dient, den Piloten während des Fluges über verschiedene technische Systeme des Helikopters zu informieren, zeichnet auch gewisse Parameter auf. Allerdings erfolgt keine systematische Aufzeichnung, vielmehr wird erst bei Auftreten eines Defekts (*failure*) eine je nach Art des Defekts unterschiedliche Anzahl von Parametern aufgezeichnet. Zudem wird der Zeitpunkt, zu dem der Defekt aufgetreten ist, registriert. Weiter wird die Überschreitung eines Grenzwertes (*over limit*) gespeichert, allerdings ohne den Zeitpunkt der Überschreitung festzuhalten. Es werden lediglich der Parameter und das Ausmass der Überschreitung registriert.

Die Auswertung des VEMD zeigte keine Überschreitung eines Grenzwertes und keinen relevanten Defekt vor dem Unfall. Der bis zum Unfall aufgezeichnete Flug dauerte 2:12 h, einschliesslich der Zeit am Boden bei drehendem Rotor.

## 1.8 Untersuchung des Wracks

### 1.8.1 Allgemeines

Der Helikopter HB-ZMO wies durch den Aufprall und das anschliessende Feuer einen hohen Zerstörungsgrad auf. Bei der Untersuchung des Wracks wurden folgende Feststellungen gemacht, die in den folgenden Unterkapiteln beschrieben werden.

### 1.8.2 Triebwerk

Die Beschädigungen am Triebwerk konnten dem Feuer, einer Überdrehzahl sowie dem starken Aufprall zugeordnet werden. Die rotierenden Komponenten der jeweiligen Triebwerkmodule waren drehbar und zeigten keine Anomalie. Die Magnetzapfen der Module 1 (Antriebswelle) und 5 (Reduktionsgetriebe) waren frei von Spänen.

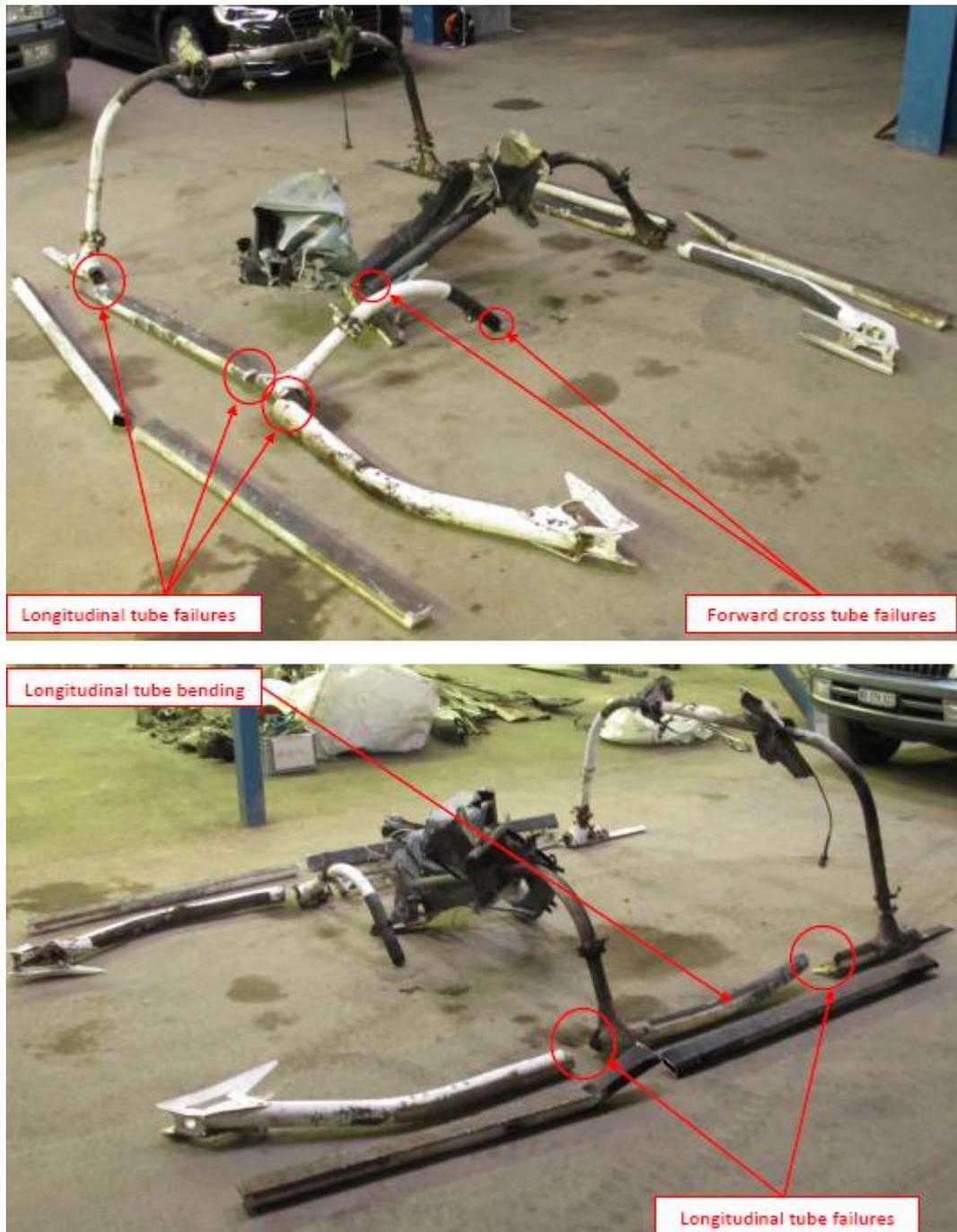
Am Triebwerk sowie an weiteren dynamischen Komponenten wurde festgestellt, dass das Triebwerk zum Zeitpunkt des Aufpralls Leistung abgegeben hatte.

### 1.8.3 Landegestell

Die Landekufen zeigten einige Überlastungsbrüche (*longitudinal tube failures*) bei den Verbindungsstellen zu den Querrohren. Ein weiterer Überlastungsbruch konnte beim vorderen Querrohr (*forward cross tube failures*) im Bereich der rechten Zellenstrukturverbindung festgestellt werden.

Die linke Landekufe wies eine deutliche Deformation nach oben auf (*longitudinal tube bending*), die weniger einem vertikalen Aufschlag als einer Verschiebung oder Verformung aufgrund einer Strukturzerstörung zuzuordnen ist.

Die Rohranschlüsse und die Strukturbauteile waren mit den Landekufen verbunden.



**Abbildung 7:** Die Teile des Landegestells wurden ihrer ursprünglichen Position zugeordnet. Wesentliche Bruchstellen sind rot markiert.

Die Befunde am Landegestell zeigen, in welcher hauptsächlichen Bewegungsrichtung und Fluglage sich der Helikopter zum Unfallzeitpunkt befand:

- Geringe vertikale Geschwindigkeit
- Erhebliche Vorwärtsgeschwindigkeit
- Eine nach vorne unten geneigte Fluglage (*nose down attitude*)
- Querlage nach rechts (*right roll attitude*)

#### 1.8.4 Zelle

Bis auf den kompletten Heckausleger und einen Teil des Cockpits wurde die Helikopterzelle durch den Aufprall und das anschliessende Feuer zerstört.

Das Instrumentenpanel wurde durch den Aufprall von der Zelle getrennt und nach vorne geschleudert.

Der Heckausleger wurde bei den Befestigungspunkten durch Überbeanspruchung von der Zelle abgetrennt und zeigte in diesem Bereich Deformationen auf.

Der Hecksporn war nach oben und die untere Heckseitenflosse nach rechts gebogen. Das Ende des Heckauslegers hinter dem Heckrotorgetriebe war verdreht.

Der Heckausleger zeigte beim ersten Lager der Heckrotorantriebswelle einen von links nach rechts verlaufenden Überlastungsbruch, der mit der Verdrehung des Heckkonus, dem verbogenen Hecksporn und der gebogenen Heckseitenflosse übereinstimmt.

Die Befunde der Heckstruktur zeigten, dass der Heckausleger beim Aufprall von der Anschlussstelle zum Zwischenrumpf abgetrennt wurde, was zu einem Bodenkontakt des Hecksporns führte und es zu Deformationen des Heckauslegers und der Heckseitenflosse kam.

Beschädigungen an der Triebwerksverkleidung und den Taumelscheiben-Ansteuerungsstangen in der Nähe der hinteren Antriebs-Keilwellenverbindung entstanden bei der Trennung der Antriebswelle.

#### 1.8.5 Pilotensitz

Der Pilotensitz wurde durch das Feuer erheblich beschädigt und wies grosse Deformationen auf, die durch den Aufprall entstanden.

Die Befunde basierend auf den Beschädigungen und Deformationen des Pilotensitzes zeigen Folgendes:

- Überbelastung des Sitzes nach vorne rechts, geringe Vertikalbelastung
- Aufschlag mit hoher Energie
- Geringe vertikale Geschwindigkeit
- Erhebliche Vorwärtsgeschwindigkeit
- Eine nach vorne unten geneigte Fluglage (*nose down attitude*)
- Rechtslage (*right roll attitude*)

#### 1.8.6 Hauptrotorblätter

Die Rotorblätter wurden durch den Aufprall und das Feuer stark beschädigt. Weiter zeigten die Blätter deutliche Beschädigungen aufgrund des Bodenkontaktes in angetriebenem Zustand.

#### 1.8.7 Hauptrotorkopf

Der Hauptrotorkopf wies erhebliche Beschädigungen auf, die dem Aufprall und dem Feuer zugeordnet werden konnten.

Alle Komponenten am Hauptrotorkopf waren mechanisch korrekt miteinander verbunden und zeigten Beschädigungen, die durch den Bodenkontakt der Blätter in angetriebenem Zustand verursacht worden waren.

### 1.8.8 Hauptgetriebe

Das Gehäuse des Hauptgetriebes wurde durch das Feuer zerstört. Da die Hauptbestandteile des Gehäuses aus einer Aluminium-Magnesium-Legierung bestehen, fand aufgrund der hohen Hitzeentwicklung ein Schmelzprozess statt. Das Planetengetriebe, das Kegelrad- wie auch das Schmierungsmodul wiesen keine mechanischen Beschädigungen auf.

#### 1.8.8.1 Getriebeaufhängung

Die mit der Unterseite des Hauptgetriebes verbundenen Aufhängungsstreben waren grösstenteils nicht mehr vorhanden, da diese durch die hohe Hitzeentwicklung des Feuers geschmolzen waren. Die noch vorhandenen Befestigungspunkte dieser Streben zeigten, dass diese zum Unfallzeitpunkt vorhanden waren.

### 1.8.9 Kupplung zwischen Triebwerk und Hauptgetriebe

Die Kupplung, die das Triebwerk mit dem Hauptgetriebe verbindet, wurde durch eine Überbelastung beschädigt und war nicht mehr kraftschlüssig.

Die flexible Kupplung auf der Seite des Triebwerks zeigte Spuren von Berührungen mit dem Kerbverzahnungsflansch. Ebenso wies die Kupplung Knicke und Verbiegungen auf, was auf einen Fluchtungsfehler der Welle aufgrund der Deformation der Zelle unter einer Drehkraft zurückzuführen ist.

Die flexible Kupplung auf der Seite des Hauptgetriebes wies starke Beschädigungen infolge des Feuers auf. Sie zeigte ebenfalls Knicke und Verbiegungen.

Die Befunde zeigen, dass die Beschädigungen durch den Bodenkontakt der Hauptrotorblätter in angetriebenem Zustand entstanden waren und der Helikopter beim Aufprall eine beträchtliche Vorwärtsgeschwindigkeit hatte.

### 1.8.10 Heckrotorantriebswelle

Die vordere Heckrotorantriebswelle aus Stahl war in der Nähe des Triebwerksflansches deformiert.

Die Lager der hinteren Leichtmetallantriebswelle waren aus ihren Halterungen nach vorne herausgezogen.

Der Flansch an der vorderen Antriebswelle auf der Seite des Triebwerks und derjenige der Triebwerkswelle waren stark deformiert.

Die flexible Kupplung, welche die vordere und die hintere Heckrotorantriebswellen miteinander verbindet, war komplett zerstört. Der Kerbverzahnungsflansch war noch mit der flexiblen Kupplung verbunden.

Die Kerbverzahnungen und das Anschlussstück des Kerbverzahnungsflansches zeigten keine Beschädigungen.

Aufgrund der Befunde ist darauf zu schliessen, dass die Heckrotorwelle im Bereich der flexiblen Kupplung sofort nach der Trennung des Heckauslegers von der Zelle getrennt wurde.

### 1.8.11 Heckrotorgetriebe und Heckrotornabe

Die Heckrotornabe konnte durch das Heckrotorgetriebe einwandfrei angetrieben werden und wies weder Beschädigungen noch Deformationen auf.

Am Magnetzapfen (*magnetic plug*) konnten keine Metallspäne festgestellt werden.

Der Zustand der Komponenten wies darauf hin, dass die Verbindung der Antriebswelle getrennt wurde, bevor der Haupt- und der Heckrotor Bodenberührung hatten.

#### 1.8.12 Heckrotorblätter

An den Heckrotorblättern waren Beschädigungen im Bereich der Manschetten ersichtlich, die einer Bodenberührung mit geringer Drehzahl und ohne Antriebsleistung zugeordnet werden konnten, nachdem die Heckrotorantriebswelle unterbrochen worden war.

#### 1.8.13 Flugsteuerungs- und Hydrauliksystem

Aufgrund des hohen Zerstörungsgrades des Wracks durch das Feuer konnte keine vollständige Untersuchung des Flugsteuerungs- und Hydrauliksystems durchgeführt werden. Dennoch konnte am Wrack festgestellt werden, dass die hydraulischen Servosteuerungen zur Ansteuerung des Hauptrotors zwischen dem Hauptgetriebe und der Taumelscheibe miteinander verbunden waren.

Die Servosteuerung zur Ansteuerung des Heckrotors wies keine Beschädigungen auf. Die Anschlüsse der Hydraulikölschläuche an der Servosteuerung waren abgebrochen und die Ansteuerungsstange wurde durch den Aufprall stark verbogen. Bis auf die verbogene Ansteuerungsstange waren alle Komponenten korrekt miteinander verbunden, so dass die Heckrotorblätter angesteuert werden konnten.

#### 1.8.14 Spurekundliche Untersuchung von Fluginstrumenten

Die spurekundliche Untersuchung von mehrheitlich intakt gebliebenen Fluginstrumenten ergab, dass die Anzeigen einzelner Instrumente dem Zerstörungsprozess zugeordnet werden mussten und keine Aussage zum ersten Aufprall des Helikopters zuließen.

#### 1.8.15 Schlussfolgerung aus der Untersuchung der dynamischen Komponenten

Die technische Untersuchung der dynamischen Komponenten am Wrack ergaben folgende Punkte:

- Bodenberührung der Hauptrotorblätter in angetriebenem Zustand
- Beträchtliche Vorwärtsgeschwindigkeit
- Mit der Trennung des Heckauslegers von der Zelle wurde die Heckrotorantriebswelle sofort im Bereich der flexiblen Kupplung getrennt
- Die Heckantriebswelle wurde vor der Bodenberührung der Haupt- und Heckrotorblätter getrennt
- Die Heckrotorblätter hatten unter geringer Drehzahl und ohne Antrieb Bodenkontakt

### 1.9 Angaben zum Piloten

#### 1.9.1 Allgemeines

Aufgrund einer Auflage im medizinischen Tauglichkeitszeugnis musste der Pilot korrigierende Sehhilfen tragen. Gemäss Aussage des Flugbetriebsleiters erfüllte er diese Auflage durch das Tragen von Kontaktlinsen. Im Weiteren sagte der Flugbetriebsleiter aus, dass der Pilot seit Beginn seiner Anstellung nur ein bis zwei Mal krankheitshalber abwesend gewesen sei und ein bis zwei Mal wegen Kopfschmerzen nicht im Flugdienst eingesetzt werden konnte. Zum letzten Mal sei dies ungefähr 8 Monaten vor dem Unfall eingetreten. Der Pilot habe gesund gelebt, regelmässig Sport getrieben und sei Nichtraucher gewesen.

Im Helikopterflugdienst trug der Pilot immer einen Helm, so auch beim Unfall.

### 1.9.2 Ausbildung und Erfahrung des Piloten

Der Pilot schloss die Privatpilotenausbildung im Juli 2005 auf dem Helikopter Hughes H269 mit einer Gesamtflugstundenzahl von 48 h ab.

Die Ausbildung zum Erhalt der Berufspilotenlizenz schloss er im Dezember 2006 auf dem Helikoptermuster Eurocopter EC120 mit einer Gesamtflugstundenzahl von 110 h ab.

Die fliegerische Grundausbildung beinhaltete dabei unter anderem Kurven mit grosser Querlage (*steep turns*) und Anflüge ohne Hydraulikunterstützung HYD OFF.

Anschliessend begann der Pilot im Januar 2007 die Gebirgsflugausbildung, die im Sommer 2007 mit einer Gesamtflugstundenzahl von 140 h abgeschlossen wurde. Der Pilot führte in dieser Zeit häufig Rundflüge im Gebirge mit Passagieren auf der EC120 durch.

Im November 2008 schulte der Pilot auf das Helikoptermuster AS350 B3 um. Seine Gesamtflugstundenzahl belief sich auf 222 h. Sein Fluglehrer trainierte dabei mit dem Piloten gemäss den Vorgaben der Musterzulassung (*type rating – TR*) den normalen Flugbetriebsbereich des Helikopters AS350 B3. Speziell wurden auch Anflüge ohne Hydraulik ab ungefähr 70 kt geübt. Die Thematik der möglichen Überlastung der Hydraulikservos (*hydraulic servo transparency*) ausserhalb der normalen Flugenveloppe wurde theoretisch angesprochen. Aus der Sicht des Fluglehrers bot diese Umschulung für den Piloten mit Erfahrung auf EC120 keine besonderen Schwierigkeiten.

Im Jahr 2009 wurde der Pilot beim Flugbetriebsunternehmen, das in diesen Flugunfall involviert war, in Erstfeld angestellt. Der Pilot war zudem Luftfahrzeugmechaniker für Helikopter. Er hatte sich bei der Einführung des neuen Helikopters HB-ZMO (AS350 B3e) besonders mit dem Helikopterflughandbuch (*rotorcraft flight manual – RFM*) auseinandergesetzt und seine Kollegen mit den Differenzen zur früheren Version AS350 B3 vertraut gemacht.

Der Pilot wurde von seinem Fluglehrer und dem Flugbetriebsleiter als ruhig, loyal und gut ins Team integriert beschrieben.

Seine Flugeinsätze während Personentransporten oder Überflügen erfolgten oft ins Gebirge in der Umgebung seiner Einsatzbasen.

Im Mai 2010 und mit einer Gesamtflugstundenzahl von 410 h begann der Pilot unter Anweisung und Aufsicht des Flugbetriebsleiters mit seiner Unterlastausbildung (*external cargo sling – ECS*).

Der Pilot wurde in dieser Zeit ab der Basis Erstfeld hauptsächlich bei Aussenlastaufträgen im Gebirge eingesetzt. Gegen Ende 2011 wies der Pilot 880 h Gesamtflugfahrung und 1500 ECS-Rotationen auf.

Gegen Ende 2012 belief sich die Gesamtflugstundenzahl auf 1265 h, die ECS-Rotationen auf 3900.

Am 28. Juni 2013, kurz vor dem Unfall, wies der Pilot eine Flugstundenzahl von 1420 h auf und seine absolvierten ECS-Rotationen beliefen sich auf 5079. Er flog die Unterlasten mit der „Spiegel- und Bodenfenster-Technik“. Da der Pilot selbst nicht Fluglehrer war, beschränkte sich seine fliegerische Erfahrung in Bezug auf das Fliegen mit einer Flugsteuerung ohne Hydraulikunterstützung auf die jährlichen obligatorischen Überprüfungsflüge (*proficiency checks*).

Aus der Sicht seines ECS-Ausbildners kam das Phänomen der *servo transparency* zur Sprache. Es wurde darauf hingewiesen, dass dabei erhöhte Steuerdrücke auftreten und die Steuerung für kurze Zeit hart wird.

Da die Kröntenhütte nahe bei der Helikopterbasis Erstfeld liegt, hatte der Pilot diese Hütte viele Male im Rahmen seiner Arbeit als kommerzieller Helikopterpilot angeflogen. Er flog die Hütte aus verschiedenen Richtungen an, insbesondere auch aus dem Talkessel oberhalb der Hütte und bei verschiedenen Wind- und Wetterverhältnissen. Im Rahmen des Hüttenumbaus flog der Pilot die Hütte seit Anfang Juni 2013 zwei bis drei Mal pro Woche an.

## 1.10 Medizinische und pathologische Feststellungen

Die verunfallten Insassen des Helikopters HB-ZMO wurden einer Autopsie unterzogen. In diesem Bericht wurde festgehalten, dass die Insassen beim Aufprall aufgrund schwerwiegender Polytraumata den sofortigen Tod fanden. Die Autopsie ergab keine Hinweise auf akute oder vorbestehende Erkrankungen, die eine plötzliche Flugunfähigkeit hätte bewirken können.

Gemäss den Angaben des Hausarztes des Piloten sowie des fliegerischen Vertrauensarztes des BAZL war der Pilot vor dem Unfall bei guter Gesundheit. Der Pilot hatte die Auflage, im Flugdienst korrigierende Sehhilfen zu tragen.

Das pharmakologisch-toxikologische Gutachten zeigte einen Trinkalkoholgehalt von 0.00 Promille im Blut des Piloten. In einem erweiterten Gutachten auf Fremdstoffe wurden keine Spuren nachgewiesen.

## 1.11 Rekonstruktion des Flugweges

### 1.11.1 Berechnungen zum Flugprofil

Flugweg von der Päggenfurggi bis zum letzten aufgezeichneten Trackpunkt:

500 m Distanz, 150 m Höhenunterschied, 16°-Winkel, 3700 ft/min (*rate of descent* – ROD) bei einer mittleren Geschwindigkeit über Grund (*ground speed* – GS) von 125 kt.

Geschätzter Flugweg zwischen dem letzten aufgezeichneten Trackpunkt und der Unfallstelle basierend auf den Informationen der Augenzeugen:

1.4 km Distanz, 335 m Höhenunterschied, 13.5°-Winkel, 3300 ft/min ROD, bei einer mittleren GS von 135 kt.

Die berechnete Querlage beträgt 60° und das Lastvielfache 2.0 g bei gleichbleibendem Radius, horizontalem Flugprofil und gleichbleibender GS.

### 1.11.2 Rekonstruktion des Flugprofils

Mit demselben Helikoptermuster AS350 B3e, entsprechender Flugmasse von 1900 bis 1950 kg, ähnlicher mittlerer Beladungsverteilung wurde auf derselben Dichtehöhe (*density altitude* – DA) das aufgezeichnete und in der Endphase beobachtete Flugprofil im freien Gelände nachgeflogen.

Im Rahmen dieses Rekonstruktionsfluges konnten folgende Werte ermittelt werden:

Das Flugprofil ergab im ersten geraden Abschnitt vor dem Eindrehen eine notwendige Kollektivstellung von unter 40 % *torque* (TQ).

Im Bereich des Eindrehens wurden die Querlage und die Kollektivstellung progressiv aufgebaut. Um die vorgegebene Geometrie einzuhalten, musste die Querlage im Kurvenausgang aufgrund des langsameren Querlageaufbaus beim Einleiten dementsprechend erhöht werden. Die angezeigte Geschwindigkeit vor dem Einleiten des Kurvenfluges betrug 110–120 kt. Es wurden zwei Durchgänge im konstanten Sinkflug, zwei Durchgänge mit Sinkflug bis zum imaginären Gelände und

folgender rascher Reduktion der Sinkrate und zwei Durchgänge mit horizontalem Profil geflogen.

	Kollektivstellung <i>power</i>	Lastvielfaches	Querlage	<i>servo transparency</i>
Konstanter Sinkflug	70 % TQ	1.7 - 2.0 g	60° - 70°	Ja, komplett
Sinkflug mit Reduktion der Sinkrate	70 - 80 % TQ	1.9 - 2.1 g	65° - 75°	Ja, komplett
Horizontal	80 - 90 % TQ	1.9 - 2.2 g	70° - 80°	Ja, komplett

**Tabelle 1:** Ergebnisse des Rekonstruktionsfluges

Die Steuer des Helikopters waren mit dem Eintreten der *servo transparency* nur noch unter grösster Kraftanstrengung zu bewegen. Mit dem Auftreten der *servo transparency* erhöhten sich die Rollrate nach rechts und die Anstellung (*pitch up*) zusätzlich rasch. Das Herausführen des Helikopters aus dieser Lage geschah einfach und rasch durch Nachlassen oder Reduktion des mit grosser Kraft bereits nach unten ziehenden Kollektivs und nachfolgendem Aufdrehen nach links. Selbstverständlich wurde dabei der ursprüngliche beschleunigte Flugweg in Richtung Kurvenaussenseite verlassen.

### 1.11.3 Berechnungen durch den Hersteller

Die Berechnungen durch den Hersteller Airbus Helicopter, ehemals Eurocopter, für den Helikopter AS350 B3 wurden mit einer Flugmasse von 1850 bis 1950 kg und den beim Unfall entsprechenden atmosphärischen Bedingungen durchgeführt. Das Auftreten von *servo transparency* wurde bei theoretisch gleichmässiger Querlage und Fluggeschwindigkeit für einen definierten Radius im beschleunigten Horizontalflug ermittelt.

<b>Limit radius in function of speed to entry in servo-transparency (Level flight)</b>					
Altitude=		1950 m	QNH=		1021 mbars
Temperature=		8 °C	Dew point=		1 °C
Air density=		0,806			
M=		1850 kg	M=		1950 kg
Vp (kts)	n (g)	radius (m)	Vp (kts)	n (g)	radius (m)
100	2,10	129	100	1,99	136
110	1,97	166	110	1,87	174
120	1,85	210	120	1,75	221
130	1,73	264	130	1,64	278
135	1,67	295	135	1,58	311
140	1,60	330	140	1,52	347
150	1,48	410	150	1,41	432
155	1,42	456	155	1,35	481
VNE=155kt at Hp=0 (less 3kts / 1000ft)			VNE=155kt at Hp=0 (less 3kts / 1000ft)		

**Abbildung 8:** Ergebnisse der Berechnungen des Herstellers

Allgemeine Aussage des Herstellers zum Auftreten von *servo transparency* in Bezug auf die dafür notwendige Leistungssetzung und Fluggeschwindigkeit:

„The manufacturer demonstrated that:

- with a torque lower than 50 %, *servo transparency* cannot occur
- with a speed lower than 100 kt, *servo transparency* can hardly occur

*Several test flights were performed in the past and demonstrated that the onset of servo transparency is progressive. The phenomenon is not-violent and transitory, and normally lasts for a period of two to three seconds.*

*The pilot feels the progressive increase of the aerodynamic load beyond the servo control capability. As the difference starts from “zero” the pilot gradually feels that he has to increase effort on the cyclic stick.”*

## 1.12 Zusätzliche Angaben

### 1.12.1 Vergleichbare Unfälle und schwere Vorfälle

Unfälle und schwere Vorfälle im Zusammenhang mit *servo transparency* des Helikoptermusters Airbus Helicopter AS350:

- Unfall am 4. Juli 2011 Dalamot Norway, AS 350 B3, report SL2012/13 from AIBN:  
*“An Airlift Eurocopter AS 350 making a passenger charter flight to a mountain cabin in day VMC appeared to suddenly depart controlled flight whilst making a tight right turn during positioning to land at the destination landing site and impacted terrain soon afterwards. The helicopter was destroyed by the impact and ensuing fire and all five occupants were fatally injured. The subsequent investigation came to the conclusion that the apparently abrupt manoeuvring may have led to an encounter with ‘servo transparency’ at a height from which the pilot was unable to recover before impact occurred.”*
- Vorfall am 15. Januar 2001 Hunderfossen, Oppland County, Norway, AS350 B3, LN-OAK, report SL2001/42 from AIBN.
- Unfall am 11. Oktober 1994, Eurocopter AS350 B3 ZK-HZP, report 94-022, from Transport Accident Investigation Commission of New Zealand.
- Unfall am 10. August 2001, Eurocopter AS350 B2, N169PA, report NTSB/AAB-04/02 from NTSB USA.
- Unfall am 19. Oktober 2001, Eurocopter AS350 B2, N111DT, report FTW02FA017 from NTSB USA.
- Unfall am 11. Mai 2005, Kolsas in Baerum, Eurocopter AS350 B2, LN-OPY, report SL2010/01 from AIBN.
- Unfall am 23. Juli 2007, Eurocopter AS 350 BA, C-FHLLF, report A07W0138 from Transportation Safety Board of Canada.
- Unfall am 15. September 2007, Scotland, Eurocopter AS 350 B2, G-CBHL, report EW/C2007/09/06 from Air Accidents Investigation Branch UK:

Der Helikopter flog auf tiefer Flughöhe in einer Rechtskurve mit hoher Geschwindigkeit und kollidierte kurz darauf mit Bäumen. Es gab Anzeichen, dass der Pilot versuchte, sich aus der misslichen Fluglage zu befreien. Dazu hatte er jedoch zu wenig Distanz zu den Hindernissen. Alle vier Insassen kamen dabei ums Leben.

Zitat aus dem Unfallbericht des AAIB UK:

*„According to Eurocopter, servo transparency is a transitory phenomenon which, because of the helicopter’s natural response, tends to be self-correcting. However, this may not be so for a helicopter in a turn to the right. In this case, the helicopter’s natural reaction will cause the angle of bank to increase which, together with a possible pitch-up, will cause an increased rate of turn. The effect, if any, on airspeed would be much less.*

*Although the helicopter will recover from the servo transparency of its own accord, the potential exists for a significant flight path deviation. The onset of this could be rapid and could conceivably lead to a helicopter in a right turn exceeding 90° of bank before the pilot was able to recognize what was happening and react accordingly. The associated transition from light and responsive controls to heavy controls that require considerable force to counter the uncommanded manoeuvre, could cause an unsuspecting pilot to believe that he was experiencing a malfunction, rather than a known characteristic of the helicopter when manoeuvred at the published limits. As Eurocopter have advised, a servo transparency encounter may give a pilot who is not aware of this phenomenon an impression that the controls are jammed.”*

#### 1.12.2 Safety Awareness Notification Data

BAZL SAND AS350 Types: Hydraulic Transparency – Information and Training Recommendation

“FOCA SAND-2014-001

##### *Description*

*Following their investigation of a helicopter accident involving a Eurocopter AS350B3 Ecureuil, the Accident Investigation Board Norway (AABN) recommends that owners and operators of similar helicopters be reminded of the phenomenon of ‘Hydraulic Transparency’ (Safety Recommendations SL 2012/08T/09T).*

*The purpose of this SAND is to draw the attention to ‘Hydraulic Transparency’, also known as ‘Servo Transparency/Reversibility’ or ‘Jack Stall’. A full description of this feature is provided below through the information issued by Eurocopter in their Service Letter 1648-29-03, dated 04 December 2003. The Operational Evaluation Board (OEB) report for the Ecureuil family, published by EASA, defines additional awareness training to prevent the phenomenon.*

*The content of this SAND is based on the Eurocopter Service Letter (No. 1648-29-03), the accident report of AABN (SL 2012/13) and of the UK AIC (P 043/2009):*

##### *What happens?*

*On single hydraulic system equipped helicopter, the Hydraulic Transparency phenomenon can occur when the general load of the main rotor increases excessively during immoderate maneuvering. The general load on the main rotor increases under the following conditions:*

*High speed, high torque (high collective pitch)*

*High mass, high g-load*

*Increasing density altitude, i.e.: increasing flying altitude*

*Increasing temperature, increasing humidity*

*On this helicopter type there is no indicator or warning which alerts the pilot that the helicopter is about to enter Hydraulic Transparency. It occurs in combination of the factors referred to above. If the load of the main rotor increases smoothly, the phenomenon could begin with vibrations of the “cyclic” control. If the load increases quickly, hydraulic transparency may occur instantly (equates HYD OFF on “collective”). The pilot may experience that the stick force increases from almost zero to 10 daN (equivalent to about 10 kg) over a short period of time, and may perceive that the controls are jammed.*

##### *Why to avoid Hydraulic Transparency?*

*If the pilot is prepared and adds this extra force, she/he may keep the helicopter on intended flight path. If the pilot is surprised by the phenomenon, the helicopter's*

*flight path (altitude and track) may change: a sudden rolling movement to the right (may exceed 90° of bank) and the helicopter's nose pitch up (speed drop). If this phenomenon is encountered in close proximity to terrain or obstacles, especially in a right turn, it could be hazardous.*

*How to avoid hydraulic transparency?*

*Basic airmanship should prevent encountering this phenomenon by avoiding excessive maneuvers leading to high rotor loads (>1.5g): Therefore avoid combinations of high speed, high gross weight, high bank and pitch angles, especially at high density altitude.*

*How to react if hydraulic transparency occurs?*

*The pilots reaction to the first indication of control forces feedback should be to IMMEDIATELY counteract the unintended roll to the right, reduce the severity of the maneuver (to reduce the load) and to allow the collective pitch to decrease (of course, monitor main rotor rpm speed at very low pitch). Further smoothly counteract the right cyclic tendency to prevent an abrupt left cyclic movement as hydraulic assistance is restored.*

*Recommendations*

#### *1. Information to all pilots and awareness training*

*FOCA recommends to inform all pilots about the phenomenon and especially to highlight how to prevent and how to recover from hydraulic transparency. If possible, pilots should be trained by a flight instructor as described in the Operational Evaluation Board (OEB) report for the Ecureuil family (except for EC 130 B4 and AS 350 B3 Arriel 2B1 & AS 350 B3e when fitted with dual Hydraulic system).*

*The hydraulic transparency training with a flight instructor could be performed as follows:*

*Complete procedure should be performed above 1000 ft (AGL<sup>4</sup>),*

*Achieve airspeed between 130 and VNE (with a rate of descend),*

*Perform a 30° left turn,*

*Slowly increase the load factor by a backwards cyclic action,*

*When the hydraulic-transparency is achieved, the tendency of the aircraft is to pitch up and turn to the right,*

*As soon as the load decreases, servo-transparency disappears,*

*The phenomenon occurs earlier (easier) with high All Up Weight and/or at high density altitude.*

*Pay attention to the following:*

*Due to control loads linked to Servo Transparency, the collective pitch tendency is to decrease,*

*The collective pitch decrease and the pitch up may lead to rpm increase,*

*The procedure should not be done too aggressively nor close to obstacles.*

#### *2. Operational restrictions*

*FOCA recommends, in addition to the AFM, to obligate pilots not to maneuver excessively, especially at low height.”*

---

<sup>4</sup> AGL: above ground level, über Grund

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

Die Untersuchungen am Wrack lassen für den Ablauf des Unfalls folgende Schlüsse zu:

- Kontakt des Hauptrotors mit dem Gelände im angetriebenen Zustand.
- Erhebliche Vorwärtsgeschwindigkeit, eher tiefe vertikale Geschwindigkeit.
- Beim Aufschlag hatte der Helikopter eine nach vorne geneigte Fluglage mit Querlage nach rechts „*nose down and right roll attitude*“.
- Beim Aufschlag des Helikopters wurde der Heckausleger nach oben geknickt und von der Zelle getrennt.
- Erheblicher Aufschlag des Heckauslegers am Gelände nach der Trennung von der Zelle.
- Mit der Trennung des Heckauslegers von der Zelle wurde die Heckrotorantriebswelle sofort im Bereich der flexiblen Kupplungen getrennt.
- Die Heckrotorantriebswelle wurde getrennt, bevor der Haupt- und der Heckrotor Bodenberührung hatten.
- Die Heckrotorblätter hatten unter geringer Drehzahl und ohne Drehkraft Bodenkontakt.

An der Turbine sowie am Wrack gab es Anzeichen dafür, dass die Turbine beim Aufschlag kraftschlüssig mit dem Hauptgetriebe verbunden war und Leistung abgegeben hatte.

### 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

#### 2.2.1 Vorgeschichte

Die Flugbetriebsleitung hatte am Ende der Vorwoche ein Einsatzprogramm für den darauffolgenden Montag zusammengestellt. Dieses wurde am Sonntag nochmals zwischen dem Flugbetriebsleiter und dem Piloten besprochen. Diese zusätzlichen Absprachen sind in der Helikoptertransportbranche üblich, wo oft kurzfristig aufgrund von neuen Begebenheiten umdisponiert werden muss. Diese kurzen mündlichen Rückbestätigungen sind wichtig und sinnvoll, weil dabei Informationen in Bezug auf Bereitschaft von Mensch, Maschine, Kunden oder besondere Umstände wie Wetter oder Einsatzort ausgetauscht werden.

Da es sich beim Einsatzprogramm mit dem Helikopter HB-ZMO um ein abwechslungsreiches und attraktives Programm für einen erfahrenen Transportpiloten handelte, ist verständlich, dass der Flugbetriebsleiter selber gerne als Ersatz für den Piloten eingesprungen wäre. Der Pilot freute sich aber gemäss Flugbetriebsleiter auf die Einsätze am Wochenbeginn. Mit dem informellen Austausch zu den bevorstehenden Transporteinsätzen hatte die Flugplanung des Piloten bereits am Vortag des Unfalls begonnen und sie wurde am Morgen des Unfalltages konkret abgeschlossen. Der Pilot war für den Flugdienst zweckmässig vorbereitet und ausgeruht.

Es gab keine Hinweise, dass die beiden Flughelfer oder der Passagier in der Phase vor dem Unfall das Unfallgeschehen beeinflusst hatten.

### 2.2.2 Flugverlauf

Mit über 1300 Flugstunden und etwas über 5000 absolvierten Unterlastrotationen konnte der Pilot als relativ erfahren bezeichnet werden. Er kannte das Einsatzgebiet sehr gut und war mit allen an diesem Montagmorgen angeflogenen Einsatzorten vertraut. Insbesondere die beiden SAC-Hütten, die Leutschachhütte sowie die Kröntenhütte, hatte er bereits viele Male bei unterschiedlichen Bedingungen angefliegen. So war der vom Piloten gewählte Flugweg nach der ausserplanmässigen Umleitung des Flugeinsatzes über die Leutschachhütte nachvollziehbar.

Der Pilot beabsichtigte, auf dem schnellsten Weg zur Kröntenhütte zu fliegen. Dieser führte ihn und seinen leistungsstarken Helikopter über die topografisch tiefsten Übergänge östlich des Gwächtengipfels. Diese Route stand im Gegensatz zu den üblichen Anflügen zur Kröntenhütte vom offenen und tiefergelegenen Tal her.

Da beim Übergang der Päggenfurggi die verbleibende Überhöhung zum 1 km entfernten Landeplatz bei der Kröntenhütte 550 m betrug, war es normal, den Flugweg im Gelände unter Ausnutzung der Topografie so zu verlängern, dass schlussendlich ein optimaler Anflugwinkel frei von Hindernissen zur Kröntenhütte ermöglicht wurde (vgl. Abbildung 1). Dieser Anflug hätte den Helikopter jedoch nach dem Ausfliegen des muldenähnlichen Talkessels in einem zweiten Teil über den abfallenden Geländerücken geführt, der den Kessel nach Norden abgrenzt. So wurde es von Augenzeugen schon beobachtet.

Die im Navigationsrechner aufgezeichneten Daten belegen die Wahl des Piloten, den Talkessel im Sinkflug topografisch auszufliegen. Allerdings zeigen diese Daten bis zum letzten aufgezeichneten Punkt auch, dass der Helikopter viel schneller flog, als es in Anbetracht der abzubauenen Höhe optimal gewesen wäre. Die Augenzeugen bei der Hütte bestätigten diesen Umstand. Sie beobachteten den geradlinigen Flugweg tief in den Kessel hinein. Da der Talkessel durch den Geländerücken abgegrenzt wird und der Pilot nicht aus der Mulde heraus über den Geländerücken flog, musste er in einer Fortsetzung der Rechtskurve dem Verlauf des Geländerückens gefolgt sein. Die Informationen der Beobachter stimmten überein, für einen letzten und kurzen Moment die volle Unterseite des Helikopters mit grosser Querlage tief über dem Geländerücken gesehen zu haben. Da der Helikopter Sekunden nach dieser letzten Beobachtung mit dem Gelände kollidierte, kommt diesem Umstand bei der Rekonstruktion der letzten Sekunden des Fluges grosse Bedeutung zu.

Die Angaben in Kapitel 1.11 zeigen, dass der Pilot in der Kontrolle des Helikopters aufgrund folgender Fakten mit hoher Wahrscheinlichkeit mit dem Auftreten von *servo transparency* konfrontiert wurde:

- der verfügbare geografische Raum innerhalb des Talkessels bis zum abfallenden Geländerücken;
- die aufgezeichnete und beobachtete Flugeschwindigkeit;
- die Flugmasse;
- die Dichtehöhe.

Aufgrund des Flugprofils im verfügbaren Raum und der letzten beobachteten grossen Querlage muss davon ausgegangen werden, dass der Pilot im zweiten Teil der Kurve eine hohe Leistung oder eine hohe Kollektivstellung gesetzt hatte.

Beim Auftreten von *servo transparency* in einer beschleunigten Rechtskurve geht die natürliche Tendenz des Helikopters dahin, nach rechts auf eine noch grössere Querlage weiterzurollen und mit noch mehr Anstellung „pitch up“ den Kurvenradius weiter zu verkleinern. Die einzige Möglichkeit für den Piloten, die Kontrolle über

den Helikopter wiederzuerlangen ist, die Leistung zu reduzieren. Er wird dem starken Zug des Kollektivs nach unten in Richtung weniger Leistung nachgeben und beinahe gleichzeitig mit dem Abklingen der *servo transparency* nach links in eine normale Fluglage zurückrollen können. Dabei verlässt der Helikopter jedoch seine ursprüngliche Flugbahn.

Im vorliegenden Fall reichten die Flughöhe und die Distanz zum Geländerrücken dazu nicht aus. Der Helikopter muss in dieser Phase des Aufdrehens mit dem Gelände kollidiert sein.

Die ersten Aufprallspuren im Gelände gemäss Kapitel 1.2.2 und die Analyse des Wracks gemäss Kapitel 1.8 belegen die Lage des Helikopters und dessen Bewegungsrichtung und Geschwindigkeit beim ersten Aufprall.

Der lokale Wind hatte trotz Tendenz zu leichtem Südföhn keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen. Die Sicht war sehr gut. Ein möglicher Blendeffekt des Piloten aufgrund der Position und der Lage des Helikopters war aufgrund der bereits hohen Position der Sonne unwahrscheinlich.

### 2.2.3 Entscheidungen und Flugtaktik des Piloten

Das Treffen von Entscheidungen gehörte zum Alltag des Piloten. Die ausführliche Flugplanung vor dem Flug beinhaltete unter anderem eine Wahl des Flugwegs, um den Flugauftrag zu erfüllen. Wird während des Einsatzes vom Piloten entschieden, einer Auftragsänderung nachzukommen, ergibt sich auch eine situative Anpassung in Bezug auf die Flugwegwahl. Diese Entscheidung für den ersten Flugabschnitt bis zur Leutschachhütte fand im vorliegenden Fall während des Fluges zur Basis statt. Die Wahl des Flugwegs von der Leutschachhütte zur Kröntenhütte fand ebenfalls während des Fluges oder der Zwischenlandung bei der Leutschachhütte statt. Mit der Wahl zum direkten Steigflug und Überflug der nächsten Übergänge unterhalb des Gwächtengipfels entschied sich der Pilot für einen möglichst direkten Flugweg. Diese Wahl kann unter anderem in Bezug auf den Auftrag, die Möglichkeiten des Helikopters mit der aktuellen Beladung sowie aufgrund der Wetterbedingungen nachvollzogen werden.

Zu welchem Zeitpunkt im Flug der Pilot entschied, den Helikopter nahe am Gelände entlangzusteuern, muss offengelassen werden. Die Entscheidung kann aufgrund einer spontanen Idee, gemachter Erfahrungen oder anderer unbekannter Überlegungen gefällt worden sein. Es bestand jedenfalls kein Zeitdruck, der einen bewussten Entscheid mit der Möglichkeit zu einer Gefahrenanalyse verunmöglicht hätte. Die schlussendlich gewählte Flugtaktik beinhaltete aufgrund der Nähe zum Gelände sehr grosse Risiken.

Der Pilot hatte in der Vergangenheit zumindest theoretisch das mögliche Auftreten von *servo transparency* mit seinem Fluglehrer und seinem Lastenflugausbildner angesprochen. Ob der Pilot die steuertechnischen Konsequenzen einer kurzfristigen Überlastung der Hydraulikservos bei entsprechendem Manöver im normalen Flugdienst kannte, muss offengelassen werden.

Aufgrund der vorliegenden Fakten ist davon auszugehen, dass der Pilot mit hoher Wahrscheinlichkeit von der Heftigkeit einer *servo transparency* überrascht wurde. Sein Entscheid, dem Gelände im Tiefflug und in einer beschleunigten Rechtskurve weiter zu folgen, zeigt, dass er die Gefahr der *servo transparency* speziell in einer Rechtskurve und nahe am Gelände nicht erkannt hat. Er liess sich geradezu von der Topografie einschliessen.

### **3 Schlussfolgerungen**

#### **3.1 Befunde**

##### **3.1.1 Besatzung**

- Der Pilot besass den für den Flug notwendigen Ausweis.
- Der Pilot hatte die Auflage, im Flugdienst korrigierende Sehhilfen zu tragen.
- Die Autopsie ergab keine Hinweise auf akute oder vorbestehende Erkrankungen, die eine plötzliche Flugunfähigkeit hätte bewirken können.
- Das pharmakologisch-toxikologische Gutachten zeigte einen Trinkalkoholgehalt von 0.00 Promille im Blut des Piloten. Es gab keine Hinweise auf das Vorhandensein von Fremdstoffen.
- Gemäss den Angaben des Hausarztes des Piloten sowie des fliegerischen Vertrauensarztes des BAZL war der Pilot vor dem Unfall bei guter Gesundheit.

##### **3.1.2 Technische Aspekte**

- Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die Auswertung des VEMD zeigte keine Überschreitung eines Grenzwertes vor dem Unfall.
- An der Turbine sowie am Wrack gab es Anzeichen dafür, dass die Turbine beim Aufschlag kraftschlüssig mit dem Hauptgetriebe verbunden war und Leistung abgegeben hatte.
- Beim Aufschlag hatte der Helikopter eine nach vorne geneigte Fluglage mit einer Querlage nach rechts.
- Die ersten Aufprallspuren im Gelände und die Analyse des Wracks belegen die Lage des Helikopters und dessen Bewegungsrichtung und Geschwindigkeit beim ersten Aufprall.
- Masse und Schwerpunkt des Helikopters befanden sich innerhalb der vom Hersteller angegebenen Grenzen.
- Ein Notsender war eingebaut; er wurde durch den Aufprall aktiviert und sendete Signale aus.

##### **3.1.3 Flugverlauf**

- Gegen 9:00 Uhr startete der Pilot mit dem Helikopter HB-ZMO und zwei Flughelfern an Bord in Andermatt zum Überflug nach Erstfeld.
- Während des Fluges entschied sich der Pilot, auf direktem Weg zur Leutschachhütte zu fliegen, um einen Passagier bei laufendem Triebwerk zusteigen zu lassen.
- Der Pilot beabsichtigte anschliessend, im Überflug zur Basis zuerst einen seiner Flughelfer bei der Kröntenhütte abzusetzen.
- Die HB-ZMO hob mit vier Insassen an Bord bei der Leutschachhütte ab und flog im Steigflug nach Nordwesten. Danach überquerte der Helikopter den Ostgrat des Mäntliser und anschliessend den Nordgrat bei der Päggenfurggi.
- Mit einer Überhöhung von rund 550 m zum geplanten Landeplatz flog die HB-ZMO in den Talkessel südlich der Kröntenhütte ein.

- Im schnellen Sinkflug überquerte der Helikopter die Steinchelen und drehte danach entlang dem Gelände im Talkessel mehr und mehr nach rechts ein.
- Der Helikopter schien dem abfallenden Geländerücken, der die Gebirgsmulde nach Norden hin abgrenzt, in Richtung See beim Talausgang zu folgen.
- Kurz darauf verschwand der Helikopter hinter dem Geländerücken.
- Im vorliegenden Fall reichten die Flughöhe und die Distanz zum Geländerücken zur Erstellung einer normalen Fluglage nicht aus.
- Der Helikopter kollidierte mit grosser Wahrscheinlichkeit in dieser Phase des Aufrichtens um ca. 9:15 Uhr mit dem Gelände.
- Es entwickelte sich ein Aufschlagbrand.
- Alle vier Insassen kamen ums Leben.
- Der Helikopter wurde zerstört.

#### 3.1.4 Betriebliche Aspekte

- Im Jahr 2009 wurde der Pilot beim Flugbetriebsunternehmen in Erstfeld angestellt.
- Beim Flug handelte es sich um einen Arbeitsflug.
- Der Pilot absolvierte seine fliegerische Ausbildung im betroffenen Flugunternehmen.
- Der Pilot hatte in seiner Vergangenheit zumindest theoretisch das mögliche Auftreten von *servo transparency* mit seinem Fluglehrer und seinem Lastenflugausbildner angesprochen.
- Der Pilot flog die Kröntenhütte im Rahmen seiner Arbeit viele Male an, auch aus verschiedenen Richtungen, insbesondere auch aus dem Talkessel oberhalb der Hütte und bei verschiedenen Wind- und Wetterverhältnissen.

#### 3.1.5 Rahmenbedingungen

- Der lokale Wind hatte trotz Tendenz zu leichtem Südföhn keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen. Die Sicht war sehr gut.
- Aufgrund des bereits hohen Sonnenstandes zur Unfallzeit ist eine mögliche Blendwirkung für den Unfallhergang unwahrscheinlich.

### 3.2 Ursachen

Der Unfall ist mit hoher Wahrscheinlichkeit darauf zurückzuführen, dass der Pilot nach dem Auftreten von *servo transparency* in einer Rechtskurve und nahe dem Gelände die Kontrolle über den Helikopter verlor und dieser in der Folge mit dem Gelände kollidierte.

Die risikobehaftete Flugtaktik des Piloten hat zur Entstehung des Unfalls beigetragen.

- 4            Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
- 4.1        Sicherheitsempfehlungen**  
Keine
- 4.2        Sicherheitshinweise**  
Keine
- 4.3        Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**  
Keine

Payerne, 5. Dezember 2016

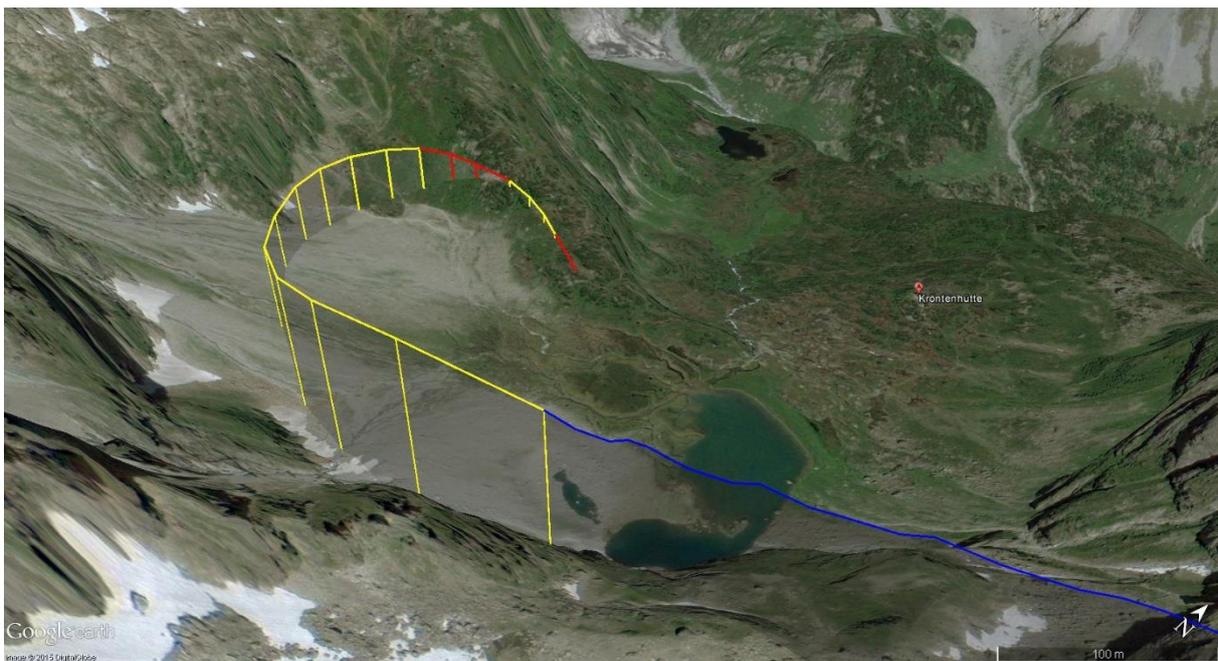
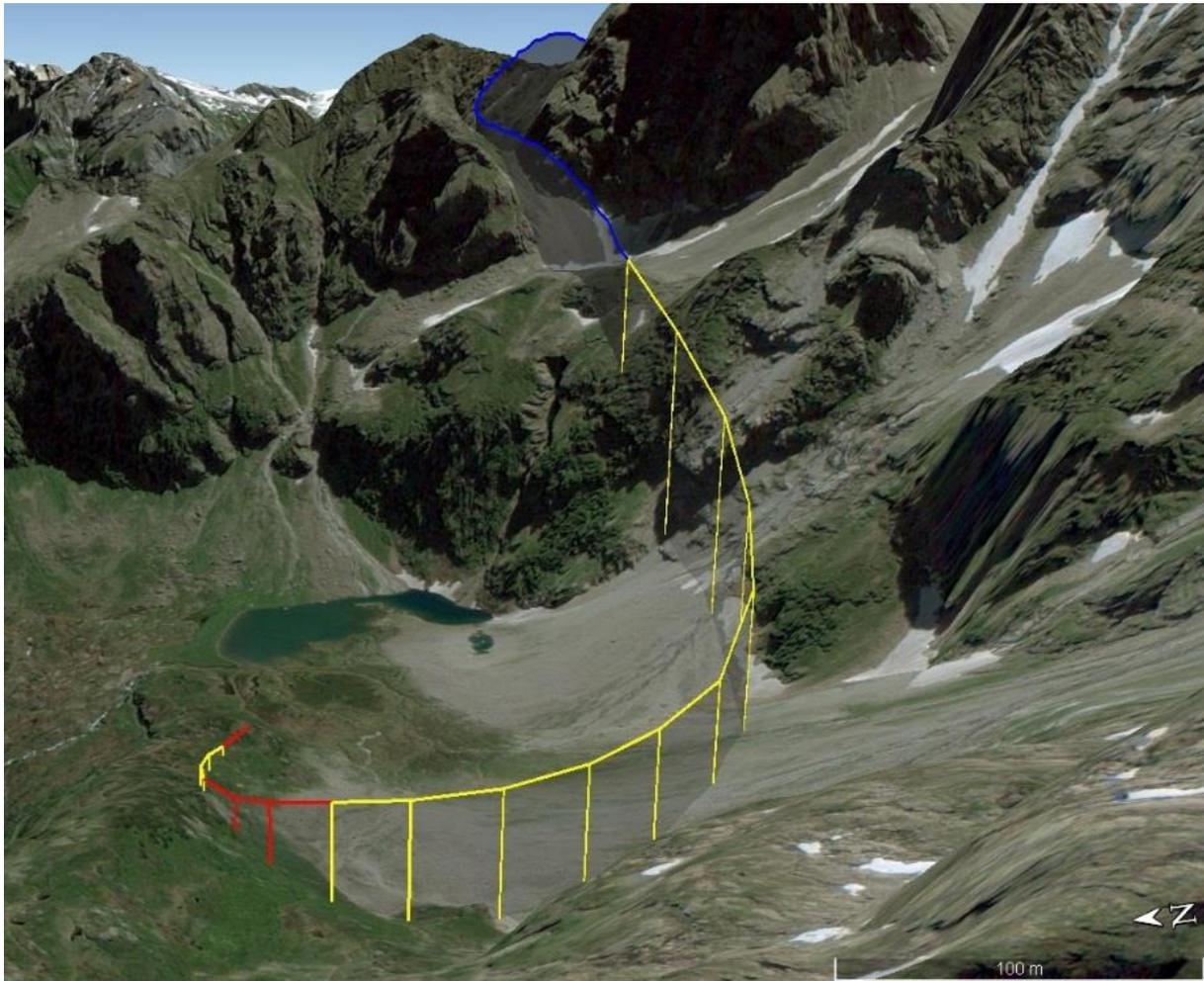
Untersuchungsdienst der SUST

*Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).*

*Bern, 1. Dezember 2016*

## Anlagen

## Anlage 1: Flugweg der HB-ZMO in Google earth dargestellt



Flugweg der HB-ZMO: Der durch den Navigationsrechner aufgezeichnete Flugweg (blau), durch Personen beobachteter Flugweg (gelb) und nicht beobachteter Flugweg (rot).