



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Schlussbericht Nr. 1928

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters Bell 407, HB-ZBA

vom 2. September 2004

Steinweid-Gross Band, Bisistal, Gemeinde Muotathal/SZ

ca. 40 km ESE von Luzern

Causes

L'accident est dû au fait que la charge s'est accrochée à des obstacles ce qui a causé d'importants changements de couple et de force. Par la suite, le rotor principal a coupé la transmission du rotor arrière ce qui a provoqué une perte de contrôle selon l'axe de lacet, suivie d'une collision avec le terrain.

Les facteurs suivants ont joué un rôle dans cet accident:

- Une tactique de vol orientée sur l'efficacité sans réserve suffisante de sécurité
- Absence de préparation concernant une option de manœuvre prête à être mise en oeuvre

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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

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

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

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

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

Inhaltsverzeichnis

Allgemeines	6
Kurzdarstellung	6
Untersuchung	6
1 Sachverhalt	7
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	7
1.1.1 Vorgeschichte	7
1.1.2 Flugverlauf	7
1.2 Personenschäden	10
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	11
1.4 Drittschaden	12
1.5 Angaben zu Personen	13
1.5.1 Pilot	13
1.5.1.1 Flugerfahrung	13
1.5.2 Passagier	13
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	13
1.6.1 Unterhalt des Helikopters	14
1.6.2 Akustisches Warnsystem	15
1.7 Meteorologische Angaben	15
1.7.1 Allgemeine Wetterlage gemäss Meteo Schweiz	15
1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort	15
1.7.3 Wetter gemäss Zeugenaussagen	16
1.8 Navigationshilfen	16
1.9 Kommunikation	16
1.10 Angaben zum Flughafen	16
1.11 Flugschreiber	16
1.11.1 Aufzeichnungsgerät für Triebwerksparameter	16
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	17
1.12.1 Unfallstelle, Aufprall	17
1.12.2 Wrack	19
1.12.2.1 Erste Feststellungen nach der Bergung	19
1.12.3 Spurekundliche Untersuchung	20
1.12.3.1 Zusammenfassung der Feststellungen	21
1.12.3.2 Resultat	25
1.12.4 Triebwerk-Untersuchung	25
1.13 Medizinische Feststellungen	25
1.14 Feuer	25
1.15 Überlebensaspekte	26
1.16 Versuche und Forschungsergebnisse	26
1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	26

1.18	Zusätzliche Angaben	27
1.18.1	Masse und Schwerpunkt	27
1.18.2	Performance	27
1.18.3	Limitationen	27
1.18.4	Wägesystem und dessen Auswertung	28
1.18.5	Notverfahren gemäss Betriebshandbuch	29
1.18.5.1	Heckrotorausfall	29
1.18.5.2	Lastenklinke	30
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	31
2	Analyse	32
2.1	Technische Aspekte	32
2.1.1	Allgemeines	32
2.1.2	Analyse der Umstände des Hauptrotoreinschlages in den tailboom	32
2.1.3	Unterhalt des Helikopters	35
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	35
2.2.1	Allgemeines	35
2.2.2	Handlungsspielraum und Grenzen	35
2.2.3	Steuerung mit vertical reference-Technik	36
2.2.4	Anwendung der Notverfahren	36
3	Schlussfolgerungen	38
3.1	Befunde	38
3.2	Ursachen	39
4	Sicherheitsempfehlungen und Massnahmen zur Verbesserung der Flugsicherheit	40
4.1	Sicherheitsempfehlungen	40
4.1.1	Ausrüstung des Helikopters beim Lastenflug mit Vertikalreferenz	40
4.1.1.1	Sicherheitsdefizit	40
4.1.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 383	40
4.1.2	Ausrüstung des Piloten beim Lastenflug mit Vertikalreferenz	40
4.1.2.1	Sicherheitsdefizit	40
4.1.2.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 384	40
4.1.3	Flugdatenaufzeichnung	40
4.1.3.1	Sicherheitsdefizit	40
4.1.3.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 385	41
Anlagen		42
Anlage 1:	„blade clearance over tailboom“	42
Anlage 2:	“Summe der Faktoren“	42

Schlussbericht

Eigentümer	Dreieck Leasing AG, 5402 Baden
Halter	Helog AG, 6403 Küssnacht am Rigi
Luftfahrzeugmuster	Bell Helicopter Textron, B 407
Herstellerstaat	Kanada
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-ZBA
Ort	Steinweid – Gross Band, Bisistal, Gemeinde Muotathal, Kanton Schwyz
Datum und Zeit	02. September 2004, 09:16 Uhr

Allgemeines

Kurzdarstellung

Während eines Holztransports (*logging*) für die Forstkorporation im Bisistal hatte der Pilot an einem Donnerstagmorgen gegen 09:00 Uhr bei schönem Wetter schon mehrere Rotationen Baumstämme zwischen verschiedenen Aufnahmeplätzen und dem Abladeplatz (Polter) geflogen. Kurz nach der Aufnahme für eine weitere Rotation verhängten sich Teile einer Mehrfachlast an der langen Lastenleine (*longline*) im Geäst eines Baumes. Wenige Sekunden später begann der Helikopter um seine eigene Hochachse zu drehen und schlug mit noch angehängter Last unterhalb des Aufnahmeplatzes im sehr steilen und felsdurchsetzten Gelände auf. Der Pilot konnte sich selbst aus dem Cockpit befreien. Der Helikopter wurde zerstört.

Untersuchung

Die Meldung traf um 09:31 Uhr beim Büro für Flugunfalluntersuchungen ein. Die Untersuchung wurde vom BFU gleichentags um 12:00 Uhr in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Schwyz eröffnet.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Anhängen einer Aussenlast an Hindernissen grosse Drehmoment- und Lastwechsel am Helikopter verursachte. Dies führte dazu, dass der Hauptrotor die Heckrotorwelle durchtrennte, es zu einem Kontrollverlust um die Hochachse kam, was zur anschliessenden Kollision mit dem Gelände führte.

Zum Unfall beigetragen haben:

- Auf Effizienz ausgerichtete Flugtaktik ohne genügende Sicherheitsreserve
- Fehlen einer gedanklich vorbereiteten und abrufbaren Handlungsoption

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Im Gebiet Muotathal und Bisistal wurden jedes Jahr zur Pflege des Schutzwaldes abgeastete Baumstämme ausgeflogen. Dieses sogenannte Käferholz aus dem unwegsamen steilen Südhang auszufliegen, war vom Kantonsforstamt verlangt und für den Tag des Unfalles von der Oberallmeindkorporation an das Flugbetriebsunternehmen HELOG in Auftrag gegeben worden. Der Auftrag wurde auf der Basis einer Offerte vom 23. August 2004 der Firma zugewiesen. In den Tagen und Wochen vor den geplanten Holzflügen hatte das Forstpersonal die Stämme bereitgestellt und eingemessen. Eingemessen wird generell aufgrund des verlangten Holzsortiments oder der möglichen Transportkapazitäten.

Der für den Auftrag verantwortliche Pilot war in den Wochen vor dem Unfalltag intensiv mit der Unfallmaschine bei anderen Transporten beschäftigt. Nachdem er wie gewöhnlich übers Wochenende frei hatte, flog er am Montag knapp 5 Stunden in einem anderen Gebiet und am Dienstag am gleichen Ort nochmals während gut einer Stunde 27 Rotationen, immer mit der HB-ZBA. Am Mittwoch, dem Vortag des Unfalls, war er in seinem Büro, weil dieselbe Maschine bei einem anderen Einsatz gebraucht wurde. Nach etwas Sport und Abendessen hat er sich um ca. 23:00 Uhr zu Bett begeben.

Der Helikopter HB-ZBA wurde, wie meistens in den vorangegangenen Tagen, direkt im Gelände in der Nähe des nächsten Transports abgestellt und telefonisch dem nächstfliegenden Piloten übergeben. Aus dem Protokoll des Piloten: *„Mittwoch 1. September 2004: Telefon mit X. X bestätigt mir, dass die Maschine i.O. ist und im Muotathal beim Schlattli auf dem grossen Parkplatz steht.“*

1.1.2 Flugverlauf

Chronologischer Ablauf des Unfalltages aus Sicht des Piloten; die folgenden Informationen stammen aus mehreren Gesprächen:

„05:30 Uhr Aufstehen und Frühstück zu Hause.“

05:50 Uhr Fahrt mit dem PW direkt zum Helikopter ins Muotathal.“

06:45 Uhr daily check am Heli, alle Abdeckungen entfernt, visueller Check über die ganze Maschine, Ölstände an Turbine, Hauptgetriebe und Hydraulik überprüft, Heckrotorgetriebe auf Ölsuren untersucht, fuel drain an allen drei Stellen gemacht, Scheiben gereinigt.“

Zusätzlich gab der Pilot an: *„Pitchlink kontrolliert, Endanschläge und Blätter angeschaut, Hauptrotorkopf kontrolliert, Ölstand (Heckrotorgetriebe) nicht gesehen, nichts geschmiert“.*

„07:15 Uhr Fahrt mit PW zur Talstation der Stoosbahnen, da kein Natelempfang beim Heli. Kaffeepause im Restaurant.“

ca. 07:40 Uhr telefonische Bestätigung durch Flughelfer A, dass die Crew zum Einsatz bereit ist.“

ca. 07:50 Uhr Abflug vom Schlattli Richtung Bisisthal. Einweisung per Funk durch Flughelfer A, Landung beim Tankplatz/Abladeplatz.“

Mechanische Überprüfung des Lasthakens am Heli. Flugbetriebsmaterial wird durch Flughelfer aus dem Heli ausgeladen.

Flug ohne Leine mit Flughelfer M und dem Forstwart H zum „obersten Band“ mit Landung in Wiese (vollständige Landung, kein Anstützen).

Rückflug zum Tankplatz, befestigen der Leine und Überprüfung der Loggingklinge durch Flughelfer A.

Start mit Loggingleine (50m) zu Flughelfer D, Ca 13 Rotationen von verschiedenen Aufnahmeplätzen – Nestern - bis zum ersten Tankstopp.

Fuel ca. 325 lbs nachgetankt durch Flughelfer A.

Nachdem ich mit Flughelfer M das erste Nest geräumt hatte, verschob er sich mit dem Forstwart zum zweiten Nest. Ich flog das Nest ungefähr zum sechsten Mal von Südosten her an, damit ich beim Bringen der Klinge die Sonne im Rücken hatte. Als die Last eingehängt war, drehte ich den Heli über die rechte Pedale Richtung Südosten. M funkte: „Auf, dreifache Last, ein Stamm gebrochen, gesichert mit zusätzlicher Struppe.“

Wo M einhängte, war ich gegen die Sonne. Sie hat mich nicht gestört. Als ich anfang zu ziehen, ging ich von der Sonne weg. Ich trug eine Basketballmütze und eine Sonnenbrille.

Anziehen der Last, ca. 1000 kg.

M funkte: „alle drei ab Boden“.

Vom „Gügeli“ – Warnton Torque 100% – bis die Last angehängt hatte, war der Flug horizontal.

Mit dem Leistungsaufbau liess ich den Heli nach rechts drehen, bis die Nase direkt ins Tal (Süden) zeigte. Ausfädeln der Last durch eine Schneise.

Die Buche war rechts von der Schneise. Die Buche war ziemlich hoch, so dass ich links davon flog.

Nach ca. 30 m touchierte ich mit dem untersten Stamm der Last eine Buche. Heli war zu diesem Zeitpunkt im langsamen Vorwärtsflug und die Loggingleine spannte sich.

Mein Blick war auch nach dem Schlag immer draussen im Bubble. Ich konnte die ganze Longline und die Buche sehen. Ich denke die Hochachse war immer dieselbe, Nase ins Tal, leicht nach rechts abgedreht.

Collective war nach meinem Empfinden immer "high". Ich denke, als ich den Schlag wahrgenommen habe, korrigierte ich mit dem cyclic in kontrollierter Bewegung nach rückwärts. Wann der Schlag genau erfolgte, kann ich nicht mehr mit aller Bestimmtheit sagen. Der Schlag war dumpf.

Ich denke, dass die Nase leicht nach rechts schaute und der Lasthaken am rechten Ende der Schiene am Anschlag war. Ich denke auch, dass ich hörte, wie der Lasthaken am Schienenende anschlug. Ob ich Querneigung hatte, kann ich nicht mit Bestimmtheit sagen.

Ich denke, dass ich überhaupt keinen Pedalausschlag gemacht habe. Die Pedalstellung war während des Ausfädelns neutral, sogar eher auf dem kalten Pedal.

Die collective-Stellung war immer hoch bis zum Zeitpunkt, da ich wieder über der Buche war, die Last frei war und ich Richtung Tal Fahrt aufnehmen wollte. Zu diesem Zeitpunkt habe ich den collective gesenkt und genau da hat die Drehung begonnen.

Beim Start der Drehung habe ich den cyclic nach vorne gestossen um Fahrt aufzunehmen, habe aber bemerkt, dass ich die Kontrolle mit dem cyclic verloren hatte.“

Ablauf aus der Sicht des Flughelfers M:

„...Die Arbeit lief gut, die Lasten waren vom Gewicht her perfekt vorbereitet. Ich musste mehrere kleine Nester räumen. Es war das dritte Nest. Von diesem Ort aus flogen wir bis zum Unfall bereits ca. 5 Rotationen Einzellasten.

Jetzt liegen noch 4 Stämme da. Eine Einzellast und drei dünne kurze Stämme, welche zusammen geflogen werden. Ich schätze 800 kg. Einer ist zweimal angebrochen. Ich sichere die Bruchstellen mit Struppen – 6m Stahl-Drahtseil. Ich hänge die Last ein und gehe ca. 10 m nach links. „Auf drei, einer zweimal angebrochen und mit Struppen gesichert.“ Beim Anheben brechen die zwei Stellen ganz. Das Unterste dieser drei Teile klemmt leicht unter der Einzellast, die noch daliegt. Ich sage „klemmt noch leicht“. P¹ kommt etwas tiefer, und dieses Teil rutscht unter der Einzellast raus. Jetzt ist die Last frei, P hebt an, alles ist in der Luft. Nachdem die Last in sicherer Entfernung von mir ist, gehe ich wieder ein paar Meter nach rechts und schaue nach. Der Heli fliegt talwärts bzw. vom Berg weg, horizontal, noch kein Sinkflug und die Geschwindigkeit ist langsam, ca. so wie die letzten paar Meter, wenn er die Klinke bringt, vielleicht doppeltes Schrittempo.

Die Last verhängt sich in der Buche ca. 30 m unterhalb. Die Vorwärtsbewegung des Helis wird rapide gestoppt.

An der Fluglage ändert sich nichts. Es war ein Schlag, wie ich ihn schon häufig gesehen habe. Der Heli fliegt vielleicht zehn Meter zurück, Nase Richtung Tal, um auszufädeln. Er zieht die Last gerade hoch. Jetzt beginnt er wieder Richtung Tal zu fliegen. Ein paar Meter, und dann gibt's einen Knall. Ein Knall etwa so wie der einer Peitsche. Gleichzeitig fliegen vom Heck Teile weg. Ich kann nicht genauer sagen, wo oder was, aber mehrere kleine Teile. Auf welcher Höhe sich zu diesem Zeitpunkt die Last befindet, kann ich nicht genau sagen. Zuerst an der Buche oder schon frei. Sofort beginnt sich der Heli im Uhrzeigersinn um die eigene Achse zu drehen. Das Drehen und Sinken fängt langsam an in Flugrichtung talwärts, wird dann immer schneller. Ich sehe ca. drei Umdrehungen, die Turbine höre ich immer noch. Dann sehe ich nichts mehr und höre nichts mehr. Die Zeit vom Einhängen in der Buche bis zum Knall schätze ich 10 Sekunden.

Ich brauche ein paar Minuten bis ich beim Heli bin, P lebt!“

Flughelfer T beobachtete das Ereignis vom Abladeplatz aus: *„Ich konnte auch sehen, dass beim Heckrotor eine Staubwolke entstand...Auf das hin sank der Helikopter und machte gleichzeitig die Schraube.“*

¹ P steht für den Vornamen des Piloten



Der Forstwart K befand sich beim „Mittlist Band“. Von seinem Standort zwischen den Bäumen konnte er den Unfallhergang nicht beobachten. Er hörte am Funk die normale Information des Flughelfers bei der Lastaufnahme mit und bestätigte, dass der Pilot nichts gesagt hatte. Später hörte er: *„Es gab einen Knall. Der Heli tönnte anders, nicht lauter als vorher, einfach anders. Es ging ein paar Sekunden, dann hörte man nichts mehr.“*

1.2 Personenschäden

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

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Wrack zeigte auf der Unfallstelle folgendes Bild:





Kabinenfrontseite, Cockpit, Hauptzellenverschaltung, Turbinen- und Getriebeverkleidung beschädigt; Hauptrotorkopf, Hauptrotor mit verschiedenen Brüchen und Verwindungen zerstört, Heck zerstört mit zwei Hauptbrüchen, Heckrotorwelle aufgerissen, Heckrotorblätter beschädigt.

Die Lastenleine *longline* war eingehängt und gespannt. Alle Struppen waren noch in der *logging*-Klinke eingehängt. Zwei Stämme der Holzlast blieben in ihren Struppen angehängt.

1.4 Drittschaden

Leichter Flur- und Waldschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Pilot

Person	Schweizerischer Nationalität, Jahrgang 1963
Lizenz	Berufspilotenlizenz CPL (H), ausgestellt durch Bundesamt für Zivilluftfahrt am 03.05.1999 Landcode USA Berufspilotenlizenz CPL (A) Landcode USA
Berechtigungen	RTI VFR, NIT(A), NIT(H), MOU(H)
Eingetragene Flugzeugklassen	SEP
Eingetragene Flugzeugmuster	AS 350B3, AS350 Types, B206/206L/407 Hughes 300, SA315, SA332 S Puma
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	12. Mai 2004

1.5.1.1 Flugerfahrung

Gesamthaft Helikopter	2004 h
Auf dem Unfallmuster	640 h
Während der letzten 90 Tage	136 h gesamthaft 89 h auf dem Unfallmuster
Umschulung auf Bell 407	18. Mai 1999 in der Schweiz
Letzter Checkflug auf Bell 407	31. Mai 2002 in der Schweiz

Der Pilot hatte auf verschiedenen Helikoptermustern gesamthaft in ca. 1200 h Stunden Unterlast ca. 24000 Rotationen akkumuliert.

Ein Drittel davon, ca 8000 Rotationen, hatte er auf Bell 407 geflogen.

Die Unterlastflüge wurden alle mit Vertikalreferenz – *vertical reference*, mit der *bubble*-Technik, geflogen.

1.5.2 Passagier

Es waren keine Passagiere an Bord.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Muster	Bell Helicopter Textron, B 407
Charakteristik	Einmotoriger Mehrzweck-Helikopter
Baujahr / Werknr.	1998 / 53324
Turbine / Werknr.	Rolls Royce Allison 250-C47B 650 Shaft Horsepower S/N CAE-847354

Rotor	4 Hauptrotorblätter
Heckrotor	2 Heckrotorblätter
Ausrüstung	Lastenklinke mit elektronischem Wägesystem Modifikation Akustischer Warnton „ <i>check instruments</i> “, eingebaut und aktiviert Gemäss <i>work report no.</i> 4341 Z vom 22.07.1999 wurde das <i>bubble window part. no.</i> 407-555-104 nach STC 96-100 / SR 01076AT eingebaut.
Zulassungsbereich	Gewerbsmässig VFR bei Tag
Betriebsstunden	Flugreisebuch letzter Eintrag: 2478:12 h <i>engine hours instrument cockpit:</i> 2482:32 h
Masse und Schwerpunkt	Die Masse und der Schwerpunkt waren unter Berücksichtigung der Last gemäss Pkt. 1.16 und 1.18 vor dem Anhängen der Last in den zulässigen Limiten.
Lufttüchtigkeitszeugnis	Standard/Normal
Unterhalt	Wartungsvertrag mit einem in Salzburg ansässigen Unterhaltsbetrieb. Diese Firma besass die Berechtigung nach JAR-145, Wartungsarbeiten an Bell B407 Helikoptern durchzuführen. Letzter jährlicher Check: 14.01.04 Letzte 300 Stunden Kontrolle: 29.07.04 Letzte 50/100 Stunden Kontrolle an Zelle und Triebwerk wurde am 19.08.04 abgeschrieben.
Flugzeitreserve	Ca. 40 Minuten
ELT	Ein ELT war eingebaut und wurde vom Piloten unmittelbar nach dem Unfall ausgeschaltet.

1.6.1 Unterhalt des Helikopters

Der Unterhalt wurde nach einem vom BAZL zugelassenen Unterhaltsprogramm durchgeführt.

Folgendes ist bei der Durchsicht der technischen Unterlagen festgestellt worden:

- Die Flugdaten sowie die Unterhaltsnachweise wurden im Flugreisebuch eingetragen. Es fiel jedoch auf, dass überhaupt keine technischen Störungen in diesem Buch eingetragen waren. So waren zum Beispiel im Flugreisebuch unter der Rubrik *troubles and observations* zwei *overtorque-incidents* (112.1% und 111.1%) nicht dokumentiert, welche im letzten Monat vor dem Unfall aufgetreten waren. Das Flugreisebuch und die technischen Akten widerspiegeln ein unvollständiges Bild über den Zustand des Helikopters.

- Bei der ersten *overtorque inspection* wurde kein „*release to service*“ erstellt.
- Die vorgeschriebenen Nachkontrollen der *overtorque inspections* wurden nach 34 resp. 35 Flugstunden anstatt der vorgeschriebenen 25 Flugstunden durchgeführt.
- Obwohl das Flugbetriebsunternehmen eine spezielle Kolonne im Flugreisebuch für den Eintrag der *daily checks* vorgesehen hat, wurden diese nicht regelmässig bestätigt.
- Der vom BAZL vorgeschriebene jährliche Mindestunterhalt nach TM 02.020-10 wurde gemäss HIL Eintrag vom 09.04.04 nicht vollständig durchgeführt.
- Lufttüchtigkeitsnachweise waren im BAZL Formular 52.081 teilweise doppelt eingetragen. Es existierten zwei Versionen der Seite 3, diese waren jedoch nicht identisch. Arbeitspapiere (Fingerprints) von *AD's – airworthiness directives* wurden nicht aufbewahrt, somit war die detaillierte Nachvollziehbarkeit der Lufttüchtigkeit nicht mehr gegeben. Es konnte nicht mehr festgestellt werden, welche Teile einer Lufttüchtigkeitsanweisung durchgeführt wurden. Es war nur eine Pauschalunterschrift pro AD vorhanden. Zum Beispiel konnte die LTA 2002-263, ASB 407-01-48, *tail boom modification* aufgrund der technischen Unterlagen nicht nachvollzogen werden.
- Die 60-Monats Inspektionen von *transmission* und *T/R gearbox* wurden mehrmals im Einverständnis des Herstellers und des BAZL insgesamt um 10 Monate hinausgeschoben und waren noch nicht durchgeführt.
- Helog beschäftigte keinen Bell 407 lizenzierten Mechaniker.

1.6.2 Akustisches Warnsystem

Der Helikopter verfügte über einen akustischen Warnton „*check instruments*“. Dieses *audio warning system* wurde gemäss einem Arbeitsbericht mit Abschlussdatum 22.01.99 eingebaut. Da die Zulassung aber noch nicht vorlag, wurde dieses System gleichen Datums deaktiviert.

Dieses System wurde später ohne Bewilligung wieder in Betrieb genommen.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage gemäss Meteo Schweiz

Ein Hochdruckgebiet mit Zentrum über Osteuropa bestimmte das Wetter über der Schweiz. Über der Alpennordseite lag eine trockene Luftmasse, welche für schönes Wetter sorgte.

1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Die folgenden Angaben zum Wetter zum Unfallzeitpunkt am Unfallort basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen. Diese Interpolation wurde durch Meteo Schweiz durchgeführt.

<i>Wetter/Wolken</i>	<i>wolkenlos</i>
<i>Sicht</i>	<i>mehr als 10 km</i>

<i>Wind</i>	<i>variabel 1 Knoten, Windspitzen um 4 Knoten</i>	
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>13 °C/9 °C</i>	
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSZH 1019 hPa, QNH LSZA 1019 hPa</i>	
<i>Gefahren</i>	<i>keine erkennbaren</i>	
<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut: 103°</i>	<i>Höhe: 22°</i>

1.7.3 Wetter gemäss Zeugenaussagen

Es war schönes Spätsommerwetter mit blauem Himmel. Es hatte keinen Wind.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Kommunikation

Während der Lastaufnahme und Lastablage war der Pilot mit den Flughelfern über den Kanal Heli1 in Kontakt.

1.10 Angaben zum Flughafen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Der Helikopter Bell B 407 war weder mit einem *CVR* - *cockpit voice recorder* noch mit einem *FDR* - *flight data recorder* ausgerüstet.

1.11.1 Aufzeichnungsgerät für Triebwerksparameter

Die Triebwerksteuerung verfügte über ein *FADEC* – *full authority digital engine control*. Dieses besteht triebwerkseitig aus einer *HMU* – *hydro mechanical unit* und zellenseitig aus einer *ECU* – *electronic control unit*.

Zu Triebwerkuntersuchungszwecken hat der Hersteller einen *IR* - *incident recorder* ins Programm der *ECU* mit eingeschlossen. Ausgehend von einer festgestellten Überschreitung einer Triebwerkslimite zeichnet diese Funktion der *ECU* die wichtigsten Triebwerksparameter innerhalb von 12 Sekunden vor und bis 48 Sekunden nach dem Ereignis auf. Dies aber im Unterschied zur höheren Auflösung eines *FDR* nur alle 1.2 Sekunden.

Bis 24 Sekunden nach einem Ereignis kann derselbe Parameter nicht mehr als Überschreitung aufgezeichnet werden.

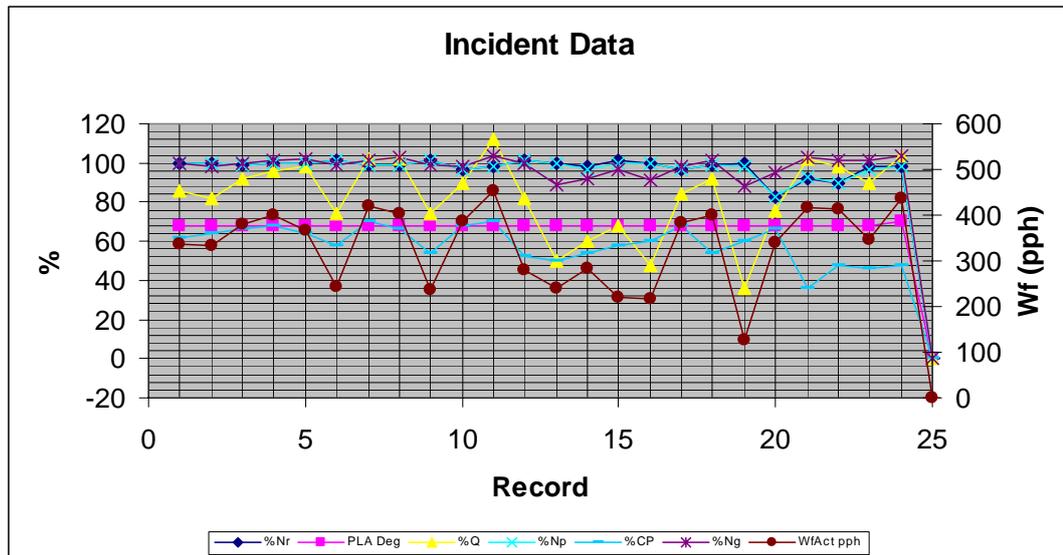
Die so gewonnenen Daten haben deshalb nur eine auf das Triebwerk und dessen Funktionen gültige Aussagekraft. Interpretationen der Daten in einen weiteren flugtechnischen Zusammenhang können nur mit grösster Vorsicht gemacht werden.

Wegen eines beim Unfall beschädigten Anschlusses musste die *ECU* beim Hersteller ausgewertet werden.

Die Auswertung zeigte zusammengefasst folgendes Resultat:

"Summary:

The interrogation of the Incident recorder (IR) captured a torque exceedance. The data indicates the torque exceedance occurred between record 10 and 11 at time stamp 47:12:23.736 with a value of 110%. A rotor droop is also recorded at time stamp 47:14:34.128 with a value of 92%. There were no prior run faults recorded in the maintenance recorder."



1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle, Aufprall

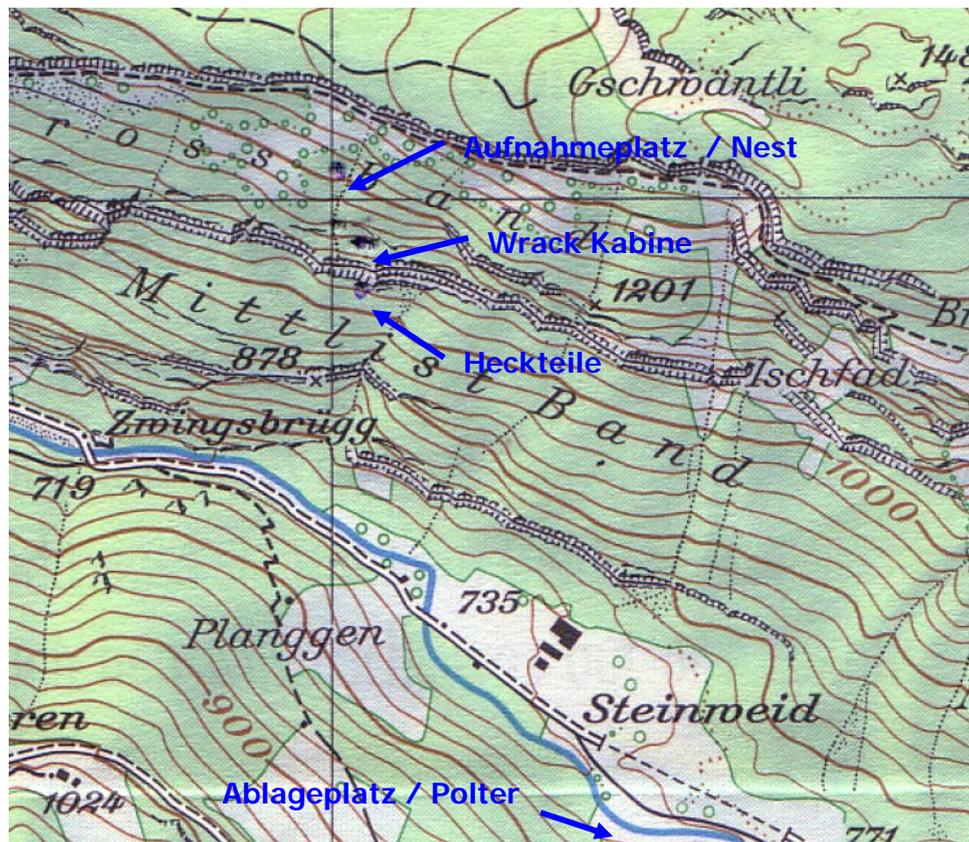
Koordinaten	Aufnahmeplatz:	704.000/203.050	Höhe:	1200 m/M
	Hauptwrack:	704.040/202.920	Höhe:	1130 m/M
	Heckrotor und <i>stabilizer</i> :	704.040/202.890	Höhe:	1030 m/M

Die Baumschäden wenige Meter oberhalb der Endlage des Hauptwracks, die Richtung des unter grossem Zug gespannten Lastenseils, die ankerartige Lage der noch in den Struppen und damit in der Klinke verbliebenen Stämme, die seitliche Lage des Hauptwracks, die Lage des Heckrotors und des *horizontalstabilizers zeigen*, dass der Helikopter in der Endphase drehend und unter Zug des Lastenseils mit einem Winkel von ungefähr 30 Grad ins ca. 35 Grad steile Gelände aufgeschlagen hatte.

Die zwei einzelnen grösseren Heckteile kamen am Fuss einer gerade unter dem Hauptwrack beginnenden ca. 60 m hohen senkrechten Felswand zu liegen.



In Fallrichtung vom Aufnahmeplatz bis zur Endlage des Helikopters wurde das Gelände auf einer Breite von rund 120 m und im Bereich der grossen Heckteile in einem Umkreis von 150 m nach Wrackteilen abgesucht. Dabei konnten die ersten Kleinteile mit einer Grösse von ca. 1 cm² in rund 100 m Distanz und 60 Höhenmeter oberhalb der Endlage des Helikopters festgestellt werden. Diese lagen oberhalb eines rund 20 m hohen Felsbandes. Im Felsband und auch unterhalb lagen weitere Kleinteile. Alle Teile lagen in Fallrichtung auf rund 40 m Breite verteilt. Die gefundenen Kleinteile stammten alle aus dem Bereich der Heckverschaltung und der *auxiliary vertical fins*.



1.12.2 Wrack

1.12.2.1 Erste Feststellungen nach der Bergung

Die Wrackteile wurden kurz nach der Bergung vor allem im Bereich des Heckantriebs genauer inspiziert:

- Der Heckrotorantrieb vom Freilauf bis zum ersten Bruch war intakt.

- Beim Bruch des Heckauslegers (*tailboom*) vor der horizontalen Stabilisierungsfläche, wurde die Heckrotorwelle gewaltsam aus einem Flansch ausgerissen. Die Spuren zwischen Welle und Flansch liessen darauf schliessen, dass es sich nicht um die primäre Ursache des Heckrotorausfalls handeln konnte, da keine Drehspuren zu finden waren.
- Im mittleren Stück des *tailbooms* wurde die Heckrotorwelle beim zweiten Segment von hinten durch den Hauptrotor durchschlagen. Farbspuren an allen vier Hauptrotorblättern, die Art der Beschädigung an der Welle und an der Verschalung machten dies deutlich. Ein etwa 30 cm langes Stück der Heckrotorwelle und Teile der Verschalung, sowie die beiden ebenfalls abgetrennten oberen Enden der *vertical fins* – vertikale Stabilisierungsflächen wurden an der Absturzstelle nicht gefunden.²
- Beim Bruch des hintersten Stücks des *tailbooms* wurde das hinterste Heckrotorlager mit Befestigung aus dem *tailboom* ausgerissen.
- Der Heckrotor wurde nur leicht beschädigt und schien beim Aufschlag nicht mehr oder nicht mehr schnell gedreht zu haben.
- Das Heckrotorgetriebe wurde nicht beschädigt und liess sich leicht drehen.
- Alle Heckrotorwellen-Lager waren noch leichtgängig.
- Alle flexiblen Kupplungen waren zum Teil verbogen, aber nicht getrennt.

Zusammenfassung:

Der Heckrotorantrieb wurde an zwei Stellen getrennt:

- durch den Hauptrotor beim zweitletzten Segment
- beim Abbrechen des *tailbooms* vom Rumpf beim Aufschlag.

Der Heckrotorantrieb war ausser den oben erwähnten Stellen nicht unterbrochen.

1.12.3 Spurenkundliche Untersuchung

Die spurenkundliche Untersuchung konzentrierte sich auf zwei Bereiche:

- Allgemeine spurenkundliche Untersuchung speziell der Heckrotorantriebswelle, der Heckverschalung und der Hauptrotorblätter
- Spurenkundlicher Nachweis des Kontaktes zwischen Hauptrotorblättern und den vertikalen Stabilisierungsflossen, der Heckverschalung und der Heckrotorantriebswelle

² Anlässlich der Feinsuche im Gelände am Tag darauf wurden mehrere Kleinteile bis 1cm² aus dem Bereich der Heckverschalung und der *vertical fins* gefunden.

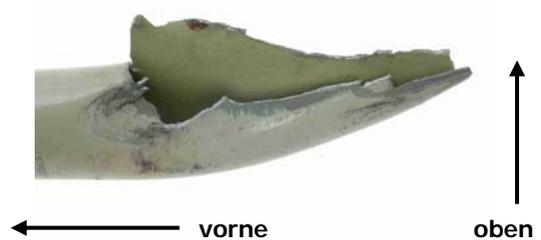
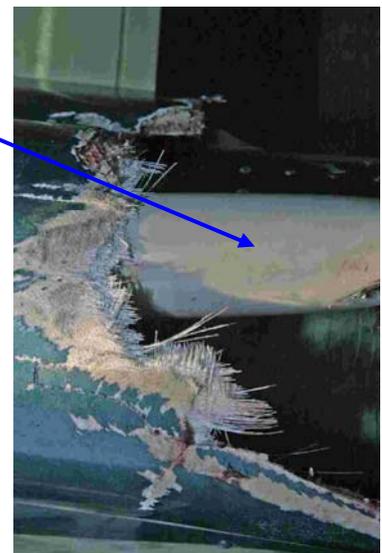
1.12.3.1 Zusammenfassung der Feststellungen

Heckrotorantriebswelle:



Hauptrotorblatt
Eintrittskante

Heckrotorantriebswelle



Der gesamte Beschädigungsbereich, respektive die Trennzone an der Welle, misst ca. 17 cm und beginnt mit einer Delle, von der aus die Rohrwandung einerseits in Längsrichtung und andererseits dem Umfang entlang aufgerissen ist.

Das beschädigte Rohr ist über die ganze Länge des Defektes zusammengequetscht, zum Teil aufgebordet und nach hinten konisch zulaufend. Es ist ersichtlich, dass ein wesentlicher Teil des Wellenmaterials an dieser Stelle fehlt.

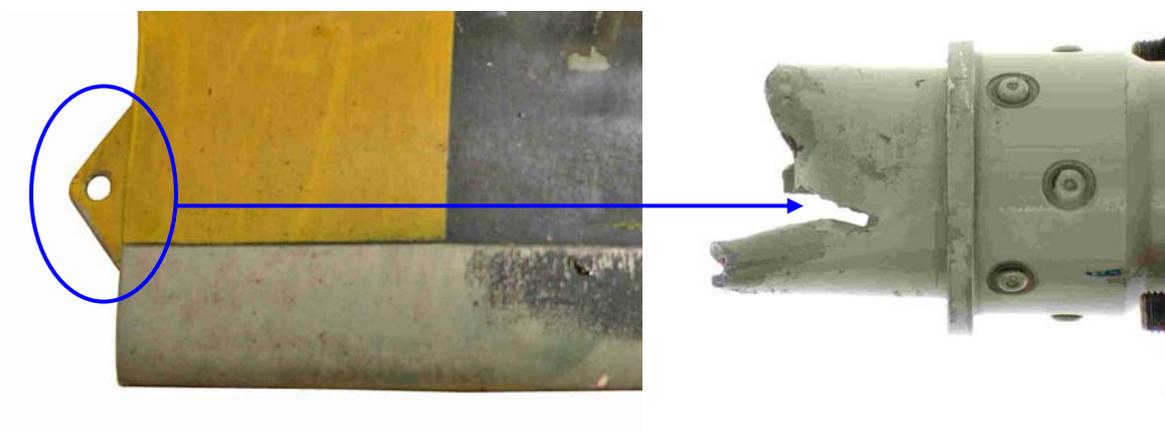
Gesamtheitlich gesehen ist das Wellenbruchende, von oben betrachtet, im Gegenurzeigersinn deformiert.

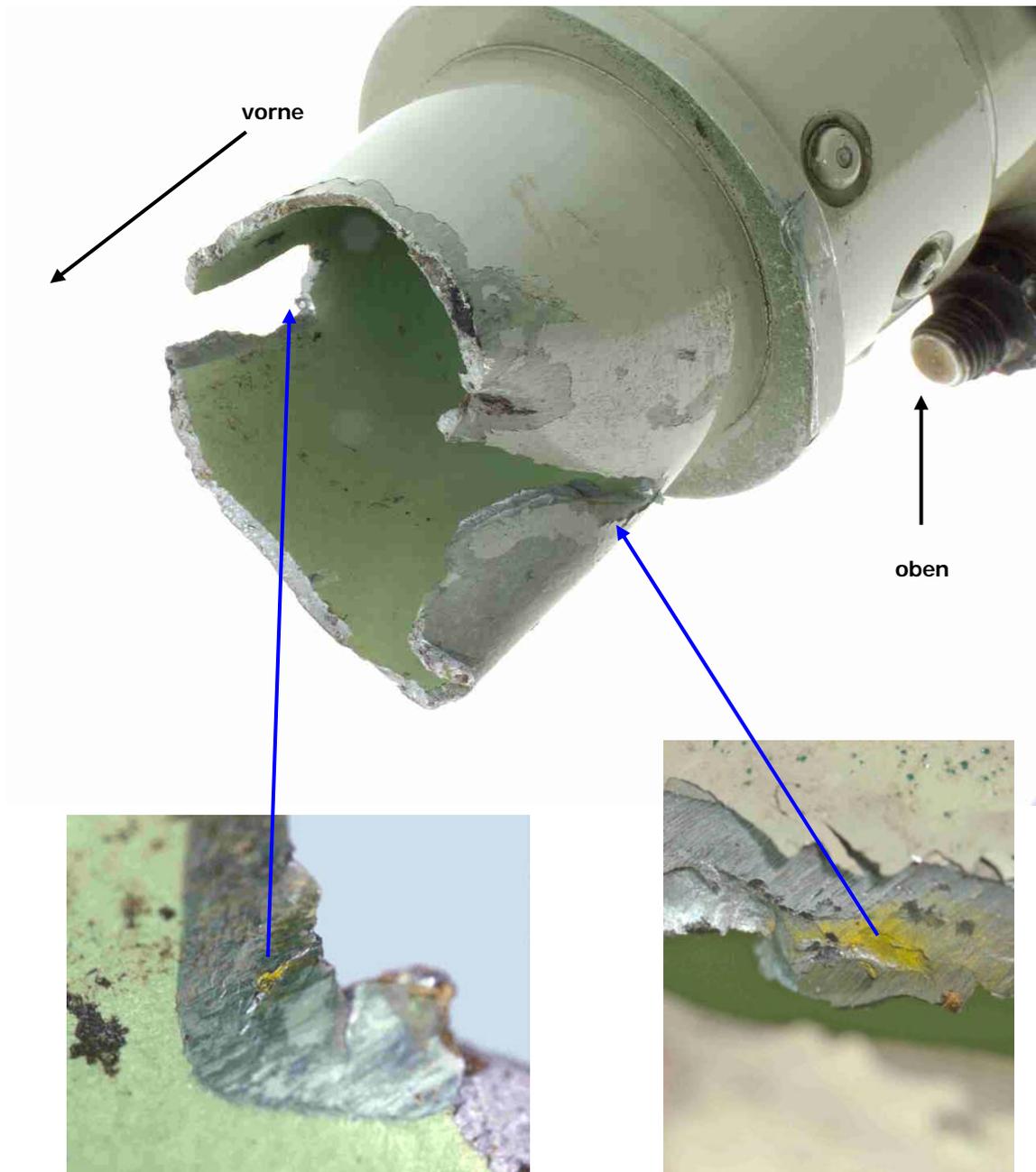
Im Schadenkomplex sind schwarze Anhaftungen vorhanden.

Dem beschriebenen Schaden vorgelagert sind, auf ca. drei Vierteln des Wellenumfanges und auf einer Länge von ca. 20 cm, Kratzer in der beige Lackierung vorhanden.

Das aus der Muffe ragende Wellenstück mit der Bruchstelle misst maximal 43 mm und ist, von oben gesehen, samt der angeflanschten flexiblen Kupplung, im Gegenurzeigersinn deformiert.

Obschon ein kurzes Stück der Heckrotorantriebswelle zwischen den beiden Bruchstellen fehlte, muss davon ausgegangen werden, dass nur ein Hauptrotorblatt, das „Blaue“, am Separationsvorgang beteiligt war: Diese Aussage stützt sich auf die schräg (ca. $10^\circ - 12^\circ$) durchtrennte Verschalung, deren Bruchverlauf zum heckrotorseitigen Wellenstück respektive zu den beiden darin vorliegenden Kerben führte. Ferner auf den Abdruck der Hauptrotor-Eintrittskante auf dem vorderen Wellenbruchstück und die Lackspuren von der Innenseite der Heckrotorantriebswellen-Verschalung, die nur am „blauen“ Hauptrotorblatt gefunden wurden. Überlagerte Spuren, die von weiteren Hauptrotorblättern gesetzt worden wären, wurden an den untersuchten Komponenten nicht gefunden.





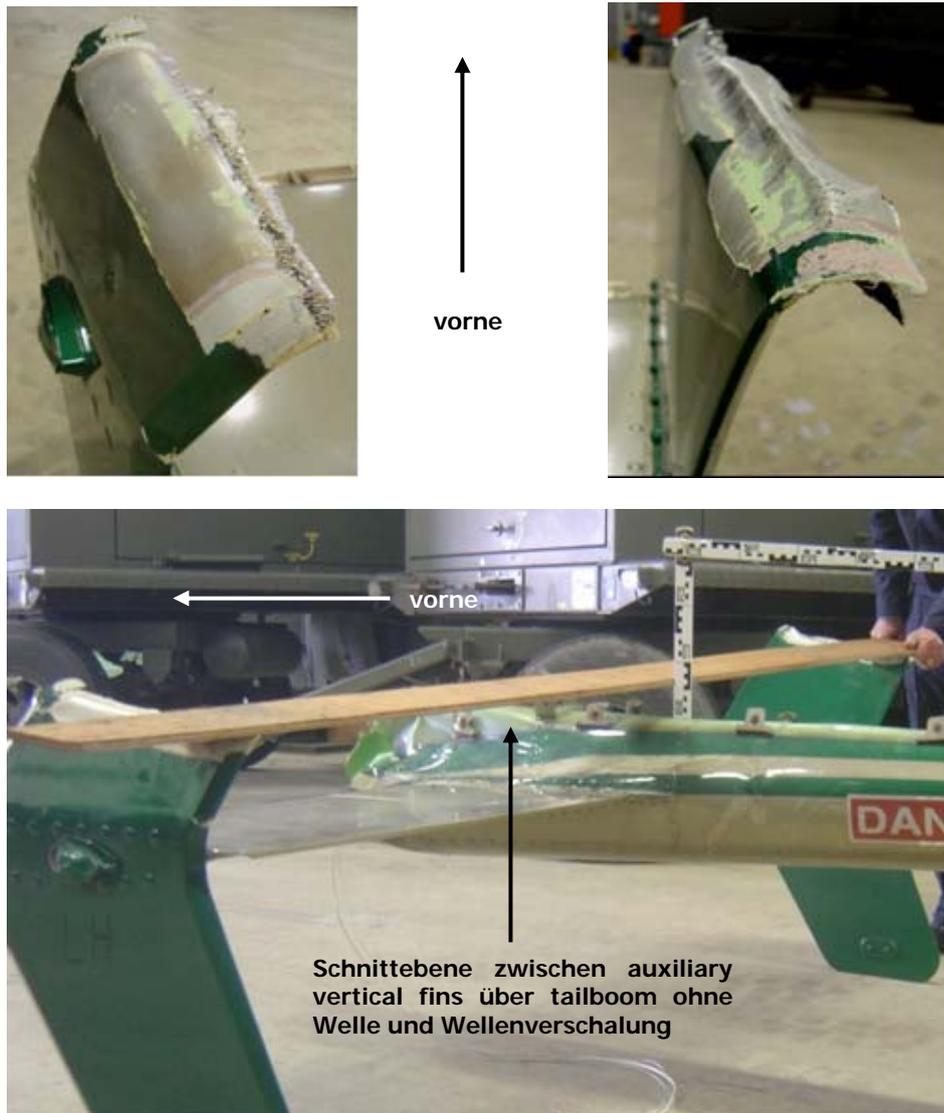
In der Rohrwandung sind zwei gegenüberliegende Kerben von maximal 24 mm Länge vorhanden.

Bei der „linken“ Kerbe erfolgte die Gewalteinwirkung von aussen nach innen gegen das Rohr und bei der „rechten“ Kerbe umgekehrt (Blickrichtung Kabine).

Dem entsprechend sind die Deformationen ausgebildet. Die „linke“ Kerbe weist scharfe Konturen auf.

In beiden Kerben konnten unter dem Stereomikroskop gelbe Lackrückstände festgestellt werden.

auxiliary vertical fins:



Über den Befestigungspunkten am Horizontalstabilisator ist der LH *vertical fin* leicht nach innen geknickt.

Auf der ganzen Breite der ca. 37 cm langen Trennstelle ist ein scharfkantiger dunkler Einschlag im Ansatz des nach innen deformierten Strukturblechs feststellbar. Vorne liegt diese Spur ca. 26 cm und hinten ca. 17 cm über der Oberseite des Horizontalstabilisators.

Der RH *vertical fin*-Teil weist über dem Horizontalstabilisator, im Gegensatz zum LH *vertical fin*, bis zur Trennstelle keine Deformationen auf.

Knapp unterhalb der Trennstelle ist eine deutliche dunkle Formspur einer Hauptrotorblatteintrittskante auf der ganzen Breite von ca. 36 cm erkennbar. Oberhalb der Trennstelle ist das Strukturmaterial nach aussen verbogen.

Vorne liegt die Formspur der Eintrittskante ca. 27 cm und hinten ca. 21 cm über der Oberkante des Horizontalstabilisators.

Die Durchtrennung der *vertical fins* erfolgte in einem Winkel von ca. 13°-14° (in Blickrichtung Kabine gesehen, bezogen auf die Oberseite des Horizontalstabilisators) und in Drehrichtung des Hauptrotors leicht ansteigend.

1.12.3.2 Resultat

Zusammenfassend kann folgende Aussage gemacht werden:

Die verschiedenen Spuren an der Verschalung, an den beiden Bruchstellen der Heckrotorantriebswelle und am „blauen“ Hauptrotorblatt lassen den Schluss zu, dass die Separation mit einem Schlag erfolgte.

Spurenkundliche Hinweise, dass vorher oder nachher eine weitere Gewalteinwirkung auf den betreffenden Bereich erfolgte, wurden nicht gefunden.

1.12.4 Triebwerk-Untersuchung

“The engine examination revealed the following:

- *The engine N1 drive train turned freely with no binding noted.*
- *The engine N2 drive train turned freely with no binding noted.*
- *All rigid and flexible oil and fuel lines were checked and found to be intact, and all fittings were found to be at least finger tight.*
- *The HMU and CEFA were intact.*
- *The ECU (electronic control unit) J2 connector was damaged by impact forces.*
- *The engine fuel system was not compromised.*
- *Both gearbox magnetic indicating plugs were void of metallic material.*
- *The compressor intake area contained a considerable amount of impact debris. This debris was comprised of tree twigs and small branches.*
- *The left hand discharge tube sustained impact damage.*
- *The exhaust cowling sustained impact damage.*

FINDINGS & CONCLUSIONS.

- *No engine mechanical pre-impact anomalies were noted.*
- *A download of the ECU revealed the Incident Recorder (IR), captured a torque and NR exceedance. The engine parameters monitored indicate the engine was running in a normal condition at impact.”*

1.13 Medizinische Feststellungen

Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor.

Der Pilot erlitt eine Rippenfraktur sowie diversen Rissquetschwunden und Prellungen.

Es wurden keine Spuren von Drogen, Medikamenten oder Alkohol gefunden.

Nach einer Nacht zur Beobachtung konnte er das Spital wieder verlassen.

1.14 Feuer

Da die Maschine auf der Seite zu liegen kam, entzündeten die heissen Abgase der noch laufenden Turbine angrenzende trockene Blätter, Farn und etwas Geäst des Gebüsches. Der Pilot hörte das Knistern des Feuers und stieg durch das rechte Frontfenster aus der Kabine.

Kurz darauf konnte der Pilot das *fuel valve* schliessen.

1.15 Überlebensaspekte

Der Pilot schilderte die Phase des drehenden Absturzes und die ersten Minuten nach dem Aufschlag in die lichte steile Waldzone:

„...drehte es mich beschleunigend, von null bis immer schneller. Ich konnte den Helikopter nicht mehr kontrollieren. Ich habe den collective gehalten, aber nicht ausgeklinkt. Ich versuchte den collective zu halten, um nicht so stark auf den Boden zu prallen. Ich weiss nicht, ob ich am Schluss den collective noch halten konnte, reduziert hatte ich nicht. Lastklinken und Autorotation waren für mich in diesem Moment kein Thema. Es kam mir nicht in den Sinn, wahrscheinlich wegen einem Erlebnis aus Amerika. Ich versuchte den cyclic zu kontrollieren, es ging nicht. Ich konnte die Fluglage nicht halten. Ich hatte Mühe, den cyclic stick in der Hand zu halten. Ich habe gesehen, dass es jetzt zu Boden ging. Ich kam drehend herunter. Kurz vor der Bodenberührung zog es mich nach rechts. Ich hörte Blätter rascheln. Alles passierte in Bruchteilen von Sekunden.

Die Turbine lief noch. Mit Gedanken an ein mögliches Feuer musste ich raus, vorne zur rechten Scheibe hinaus. Die Turbine selber brannte nicht, sondern ein Baumstrunk und Gras. Ich schaltete das fuel valve auf Position off, um die Turbine stillzulegen. Ich schaltete die Batterie und das ELT aus. Ich suchte das Natel einige Minuten. Ich schaltete die Batterie nochmals ein, aber das Piloten-Kopfhörerkabel war ausgerissen. Die Turbine bekam immer noch fuel. Ich entfernte mich vom Heli und sah Blut an mir. Ich fing an, mich selbst zu verarzten....“

In der Schlussphase des drehenden Aufschlags hat das Lastenseil als Anker gewirkt und einen weiteren Absturz über die ca. 60 m hohe Felswand verhindert. Diese war im steilen Gelände noch etwa 4 m von der Kabine entfernt.

Der Pilot trug keinen Helm.

Die REGA wurde um 09:19 Uhr von der Einsatzleitung der Helog alarmiert. Kurz nach der Ankunft des Rettungshelikopters um 09:32 Uhr erfolgte die Windenbergrung des Piloten.

Der Pilot wurde zur Beobachtung für eine Nacht im Spital Schwyz hospitalisiert.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

Die zur Zeit des Unfalls an der Loggingleine angehängten Baumstammteile wurden im Bereich der Hauptlast und unterhalb der hohen Felswand zum Teil in Bruchstücken aufgefunden und anhand der Bruchstellen zweifelsfrei identifiziert.

Die Nachwägung der Baumstammstücke ohne Lastenmaterial ergab ein aufgrund fehlender Holzsplitter und grosser Toleranz der verwendeten Waage ein ungefähres Gewicht von 1080 kg.

Aufgefundene abgebrochene Äste der gesunden Buche, welche mit der Last in Konflikt kamen, hatten einen Durchmesser von ungefähr 5 - 6 cm an der Astwurzel.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

Die Firma Helog hatte zwei Helikopter dieses Typs im gewerbsmässigen Einsatz. Diese wurden in ihrem vollen Zulassungsbereich als Mehrzweckhelikopter eingesetzt. Unter anderem wurden sie für Lastenflüge verschiedenster Art benutzt.

Der Helikopter HB-ZBA wurde in den 10 Tagen vor dem Unfall 9 Mal über Nacht im Gelände abgestellt. Unter anderem wurden in dieser Zeitdauer 506 Rotationen im Lasteneinsatz (*repetitive load*) kumuliert. Die täglichen Kontrollen wurden vom jeweiligen Piloten im Gelände durchgeführt. Es gab keinen lizenzierten Mechaniker mit Typeneintrag Bell B 407 vor Ort.

Nach den ersten Erkenntnissen kurz nach dem Unfall stand eine mögliche technische Ursache im Fokus der Untersuchungen. Ohne weitere Untersuchungsergebnisse abzuwarten, wurde am Tag nach dem Unfall der zweite Helikopter des gleichen Typs von derselben Firma wieder im Unterlast-Einsatz verwendet.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Masse und Schwerpunkt

Basic weight 1328.4 kg/2928 lb

Pilot 85 kg/187 lb, *fuel* ca. 104 kg/230 lb

Aussenlast gemäss Punkt 1.16:

Aufgefundene und nachgewogene Holzstücke: ca. 1080 kg/2380 lb, Gehänge ca. 60 kg/132 lb

Resultierendes *gross weight* ca. 2657.4 kg/5857 lb

Aussenlast gemäss Punkt 1.18.4:

Letzte aufgezeichnete Last der elektronischen Waage: 1250 kg/2755 lb (gemäss Pilot inklusive Gehänge)

Resultierendes *gross weight* ca. 2767.4 kg/6099 lb

Der Schwerpunkt lag mit angehängter Aussenlast im stationären Schwebeflug bei ca. 127.3 *inches longitudinal CG* innerhalb der zulässigen Grenzen.

1.18.2 Performance

Die für den stationären Schwebeflug ausserhalb Bodeneffekt beim Aufnahmeplatz gerechnete maximale Masse lag bei ca. 2670 kg/5880 lbs.

Das Profil der Flugbahn der Last vom Aufnahmeort bis in die Buche bestätigt die gerechnete Performance.

1.18.3 Limitationen

Im Anhang zum Luftfahrzeughandbuch werden bezüglich CARGO HOOK folgende LIMITATIONEN beschrieben:

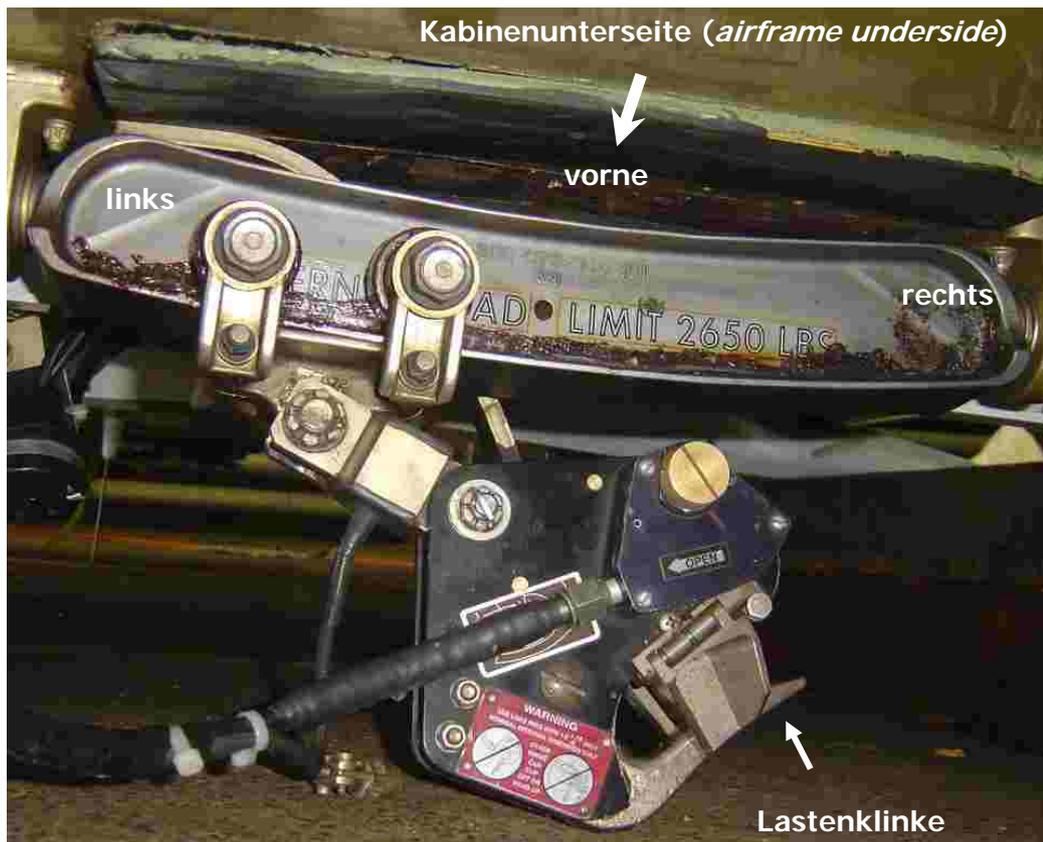
1-6. WEIGHT AND CENTER OF GRAVITY

Caution

LOADS THAT RESULT IN GROSS WEIGHT ABOVE 5000 POUNDS (2268 KILOGRAMS) SHALL BE CARRIED ON CARGO HOOK AND SHALL BE JETISONABLE.

Maximum gross weight of helicopter and external load operation is 6000 pounds (2724 kilograms).

Maximum cargo hook load is 2650 pounds (1202 kilograms).



1.18.4 Wägesystem und dessen Auswertung

Das Gewicht der Unterlast kann bei erfüllten Gewichts- und Zeitbedingungen automatisch oder kurz nach „Last ab Boden“ manuell aufgezeichnet werden. Der Pilot wählt diesen Modus auf dem cockpitseitigen Aufzeichnungsgerät. Gemäss Waageprotokoll von diesem Tag war der Zeitpunkt der Aufzeichnung manuell gewählt, die resultierenden Gewichte wurden durch Beschleunigungsmesser im Wägesystem korrigiert. Von 33 aufgezeichneten Gewichten wurden nur 2 automatisch zwischen erstem Aufnahmeschlag und dem kurze Zeit später ansteigendem Fahrtwiderstand aufgezeichnet.

Der Pilot sagte aus, er habe die Waage an diesem Tag am Boden vor dem Start „genullt“. Er mache dies immer beim Unterlastfliegen, damit er am Abend beim Auswerten keine anderen Daten auf der Waage habe. Die Grundeinstellungen der Waage musste er neu eingeben, weil die *backup* – Batterie nicht mehr genügend Strom zum Speichern der Einstellungen lieferte. Dabei habe er sich aber nur auf die wesentlichen Einstellungen beschränkt wie den Modus Manuell, die Einheit Kilogramm und die Gewichtserkennungsschwelle.

Der Hersteller beschreibt die ersten Schwächezeichen der Lithium Batterie mit inkonsistenten Datums- und Uhrzeitangaben.

Dieser Lastenschreiber zeigte bei nicht eingestellten oder falschen Grunddaten (Kunde, Ort, Pilot, Flugzeug, Monatsdatum, Winterzeit) ein sonst zu den Flügen (Anzahl Flüge, Flugzeiten) und dem Transportverlauf (Rotationszeiten in Bezug auf Nester, Gewichte) des Unfalltages konsistentes Bild.

Zusammengefasst wurden bei Rotationszeiten von eineinhalb bis zweieinhalb Minuten 31 Lasten (ohne 2 lokale Verschiebungen von wenigen Sekunden) in folgenden Gewichtsbereichen aufgezeichnet:

Gewichts- bereich	500- 699 kg	700- 799 kg	800- 899 kg	900- 999 kg	1000- 1099 kg	1100- 1199 kg	1200- 1299 kg
Anzahl Rotationen	3	2	8	5	9	1	3

1.18.5 Notverfahren gemäss Betriebshandbuch

1.18.5.1 Heckrotorausfall

Das Betriebshandbuch für den Helikopter Bell 407 beschreibt im Kapitel 3 das Notverfahren für Heckrotorausfall folgendermassen:

“3-5. TAIL ROTOR

There is no single emergency procedure for all types of antitorque malfunctions. One key to a pilot successfully handling a tail rotor emergency lies in the ability to quickly recognize the type of malfunction that has occurred.

3-5-A. COMPLETE LOSS OF TAIL ROTOR THRUST

This is a situation involving a break in drive system (e.g., severed driveshaft), wherein tail rotor stops turning and delivers no thrust.

- *INDICATIONS*

- 1. Uncontrollable yawing to right (left side slip)*
- 2. Nose down tuckling*
- 3. Possible roll of fuselage*

NOTE

Severity of initial reaction of helicopter will be affected by AIRSPEED, CG, power being used, and H_d.

- *PROCEDURE*

3-5-A-1. HOVERING

Close throttle and perform a hovering autorotation landing. A slight rotation can be expected on touchdown.

3-5-A-2. IN-FLIGHT

Reduce throttle to idle, immediately enter autorotation, and maintain a minimum AIRSPEED of 55 KIAS during descent.

NOTE

When a suitable landing site is not available, vertical fin may permit controlled flight at low power levels and sufficient AIRSPEED. During final stages of approach, a mild flare should be executed, making sure all power to rotor is off. Maintain helicopter in a slight flare and smoothly use collective to execute a soft, slightly nose-high landing. Landing on aft portion of skids will tend to correct side drift. This technique will, in most cases, result in a run-on type landing. ...”

1.18.5.2 Lastenklinke

Für Unterlasttransporte mit dem elektrischen Auslösemechanismus in der Klinke am Ende der Lastenleine wurde die Bedienung im Cockpit mit einem Wählschalter für die obere respektive untere Auslösung erweitert. Das Normalverfahren war für die Lastrotationen vor dem Unfall schon mehrfach verwendet worden und hatte einwandfrei funktioniert. Das Notverfahren wird im Anhang zum Betriebs- handbuch wie folgt beschrieben:

Kapitel 3. Notverfahren

Muss in einem Notfall die Unterlast elektrisch geklinkt werden, ist der elektrische Auslösedruckknopf zuoberst am Steuerknüppel angeordnet. Falls die elektrische Auslösung nicht funktioniert, ist die mechanische Auslösung gemäss Basis AFM Supplement zu betätigen.

*BASIS AFM 3-13. CARGO FAILS TO RELEASE ELECTRICALLY**Warning*

EMER CARGO RELEASE PULL handle will function regardless of CARGO RELEASE switch position. In event cargo hook will not release sling when cyclic CARGO RELEASE switch is pressed, proceed as follows:

- 1. Maintain tension on sling.*
- 2. Pull EMER CARGO RELEASE PULL handle to release load.*

Für die Bergung des Wracks musste vorgängig die Loggingleine entspannt und abgehängt werden. Die dazu betätigte mechanische Auslösung funktionierte einwandfrei.



1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Gemäss den vom Hersteller dieses Helikopters erhaltenen Daten zu Abständen zwischen Hauptrotor und dem Heck wurde eine massgetreue Visualisierung dieser Distanzen vorgenommen. Die zwei Gewichtskonfigurationen 4000 lbs und 6000 lbs wurden in drei verschiedenen Kombinationen der Hauptrotorsteuerung dargestellt:

1. *collective-position for steady hover, cyclic stick centered*
2. *collective-position for steady hover, cyclic stick full aft position*
3. *collective down, cyclic stick full aft position*

Aus flugtechnischen Gründen ergeben die Daten bei angenommenen digitalen Maximalausschlägen der kollektiven oder zyklischen Hauptrotorsteuer nur kurzzeitig erreichbare Minimalabstände.

Dies gilt nur, solange sich die Helikopterzelle im Flug bewegungsfrei innerhalb der vorgeschriebenen Schwerpunktgrenzen befindet.

Diese Abstände sind in der Anlage 1 „*blade clearance over tailboom*“ ersichtlich.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Allgemeines

Die Resultate der Untersuchung der Wrackteile, der verschiedenen Komponenten der Flugsteuerung sowie des Triebwerks ergaben keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen können.

2.1.2 Analyse der Umstände des Hauptrotoreinschlages in den tailboom

Die Beobachtungen von Flughelfer M; *„... dann gibt's einen Knall. Ein Knall etwa so, wie der einer Peitsche. Gleichzeitig fliegen vom Heck Teile weg. Ich kann nicht genauer sagen, wo oder was, aber mehrere kleine Teile...“*, machen eine klare Aussage über den Ort und den Zeitpunkt eines Schadens im Heckbereich. Dieser Moment stimmt überein mit der vom ca. 500 m entfernten und ca. 460 m tieferen Lastablageplatz aus gemachten Beobachtung von Flughelfer T: *„... beim Heckrotor eine Staubwolke entstand...Auf das hin sank der Helikopter und machte gleichzeitig die Schraube...“*.

Die Beschreibung einer *„Staubwolke ... beim Heckrotor“* deckt sich nach Abzug der Unschärfe aus der Distanz mit der Aussage des sehr nahen Flughelfers, welcher von *„...mehrere kleine Teile...“* spricht. Diese kleinen Teile, die aus der Ferne wie eine Staubwolke ausgesehen haben, wurden nur in einem Bereich im steilen Waldgelände gefunden. Dieser Bereich war ziemlich genau unterhalb der Schwebeposition des Helikopters in den Sekunden des Versuchs, die verhängte Last freizubekommen. Es wurden verschieden grosse, aber sehr viele bis ca. 1 cm² kleine Teile der Heckverschalung und vor allem der *auxiliary vertical fins* mit ihrer typischen wabenförmigen Aluminiumstruktur gefunden.

Die spurenkundliche Untersuchung zeigte auf, dass die Antriebswelle zum Heckrotor mit einem Schlag von einem Hauptrotorblatt getrennt wurde. Unter Leistung in einem Schwebeflugzustand und ohne Vorwärtsgeschwindigkeit musste der Helikopter infolge des fehlenden Drehmomentausgleichs sofort im Uhrzeigersinn zu drehen beginnen.

Das von Forstwart K beschriebene veränderte Geräusch des Helikopters, *„...Es gab einen Knall. Der Heli tönte anders, nicht lauter als vorher, einfach anders. Es ging ein paar Sekunden, dann hörte man nichts mehr.“*, lässt sich durch den Ausfall des Heckrotorantriebs erklären.

Die Aussage des Piloten und die Auswertung der *ECU* bestätigten, dass die Turbine einwandfrei funktionierte.

Mit der Spurenanalyse der zwei Hauptbrüche des Hecks (*tailboom*) kann der Verlauf des Unfallgeschehens erklärt werden. Insbesondere die Reiss- und Bruchspuren der Heckverschalung zeigen die Sequenz der Ereignisse auf. So ist die Verschalung ausserhalb des durch den Hauptrotor verursachten Schadens in der Richtung aufgerissen, welche der Hauptrotordrehung entgegengesetzt ist. Das komplette Wegbrechen des Heckteils kann erst nach der Trennung der Heckrotorantriebswelle durch den Hauptrotor erfolgt sein.

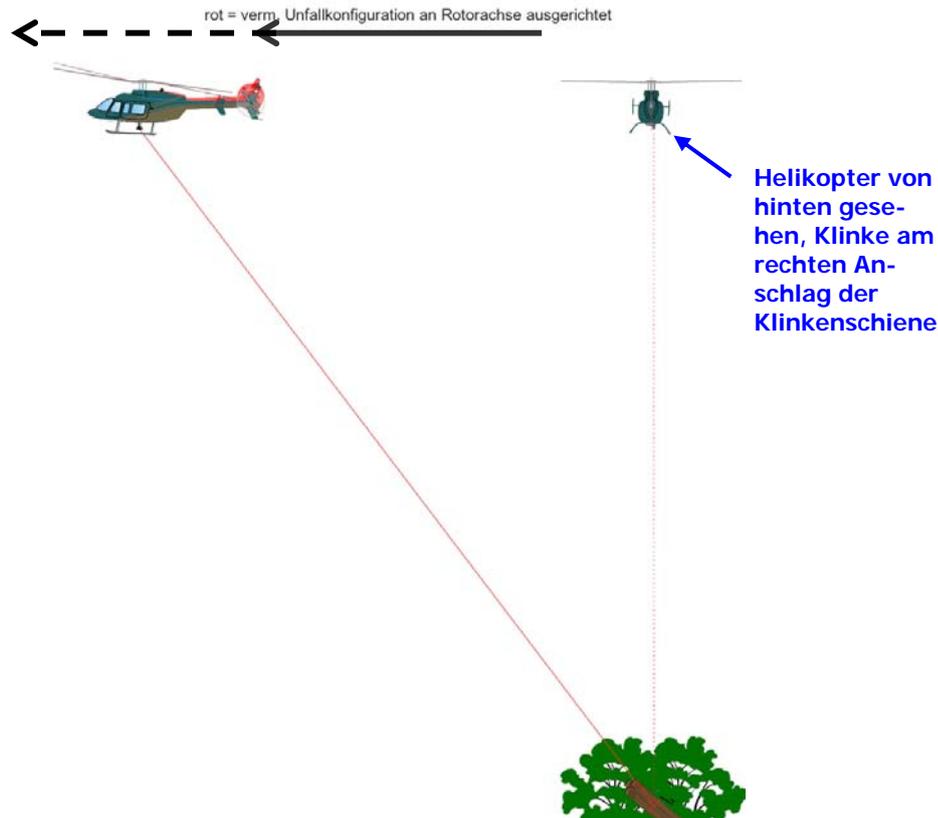
Die Lage der Wrackteile des Hecks lassen dieses Wegbrechen auf die letzte Phase des drehenden Absturzes kurz vor oder während dem Aufprall am Hang schliessen. Die Masse des Heckrotorteils insbesondere des Getriebes hat unter den durch die Drehung und zusätzlich durch die Spannung der verhängten

longline verursachten Beschleunigungskräften die Verschalungsstruktur brechen und auseinander reissen lassen. Auch der zweite hintere Bruch weist eine ähnliche Charakteristik auf und kann erst in der Schlussphase des Absturzes oder beim Aufschlag an der aufgefundenen Position der Heckteile unterhalb der Felswand erfolgt sein.

Die verhältnismässig unbeschädigte verstärkte Stahlkappe (*reinforced steel*) auf der Eintrittskante des „blauen“ Rotorblatts lässt sich durch die wegen der hohen Geschwindigkeit dieses Blattes schlagartigen Durchtrennung der mit 6317 Umdrehungen pro Minute drehenden Heckrotorwelle erklären. Die Geschwindigkeit des Rotorblatts beträgt am Blattende 231 Meter pro Sekunde. Der Aufschlagwinkel und die Form der beiden Kontaktstellen hat eine nur sehr kleine Kontaktfläche ergeben. Das herausgeschlagene Stück der Heckrotorwelle konnte trotz Feinsuche im näheren Gelände nicht gefunden werden.

Die in der Beilage *„blade clearance over tailboom“* für zwei gerade im Lastenflug relevante Gewichte zeigen die verbleibenden nur kleinen Distanzen zwischen der Hauptrotorebene und dem betroffenen Bereich des Hecks solange sich der Schwerpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen befindet.

Wird nun, wie im untersuchten Fall während eines Unterlastfluges, durch ein blockiertes Lastenseil ein Moment über die Aufhängung der Lastenklinke in Längsrichtung auf die Querachse des Helikopters bis zum Rotormittelpunkt aufgebaut, ergäbe sich ohne Steuerinput eine sofortige beschleunigte Bewegung *„nose down“* des Helikopters entlang einer Kreisbahn mit dem Lastenseil als Radius in die Vertikale Richtung Boden. Die Grösse dieses Moments ist von der aktuellen Vorwärtsgeschwindigkeit abhängig. Der Pilot begegnete diesem Drehmoment, indem er instinktiv die horizontale Lage seines Helikopters mit der notwendigen Steuerführung zu halten versuchte. Die Rotorblattebene bewegte sich dabei entsprechend der Steuerinputs nach hinten. Zusätzlich manövrierte er den Helikopter rückwärts. Der Pilot glaubte dann nach eigenen Aussagen, die Last befreit zu haben und wollte zügig den Sinkflug einleiten. Da die Zelle aber sehr wahrscheinlich noch durch die Last in der freien Bewegung behindert war, konnte der Mindestabstand zwischen Hauptrotor und Heck unterschritten werden.



Vom Boden aus wurden abrupte Lastwechsel beobachtet und im Cockpit vom Piloten ganz deutlich als harte Schläge wahrgenommen. Die aufgefundenen, durch die Unterlast weggebrochenen, gesunden und kräftigen Buchenäste lassen auf momentan grosse und oben beschriebene Kräfte schliessen. Zusätzlich passierte beim Wegbrechen ein kurzzeitiger extremer Lastwechsel mit Auswirkungen unter anderem auf die einzelnen Rotorblätter, welche am Blattende grosse vertikale Schwingungsausschläge verzeichnen.

So können sich bezüglich Rotorblattfreiheit (*blade clearance*) einige ungünstige Faktoren addieren:

1. Die kleine Minimaldistanz zwischen Rotorblatt und Heck bei entsprechender Steuerung mit Schwerpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.
2. Das Moment einer verhängten Last auf die Querachse, welche bis zum Aufhängepunkt der Lastenklinke über einen ca. 2,3 m langen Hebelarm übersetzt gewirkt hat.
3. Schläge von Lastwechseln auf den Helikopter wirken sich in vertikaler Richtung in Blattenschwingungen aus. Um die Querachse werden dadurch mit nach hinten verhängter Last grosse Momentwechsel induziert.

In der Anlage 2 „Summe der Faktoren“ wird der resultierende Effekt als rot hinterlegter Schatten veranschaulicht.

2.1.3 Unterhalt des Helikopters

Zweifellos war die Maschine in einem sehr rauen Einsatz, bei dem insbesondere alle mechanischen Komponenten einer hohen Beanspruchung ausgesetzt waren. Es ist sinnvoll, dem Unterhalt einer solchen Maschine einen hohen Stellenwert zu geben. Im vorliegenden Fall zeichnen das Flugreisebuch und die technischen Akten ein unvollständiges Bild über den Zustand des Helikopters. Es muss deshalb offen bleiben, ob dem Unterhalt eine dem Einsatz angemessene Bedeutung zukam.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Allgemeines

Die „Holzfliegerei“ stellt an Mensch und Material besondere Ansprüche. Am Boden und in der Luft sind die Beteiligten gerade wegen der besonderen Verhältnisse des Einsatzgebietes wie steilem und felsdurchsetztem Gelände, überwucherten und unübersichtlichen Aufnahmeplätzen sowie der Verschiedenartigkeit und Lage des gefällten Transportgutes „Holz“ speziell gefordert. Für einen reibungslosen, effizienten Betrieb ist vor allem das Schätzvermögen des Bodenpersonals bezüglich Gewicht und Lage in der Bereitstellung von Stammholz von grösster Bedeutung.

Der Pilot: „Bis zum Unfall war der Tag „ein perfekter Tag“, bestes Wetter, kein Wind, alles war Bestens. Gleichmässig schwere Lasten und ein reibungsloser Ablauf. Ich kann mich noch erinnern, wie ich den Flughelfern gefunkt habe, dass sie den Forstwarten ein Kompliment machen sollen, wie homogen das Holz gerüstet ist.“

2.2.2 Handlungsspielraum und Grenzen

Wegen vielen Faktoren, unter anderem der oben erwähnten, ist die Einschätzung des Gewichts einer Last trotz erfolgter Einmessung in der Praxis schwierig. Mit dem Bestreben, die Auslastung oder „Tagesleistung“ an transportiertem Holz zu verbessern, erhöht sich auch die Wahrscheinlichkeit auf einen Konflikt mit den Limiten der beteiligten Transportmaschine.

Diese technischen Limiten sind die im Betriebshandbuch des Helikopters unter *section 1 limitations* vorgegebenen absoluten Grenzwerte. Diese können zuletzt nur vom Piloten verteidigt und eingehalten werden.

Innerhalb dieser Grenzen zählt nun die individuelle Einschätzung des jeweiligen Piloten bezüglich Durchführbarkeit. Die fliegerische Herausforderung eines in erster Linie speditiven und effizienten Transportes lässt die Toleranzen bezüglich Hindernisfreiheit eng werden. So war dies im vorliegenden Fall eine der latenten Gefahren, die Gewichte an der Leistungsgrenze mit dem damit noch verfügbaren Flugprofil eine andere.

Dazu kam die akute Gefahr einer mit Struppen gesicherten Last, die kurz vor dem Auseinanderbrechen war und ein Verheddern in Hindernissen, insbesondere einer Buche, wahrscheinlicher machte.

Aufgrund seines Vorgehens nach dem überraschenden Verheddern der Last war der Pilot sich der resultierenden Gefahren einer an der Klinke in der freien Bewegung behinderten Zelle nicht bewusst. Die Möglichkeiten für effektive Flugbahnkorrekturen mit Steuerinputs können wegen der beteiligten Drehmomente und abrupten Lastwechseln ohne sofortigen Lastabwurf nicht mehr vorhanden gewesen sein.

Erkennt ein Pilot, dass eine Last in der Gefahr steht, sich zu verheddern, kann er sich, falls die Last gegenüber der maximal möglichen eine genügende Reserve aufweist und er eine angepasste Vorwärtsgeschwindigkeit wählt, folgenden Handlungsspielraum offen halten: Entweder kann er ein kurzzeitiges und erwartetes Verheddern mit normalen Steuerinputs innerhalb der Limiten korrigieren oder er kann bewusst den mental vorbereiteten Ausweg zum Lastabwurf wählen.

2.2.3 Steuerführung mit vertical reference-Technik

Die eigene Wahrnehmung bezüglich Steuerführung und deren Koordination ist gerade im Lastenflug mit „*vertical reference*“ - Technik einige Überlegungen wert.

Auf die Frage, ob durch die spezielle Kopfhaltung der „*bubbling*“ - Technik ein labyrinthärer Einfluss auf die Steuerführung möglich sei, kann aus medizinischer Sicht folgendes gesagt werden:

- Eine Desorientierung durch irreführende Informationen aus dem labyrinthären System bzw. dem Gleichgewichtsorgan tritt eigentlich nur bei fehlenden Sichtreferenzen auf. Bei bestehenden Sichtreferenzen sind diese für rund 90% der räumlichen Orientierung verantwortlich.
- Problematisch kann aber die Steuerung des Helikopters sein bei Blickrichtung auf die angehängte Last – also nach hinten unten – und Flugrichtung nach vorne. Die Umsetzung der visuellen Wahrnehmung in zielgerichtete Handlungen an den Steuerelementen bedeutet einen wesentlich höheren Aufwand für das zentrale Nervensystem (ZNS), was zu vergrößerten Steuerinputs führen kann.

Wie bei allen komplizierten Steuervorgängen des ZNS spielen verschiedene Faktoren dabei eine Rolle wie Training, Veranlagung bzw. Eignung betreffend der Orientierung im dreidimensionalen Raum unter erschwerten Vorgaben.

- Durch das Hängenbleiben der Last wurde dieser an sich schon komplexe Vorgang möglicherweise noch schwieriger, was zu heftigen Steuerbewegungen geführt haben kann.

2.2.4 Anwendung der Notverfahren

Die Position des Helikopters am steilen Hang auf einer Höhe von mindestens 50 m über dem bewaldeten Gelände mit der Nase in Richtung offenes Tal hätte die im Betriebshandbuch des Helikopters vorgesehenen Notmassnahmen möglich gemacht:

1. Nach dem Einhängen:

- A. Abwurf nur der Holzlast unter Zug, elektrisch am *cyclic* mit schlagartiger Verbesserung des Schwerpunkts.
- B. Abwurf der gesamten Last mit Gehänge am roten „*emer cargo release*“ Griff. Unter der Schwebeposition des Helikopters waren keine Arbeiter im Wald. Der Griff ist unter dem *collective* und zwischen den Sitzen am Kabinenboden jedoch schwierig zu erreichen. Dies wird akzentuiert aufgrund der bei der *bubble*-Technik nach rechts aussen geneigten Sitzposition des Piloten.

Der Pilot bestätigte mit seinem Vorgehen, dass der problemlose Abwurf einer wertlosen Holzlast für ihn im ersten Moment des Verhängens keine Option darstellte.

2. Nach den ersten Anzeichen einer Drehung:

Abwurf der gesamten Last wie oben und sofortiges Einleiten einer Autorotation.

Aussage des Piloten:

„.....Ich wurde gegen das bubble gedrückt, verlor aber den cyclic und collective nie aus den Händen. Ich habe nie daran gedacht, die Last zu klinken. Das wäre so oder so nur sehr schwer möglich gewesen, da der Bell 407 die mechanische Auslösung nicht gerade optimal platziert hat.“

Im Moment des Beginns der Drehung stand die intuitive Handlung dann im Vordergrund. Tiefen Eindruck hinterlassene Schilderungen seines früheren Fluglehrers und damit Erfahrungen aus der Vergangenheit wurden mit dem Erkennen der übereinstimmenden Situation aus dem Langzeitgedächtnis abgerufen.

Bei schon fortgeschrittener beschleunigter Drehung kann der den Aufprall dämpfend und die Drehung abbremsende Effekt von dichtem Wald die Überlebenschance stark erhöhen.

Dieser Effekt und vor allem der Aufprallwinkel im schon steilen Gelände mit dem Ankereffekt der verhedderten Lastenleine haben dem Verhalten des Piloten Erfolg beschert.

Bei der Beurteilung der Zweckmässigkeit des Vorgehens im Notfall sollte der Fokus auf die entscheidenden ersten Momente des Verhedderns der Last gelegt werden. Wird dieser Zeitpunkt für ein Ausklinken der Last verpasst, ist der Ausgang von den situativen Umständen abhängig und eher zufällig als kontrollierbar.

Für bestimmte Notfälle vorgesehene *procedures* haben nur eine Chance, auch unter Stress abgerufen werden zu können, wenn sie systematisch immer wieder vor und während dem Flugdienst, angepasst an die lokale Situation, gedanklich durchgespielt werden. Der Entscheid zum Klinken einer Last oder des Lastenseils aufgrund selbst definierter, situativer Bedingungen oder Auslöser (*trigger*) kann damit erleichtert werden. So kann das erfüllte Kriterium „Überraschung“ verzugslos zum Abwurf der Last führen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen Ausweis für Berufspiloten (Kat. Helikopter).
- Der Pilot schloss die Umschulung auf den Typ Bell 407 am 18. Mai 1999 ab.
- Der letzte Checkflug auf dem Typ Bell 407 fand am 31. Mai 2002 statt.
- Es lagen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor.
- Der Pilot trug keinen Helm.
- Der Helikopter war zum gewerbsmässigen Verkehr VFR bei Tag zugelassen.
- Die letzte 50/100 Stunden Kontrolle an Zelle und Triebwerk wurde am 19.08.2004 abgeschrieben.
- Der Helikopter wurde am 14.01.04 einer Nachprüfung durch das BAZL unterzogen.
- Zum Unfallzeitpunkt hatte der Helikopter eine Betriebszeit seit Herstellung von 2478:12 Stunden.
- Die Masse von ca. 5857 lbs gemäss Pkt. 1.18.1 und der Längsschwerpunkt bei ca. 127,3 inches waren vor dem Unfall mit der Unfallast innerhalb der Limiten.
- Für den Helikopter HB-ZBA bestand ein Wartungsvertrag mit einem in Salzburg ansässigen Unterhaltsbetrieb. Das Flugbetriebsunternehmen beschäftigte keinen für diesen Helikoptertyp lizenzierten Mechaniker.
- Im Flugreisebuch wurden keine technischen Störungen eingetragen.
- Die letzten beiden *overtorque incidents* wurden nicht nach dem vorgeschriebenen Verfahren abgearbeitet.
- Die *preflight checks* wurden nicht regelmässig im Flugreisebuch bestätigt.
- Der Helikopter verfügte über ein *audio warning system* mit dem Warnton "*check instrument*". Dieses wurde in der Schweiz eingebaut und auf Grund einer fehlenden Zulassung deaktiviert. Dieses System wurde später ohne Bewilligung wieder in Betrieb genommen. Der Pilot benützte den Warnton bei 100% - *torque* als Hilfsmittel in der fliegerischen Arbeit mit „*vertical reference*“-Technik.
- Die Untersuchung hat keine Anzeichen dafür ergeben, dass ein technischer Fehler am Helikopter vorlag.
- Die Triebwerkuntersuchung und die Auswertung der ECU zeigten keine Anomalien.
- Die Lastenleine war nach dem Unfall eingehängt und gespannt.

- Der Heckrotorantrieb wurde an zwei Stellen getrennt:
 - durch den Hauptrotor beim zweitletzten Segment
 - beim Abbrechen des tailboom vom Rumpf beim Aufschlag
- Die verschiedenen Spuren an der Verschalung, an den beiden Bruchstellen der Heckrotorwelle und am "blauen" Hauptrotorblatt lassen den Schluss zu, dass die Separation mit einem Schlag erfolgte. Spurenkundliche Hinweise, dass vorher oder nachher eine weitere Gewalteinwirkung auf den betreffenden Bereich erfolgte, wurden nicht gefunden.
- Ein ELT war eingebaut und wurde durch den Piloten ausgeschaltet.
- Der Lastenschreiber zeichnete bis zum Unfall 31 Lasten im Gewichtsbereich zwischen 500 und 1299 kg auf. 3 Lasten waren im Bereich von über 1200 kg.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Anhängen einer Aussenlast an Hindernissen grosse Drehmoment- und Lastwechsel am Helikopter verursachte. Dies führte dazu, dass der Hauptrotor die Heckrotorwelle durchtrennte, es zu einem Kontrollverlust um die Hochachse kam, was zur anschliessenden Kollision mit dem Gelände führte.

Zum Unfall beigetragen haben:

- Auf Effizienz ausgerichtete Flugtaktik ohne genügende Sicherheitsreserve
- Fehlen einer gedanklich vorbereiteten und abrufbaren Handlungsoption

4 Sicherheitsempfehlungen und Massnahmen zur Verbesserung der Flugsicherheit

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Ausrüstung des Helikopters beim Lastenflug mit Vertikalreferenz

4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Beim Lastenflug mit Spiegelreferenz sitzt der Pilot mit aufrechtem Oberkörper und mit Blick nach vorne im Cockpit. Er sieht die Aussenlast indirekt und eingeschränkt durch den Lastenspiegel. Die Cockpitinstrumentierung ist in seinem weiteren Blickfeld. Visuelle Warnlichter sind wahrnehmbar, individuelle Parameter sind rasch ersichtlich.

Im Unterschied zum Lastenflug mit Spiegelreferenz erlaubt ein konvexes Fenster (*bubble window*) oder Bodenfenster einen direkten vertikalen Blick nach unten auf die Last und die Verhältnisse am Boden.

Helikopter, welche beim Lastenflug zusätzlich mit dieser Vertikalreferenz eingesetzt werden, weisen oft Kompatibilitätsdefizite aus.

So sind verschiedene Überwachungs- und Bedienungsinstrumente mit der nach aussen gebeugten Sitzposition für konvexe Fenster und einer Kopfhaltung nach unten nicht mehr verzugslos einseh- oder erreichbar. Die für den normalen Lastenflug installierte und zertifizierte Ausrüstung des Helikopters ist für den Einsatz mit Vertikalreferenz nicht mehr uneingeschränkt kompatibel.

4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 383

Das BAZL sollte sicherstellen, dass während des Lastenfluges mit Vertikalreferenz mit Helikopter:

- die Notabwurfteinrichtung der Lastenklinke gut erreichbar ist
- der Pilot auf die Annäherung an Grenzwerte vitaler Parameter für den Betrieb des Helikopters aufmerksam gemacht wird

4.1.2 Ausrüstung des Piloten beim Lastenflug mit Vertikalreferenz

4.1.2.1 Sicherheitsdefizit

Beim Lastenflug mit Vertikalreferenz erlaubt es die nach aussen geneigte Kopfhaltung dem Piloten aus Platzgründen oftmals nicht, einen Helm zu tragen.

4.1.2.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 384

Das BAZL sollte sicherstellen, dass auch beim Lastenflug mit Vertikalreferenz das Tragen eines Helmes für den Piloten möglich ist und dass dieser getragen wird.

4.1.3 Flugdatenaufzeichnung

4.1.3.1 Sicherheitsdefizit

Heute verfügbare Aufzeichnungsmöglichkeiten für Flugdaten erlauben einen einfachen Zugriff und Auswertung der Daten für verschiedene Zwecke. Insbesondere können die Daten für die unabdingbare Qualitätssicherung des täglichen Flugbetriebes genutzt werden. Eine systematische Analyse der Daten (*flight data monitoring*) schärft das Sicherheitsbewusstsein aller Beteiligten.

Die Daten von geflogenen Aussenlasten können auch zur Erleichterung von Administration und allgemeiner Transparenz gegenüber Kunden verwertet werden.

Selbstverständlich sind Flugdatenaufzeichnungsgeräte (FDR) für die Unfalluntersuchung von grossem Wert. Die derzeit eingesetzte Helikopterflotte ist mehrheitlich nicht mit solchen Geräten ausgerüstet.

Mit Referenz zu untenstehenden früheren Sicherheitsempfehlungen in den Schlussberichten Nr. 1418, 1444, 1505, 1572, 1586, 1638 wiederholt das BFU die Notwendigkeit einer Flugdatenaufzeichnung.

SB Nr. 1418 (HB-XPJ 1990): Empfehlung Nr. 77: *„La Commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aviation (CEAA) recommande d'examiner s'il ne serait pas utile d'installer un enregistreur de données de vol (FDR) dans les hélicoptères effectuant des transports commerciaux à l'élingue.“*

SB Nr. 1444 (HB-XUB 1989): *„La commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aviation recommande d'examiner s'il y a lieu: RS No. 81: d'exiger comme c'est le cas sur les avions, l'installation d'un enregistreur des paramètres de vol (FDR) sur les hélicoptères de cette masse. RS No. 82: D'ergonomiser les hélicoptères permettant le vol avec référence visuelle verticale, de manière à ce que les instruments affichant les paramètres de performance maximale puissent être observés en permanence.“*

SB Nr. 1505 (HB-XXD 1991): *„La commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aviation (CEAA) formule les recommandations ci-après: No. 102: Un enregistreur des données de vol (FDR) devrait être prescrit pour tout hélicoptère d'une classe de poids excédant 6000 lbs (env. 2.7 tonnes), lorsqu'il est engagé pour des travaux à l'élingue.“*

SB Nr. 1572 (HB-XRZ 1993): Sicherheitsempfehlung Nr. 122: *„Les hélicoptères de cette catégorie de poids devraient être munis d'un enregistreur des paramètres de vol (FDR), comme le prévoit les normes JAR OPS Part 3.“*

SB Nr. 1586 (HB-XOL 1994): Sicherheitsempfehlung Nr. 126: *„L'alarme due au limiteur de débit du carburant devrait aussi être acoustique. SE Nr. 129: Il faut prévoir un enregistreur de paramètres de vol pour les hélicoptères de cette catégorie de poids.“*

SB Nr. 1638 (HB-XXF 1995): Recommandations de sécurité: No. 156: *„Les hélicoptères de cette masse, utilisé pour l'exploitation commerciale, doivent être équipés d'enregistreurs de paramètres de vol.“*

4.1.3.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 385

Das BAZL sollte sicherstellen, dass im Helikopterbetrieb wichtige Flug- und Leistungsparameter sowie geflogene Aussenlasten aufgezeichnet werden. Diese Daten sollten durch bezeichnetes Personal und unter Verantwortung des Flugbetriebsunternehmens oder des Halters systematisch ausgelesen, analysiert und archiviert werden.

Anlagen**Anlage 1: „blade clearance over tailboom“****Anlage 2: “Summe der Faktoren”**

Bern, 20. Dezember 2006

Büro für Flugunfalluntersuchungen

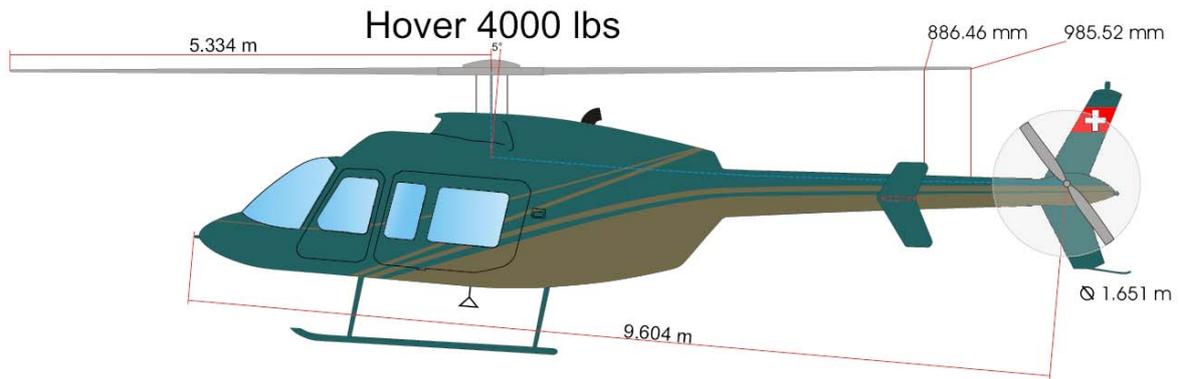
Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

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

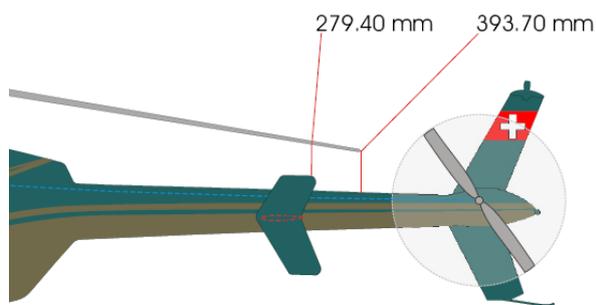
Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Anlage 1

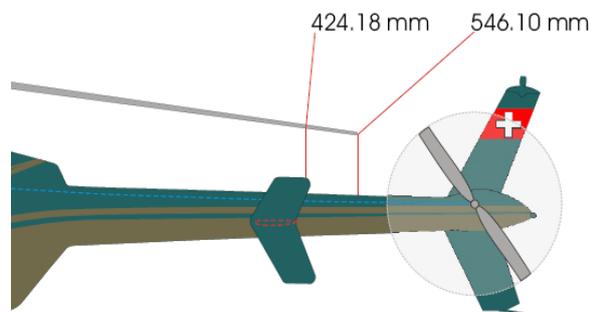
Blade clearance over tailboom



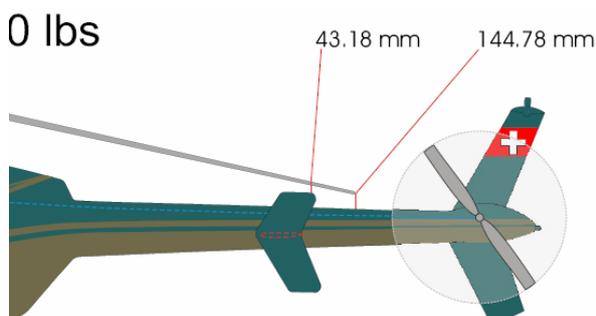
FULL CYCLIC BACK 4000LBS



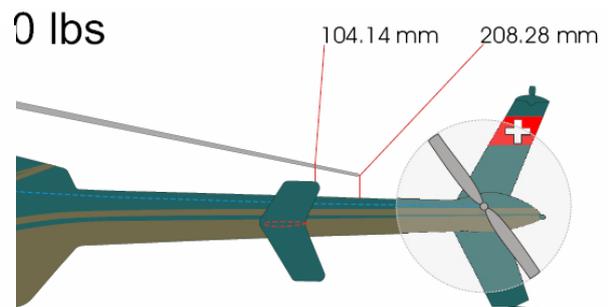
FULL CYCLIC BACK 6000LBS



CYCL BACK, COLL DOWN 4000LBS



CYCL BACK, COLL DOWN 6000LBS



Anlage 2

Summe der Faktoren

rot = verm. Unfallkonfiguration an Rotorachse ausgerichtet



Hover 6000 lbs - Ansicht von hinten - Schnitt Tailboom Ende Fin

