



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2276 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters
Eurocopter AS 350 B3, HB-ZLN,

vom 21. Dezember 2013

Ober Erlen, Gemeinde Glarus Süd/GL

Causes

L'accident est dû au contact brutal de l'hélicoptère avec le terrain lors de l'atterrissage avec un taux de chute important et une vitesse horizontale élevée.

La cause de l'accident n'a pas pu être établie avec certitude. Elle est attribuable avec une forte probabilité à des aspects opérationnels.

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 Zeit (MEZ) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MEZ = UTC + 1 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster Eurocopter AS 350 B3 „Ecureuil“ HB-ZLN

Halter Heli-Linth AG, Flugplatz, 8753 Mollis

Eigentümer Heli-Linth AG, Flugplatz, 8753 Mollis

Pilot Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1968

Ausweis Berufspilotenlizenz für Helikopter (*commercial pilot licence helicopter* – CPL(H)) nach *Joint Aviation Requirements* (JAR), basierend auf einer Berufspilotenlizenz nach *Federal Aviation Regulation* (FAR) und gültig für schweizerisch eingetragene Luftfahrzeuge, ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)

Flugstunden	insgesamt	10 027 h	während der letzten 90 Tage	131 h
	auf dem Unfallmuster	6291 h	während der letzten 90 Tage	131 h

Ort Ober Erlen, Gemeinde Glarus Süd/GL

Koordinaten 731 820 / 201 160 **Höhe** ca. 860 m/M

Datum und Zeit 21. Dezember 2013, 12:08 Uhr

Betriebsart Sichtflugregeln (*visual flight rules* – VFR), gewerbsmässig

Flugphase Landeanflug

Unfallart Kollision mit dem Boden

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	3	2	5	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	0	1	1	Nicht zutreffend
Gesamthaft	3	3	6	0

Schaden am Luftfahrzeug Zerstört

Drittschaden Geringer Flurschaden durch ausgelaufene Betriebsstoffe

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen der Besatzungsmitglieder und der Passagiere, Dokumente des Flugbetriebsunternehmens, Daten verschiedener Aufzeichnungsgeräte sowie die Aussagen mehrerer Augenzeugen verwendet.

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

1.1.2 Vorgeschichte

Das Tagesprogramm des Flugbetriebsunternehmens sah für die Besatzung, bestehend aus einem Piloten und zwei Flughelfern, für Samstag, 21. Dezember 2013, drei Aufträge mit dem Helikopter Eurocopter AS 350 B3 „Ecoreuil“, eingetragen als HB-ZLN, vor. Diese umfassten verschiedene Transportflüge, teils mit Personen bzw. Innenlast, teils mit Aussenlast. Zwei Passagiere, die Lebenspartnerin und der siebenjährige Sohn des einen Flughelfers, begleiteten die Besatzung während dieses Arbeitstages.

Kurz nach 7 Uhr trafen die Besatzung und die beiden Passagiere auf der Basis des Flugbetriebsunternehmens auf dem Flugplatz Mollis (LSMF) ein. Gemäss Aussage des Piloten klärte er die Wetterverhältnisse ab, erstellte eine Gewichts- und Schwerpunktberechnung und prüfte das DABS¹. Der Helikopter wurde für die geplanten Einsätze vorbereitet. Das benötigte Transportmaterial wurde in den Helikopter verladen, der auf der rechten Seite zur Verstauung von Material zusätzlich mit einem Skikorb ausgerüstet war. Der linke vordere Sitz war ausgebaut. Es wurden 200 l Kerosin getankt, so dass rund 260 l Kerosin vor dem Abflug vorhanden waren. Anschliessend fand gemäss Angabe des Piloten eine kurze Besprechung des Arbeitstages beim Kaffee statt.

Kurz nach 8 Uhr startete die Besatzung zusammen mit den beiden Passagieren in Richtung Kies im Niderental. Von dort aus führte die Besatzung die Transportflüge des ersten Auftrags aus, während die beiden Passagiere am Boden warteten.

Im Anschluss, etwa um 9 Uhr, flog die Besatzung zusammen mit den beiden Passagieren nach Ober Erlen südlich von Matt im Sernftal (vgl. Abb. 1 und Anlagen). Dieser Landeplatz wurde vom Flugbetriebsunternehmen regelmässig für Transportflüge benutzt. Dort angekommen warteten die beiden Passagiere erneut am Boden, während die Besatzung den Transportflug des zweiten Auftrags erledigte.

Anschliessend stiegen die beiden Passagiere wieder in den Helikopter ein. Zusätzlich stieg auch der Auftraggeber des dritten Auftrags, der sich per Auto zum Landeplatz Ober Erlen begeben hatte, in den Helikopter. Um etwa 09:15 Uhr startete der Helikopter wieder in Ober Erlen und flog zunächst in den sogenannten Ziegerzug, eine Waldschneise oberhalb der Alp Loch (vgl. Abb. 1). Dort verliessen die beiden Flughelfer und der Auftraggeber bei drehendem Rotor den Helikopter, worauf der Pilot mit den beiden Passagieren zur Alp Loch flog, wo der Helikopter abgestellt wurde. Die effektive Flugzeit (*flight time* – FT) vom Start in Mollis bis zur

¹ DABS: *Daily Airspace Bulletin Switzerland*, täglich publizierte grafische Darstellung der Gefahren, Einschränkungen und Änderungen im Schweizer Luftraum

Landung bei der Alp Loch betrug 58 Minuten, die vom *vehicle and engine multi-function display* (VEMD) aufgezeichnete Zeit betrug 73 Minuten, was etwa der *rotor turning time* (RTT) entspricht.

Der Pilot und die beiden Passagiere begaben sich anschliessend zu Fuss ebenfalls in den Ziegerzug, wo sie zusammen mit dem Auftraggeber und den beiden Flughelfern während rund zwei Stunden Holzarbeiten verrichteten.

Gegen 12 Uhr begaben sich alle zusammen zu Fuss wieder zum Helikopter bei der Alp Loch. Das für die Holzarbeiten benötigte Material wurde lose im Skikorb und in der Kabine verstaut, hier unter anderem eine Motorsäge und Treibstoffkanister. Die beiden Passagiere nahmen auf der hinteren rechten Sitzbank hinter dem Pilotensitz Platz. Auf der hinteren linken Sitzbank nahm einer der beiden Flughelfer und direkt an der linken Türe der Auftraggeber Platz. Dieser sollte nach dem Rückflug nach Ober Erlen den Helikopter unter Mitnahme seines persönlichen Materials bei drehendem Rotor verlassen, so dass der Helikopter anschliessend ohne Verzug zur Basis nach Mollis zurückfliegen konnte. Keiner der Insassen auf den hinteren Sitzbänken verwendete die Sicherheitsgurte. Der zweite Flughelfer nahm vorne links neben dem Piloten Platz. Er setzte sich auf das dort hingelegte Flugbetriebsmaterial, das aus einer aufgerollten Transportleine und einem Transportnetz bestand. Der Pilot, der die Sicherheitsgurte verwendete, bemerkte zur Beladung des Helikopters vor dem Abflug, dass er sich auf die fliegerischen Belange konzentriere, wenn er Flughelfer dabei habe; besonders in diesem Gebiet, das viele Leitungen aufweise.

Der Pilot trug keinen Helm und war über eine Sprechgarnitur (*headset*) mit dem bordeigenen Kommunikationssystem (*intercom*) des Helikopters verbunden. Der Flughelfer vorne links war über seinen Flughelferhelm ebenfalls mit dem *intercom* verbunden. Der zweite Flughelfer trug keinen Helm und kein *headset*. Von den drei Passagieren waren zwei mit einem *headset* ausgerüstet und somit mit dem *intercom* verbunden.

1.1.3 Flugverlauf

Um etwa 12:07 Uhr startete der Helikopter bei der Alp Loch, die sich auf rund 1360 m/M befindet, um nach Ober Erlen, das sich auf rund 860 m/M befindet, zurückzufliegen. Der Pilot flog vorerst in einem leichten Steigflug ungefähr parallel zur Materialseilbahn, die von Matt zur Alp Loch führt, begann dann leicht abzusinken und überquerte die Materialseilbahn (vgl. Abb. 1). Anschliessend wurden Sinkrate und Geschwindigkeit markant erhöht und der Helikopter querte das Sernftal. Der Pilot überflog einen der Masten der im Talgrund verlaufenden Hochspannungsleitung und drehte anschliessend kontinuierlich sinkend nach rechts in eine Art Gegenanflug für die Landung bei Ober Erlen. Dabei flog er ungefähr parallel zur Hochspannungsleitung und zur Sernf.

Da der Pilot bereits im Ziegerzug realisiert hatte, dass leichter Südwind herrschte, entschloss er sich, den Gegenanflug etwas auszudehnen und daher erst bei einem Masten der Hochspannungsleitung weiter hinten als üblich in den Queranflug einzudrehen. Die Höhe vor dem Eindrehen betrug nach Einschätzung des Piloten ungefähr 15 bis 20 m über dem Mast, entsprechend etwa 80 bis 100 m über Grund. Die Nase des Helikopters zeigte leicht nach unten und der Pilot begann, langsam die Geschwindigkeit zu reduzieren. Bis dahin war laut Angabe des Piloten alles normal. Auch die anderen Insassen konnten bis dahin nichts Aussergewöhnliches feststellen. Die Geschwindigkeit über Boden betrug zu Beginn der Rechtskurve rund 95 kt bei einer mittleren berechneten Sinkrate von rund 2000 ft/min (vgl. Abb. 1).

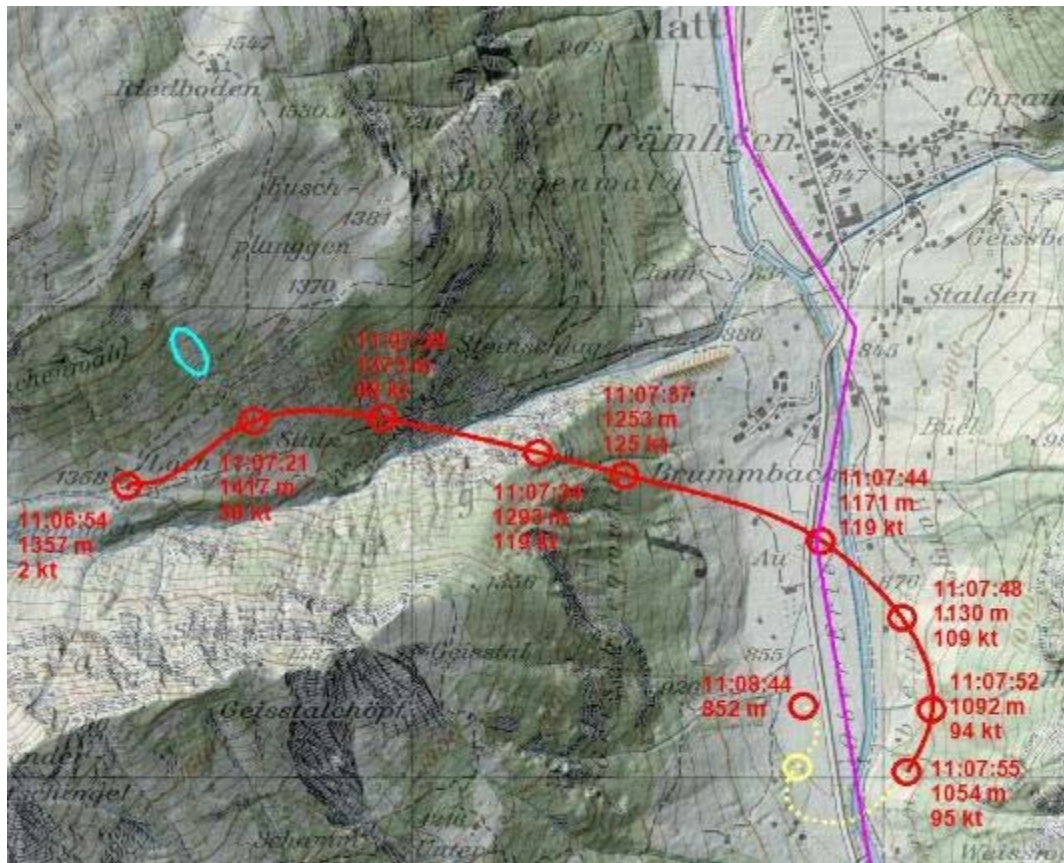


Abbildung 1: In Rot der Flugweg des Unfallfluges gemäss Aufzeichnung durch das PowerFlarm² mit Angabe von Höhe [m/M] und Geschwindigkeit gegenüber Grund [kt] zu ausgewählten Zeitpunkten [UTC]. In Gelb die letzte Rechtskurve und der erste Aufprall (gelber Kreis) gemäss Angaben der Besatzung bzw. den Aufprallspuren am Boden. In Magenta die Hochspannungsleitung im Talgrund entlang der Sernf. Hellblau markiert der Ziegerzug oberhalb der Alp Loch; Basiskarte/Luftbild reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo (JA150149).

Beim Eindrehen nach rechts in den Queranflug nickte der Helikopter nach Schilderung des Piloten plötzlich stark um die Querachse nach unten und die Nase zeigte sehr steil nach unten, nach Einschätzung des Piloten über 90°. Betreffend Querlage liegen keine genauen Anhaltspunkte vor.

Dieses starke „nose down“-Moment sei ohne Steuereingabe seinerseits erfolgt, er habe in dieser Phase zur Reduktion der Geschwindigkeit den Steuerknüppel der zyklischen Blattverstellung (*cyclic*) eher zurückgezogen. Der Pilot gab an, dass die Steuerung bis zum Eindrehen in die Rechtskurve völlig normal gewesen sei. Nach seiner Einschätzung habe es sich um einen gemütlichen Anflug gehandelt, bei dem keine grossen g-Kräfte aufgebaut worden seien. Der Helikopter sei weit davon entfernt gewesen, dass die Hydraulik hätte überlastet werden können (gemeint ist *servo transparency*, vgl. Kapitel 1.10.1). Einen Warnton bezüglich *high* oder *low* RPM habe er nicht wahrgenommen.

Mit welchen Steuereingaben der Pilot auf diese unerwartete Situation reagierte, konnte er nicht mehr im Detail sagen. Er habe sicher den *cyclic* betätigt und am Schluss auch am Steuerknüppel der kollektiven Blattverstellung (*collective*) gezogen, bis an den Anschlag. Die Steuer hätten sich normal angefühlt, jedoch seien seine Steuereingaben ohne spürbare Reaktion des Helikopters geblieben. Der

² PowerFlarm: Kollisionswarngerät, das u. a. auch Flugwegaufzeichnungen vornimmt (vgl. Kapitel 1.6.3)

Auftraggeber und die beiden Flughelfer konnten beobachten, wie der Pilot am *collective* zog. Der Flughelfer auf der hinteren Sitzbank konnte pumpende Bewegungen des Piloten am *collective* beobachten, ohne dass diese Steuereingaben eine Wirkung gezeigt hätten.

Der Pilot nahm im unteren Bereich des VEMD zwei gelbe Textlinien wahr, konnte diese jedoch nicht mehr bewusst lesen.

Der eine Flughelfer, der vorne links neben dem Piloten sass, empfand diesen Flug als ganz normal. Die Rechtskurve wurde nach seiner Einschätzung mit einer eher hohen Geschwindigkeit geflogen. Nach etwa Dreiviertel der Rechtskurve sei es plötzlich steil nach unten gegangen. Die Nase habe dabei steil nach unten gezeigt. Er habe keine Warnlampe oder irgendeinen Warnton wahrgenommen.

Der andere Flughelfer empfand die Rechtskurve ebenfalls als normal. Erst ausgangs der Kurve sei es plötzlich steil nach unten gegangen. Die Nase des Helikopters habe etwa 70° nach unten gezeigt und der Helikopter sei wie ein Stein in Richtung Boden gefallen. Die Fluggeschwindigkeit und die Sinkrate des Helikopters seien hoch gewesen. Während des Sturzflugs sei die Nase langsam wieder nach oben gekommen. Ungefähr 15 bis 20 Meter über dem Boden hätte der Helikopter wieder ein wenig gegriffen und sei allmählich in eine horizontale Lage gekommen.

Die Schilderungen des Auftraggebers stimmen mit denjenigen der Flughelfer weitgehend überein.

Laut Aussage des Piloten gelang es ihm kurz vor dem Aufprall am Boden irgendwie, den Helikopter wieder in eine ungefähr horizontale Lage zu bringen.

Verschiedene Augenzeugen beobachteten den steilen Sinkflug mit hoher Vertikalgeschwindigkeit und einer stark nach unten gerichteten Nase des Helikopters sowie den anschliessenden Übergang in eine nahezu horizontale Lage kurz vor dem Aufprall. Die Augenzeugen hatten den Eindruck, dass aufgrund der hohen Sinkgeschwindigkeit im Verhältnis zur geringen Flughöhe ein Unfall nicht mehr zu vermeiden sei. Die „nose down“-Lage des Helikopters während des steilen Sinkfluges wurde von einem Augenzeugen auf etwa 50° geschätzt.

Der Helikopter schlug mit einer geringen „nose down“-Lage und leichter Querlage nach rechts mit der rechten Kufe zuerst auf dem Boden auf und wurde sogleich wieder vom Boden wegkatapultiert. Der Heckausleger knickte nach unten ab, wodurch die Flex-Kupplung, das heisst die flexible Verbindung zwischen dem vorderen und dem hinteren Teil der Heckrotorwelle, brach. Der Skikorb wurde vom Helikopter abgetrennt. Mit immer noch erheblicher Vorwärtsgeschwindigkeit flog der Helikopter ungefähr geradeaus weiter und erreichte nach Schätzung des Piloten nochmals eine Höhe von etwa 10 bis 15 m über Grund. Dann begann sich der Helikopter im Gegenuhrzeigersinn um die Hochachse zu drehen. Der Pilot realisierte, dass dies wohl bedeutete, dass der Heckrotor ausgefallen war, und reduzierte sogleich den *collective*. Dennoch drehte sich der Helikopter weiter um seine Hochachse. Nach insgesamt etwa drei Umdrehungen des Helikopters um seine Hochachse schlugen die Hauptrotorblätter in den Boden und der Helikopter kam auf der rechten Seite liegend zum Stillstand. Alle vier Insassen auf der hinteren Sitzbank wurden aus dem Helikopter geschleudert.



Abbildung 2: Endlage des Helikopters (Aufnahme vom Unfalltag)

Der Pilot, der sich immer noch angegurtet auf seinem Sitz befand, wollte das Triebwerk abstellen, hörte jedoch, wie dieses soeben von selbst abstellte. Er schaltete die elektrische Versorgung aus. Der Flughelfer, der vorne links neben dem Piloten sass, konnte sich während des Unfallverlaufs am Pilotensitz und an der linken vorderen Türe festhalten. Er öffnete die linke vordere Türe und konnte sich so aus dem Helikopter befreien. Anschliessend half er dem Piloten, den Helikopter zu verlassen.

Drei der vier Personen, die sich auf der hinteren Sitzbank befunden hatten, fanden sich nach dem Unfall ausserhalb des Helikopters im Bereich des Landegestells wieder. Die vierte Person lag auf der gegenüberliegenden Seite des Helikopters in unmittelbarer Nähe des Hauptrotorkopfes. Eine dieser Personen war der Ansicht, dass sich in der Endphase des Unfalls das Heck des Helikopters über sie hinwegdrehte, als sie bereits am Boden lag.

Alle Insassen mit Ausnahme des Kindes wurden erheblich verletzt. Das Kind blieb unverletzt. Der Helikopter wurde zerstört.

1.2 Alarmierung und Rettung

Um 12:09 Uhr alarmierte einer der beiden Flughelfer per Mobiltelefon die Schweizerische Rettungsflugwacht (Rega). Diese leitete in der Folge die Rettungsmassnahmen ein, wobei zwei Rettungshelikopter zur Unfallstelle geschickt wurden. Vier Verletzte wurden in der Folge in insgesamt drei Flügen in Spitalpflege verbracht. Die fünfte verletzte Person und das Kind wurden bodengebunden ebenfalls in Spitalpflege bzw. zur medizinischen Kontrolle gebracht.

Ein Augenzeuge alarmierte um 12:10 Uhr die Polizei, die in der Folge unter anderem die Feuerwehr aufbot. Verschiedene Augenzeugen hatten beobachtet, wie unmittelbar nach dem Unfall Rauch vom Helikopterwrack aufgestiegen war. Die Rauchentwicklung stellte sich jedoch kurze Zeit später wieder ein. Es brach kein Feuer aus.

Der Helikopter war mit einem automatischen Notsender (*emergency locator transmitter* – ELT) ausgerüstet, der nach dem Unfall Signale aussendete. Der Sender wurde von den Rettungskräften ausgeschaltet.

1.3 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.3.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle lag südlich von Matt im Gebiet Ober Erlen, westlich der Strasse von Matt nach Elm und der parallel dazu verlaufenden Hochspannungsleitung (vgl. Abb. 1 und 3). Das Gelände im Bereich der Unfallstelle ist ziemlich flach und war schneebedeckt. Der Boden war teilweise gefroren.

Der Landeplatz bei Ober Erlen wird regelmässig für Helikopterlandungen im Zusammenhang mit Arbeitsflügen benutzt. Gemäss Aussage eines Augenzeugen, der schon oft Anflüge von Helikoptern auf diesen Platz beobachtet hatte, würden die Helikopter den Landeplatz immer so anfliegen wie er es auch unmittelbar vor dem Unfall hatte beobachten können.

1.3.2 Aufprall

Die Spuren zeigen, dass der Helikopter mit grosser Vertikal- und erheblicher Vorwärtsgeschwindigkeit mit der rechten Kufe zuerst heftig auf dem Boden aufprallte (vgl. Abb. 3). Als Folge davon knickte der Heckausleger nach unten ab und hinterliess im Schnee feine Spuren des Hecksporns und der Blattenden des Heckrotors.



Abbildung 3: Erste Aufprallspuren von der rechten Kufe am Boden (roter Pfeil) und Spuren im Schnee vom Hecksporn bzw. den Blattenden des Heckrotors (gelber Pfeil). Endposition des Skikorbens und Endlage des Helikopters (Aufnahme vom Unfalltag).

Ungefähr 25 m in Richtung der ersten Kontaktsuren der rechten Kufe lag der abgerissene Skikorb. Im Bereich zwischen den ersten Spuren im Schnee und der Endposition des Korbes fanden sich verschiedene weitere Spuren.

Die Endlage des Helikopters befand sich rund 100 m von den ersten Aufprallspuren entfernt und links von der Richtung definiert durch die ersten Aufprallspuren der rechten Kufe.

1.3.3 Wrack

Der Helikopter lag auf der rechten Seite. Das Kufenlandegestell war auf der rechten Seite komplett deformiert und auf der linken Seite gebrochen. Der Heckausleger war nach unten und leicht lateral abgeknickt. Die Flex-Kupplung zwischen der vorderen und der hinteren Heckrotorwelle war gebrochen. Der vertikale Stabilisator wies im unteren Bereich starke Deformationsspuren auf. Der horizontale Stabilisator war deformiert. Der Heckrotor war unbeschädigt.

Die Turbine befand sich an ihrer ursprünglichen Position und wies im Bereich der Antriebsstufe (*power turbine*) Deformationen auf. Die Hauptantriebswelle zwischen der Turbine und dem Hauptgetriebe war gebrochen. Die Aufhängungen des Hauptgetriebes waren gebrochen und das Hauptgetriebe nach unten in den Treibstofftank gedrückt. Der Kunststofftank war dadurch im oberen Bereich geborsten.

Alle drei Hauptrotorblätter waren mit den Armflanschen (*sleeve flange*) bzw. den Sternarmen (*star arms*) des Hauptrotorkopfes verbunden und wiesen erhebliche Beschädigungen auf. Die Armflansche sowie die Sternarme des Hauptrotorkopfes waren gegen die Drehrichtung des Hauptrotors stark verdreht und deformiert. Der Hauptrotorkopf war gebrochen.

Die Steuerstangen der Hauptrotorsteuerung waren teilweise im Bereich des Hauptgetriebebodens gebrochen. Alle drei Steuerstangen (*pitch rods*) zwischen dem oberen, drehenden Teil der Taumelscheibe und den Hauptrotorblättern waren gebrochen. Die drei Hydraulikzylinder der Hauptrotorsteuerung befanden sich in ihren ursprünglichen Positionen und waren mit den Steuerstangen bzw. dem unteren, nicht drehenden Teil der Taumelscheibe verbunden. Die Antriebsverbindung (*drive link* oder *drive scissor*) zwischen dem oberen, drehenden Teil der Taumelscheibe und dem Hauptrotormast war im Bereich der Befestigung am Hauptrotormast deformiert und gegenüber dem Mast verdreht. Die Hülse, auf der die Taumelscheibe entlang des Hauptrotormastes axial auf und ab bewegt werden kann (*swashplate guide*), war aus ihrer Befestigung am oberen Teil des Hauptgetriebegehäuses gerissen (vgl. Abb. 4).



Abbildung 4: *Swashplate guide*, die aus ihrer Befestigung am oberen Teil des Hauptgetriebegehäuses gerissen war (roter Pfeil).

Der Innenraum der Kabine blieb mehrheitlich intakt. Die hinteren Sitzbänke befanden sich in ihren ursprünglichen Positionen und wiesen Deformationen auf. Der Pilotensitz befand sich in seiner ursprünglichen Position und war stark nach unten und nach rechts hin deformiert (vgl. Abb. 5). Das Material, das sich während des Unfallfluges lose in der Kabine befunden hatte, lag teilweise noch an seiner ursprünglichen Position, teilweise ausserhalb der Kabine.

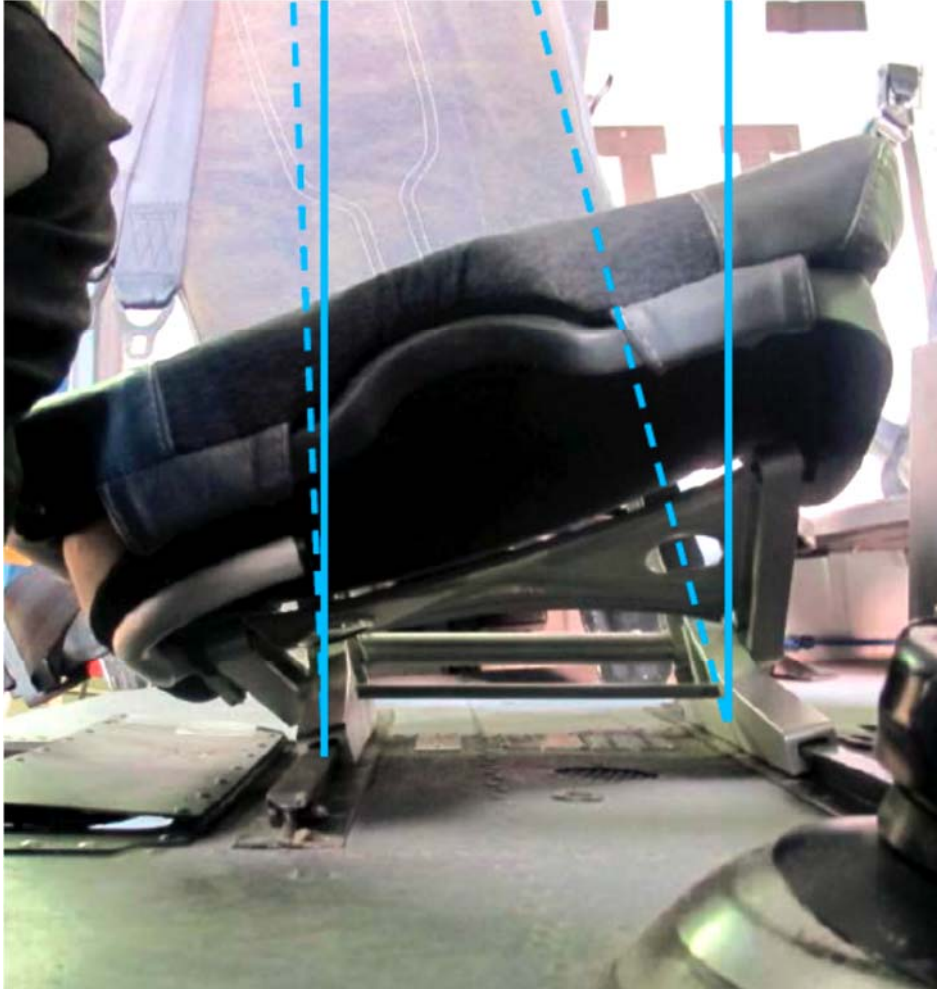


Abbildung 5: Stark nach unten und nach rechts hin deformierter Pilotensitz

Der Schalter für den Turbinenstart an der Decke der Kabine befand sich in der Position ON und war mit dem *guard* gesichert. Der Drehgriff am *collective (twist grip)* befand sich in der Position FLIGHT. Der Schalter für das Hydrauliksystem am *collective* war in der Position ON. Der Brandhahn (*fuel shut-off valve lever*) wurde nicht benutzt.

Die fast vollständig verglaste Pilotentüre (*high visibility door*) lag mit geborstenem Kunststoffglas neben dem Helikopterwrack (vgl. Abb. 2). Die kleine Türe, die sich hinter der Pilotentüre auf der rechten Seite im Bereich der hinteren Sitzbank befindet, war deformiert und aus ihrer Verriegelung gerissen, befand sich aber noch in ihrer ursprünglichen Position. Die Türen auf der linken Seite waren unbeschädigt.

1.4 Meteorologische Angaben

1.4.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz lag am Rande eines ausgedehnten Hochs mit Kern über Südosteuropa. Ein Ausläufer des Bodenhochs reichte nach Norditalien und führte am Alpenkamm zu Südföhntendenz.

1.4.2 Wetter zur Zeit und am Ort des Unfalls

Entlang des Juras und über dem Mittelland herrschte eine lebhafte Südwestströmung. Das Sernftal blieb davor weitgehend geschützt. Im Talgrund wehte der Bergwind. Abgesehen von ein paar Cirren und Wolkenbänken am Panixerpass, die Südföhn anzeigten, war der Himmel wolkenlos.

Wolken/Wetter	1/8 Cirren, sonnig
Sicht	10 km oder mehr
Wind	135 Grad 2 kt
Temperatur/Taupunkt	3 °C / 0 °C
Luftdruck QNH	1033 hPa
Gefahren	keine

1.4.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 177°	Höhe: 20°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

1.4.4 Webcambild



Abbildung 6: Weissenberge ob Matt (ca. 1300 m/M), 21. Dezember 2013, 12:10 Uhr, Blickrichtung Südwest. Im Talboden die Unfallstelle bei Ober Erlen (roter Kreis).

1.5 Angaben zum Luftfahrzeug

1.5.1 Allgemeines

Bei der Eurocopter AS 350 B3 „Ecureuil“ handelt es sich um einen einmotorigen Turbinenhelikopter mit sechs Sitzplätzen. Der Helikopter verfügt über ein Kufenlandegestell und einen konventionellen Heckrotor. Der Hauptrotor dreht von oben gesehen im Uhrzeigersinn.

Die Hauptrotorsteuerung erfolgt über Steuerstangen und drei Hydraulikzylinder, die mit dem unteren, nicht drehenden Teil der Taumelscheibe verbunden sind. Der

Helikopter ist standardmässig mit nur einem Hydrauliksystem ausgerüstet, optional kann ein doppeltes System eingebaut werden. Der Unfallhelikopter war mit nur einem Hydrauliksystem ausgestattet. Der notwendige Druck im Hydrauliksystem wird von einer Pumpe erzeugt, die über einen Keilriemen ab der Hauptantriebswelle zwischen Turbine und Hauptgetriebe angetrieben wird.

Beim Helikopter mit der Seriennummer 7347, eingetragen als HB-ZLN, handelte es sich um die zum Unfallzeitpunkt modernste Modellvariante AS 350 B3e, die mit einem Zweiwellentriebwerk Turbomeca Arriel 2D mit einer Startleistung von 950 shp³ ausgerüstet war.

Der Helikopter wurde im Jahr 2012 gebaut und wies zum Unfallzeitpunkt 1145 Betriebsstunden auf.

1.5.2 Ausrüstung

Die HB-ZLN war für Transportflüge mit Aussenlast mit einem Lasthaken (*cargo hook*), einer fast vollständig verglasten Pilotentüre (*high visibility door*) und einem Bodenfenster für das Fliegen mittels vertikaler Referenz sowie einem Spiegel zur Überwachung der Aussenlast ausgerüstet.

Weiter waren an den Kufen Skis montiert, die ein Einsinken im Schnee verhindern sollen.

Auf der rechten Seite des Helikopters war ein Skikorb (*heli-utility-basket*) befestigt, der während des Unfallverlaufs abgerissen wurde. Im Skikorb befand sich Material mit einer Masse von insgesamt rund 64 kg. Die maximal erlaubte Zuladung im Korb betrug 91 kg.

Die HB-ZLN war im Cockpit mit einem GPS-basierten elektronischen Kartendarstellungsgerät MovingTerrain und einem Kollisionswarngerät PowerFlarm ausgerüstet.

1.5.3 Treibstoffreserve

Am Morgen vor dem Abflug in Mollis befanden sich rund 260 l Treibstoff im Tank des Helikopters. Die totale Flugzeit bis zum Unfall betrug rund eine Stunde. Der Treibstoffverbrauch dieses Helikoptermusters beträgt knapp 180 l pro Stunde.

Die Aufzeichnungen des VEMD weisen zum Unfallzeitpunkt einen Treibstoffvorrat von 85 kg, entsprechend rund 108 l, aus.

Die Warnlampe für geringen Treibstoffstand (*low fuel*) erscheint bei diesem Helikoptermuster bei 60 l.

1.5.4 Masse und Schwerpunkt

Masse und Schwerpunkt des Helikopters befanden sich während des Unfallfluges innerhalb der vom Hersteller vorgegebenen Grenzen. Die Masse betrug etwa 2040 kg. Die maximal erlaubte Masse für dieses Helikoptermuster beträgt 2250 kg.

Abschätzungen zeigen, dass der Schwerpunkt selbst unter Berücksichtigung einer möglichen Verschiebung des losen Materials im Skikorb und der Kabine in Extrempositionen ganz nach vorne bzw. ganz nach hinten innerhalb der vom Hersteller vorgegebenen Grenzen lag.

³ shp: *shaft horse power*, angelsächsische Einheit zur Messung der Wellenleistung (1 shp entspricht 0.746 kW)

1.5.5 Unterhalt

Die letzte periodische Kontrolle, eine 25/30-Stunden-Kontrolle an Turbine und Zelle, wurde am 5. Dezember 2013 bei 1121 Betriebsstunden bescheinigt.

In der Zeitspanne von der letzten periodischen Kontrolle vom 5. Dezember 2013 bis zum Unfall wurden in den technischen Unterlagen keine Beanstandungen eingetragen.

Gemäss Angabe des Piloten lagen bis zum Eindrehen in die letzte Rechtskurve vor der geplanten Landung in Ober Erlen keine technischen Probleme am Helikopter vor. Generell seien mit diesem Helikopter keine speziellen technischen Probleme aufgetreten.

1.5.6 Flughandbuch

Das Flughandbuch (*flight manual* – FM) der Eurocopter AS 350 B3e beschreibt im Kapitel 3 „*emergency procedures*“ unter 3.3 „*tail rotor failures*“, Unterkapitel 3.3.1 „*complete loss of tail rotor thrust*“, das im Falle eines Heckrotorausfalls anzuwendende Verfahren je nach Situation wie folgt:

„3.3.1.1 HOVER-IGE⁴(or OGE⁵) in HV diagram⁶)

LAND IMMEDIATELY

1. *Twist Grip* *IDLE position.*
2. *Collective* *INCREASE to cushion touch-down.*

3.3.1.2 HOVER-OGE (*Clear area, out of HV diagram*)

Simultaneously,

1. *Collective* *REDUCE depending on available height.*
2. *Cyclic* *FORWARD to gain speed.*
3. *Airspeed* *MAINTAIN Vy or higher.*
4. *Collective* *ADJUST to obtain minimum sideslip angle.*

LAND AS SOON AS POSSIBLE

If a go-around was performed, carry out an autorotative landing on an area suitable for the autorotation procedure.

3.3.1.3 IN CRUISE FLIGHT

1. *Airspeed* *MAINTAIN Vy or higher.*
2. *Collective* *ADJUST to obtain minimum sideslip angle.*

LAND AS SOON AS POSSIBLE

APPROACH AND LANDING

On a suitable area for autorotative landing:

1. *Twist grip* *IDLE position.*
2. *Carry out an autorotative landing [...]*“

⁴ IGE: *in ground effect*, innerhalb des Bodeneffekts

⁵ OGE: *out of ground effect*, ausserhalb des Bodeneffekts

⁶ HV *diagram*: *height-velocity diagram*, Diagramm, das für eine vorgegebene Kombination von Höhe und Geschwindigkeit angibt, ob eine sichere Autorotationslandung möglich ist oder nicht.

1.6 Aufzeichnungsgeräte

1.6.1 Allgemeines

Die HB-ZLN war nicht mit einem Flugdatenschreiber (*flight data recorder* – FDR) und einem Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät (*cockpit voice recorder* – CVR) ausgerüstet. Diese waren nicht vorgeschrieben.

Der Helikopter war nicht mit dem System Vision 1000 ausgerüstet, das zum Zeitpunkt des Unfalls für neu ausgelieferte Maschinen des Musters Eurocopter AS 350 B3e zum Standard gehörte und zuvor als Option erhältlich war. Dieses System ist an der Decke der Kabine in der Mitte hinter den beiden vorderen Sitzen befestigt und zeichnet verschiedene Parameter, Bilder vom Cockpit und von den Instrumenten sowie die Umgebungsgeräusche auf.

1.6.2 Elektronisches Kartendarstellungsgerät

Das elektronische Kartendarstellungsgerät zeichnet die GPS-Position in regelmässigen Abständen auf. Die Aufzeichnungen für den Unfallflug konnten nicht mehr sichergestellt werden.

1.6.3 PowerFlarm

Das Kollisionswarngerät PowerFlarm zeichnet unter anderem die GPS-Position in regelmässigen Abständen auf. Die Datensätze werden dann blockweise in den permanenten Speicher geschrieben. Dadurch kann bei einem Unterbruch der Stromversorgung eine gewisse Anzahl an Datensätzen verloren gehen.

Die aufgezeichneten Daten zeigen den Unfallflug vom Start bei der Alp Loch bis um 11:07:55 UTC, als sich der Helikopter kurz vor dem Eindrehen in die letzte Rechtskurve befand (vgl. Abb. 1 und Anlagen). Die Aufzeichnungen erfolgten in einem Intervall von 1 s. Der Helikopter befand sich zum Zeitpunkt der letzten Aufzeichnung im Sinkflug mit einer Geschwindigkeit gegenüber Grund von etwa 95 kt und auf einer Höhe von rund 1050 m/M, also rund 200 m über der Höhe des geplanten Landeplatzes.

Danach wurden erst wieder ab 11:08:44 UTC Daten aufgezeichnet, als sich der Helikopter bereits an der Position der Endlage befand (vgl. Abb. 1 und Anlage 1).

Dieser Unterbruch in der Aufzeichnung von rund 50 s lässt sich gemäss Angabe der Firma Flarm wahrscheinlich so erklären, dass beim ersten Aufprall am Boden die Stromversorgung des Gerätes kurzzeitig unterbrochen wurde. Dadurch gingen die Datensätze, die noch nicht in den permanenten Speicher geschrieben worden waren, verloren. Dies dürfte etwa 20 s Aufzeichnungsdauer entsprechen. Als dann die Stromversorgung wiederhergestellt war, musste das Gerät neu aufstarten und die Satelliten des GPS-Systems empfangen, was rund 30 s gedauert haben dürfte.

Die Aufzeichnung des letzten Fluges vor dem Unfallflug von Mollis bis zur Landung bei der Alp Loch ist vollständig vorhanden. Sie zeigt unter anderem, dass der Pilot am Morgen den Landeplatz bei Ober Erlen vom Kies herkommend ähnlich angefliegen hatte wie dann später während des Unfallfluges von der Alp Loch herkommend (vgl. Anlage 2).

1.6.4 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 (*fai-*

lure) eine je nach Art des Defekts unterschiedliche Anzahl von Parametern aufgezeichnet. Zudem wird der Zeitpunkt des Auftretens des Defekts 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.

Für den Unfallflug wurde eine Flugzeit von drei Minuten aufgezeichnet. Diese Messung umfasst die Zeit, während der die Drehzahl des Kompressors (NG) mehr als 10 % der Betriebsdrehzahl beträgt. Die so gemessene Zeit in Sekunden wird auf die nächste Minute gerundet.

Insgesamt wurden während des Unfallfluges 31 Defekte (*failures*) registriert. Der erste Defekt wurde bei 2:12 min aufgezeichnet, der letzte bei 2:22 min. Der erste Defekt war *INVAL COL PITCH*, was einen ungültigen Wert des *collective pitch potentiometer anticipator* bezeichnet. Nach Angabe des Herstellers wird bei Unfallverläufen aufgrund des Bodenkontaktes, der resultierenden Strukturdeformierung oder einer Hauptrotorberührung dieser Defekt üblicherweise als einer der ersten Defekte aufgezeichnet. Ebenfalls noch bei 2:12 min wurde der Defekt *EDR FAIL* registriert, der wahrscheinlich durch den vorübergehenden Verlust der Stromversorgung des *engine data recorder* (EDR) ausgelöst wurde (vgl. Kapitel 1.6.5). Die Analyse der unterschiedlichen Defekte durch den Hersteller hält abschliessend fest: „*The failures recorded on the VEMD for the flight #1293 [Unfallflug] are most probably a consequence of the crash.*“

Während des Unfallfluges wurde eine Überschreitung eines Grenzwertes (*over limit*) aufgezeichnet. Diese betraf eine massive Überschreitung des maximal zulässigen Wertes für den *torque*. Der Untersuchungsbericht des Herstellers hält dazu fest: „*This over limit was most probably a consequence to the main rotor blade impact with the ground.*“

1.6.5 Engine data recorder

Der *engine data recorder* (EDR), der mit der Turbine und der *digital engine control unit* (DECU) verbunden ist, zeichnet primär verschiedene Parameter der Turbine zu Zwecken des Unterhalts auf. Es handelt sich nicht um einen FDR im klassischen Sinn.

Einerseits werden kontinuierlich gewisse Parameter in einem Intervall von 1 s aufgezeichnet. Andererseits wird in Fällen von Diskrepanzen (*discrepancies*) oder Überschreitungen von Grenzwerten (*over limits*) eine separate, detailliertere Aufzeichnung für eine gewisse Zeitdauer erstellt (*context reading* bzw. *limits reading*).

Für den Unfallflug ist die kontinuierliche Aufzeichnung während einer Zeitdauer von 2:15 min seit Einschalten der elektrischen Stromversorgung vorhanden. Die Daten zeigen, dass die Drehzahl des Kompressors (NG) ungefähr bei 0:22 min über 10 % steigt und somit zu diesem Zeitpunkt die Zeitmessung durch das VEMD beginnt (vgl. Kapitel 1.6.4). Die Daten sind konsistent mit den Flugwegaufzeichnungen des PowerFlarm und dem Flugbescrieb des Piloten. Insbesondere zeigen die Daten einen Sinkflug mit stark reduziertem *collective* und niedrigen *torque*- und NG-Werten. Gegen Ende der Aufzeichnung zeigen die Werte einen kurzzeitigen Anstieg der Rotordrehzahl (NR). Die Aufzeichnung endet abrupt nach 2:15 min, was einer VEMD-Zeit von ungefähr 1:53 min entspricht. Die Aufzeichnung endet etwa zum gleichen Zeitpunkt, an dem die Flugwegaufzeichnung durch das PowerFlarm endet. Es ist daher plausibel, das abrupte Ende der Aufzeichnung einem vorübergehenden Verlust der Stromversorgung des EDR, wahrscheinlich als Folge des ersten Aufpralls am Boden, zuzuschreiben. Da der EDR ähnlich wie das PowerFlarm die Daten blockweise in den permanenten Speicher schreibt, können

bei einem Unterbruch der Stromversorgung auch die Daten in einer gewissen Zeitspanne vor dem eigentlichen Unterbruch verloren gehen. Um 2:12 min VEMD-Zeit wurde durch das VEMD der Defekt EDR FAIL registriert (vgl. Kapitel 1.6.4), das heisst, es gingen etwa 19 s der kontinuierlichen Aufzeichnung verloren.

Für das Aufstarten nach einem Unterbruch der Stromversorgung benötigt der EDR ungefähr 10 s, wobei die einzelnen Funktionen graduell wieder aktiv werden. Die kontinuierliche Aufzeichnung wird erst etwa nach einer Minute wieder in den permanenten Speicher geschrieben, was erklärt, wieso vom Unfallflug keine weitere kontinuierliche Aufzeichnung vorliegt.

Da die *context* bzw. *limits readings* bei Vorliegen eines Ereignisses, das eine solche Aufzeichnung auslöst, in kürzeren Aufzeichnungsintervallen erfolgen als bei der kontinuierlichen Aufzeichnung, werden sie durch einen Unterbruch der Stromversorgung anders beeinflusst als die kontinuierliche Aufzeichnung. Dies ist konsistent mit der Tatsache, dass vom Unfallflug *context* bzw. *limits readings* vorliegen, die teilweise Bereiche abdecken, die durch die kontinuierliche Aufzeichnung nicht abgedeckt werden. Insbesondere zeigen diese Aufzeichnungen zwei weitere EDR POWER ON für den Unfallflug, was bestätigt, dass die Stromversorgung des EDR vorübergehend unterbrochen wurde.

Die *context* bzw. *limits readings* für den Teil des Unfallfluges vor dem Unterbruch der Stromversorgung zeigen unter anderem, dass die Drehzahl des Hauptrotors (NR) ungefähr 4 s nach Ende der kontinuierlichen Aufzeichnung einen maximalen Wert von etwa 110.4 % der Nenndrehzahl von 386 Umdrehungen pro Minute (*revolutions per minute* – RPM) erreichte, entsprechend rund 426 RPM. Die maximal erlaubte Hauptrotordrehzahl beträgt 430 RPM. Während einer registrierten Zeit von 1.5 s lag die Hauptrotordrehzahl über 410 RPM, was dem Schwellenwert zur Auslösung der akustischen Warnung für hohe Rotordrehzahl (*high rotor RPM*) entspricht. Rund 4 s nach Ende der kontinuierlichen Aufzeichnung enden auch die *context* bzw. *limits readings*.

Die weiteren *context* bzw. *limits readings* erfolgten erst nach dem erneuten Aufstarten des EDR nach dem vorübergehenden Unterbruch der Stromversorgung, der wahrscheinlich durch den ersten Aufprall am Boden verursacht wurde. Sie zeigen zahlreiche Überschreitungen von Grenzwerten, die mit dem Unfallverlauf konsistent in Verbindung gebracht werden können.

1.7 Technische Untersuchungen

1.7.1 Triebwerk

Der Kompressor wies Beschädigungen an den Schaufeln auf. Diese sind auf eine Berührung der Kompressorschaufeln mit dem Lufteinlass während des Unfallverlaufs zurückzuführen.

Die Turbinenschaufeln der Antriebsstufe (*power turbine*) waren an der dafür vorgesehenen Stelle (*overspeed notch*) gebrochen und wurden von der Schutzummantelung (*shield ring*) aufgefangen. Dies führte zu den sichtbaren Deformationen des Triebwerks im Bereich der *power turbine*.

Die Konstruktion ist so ausgelegt, dass sich bei einer Drehzahl der *power turbine* von 140 bis 150 % der Nenndrehzahl, die Turbinenschaufeln aus deren Befestigungen lösen. Die entstandenen Trümmerteilchen werden dann durch die umliegende Schutzummantelung aufgefangen.

Die Überschreitung der Nenndrehzahl war die logische Folge des Bruchs der Flex-Kupplung zwischen der *power turbine* und dem Hauptgetriebe, was wiederum auf die Berührung der Hauptrotorblätter mit dem Boden im Verlauf des Unfalls zurückzuführen ist.

Insgesamt zeigte die Untersuchung, dass die Turbine zum Unfallzeitpunkt lief und Leistung abgab.

1.7.2 Heckausleger

Die Deformation des Heckauslegers nach unten konnte zweifelsfrei auf den ersten Aufschlag des Helikopters am Boden zurückgeführt werden, als der gesamte Heckausleger als Folge seines Beharrungsvermögens nach unten abknickte. Dies wurde so schon bei ähnlichen Unfallverläufen beobachtet. Diese Deformation führte zum Bruch der Flex-Kupplung zwischen dem vorderen und dem hinteren Teil der Heckrotorwelle und somit zum Ausfall des Heckrotors.

Die Deformation des Heckauslegers in lateraler Richtung wie auch die Deformation des unteren Bereichs des vertikalen Stabilisators ist auf einen Kontakt mit dem Boden unter Rotation zurückzuführen und erfolgte daher mit grosser Wahrscheinlichkeit in der Endphase des Unfalls.

1.7.3 Hauptrotor

Die Beschädigungen der Hauptrotorblätter und die massive Verdrehung der Armflansche bzw. der Sternarme des Hauptrotorkopfes entgegen der Drehrichtung des Hauptrotors sind konsistent mit einer Bodenberührung der Hauptrotorblätter unter gleichzeitigem Vorhandensein grosser Turbinenleistung.

1.7.4 Hauptrotorsteuerung

Der teilweise Bruch der Steuerstangen der Hauptrotorsteuerung im Bereich des Hauptgetriebebodens war zweifelsfrei eine Folge des Unfalls. Ebenso konnte der Bruch der Steuerstangen (*pitch rods*) zwischen dem oberen, drehenden Teil der Taumelscheibe und den Hauptrotorblättern auf die Berührung der Hauptrotorblätter mit dem Boden unter gleichzeitigem Vorhandensein grosser Turbinenleistung zurückgeführt werden. Auch die Beschädigungen an der Antriebsverbindung (*drive link* oder *drive scissor*) zwischen dem oberen, drehenden Teil der Taumelscheibe und dem Hauptrotormast lassen sich darauf zurückführen.

Die Untersuchung zeigte, dass die Nietenverbindungen zwischen der Hülse, auf der die Taumelscheibe entlang des Hauptrotormastes axial auf und ab bewegt werden kann (*swashplate guide*), und dem oberen Teil des Hauptgetriebegehäuses abgeschert wurden (vgl. Abb. 4). Zudem ist dies gemäss Angabe des Helikopterherstellers eine häufig beobachtete Beschädigung bei Unfällen mit Hauptrotorberührung. Es sei kein Fall bekannt, wo eine derartige Beschädigung im normalen Flug aufgetreten sei.

Die Antriebsverbindung (*drive link* oder *drive scissor*) zwischen dem oberen, drehenden Teil der Taumelscheibe und dem Hauptrotormast war in Drehrichtung des Hauptrotors aufgrund des Zerstörungsprozesses minimal deformiert. Dieser *drive link* ist mittels Schraubverbindung zusätzlich formschlüssig gegen ein Verdrehen gesichert.

Die Untersuchung des Hydrauliksystems zeigte, dass die Pumpe normal funktionierte und das System abgesehen von einer Deformation des Hydraulikölbehälters, die eine Folge des Unfalls war, keine Beschädigungen aufwies.

Nachdem die Hydraulikzylinder und die Antriebsverbindung (*drive link*) von der Taumelscheibe gelöst worden waren, liess sich der obere, drehende Teil der Taumelscheibe ungehindert gegenüber dem unteren, nicht drehenden Teil drehen und die Taumelscheibe als Ganzes liess sich auf der Hülse (*swashplate guide*) ungehindert axial bewegen.

1.7.5 Fazit

Alle festgestellten Beschädigungen liessen sich auf die verschiedenen Phasen des Unfallverlaufs zurückführen. Es wurden keine Hinweise für vorbestehende Beschädigungen gefunden.

1.8 Angaben zu Personen

1.8.1 Pilot

Der Pilot war Geschäftsführer des Flugbetriebsunternehmens und hatte zudem die Funktionen des Chefpiloten und des Flugbetriebsleiters inne.

Er verfügte über viel Erfahrung generell und speziell auf dem Unfallmuster Eurocopter AS 350 B3 „Ecureuil“. Insbesondere im Bereich der Arbeitsfliegerei wies der Pilot grosse Erfahrung auf. Sein Trainingsstand auf dem Unfallmuster war gut.

Der Pilot flog seit vielen Jahren hauptberuflich für das Flugbetriebsunternehmen. Er verfügte über gute Kenntnisse der lokalen Verhältnisse. Der Pilot gab an, den Landeplatz bei Ober Erlen schon unzählige Male angefliegen zu haben.

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Pilot seinen Flugdienst ausgeruht und gesund antrat. Es liegen keine Hinweise vor, dass zum Zeitpunkt des Unfalls Ermüdung eine Rolle spielte.

1.8.2 Flughelfer

Beim einen der beiden Flughelfer handelte es sich um den Chefflughelfer des Flugbetriebsunternehmens. Er arbeitete seit dem Jahr 2008 hauptberuflich für das Unternehmen.

Der zweite Flughelfer arbeitete seit vier Jahren auf Basis einer nebenamtlichen Tätigkeit für das Flugbetriebsunternehmen, wobei er jeweils während der Wintermonate zu 100 % für das Unternehmen arbeitete.

Beide Flughelfer waren erfahren.

1.8.3 Passagiere

Bei den Passagieren handelte es sich um den Auftraggeber des Fluges, der auf der Route des Unfallfluges schon mehrmals mitgeflogen war. Im Weiteren flogen die Lebenspartnerin und der siebenjährige Sohn des einen Flughelfers mit.

1.9 Angaben zum Flugbetriebsunternehmen

1.9.1 Allgemeines

Das Flugbetriebsunternehmen Heli-Linth AG mit Sitz auf dem Flugplatz Mollis wurde 1972 gegründet. Es bietet Rund-, Taxi-, und Transportflüge aller Art an. Daneben werden auch Einsätze im Auftrag der Rega sowie Schulungsflüge durchgeführt.

Zum Zeitpunkt des Unfalls betrieb das Unternehmen drei Helikopter des Modells Eurocopter AS 350 B3.

1.9.2 Flugbetriebshandbuch

Das Flugbetriebsunternehmen legt den Betrieb seiner Helikopter im Flugbetriebshandbuch (*flight operation manual* – FOM) fest. Zum Unfallzeitpunkt war die Revision 0 vom 14. August 2013 gültig.

Im Kapitel 2.6 „*Rechte und Pflichten des Kommandanten*“ steht unter 2.6.5 „*Benützung der Anschnallgurten*“ unter anderem:

„Der Kommandant hat dafür zu sorgen, dass alle Personen an Bord während des Abfluges, bei Turbulenz, in Notfällen und während der Landung mit Gurten angeschnallt sind. [...]“

Im Kapitel 5.1 „*Flugvorbereitung*“ heisst es unter 5.1.1 unter anderem:

„Der Kdt. darf keinen Flug beginnen, bevor die Flugvorbereitungsunterlagen erstellt sind und er sich davon überzeugt hat, dass

a) [...]“

d) die Ladung so verteilt und befestigt ist, damit die Flugsicherheit gewährleistet ist;

e) [...]“

Im Kapitel 8.1 „*Höchstzulässige Anzahl Personen und Anschnallpflicht*“ heisst es unter 8.1.4:

„Die Besatzungsmitglieder und Passagiere haben sich nach Weisungen des Kdt. bzw. des verantwortlichen Mitgliedes der Kabinenbesetzung anzuschnallen. Der Kdt. bzw. das verantwortliche Mitglied der Kabinenbesetzung ist dafür verantwortlich, dass alle Personen an Bord während der Landung mit Gurten angeschnallt sind. Ausgenommen sind Inspektoren des BAZL, Prüfpiloten und Besatzungsmitglieder der Heli-Linth AG.“

Im Kapitel 9 „*Besondere Einsatzarten mit Helikoptern*“ steht unter 9.1.2 unter anderem:

„Der Helikopter darf nur unter Aufsicht des Kdt. oder eines von ihm beauftragten, erfahrenen Helfers beladen werden. Der Kdt. trägt die Verantwortung für das richtige Beladen des Helikopters und für die Einhaltung der Gewichtslimiten. [...]“

1.9.3 Angaben des Flugbetriebsunternehmens zum Unfall

Verschiedene Personen des Flugbetriebsunternehmens äusserten in den Tagen nach dem Unfall die Vermutung, dass sich die Antriebsverbindung (*drive link* oder *drive scissor*) zwischen dem oberen, drehenden Teil der Taumelscheibe und dem Hauptrotormast bereits im Flug um 30 bis 40 Winkelgrade verschoben und somit die Rotorblattvorsteuerung massiv verändert hätte. Die Verschiebung der *drive scissor* wurde dabei als eine Folge der Abscherung der Nietverbindungen zwischen der *swashplate guide* und dem Hauptgetriebegehäuse (vgl. Kapitel 1.3.3) erklärt, die daher schon einige Zeit vor dem Unfall hätte erfolgen müssen.

1.9.4 Unfall vom März 2012

Am 21. März 2012 hatte ein anderer Pilot des Flugbetriebsunternehmens auf dem Claridenflur einen Unfall mit dem Helikopter Eurocopter AS 350 B3, eingetragen als HB-ZKK (vgl. Schlussbericht Nr. 2191).

Während eines Heliskiing-Einsatzes verlor der Pilot infolge diffuser Lichtverhältnisse nach einem abgebrochenen Landeanflug die Sichtreferenzen und der Helikopter kollidierte mit der Schneedecke. Vier der sechs Personen an Bord wurden leicht verletzt, der Helikopter wurde zerstört.

Im Rahmen der Untersuchung wurde unter anderem festgestellt, dass nicht alle Passagiere angegurtet waren, was eine erhebliche Gefährdung darstellte.

1.10 Zusätzliche Angaben

1.10.1 Servo Transparency

Mit dem Begriff *servo transparency* wird bei Helikoptern, die mit einer Steuerung mit Hydraulikunterstützung mit nur einem Hydrauliksystem ausgerüstet sind, ein Flugzustand bezeichnet, bei dem die vom Rotorsystem auf die Steuerung rückwirkenden Kräfte so gross sind, dass sie von der Hydraulik nicht mehr kompensiert werden können. Der die maximal aufbringbare Kraft der Hydraulik überschreitende Anteil der rückwirkenden Kräfte wird dann über die Steuerstangen auf die Steuerorgane *cyclic* und *collective* übertragen.

Piloten, denen das Phänomen nicht bekannt ist, können von den plötzlich wirkenden Steuerkräften und der Schwergängigkeit der Steuer überrascht werden.

Faktoren, die die Entstehung von *servo transparency* begünstigen, sind eine hohe Masse, hohe Geschwindigkeiten, hohe Dichtehöhen und grosse g-Kräfte. Voraussetzung für die Entstehung des Phänomens ist in jedem Fall ein grosser Anstellwinkel der Hauptrotorblätter, so dass bei Auftreten von *servo transparency* durch Reduktion des *collective* – sofern die Höhe über Grund dies erlaubt – der Normalzustand wiederhergestellt werden kann.

Beim Helikoptermuster AS 350 führt das Phänomen zu einer Tendenz des Helikopters, nach rechts zu rollen und sich aufzubäumen (*pitch up*), gleichzeitig hat der *collective* die Tendenz, sich nach unten zu bewegen. Daher wird das Phänomen vor allem bei tief über Grund geflogenen Rechtskurven als gefährlich erachtet.

Das Flughandbuch (*flight manual* – FM) der AS 350 B3e enthält im Kapitel 2.3.6 „*Maneuvering limitations*“ einen entsprechenden Absatz. Der Helikopterhersteller Eurocopter publizierte im Jahr 2003 eine allgemeine Mitteilung zum Phänomen (Lettre-Service No. 1648-29-03).

Untersuchungen verschiedener Unfälle weltweit kamen zum Schluss, dass *servo transparency* ein beitragender Faktor war. Das Phänomen lässt sich jedoch im Nachhinein nicht mehr nachweisen.

Im Rahmen der Untersuchung eines Unfalls mit einer AS 350 B3, der sich im Juli 2011 in Norwegen ereignet hatte, wurden unter anderem detaillierte Untersuchungen zur *servo transparency* durchgeführt (vgl. Schlussbericht SL 2012/13 der norwegischen Untersuchungsbehörde). Darin wird unter anderem festgehalten, dass der Hersteller Eurocopter im Jahr 2011 anlässlich eines Vortrags erwähnt habe, dass *servo transparency* beim Muster AS 350 B3 nicht auftritt, wenn die Geschwindigkeit unter 90 kt oder der *torque* unter 45 % betrage.

Unter anderem als Folge der Untersuchung des Unfalls in Norwegen publizierte das BAZL im Januar 2014 im Rahmen der unter dem Namen SAND (*safety awareness notification data*) veröffentlichten Empfehlungen das Schreiben SAND-2014-001 zum Thema *servo transparency* beim Muster AS 350.

Der Hersteller Eurocopter hielt es im vorliegenden Fall aufgrund der Schilderungen des Piloten für unwahrscheinlich, dass *servo transparency* hätte auftreten können: „[...] *the pitch down movement observed at the end of the right turn cannot be assigned to a possible servo transparency.* [...]“

1.10.2 Wirbelringzustand

Unter dem Begriff Wirbelringzustand (*vortex ring state*) wird bei Helikoptern ein aerodynamischer Effekt bezeichnet, der auftreten kann, wenn ein Helikopter in dem vom Hauptrotor erzeugten Abwind (*downwash*) sinkt. Es kann sich dann im Bereich der Hauptrotorblattspitzen ein Wirbelsystem ausbilden, das die Strö-

mungsverhältnisse an den Hauptrotorblättern verändert. Als Folge dieser veränderten Strömungsverhältnisse wird der durch den Rotor produzierte Auftrieb massiv reduziert und entsprechend die Sinkrate des Helikopters erhöht. Durch Ziehen am *collective* wird der Effekt verstärkt. Der *cyclic* fühlt sich schwammig an und zeigt eine reduzierte Wirksamkeit. In der Regel wird das Phänomen von Vibrationen begleitet.

Zur Entstehung dieses Zustands werden nach gängiger Auffassung drei Faktoren benötigt:

1. Eine geringe horizontale Geschwindigkeit relativ zur umgebenden Luft (unter 30 kt)
2. Eine hohe Sinkrate (über 500 ft/min)
3. Eine gewisse Leistung des Triebwerks (d. h. kein autorotativer Zustand)

Der Zustand kann entweder durch Übergang in die Autorotation oder durch Aufnahme von horizontaler Geschwindigkeit beendet werden.

Der Hersteller Eurocopter hielt es im vorliegenden Fall aufgrund der Schilderungen des Piloten und einer vergleichenden Analyse der beiden Anflüge in Ober Erlen vom Unfalltag (vgl. Anlage 2) grundsätzlich für möglich, dass der Helikopter beim Unfallflug in einen Wirbelringzustand geraten war. Allerdings hielt einer der Testpiloten des Herstellers fest: „*I performed a lot of flights in vortex conditions on AS 350 but I never saw such a behavior, especially an uncommanded pitching down of 60° with forward speed! [...] Furthermore, during vortex ring state we willingly pitch down the helicopter in order to increase the forward speed and go out of the vortex condition, and the exit is in general immediate. [...]*“

1.10.3 Strömungsabriss am horizontalen Stabilisator

Der horizontale Stabilisator (*horizontal stabilizer*) am Heckausleger des Helikopters wird je nach Flugzustand und Fluglage aus unterschiedlichen Richtungen angeströmt. Es kann daher je nach Flugzustand und Fluglage zu einem Strömungsabriss (*stall*) bei positivem Anstellwinkel bzw. zu einem solchen bei negativem Anstellwinkel am horizontalen Stabilisator kommen, mit der Folge einer möglichen Nickbewegung des Helikopters nach oben (*pitch up*) bzw. nach unten (*pitch down*).

Der Hersteller Eurocopter kam im vorliegenden Fall aufgrund einer Analyse der Flugwegdaten zum Schluss, dass ein allfälliger *horizontal stabilizer stall* während der letzten Rechtskurve zu einer „*pitch up*“-Bewegung geführt hätte. Daher hielt er diese Hypothese aufgrund der Schilderungen des Piloten für unwahrscheinlich.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Wrackuntersuchung

Die detaillierte Untersuchung des Wracks, insbesondere im Bereich der Hauptrotorsteuerung, lieferte keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel, die den Unfall hätten verursacht oder beeinflussen können. Sämtliche Beschädigungen konnten konsistent auf die verschiedenen Phasen des Unfallverlaufs zurückgeführt werden.

2.1.2 Swashplate Guide

Aufgrund der Art der Beschädigung der Nietverbindungen zwischen der *swashplate guide* und dem Hauptgetriebegehäuse und der ungehinderten Beweglichkeit der Taumelscheibe entlang der *swashplate guide* kann geschlossen werden, dass die Nietverbindungen zum Zeitpunkt, als der Hauptrotor Bodenkontakt hatte, abgesichert wurden. Diese Beschädigung ist mit dem Unfallverlauf erklärbar und wurde gemäss Angabe des Herstellers auch schon bei anderen Unfällen mit Hauptrotorberührung festgestellt. Ein Abscheren der Nietverbindungen im Flug ist nach Angabe des Herstellers nicht bekannt.

Die minimale Deformation der Antriebsverbindung (*drive link*) zwischen dem oberen, drehenden Teil der Taumelscheibe und dem Hauptrotormast ist auf den Zerstörungsprozess zurückzuführen.

Es gibt daher keine Indizien, welche die kurz nach dem Unfall von Vertretern des Flugbetriebsunternehmens geäusserte Vermutung, wonach ein technischer Defekt in diesem Bereich den Unfall hätte verursachen können, stützen würden.

Gegen diese Vermutung spricht auch die Tatsache, dass aufgrund der Schilderungen des Piloten die Steuerung des Helikopters nach dem ersten Aufprall einwandfrei funktioniert haben muss und ihm so ein einigermaßen kontrolliertes Aufsetzen des Helikopters nach dem ersten Aufschlag möglich war.

2.1.3 Aufzeichnungsgeräte

Alle durch das *vehicle and engine multifunction display* (VEMD) bzw. den *engine data recorder* (EDR) registrierten Defekte bzw. Überschreitungen lassen sich konsistent mit dem Unfallverlauf in Verbindung bringen und auch die zeitlichen Abläufe lassen sich konsistent zusammenführen (vgl. Anlage 1). So erscheint es plausibel, dass die vom VEMD registrierten ersten Defekte um 2:12 min VEMD-Zeit dem ersten Aufprall am Boden entsprechen und als Folge davon der EDR wie auch das PowerFlarm einen vorübergehenden Unterbruch der Stromversorgung erlitten. Dadurch ging ein Teil der Aufzeichnungen des EDR und des PowerFlarm rückwirkend verloren, weshalb deren Aufzeichnungen ungefähr 19 s zuvor mitten im Flug abrupt enden. Da die *context* bzw. *limits readings* des EDR durch den Unterbruch der Stromversorgung anders beeinflusst wurden, liegen diese Aufzeichnungen noch für weitere rund 4 s vor.

Für die relevante Zeitspanne unmittelbar vor dem ersten Aufprall liegen somit keine Aufzeichnungen des EDR und des PowerFlarm vor, was die Untersuchung wesentlich erschwerte. Aus den Aufzeichnungen des VEMD kann jedoch geschlossen werden, dass auch in dieser Phase keine Defekte bzw. Überschreitungen vorlagen. Die vom Piloten kurz vor dem ersten Aufprall auf dem VEMD beobachteten gelben Textlinien bleiben unerklärt.

Die *context* bzw. *limits readings* des EDR zeigen ungefähr 4 s nach Ende der kontinuierlichen Aufzeichnung einen Anstieg der Rotordrehzahl auf 426 RPM und ein

Überschreiten des Schwellenwerts von 410 RPM während einer Dauer von 1.5 s. Somit muss gemäss dieser Aufzeichnung während der letzten Rechtskurve der Warnton für hohe Rotordrehzahl erklingen sein, was vom Piloten und auch weiteren Insassen nicht bestätigt wurde. Rein aerodynamisch wäre die gemäss Angabe des Piloten in dieser Phase erfolgte Reduktion der Geschwindigkeit (*backwards cyclic*) und das Einleiten der Rechtskurve durchaus konsistent mit einer Erhöhung der Rotordrehzahl.

2.1.4 Vision 1000

Wäre im Helikopter ein Aufzeichnungsgerät vom Typ Vision 1000 installiert gewesen, hätte dies die Untersuchung wesentlich vereinfacht (vgl. Kapitel 1.6.1). Durch die Aufzeichnung verschiedener technischer Parameter, von Bildern des Cockpits und der Instrumente sowie der Umgebungsgeräusche hätten mit grosser Wahrscheinlichkeit sowohl im technischen als auch im betrieblichen Bereich wesentlich vertiefere Erkenntnisse gewonnen werden können.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Mögliche Szenarien

2.2.1.1 Allgemeines

Da sich keine Hinweise für ein technisches Problem finden liessen, muss die Ursache für den Unfall im betrieblichen Bereich liegen. Die dafür prinzipiell in Frage kommenden Möglichkeiten werden in der Folge aufgelistet und hinsichtlich der Wahrscheinlichkeit, dass sie tatsächlich ursächlich für den Unfall waren, analysiert.

2.2.1.2 Servo Transparency

Der Pilot gab an, er sei während der letzten Rechtskurve weit entfernt von einem Flugzustand gewesen, bei dem *servo transparency* hätte auftreten können. Der Pilot war erfahren, insbesondere in der Arbeitsfliegerei und auf dem Muster AS 350 B3. Das Phänomen der *servo transparency* muss ihm daher bekannt gewesen sein. Die letzten vom PowerFlarm und dem EDR aufgezeichneten Werte kurz vor dem Eindrehen in die letzte Rechtskurve stützen die Schilderungen des Piloten. Die Werte waren mit 95 kt Geschwindigkeit gegenüber Grund und einem geringen *torque*-Wert bzw. einer tiefen Stellung des *collective* in einem Bereich, der nicht kritisch für die Entstehung des Phänomens war.

Der Pilot erwähnte weiter, dass er während des Unfallverlaufs immer volle Hydraulikunterstützung hatte und sich die Steuer seiner Meinung nach normal anfühlte, der Helikopter aber nicht auf die Steuereingaben reagierte. Diese Beschreibungen passen nicht zum Phänomen der *servo transparency*, ebenso wenig die vom einen Flughelfer beobachteten pumpenden Bewegungen des Piloten am *collective*, was bei Vorliegen von *servo transparency* aufgrund der Schwergängigkeit der Steuer kaum möglich gewesen wäre.

Es erscheint daher wenig wahrscheinlich, dass *servo transparency* eine Rolle spielte. Diese Einschätzung wurde vom Hersteller des Helikopters geteilt.

2.2.1.3 Wirbelringzustand

Das vom Piloten beschriebene Verhalten der Steuerung, wonach sich diese normal anfühlte, der Helikopter aber nicht oder zumindest nicht unmittelbar auf die Steuereingaben reagierte, würde mit dem Phänomen des Wirbelringzustands übereinstimmen. Auch das von mehreren Insassen beobachtete Ziehen des Piloten am *collective*, ohne dass dies Wirkung gezeigt hätte, spricht dafür.

Von den drei notwendigen Bedingungen zur Entstehung des Wirbelringzustands waren eine hohe Sinkrate und eine gewisse Leistung der Turbine sicherlich gegeben. Hingegen dürfte aufgrund der letzten aufgezeichneten Daten, der Schilderungen der Insassen sowie der Spuren des ersten Aufpralls am Boden die Vorwärtsgeschwindigkeit doch beträchtlich gewesen sein, womit der dritte notwendige Faktor, eine geringe horizontale Geschwindigkeit gegenüber der umgebenden Luft, fehlte. Der leichte Südwind im Bereich der Unfallstelle führte zwar dazu, dass der Helikopter während der letzten Rechtskurve in den Rückenwind drehte, was die Gefahr der Entstehung des Wirbelringzustands während des Endanfluges grundsätzlich erhöhte. Allerdings war der Wind nur schwach.

Angesichts dieser Tatsachen erscheint es eher unwahrscheinlich, dass der Helikopter während des Landeanfluges in einen Wirbelringzustand geriet. Unerklärt bliebe dabei auch das überraschende „nose down“-Moment des Helikopters während der Rechtskurve, wie es auch vom Testpiloten des Herstellers während eines Wirbelringzustandes noch nie hatte beobachtet werden können.

Die Analyse des ersten Anfluges auf den Landeplatz bei Ober Erlen am Unfalltag (vgl. Anlage 2) zeigt jedoch, dass sich der Helikopter aufgrund der aufgezeichneten Horizontalgeschwindigkeiten und der berechneten Vertikalgeschwindigkeiten gegen Ende dieses Anfluges im Bereich eines möglichen Wirbelringzustandes befand. Ein direkter Vergleich mit dem Anflug während des Unfallfluges ist aufgrund der fehlenden Aufzeichnungen aber nicht möglich.

2.2.1.4 Strömungsabriss am horizontalen Stabilisator

Ein Strömungsabriss am horizontalen Stabilisator während der letzten Rechtskurve erscheint grundsätzlich denkbar. Ursache dafür könnte beispielsweise eine unkoordiniert geflogene Kurve sein. Hingegen hätte ein solcher Strömungsabriss nach Angaben des Herstellers zu einer „pitch up“-Bewegung des Helikopters geführt, was nicht mit der Schilderung des Piloten übereinstimmt. Auch hätte ein solches Phänomen durch Steuereingaben des Piloten leicht korrigiert werden können. Diese Hypothese erscheint daher unwahrscheinlich.

2.2.1.5 Fehleinschätzung durch den Piloten

Der erste Anflug auf den Landeplatz bei Ober Erlen am Unfalltag wie auch der zweite Anflug bis zum Ende der Aufzeichnungen zeigen, dass der Pilot den Helikopter dynamisch, das heisst mit grossen Geschwindigkeiten und teilweise extremen Sinkraten sowie relativ raschen Variationen derselben, flog. Beim ersten Anflug am Morgen kam der Helikopter dabei in den Bereich eines möglichen Wirbelringzustandes. Beim zweiten Anflug, während des Reduzierens der Geschwindigkeit und des Eindrehens in die letzte Rechtskurve, kam es zu einem kurzzeitigen Anstieg der Rotordrehzahl bis zu einem Wert, der nur geringfügig unter dem maximal zulässigen Wert lag. Dies beweist ebenfalls, dass der Helikopter dynamisch und an der Grenze seiner Betriebslimiten geflogen wurde.

Es ist daher denkbar, dass sich der Pilot beim Anflug verschätzte und die Sinkrate zu spät zu reduzieren begann, so dass es zu einem harten Aufprall auf dem Boden kam. Zu einem solchen Szenario könnte auch das schneebedeckte Gelände beigetragen haben, indem es durch die gleichmässige Struktur das Einschätzen von Distanzen und Höhen erschwert haben könnte.

2.2.1.6 Fazit

Keines der denkbaren Szenarien deckt sich hundertprozentig mit den Schilderungen und Beobachtungen des Piloten. Mangels Aufzeichnungen und Bildern, wie

sie zum Beispiel von einem System wie dem Vision 1000 geliefert worden wären, lassen sich daher keine definitiven Schlussfolgerungen ziehen.

2.2.2 Überlebensaspekte

Der Unfall war überlebbar, da der erste, heftige Aufprall in nahezu horizontaler Lage erfolgte. Dadurch wurde ein grosser Teil der Energie durch das Kufenlandegestell absorbiert. Die Deformation des Pilotensitzes belegt, dass die vertikale Aufprallenergie sehr gross war. In der Folge gelang es dem Piloten trotz der erlittenen Verletzungen, den Helikopter einigermassen kontrolliert aufzusetzen.

Durch den Bruch der Flex-Kupplung zwischen dem vorderen und den hinteren Teil der Heckrotorwelle beim ersten Aufprall fiel der Heckrotor aus, was der Pilot realisierte. Er reduzierte den *collective* mit der Folge, dass das von Turbine und Hauptrotor erzeugte und durch den ausgefallenen Heckrotor nicht mehr kompensierte Drehmoment etwas kleiner wurde. Dennoch drehte sich der Helikopter weiter um seine Hochachse, da die Turbine weiterhin Leistung an den Hauptrotor abgab. Durch Drehen des *twist grip* in die Position IDLE hätte das Triebwerk in den Leerlauf gebracht werden können, was das Drehmoment um die Hochachse drastisch reduziert hätte. Diese Massnahme sieht das Flughandbuch im Falle eines Heckrotorausfalls im Schwebeflug innerhalb des Bodeneffekts vor, was nicht exakt der hier vorliegenden Situation entsprach. Es muss offen bleiben, wie eine Landung mit nicht mehr vorhandener Leistung des Triebwerks und stark deformiertem bzw. beschädigtem Kufenlandegestell ausgegangen wäre.

Während des Unfallfluges benutzte abgesehen vom Piloten niemand die Sicherheitsgurte, obwohl dies für die Insassen auf den hinteren Sitzbänken problemlos möglich gewesen wäre. Das Tragen der Gurten hätte verhindert, dass die vier Personen auf den hinteren Sitzbänken im Verlauf des Unfalls aufgrund der wirkenden Zentrifugalkraft auf der rechten Seite aus dem Helikopter geschleudert wurden. Angesichts des praktisch unversehrten Innenraums der Kabine wäre damit die Gefährdung für diese Personen deutlich geringer gewesen. Die Schilderung der einen Person, wonach sich das Heck des Helikopters über sie hinwegdrehte, als sie bereits am Boden lag, sowie die Tatsache, dass einer der Insassen in unmittelbarer Nähe des Hauptrotorkopfes zu liegen kam, verdeutlichen, welche grosse Gefahr die Insassen durch das Herausschleudern aus dem Helikopter ausgesetzt waren.

Die diesbezüglichen Angaben im Flugbetriebshandbuch des Flugbetriebsunternehmens sind eindeutig. Der Pilot gab an, die Beladung der Kabine den Flughelfern überlassen zu haben, um sich auf die fliegerischen Aspekte zu konzentrieren. Die beiden erfahrenen Flughelfer unterliessen es, die Passagiere und sich selber – wo möglich – anzugurten, was darauf hindeutet, dass dies im Flugbetriebsunternehmen so üblich war. Angesichts des nicht lange zurückliegenden Unfalls mit der HB-ZKK, bei dem die Untersuchung unter anderem das nicht konsequente Tragen der Sicherheitsgurte kritisierte, ist die Sicherheitskultur zu hinterfragen.

Durch die vielen losen und gefährlichen Gegenstände in der Kabine entstand weiteres Gefährdungspotenzial für die Insassen im Falle eines Unfalls.

Es mag im Flugbetrieb Situationen geben, wo das konsequente Tragen der Sicherheitsgurte schwierig und das Mitführen von losem Material in der Kabine unumgänglich ist. Flüge dieser Kategorie müssen im Sinne einer Risikominimierung sowohl in der Anzahl als auch in der zeitlichen Dauer auf das Minimum reduziert werden. Der vorliegende Flug gehörte nicht in die Kategorie derartiger Flüge.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die ersten Defekte wurden durch das VEMD zeitgleich mit dem ersten Aufprall am Boden registriert.
- Während der letzten Rechtskurve wurde durch den EDR kurzzeitig eine Rotordrehzahl registriert, die knapp unter dem maximal zulässigen Wert von 430 RPM lag.
- Masse und Schwerpunkt des Helikopters befanden sich während des Unfallfluges innerhalb der vom Hersteller vorgegebenen Grenzen.

3.1.2 Pilot

- Der Pilot war im Besitz der für den Flug notwendigen Ausweise.
- Der Pilot war Geschäftsführer des Flugbetriebsunternehmens und hatte zudem die Funktionen des Chefpiloten und des Flugbetriebsleiters inne.
- Der Pilot war erfahren, insbesondere in der Arbeitsfliegerei und auf dem Muster AS 350 B3.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten während des Unfallfluges vor.

3.1.3 Flughelfer

- Beim einen der beiden Flughelfer handelte es sich um den Chefflughelfer des Flugbetriebsunternehmens.
- Der zweite Flughelfer arbeitete auf Basis einer nebenamtlichen Tätigkeit für das Flugbetriebsunternehmen.
- Beide Flughelfer waren erfahren.

3.1.4 Flugverlauf

- Um etwa 12:07 Uhr startete der Helikopter bei der Alp Loch, um nach Ober Erlen und anschliessend nach Mollis zurückzufliegen.
- In einem kontinuierlichen Sinkflug mit stark reduziertem *collective* und niedrigen *torque*- und NG-Werten querte der Helikopter das Sernftal, überflog einen der Masten der im Talgrund verlaufenden Hochspannungsleitung und drehte anschliessend nach rechts in eine Art Gegenanflug für die Landung bei Ober Erlen.
- Die Höhe vor dem Eindrehen in den Queranflug betrug nach Einschätzung des Piloten ungefähr 15 bis 20 m über einem weiteren Mast der Hochspannungsleitung, entsprechend etwa 80 bis 100 m über Grund.
- Die Nase des Helikopters zeigte leicht nach unten und der Pilot begann, langsam die Geschwindigkeit zu reduzieren.
- Gegen Ende der letzten Rechtskurve vor der Landung zeigte die Nase des Helikopters steil nach unten.

- Die Steuer fühlten sich nach Angabe des Piloten normal an, jedoch seien seine Steuereingaben ohne spürbare Reaktion des Helikopters geblieben.
- Mehrere Insassen konnten beobachten, wie der Pilot am *collective* zog, ohne dass der Helikopter eine Reaktion gezeigt hätte.
- Der Flughelfer auf der hinteren Sitzbank konnte pumpende Bewegungen des Piloten am *collective* beobachten.
- Kurz vor dem Aufprall kam der Helikopter allmählich wieder in eine ungefähr horizontale Lage.
- Der Helikopter schlug mit grosser Vertikal- und erheblicher Vorwärtsgeschwindigkeit in einer geringen „nose down“-Lage und mit leichter Querlage nach rechts auf dem Boden auf und wurde sogleich wieder vom Boden wegkatapultiert.
- Durch das Beharrungsvermögen des Heckauslegers knickte dieser beim Aufprall nach unten ab, wodurch die Flex-Kupplung zwischen dem vorderen und dem hinteren Teil der Heckrotorwelle brach.
- Der Skikorb wurde vom Helikopter abgetrennt.
- Mit immer noch erheblicher Vorwärtsgeschwindigkeit flog der Helikopter ungefähr geradeaus weiter und erreichte nach Schätzung des Piloten nochmals eine Höhe von etwa 10 bis 15 m über Grund.
- Dann begann sich der Helikopter im Gegenuhrzeigersinn um die Hochachse zu drehen.
- Alle vier Insassen auf der hinteren Sitzbank wurden aus dem Helikopter geschleudert.
- Nach insgesamt etwa drei Umdrehungen des Helikopters um seine Hochachse schlugen die Hauptrotorblätter in den Boden und der Helikopter kam auf der rechten Seite liegend zum Stillstand.
- Fünf der sechs Insassen wurden erheblich verletzt.
- Der Helikopter wurde zerstört.

3.1.5 Rahmenbedingungen

- Die vier Insassen auf den hinteren Sitzbänken waren nicht angegurtet.
- Der Flughelfer, der sich vorne links neben dem Piloten befand, sass auf einer zusammengerollten Transportleine und einem Transportnetz.
- Loses Material befand sich im Skikorb auf der rechten Seite des Helikopters bzw. in der Kabine.
- Die Wolken- und Sichtverhältnisse hatten keinen Einfluss auf den Unfallverlauf.
- Im Gebiet der Unfallstelle herrschte leichter Südwind.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Helikopter während eines Landeanfluges mit grosser Vertikal- und erheblicher Vorwärtsgeschwindigkeit auf dem Boden aufschlug.

Die Ursache konnte nicht restlos geklärt werden. Sie liegt mit grosser Wahrscheinlichkeit im betrieblichen Bereich.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Sicherheitsempfehlungen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization* – ICAO) sowie Artikel 17 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, die darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl sind jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die schweizerische Gesetzgebung sieht in der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) bezüglich Sicherheitsempfehlungen folgende Regelung vor:

„Art. 48 Sicherheitsempfehlungen

¹ Die SUST richtet die Sicherheitsempfehlungen an das zuständige Bundesamt und setzt das zuständige Departement über die Empfehlungen in Kenntnis. Bei dringlichen Sicherheitsproblemen informiert sie umgehend das zuständige Departement. Sie kann zu den Umsetzungsberichten des Bundesamts zuhanden des zuständigen Departements Stellung nehmen.

² Die Bundesämter unterrichten die SUST und das zuständige Departement periodisch über die Umsetzung der Empfehlungen oder über die Gründe, weshalb sie auf Massnahmen verzichten.

³ Das zuständige Departement kann Aufträge zur Umsetzung von Empfehlungen an das zuständige Bundesamt richten.“

Die SUST veröffentlicht die Antworten des zuständigen Bundesamtes oder von ausländischen Aufsichtsbehörden unter www.sust.admin.ch und erlaubt so einen Überblick über den aktuellen Stand der Umsetzung der entsprechenden Sicherheitsempfehlung.

Sicherheitshinweise

Als Reaktion auf während der Untersuchung festgestellte Sicherheitsdefizite kann die SUST Sicherheitshinweise veröffentlichen. Sicherheitshinweise werden formuliert, wenn eine Sicherheitsempfehlung nach der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 nicht angezeigt erscheint, formell nicht möglich ist oder wenn durch die freiere Form eines Sicherheitshinweises eine grössere Wirkung absehbar ist. Sicherheitshinweise der SUST haben ihre Rechtsgrundlage in Artikel 56 der VSZV:

„Art. 56 Informationen zur Unfallverhütung

Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen.“

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Aufzeichnungsgeräte

4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Wäre im Helikopter ein Aufzeichnungsgerät vom Typ Vision 1000 installiert gewesen, hätte dies die Untersuchung wesentlich vereinfacht. Durch die Aufzeichnung verschiedener technischer Parameter, von Bildern des Cockpits und der Instrumente sowie der Umgebungsgeräusche hätten mit grosser Wahrscheinlichkeit sowohl im technischen als auch im betrieblichen Bereich wesentlich vertiefere Erkenntnisse gewonnen werden können.

Mangels Aufzeichnungen liessen sich im vorliegenden Fall keine definitiven Schlussfolgerungen in Bezug auf die Unfallursache ziehen.

4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung

Bereits bei vielen früheren Untersuchungen wurden Sicherheitsempfehlungen erlassen, geeignete Aufzeichnungsgeräte auch in Luftfahrzeugen mit geringerer Masse einzubauen und so unter anderem bei Unfällen die Ursachenfindung zu erleichtern. Insbesondere scheint dies bei Luftfahrzeugen im gewerbsmässigen Einsatz angebracht.

Eine Übersicht über bereits erlassene Sicherheitsempfehlungen mit dieser Stossrichtung findet sich zum Beispiel im Schlussbericht Nr. 1928. Die SUST verzichtet daher im vorliegenden Fall auf eine weitere Sicherheitsempfehlung.

4.2 Sicherheitshinweise

Keine

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.3.1 Flugbetriebsunternehmen

4.3.1.1 Technische Kontrolle der Helikopter

Als Folge der in den Tagen nach dem Unfall geäusserten Vermutung des Flugbetriebsunternehmens, wonach der Unfall eine Folge eines Defekts im Bereich der Hauptrotorsteuerung sein könnte (vgl. Kapitel 1.9.3), wurde der zweite Helikopter des Musters AS 350 B3e des Flugbetriebsunternehmens vorübergehend aus dem Flugbetrieb genommen.

Am 28. Dezember 2013 wurde beschlossen, diesen Entscheid aufzuheben und den Helikopter wieder im Flugbetrieb einzusetzen, unter Anwendung detaillierter Kontrollen vor allem im Bereich der Hauptrotorsteuerung alle 10 Betriebsstunden. Diese Kontrollen wurden auch auf die anderen Helikopter des Flugbetriebsunternehmens des Musters AS 350 B3 ausgeweitet.

Gemäss einer Mitteilung des Flugbetriebsunternehmens vom 1. April 2014 konnten bis dahin im Rahmen dieser Kontrollen keine Auffälligkeiten festgestellt werden.

4.3.1.2 Sicherheitsgurte

Am 14. Januar 2014 wurde als Konsequenz aus dem Unfall ein Sicherheitsbulletin (*safety bulletin*) an alle Piloten, Flughelfer und die Einsatzleitung erlassen. Darin wurden unter anderem die folgenden Punkte erwähnt:

„Es wird weiter darauf hingewiesen, dass folgende Regeln nach wie vor gelten:

- *Es sind die Vorgaben des FM⁷ / FOM unbedingt einzuhalten und umzusetzen.*
- *Die Mitarbeiter werden angehalten, bei Unsicherheiten das FM / FOM zu konsultieren.*
- *Alle Passagiere des Helikopters müssen angeschnallt sein.*
- *Ausnahme sind Flughelfer, welche auf Geheiss des Piloten die Freiheit des Heckrotors beim Landeanflug sicherstellen müssen.*
- *Keine weiteren Ausnahmen.*
- *Für jedes Crew-Mitglied muss eine Sitz- und Anschnallmöglichkeit vorhanden sein.*
- *[...]*

Verantwortlich für die konsequente Durchsetzung dieser Regeln ist der Pilot.“

Am 8. Oktober 2015 wurde die Anschnallpflicht für alle Insassen in einer internen Weisung nochmals in Erinnerung gerufen.

Payerne, 23. Dezember 2016

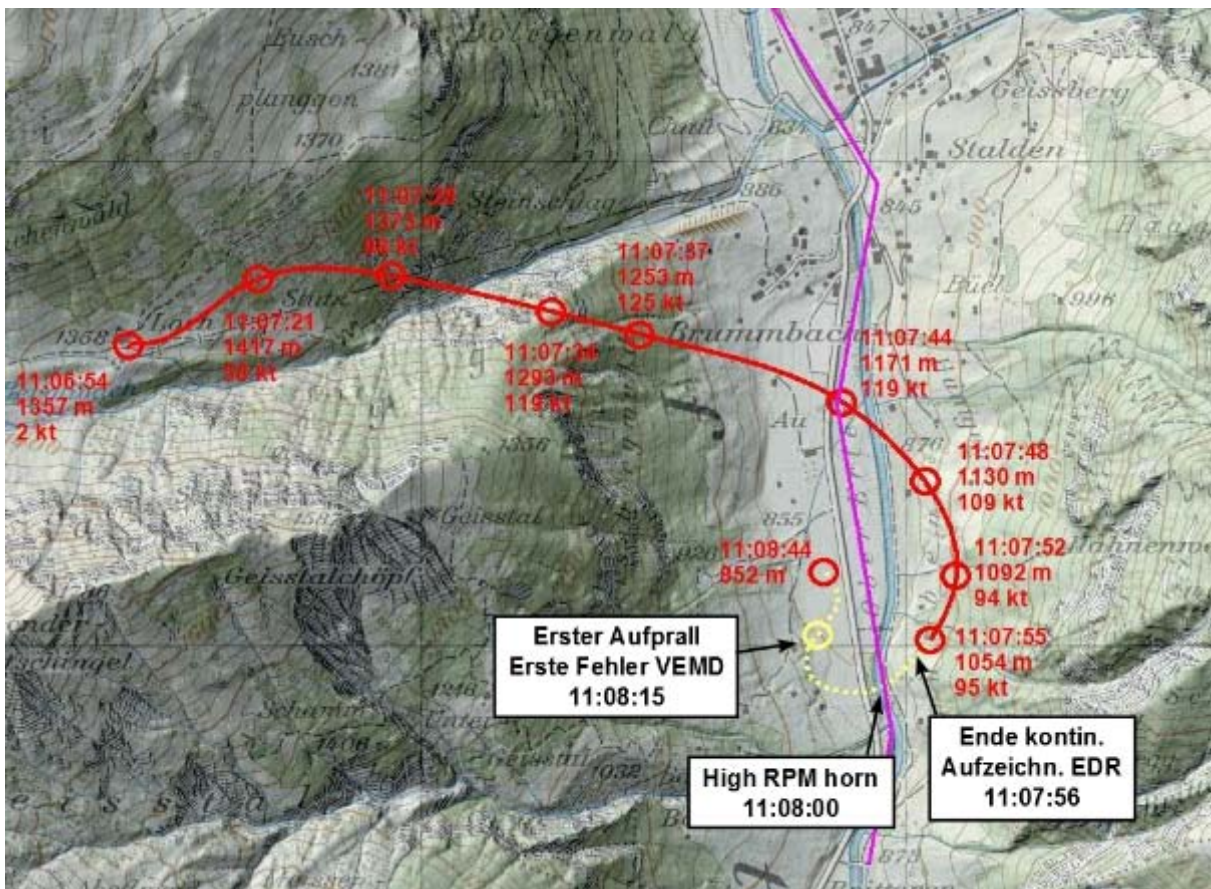
Untersuchungsdienst der SUST

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, 13. Dezember 2016

⁷ FM: *flight manual*, Flughandbuch; FOM: *flight operation manual*, Flugbetriebshandbuch

Anlage 1: Zeitliche Verhältnisse gemäss Analyse der Daten von PowerFlarm, VEMD und EDR

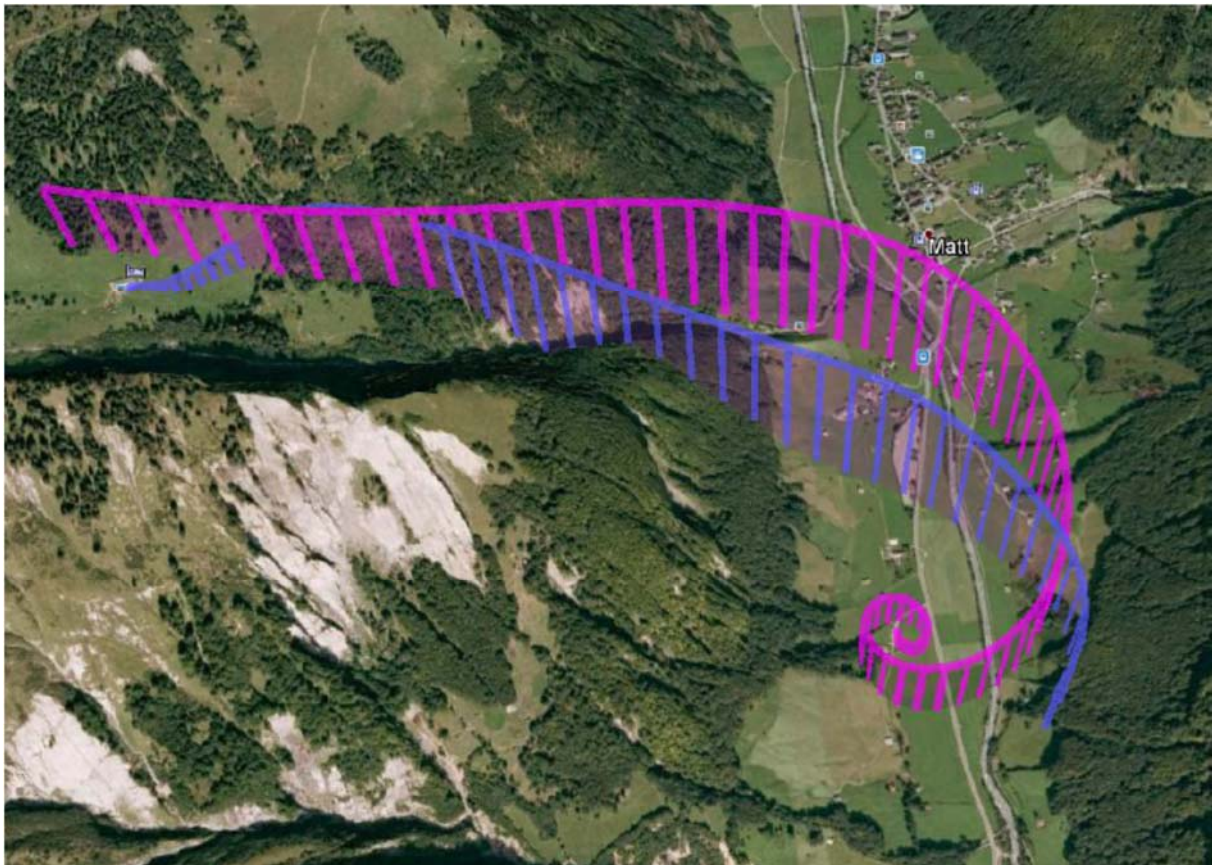


Bemerkungen: Die Zeiten entsprechen der PowerFlarm-Zeit, angegeben in UTC.

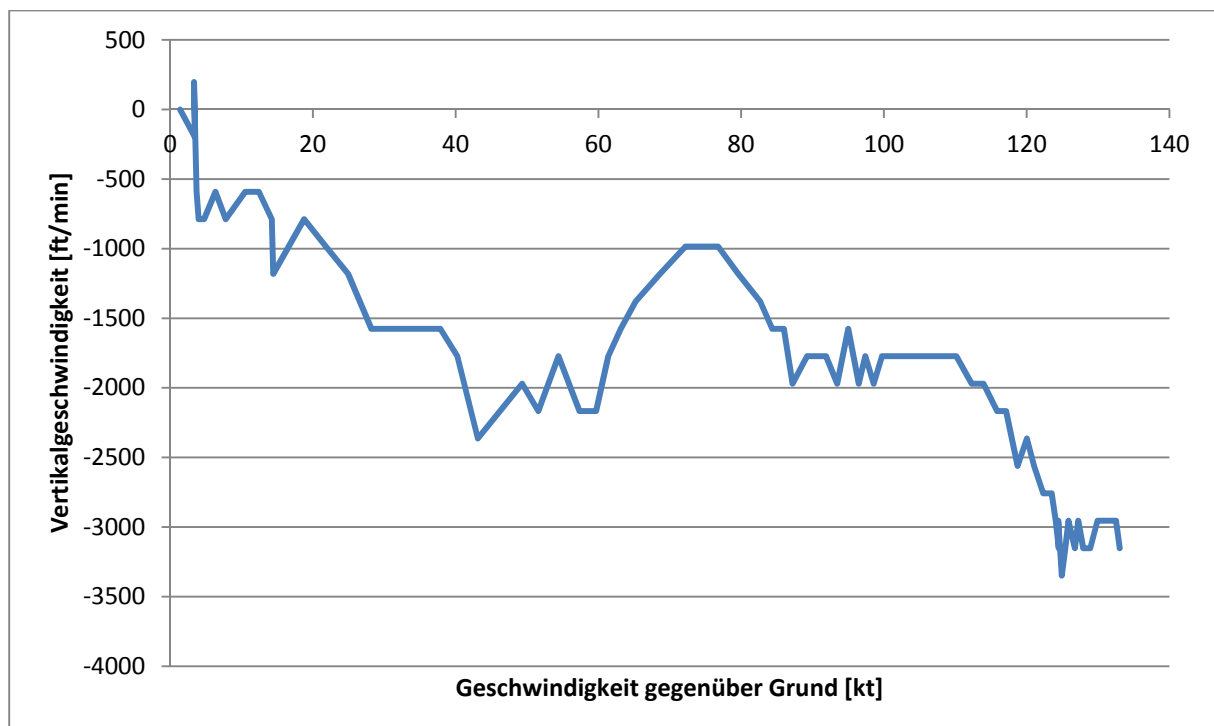
Die Synchronisation der unterschiedlichen Zeitmessungen von PowerFlarm und EDR erfolgte unter Vergleich der vom PowerFlarm aufgezeichneten GPS-Höhen mit den vom EDR aufgezeichneten Druckhöhen (geschätzte Genauigkeit ± 2 s).

Die Synchronisation der unterschiedlichen Zeitmessungen von EDR und VEMD erfolgte unter Verwendung des Zeitpunktes, als die Drehzahl des Kompressors (NG) beim Starten des Triebwerks zum Unfallflug 10 % durchlief (Genauigkeit ± 1 s).

Basiskarte reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo (JA150149).

Anlage 2: Vergleich der beiden Anflüge auf den Landeplatz bei Ober Erlen

Erster Anflug gemäss Aufzeichnung des PowerFlarm in Magenta. Zweiter Anflug (Unfallflug) gemäss Aufzeichnung des PowerFlarm in Blau. Alle Höhen entsprechen korrigierten GPS-Höhen. Darstellung in Google Earth.



Erster Anflug: Aufgezeichnete Geschwindigkeit gegenüber Grund [kt] vs. aus den Aufzeichnungen berechnete Vertikalgeschwindigkeit [ft/min].