



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici
Uffizi d'investigaziun per accidents d'aviatica

Aircraft accident investigation bureau

Schlussbericht Nr. 1875

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters SA315B Lama, HB-XTY

vom 14. Dezember 2002

Breithorngletscher, Gemeinde Zermatt / VS,

ca. 40 km SSE von Sitten (Sion)

Cause

L'accident est dû à une collision avec le terrain suite à la perte de contrôle de l'hélicoptère, celui-ci devenu partiellement incontrôlable pour des raisons d'ordre mécanique.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Entsprechend dem Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt (ICAO Annex 13) ist das alleinige Ziel der Untersuchung eines Flugunfalles oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Es ist nicht Zweck dieser Untersuchung, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Gemäss Art. 24 des Schweizer Luftfahrtgesetzes ist die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung.

Geschlechtsunabhängig wird in diesem Bericht aus Datenschutzgründen ausschliesslich die männliche Form verwendet.

Alle Zeiten in diesem Bericht sind, wo nicht anders angegeben, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Zeit (MEZ) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*universal time coordinated* – UTC) lautet: $LT = MEZ = UTC + 1 \text{ h}$.

Der Wortlaut des deutschsprachigen Berichtes ist massgebend.

Das Büro für Flugunfalluntersuchungen bedankt sich bei den Behörden und Organisationen für die Unterstützung, die ihm bei der Durchführung der Untersuchung gewährt wurde.

Schlussbericht

Eigentümer	Air Zermatt AG, 3920 Zermatt
Halter	Air Zermatt AG, 3920 Zermatt
Luftfahrzeugmuster	Eurocopter France / Aérospatiale SA315B
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-XTY
Ort	Breithorngletscher, Gemeinde Zermatt / VS Koordinaten: 624 900 / 088 200 Luftfahrthinderniskarte 1:25 000 Blatt 1348 Zermatt
Datum und Zeit	14. Dezember 2002, 10:15 Uhr

Allgemeines

Kurzdarstellung

Während eines zwanzigminütigen Rundfluges hörten die Insassen der HB-XTY plötzlich einen Knall und verspürten anschliessend starke Vibrationen. Der Pilot entschied sich zu einer sofortigen Notlandung auf dem Breithorngletscher. Die Maschine überschlug sich und blieb auf der linken Seite liegen. Dabei wurde sie stark beschädigt.

Untersuchung

Der Unfall geschah um ca. 10:15 Uhr. Die Untersuchung wurde in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Wallis durchgeführt.

1 Festgestellte Tatsachen

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Am 14. Dezember 2002 führte die Air Zermatt mit drei Helikoptern Passagierflüge durch, welche eine Firma ihren Angestellten offeriert hatte.

Bei schönem Wetter und Windstille traf der Pilot um 08:30 Uhr auf der Helibasis ein. Um 09:00 Uhr begann die Vorbereitung des Helikopters. Der Pilot tankte die Maschine auf ein Total von 280 Litern auf und führte eine Vorflugkontrolle durch.

Nachdem die Gäste gegen 09:25 Uhr eingetroffen waren, erfolgte der Start zum ersten Standard-Rundflug um 09:35 Uhr. Bis auf eine zu schwache Empfangslautstärke im Helm des Piloten verlief der Flug normal. Da drei Helikopter zusammen in der Luft waren, tauschte der Pilot vor dem zweiten Flug zur sicheren Verständigung den Helm gegen einen Kopfhörer aus.

1.1.2 Flugverlauf

Gegen 10:00 Uhr startete der Pilot mit vier Passagieren an Bord zu seinem zweiten Rundflug, den er wie folgt beschreibt:

„Nachdem ich mit etwa maximum 0,9 Grad Pitch auf dem Matterhorn Gipfel angelangt war, reduzierte ich und flog Richtung Klein Matterhorn, das ich nördlich auf etwa Höhe Bergstation passierte. Bei einem Kurs von ca. 080 Grad nördlich des Breithorns in leichtem Sinkflug, Geschwindigkeit von etwa 150 km/h und einer Höhe von 3700 m/AMSL (ca. 400 m über GND) gab es plötzlich einen dumpfen Knall mit einer sehr heftigen Erschütterung und der Heli begann zu sinken. Ich hatte das Gefühl es zerresse die Maschine. Sofort reduzierte ich die Leistung, doch die starken tieffrequenten Vibrationen blieben trotzdem. Der Pitch und Stick gingen jedoch leichtgängig und gaben mir meiner Erinnerung nach keine abnormalen Rückschläge, ebenso mit den Pedalen, die ich aber kaum betätigte, da der Heli den Kurs nach dem Knall beibehielt. In diesem folgenden Sinkflug erhöhte sich, nach meinem Erachten, die Rotorendrehzahl rasch.

Da ich mich sofort nach dem Knall jedoch auf einen spaltfreien Gletscherplatz konzentrierte, achtete ich mich nicht mehr auf die Instrumente wie z.B. Drehzahl, Vario und Speed. Zudem setzte ich meine ungefähre Position (nördlich Breithorn) und ein „Mayday“ über Funk ab.

Um der immer höher werdenden Rotorendrehzahl entgegen zu wirken, zog ich kurz den Pitch (schätzungsweise 200 m über GND), was jedoch überhaupt nichts nützte! Somit setzte ich wieder low Pitch, um trotzdem die Drehzahl zu sichern.

Etwa 20-30 Meter über Boden versuchte ich ein leichtes „Flare“ einzuleiten. In diesem Moment war die Maschine über die Längsachse absolut stabil. Als ich zum Abbremsen der Sinkgeschwindigkeit den Pitch ziehen wollte, reagierte überhaupt nichts! Somit stürzten wir praktisch ungebremst in den hohen Schnee. Dass der Helikopter wegen des links abfallenden Geländes auf diese Seite kippte, realisierte ich nicht mehr.

Meiner Meinung nach reagierten während des ganzen Notlandemanövers nur Pedale und Stick.“

Die Rettung wurde sofort eingeleitet. Die Fluggäste wurden befreit und in Sicherheit gebracht.

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	2	---
Leicht oder nicht verletzt	1	2	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Schwer beschädigt.

1.4 Sachschaden Dritter

Keiner.

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Pilot

Person	Schweizerbürger, Jahrgang 1972		
Lizenz	PPL (H), Gültigkeitsdauer bis 28.05.2004 und CPL (H), Gültigkeitsdauer bis 28.05.2003		
Berechtigungen	RTI (VFR)		
Eingetragene Flugzeugmuster	AL II, AS 350 Typen, B 206/206L, Enstrom 28 Hughes 300, R 22, SA 315		
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1		
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	am 16.05.2002, Befund: tauglich		

1.5.1.1 Flugerfahrung

Insgesamt:	454:11 Std.	Während der letzten 90 Tage:	13:25 Std.
Mit dem Unfallmuster:	122:45 Std.	Während der letzten 90 Tage:	7:06 Std.

1.5.2 Passagiere

Schweizerbürger, Jahrgang 1965, keine fliegerische Erfahrung
Schweizerbürger, Jahrgang 1936, keine fliegerische Erfahrung
Schweizerbürger, Jahrgang 1959, keine fliegerische Erfahrung
Schweizerbürger, Jahrgang 1969, keine fliegerische Erfahrung

1.6 Flugzeug

Muster	SA315B Lama, S/N 2645
Charakteristik	5-plätziger Helikopter
Baujahr / Werknr.	1983 / 2645
Motor	Turbomeca Artouste III B 1, S/N 2400
Rotor	Hauptrotor mit 3 Blättern
Zulassungsbereich	VFR bei Tag und bei Nacht
Betriebsstunden	8388 Std.
Masse und Schwerpunkt	Masse (1661 kg) und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt am: 10.04.1989 Letzte BAZL Kontrolle am: 28.01.2000
Unterhalt	Grundüberholung der Zelle und 400 Std-Kontrolle des Triebwerks am 30.07.2002 200 Std-Kontrolle der Zelle; Hauptrotorkopf gewechselt am 28.10.2002 50 Std-Kontrolle am 28.11.2002 Die letzte vermerkte Tageskontrolle fand am 13.12.2002 statt. Anlässlich der Grundüberholung der Zelle wurde der <i>combineur</i> zerlegt, rissgeprüft, neu bemalt und wieder zusammen gebaut.
Flugzeitreserve	ca. 60 Minuten

1.7 Wetter

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz lag am Rande eines ausgedehnten Hochdruckgebietes mit Zentrum über Russland. Das Wetter in der Schweiz wurde zunehmend durch ein Tiefdruckgebiet über dem Golf von Biskaya beeinflusst. Die mit diesem Tief verbundene Warmfront näherte sich von Südwesten her der Schweiz.

1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

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

Wetter/Wolken	2-4/8 Basis um 16 000 ft AMSL
Sicht	über 30 km
Wind	250 Grad, 15 Knoten, Windspitzen bis 22 Knoten
Temperatur/Taupunkt	-07 °C / -27 °C
Luftdruck	QNH LSGS 1021 hPa Druck auf 3100 m/M (Gornergrat): 693,4 hPa

Gefahren	Leichte Turbulenz, vor allem im Lee von Gebirgskämmen	
Sonnenstand	Azimut: 150°	Höhe: 15°

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 Funkverkehr

Bis zum Unfallzeitpunkt waren die Funkgespräche während des Fluges normal. Kurz nach dem Einleiten der Notlandung gab der Pilot ein „*mayday*“ mit der ungefähren Position durch. Dieser Notruf wurde von den anderen Helikoptern aufgenommen und erlaubte den Rettern ein schnelles Auffinden des Unfallortes.

1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Nicht eingebaut.

1.12 Informationen über das Wrack und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Der Helikopter landete im Bereich zahlreicher Spalten auf der Nordseite des Breithorngletschers. Der Landestoss erfolgte auf einer Schneeverwehung, welche einen Teil der Energie aufnehmen konnte.

1.12.2 Wrack

Nach dem ersten Aufprall wurde der Helikopter wieder hoch geschleudert und kam auf die linke Seite zu liegen. Der Hauptrotor trennte sich von der Zelle und fiel nur wenige Meter neben dem Wrack in eine Gletscherspalte.

1.13 Medizinische Feststellungen

Es liegen keine Anzeichen für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten zum Zeitpunkt des Unfalles vor.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebenschancen

Dank der hohen Schneeverwehung und der kontrollierten Lage des Helikopters beim Aufprall zwischen den Gletscherspalten blieb der Unfall trotz der grossen Energie des ersten Landestosses ohne Todesfolge.

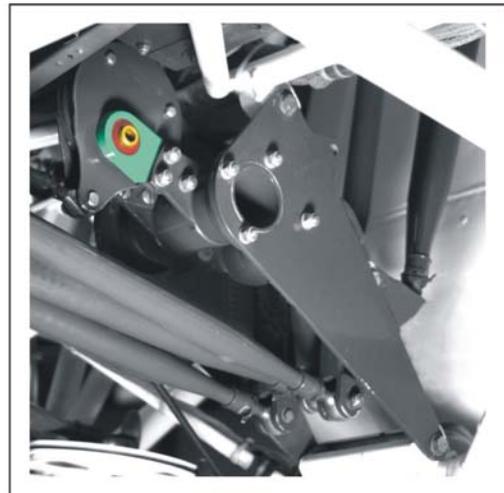
1.16 Besondere Untersuchungen

Die mechanisch beschädigten Hauptteile wurden einer Analyse unterzogen.

Besondere Aufmerksamkeit wurde dem *combinateur* der Kollektiv-Steuerung mit der gebrochenen Lasche gewidmet. Bei der Lasche konnte ein Ermüdungsbruch nachgewiesen werden, der ca. 50% der Gesamtbruchfläche umfasste. Der Bruchausgang befand sich eindeutig auf der Innenseite. Auf der Bruchausgangseite war ein interkristalliner Korrosionsangriff nachweisbar. Im Bruchausgangsbereich hatte die Eloxalschicht zahlreiche Risse, was auf eine mechanische Beschädigung hindeutet. Der Hohlbolzen des *combinateur* hatte einen Durchmesser von 14.98 mm, die Kugellager einen Innendurchmesser von 15.005 mm und die Büchse einen Innendurchmesser von 15.02 bis 15.03 mm.



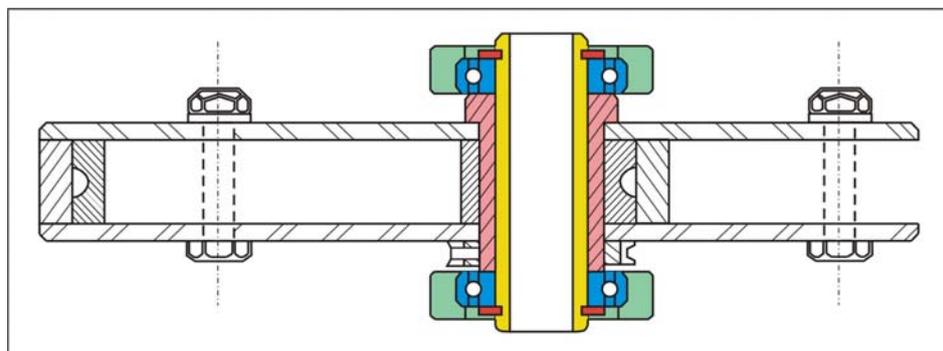
Combinateur



- Combinateur
- Lasche
- Sicherungsring
- Hohlbolzen

Untersuchung am Hohlbolzen:

Durch eine Steuerstange wird die kollektive Blattverstellung auf eine Exzentrerscheibe geführt. Die Exzentrerscheibe wird durch den Hohlbolzen an zwei Lagerlaschen fixiert, so dass die Steuerbewegungen gleichmässig auf alle drei Steuerstangen der Rotorblattverstellung weitergeleitet werden. Der Hohlbolzen wird durch zwei Sicherungsringe ausserhalb der Lagerlaschen in seiner Position gehalten.



- Lasche
- Hohlbolzen
- Sicherungsring
- Lagerbuchse
- Kugellager

Durch die Fixierung des Hohlbolzens in den Kugellagern der Lagerlaschen und durch die Führungsbuchsen in der Exzentrerscheibe werden auf dem Umfang des Hohlbolzens während dem Flugbetrieb, infolge der Stoss- und Zugsbewegungen sowie den Rotorvibrationen, Spuren gesetzt. Diese Spuren sind je nach Montagezeit des Bolzens mehr oder weniger ausgeprägt.

Die Spuren auf dem Hohlbolzen sind demnach im Bereich der Auflagestelle der Führungsbuchse der Exzentrerscheibe zu erwarten.

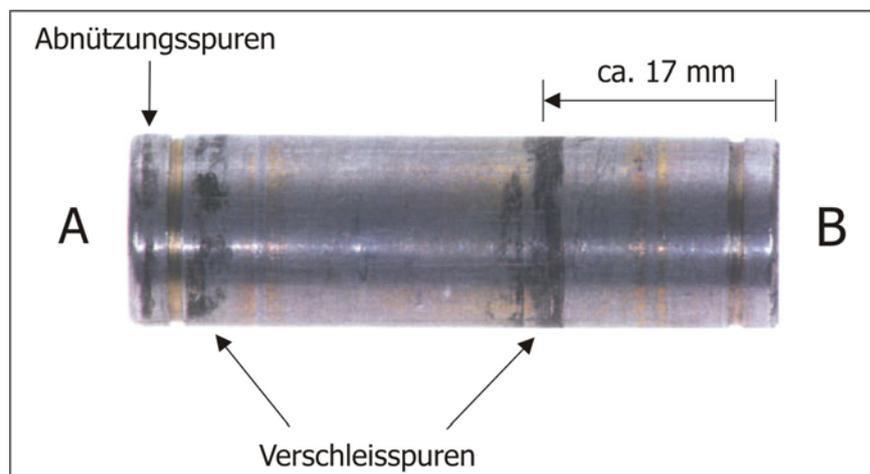
Visuell sind diese Spuren als dunkel verfärbte Stellen auf dem Umfang des Bolzens zu erkennen. An diesen Stellen wurde die Passivierungs- und Cadmiumschicht abgetragen, so dass Schmutz- und Fettpartikel in die Oberfläche des Stahlbolzens eingewalzt wurden.

In den Bereichen, wo der Bolzen nicht auflag und die Oberfläche vor Witterungs- und Reinigungseinflüssen geschützt war (Fettschicht etc.), ist zu erwarten, dass die gelbliche Farbe der Oberflächenveredelung zu erkennen wäre.

An den Stellen, die den Witterungs- und Reinigungseinflüssen voll ausgesetzt waren, wäre die gelbliche Passivierungsschicht vermutlich nicht mehr festzustellen.

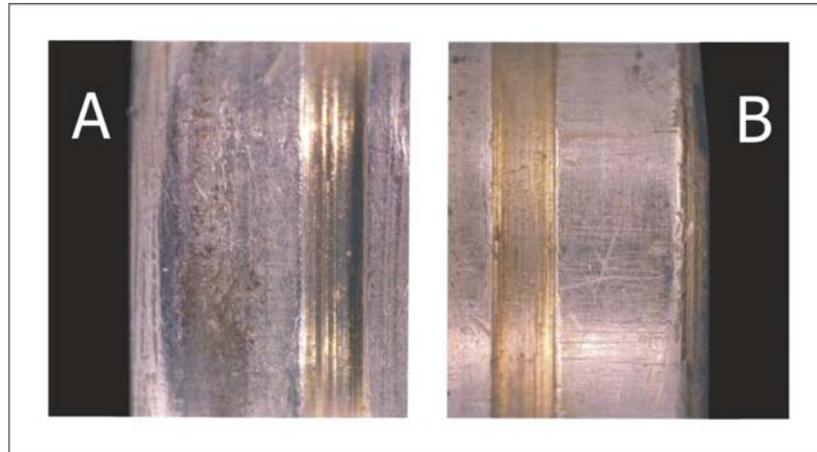
Ausserhalb der beiden Nuten für die Sicherungsringe, vor allem auf dem Nutenrund, sind bei korrekter Montage der Ringe Spuren in Form von Abnutzung der Passivierungsschicht und Glättung der ursprünglichen Bearbeitungsspuren zu erwarten.

Bereits bei der visuellen Untersuchung liessen sich am betroffenen Bolzen Spuren feststellen, die sich von ihrer Lage her nicht mit einer korrekten Montage des Hohlbolzens vereinbaren liessen.



Auf der Aussenseite, nachfolgend als Seite A bezeichnet, sind ausserhalb der Nut des Sicherungsringes dunkel gefärbte Abnutzungsspuren ersichtlich.

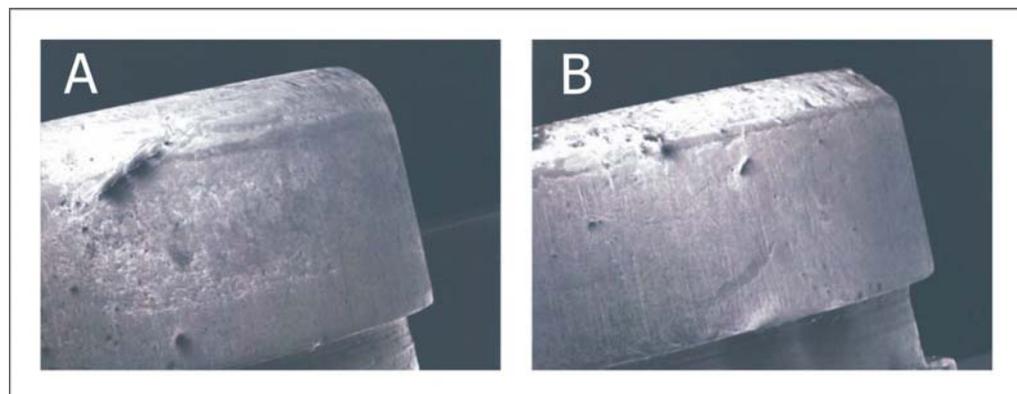
Im Gegensatz dazu sind auf dem Umfang ausserhalb der Nut der gegenüberliegenden Seite, nachfolgend als Seite B bezeichnet, keine derartigen Spuren zu erkennen. Es sind im Gegenteil nur quer zur Abnützungsvorrichtung verlaufende Kratzspuren sichtbar.



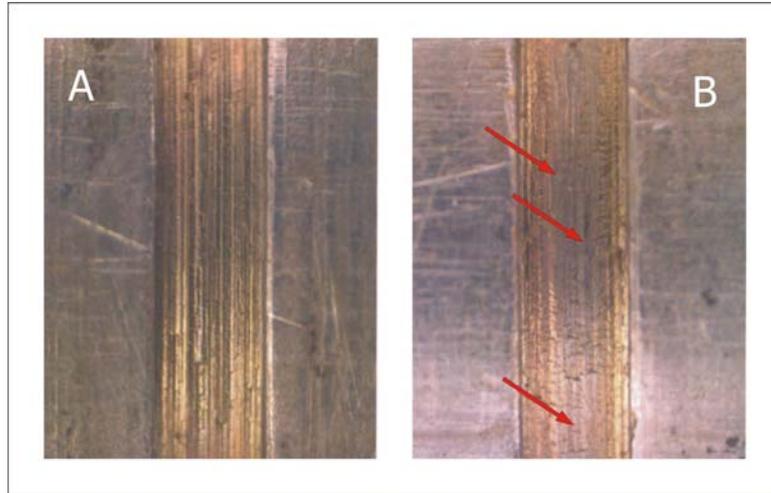
Weiter sind ähnliche Abnützungsspuren, in einem Abstand von ca. 17 mm von der Seite B her gemessen, festzustellen.

Abnützungsspuren auf dem Umfang des Bolzens, wie sie bei korrekter Montage entstehen, sind nur auf der Seite A innerhalb der Nut des Sicherungsrings zu erkennen.

Im Weiteren ist augenfällig, dass die Facette auf der Seite A völlig abgerundet ist. Dies im Gegensatz zur scharfkantigen Facette auf der Seite B unten.



Das Spurenbild auf dem Nutengrund der Seite A ist insofern auffällig, als nur geringste Abnutzungsspuren zu erkennen sind. Die gelbliche Passivierungsschicht ist nahezu intakt. Auf dem Grund der Nut der Seite B sind deutliche Abnutzungsspuren zu erkennen. Die Passivierungsschicht ist teilweise grossflächig abgenutzt und die ursprünglichen Bearbeitungsspuren sind partiell geglättet.



An den seitlichen Flächen der Nuten beider Seiten sind keinerlei Spuren erkennbar, welche auf ein gewaltsames Herausdrücken der Sicherungsringe im Verlauf des Unfallgeschehens hinweisen würden.

Das Spurenbild am Hohlbolzen zeigt deutlich, dass sich der Bolzen über einen längeren Zeitraum in einer seitlich verschobenen Position – in Richtung Seite B – befand. Dies belegen einerseits die Abnutzungsspuren an den vorgängig beschriebenen Stellen, besonders auch im Vergleich mit den Abnutzungsspuren am Bolzen aus einem baugleichen Helikopter.

Andererseits ist die abgerundete Facette ein Indiz, dass sich der Bolzen in einer seitlich verschobenen Position befand. Dadurch wurde die Facette durch die Schrägkante der Innenseite der gehärteten Lagerschale mittels Schlägen und Vibrationen verformt.



Ein weiterer Hinweis, dass sich der Bolzen über längere Zeit in dieser Position befand, sind die Abnutzungsspuren in einem Abstand von ca. 17 mm von der Seite B her gemessen. Das Lager auf dieser Seite befand sich genau in dieser Position, wenn der Bolzen soweit seitlich verschoben war, dass er auf der Seite A aus dem Lager gleiten konnte.



Das fast vollständige Fehlen von Spuren auf dem Grund der Nut des Sicherungsringes der Seite A führt zum Schluss, dass, wenn überhaupt, nur für kurze Zeit ein Sicherungsring montiert war.

Die deutlichen Spuren auf dem Nutengrund der Seite B belegen, dass dort über einen längeren Zeitraum hinweg ein Sicherungsring montiert war.

Der Hersteller des Helikopters hat sich mit dem Problem befasst und hat die zur Verfügung gestellten Materialien analysiert. Er ist zu folgendem Schluss gekommen:

“L’exploitation des mesures d’efforts en vol et des essais de fatigue réalisés en laboratoire sur le combineur SA 315 en général et sur le bloc support en particulier permet de dégager les éléments suivants:

- *Il n’est pas possible d’expliquer une rupture en fatigue de seulement une des pattes de fixation au vu du spectre d’effort appliqué d’une part et des résultats de l’essai de fatigue d’autre part.*
- *Le mode de rupture obtenu sur l’appareil s/n 2645 n’est pas conforme avec celui mis en évidence lors de l’essai de fatigue.*
- *Il n’est pas possible de faire supporter les charges de vol à une seule patte de fixation à cause du fort déport amenant de la flexion.*

L’événement initiateur de la perte de la chaîne de collectif est donc bien le désengagement de l’axe d’articulation qui a entraîné la rupture de la patte de fixation restante soumise à la totalité des charges de vol.”

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

Die Unterhaltsarbeiten am Helikopter HB-XTY wurden im technischen Betrieb des Halters durchgeführt.

2 Beurteilung

2.1 Technische Aspekte

Der Defekt der Lasche wurde hervorgerufen durch die Versetzung des Bolzens nach aussen.

Normalerweise wird der Bolzen durch zwei Sicherungsringe, die aussen am Hohlholzen befestigt sind, an seinem Platz gehalten. Mindestens einer der beiden Sicherungsringe war vor dem Unfall nicht montiert. Dadurch konnte der Bolzen herausgleiten. Einmal auf einer Seite ausgefädelt, wurde die Bewegung exzentrisch und führte zum Defekt der Lasche. Dieser Schaden trat nach einer unbestimmbaren Anzahl Lastzyklen auf. Die kollektive Blattsteuerung (*Pitch*) war ab diesem Moment nicht mehr kraftschlüssig und daher wirkungslos.

2.2 Operationelle Aspekte

Nach dem hörbaren Knall und spürbaren Vibrationen realisierte der Pilot die verbliebene Steuerbarkeit der Maschine und die Wirkungslosigkeit des Kollektivs. Der Pilot stellte fest, dass er keine direkte Kontrolle mehr hatte über die Rotordrehzahl und die Sinkgeschwindigkeit mittels der Kollektivsteuerung. Es war deshalb angebracht, dass er sich auf die sofortige Notlandung im schwierigen, spaltendurchsetzten Gletschergelände konzentrierte.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot war im Besitz einer Lizenz CPL (H), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt.
- Die letzte Grundüberholung der Zelle samt 400 Std-Kontrolle des Triebwerks fand am 30. Juli 2002 statt.
- Anlässlich der Grundüberholung der Zelle wurde der *combineur* zerlegt, rissgeprüft, neu bemalt und wieder zusammen gebaut.
- Die letzte 200 Std-Kontrolle der Zelle fand am 28. Oktober 2002 statt. Anlässlich dieser Kontrolle wurde der Hauptrotorkopf ausgewechselt.
- Die letzte 50 Std-Kontrolle wurde am 28. November 2002 ausgeführt.
- Die letzte vermerkte Tageskontrolle fand am 13. Dezember 2002 statt.
- Zum Zeitpunkt des Unfalls fehlte mindestens einer der beiden Sicherungsringe am Hohlbolzen.
- Die Lasche wies einen Ermüdungsbruch auf.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf eine Kollision mit dem Gelände nach dem Verlust der Kontrolle über den Helikopter zurückzuführen, nachdem dieser aus technischen Gründen nur noch teilweise steuerbar geworden war.

Bern, 20. April 2006

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zwecke der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes).