



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Schlussbericht Nr. 1965

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters Bell 206B Jet Ranger III, HB-XQO

vom 26. März 2005

Sustenlimi, Steingletscher, Gemeinde Gadmén/BE

ca. 45 km süd-südöstlich von Luzern

Cause

L'accident est dû à une collision à grande vitesse de l'hélicoptère avec le glacier couvert de neige en présence d'une luminosité diffuse.

Facteurs ayant joué un rôle dans l'accident:

- absence de prise en compte des dangers provenant des conditions changeantes de vent et de visibilité par rapport aux propriétés de contrôle de l'hélicoptère
- mauvaise évaluation des performances nécessaires

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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

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

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

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

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

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	7
Kurzdarstellung	7
Untersuchung	7
1 Sachverhalt	8
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	8
1.1.1 Allgemeines	8
1.1.2 Vorgeschichte	8
1.1.3 Flugverlauf	9
1.2 Personenschäden	12
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	12
1.4 Drittschaden	12
1.5 Angaben zu Personen	13
1.5.1 Pilot	13
1.5.1.1 Flugerfahrung	13
1.5.2 Passagiere	14
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	14
1.6.1 Nähere Angaben zum Triebwerkunterhalt	15
1.6.2 Leistungsverhältnisse – Performance	15
1.7 Meteorologische Angaben	16
1.7.1 Allgemeines	16
1.7.2 Flugwetterprognose für Samstag 26. März 2005	17
1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort	18
1.7.4 Astronomische Angaben	18
1.7.5 Messwerte des Automatischen Stationsnetzes (ANETZ) und des Ergänzungsnetzes (ENET)	18
1.7.6 Windmessungen	18
1.7.7 Wetter gemäss Personen vor Ort	18
1.8 Navigationshilfen	21
1.9 Kommunikation	21
1.10 Angaben zum Flughafen	22
1.11 Flugschreiber	22
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	22
1.12.1 Wrack	22
1.12.2 Unfallstelle	22
1.12.3 Triebwerk	24
1.12.3.1 Triebwerksuntersuchung	24
1.12.3.2 Zusammenfassung	26
1.12.4 Untersuchung der Cockpitinstrumente	26
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen	27
1.14 Feuer	28
1.15 Überlebensaspekte	28
1.15.1 Allgemeines	28
1.15.2 Notsender	28

1.16	Versuche und Forschungsergebnisse	28
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	28
1.18	Zusätzliche Angaben	28
1.18.1	Leistungstabelle im Helikopter	28
1.18.2	Leistungsverhältnisse	29
1.18.3	Leistungsüberprüfung des Triebwerks	29
1.18.4	Anwendung Leistungstabelle gemäss <i>rotorcraft flight manual</i> – RFM	29
1.18.5	Charakteristik des Helikopters Jet Ranger	30
1.18.6	Auszug aus dem <i>flight operation manual</i> – FOM der Firma Heli Partner AG	31
1.18.7	Abflugmasse beim Start in Erstfeld	32
1.18.8	Überprüfung von abweichenden Beobachtungen	32
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	32
2	Analyse	33
2.1	Technische Aspekte	33
2.2	Meteorologische Aspekte	34
2.2.1	Vorhersagen	34
2.2.2	Beobachtete Wetterbedingungen in der Schweiz	35
2.2.3	Wetterbedingungen im Unfallgebiet	35
2.3	Menschliche und betriebliche Aspekte	36
2.3.1	Organisation	36
2.3.2	Vorbereitung	37
2.3.3	Situationsbewusstsein der Crew	37
2.3.4	Aktuelle Situation und deren Gefahren	38
2.3.4.1	Leistungsberechnung und Wind	38
2.3.4.2	Notwendige Leistungsverhältnisse und Sichtreferenzen	38
2.3.4.3	Charakteristik des Helikopters	39
2.3.4.4	Manövrierraum	39
2.3.4.5	Höhenschätzung und Leistungsverhältnisse	39
2.4	Zusammenfassung	39
2.4.1	Allgemein	39
2.4.2	Betrieblich	40
2.4.3	Menschlich	40
3	Schlussfolgerungen	41
3.1	Befunde	41
3.1.1	Technische Aspekte	41
3.1.2	Besatzung	41
3.1.3	Meteorologische Verhältnisse	41
3.1.4	Flugverlauf	41
3.1.5	Rahmenbedingungen	42
3.2	Ursachen	42

Anlagen	43
Anlage 1: Übersichtskarte	43
Anlage 2: Wetterfotos	43
Anlage 3: Unfallstelle	43
Anlage 4: Wrackteile	43
Anlage 5: Triebwerkuntersuchung	43
Anlage 6: Wetterkarten	43
Anlage 7: Radarkomposit und Satellitenbild	43

Schlussbericht

Eigentümer	Heli Partner AG, 8370 Sirnach
Halter	Heli Partner AG, 8370 Sirnach
Luftfahrzeugmuster	Helikopter Bell 206B Jet Ranger III
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-XQO
Ort	Westlich Sustenlimi, 3086 m/M, Steingletscher, Gemeinde Gadmen/BE Koordinaten 676 004 / 171 350 Geographische Breite: N 46° 41' 21" Geographische Länge: E 008° 25' 56"
Datum und Zeit	26. März 2005, 09:01 Uhr

Zusammenfassung

Kurzdarstellung

Anlässlich eines gewerbsmässigen Personentransportes von drei Skitouristen von Nesselental 940 m/M in der Gemeinde Gadmen zum Gebirgslandeplatz bei der Sustenlimi auf dem Steingletscher kollidierte der Helikopter auf dem Gletscherplateau östlich unterhalb des Gwächtenhorns mit dem Gelände. Der Pilot und die drei Passagiere wurden bei diesem Unfall tödlich verletzt. Die meisten Wrackteile waren über ca. 150 m entlang einer Schneerippe bis in die angrenzenden Gletscherspalten verstreut.

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am Ostersonntag, den 26. März 2005, morgens um 09:01 Uhr. Um 09:43 Uhr informierte die REGA den Pikettdienst des Büros für Flugunfalluntersuchungen (BFU). Nach Rücksprache mit dem BFU wurden die Leichen der Verunfallten wegen der weiter fortschreitenden Wetterverschlechterung durch Rettungskräfte der REGA und des SAC ab 11:35 Uhr geborgen und ins Spital Meiringen geflogen. Die Untersuchung wurde in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Bern um 13:00 Uhr durch das BFU vor Ort eröffnet. Nach einer ersten Besichtigung des Unfallortes kurz nach 14:00 Uhr und Einvernahmen auf der Tierberglühütte musste die Inspektion der Wrackteile wegen Nebel und Schneefall abgebrochen werden. Am Ostersonntagmorgen, den 27. März 2005, wurde die Untersuchung am Wrack fortgesetzt und die Bordakten des Helikopters sichergestellt. Wegen erneuter Wetterverschlechterung mit Schneefall musste die Bergung des Wracks auf Dienstag, den 28. März 2005, verschoben werden.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Helikopter bei diffusen Sichtverhältnissen mit hoher Geschwindigkeit mit dem schneebedeckten Gletscher kollidierte.

Folgende Umstände haben dabei eine Rolle gespielt:

- nicht erkannte Gefahren von wechselhaften Wind- und Sichtbedingungen in Bezug auf die Kontrollcharakteristik des Helikopters
- falsch beurteilte notwendige Leistungsverhältnisse

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Die folgenden Angaben basieren auf den Aussagen der Flughelfer, des Bergführers, von Skitaggästen oder Angehörigen der verunglückten Passagiere.

1.1.2 Vorgeschichte

Im Frühjahr 2005 organisierte der Pilot einen Heliski-Tag für interessierte Freunde und Kollegen im Gebiet der Sustenlimi. In der Zeit von Januar bis Februar fragte er die Bekannten an und ungefähr zwei Wochen vor dem Flug wurde der Bergführer B als Leiter für die Skiabfahrten über eine Bergsteigerschule engagiert.

Am Karfreitag, dem Vortag des Unfalles, wurde der Helikopter bei der Basis in Sitterdorf/TG für die Verschiebung auf der Strasse nach Erstfeld im Reusstal auf einen Anhänger verladen. Diese Bereitstellung wurde vom Geschäftsleiter und gleichzeitig Chefpiloten C und dem Verkaufs- und Einsatzleiter E der Firma vorgenommen, welche beide am folgenden Tag in der Rolle als Flughelfer für den Piloten engagiert waren.

Der Wetterentscheid wurde um ca. 16:00 Uhr an die Beteiligten übermittelt.

Vier der für den späteren Treffpunkt geplanten 10 Passagiere trafen sich gegen 05:00 Uhr am Morgen des Unfalltags auf ihrer Anreise bei der Frau des Piloten in der Ostschweiz und wurden von ihr näher über den Tag und das Verhalten um den Helikopter informiert. Sie begaben sich dann selbständig nach Nesselental im Gadmertal, von wo die ersten Heliskiflüge zusammen mit den anderen Passagieren starten sollten.

Der Pilot traf sich mit den beiden Flughelfern C und E um ca. 06:45 Uhr auf der Autobahnraststätte bei Erstfeld im Urnerland, um einen geeigneten Startplatz zu finden.

Der Helikopter wurde auf der Koordinate 691 871 / 188 191 in Erstfeld bereitgestellt. Der Pilot selbst führte die Vorflugkontrolle durch. Vor dem Abflug besprach der Pilot mit seinen beiden Flughelfern C und E den Einsatz. Dieses Briefing beinhaltete das Programm des Tages, den Funkkanal, die Standorte und die Ausrüstungskontrolle.

Der Ablauf war folgendermassen vorgesehen: Überflug zum Landeplatz Steingletscher und Deponieren der Treibstoffkanister, dann Weiterflug nach Nesselental und Beginn des Passagiertransportes. Nach ca. drei Flügen von Nesselental auf den Gletscher, Verschiebung mit Flughelfer E nach Steingletscher und dann wieder 2 bis 3 Flüge vom Steingletscher auf den Gletscher. Flughelfer E war für den Auflad im Nesselental respektive Steingletscher zuständig, Flughelfer C für den Auslad oben auf dem Zielplatz.

Die Treibstoffplanung machte der Pilot, Tankstopps waren erst für den Startort Steingletscher vorgesehen und sollten vom Piloten über Funk angekündigt werden.

Die Ausrüstung wurde kontrolliert: Kerosin-Kanister, Funk, Kleidung, Gurten für Skis, Skisack, Proviant, Flugscheine.

Der Arbeitsfunk auf dem Kanal Heli 2 wurde überprüft.

Der Pilot hatte auch das Wetter angesprochen. Falls das Wetter schlecht würde, werde man die Aktion sofort abbrechen. Der Flughelfer C hatte betont, es werde kein Risiko eingegangen.

1.1.3 Flugverlauf

Um ca. 07:45 Uhr erfolgte der Start des Jet Rangers HB-XQO in Erstfeld. An Bord waren der Pilot und die beiden Flughelfer C und E. Neben dem Material für die Flüge waren noch 10 Kanister Reservetreibstoff geladen, sieben Kanister à 20 Liter und drei à 30 Liter Kerosin. Im Treibstofftank des Helikopters befanden sich beim Abflug 58 USG Kerosin. Während des Fluges wurde nicht viel gesprochen. Es wurde kurz wiederholt, was beim ersten Landeplatz zu tun sei. Ausser einigen Wolken, welche den Flug aber nicht speziell tangierten, war das Wetter problemlos. Die Maschine funktionierte einwandfrei. Flughelfer E meinte: *"(...) mit allem zusammen waren wir ein wenig schwer, aber es war kein Problem (...)"*.

Beim Gebirgslandeplatz Steingletscher 675 420 / 176 025, an der noch schneebedeckten Sustenpass-Strasse, wurde erstmals gelandet und die 10 Kanister Treibstoff und eine Getränkekühlbox deponiert. Die nächste Landung erfolgte wenige Minuten später beim Treffpunkt in Nessental auf der Koordinate 666 150 / 174 800.

An diesem Ort hielten sich 10 Passagiere und der Bergführer für den Flug bereit. Sie hatten sich um 07:30 Uhr getroffen. Der Bergführer hatte die Zeit bis zum Eintreffen des Helikopters genutzt, um nochmals die wichtigsten Verhaltensregeln in und um den Helikopter mit seinen Gästen zu besprechen.

Um ca. 08:00 Uhr traf der Helikopter ein. Die Turbine wurde nicht abgestellt, der Pilot wartete im Helikopter auf die Bereitmeldung des Flughelfers E. Sofort wurde die Beladung der Maschine für den ersten Flug angegangen. Die Reihenfolge der Passagiere war nicht bestimmt. Es war aber abgemacht worden, dass zu Beginn nicht die schwersten Leute transportiert werden sollten. Die Skis waren in Skisäcken verpackt. Mit Spannssets wurden die zwei Säcke am linken und rechten *flight step*, dem oberen Rahmen des Landegestells des Helikopters, befestigt.

Der Start zur ersten Rotation erfolgte um ca. 08:10 Uhr. An Bord waren der Pilot, der Flughelfer C, der Bergführer und ein Gast.

Der Bergführer schilderte: *"Ich erlebte den Flug im grossen und ganzen als normal. Einzig die Flugdauer schien mir länger, als ich es gewohnt war. (...) Ich hatte den Eindruck, der Helikopter war an der Leistungsgrenze. (...) Wir waren ca. 15 Minuten unterwegs. Aus südlicher Richtung hatten wir mässigen Gegenwind (...) von Nessental via Taleggligrat, Tierberglühütte hinauf Richtung Sustenlimi. Genau gesagt hatten wir im Sinn östlich, unterhalb des Gwächtenhorns, auf einer Höhe von ca. 3200 m/M zu landen. Infolge der schlechten Sichtverhältnisse mussten wir jedoch abdrehen und flogen in einer Schlaufe zuerst in nördlicher Richtung und drehten dann Richtung Sustenlimi ab, welche wir aus NW Richtung angeflogen sind."*

Aussage von Flughelfer C: *"Der Pilot sprach mit dem Bergführer über den Landeplatz. Sie fällten gemeinsam die Entscheidung für diesen Landeplatz. Beim höchstgelegenen Landeplatz hatte es Wolkenfetzen. Deshalb konnte man diesen Platz nicht anfliegen."*

Der Bergführer gab an: *"Wir wollten auf den oberen Platz 3225 anfliegen, ursprünglich. Beim Hinaufflug haben wir uns wegen der Wolken beim Platz für eine Landung im Direktanflug bei der Sustenlimi entschieden. Die Fahne bei der Tierberglhütte zeigte flatternd Wind von Süden. Ich sass hinten links im Helikopter. Bezüglich Steuerführung des Piloten ist mir nichts Aussergewöhnliches aufgefallen, ich hatte das Gefühl, dass er sich seiner Sache sicher war. Irgendwelche nicht normalen Vibrationen oder dergleichen habe ich nicht festgestellt. Als wir beispielsweise den Taleggligrat überquerten, schüttelte die Maschine ein wenig, ich selber habe das jedoch als normal empfunden."*

Der Anflug zum unteren Landeplatz bei der Sustenlimi erfolgte in gerader südöstlicher Richtung ohne vorherige Rekognoszierung. Der Flughelfer C, Chefpilot mit der Berechtigung für Landungen im Gebirge und Geschäftsleiter der Firma, welcher bei dieser ersten Rotation vorne links im Helikopter sass, sagte zu den Leistungsverhältnissen bei der Landung an der Sustenlimi: *"Der Landeplatz wurde direkt angeflogen. Die Verhältnisse waren gut. (...) Wir hatten noch Reserven. Er ist mit etwa 88 - 90% gelandet. (...) In der Endphase öffnete ich die Türe, um dem Piloten bei der effektiven Höhenangabe zu helfen. Dies wegen diffuser Verhältnisse."*

Der Bergführer meinte: *"Wir hatten mässigen Wind beim Aussteigen"*.

Der Pilot flog anschliessend alleine hinunter nach Nesselal. Dort stiegen weitere drei Passagiere zu für den Transport zur Sustenlimi, wo der Bergführer mit Flughelfer C und einem Gast wartete.

Der Bergführer schilderte:

"Wir haben da ca. 20 Minuten gewartet. (...) Ich hörte, wie sich der Pilot über Funk beim Flughelfer C meldete und mitteilte, dass er in ungefähr 1-2 Minuten bei uns sei. Ich hörte dann Rotorengeräusche, welche sich vom Steingletscher her näherten. Ich dachte noch, dass der Helikopter nächstens auftaucht, konnte ihn jedoch nirgendwo sehen. Der Pilot funkte dann noch einmal den Flughelfer bei uns an und erkundigte sich nach der Sicht bei uns. Der Flughelfer antwortete, dass die Sicht im Moment nicht so gut sei. Anhand des Helikoptergeräusches hatte ich dann den Eindruck, dass sich dieser nicht mehr nähert, sondern vermutlich abdreht. Kurz darauf riss das Rotorengeräusch unvermittelt ab und ich vernahm eine Art Knall. (...) Wir hatten ein normales Motorengeräusch gehört bis zum plötzlichen dumpfen lauten Schlag. (...) Mir war sofort bewusst, dass vermutlich etwas passiert war. Ich begab mich dann zum Flughelfer, welcher wenig von uns entfernt stand, um den Heli gegebenenfalls einzuweisen. (...) Er versuchte dann mehrmals den Helikopterpiloten aufzurufen, erhielt aber keine Antwort."

An diesem Tag wurde eine andere Heliski-Gruppe mit einem Helikopter AS 350 B3 auf den oberen Landeplatz bei der Eisenstange Pt 3225 m transportiert. Die Standorte der verschiedenen Informationspersonen sind in der Übersichtskarte (Anlage 1) ersichtlich.

Die folgenden Aussagen stammen von Personen dieser Gruppe.

Bergführer unterhalb Pt c:

„Ich hörte den Bell206 (Unfallheli) und den (...) Heli (B3) im Anflug aus der Richtung der Sustlihütte. Der Bell206 flog dann Richtung Sustenlimi, der (...) Heli (B3) zum (HL). Oberhalb der aus meiner Sicht südöstlichen Geländestufe verschwand der Bell aus meiner Sicht. Wolkenfetzen drangen wieder von Süden über die Limi. Ein dumpfer Knall, ähnlich eines Luftschlags, liess mich wieder hochblicken, da

sah ich (...) ein schwarzes Teil, vom Ursprung des Knalls, in die darunterliegende Spalte fliegen. Ich instruierte meine Gäste zur Aufstiegsspur fürs Sustenhorn in Richtung (d) abzufahren und zu warten. Ich fuhr zu (e) ab, wo eine deutsche Tourenggruppe schon die Alarmierung auslöste. Bald schon erblickte ich (f) den Unfallplatz. (...)"

Skigast 3 zwischen Pt c und d:

„(...) Ich war gerade (...) beschäftigt, als ich ein unregelmässiges Motorengeräusch vom Heli und ein extrem kurzes komisches togg-togg (splitternd) gehört habe. Ich drehte mich Richtung Geräusch nach rechts und sah wie die Kabine sich auf den Rücken drehte. Vom Rotor habe ich nichts gesehen. Der Heli stürzte schwanzvoran mit der Unterseite gegen uns in die Tiefe. Er verschwand hinter einem Schneerücken. Das Motorengeräusch wurde in dieser Phase leicht höher und ein knirschendes Geräusch war hörbar. Nachdem er verschwunden war, nahm ich ein leichtes dumpfes PLOFF wahr, nachher war eine absolute Stille. Ca. drei Minuten danach roch es nach Abgasdämpfen und Öl.“

Skigast 1 zwischen Pt c und d:

„(...) Ich sah einen Helikopter einen Kreis fliegen, dachte noch, wie unser Helikopter auch vor der Landung, und konzentrierte mich wieder aufs Boarden. Dann hörte ich einen Doppelknall und ein Geräusch wie bei einem Steinschlag oder einer Lawine. Als ich in die Richtung blickte, sah ich für ca. 2 Sek. den Helikopter kopfüber herunterfallen. Der Aufprall und der Aufprallort war hinter einem Hügel verborgen und sah ich nie.“

Skigast 2 zwischen Pt c und d:

„(...) Es war auffallend, dass wir immer ein regelmässiges Motorengeräusch ohne Knattern gehört haben, seit wir vom Heliplatz abgefahren sind. Für ca. 4-5 Minuten nachdem wir vom Heli ausgestiegen sind und uns für die Abfahrt bereit gemacht haben.“



Trümmerfeld aus 800 m Entfernung, 10:17 Uhr am Unfalltag



Trümmerfeld 3 Stunden nach dem Unfall, Blickrichtung SSO

Der Helikopter kollidierte mit dem Gelände. Alle Insassen erlitten dabei den sofortigen Tod. Die Maschine wurde zerstört.

1.2 Personenschäden

Ver- let- zungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Dritt- personen
Tödlich	1	3	4	---
Erheblich	---	---	---	---
Leicht	---	---	---	---
Keine	---	---	---	---
Gesamthaft	1	3	4	---

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde zerstört.

1.4 Drittschaden

Es entstand kein Drittschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Pilot

Person	Schweizerbürger, Jahrgang 1962
Lizenz	Ausweis für Berufspiloten, ausgestellt durch das BAZL am 13.02.1995 21 PPL (H), ausgestellt am 13.10.1992, Ablaufdatum 26.10.2006 23 CPL (H), ausgestellt am 13.02.1995, Ablaufdatum 26.04.2005
Berechtigungen	Internationale Radiotelefonie für Flüge nach Sicht- und Instrumentenflugregeln RTI (VFR/IFR) MOU (Berechtigung für Landungen im Gebirge)
Eingetragene Helikopterklassen / -muster	AL III, B206/206L, EC 120B, R22
Letzte Befähigungsüberprüfung	am 16.08.2004 Lastenflugausbildung ECS 1 abgeschlossen
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, ohne Einschränkungen
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	19.10.2004
Beginn der fliegerischen Ausbildung	06.04.1992

1.5.1.1 Flugerfahrung

Gesamthaft	933:00 h
Auf dem Unfallmuster	786:00 h
Während der letzten 90 Tage	10:43 h
Davon auf dem Unfallmuster	10:43 h
Während der letzten 24 h	0:00 h
Davon auf dem Unfallmuster	0:00 h

Im September 1992 hatte der Pilot eine 27-minütige praktische Privatpilotenprüfung auf dem Helikopter Robinson R22 nach einer Gesamtstundenzahl von 50 Stunden bestanden.

Anschliessend fand die Umschulung auf den Bell 206 Jet Ranger statt. Die Ausbildung für Landungen im Gebirge wurde gleichzeitig mit einer Gesamtstundenzahl von 51 h am 18. Januar 1993 begonnen.

Die Umschulung auf den B206 schloss der Pilot am 2. März 1993 mit einer Gesamtstundenzahl von ungefähr 66 Stunden mit einer Prüfung ab.

Die totale Flugzeit für die Gebirgslandeausbildung betrug 20 Stunden und fand auf 32 verschiedenen Landeplätzen in 6 unterschiedlichen Regionen statt.

Bei Abschluss der Gebirgsausbildung am 3. August des gleichen Jahres 1993 hatte der Pilot 94 Stunden akkumuliert.

Auf den offiziellen Gebirgslandeplätzen der Schweiz wurden 156 Landungen absolviert. Davon fanden 10 Landungen auf der Sustenlimi statt.

Am 6. Februar 1995 bestand der Pilot mit unterdessen 170 Gesamtflugstunden beim gleichen Experten wie bei der Privatpilotenprüfung die Berufshelikopterprüfung in einem 30-minütigen Flug.

Von total 3851 Landungen erfolgten 664 Landungen über 1100 m/M nominell als Gebirgslandungen. Nach der Gebirgsausbildung im Sommer 1993 hatte der Pilot nur wenige Landungen im Hochgebirge ausgeführt.

Auf dem Gebirgslandeplatz Sustenlimi hatte er gemäss seinen Flugaufzeichnungen im April 1996 mit dem Jet Ranger, im August 2002 und im März 2003 mit der Alouette III einige Landungen durchgeführt. Flüge auf andere höhere Gebirgslandeplätze erfolgten meist auf die Landeplätze beim Hotel Steingletscher 1865 m/M, dem Crap Sogn Gion 2230 m/M und dem Hüfifirn 2945 m/M. Im Flugbuch waren einzelne Landungen auf dem Jungfraujoch 3460 m/M und dem Vorabgletscher notiert.

In der ersten Hälfte des Jahres 2004 hatte er die Lastenflugausbildung der Stufe ECS 1 auf Jet Ranger absolviert.

Seine Erfahrung basierte vornehmlich auf den vielen, oft selbst organisierten Rundflügen im Mittelland und den Voralpen und einigen Taxiflügen.

Der Pilot galt als gewissenhaft, genau, zuverlässig und freundlich. Seine Flüge waren exakt dokumentiert. Flugrapporte und Rechnungen der Flüge seit seiner Helikopterausbildung waren geordnet abgelegt.

Der Pilot hatte die nebenamtliche Funktion des technischen Leiters der Firma Heli Partner AG inne.

1.5.2	Passagiere	
	Person	Schweizerbürger, Jahrgang 1965
	Person	Schweizerbürger, Jahrgang 1964
	Person	Schweizerbürger, Jahrgang 1986

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Eintragungszeichen	HB-XQO
Luftfahrzeugmuster	Helikopter Bell 206B Jet Ranger III
Charakteristik	Fünfplätziger einmotoriger Turbinenhelikopter
Hersteller	Bell Helicopter Textron Canada
Baujahr	1986
Werknummer	S/N 3934
Eigentümer	Heli Partner AG, 8370 Sirnach
Halter	Heli Partner AG, 8370 Sirnach
Triebwerk	RollsRoyce, ALLISON CAE 250-C20J S/N 27031
Rotorsystem	Zweiblatt Hauptrotor / Zweiblatt Heckrotor
Ausrüstung	<i>high skids, particle separator, snow deflectors, engine anti-ice, bleed air heater and defog</i>

Betriebsstunden Zelle	3441,5 h
Betriebsstunden Triebwerk	3441,5 h
Höchstzulässige Abflugmasse	3200 lb
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Helikopters im Unfallzeitpunkt betrug 2908 lbs – 2942 lbs. Der Schwerpunkt lag innerhalb der zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Die letzte 300 h Kontrolle fand statt am 09.06.2004 bei 3242 Stunden. Die letzte 100 h Kontrolle fand statt am 17.09.2004 bei 3342 Stunden.
Treibstoffqualität	Flugpetrol JET A1
Treibstoffvorrat	35 USG – 40 USG an Bord, dies entspricht einer Flugzeit von ca. 1,5 h
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 01.09.2003
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 22.05.1998, gültig bis auf Widerruf
Zulassungsbereich	VFR Tag gewerbsmässig VFR Nacht

1.6.1 Nähere Angaben zum Triebwerkunterhalt

- Das Triebwerk wurde am 12. Februar 1986 im Neuzustand in die Helikopterzelle SN 3934 eingebaut. Aus dem Logbuch geht hervor, dass nach einem Triebwerkausbau am 2. September 1996, dieses am 17. September 1996 mit einer Gesamtstundenzahl von 1713.15 h wieder in dieselbe Zelle eingebaut wurde.
- Im Logbuch des Triebwerks war bei der letzten 100 h und 300 h Kontrolle keine Besonderheit aufgeführt.
- Der letzte dokumentierte Triebwerkunterhalt fand am 27. Februar 2005 statt. Gemäss Logbucheintrag wurden dabei beide Gehäusehälften des Kompressors ersetzt, das *N1 and N2 rigging* kontrolliert und eine *heavy maintenance inspection* - HMI an der Turbine durchgeführt.

1.6.2 Leistungsverhältnisse – Performance

Die aktuelle Masse des Helikopters im Unfallzeitpunkt betrug 2908 lbs – 2942 lbs.

Für die Leistungsberechnung des Helikopters war folgende aufgefundene Konfiguration relevant:

Allison 250-C20J, snow deflector/snow baffles, particle separator, engine anti ice (off), bleed air heater + defog (off), high skids

Begriffsdefinitionen:

PA – *pressure altitude* – Druckhöhe

OAT – *outside air temperature* – Temperatur

HOGE – *hover out of ground effect* – Schwebeflug ausserhalb Bodeneffekt

HIGE – *hover in ground effect* – Schwebeflug innerhalb Bodeneffekt

Die Berechnung der theoretisch maximal möglichen Flugmasse des Helikopters ergab für obige Konfiguration gemäss Computermodell des Herstellers:

PA 10190 ft, OAT – 6 °C:	HOGE 2851 lb	HIGE 4 ft	3261 lb*
PA 10660 ft, OAT – 7 °C:	HOGE 2810 lb	HIGE 4 ft	3214 lb*

* maximale Abflugmasse 3200 lb ist limitierend

Diese Werte berücksichtigen Druck und Temperatur zum Unfallzeitpunkt, repräsentieren jedoch Bedingungen für ruhige Windverhältnisse oder für Windrichtungen ausserhalb des kritischen Bereichs für diesen Helikopter, *shaded AREA B* gemäss Flughandbuch (*rotorcraft flight manual* – RFM).

Für Bedingungen mit Wind, *white AREA A* gemäss RFM (*demonstrated controllability in sideward and rearward relative wind conditions up to 17 kt*) wurden folgende theoretisch maximal möglichen Flugmassen gerechnet:

PA 10190 ft, OAT – 6 °C:	HOGE 2724 lb	HIGE 4 ft	3087 lb
PA 10660 ft, OAT – 7 °C:	HOGE 2685 lb	HIGE 4 ft	3042 lb

Der Unfall ereignete sich auf einem Höhenband zwischen:

Kartenhöhe Sustenlimi	3086 m/M – 10124 ft/AMSL
Kartenhöhe Unfallort	3086 m/M – 10124 ft/AMSL
Kartenhöhe oberer Landeplatz	3225 m/M – 10581 ft/AMSL

Die der obigen Berechnung zugrunde liegende Konfigurationsbasis ist im Flughandbuch im Kapitel *flight manual supplement FMS – 10* beschrieben. Die Anwendung der betreffenden Tabelle wird in einem Beispiel für den vorliegenden Fall relevant erklärt:

“DETERMINATION OF PERFORMANCE VARIATION FOR DEFLECTOR KIT WITH PARTICLE SEPARATOR:

EXAMPLE (A): nicht zutreffend

EXAMPLE (B): When power condition curve is to the left of the altitude/temperature intersection, hover gross weight is 120lb less and rate of climb is 170 ft/min less than that shown for the particle separator only configurator. Refer to Particle Separator Engine Air Induction System (...) Performance Data for Power Check, Rate of Climb and Hover Capability charts.

POWER CHECK PROCEDURE

(...) With Deflector kit installed, reduce resulting Power Check torque by 3% to determine minimum torque available at a hover.”

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.7.2 bis 1.7.5 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

Die Angaben im Kap. 1.7.6 stützen sich auf Beobachtungen von Augenzeugen.

1.7.2 Flugwetterprognose für Samstag 26. März 2005

Die Flugwetterprognose für die Schweiz für Samstag 26. März 2005, gültig von 06 bis 12 UTC, herausgegeben von MeteoSchweiz:

Allgemeine Lage:

Ein Tiefdruckausläufer nähert sich vom Atlantik her dem Alpenraum an. Eine damit verbundene Störung erreicht im Tagesverlauf die Schweiz und bringt mit südwestlichen Höhenwinden wieder feuchtere Luftmassen.

*Wolken, Sicht und Wetter**Alpennordseite, Wallis und ganz Graubünden:*

Verbreitet 5 - 7/8 Basis 7000 - 9000 ft/msl, darunter teilweise 3 - 5/8 Basis 5000 - 7000 ft/msl. Dazwischen auch Phasen mit geringerer Bewölkung, besonders im Nordosten. Besonders im zentralen und östlichen Mittelland zu Beginn Dunstfelder. Vor allem in der West- und Nordwestschweiz im Verlauf des Vormittags Bewölkungszunahme und Absinken der Wolkenbasis. Vereinzelt Regenschauer nicht ausgeschlossen. Sichtweiten 6 - 8 km, im Dunst oder Regen 2 - 5 km.

Alpensüdseite:

Zu Beginn teilweise noch Dunst. Ansonsten zunehmende Bewölkung auf 6 - 8/8 Basis 5000 - 7000 ft/msl, in den Bergen zuerst noch höhere Wolkenbasis. Im Verlauf des Vormittags verbreiteter einsetzender Regen. Dabei auch tiefere Wolkenbasis. Sichtweiten 6 - 8 km, im Mittel- und Südtessin zu Beginn 3 - 6 km, in Niederschlägen ebenfalls reduzierte Sichtweiten.

Wind und Temperatur Alpennordseite (Auszug):

<i>Höhe</i>	<i>Grad/kt</i>	<i>Temp</i>
<i>Ground</i>	<i>VRB/03</i>	
<i>05000 ft</i>	<i>210/015</i>	<i>PS05</i>
<i>10000 ft</i>	<i>210/020</i>	<i>MS05</i>
<i>18000 ft</i>	<i>240/018</i>	<i>MS22</i>
<i>7600 ft</i>	<i>Nullgradgrenze</i>	

Gefahren:

- im Mittelland lokal reduzierte Sichtweiten durch Dunst*
- Alpenübergänge aus Süden zunehmend in den Wolken*
- auf der Alpensüdseite teilweise reduzierte Sichtweiten in Regenschauern*
- auf der Alpennordseite, besonders in der NW-Schweiz, einzelne Regenschauer am Vormittag nicht ausgeschlossen*

Wetterentwicklung bis Mitternacht:

Im Norden weitere Bewölkungszunahme aus Westen und allmählich verbreiteter einsetzender Regen. Im Süden weitere Niederschläge.

GAFOR Schweiz VALID 06 - 12 UTC (Auszug):

Route 53: X M X - Route Gemmipass (Bezugshöhe 8200 ft/msl)

Route 61: X M X - Route Grimselpass (Bezugshöhe 7200 ft/msl)

Route 72: X X X - Route Gotthardpass (Bezugshöhe 7200 ft/msl)

Route 83: X X X - Route Lukmanierpass (Bezugshöhe 6500 ft/msl)

1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

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

<i>Wetter/Wolken</i>	<i>5 – 7/8 auf mehreren Schichten, Hauptwolkengrenze ca. 8000 ft AMSL</i>
<i>Sicht</i>	<i>Unterhalb der Hauptwolkengrenze 10-15 km, diffuse Sichtverhältnisse möglich</i>
<i>Wind</i>	<i>Südostwind mit 10 kt, Spitzen bis 20 kt</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>-6 °C / -6 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH Zürich LSZH 1010 hPa QNH Lugano LSZA 1013 hPa</i>
<i>Gefahren</i>	<i>Alpenübergänge in Wolken</i>

1.7.4 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimet: 103°	Höhe: 15°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

1.7.5 Messwerte des Automatischen Stationsnetzes (ANETZ) und des Ergänzungsnetzes (ENET)

Station	Höhe (m AMSL)	07:40 TT	07:40 TdTd	08:40 TT	08:40 TdTd	09:40 TT	09:40 TdTd
Jungfrauoch	3580	-8,7	-9,2	-8,0	-8,4	-7,4	-8,4
Gornergrat	3130	-5,4	-9,0	-4,8	-6,4	-5,1	-6,6
Titlis	3040	-5,5	-8,2	-5,1	-8,1	-5,0	-6,4
Gütsch ob Andermatt	2287	-0,7	-1,6	-0,7	-1,8	0,1	-2,3
Grimsel Hospiz	1980	2,6	-1,2	2,7	-1,3	3,9	-1,3

1.7.6 Windmessungen

Station	08:00 UTC	Höhe (m AMSL)	Richtung	Geschwindigkeit kt	Spitzen kt
Jungfrauoch		3580	141°	14	19
Titlis		3040	191°	10	20
Gütsch ob Andermatt		2287	170°	10	16
Grimsel Hospiz		1980	133°	13	16

1.7.7 Wetter gemäss Personen vor Ort

Eine vierköpfige Skitourengruppe befand sich zum Unfallzeitpunkt ca. 200 - 300 m nördlich und unterhalb des Unfallortes auf dem Schnittpunkt der normalen Aufstiegsspur und der 3000 m Höhenlinie. Sie beschrieben die Wetterverhältnisse zum Unfallzeitpunkt aus ihrer Sicht wie folgt:

- stark bewölkt mit einzelnen Nebel- und Wolkenschwadern
- im Moment des Unfalles Rot Stock Pt 3183 und Unfallstelle sichtbar
- grosses Nebel- und Wolkenband südlich Sustenlimi erkennbar
- Winde an ihrem Standort mässig, an sichtbaren Gratkanten Schneefahnen sichtbar, vermutlich böig
- ständig wechselnde, aber stets schlechte, diffuse Sichtverhältnisse, diese sind auf Fotos (siehe Anlage 2 Wetterfotos) deutlich erkennbar.

Der Flughelfer C: *"Ich sass vorne links im Helikopter. Es hatte Nebelfetzen, aber die Situation veränderte sich laufend. Ich beobachtete den Gegenhang, als wir auf dem Landeplatz waren. Dort änderte sich die Situation ständig. (...) die Krete (südlich beim Landeplatz) sah ich. Wir hatten beide Gegenhänge am Sustenlimihorn und Gwächtenhorn in Sicht. Die Sicht hat sich jedoch verändert. Als der Helikopter wieder weg war, sah ich die Felsen nicht mehr. Während unserer Wartezeit am Abladeplatz beim Sustenlimi hatten wir wenig Wind."*

Der Bergführer auf der Sustenlimi: *"Als sich der Pilot das erste Mal meldete und dem Flughelfer mitteilte, dass er in 1-2 Minuten vor Ort sei, war das Wetter und die Sicht noch recht gut. Dies änderte sich dann aber sehr schnell. Aus südlicher Richtung zogen Wolken auf, die aufsteigende Luft kondensierte und es gab eine Art Nebelbildung mit sehr diffusen Lichtverhältnissen. Man konnte die Bodenkonturen schlecht erkennen. Es windete mässig aus südlicher Richtung. Die Temperatur betrug ca. -5 bis -10 Grad."*

Der Pilot der lokalen Gebirgshelikopterfirma war mit einem AS350 B3 Ecu-reuil Helikopter im Einsatz: *"Als ich am Samstagmorgen mit dem Auto von Interlaken Richtung Meiringen fuhr, war mir sofort klar, dass wir an diesem Tag eine Föhnlage hatten. Auf Höhe Flugplatz Meiringen habe ich beobachtet, dass die Wolkenbasis im Triftgebiet recht tief war. Wegen den Bergen konnte ich die Wetersituation im Sustengebiet nicht genau beurteilen. Nach der Ankunft auf der (...) Basis (...) machte ich vorsichtshalber ein Telefon zur Tierberglhütte. Die Hüttenwartin versicherte mir jedoch, dass der Landeplatz auf der Limi nicht im Nebel war. Auch der Wind war aus ihrer Sicht nicht allzu stark. (...) Richtung Süden hat der Föhn eine Wolkenwand aufgestossen. (...) Auch wusste ich aus Erfahrung, dass die Referenzen auf dem Gletscher in diesem Gebiet sehr schlecht sind. Die Wolkenbasis war zu diesem Zeitpunkt gerade etwas höher als der Landeplatz (Anmerkung Untersuchungsleitung: auf dem höchsten Punkt bei der Eisenstange).*

(...) Habe den Landeplatz von Norden mit relativ geringer Geschwindigkeit von unten (gute Referenzen durch die Felsen) angefliegen. Auf dem Landeplatz waren die Referenzen nicht sehr gut. Musste die Maschine ohne lange zu schweben auf dem Plateau aufsetzen. Der Wind war zu diesem Zeitpunkt (ca. 08:49 Uhr) genau an der Nase des Helikopters, geschätzt ca. 20-30km/h laminar.

Nach dem Einladen bin ich dann wiederum mit drei Gästen und einem Bergführer Richtung Gadmen gestartet (ca. 08:55 Uhr). Auf der Höhe der Tierberglhütte haben wir dann den Jet Ranger eingeholt. Wiederum habe ich versucht, mit dem Piloten Verbindung aufzunehmen. Auch dieses Mal ohne Erfolg. Wir flogen dann für kurze Zeit recht nahe hinter dem Helikopter nach. Aus Meteo- und Referenzgründen habe ich mich dann entschlossen, eine Volte zu fliegen und den Landeplatz wiederum von Norden her anzufliegen (ca. 09:00 Uhr). Im Anflug konnte

ich den Landeplatz und die abgesetzten Skifahrer für kurze Zeit nicht sehen. Sehr rasch haben sich Nebelschwaden gebildet, die sich jedoch auch sehr schnell wieder auflösten. Da ich durch die Felsen jederzeit sehr gute Referenzen hatte, hat mich die Situation nicht beunruhigt. Auch war die Sicht nach unten zu jeder Zeit einwandfrei.

Auch die zweite Rotation Skifahrer konnte ich ohne Probleme ausladen. Den Rückflug wählte ich wieder genau gleich wie bei der ersten Rotation. Im Rossweidli haben wir dann nochmals aufgetankt und sind anschliessend mit zwei Gästen und dem Flughelfer in Richtung Gadmen gestartet. Kurz nach dem Start hat sich der Bergführer aus der zweiten Rotation über Funk gemeldet. Anscheinend hatte sich das Wetter in der Zwischenzeit auf dem Landeplatz deutlich verschlechtert. Der Bergführer hatte nur noch für kurze Zeitspannen Sicht Richtung Tierberglühütte. Wir hatten dann nochmals versucht, den Landeplatz anzufliegen. Wegen den schlechten Referenzen habe ich mich dann entschieden, den Flug abubrechen und beim Gebirgslandeplatz Steingletscher zu landen.

Auf dem Flug zum Steingletscher wurden wir von der Rega 8 auf der Gebirgsfrequenz aufgerufen. Bis zu diesem Zeitpunkt hatten wir vom Absturz nichts mitbekommen."

Der Pilot von REGA 8:

"Wir sind um ca. 09:10 Uhr in Erstfeld Richtung Sustenlimi gestartet. Lokal hatten wir gute Sicht und bkn (mittlere Bewölkung) auf ca. 2800 m/M. Unser Flugweg führte über den Arnisee-Rot Bergli (SE Schafschijen) – Sustenpass – Steingletscher. Auf dem gesamten Hinflug war das Wetter ruhig und unproblematisch (keine Turbulenzen). Auf Höhe Sustenpass sahen wir den B3 Heli vom Gletscher her talwärts fliegen. Wir nahmen auf 130.35 MHz und R-Kanal Kontakt auf. Etwa auf Höhe Sustenspiz sahen wir die Unfallstelle (UFS), bemerkten aber, dass das Wetter vor Ort schlechter war als auf dem gesamten Überflug. Als wir ca. querab Sustenhorn waren, verschwand die UFS zum ersten Mal in einem Nebelband. Wir flogen Koordinate 676 300 / 172 200 an (Referenz grosse Gletscherspalten) und konnten noch schemenhaft Personen auf dem Gletscher und das blanke Gletscherfeld unterhalb der UFS erkennen. Wir zogen ein-zwei Schlaufen unterhalb der UFS durch, konnten auf dem E-Kanal Kontakt mit einem Bergführer aufnehmen, der vor Ort war und uns alle vier Verunfallten als tot meldete. Auf diese Nachricht hin beschlossen wir, die Tierberglühütte anzufliegen und besseres Wetter abzuwarten. Wir stellten, neben sehr diffusem Licht auf dem Gletscher, auch einen starken und turbulenten SSW-Wind fest. Bemerkenswert ist vielleicht auch, dass das Gewölk nicht nur aus SSW herübergeblasen wurde, sondern augenblicklich, im Lee der Sustenlimi, an Ort und Stelle Wolken kondensierten. Die Basis der Nebelbänke war nie tiefer als ca. 3000 m/M. Landung Tierberglühütte um ca. 09:25 Uhr. Um 10:10 Uhr klarte die UFS deutlich auf und wir starteten. (...) Im Anflug herrschten recht starke Turbulenzen mit plötzlichen Rückenwindkomponenten (Verwirbelungen). Es war wegen dem diffusen Licht auch nicht möglich, früh im Anflug mit dem Heli den Bodeneffekt zu suchen und wir waren froh, einen Bergführer als Bodenreferenz vor Ort zu haben. Wir blieben wegen der völlig instabilen Wetterlage mit dem Heli nicht vor Ort. Es bildete sich auch gleich wieder Nebel an der UFS. (...)"

Der Bergführer der anderen Heliskigruppe im Gebiet: *"Kurz vor 09:00 Uhr landeten wir mit dem Helikopter (AS350 B3) auf dem Landeplatz am Gwächtenhorn (HL). Aufgrund wechselnder Sichtverhältnisse brauchte es einen zweiten*

Landeanflug. Beim Ausstieg und Ausladen der Skis bemerkte ich kleinere Windböen. Sobald der Heli weg war, verschlechterte sich die Sicht beträchtlich. Die Spuren vom Vortag waren mit Mühe noch zu erkennen bis zu Punkt (a). Bei der Einfahrt in die Spaltenzone (b) besserte sich die Sicht wieder. Standort und Aufstiegsspur aufs Sustenhorn waren wieder erkennbar. Bei Punkt (c) hatte ich wieder gutes Licht und wir konnten längere Abschnitte fahren, so dass ich wohl 50 m voraus war, bis ich die Gruppe bei einer kleinen Spalte wieder sammelte. (...) Wolkenfetzen drangen wieder von Süden über die Limi. (...) Es war eine Föhnlage. Die Föhnmauer fing an über die Sustenlimi zu fallen. Die Sichtverhältnisse änderten sich in kurzer Zeit. (...)"

Gast 1 dieser Gruppe: *"Am 26.03.05 sind wir (...) um ca. 08:40 Uhr mit dem roten (...) Helikopter zum Landeplatz auf 3225 m geflogen. Es war bewölkt, die Sicht aber in Ordnung. Beim Start wenig Wind, bei der Landung mindestens 20 m/sec. (72 km/Std). Als Fallschirmspringer (Lizenznummer (...)) ist mir der Grenzwert zum Springen sehr bekannt und bewusst (10 m/sec). Auf dem Grat, wo wir gelandet sind, war der Wind mindestens doppelt so stark. Schon nach wenigen Metern im Windschatten des Grates nahm der Wind markant ab auf ca. 20-30 km/Std. Wir fuhren die ersten Minuten in eine Nebelwand hinein mit einer Sichtweite von ca. 15-20 m. Als wir aus dem Nebel herauskamen hatte ich eine freie Sicht bis zum Rot Stock, Sustenhorn und der Tierberglhütte. (...)"*

Gast 2: *"(...) Es hatte ziemlich starken böigen Wind, deshalb waren wir nicht unnötig lange auf dem Platz. Die Windstärke schätze ich am Heliplatz mit meiner Fallschirmerfahrung auf mindestens das Doppelte, bei dem ich noch Fallschirmspringen würde. Umgerechnet ca. 20-22 m/s."*

1.8 Navigationshilfen

Der Pilot hatte im Cockpit ein digitales Karten-Darstellungsgerät (*moving terrain system*) zur Verfügung. Das System dient zum Empfang von GPS – *global positioning system* – Daten und zur Darstellung der Flugposition auf einer Landkarte. Diese Daten basieren auf Satellitenkommunikation und werden über einen 12-Kanal-Empfänger in einer separaten Antenne empfangen. Einsatzgebiet, Auflösung usw. können mit einer Database bestimmt werden.

Aufgrund des aufgefundenen, aber beschädigten *moving terrain systems* wurde versucht, nähere Angaben zum Flugweg des Helikopters kurz vor dem Unfall zu erhalten.

Flugparameter wie Datum, Zeit, Track, GPS-Höhe wurden im 10-Sekunden-Takt auf der Festplatte aufgezeichnet und blieben beim Ausschalten bis zum nächsten Aufstarten in einer Protokolldatei gespeichert.

Wegen der stark beschädigten Festplatte konnte aber auch eine auf Datenrettung beauftragte Spezialfirma das *GPS-Flugprotokoll* nicht wiederherstellen.

1.9 Kommunikation

Der Jet Ranger HB-XQO war für gemeinsames Hören und selektives Senden auf dem Flugfunk (VHF) und den Heli-Arbeitskanälen (FM) ausgerüstet.

Der Flughelfer C, welcher mit dem Flughelferhelm mit integriertem Arbeitsfunk ausgerüstet war, sagte, der Pilot habe sich auf ihrem ersten Flug zur Sustenlimi auf der Gebirgsfrequenz 130.35 MHz im Anflug gemeldet.

Der Flughelfer des zweiten Helikopters (B3) im Gebiet versuchte ohne Erfolg, mit dem Piloten des Jet Rangers über den Heli-Arbeitskanal Kontakt aufzunehmen. Bei der telefonischen Bereitmeldung an seinen Piloten konnte er diesen über den zweiten Helikopter im gleichen Gebiet informieren.

Der Pilot des zweiten Helikopters (B3) im Gebiet war um ca. 08:45 Uhr unterwegs zum Landeplatz Pt 3225 mit fünf Passagieren an Bord: *"Wiederum versuchte ich mit dem Piloten des Jet Rangers auf dem Heli1 und dem Gebirgskanal 130.350 MHz Kontakt aufzunehmen. Der Pilot hat sich aber nie auf diesen beiden Kanälen gemeldet. Auf Höhe Gadmern haben wir uns dann ohne jeglichen Konflikt gekreuzt."*

Der Pilot des Jet Rangers hatte mit seinen Flughelfern auf dem Heli-Arbeitskanal Heli2 Kontakt.

1.10 Angaben zum Flughafen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Der Helikopter war nicht mit Flug- oder Sprachaufzeichnungsgeräten ausgerüstet. Diese waren nicht vorgeschrieben.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Wrack

Es wurde eine detaillierte Untersuchung aller gefundenen Wrackteile vorgenommen. Dazu wurden alle Wrackteile gemäss ihrer normalen Position sinngemäss in einem Hangar ausgelegt (siehe Anhang 4 Wrackteile).

Alle gefundenen Beschädigungen wie Brüche, Risse, Stauchungen, Farb-, Kratz- und Kontaktsuren zeigten dasselbe Bild. Aufgrund besonderer Merkmale wie Bruch- und Stauchrichtung, Lokalität der Beschädigung oder gegenseitige Spuren von einzelnen Wrackteilen konnte eine plausible Zerstörungsdynamik ab dem ersten Aufprall aufgezeigt werden.

Die Schäden lassen auf ein grosses initiales Verzögerungsmoment schliessen. Die Abbremsung muss in einer Rotation um die Querachse, in einem Überschlag resultiert haben.

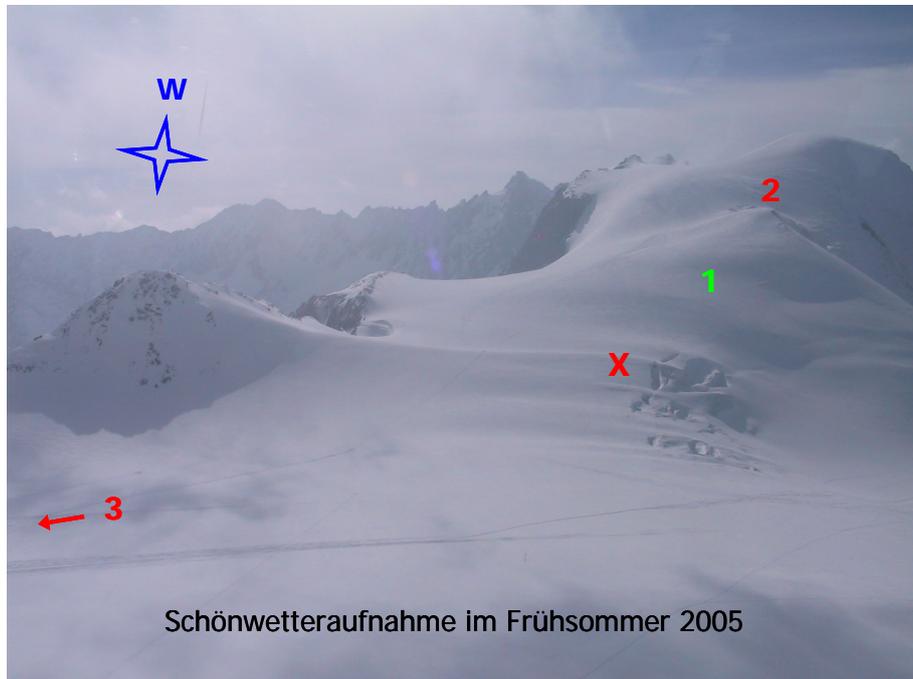
Aufgrund des hohen Zerstörungsgrades des Helikopters kann nicht ausgeschlossen werden, dass der Hauptrotor kurz vor dem Aufprall im Schnee mit dem *tail-boom* Kontakt hatte.

Andere vorbestandene Schäden am Helikopter, welche zum Unfall hätten beitragen können, wurden keine gefunden.

1.12.2 Unfallstelle

Unfallort	Sustenlimi, Steingletscher, Gemeinde Gadmern/BE
Schweizer Koordinaten	676 004 / 171 350
Geographische Breite	N 46° 41' 21"
Geographische Länge	E 008° 25' 56"

Höhe	3086 m/M 10 124 ft AMSL
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1211, Meiental, Massstab 1:25 000 (siehe Anlage 1)



Die Unfallstelle lag ca. 450 m östlich des offiziellen Gebirgslandeplatzes "Sustenlimi 675575/171425, 3170 m/M". Vom ursprünglich geplanten Landeort (2) bei Punkt 3225 lagen die Wrackteile ca. 650 m entfernt in östlicher Richtung. In Bezug auf den ersten angeflogenen Landeplatz (3) beim Übergang Sustenlimi Pt 3089, wo die ersten drei Passagiere ausgestiegen waren, lag die Unfallstelle (X) in westlicher Richtung ca. 750 m entfernt (siehe Anhang 1 Übersichtskarte).

Die Wrackteile lagen auf dem offenen, nach Westen leicht ansteigenden und schneebedeckten Gletscher entlang einer schwach ausgeprägten, breiten Schneerippe. Diese Rippe beginnt unterhalb des Pt 3183 an der südlichen, den Gletscher abgrenzenden Felskrete und verläuft mit einer Richtung von ca. 330° leicht abfallend gegen Ende in die Querspalten unterhalb des Gletscherplateaus. Die Rippe ist auf der Landeskarte topografisch erkennbar.

Vom ersten erkennbaren Aufschlagpunkt des Helikopters im mit 15°-25° in Flugrichtung nach rechts oder Ost abfallenden schneebedeckten Gletschergelände waren die Wrackteile kegelförmig in Richtung NNW ausgebreitet. Einzelne Teile, wie der Treibstofftank oder der hintere Teil der Turbine, wurden in den grossen, auf dem Bild ersichtlichen Querspalten gefunden (siehe Anhang 3 Unfallstelle).

Verschiedene lose Dokumente wurden auf dem Steingletscher südlich der Tierberglihütte auf einer Höhe von ca. 2800 m/M gefunden.

Am 12. August 2005, etwa 5 Monate nach dem Unfall, wurde unmittelbar bei den ersten Aufschlagspuren das vermisste äussere ca. 3,5 m lange Teil des „weissen“ Hauptrotorblattes gefunden. Es muss beim Unfall tief in den Schnee eingedrungen sein. Verschiedene andere Kleinteile, unter anderem ein Mittelteil des „roten“ Hauptrotorblattes, zeigten sich unter dem weggeschmolzenen Schnee.

Am 15. September 2005, etwa 6 Monate nach dem Unfall, konnte auf dem ausgeaperten Gletscher etwa 150 m von der Aufschlagstelle entfernt in einer Spalte die „hot section“ des Triebwerks, die Turbine und die Brennkammer gefunden werden.

1.12.3 Triebwerk

Die Teile des Triebwerks wurden in zwei Phasen untersucht. In der ersten Phase konnte anlässlich der detaillierten Wrackinspektion nur die bis dahin gefundene *compressor* und *accessory gearbox section* untersucht werden. In der zweiten Phase wurde das ganze Triebwerk inklusive der *turbine* und *combustion section* untersucht.

1.12.3.1 Triebwerksuntersuchung

Auszug aus den Befunden der ersten Phase:

- *“The engine and engine deck were separated from the fuselage in the course of the accident sequence. The engine mounting legs remained securely fastened to the mounting pads on the accessory gearbox. The lower legs separated from the fuselage. The flanges at the base of the mounting legs exhibited distortion where they attached to the fuselage. The engine deck exhibited heavy damage and distortion.*
- *The engine to transmission drive shaft pulled out of the forward coupling attaching the drive shaft to the main transmission. The cover of the isolation mount beneath the forward coupling exhibited significant lateral scoring in a plane consistent with the tabs on the aft circumference of the forward coupling. The scoring was estimated at nearly one-eighth of an inch deep. (...)*
- *Nearly all of the air, oil, and fuel lines that remained attached to the recovered components of the engine exhibited some degree of damage in the form of crimping, crushing, bending, or fracture.*
- *There was no evidence of damage found on the struts of the compressor front support or in the first stage of the compressor to suggest the ingestion of foreign objects. There was light scoring in the blade path of the first stage of the compressor rotor in an arc of approximately 30 degrees, corresponding to between the 2 and 3 o'clock positions (viewed from the rear). (...)*
- *The compressor rotor turned smoothly with little resistance. (...)*
- *The bleed valve was found open. The valve moved freely when actuated by hand. (...)*
- *(...) both accessory gearbox magnetic chip detectors were “clean” (...)*
- *The aft end of the spur adapter gear shaft and the inner diameter of the aft end of the pinion gear exhibited scarring. (...)*
- *The five exhaust collector support mounts used to secure the turbine assembly to the accessory gearbox exhibited varying degrees of damage. Two of the mounting bolt recesses exhibited lateral fractures of the case material surrounding the bolt holes, exposing the inner threads. Two of the attaching bolts still had nuts on them and remained in the gearbox. Both exhibited bends estimated at approximately 20 degrees. The final mounting*

bolt was pulled out of the case hole stripping the threads that held it in place. (...)

- *The AAIB reported finding fuel in the lines and components throughout the engine. (...)*
- *There were no irregularities noted in a cursory review of the engine log-books. (...)"*

Nach ungefähr 6 Monaten im Schnee konnte der noch vermisste Teil der Turbine in einer Gletscherspalte am Unfallort gefunden werden.

Auszug aus den Befunden der zweiten Phase:

- *(...) the compressor rotor turned freely when actuated by hand.*
- *There was no evidence of foreign object ingestion noted in compressor air inlet. With the upper compressor case half removed, there was no damage noted to the blades of the compressor rotor, the stator vanes or thermoplastic liner of the removed case half. (...)*
- *The third stage turbine wheel blade path in the inlet side of the fourth stage turbine nozzle exhibited heavy scoring in a pattern consistent with the features of the knife edges of the third stage turbine wheel shroud in an arc estimated at approximately 180 degrees, from the 6:00 position, through 9:00, to approximately 12:00. There was heavy scarring to the outboard leading edges of the vanes on the inlet side of the fourth stage nozzle in an arc of approximately 105 degrees, from 3:00 to 6:30. The heaviest damage to the vane leading edges extends inward from their outboard most portions as much as one-quarter inch. The stationary labyrinth seal at the center of the fourth stage nozzle exhibited heavy scoring in a pattern consistent with the features of the rotating labyrinth seal adjacent to the curvic coupling on the outlet side of the third stage turbine wheel. The scoring of the stationary labyrinth seal is most prominent in an arc estimated at approximately 210 degrees, from 6:00, through 12:00, to approximately 1:00. The blades of the rotating labyrinth seal on the third stage turbine wheel exhibited evidence of rub around their circumference.*
- *The fourth stage turbine wheel blade path in the outlet side of the fourth stage turbine nozzle exhibited heavy scoring in a pattern consistent with the features of the outboard most portion of the fourth stage turbine wheel shroud in an arc estimated at approximately 180 degrees, from the 7:00 position, through 9:00, to approximately 1:00. There was evidence of rub at the periphery of the fourth stage turbine wheel on the forward portions of the shroud around its entire circumference. The most outboard portions of the leading edges of most of the blades exhibited notches of up to one-eighth of an inch where they join the wheel shroud.*
- *There was no damage noted to the thermocouples or wiring of the temperature measuring harness installed in the power turbine support."*

(siehe Anlage 5 Triebwerksuntersuchung)

1.12.3.2 Zusammenfassung

Despite damage as a result of impact forces and the effects of prolonged exposure to the elements, there was no evidence revealed in the course of a detailed disassembly inspection of the engine to suggest this accident was as a result of a malfunction or failure of the engine.

Heavy scoring in the turbine wheel blade paths and evidence of rub between the static and dynamic components within the turbine assembly support the conclusion the engine was running at the time it was subjected to high impact forces.

The extent of damage to the airframe and the distribution of components within the debris field establish the greatest forces acting on the airframe during the accident sequence were in the longitudinal axis and suggest the aircraft was in powered flight.

1.12.4 Untersuchung der Cockpitinstrumente

Verschiedene Flug- und Triebwerkanzeigen wurden spurenkundlich untersucht:

- Geschwindigkeitsmesser – *airspeed indicator*:
Zeiger auf 0-Stellung, keine Zeigerspuren auf Zifferblatt
- Vertikalgeschwindigkeitsanzeiger – *vertical speed indicator*:
Zeiger auf 2000ft *down* Stellung, keine Zeigerspuren auf Zifferblatt
- künstlicher Horizont – *attitude gyro*:
Zeigerspur der Querlageanzeige – *bank* – an Skalenkulisse der Querlage-markierung im Bereich von ca. 23° - 24° Querlage rechts
- Anzeige der Gasgeneratordrehzal – *gas producer RPM indicator*:
„Grosser Zeiger“ auf 42% *RPM*, keine Zeigerspuren auf Zifferblatt
- Drehmomentanzeige – *torque indicator*:
Zeiger auf 3% Stellung, keine Zeigerspuren auf Zifferblatt
- Triebwerksölanzeige – *engine oil indicator*:
Zeiger „Oeldruck“ zwischen 10 und 11 *PSI* blockiert, keine Zeigerspuren vorhanden, Zeiger „Öltemperatur“ auf 0-Stellung, keine Zeigerspuren vorhanden
- Turbinentemperaturanzeige – *TOT indicator*:
Zeiger auf 125 °C Stellung, Spur der Zeigerspitze auf Zifferblatt zwischen ca. 100 °C und 210 °C
- kombinierte Drehzahlanzeige für Turbine und Rotor – *power turbine and rotor RPM indicator*:

Durch die Deformation des Instrumentes wurde das Zifferblatt gegen das Frontglas gedrückt und die Zeiger dazwischen festgeklemmt, die Zeiger wurden zusammengepresst und in ihrer gegenseitigen Position fixiert, Zeigerspur auf Zifferblatt von Zeiger der Turbinendrehzahl, der Zeiger (T) für die Turbinendrehzahl zeigte einen Wert von 33% *RPM* und der Zeiger (R) für die Rotordrehzahl einen Wert zwischen 36% und 37% *RPM* an.

- Warnlichter – *caution light panel*:

Das entsprechende Gutachten hält fest:

ENG OUT:

Aufgrund der Spurenbilder resp. der Befunde waren beide Glühlampen des Warnlichts „ENG OUT“ zum Unfallzeitpunkt bzw. bei einer Schlageinwirkung gegen die Lampen (z.B. während der Kollision des Helikopters mit dem Gelände resp. Gletscher) aktiviert.

Es lässt sich allerdings nicht sagen, bei welcher Schlageinwirkung die Deformation erfolgte. Dass der erste Kontakt mit dem Gelände resp. Gletscher – mit nicht aktivierten Glühlampen erfolgte, kann nicht ausgeschlossen werden (Falls die Wendel bei diesem ersten Kontakt nicht zerbrach, wurden keine auswertbaren Spuren gesetzt.).

Rotor low RPM:

Aufgrund der Spurenbilder resp. Der Befunde schliessen wir einerseits, dass die Glühwendel der einen Glühlampe des Warnlichts „rotor low RPM“ bei einer der Schlageinwirkungen gegen die Lampe nicht unter Spannung stand und demzufolge beim Unfall kalt in mehrere Teile brach.

Dieses Szenario, dass der erste Kontakt mit dem Gelände resp. Gletscher mit nicht aktivierter Glühlampe erfolgte, wird von diesem Befund stark unterstützt.

Andererseits kann gesagt werden, dass die andere Glühlampe des Warnlichts „rotor low RPM“ zum Unfallzeitpunkt bzw. bei einer der Schlageinwirkungen gegen die Lampe (z.B. während der Kollision des Helikopters mit dem Gelände resp. Gletscher) aktiviert war.

Es lässt sich allerdings nicht sagen, bei welcher Schlageinwirkung. Dass der erste Kontakt mit dem Gelände resp. Gletscher – mit nicht aktivierten Glühlampen erfolgte, kann nicht ausgeschlossen werden (Falls die Wendel bei diesem Kontakt nicht zerbrach, wurden keine auswertbaren Spuren gesetzt.).

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Die Legalinspektion der vier verunglückten Insassen erfolgte am Unfalltag. Das Ergebnis dieser Untersuchung ergab als Todesursache *Polyblessé* (Schädelhirntrauma, Brustkorb-, Becken-, und Extremitätenverletzungen) mit innerem Verbluten.

Der Pilot wurde am 28. März 2005 obduziert.

Die beim Piloten durchgeführte rechtsmedizinische Untersuchung ergab als Todesursache einen Abriss der Aorta am Herzen, der durch das heftige Accelerationstrauma entstanden war. Der Tod trat sofort ein.

Hinweise für unfallrelevante vorbestandene Erkrankungen konnten nicht gefunden werden. Ebenso waren die toxikologischen Untersuchungen (Alkohol, Medikamente und Drogen) negativ. Eine Unterzuckerung (Hypoglykämie) konnte ebenfalls ausgeschlossen werden.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Allgemeines

Der Pilot und der Passagier auf den Vordersitzen waren mit Bauch- und Schultergurten angeschnallt. Die Passagiere auf den hinteren Sitzen hatten die Bauchgurte festgemacht. Keiner der Insassen trug einen Helm, alle waren mit Kopfhörern ausgerüstet.

Das Tragen eines Helmes hätte die durch die enorme Verzögerung bedingte Verletzung des Piloten nicht verhindern können.

Die Heftigkeit des Aufpralls hat einzelne Gurten zerrissen, einzelne waren an der Aufhängung ausgerissen. Die ganze Struktur der Kabine und damit auch die Arretierung der Insassen wurde durch die Dynamik auseinandergerissen. Die Insassen wurden mit den Teilen des Helikopters ungeschützt weggeschleudert.

Die aus dem heftigen Aufschlag entstandenen Verletzungen waren nicht überlebbar.

1.15.2 Notsender

Der Helikopter war mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft – ELBA*) ausgerüstet. Das Gerät war an der Decke des Gepäckraums horizontal eingebaut. Es wurde auf der Unfallstelle, noch am abgerissenen Deckenteil befestigt, aufgefunden. Das Gerät war aktiviert, konnte aber wegen der abgerissenen Antenne kein peilbares Notsignal abstrahlen.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

Nicht betroffen.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

Die Firma Heli Partner AG hatte kein fest angestelltes Personal. Ungefähr 10 Piloten und mehrere Flughelfer waren aushilfsweise im Einsatz. Ein Jet Ranger, HB-XQO, war im Besitz der Firma. Zusätzlich war sie Mitbetreiberin von zwei Robinson R44. Auf dem Jet Ranger wurden im Jahr 2004 total 264 h geflogen. Im Jahr 2005 waren es 33 h bis zum Unfalldatum.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Leistungstabelle im Helikopter

Die auf der Unfallstelle aufgefundene und gemäss Aussage des Chefpiloten zur Maschine gehörende plastifizierte Leistungstabelle von der Heli Partner AG für HB-XQO zeigte noch schwach erkennbare handschriftliche Angaben zum Datum des Unfalldates und der damaligen 0°Grenze von 7600 ft. Diese Tabelle mit dem Vermerk „Angaben ohne Gewähr“ hatte im entsprechenden Höhenbereich folgende Eckwerte aufgelistet:

PA 10 000 ft – 5 °C: ISA vent critique 1240 kg, ISA vent non critique 1330 kg

PA 11 000 ft – 7 °C: ISA vent critique 1210 kg, ISA vent non critique 1320 kg

Die den resultierenden Werten zugrunde liegende Konfiguration des Helikopters war auf der Tabelle nicht aufgeführt.

Die Werte entsprachen den Angaben der Konfiguration „particle separator only“ aus dem Kapitel FMS-12 des Flughandbuchs.

1.18.2 Leistungsverhältnisse

Der Chefpilot der Firma und beteiligte Flughelfer C meinte zur ersten Landung an der Sustenlimi: *“Der Landeplatz wurde direkt angefliegen. Die Verhältnisse waren gut. (...) Wir hatten noch Reserven. Er ist mit etwa 88-90% gelandet. (...) Nach dem Entscheidungspunkt wäre ein go-around mit Steigleistung möglich gewesen. Ich kann nicht sagen, ob diese 12% Leistung gereicht hätten. In der Endphase öffnete ich die Türe um dem Piloten bei der effektiven Höhenangabe zu helfen. Dies wegen diffuser Verhältnisse.”*

Der Helikopterhersteller berechnete die theoretischen Leistungsparameter für die entsprechenden Verhältnisse:

“A computer engine performance program was used to determine the max torque and TOT values for a spec 250-C20J engine at the given conditions. At 100% Nr, the TOT would reach its limit at 810 °C and torque would be 92.7%. For a spec engine the pilot should have been able to pull at least this much power without Nr and Np droop. Our predictive tools cannot tell (...) exactly what the torque and TOT would be when droop would occur since this would be above the operational TOT limit of 810 °C. The engine does not have a torque limiter, but a maximum fuel flow rate is set at the fuel control of 235 lb/hr. The (...) condition would result in a fuel flow of approximately 195 lb/hr.”

1.18.3 Leistungsüberprüfung des Triebwerks

Der am 17. September 2004 letztmals durch die Unterhaltungsfirma ausgeführte POWER CHECK zeigte auf einer Druckhöhe von 4500 ft, einer Aussentemperatur von 11 °C und mit angezeigten 100% Torque das Resultat: POWER CHECK ACCEPTABLE, 91%.

1.18.4 Anwendung Leistungstabelle gemäss rotorcraft flight manual – RFM

Auszug der zu berücksichtigenden Rahmenbedingungen in der Anwendung der Leistungstabellen des Flughandbuchs:

BHT-206B3-FM-1

OPERATION IN ALLOWABLE RELATIVE WIND

Satisfactory stability and control has been demonstrated in relative winds of 20MPH (17kts) sideward and rearward at all loading conditions within Area A or Hover Ceiling Charts.

IGE AND OGE HOVER CEILING CHARTS

Note

The Hover Ceiling charts presented in this manual reflect performance with the 65 inch diameter tail rotor (P/N 206-016-201) installed. (...)

The Hover Ceiling in Ground Effect charts (figure 4-3) and Hover Ceiling charts Out of Ground Effect charts (figure 4-4) present hover performance (allowable gross weight) for conditions of pressure altitude and OAT. The charts are divided into two areas.

AREA A (White area) as shown on the hover ceiling charts presents hover performance for which controllability has been demonstrated in sideward and rearward relative wind conditions up to 20 MPH (17 knots).

CAUTION

ENGINE TOT WILL RISE NOTICEABLY WHEN HOVERING DOWNWIND. AVOID HOVERING DOWNWIND WHEN OPERATING NEAR TOT LIMITS.

AREA B (shaded area) as shown on Hover Ceiling charts presents hover performance that can be realized in CALM WINDS or winds outside the CRITICAL RELATIVE AZIMUTH AREA in figure 4-5.

1.18.5 Charakteristik des Helikopters Jet Ranger

Der Helikoptertyp Jet Ranger stellt bezüglich Leistungsfähigkeit und allgemeiner Kontrollcharakteristik am Heck- wie auch am Hauptrotor spezielle Anforderungen. Bei tiefen Geschwindigkeiten unter 30 kt steht die Möglichkeit eines Kontrollverlustes um die Hochachse insbesondere bei variablen Windverhältnissen im Vordergrund. Der Hersteller hat vier besondere Eigenschaften dieses Helikopters im Flughandbuch und zusätzlichen "information letters" erwähnt. Diese können bei tiefen Geschwindigkeiten und gewissen Windstärken und Windazimuthen zur Längsrichtung des Helikopters zu einem "unanticipated right yaw" führen. *Unanticipated right yaw* oder *loss of tailrotor effectiveness (LTE)* bedeutet das Auftreten einer überraschenden und nicht kommandierten Drehung um die Hochachse nach rechts, welche ohne sofortige Korrektur in einem Kontrollverlust resultiert.

1. *weathercock stability*, Windazimuth 120 - 240 Grad

Der Wetterfahneffekt von Helikopterrumpf und Heckflosse beschleunigen die Drehung des Helikopters um die Hochachse.

2. *tail rotor vortex ring state*, Windazimuth 210 - 330 Grad

Kurzzeitige Wirbelringstadien der Heckrotorblätter verursachen eine unregelmäßige Schubkraft des Heckrotors und damit ungewünschte Unruhe um die Hochachse.

3. *main rotor disc vortex*, Windazimuth 285 - 315 Grad

Die Heckrotorblätter geraten in Wirbelringe des Hauptrotors. Ihr Anstellwinkel wird verändert. Der Helikopter zeigt die Tendenz zu einer plötzlichen und unkommandierten Drehung um die Hochachse nach rechts.

4. *loss of translational lift*, alle Windazimuthe

Der Verlust an translationalem Auftrieb des Hauptrotors resultiert in einem höheren Bedarf an Leistung und damit an zusätzlichem Drehmoment. Fällt dieser Verlust des Auftriebs zusammen mit einer Drehung der Hochachse nach rechts, wird diese Drehung zusätzlich beschleunigt. Beim Betrieb an der Leistungsgrenze kann der zusätzliche Bedarf an Leistung zum Abfall der Rotordrehzahl führen.

Auszug aus der "operations safety notice (OSN) 206-83-10" des Herstellers:

"(...) operators should:

When manoeuvring between hover and 30 MPH:

- *Be aware that a tail wind will reduce relative wind speed if a down wind translation occurs. If loss of translational lift occurs it can result in a high power demand and an additional anti-torque requirement.*
- *Be alert during hover (especially OGE) and high power demand situations such as low speed downwind turns.*
- *Be alert during hover in winds of about 8-12 knots (especially OGE) since there are no strong indications to the pilot, to the possibility of a reduction of translational lift. This reduction results in an unexpected high power demand and increased anti-torque requirements.*
- *Be aware that if a considerable amount of left pedal is being maintained, that a sufficient amount of left pedal may not be available to counteract an unanticipated right yaw.*
- *Be alert to changing aircraft flight and wind conditions such as experienced when flying along ridge lines and around buildings.*

Observe the relative wind conditions set out in the attached chart

If a sudden unanticipated right yaw occurs the recommended recovery technique is: 1. apply full left pedal 2. apply forward cyclic, and recover 3. if altitude permits, reduce power."

1.18.6 Auszug aus dem *flight operation manual* – FOM der Firma Heli Partner AG

FOM Version 30.09.2003

„5.14 Gewicht und Schwerpunkt

5.14.1 Allgemein

Gewicht und Schwerpunkte sind kritische Faktoren und sind für die Flugsicherheit wichtig. Die maximale Zuladung und der Schwerpunkt richtet sich nach folgenden Grundsätzen:

- *Schweben mit Last nach Performance OGE*
- *Temperatur*
- *Wind und Einsatzhöhe*

Für Helikopter sind für Abflug und Landung die Masse und Schwerpunktanlagen anhand von Tabellen zu überprüfen.

5.14.2 Standard Masse

Folgende Standard-Masse für Passagiere werden angenommen:

<i>Pax Sitze</i>	<i>1-5 PAX</i>			<i>6-9 PAX</i>		
	<i>Mann</i>	<i>Frau</i>	<i>Kind</i>	<i>Mann</i>	<i>Frau</i>	<i>Kind</i>
	<i>98 kg</i>	<i>80 kg</i>	<i>35 kg</i>	<i>90 kg</i>	<i>72 kg</i>	<i>35 kg</i>
<i>Crew inkl Crewbags</i>	<i>85 kg</i>			<i>85 kg</i>		

Die oben genannten Werte sollten jedoch nach oben korrigiert werden können, wenn dies nach Beurteilung des PIC notwendig erscheint. Auch die aktuellen Gewichte können berücksichtigt werden.

1.18.7 Abflugmasse beim Start in Erstfeld

Die Abflugmasse von ca. 3350 lb lag beim ersten Start in Erstfeld um ca. 150 lb über der höchst zulässigen Masse.

Dabei wurde folgende Ausgangslage berücksichtigt:

58 *USG Fuel* Treibstoff Tankinhalt

Pilot 105 kg inklusive Ausrüstung gemäss Befund, 2 Flughelfer mit Standardmasse 85 kg inklusive Ausrüstung gemäss 5.14.2

7 mal 20 l und 3 mal 30 l gefüllte Treibstoffkanister

gefüllte Getränke- und Proviantkühlbox von ca. 15 kg

Zusatzausrüstung wie Funk, Helm, Spannssets usw. ist dabei noch nicht eingerechnet.

1.18.8 Überprüfung von abweichenden Beobachtungen

Die nicht zum sonstigen Schadenbild passende Beobachtung von zwei nahe beieinander stehenden Auskunftspersonen zum Unfallgeschehen wurde im beschriebenen Gelände überprüft. Die Beobachtung, der Helikopter hätte auf dem Felsgrat aufgeschlagen und sei dem felsigen Gelände nachgeschrammt, konnte nach aufwändiger Spurensuche weder in der weiteren Felszone noch an den relevanten Wrackteilen bestätigt werden.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Das Resultat der detaillierten Triebwerkuntersuchung bestätigte die Aussagen von verschiedenen Auskunftspersonen an unterschiedlichen Positionen im Unfallgebiet, welche eindeutig Turbinengeräusche bis zum Geräusch eines Aufschlags wahrgenommen hatten.

Aussage der Triebwerkuntersuchung:

“Heavy scoring in the turbine wheel blade paths and evidence of rub between the static and dynamic components within the turbine assembly support the conclusion the engine was running at the time it was subjected to high impact forces.”

Die im Innern der Turbine vorgefundenen Reib- und Kratzspuren oder Kerben zeigen, dass die Turbine beim ersten Aufschlag noch Leistung abgegeben haben muss. Diese Spuren sind konsistent mit dem grossen Impulsübertrag während des Aufpralls, der zu einem Überschlag und zu einem grossflächigen Trümmerfeld führte.

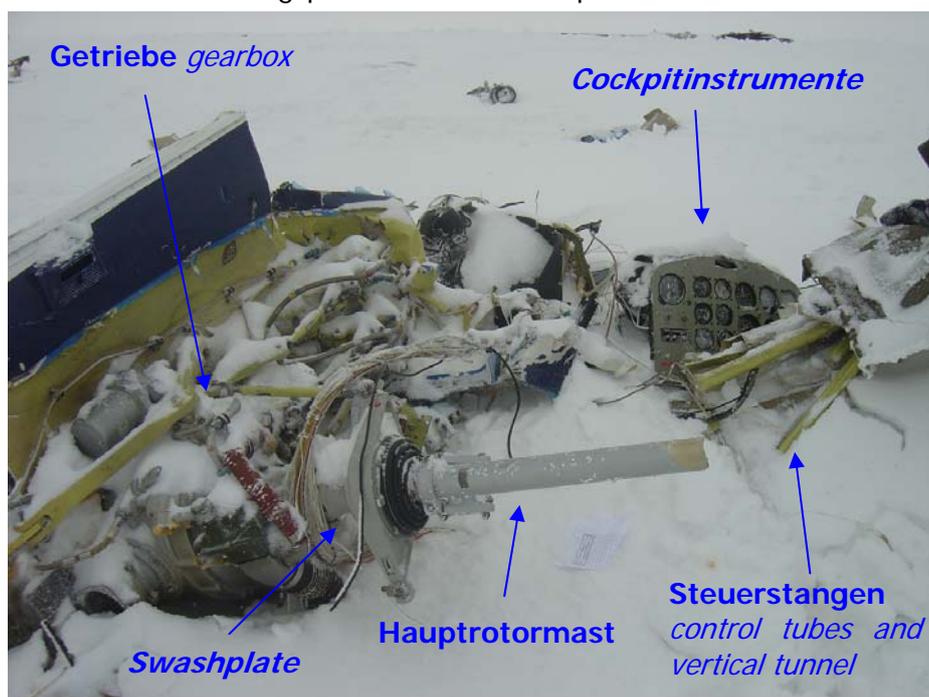
Die Resultate der spurenkundlichen Untersuchung an Cockpitinstrumenten und Warnlampen weisen auf einen möglichen Triebwerksausfall während dem Aufschlag auf dem festen Schneerücken hin.

Die Cockpitinstrumente wurden in einiger Entfernung vom ersten Aufschlag zusammen mit anderen festen und schwereren Teilen wie dem Getriebe und einigen Steuerstangen gefunden. Es ist anzunehmen, dass die Zeiger erst nach dem ersten Aufschlag durch einen heftigen Zusammenstoss mit anderen harten Wrackteilen in der vorgefundenen Stellung blockiert worden sind.

Aussage der spurenkundlichen Untersuchung:

„In der Zeit zwischen dem ersten Kontakt mit dem Gelände resp. Gletscher und der spursetzenden Schlageinwirkung konnten sich die Zeiger des kombinierten Instrumentes mit Rotor- und Turbinendrehzahl auf den vorgefundenen tiefen Wert bewegen.“

Die festgestellte Aktivierung der *ENG OUT* Warnlampe kann durch den zeitlichen Ablauf des Zerstörungsprozesses des Helikopters erklärt werden.



Analyse der Spuren der Unfallstelle und dem Wrack:

Alle Wrackstücke wurden in derselben Kegelzone nordwestlich der ersten Aufschlagspuren aufgefunden.

Die Spuren des ersten Aufpralls der Kufen des Landegestells am Schneerücken waren trotz des nach dem Unfall auftretenden Schneefalls wegen der örtlichen Verfestigung des Schnees lokalisierbar. Diese Spuren stimmten mit der kegelförmigen Verteilung der Wrackteile, der aufgefundenen Spuren am Triebwerk, der Spuren im Horizont und einzelner bestimmter Schäden am Wrack überein. Sie zeigten eine Ausrichtung des Helikopters beim Aufprall in Richtung NNW mit einer leichten Querlage nach rechts.

Die Verteilung der vorgefundenen Wrackteile lässt auf die Bewegungsrichtung des Helikopters schliessen.

Die Distanz zum ersten Aufprallort von einzelnen schweren Wrackteilen wie Tank, *hot section* der Turbine, Getriebe usw. lassen auf eine grosse kinetische Energie beim Aufprall schliessen. Die Bewegungsgeschwindigkeit der Maschine muss kurz vor dem Aufprall eher hoch gewesen sein.

Die Distanz und Position der Körper der Insassen zum Aufprallort und zur allgemeinen letzten Bewegungsrichtung des Helikopters stimmen mit obigen Schlussfolgerungen überein. Zusätzlich ergibt sich eine Aussage über die Rotation der Kabine um die Querachse nach dem Aufprall. Die hinteren Passagiere wurden auf ihrer Seite über Pilot und vorderen Passagier hinaus bedeutend weiter weggeschleudert.

Die Rotation muss durch eine *nose down attitude* des Helikopters kurz vor dem oder beim Aufschlag begünstigt worden sein. Die Schäden an der Vorderseite der Kabine im Bereich von Pitotrohr und Batterieraum, Schäden und Verformungen des *tailbooms*, das Zusammenpassen von Schäden an der Eintrittskante des *vertical fins* mit einer eingedrückten hinteren Kante des rechten *horizontal stabilizers* aufgrund der beschleunigten Masse des Heckrotorgetriebes, die Art von verschiedenen Brüchen, wie die der ausgerissenen Befestigung von Turbine zum Kompressor und Getriebe zeigen die Position des Helikopters beim ersten Aufprall auf.

Die aufgefundene Lage von Teilen der Hauptrotorblätter einerseits tief in den harten Schneerücken eingeschnitten und unmittelbar bei den ersten Aufschlagspuren und andererseits in grösserer Entfernung links der Achse des Wrackfeldes mit dem abgescherten Rotormast bestätigt die *nose down attitude*, die Bewegungsrichtung und beteiligten Kräfte.

Die Lage der Wrackteile, insbesondere der dynamischen Komponenten des Helikopters bestätigt die Integrität der Maschine bis zum Aufprall.

Die kurz nach dem Unfall aufgefundenen, aus dem Helikopter stammenden leichten Dokumente bestätigten mit ihrem Fundort den an der Unfallstelle im Lee der Sustenlimikrete vorherrschenden Wind und dessen Hauptrichtung.

2.2 Meteorologische Aspekte

2.2.1 Vorhersagen

In der Flugwetterprognose für die Schweiz, gültig von 06 bis 12 UTC, wird darauf hingewiesen, dass südwestliche Höhenwinde feuchtere Luftmassen gegen die Schweiz führen. Für die Alpennordseite, Wallis und ganz Graubünden werden

5-7/8 Bewölkung mit Basis auf 7000-9000 ft AMSL und 3-5/8 mit Basis auf 5000-7000 ft AMSL vorausgesagt. Für die Alpensüdseite wurde zunehmende Bewölkung mit Basis auf 5000-7000 ft AMSL vorausgesagt. Im Laufe des Vormittags wurde verbreitet einsetzender Regen erwartet.

Im GAFOR Schweiz wurde für den Zeitabschnitt 06 bis 08 UTC für alle Alpenrouten in der Umgebung des Unfallortes (Gemmi, Grimsel, Gotthard, Lukmanier) die Wetterkategorie „geschlossen“ vorhergesagt.

Gemäss diesen Vorhersagen wäre ein Heli-Einsatz auf einer Höhe von ca. 10 000 ft AMSL im Gebiet des Steingletschers sehr schwierig gewesen und hätte situativ vor Ort beurteilt werden müssen.

2.2.2 Beobachtete Wetterbedingungen in der Schweiz

Um 06 UTC war es am Alpennordhang stark bewölkt, Hauptbasis in Meiringen um 18 000 ft AMSL, in Altdorf um 16 500 ft AMSL. In Disentis war es bedeckt, Basis um 8000 ft AMSL. Ulrichen im Oberwallis meldete 8/8 mit Basis um 8500 ft AMSL.

Piotta meldete 8/8 Bewölkung mit Basis um 4500 ft AMSL.

Der Hauptalpenkamm war um 06 UTC also bereits in Wolken. Im Unfallgebiet, das etwas nördlich dieser Linie liegt, traten noch einzelne Aufhellungen auf.

Um 09 UTC wurden in Piotta schwache, in Locarno mässige, anhaltende Niederschläge beobachtet.

Auf dem hochaufgelösten NOAA-Satellitenbild von 1056 UTC erkennt man eine kompakte Wolkendecke, die sich vom Tessin über den Alpenkamm bis in die Gegend von Engelberg erstreckt.

Anlage 7 zeigt das entsprechende Radarkomposit und NOAA-Satellitenbild.

2.2.3 Wetterbedingungen im Unfallgebiet

In den von Südwesten her anfließenden feuchten Luftmassen lag die Kondensationsbasis am Alpensüdhang auf einer Höhe von unter 5000 ft AMSL. Die über den Alpenkamm nach Norden strömenden Luftmassen waren also gesättigt.

Nördlich des Alpenhauptkamms konnten sich beim Überströmen der verschiedenen Bergkämme auf der Lee-Seite in der sinkenden Luft Löcher in der Wolkenmasse bilden. Auch auf dem Steingletscher, der bezüglich der Windrichtung in einem Leegebiet lag, bildeten sich Leewirbel, die kleinräumige Auf- und Abwindzonen bewirkten. Bei einer mittleren Windgeschwindigkeit von etwa 10 kt, mit Spitzen bis 20 kt, resultierten daraus rasch ändernde Bewölkungs- und Sichtverhältnisse.

Der Pilot von REGA 8 schilderte: *"Bemerkenswert ist vielleicht auch, dass das Gewölk nicht nur aus SSW herübergeblasen wurde, sondern augenblicklich, im Lee der Sustenlimi, an Ort und Stelle Wolken kondensierten. Die Basis der Nebelbänke war nie tiefer als ca. 3000 m AMSL. (...) Im Anflug herrschten recht starke Turbulenzen mit plötzlichen Rückenwindkomponenten"*.

Diese Kombination von wechselhaften Wind- und Sichtverhältnissen könnte mit Blick auf die Bewegung und Schichtung der aktuellen Luftmassen erklärt werden:

Aus Süden drängte feuchte Luft über die Geländelücke der Sustenlimi. Zu dieser Zeit befand sich eine ausgeprägte thermische Sperrschicht auf etwa 3500 m

AMSL. Die Luft wurde zwischen der Topographie, dem Grat vom Hinter Tierberg, über Gwächtenhorn, Rot Stock bis zum Sustenhorn und dieser Sperrschicht beschleunigt.

Das Windfeld und die Temperaturschichtung begünstigten ein walzenähnliches Rückfließen der Luft über den Gletscher. In der Folge bildeten sich durch Kondensation in der aufsteigenden Luft wiederholt Nebel- und Wolkenfetzen im Bereich der Krete ab 3000 m AMSL. In einiger Entfernung vom Kamm jedoch konnte die Luft wegen der Inversion nur talwärts ausweichen, was zur Wolkenauflösung führte.

In den Messwerten der Radiosonde von Milano-Linate kommt die Akzentuierung der Inversion zwischen 00 und 06 UTC deutlich zum Ausdruck. Oberhalb von 3500 m AMSL blieb die Temperatur nahezu konstant. Knapp unterhalb dieser Höhe sank die Temperatur um rund 5 Grad.

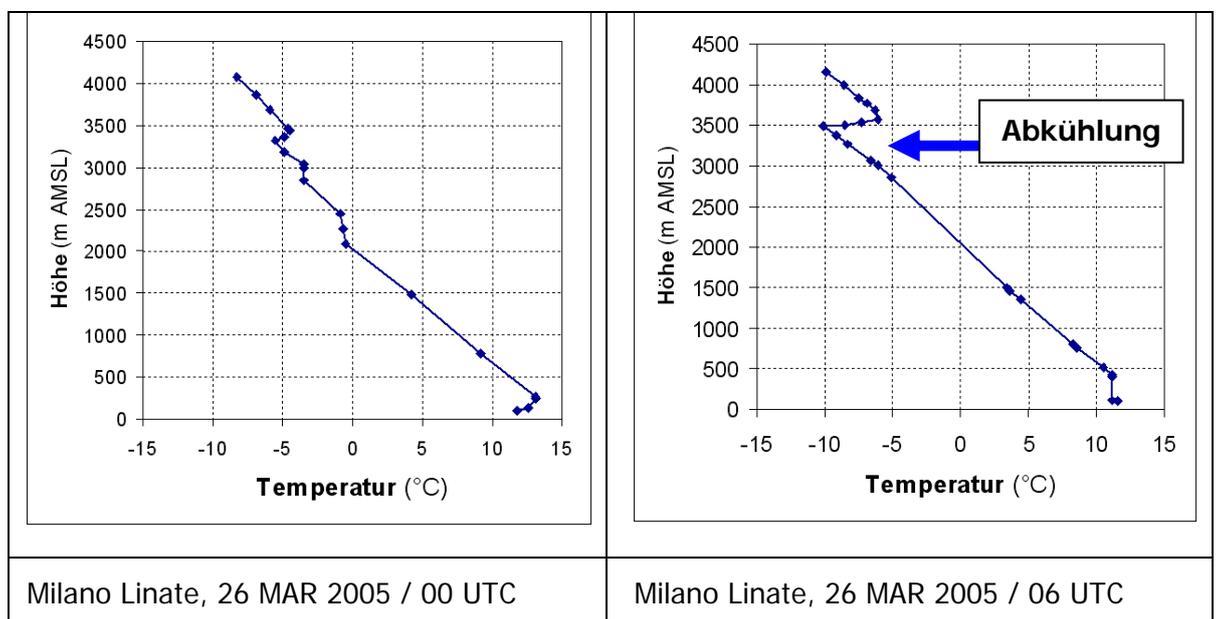


Abb. 1: Radiosonde Milano-Linate (LIML). Aufstiege vom 26.03.2005 um 00 und 06 UTC.

Anlage 6 zeigt die Druckverhältnisse um 0900 UTC und die Bodendruckkarte um 1200 UTC.

2.3 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.3.1 Organisation

Für die Firma Heli Partner AG war ein Heliski-Tag dieser Art nicht alltäglich. Der Einsatz im vergletscherten Hochgebirge war für die Aushilfsflughelfer und den Piloten keine Routine. Der Chefpilot hatte den verunglückten Piloten als seinen erfahrensten Piloten bezeichnet.

Der Pilot selbst hatte nicht sehr oft Flüge dieser Art durchgeführt. Seine Erfahrungen im Gebirgsflug hatte er vornehmlich aus seiner Gebirgsflugausbildung im Jahr 1993 und den wenigen, meist selbst organisierten Heliski- oder Gebirgsflügen gewonnen.

Er war zudem kein regelmässiger Berggänger mit entsprechenden Hochgebirgs-erlebnissen in Bezug auf Wind, Sicht und Wetter.

Der Heliski-Tag musste wegen ungünstigen Wetterbedingungen einmal verschoben werden. In der Ausschreibung war neben dem Durchführungsdatum 5. März 2005 ein mögliches Verschiebedatum, der 26. März 2005, der Unfalltag, geplant. In Bezug auf die notwendige Koordination mit den Teilnehmern aus verschiedenen Gebieten und die nicht alltägliche Bereitstellung des Helikopters war die Organisation des Tages für den Piloten sehr aufwändig.

2.3.2 Vorbereitung

Der Pilot hatte diesen Heliski-Tag intensiv vorbereitet. Dies zeigten verschiedene Aussagen und Dokumente zur Organisation. Er wurde als sehr zuverlässig und gewissenhaft beschrieben. Die gefundenen Dokumente einer ausführlichen Zeit- und Treibstoffberechnung belegten dieses Bild. Die Ausrüstungskontrolle vor dem Flug offenbarte die minutiöse Planung für den Tag.

Die aktualisierten handschriftlichen Aufzeichnungen in der aufgefundenen Leistungsberechnungstabelle des Helikopters liessen auf eine gedankliche Auseinandersetzung des Piloten mit der Leistungsproblematik schliessen.

Die Aussagen bezüglich des Briefings am Morgen des Unfalltages zeigen, dass die allgemeinen Wettervorhersagen bekannt waren. Ein möglicher Flugabbruch wegen Wetters wurde vom Piloten angesprochen. Der Chefpilot in der Rolle als Flughelfer sagte, es werde wie immer kein Risiko eingegangen.

2.3.3 Situationsbewusstsein der Crew

Nach dem Unfall wurde der an diesem Tag als Flughelfer tätige Chefpilot befragt. Auf die Frage, was aus seiner Sicht als Pilot zum Unfall geführt haben könnte, antwortete er: *„Ich habe es bereits erwähnt, dass ich es nicht verstehe. Wir haben die Philosophie „Null Risiko“. Beim Briefing sagte ich, dass wir kein Problem haben, bei schlechtem Wetter die Tour abzusagen. Ich beurteilte ... als einen meiner zuverlässigsten Piloten. Ich kann es mir nicht erklären.“*

Die Aussage des Chefpiloten im Kapitel 1.18.3, wonach die erste Landung mit ungefähr 88-90% erfolgte und eine Reserve für den Durchstart von ungefähr 12 % vorhanden gewesen sei, muss dahingehend interpretiert werden, dass er damit die Drehmomentanzeige - *torque* meinte. Die Berechnung des Herstellers zeigt jedoch, dass bei den gegebenen Bedingungen und einer Rotordrehzahl von 100%, die *TOT - turbine outlet temperature* mit 810 °C die Triebwerkslimite darstellt und dabei ein entsprechender Torque von 92.7 % resultiert. Dies zeigt mit Referenz zum abgelesenen Torque, dass der Helikopter schon bei der ersten Landung sehr nahe an seiner Leistungsgrenze betrieben wurde.

Ob der Pilot bei dieser Landung realisierte, dass er seinen Helikopter ohne Reserven an der absoluten Leistungsgrenze für ruhige Windverhältnisse bewegte, muss offen bleiben.

Mit einer zum Unfallzeitpunkt geschätzten Flugmasse von 2908 lbs - 2941 lbs lag der Helikopter ausserhalb der theoretisch maximal möglichen Flugmassen für eine Landung ausserhalb des Bodeneffektes.

Zur Veranschaulichung der Leistungsverhältnisse dienen folgende Referenzen:

1. Bei gegebener Leistung entspricht der Unterschied zwischen HIGE und HOGE ungefähr 300 lb Flugmasse.

2. Bei gegebener Flugmasse wird ungefähr 10% mehr Torque benötigt für HOGE als für HIGE.

2.3.4 Aktuelle Situation und deren Gefahren

Die Bedingungen am 26. März entsprachen nicht dem theoretisch möglichen und optimalen Fall. So wie bei jedem Flugeinsatz mussten auch an diesem Tag verschiedene Gefahren erkannt und eingeschätzt werden.

Die allgemeine Wetterlage liess Winde aus südlicher Richtung erwarten. Der Wind musste konservativ in moderater Stärke angenommen werden. Durch die Art und den topographischen Verlauf der das Gletscherplateau abgrenzenden Krete an der Sustenlimi ergab sich bei südlichen Winden natürlicherweise verwirbelte Luft. Lokale Winde traten je nach Richtung und Stärke des allgemeinen Windes sehr wechselhaft von momentan schwach bis böig stark und je nach aktueller Flughöhe zur Abrisskante vor allem verwirbelt aus unterschiedlichen Richtungen auf. So konnte es wenige Meter über der Sustenlimi wegen der Leesituation momentan ruhig bis schwachwindig sein. Einige Meter höher oder seitlich versetzt konnte dies sofort ganz anders sein. So hatte der normale und bei dieser Windsituation eher exponierte obere Landeplatz zeitweise starken Wind aus Süd.

Im Zusammenhang mit der leistungsrelevanten Flughöhe *density altitude* konnte sich aus obiger latenter Gefahr eine akute und vor allem nicht mehr kontrollierbare Gefahr ergeben.

2.3.4.1 Leistungsberechnung und Wind

Der Pilot kalkulierte mit dem Bereich "*area B*" der Leistungstabelle (siehe Kap. 1.18.1), welcher die grössere Höhe ergibt, sonst wäre der geplante Ablauf des Tages wegen kleinerer Transportkapazität verunmöglicht worden.

Dieser Bereich der Tabelle verlangte jedoch zwingend ruhige Windbedingungen - "*calm winds*" - oder laminaren Wind aus einem unkritischen Azimuth zum Helikopter. Die möglichen und sehr wahrscheinlichen Windverhältnisse wurden nicht entsprechend eingeschätzt. Diese Gefahr wurde offenbar nicht erkannt.

Zusätzlich hatte der Pilot die Schneeabweiser - *snow baffles* -, welche er gemäss Aussage des Chefpiloten selbst montiert hatte, in seiner Leistungsberechnung nicht berücksichtigt. Die im Helikopter zur Verfügung stehende Hilfstabelle hatte diese Konfiguration auch nicht vorgesehen. Eine weitere latente Gefahr der nicht sehr übersichtlichen Leistungsberechnung je nach Konfiguration des Helikopters wird hier offensichtlich.

2.3.4.2 Notwendige Leistungsverhältnisse und Sichtreferenzen

Die Berechnung der theoretisch verfügbaren Leistungsverhältnisse mit den aktuellen Daten der Unfallsituation ergab, dass nur mit einer HIGE Kalkulation eine Landung auf dem oberen und unteren Platz theoretisch möglich gewesen wäre. Vorgesehen war zunächst der obere Platz. Dieser verlangte aber wegen seiner topografischen Verhältnisse eine HOGE Berechnung. Der untere angeflogene Platz bei der Sustenlimi, welcher wegen der Wolken beim üblichen Heliskilandeplatz alternativ angeflogen wurde, erfüllte zwar bezüglich Topografie und Fläche den "*ground effect*" der HIGE Kriterien. Da an diesem Tag aber auf dem Gletscher diffuse Lichtverhältnisse zu erwarten waren und auch vorherrschten, hätte auch dieser Platz wegen fehlender Referenzen (nicht nur theoretisch) eine HOGE Berechnung erfordert.

So wurde die latente Gefahr möglicher diffuser Lichtverhältnisse mit mangelnden Referenzen bei abgedeckter Sonne auf Schnee- und Gletschergelände zur akuten Gefahr.

2.3.4.3 Charakteristik des Helikopters

Bei diffusen Sichtverhältnissen und schlechten oder gar keinen Bodenreferenzen ist insbesondere der Beginn einer Drehung des Helikopters um die Hochachse für den Piloten kaum wahrnehmbar. Der zur Kontrolle des Helikopters um die Hochachse jedoch unabdingbare zeitgerechte und bestimmte Pedalinput bei der unter 1.18.5 beschriebenen Charakteristik des Helikopters in variablem Wind ist daher kaum mehr möglich.

Der stark wechselhafte Wind ergab zusammen mit den diffusen Sichtverhältnissen eine grosse Gefahr für einen Kontrollverlust des Helikopters.

2.3.4.4 Manövrierraum

Um einen zumindest horizontalen Flugweg erreichen zu können, braucht ein Helikopter an der Leistungsgrenze eine Geschwindigkeit, welche über der Grenzggeschwindigkeit des Übergangszustandes (*transition speed*) liegt. Dies bedingt, vor allem bei Rückenwind, einen entsprechend grossen verfügbaren Flugraum mit entsprechenden Sichtverhältnissen. Das im Osten und Westen ansteigende Gelände ergab zusammen mit einer diffusen, wechselhaften Wolkenuntergrenze und dem aufsteigenden Nebel an der Südkrete einen rasch sehr eng werdenden Manövrierraum. Eine weitere häufige Erscheinung bei entsprechenden Bedingungen ist die Nebelbildung am eigenen Rotorblatt durch Kondensation von sehr feuchter Luft. Bildet sich durch diesen Effekt unmittelbar hinter dem Helikopter unerwartet Nebel, ist auch ein Fluchtversuch in entgegengesetzter Richtung im ohnehin schon sehr engen Raum plötzlich durch Nebelfetzen verbaut.

2.3.4.5 Höenschätzung und Leistungsverhältnisse

Ein auch zu Beginn erfolgreiches Umdrehen und der Versuch zur Flucht mit Höhen- und Richtungsreferenz zu den grauen Gletscherspalten am unteren Ende der Schneerippe könnte wegen der zu geringen und nicht schätzbaren Höhe zur Rippe zur Kollision mit dem Gelände geführt haben. Die Leistungsverhältnisse erlaubten keine horizontale Flucht im Rückenwind.

2.4 Zusammenfassung

2.4.1 Allgemein

Die teilweise unterschiedlichen Wahrnehmungen der verschiedenen Informationspersonen zum Unfallgeschehen im Gebiet rund um die Unfallstelle müssen aus verschiedenen Gründen interpretiert werden. Nicht nur normale individuelle Wahrnehmungsunterschiede und persönliche Färbungen, sondern auch Faktoren wie die topografische Position und die damit zusammenhängenden Parameter wie Sicht, Licht, Orientierung bezüglich Horizont und Hintergrund im wechselhaft vernebelten Gebiet, Exposition in örtlich unterschiedlichen Windverhältnissen und der damit zusammenhängenden veränderten Geräuschübertragung usw. können unterschiedliche Wahrnehmungen zur Folge haben.

2.4.2 Betrieblich

Fest steht, dass der Helikopter mit besonderer Kontrollcharakteristik

- bei wechselhaftem Wind und diffusen Sichtverhältnissen
- in topografisch anspruchsvollem Gelände
- an der Grenze seiner Leistungsfähigkeit bezüglich langsamer Flugmanöver
- über der Leistungsgrenze bezüglich einer Landung ausserhalb des Bodeneffekts

betrieben wurde (vgl. Kap. 1.6.2).

Eine Fehlertoleranz war damit in dieser Phase über dem Sustenlimigletscher nicht mehr vorhanden. Jeder Fehler oder jede Fehleinschätzung in Bezug auf Flugweg, Steuerführung, Fluglage oder Wind und Sichtverhältnisse konnten sofort irreversible Folgen haben und zwangsläufig in einer unkontrollierten Situation mit unbestimmtem Ausgang enden.

Die Wahrnehmungen von einzelnen Personen im Gebiet um das Unfallgeschehen lassen es als wahrscheinlich erscheinen, dass der Pilot kurz vor dem Aufschlag Schwierigkeiten mit der Kontrolle des Helikopters hatte. Ob der Aufprall auf dem schneebedeckten Gletscher bei diffusen Sichtverhältnissen in der Retablierungsphase nach einem Kontrollverlust oder nach einem späten Versuch umzukehren passierte, muss offen bleiben. Die Flughöhe über der Schneerippe war für den Piloten mangels optischer Referenzen nicht erkennbar.

2.4.3 Menschlich

Dem Einschätzungsvermögen und dem situativen Entscheidungsverhalten der beteiligten Personen kam grosse Bedeutung zu.

Weshalb der Pilot nicht wie vorgesehen bei sich verschlechterndem Wetter einen zeitigen Entscheid zum Flugabbruch fällen konnte, könnte folgende Gründe gehabt haben:

- Überforderung durch die unerwarteten Bedingungen und damit absorbierte mentale Ressourcen
- Fehlende, konkret formulierte Kriterien für einen Flugabbruch
- Selbst auferlegter Erfolgsdruck, die bereits angefangene Operation aufgrund der aufwändigen Vorbereitungen auch durchzuführen

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, welche den Unfall hätten beeinflussen können.
- Die letzte 100-Stundenkontrolle wurde bei 3342 Betriebsstunden durchgeführt.
- Die letzte Zustandsprüfung durch das BAZL erfolgte am 19.11.2002.
- Der Treibstoffvorrat betrug ungefähr 35 – 40 USG, was einer Flugzeitreserve von ca. 1,5 h entspricht.
- Aufgrund der vorgefundenen Spuren kann davon ausgegangen werden, dass das Triebwerk beim Aufprall Leistung abgegeben hat.
- Die Schäden lassen auf eine grosse initiale Verzögerung schliessen. Die Abbremsung führte zu einem Überschlag des Helikopters.

3.1.2 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Unfall war nicht überlebbar.

3.1.3 Meteorologische Verhältnisse

- Am Unfallort herrschte zur Unfallzeit ein Südostwind mit 10 kt und mit Windspitzen von 20 kt.
- Die Windverhältnisse waren wegen der topografischen Verhältnisse sehr wechselhaft in Richtung und Stärke.
- Wechselhafte Wolken- und Nebelbedingungen verursachten stark wechselhafte und diffuse Sichtverhältnisse über dem schneebedeckten Gebiet.

3.1.4 Flugverlauf

- Die Abflugmasse beim ersten Start in Erstfeld von ca. 3350 lb lag um ca. 150 lb über der maximal zulässigen Masse.
- Für die Leistungsberechnung des Helikopters war folgende aufgefundene Konfiguration relevant: Allison 250-C20J, *snow deflector/snow baffles, particle separator, engine anti ice (off), bleed air heater + defog (off), high skids.*
- Die aufgefundene, für die Leistungsberechnung verwendete Tabelle entsprach nicht der Konfiguration des Helikopters zum Unfallzeitpunkt.

- Die Berechnung der theoretisch maximal möglichen Flugmasse des Helikopters in den zum Unfallzeitpunkt entsprechenden Bedingungen bei ruhigen Windverhältnissen ergab gemäss Computermodell des Herstellers für:

PA 10190 ft, OAT – 6 °C:	HOGE 2851 lb	HIGE 4 ft	3261 lb
PA 10660 ft, OAT – 7 °C:	HOGE 2810 lb	HIGE 4 ft	3214 lb

 Für Bedingungen mit Wind, *white AREA A* gemäss RFM (*demonstrated controllability in sideward and rearward relative wind conditions up to 17 kt*) wurden folgende theoretisch maximal möglichen Flugmassen gerechnet:

PA 10190 ft, OAT – 6 °C:	HOGE 2724 lb	HIGE 4 ft	3087 lb
PA 10660 ft, OAT – 7 °C:	HOGE 2685 lb	HIGE 4 ft	3042 lb
- Mit einer zum Unfallzeitpunkt geschätzten Flugmasse von 2908 lbs bis 2941 lbs lag der Helikopter ausserhalb der theoretisch maximal möglichen Flugmasse für eine Landung ausserhalb des Bodeneffektes.
- Der Schwerpunkt war in den zulässigen Limiten.

3.1.5 Rahmenbedingungen

- Der Chefpilot der Firma war in der Rolle als Flughelfer auf dem gewählten Landeplatz ungefähr 1 km neben der Unfallstelle.
- Er war mit dem Piloten über Flugfunk verbunden.
- Es waren mehrere Passagiertransporte geplant.
- Am Morgen vor dem Flugeinsatz fand ein Briefing zwischen den Flughelfern und dem Piloten statt.

3.2 Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Helikopter bei diffusen Sichtverhältnissen mit hoher Geschwindigkeit mit dem schneebedeckten Gletscher kollidierte.

Folgende Umstände haben dabei eine Rolle gespielt:

- nicht erkannte Gefahren von wechselhaften Wind- und Sichtbedingungen in Bezug auf die Kontrollcharakteristik des Helikopters
- falsch beurteilte notwendige Leistungsverhältnisse

Bern, 19. September 2007

Büro für Flugunfalluntersuchungen

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

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

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

Anlagen

Anlage 1: Übersichtskarte

Anlage 2: Wetterfotos

Anlage 3: Unfallstelle

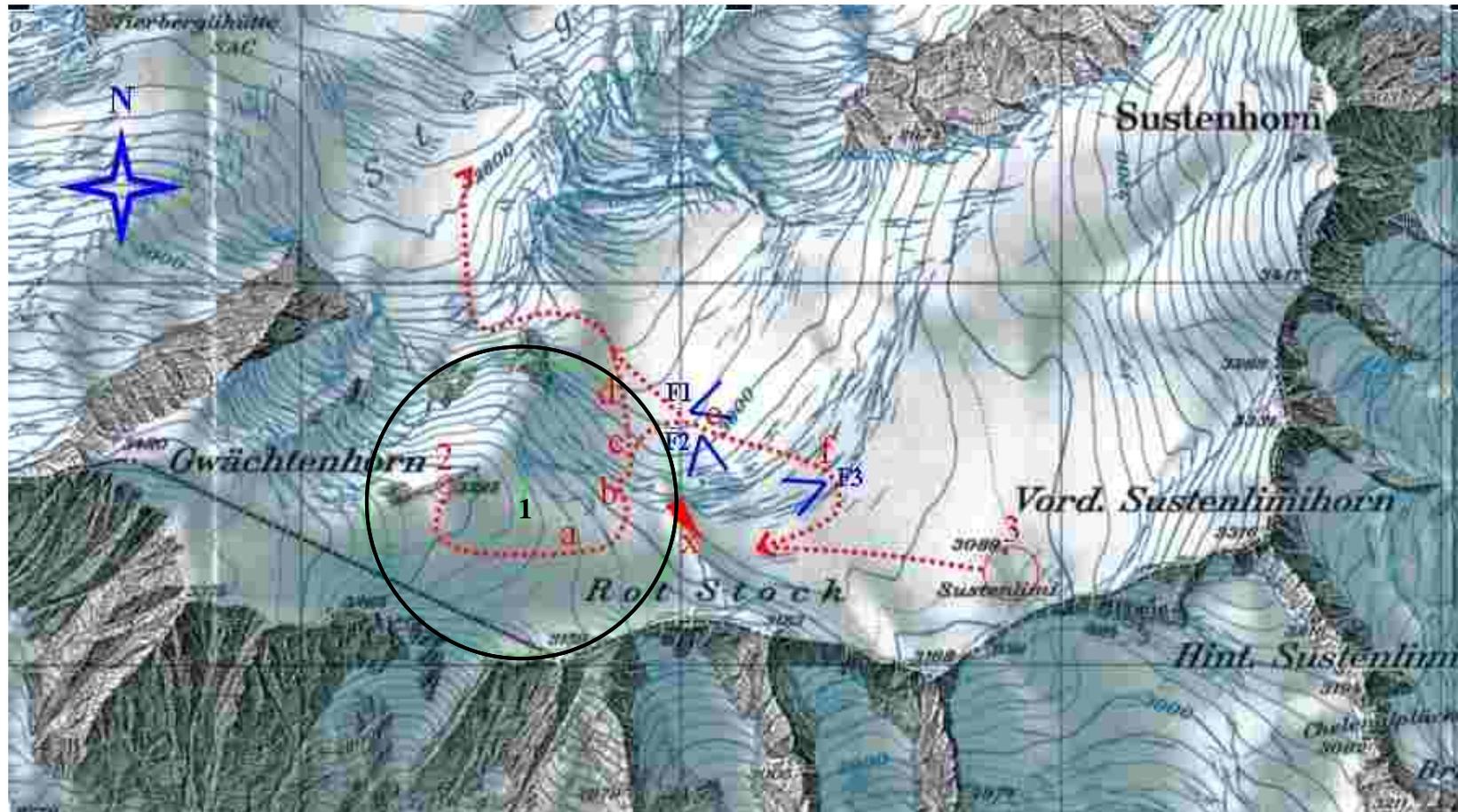
Anlage 4: Wrackteile

Anlage 5: Triebwerkuntersuchung

Anlage 6: Wetterkarten

Anlage 7: Radarkomposit und Satellitenbild

Übersichtskarte Sustenlimi



1	schwarz	offizielle Koordinate Gebirgslandeplatz Sustenlimi mit 400 m Umkreis (erlaubte Landezone)
2	rot	"oberer" Landeplatz bei der Eisenstange 3225 m/M
3	rot	zuerst gewählter Landeort XOO beim Übergang Sustenlimi 3089 m/M
x	rot	Unfallstelle, Wrackteile
a, b, c, d	rot	Positionen von Informationspersonen der B3-Gruppe während der Arbeit
F1 – F3	blau	Blickrichtung der Fotoaufnahmen der Skitourengruppe im Aufstieg



Fotos der vierköpfigen Skitourengruppe

26.03.05 08:50 Uhr

11 Minuten vor Unfall

Blickrichtung F1



26.03.05 08:52 Uhr

9 Minuten vor Unfall

Blickrichtung F2

Kontrast und Scharfzeichnung des Bildes erhöht zur Illustration der Wolkendynamik



26.03.06 09:09 Uhr

8 Minuten nach Unfall

Blickrichtung F3

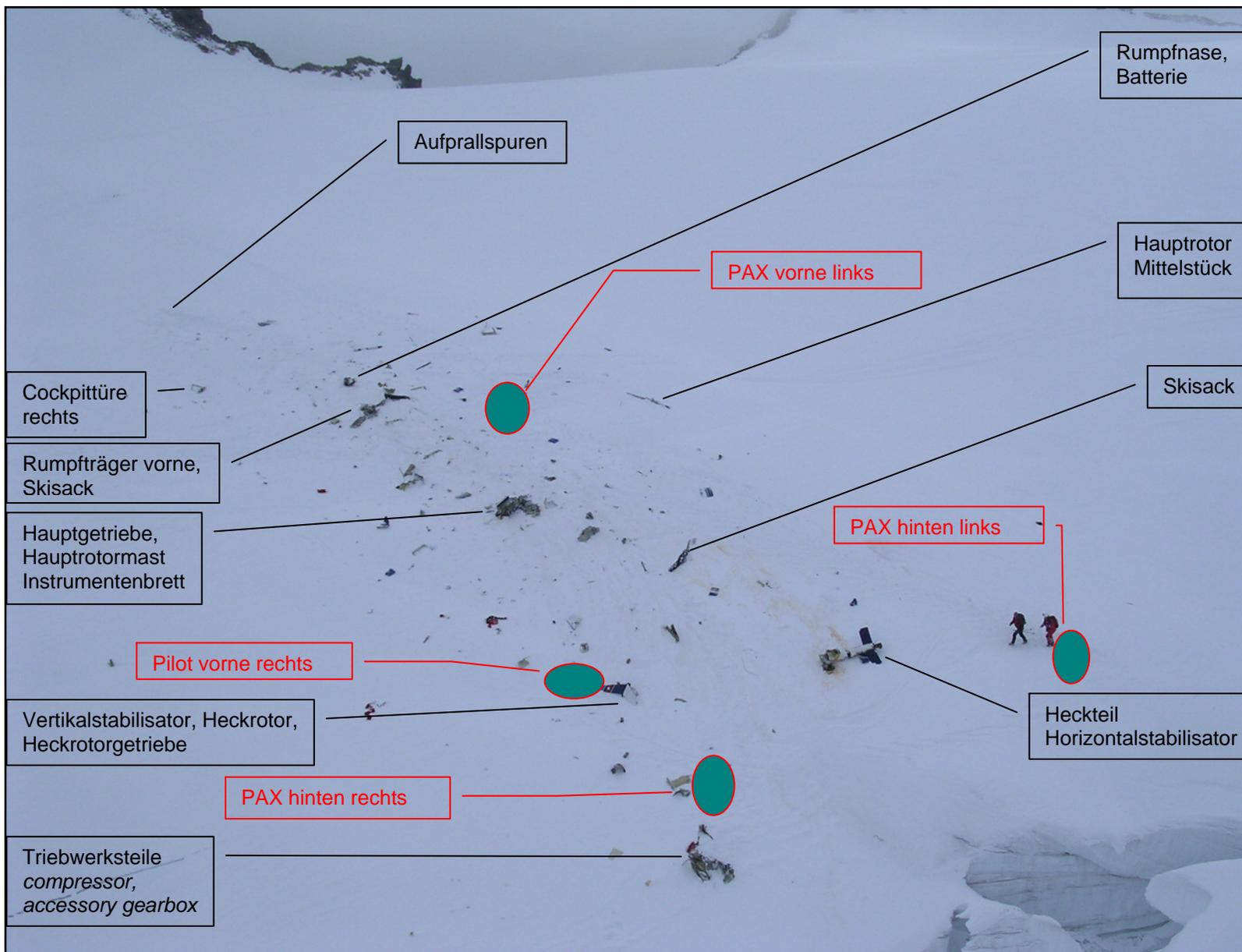




Bild 1

Wrackteile ihrer
Position entsprechend
ausgelegt



Bild 2

Heckpartie mit
Heckrotor, vertikaler
Finne und horizontaler
Stabilisierungsfläche

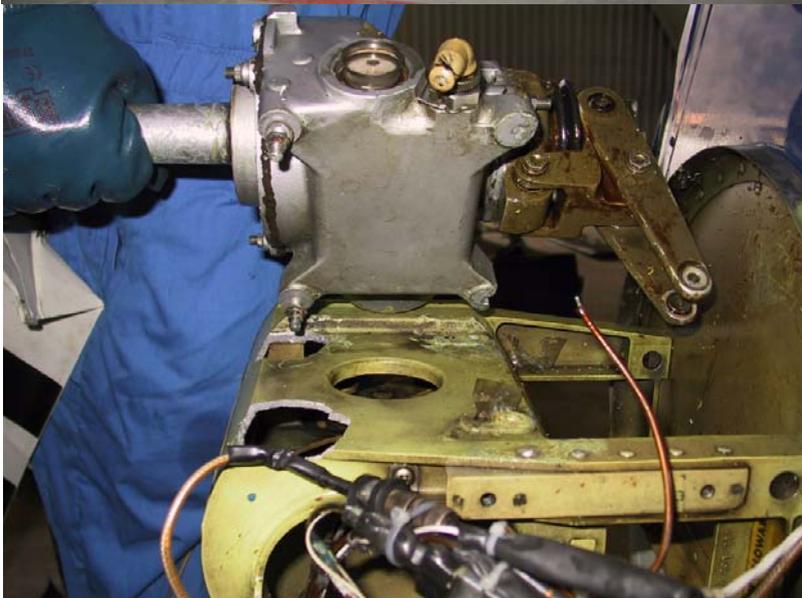
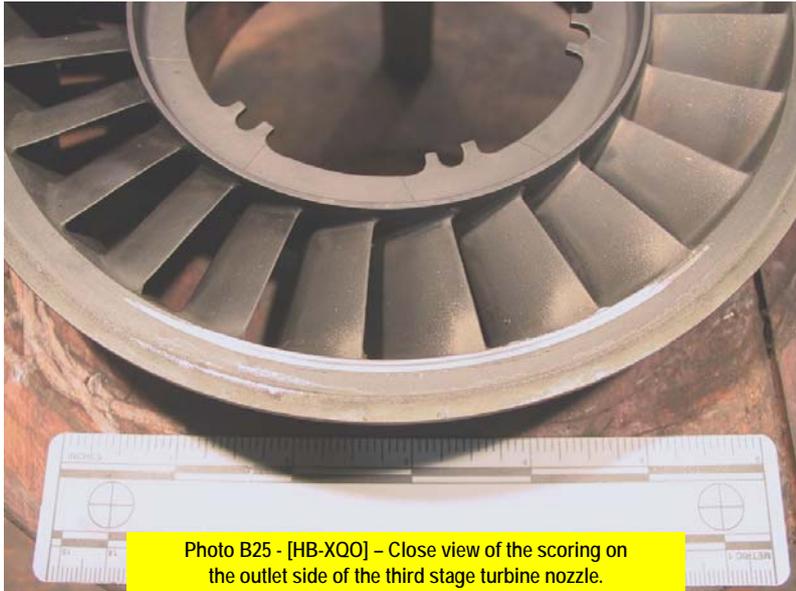


Bild 3

Ausgerissenes
Heckrotorgetriebe



**Kratzspuren / Kerben
an Turbinenstatoren**

Foto B25

3. Stufe Austrittseite



Foto B31

4. Stufe Eintrittseite

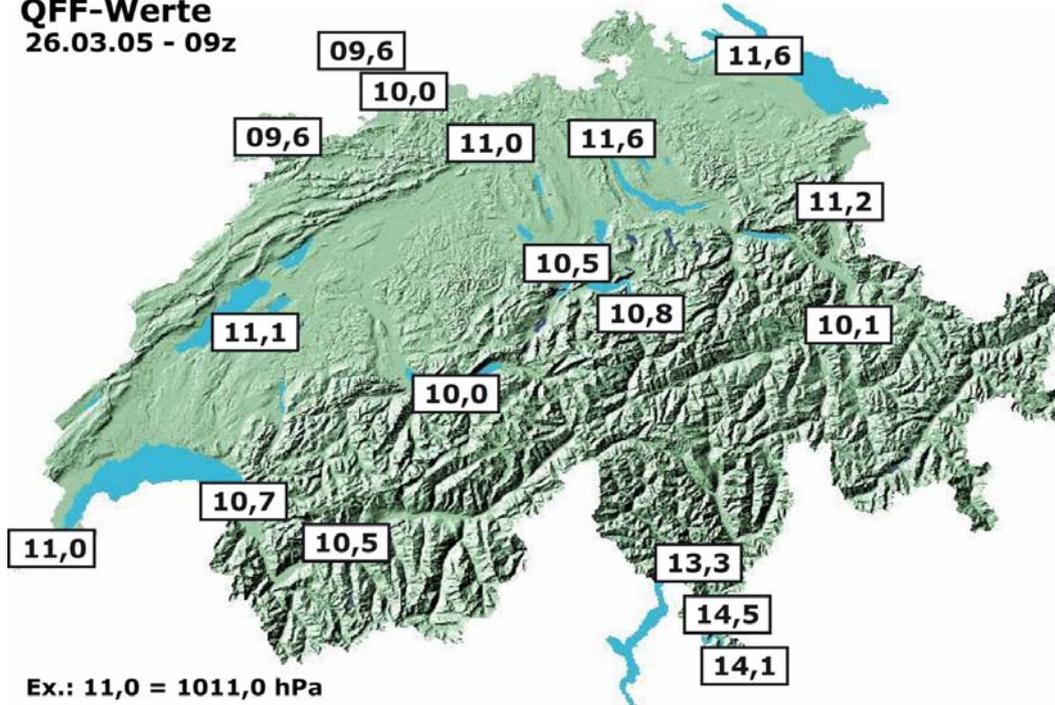


Foto B33

4. Stufe Austrittseite

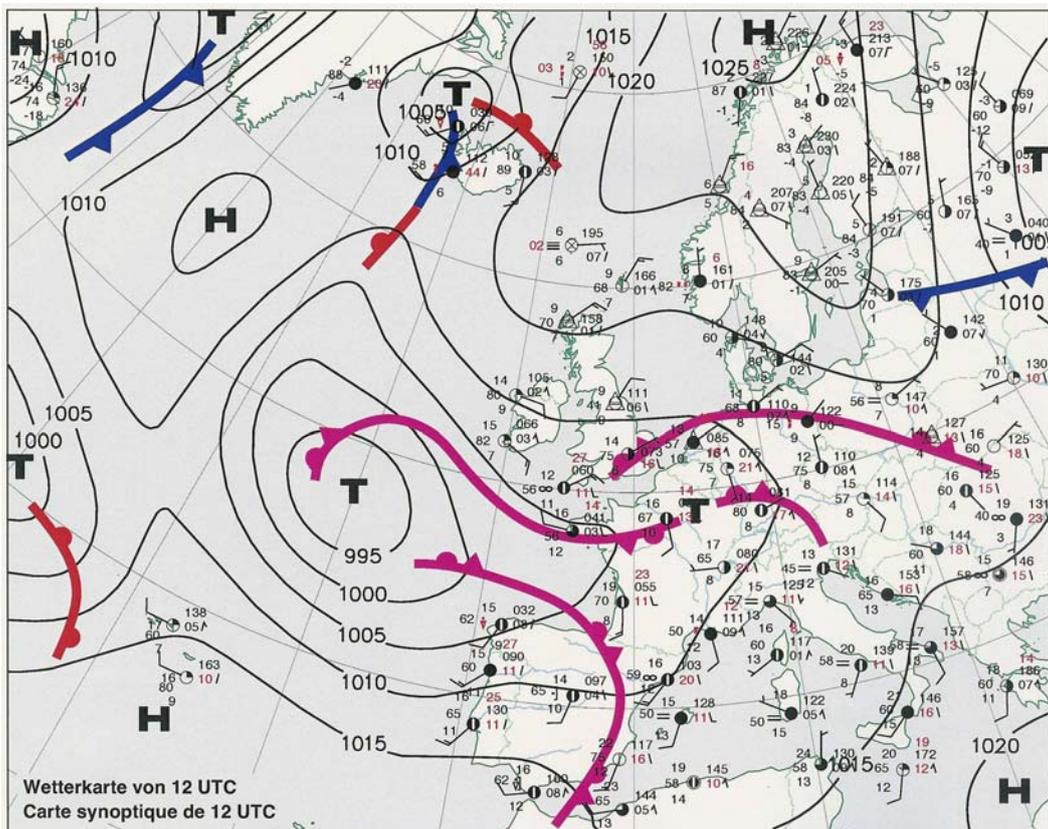
Anlage 6

QFF-Werte
26.03.05 - 09z



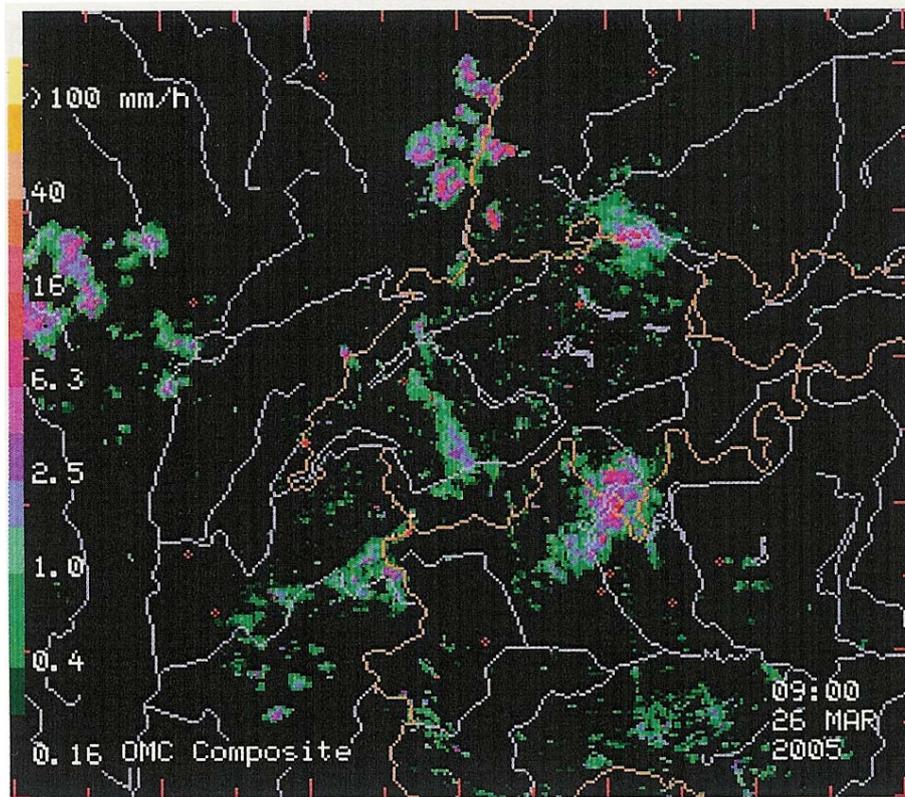
Ex.: 11,0 = 1011,0 hPa

Druckverhältnisse am 26. März 2005 um 0900 UTC

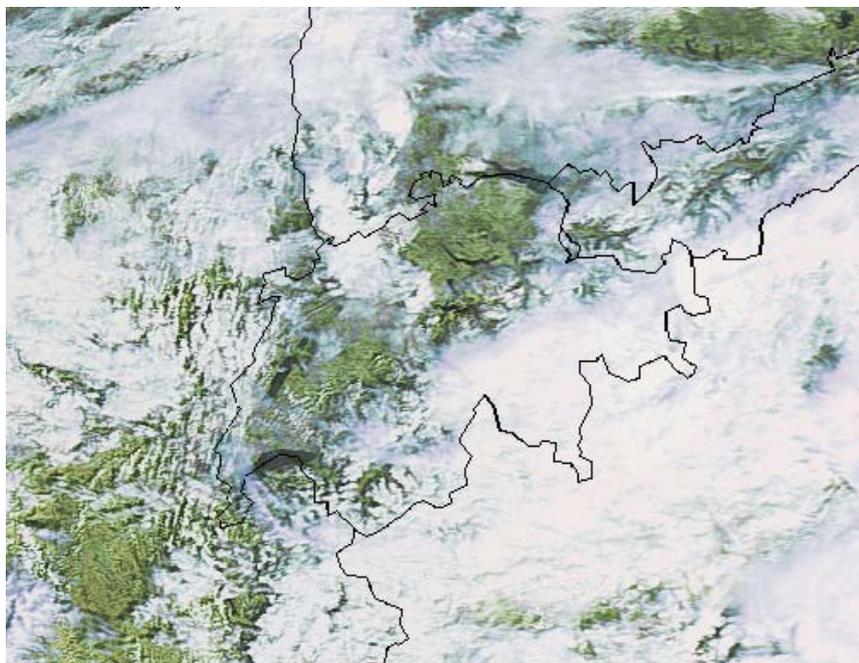


Bodenkarte vom 26. März 2005, 12 UTC

Anlage 7



Radarkomposit von Meteo Schweiz, 26. März 2005, 0900 UTC



Aufnahme des Wettersatelliten NOAA 17 im sichtbaren Spektralbereich,
26. März 2005, 1056 UTC