



UNTERSUCHUNGSBERICHT

ÜBERSICHT

	Seite
Einleitung	4
KURZDARSTELLUNG	
Kapitel 1	5
TATSACHENERMITTLUNG	
Kapitel 2	30
AUSWERTUNG	
Kapitel 3	35
SCHLUSSFOLGERUNGEN	
Kapitel 4	39
SICHERHEITSEMPFEHLUNGEN	
Anhang	41
STELLUNGNAHMEN	

UNFALL EINES HUBSCHRAUBERS TYPE AS 350 B1

**am 06. April 2004, um 12:41 Uhr UTC
auf der Ostseite des Seekopfes,
Gemeinde Zürs, Vorarlberg**

GZ. BMVIT-85.074/0008-II/BAV/UUB/LF/2009



Unfalluntersuchungsstelle des Bundes
Fachbereich Luftfahrt

Die Untersuchung erfolgte in Übereinstimmung mit dem Unfalluntersuchungsgesetz, BGBl I Nr 123/2005. Zweck der Untersuchung ist ausschließlich die Feststellung der Ursache eines Unfalles oder einer schweren Störung zur Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Störungen. Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens oder der Haftung. Zur weitgehenden Wahrung der Anonymität der an dem Unfall oder der schweren Störung beteiligten natürlichen oder juristischen Personen unterliegt der Untersuchungsbericht inhaltlichen Einschränkungen.

Unfalluntersuchungsstelle des Bundes - Fachbereich Luftfahrt
Postanschrift: Postfach 207, 1000 Wien
Büroadresse: Lohnergasse 9, 4. Stock, 1210 Wien
T: +43 (0)1 27760 – 9200, F: +43 (0)1 27760 – 9299, E: fus@bmvit.gv.at

INHALTSÜBERSICHT

Einleitung	4
1 Tatsachenermittlung	5
1.1 Flugverlauf	5
1.2 Personenschäden	7
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	7
1.4 Andere Schäden	7
1.5 Besatzung	7
1.5.1 Pilot	7
1.5.2 Flugretter	8
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	8
1.6.1 Luftfahrzeug	8
1.6.2 Masse und Schwerpunkt	10
1.6.3 Bauteile und Systeme – Versagen, Funktionsstörungen	10
1.6.4 Betriebsgrenzen, Verfahren	10
1.6.5 Flugleistungen	14
1.7 Flugwetter	14
1.7.1 Vorhersage	14
1.7.2 Aktuelle Wetterbedingungen	15
1.7.3 Verfügbarkeit der Wetterinformationen	15
1.7.4 Natürliche Lichtverhältnisse	15
1.8 Navigationshilfen	15
1.9 Flugfernmeldedienste	16
1.10 Flugplatz	16
1.11 Flugschreiber	16
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall	16
1.12.1 Vorfallsort	16
1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile	16
1.12.3 Bodenspuren	23
1.12.4 Konfiguration	24
1.12.5 Cockpit	24
1.13 Medizinische und pathologische Angaben	24
1.14 Brand	24
1.15 Überlebensaspekte	24
1.15.1 Evakuierung	24
1.15.2 Verletzungsursachen	24
1.16 Weiterführende Untersuchungen	25
1.16.1 Feder Heckrotorhaltegabel-Heckrotorantriebswelle	25
1.16.2 Blattholm Heckrotor	26
1.16.3 Warn- und Hinweisleuchten	28
1.17 Organisation und Verfahren	29
1.18 Andere Angaben	29
1.19 Untersuchungstechniken	30
2 Auswertung	30
3 Schlussfolgerungen	35
3.1 Befunde	35
3.2 Wahrscheinliche Ursachen	39
4 Sicherheitsempfehlungen	39

Einleitung

- Luftfahrzeugart: Hubschrauber
- Flugzeughersteller: Aerospatiale, Frankreich
- Musterbezeichnung: AS 350 B1
- Staatszugehörigkeit: Österreich
- Luftfahrzeugalter: Gebietskörperschaft
- Betriebsart: Einsatzflug
- Vorfallsort, Staat: Ostseite des Seekopfes unterhalb der Bergstation der Seekopfbahn, Gemeinde Zürs, Vorarlberg, Österreich
- Koordinaten (WGS84): N 47°11' O 010°09'
- Ortshöhe über Meer: 2023 m / 6640 ft
- Datum und Zeitpunkt: 06.04.2004, 12:41 Uhr UTC
(Zeiten in UTC = Lokalzeit minus 2 Stunden)
- Kurzdarstellung:
Während des zweiten Anfluges auf einen Außenlandeplatz berührte der Hubschrauber einen schneebedeckten Hügel und schlug nach mehreren Drehungen gegen die Hauptrotordrehrichtung in einer hinter dem Hügel befindlichen Mulde auf. Beide Hubschrauberinsassen blieben unverletzt, der Hubschrauber wurde erheblich beschädigt.

Der Bereitschaftsdienst der Flugunfalluntersuchungsstelle wurde am 06.04.2004 um 14:06 Uhr von der Such- und Rettungszentrale über den Vorfall informiert. Gemäß § 3 Abs. 3 Flugunfalluntersuchungs-Gesetz 1999 wurde vom Untersuchungsleiter Ing. Martin VEIT eine Untersuchung des Unfalles eingeleitet und die Sicherstellung der Beweismittel angeordnet.

Als Untersuchungsorgan wirkte mit: Wolfgang KLEMT, Flugunfalluntersuchungsstelle

Gemäß Anhang 13 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, BGBl. Nr. 97/1949, wurden die beteiligten Staaten zur Entsendung von Beobachtern eingeladen. In diesen Funktionen nahmen an der Untersuchung teil:

Bernard Bourdon, Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (Beobachter des Herstellerstaates)
Michel Laurent, Fa. Eurocopter (Flugzeughersteller, Berater des Herstellerstaates)

Vor Abschluss des Untersuchungsberichtes wurde gemäß § 10 Flugunfalluntersuchungs-Gesetz 1999 dem Halter des Luftfahrzeuges, dem Hersteller des Luftfahrzeuges und seiner Teile, der Flugbesatzung, dem Instandhaltungsbetrieb des Luftfahrzeuges, den für die Zivilluftfahrt zuständigen Behörden sowie den Beobachtern nach § 5 leg.cit. Gelegenheit gegeben, sich zu den für den Unfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Anhörungsverfahren). Zu diesem Zweck wurde der Entwurf des Untersuchungsberichtes versendet.

Innerhalb der festgesetzten Frist sind Stellungnahmen des verantwortlichen Piloten, des Flugretters sowie der Bundesministerin für Verkehr, Innovation und Technologie als für die Zivilluftfahrt zuständige Behörde eingegangen. Der Herstellerstaat und der Hersteller des Hubschraubers gaben jeweils eine Leermeldung ab.

Begründete wesentliche Stellungnahmen wurden im endgültigen Untersuchungsbericht berücksichtigt und flossen in die Auswertung der Informationen, die Erarbeitung von Schlussfolgerungen einschließlich der Feststellung der Ursachen und die Erstellung von Sicherheitsempfehlungen ein. Stellungnahmen zu Tatsachen und Schlussfolgerungen die nicht berücksichtigt wurden, sind dem Untersuchungsbericht im Anhang D beigefügt.

1 Tatsachenermittlung

1.1 Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen der Flugbesatzung und der Augenzeugen in Verbindung mit den Erhebungen der Gendarmerie und der Flugunfalluntersuchungsstelle wie folgt rekonstruiert:

Der Pilot trat am 06.04.2004 um ca. 06:00 Uhr seinen Dienst an und führte die Vorflugkontrolle am Hubschrauber Type AS 350 B1 gemäß „Flight Manual AS350B1“ durch, welche die Überprüfung des Heckrotors einschließt. Die Kontrolle, welche eine Überprüfung auf abnormale Geräusche des Blattholmes durch Verbiegen der Heckrotorblätter umfasste, erbrachte keine Hinweise auf Vorschäden oder Mängel am Hubschrauber, welche Anlass zu Zweifeln an der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers gegeben hätten.

Um ca. 06:20 Uhr startete der Pilot in Begleitung eines Flugretters mit dem Hubschrauber vom Flugplatz Hohenems zu einem Suchflug im Gebiet Widderstein, Kleinwalsertal. Neun Such- und Transportflüge wurden durchgeführt. Mehrere Bergungsversuche mussten wegen Schlechtwetter und starkem, böigem Wind abgebrochen werden.

Um 11:53 Uhr wurde der Hubschrauber zu einem Einsatzflug nach einem Lawinenabgang am Seekopf bei Zürs angefordert. Nach einem Tankstopp (100 Liter) beim Bergrettingsheim in Mittelberg, Kleinwalsertal, startete der Pilot mit dem Hubschrauber um 11:55 Uhr mit dem Flugretter und zwei Bergrettern an Bord. Wegen schlechter Sicht und Schneefalls setzte die Flugbesatzung der Pilot die Bergretter am Stützpunkt für Rettungshubschrauber in Zürs ab und wartete besseres Flugwetter ab.

Nach Wetterbesserung (kein Niederschlag, keine Sichtbeeinträchtigung) startete der Pilot in Begleitung des Flugretters um 12:35 Uhr zur ca. 2 km entfernten Piste Nr. 18 auf der Ostseite des Seekopfes und kreiste über dem Einsatzgebiet. Der Einsatzort befand sich am Auslauf eines Lawinenkegels. Während dieses Einsatzfluges stand die Flugbesatzung über taktischen Sprechfunk mit der Einsatzleitung und mit einem Einweiser am Einsatzort in Verbindung.

Im Gebiet Seekopf (CTA Arlberg, Luftraumklasse G) wechselten einander Sonnenphasen mit guten Sichtverhältnissen und Phasen geschlossener Bewölkung mit grauen kontrastarmen Lichtverhältnissen ab.

Wegen Personen, die sich im Bereich des Landeplatzes aufhielten, den der Einweiser am Lawinenkegel oberhalb der Piste Nr. 18 vorbereitet hatte, brach der Pilot aus Sicherheitsgründen den ersten Anflug ca. 200 m vor dem Landeplatz ab, damit die Personen den Landeplatz verlassen konnten. Er drehte in gleich bleibender Höhe unter Beibehaltung einer Fluggeschwindigkeit von ca. 25 KIAS nach rechts ab. Währenddessen informierte der Flugretter den Einweiser und versuchte, Landeplatz und Einweiser in seinem Blickfeld zu behalten. Bei den Einsatzkräften am Boden bestand Unklarheit, wo der Pilot nunmehr beabsichtigte zu landen.

Nach einem Rechtskreis in ca. 7300 ft MSL (Seekopfgipfel 7237 ft MSL) mit höherem Powersetting flog der Hubschrauber um 12:41 Uhr im Sinkflug in Richtung Lawinenkegel in gerader Linie auf einen Bergretter zu, der in ca. 6760 ft MSL die Piste Nr. 18 oberhalb der Position des Einweisers für Schifahrer gesperrt hatte. Der Einweiser bewegte sich zu diesem Zeitpunkt auf der Piste Nr. 18 zum Bergretter und hatte den Hubschrauber nicht im Blickfeld.

Der Endanflug auf den vom Piloten gewählten Landeplatz wurde in westlicher Richtung (Blickrichtung Berg) mit Seitenwind von rechts, bei einer Flugsicht von mehr als 10 km, jedoch diffusen Lichtverhältnissen und tiefer Bewölkung durchgeführt. Dabei überflog der Hubschrauber ansteigendes Gelände, welches mit einer geschlossenen, konturlosen Schneeschicht bedeckt war (siehe Abb.: Blick in Endanflugrichtung und in nördlicher Richtung). Der Pilot versuchte während des Endanfluges durch entsprechenden Anflugwinkel den Landeplatz auf seiner Seite der Windschutzscheibe, nicht weit oberhalb des Instrumentenpilzes, im Visier zu halten. Der Flugretter blickte ebenfalls nach vorne unten auf den Landeplatz.



Der Hubschrauber befand sich in der Phase des Geschwindigkeitsabbaus mit reduzierter Leistung (Power-Setting im Endanflug: ca. 55 % Torque), als der Hubschrauber plötzlich hinten hochgerissen wurde und unkontrolliert gegen die Hauptrotordrehrichtung gierte. Der Pilot reduzierte sofort die Leistung mittels Gas und Pitch (kollektive Hauptrotorblattverstellung); optische bzw. akustische Warn- oder Hinweissignale nahm er nicht wahr. Der Flugretter nahm keine ungewöhnlichen Geräusche, Signale oder Zeichen wahr.

Der Hubschrauber berührte mit dem Kufengestell und den Hauptrotorblattspitzen in Endanflugrichtung einen schneebedeckten Hügel in ca. 6640 ft MSL. Anschließend richtete sich der Hubschrauber steil auf und schlug nach Verlust der Heckrotorblätter und der vertikalen Stabilisierungsflossen gefolgt von mehreren Drehungen gegen die Hauptrotordrehrichtung ohne Vorwärtsfahrt in einer zwischen Hügel und Piste Nr. 18 befindlichen schneebedeckten Mulde unterhalb des geplanten Landeplatzes auf. Das vom Piloten wahrgenommene Aufsetzen am Boden erfolgte unkontrolliert.

Der Flugretter schloss den Brandhahn und unterstützte den Piloten beim Verlassen des Hubschraubers.

Der Unfallhergang wurde von den Augenzeugen wie folgt beschrieben (Standort Piste Nr. 18 ca. 200 m vom Hügel entfernt und 30-40 m höher, Blickrichtung Tal):

- Schifahrerin: „Plötzlich hörte ich ein komisches Geräusch, so wie ein Kracher, und hatte das Gefühl, dass ein Teil des Hecks weggefliegen ist ... Der Hubschrauber drehte sich 2 oder 3 mal um die eigene Achse ... fiel sehr schnell nach unten und touchierte mit dem Hauptrotor den Tiefschnee ... Ich kann mit absoluter Sicherheit angeben, dass es zu keiner Berührung des Hubschraubers mit irgendetwas gekommen ist.“
- Schifahrer: „Ab und zu kam kurz die Sonne durch die Wolken und man sah recht gut. Dann wieder war alles Grau in Grau ... Gerade in diesem Moment war die Sicht wieder ziemlich schlecht. Der dunkle Hubschrauber hob sich jedoch vom grau-weißen Hintergrund gut ab ... kam fast waagrecht auf uns zugeflogen ... als würde [der

Hubschrauber] einen starken Schlag von unten bekommen. Der vordere Teil stieg senkrecht nach oben, sodass der Hubschrauber einen Moment lang senkrecht (Bug oben, Heck nach unten, ... Bauchseite zu uns) in den Himmel stieg. In diesem Moment brach auch das Heck ab. Völlig unkontrolliert trudelte der Hubschrauber in unsere Richtung und stürzte dann etwa 100 m von uns entfernt in den Schnee.“

- Bergretter: „Der Hubschrauber ... kam dann in Richtung des Hügels. Er flog in meine Richtung, d.h. auf mich zu, sodass ich ihn von vorne sah. ... der Hubschrauber [war] zwar in Bodennähe, hatte jedoch ausreichend Abstand zu diesem. Da hörte ich plötzlich ein lautes fauchendes Geräusch, eine Art Knall. Der Hubschrauber geriet sofort nach diesem Geräusch außer Kontrolle. ... Dann stürzte der Hubschrauber in die Geländemulde.“
- Schifahrerin: „Zu diesem Zeitpunkt herrschte zwielfichtiges Licht ... Fernsicht war gut. Der Hubschrauber befand sich zuerst in ausreichender Höhe vom Boden entfernt. ... sah ich, wie der Hubschrauber mit den Kufen und dem vorderen Teil der Bodenplatte im Schnee des dort befindlichen Geländehügels aufschlug. ... Teile des Heckrotors und des Heckauslegers [wurden] weggerissen. Der Hubschrauber ist anschließend kerzengerade mit der Hubschrauberschnauze in die Höhe gestiegen. Anschließend ... [hat] sich der Hubschrauber in verschiedene Richtungen gedreht.“

1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche	-	-	-
Schwere	-	-	-
Leichte / Keine	1	1	-

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde schwer beschädigt.

1.4 Andere Schäden

Keine.

1.5 Besatzung

1.5.1 Pilot

- Alter / Geschlecht: 33 Jahre, männlich
- Art des Zivilluftfahrerscheines: Berufs-Hubschrauberpilotenschein
- Berechtigungen
 - Muster-/Typenberechtigung: Bell 206, AS 350 Serie (B / AB / B1 / B2)
 - Instrumentenflugberechtigung: keine
 - Lehrberechtigung: keine
 - Sonstige Berechtigungen: Beschränkte Sprechfunkberechtigung, Sicht-Nachtflug
- Gültigkeit: Am Unfalltag gültig

- Überprüfungen (Checks)
 - Proficiency-Check: 19.03.2004 (u.a. Normal App. + Landing, Hydraulic Failure App. + Landing, Tailrotor Failure App.+Landing)
- Flugerfahrung (inkl. Unfallflug)
 - Gesamt auf Hubschraubern: 2513:05 h
 - davon in den letzten 90 Tagen: 53:35 h
 - davon in den letzten 24 Stunden: 3:37 h
 - Gesamt auf AS350: 219:30 h
 - davon in den letzten 90 Tagen: 53:35 h
 - davon in den letzten 24 Stunden: 3:37 h
- Dienstzeit in den letzten 24 Stunden vor dem Vorfall
 - Beanspruchungszeit: 12:00 h
 - Ruhezeit (vor Dienstantritt): 12:00 h

1.5.2 Flugretter

Der zum Flugretter ausgebildete Beamte, welche über keine Hubschrauberpilotenausbildung verfügte, unterstützte den Piloten bei der Abwicklung des taktischen Sprechfunks und bei der Erkundung von Hindernissen und der Geländebeschaffenheit im Einsatzgebiet.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Luftfahrzeug

- Luftfahrzeugart: Hubschrauber
- Antriebsart: Turbinenwellentriebwerk
- Fahrwerksart: Kufengestell
- Hersteller: Aerospatiale, Frankreich
- Musterbezeichnung: AS 350 B1
- Werknummer / Baujahr: 1898 / 1986
- Betriebsstunden: 6639:31 TSN
(49:11 seit 100-h-Kontrolle, 444:56 seit 500-h-Kontrolle)
- Landungen: 25777

Triebwerk

- Hersteller: Turbomeca
- Baumuster: Arriel 1D
- Werknummer: 7003
- Betriebsstunden: 2335:55 TSO (49:11 seit 100-h-Kontrolle)
- Betriebszyklen: 5765 (96 seit 100-h-Kontrolle)

Hauptrotor

- Beschreibung: Dreiblattrotor,
im Uhrzeigersinn drehend (Blick von oben)
- Hersteller: SNI Aerospatiale
- Teilnummer: 355A 31.0001.04
- Blätter, Werknummer: 6350, 4050, 6450

Heckrotor

- Beschreibung: Zweiblattrotor,
gegen den Uhrzeigersinn drehend (Blick von rechts)
- Blätter, Teilnummer: 355A 12.0040.08
- Blätter, Werknummer: 7719
- Blätter, Betriebsstunden: 1736:41 TSN (SLL 4000)
- Blätter, Modifikationen: 07.5585, 07.5587, 07.5588, 07.5589
- Blätter, Service Bulletins: SB 05.00.11, SB 05.00.27, ATS 05.00.40 durchgeführt

SB 05.00.11, Abschnitt 1C (1) (siehe Anhang A), enthält Verfahren für die periodische Rissprüfung der Heckrotorblätter durch Piloten, die in das Flughandbuch „Flight Manual AS350B1“, Section 4.3, eingearbeitet sind (siehe Punkt 1.6.4, Betriebsgrenzen, Verfahren, Flugleistungen).

- Spinne, Teilnummer: 350A 33.2004.06
- Spinne, Werknummer: SAR012
- Spinne (Bearing), Betriebsstunden: 1133:31 TSN (SLL 1200)
- Spinne, Modifikationen: 07.6554, 07.6551
- Spinne, Service Bulletins: ASB 01.00.48, SB 05.00.29, SB 05.00.33, SB 65.00.15, SB 65.00.38 durchgeführt
- Getriebe, Teilnummer: 350A 33.0200.05
- Getriebe, Werknummer: M2200
- Getriebe, Betriebsstunden: 1830:06 TSO (TBO 3000, 144 Monate)
- Getriebe (Bevel Gear), Betriebsstd.: 1830:06 TSN (SLL 6800)
- Getriebe, Modifikationen: 07.1211, 07.8524, 07.8526, 07.8528, 07.8532, 07.8533, 07.8535, 07.8536, 07.8538, 07.8543, 07.8547
- Getriebe, Service Bulletins: SB 05.00.27, SB 65.00.36, SB 65.00.37, SB 65.00.42 durchgeführt
- Bordpapiere, ausgestellt vom Bundesamt für Zivilluftfahrt bzw. Austro Control GmbH (ACG):
 - Eintragungsschein Nr. 1, ausgestellt am 05.05.1986
 - Lufttüchtigkeitszeugnis, ausgestellt am 29.06.2001
 - Verwendungsbescheinigung, ausgestellt am 29.06.2001:
Zivilluftfahrerausbildung, Allgemeine Luftfahrt, Personenbeförderung, Arbeitsflüge, Flüge mit Luftfunkstelle, Nachtsicht-Platzflüge, Nachtsichtflüge
 - Nachprüfungsbescheinigung, ausgestellt am 06.06.2003, Zeitpunkt der nächsten periodischen Nachprüfung 29.06.2005
 - Lärmzulässigkeitsbescheinigung, ausgestellt am 21.07.1987
- Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle, ausgestellt am 22.01.1987 von der Post- und Telegraphendirektion für Wien, Niederösterreich und Burgenland, unbefristet gültig.
- Nachweis der gesetzlich vorgeschriebenen Versicherungen:
 - gültig von 01.12.2003 bis 01.12.2004.
- Höchstzulässige Masse: 2200 kg
- Zulässiger Schwerpunktbereich: 3,17 m bis 3,49 m longitudinal;

–0,18 m (links) bis +0,14 m (rechts) lateral.

- Kraftstoffsorte, -vorrat: ca. 216 l JET A1
(Vorratsanzeige: ca. 40 %; Tankkapazität: 540 l)

1.6.2 Masse und Schwerpunkt

Beim Eintreffen des Untersuchungsteams der Flugunfalluntersuchungsstelle war der auf der linken Rumpfseite montierte Schikorb leer. In dem unmittelbar nach dem Unfall vom Flugretter fotografierten Schikorb befand sich Schiausrüstung. Zur Bestimmung der Schwerpunktlage wurde der laterale Hebelarm des Schikorbs mit der halben Spannweite des Kufengestells angenommen; der longitudinale Hebelarm betrug laut „Flight Manual Supplement AS350/355 Series“ ca. 3,2 m.

Die Masse des Hubschraubers mit Zuladung zum Unfallzeitpunkt wurde in Verbindung mit den Erhebungen des Landesgendarmeriekommandos für Vorarlberg rekonstruiert:

- | | |
|--|-----------|
| • Hubschrauber (Leermasse, ohne Doppelsteuer, mit Einsinkschutz) | 1375,3 kg |
| • Schikorb (linke Rumpfseite) | 18,8 kg |
| • Pilot (Sitz vorne rechts) | 100,0 kg |
| • Flugretter (Sitz vorne links) | 70,0 kg |
| • Ausrüstung (Schikorb links) | 20,0 kg |
| • Ausrüstung (Gepäckraum links) | 10,0 kg |
| • Kraftstoff (ca. 216 l JET A1) | 171,0 kg |

Aus der Masse und der Schwerpunktlage des leeren Hubschraubers laut Ausrüstungsverzeichnis und Wiegebericht vom 26.05.2003 und der angenommenen Beladung zum Unfallzeitpunkt folgt eine Gesamtmasse von ca. 1765 kg und eine Schwerpunktlage von 3,29 m longitudinal und -0,012 m (links) lateral.

1.6.3 Bauteile und Systeme – Versagen, Funktionsstörungen

Vorfälle oder Beanstandungen, welche auf Schäden des Heckrotors oder des Notsporns hinweisen, schienen im aktuellen Bordbuch, begonnen am 06.01.2004 (TSN 6552:11 Stunden), nicht auf.

Die letzten Instandhaltungsarbeiten am Heckrotor sind per 20.02.2004 dokumentiert (TSN 6590:20 Stunden) und betreffen die Behebung von Beanstandungen der Spinne (Thermo Indicator verfärbt) und der Haltegabel (Hinge Bearing gerissen). Die letzte Kontrolle der vertikalen Stabilisierungsflossen mit dem Notsporn durch einen Wartungsbetrieb ist per 20.02.2004 dokumentiert und war ohne Beanstandung.

1.6.4 Betriebsgrenzen, Verfahren

Auszug aus dem Flughandbuch „Flight Manual AS350B1“ des Hubschraubers, eingetragener Revisionsstand RN4/93-14 bzw. RR50/03-09 (DGAC Approved), genehmigt von ACG am 28.01.2001:

SECTION 2.1, OPERATING LIMITATIONS**7 APPROVED FLIGHT ENVELOPE**

[...]

7.3 Manoeuvring limitations

Do not exceed the load factor corresponding to the servo control reversibility limit.

[...]

SECTION 3.1, EMERGENCY PROCEDURES**1 INTRODUCTION**

The procedures outlined in this section deal with the common types of emergencies; however, the actions taken in each actual emergency must relate to the complete situation. [...]

7 TAIL ROTOR FAILURE

CAUTION: LANDING IS MADE EASIER BY A WIND COMING FROM THE RIGHT. IF THE AIRSPEED IS LOWER THAN 20 kt (36 km/h), GO-AROUND IS IMPOSSIBLE DUE TO THE LOSS OF EFFICIENCY OF THE FIN. [RR5M/00-48]

7.1 Tail Rotor Drive Failure

Loss of the tail rotor in power-on flight results in a yaw movement to the left; the extent of such rotation will depend on the power and speed configuration at the time the failure occurs.

7.1.1 Failure of the Tail Rotor in Hover or at Low Speed

- I.G.E.: bring the aircraft to the ground by reducing collective pitch before the yaw rate is too high.
- O.G.E.: reduce collective pitch moderately, to reduce yaw torque, and simultaneously start to pick up speed.

7.1.2 Failure in Forward Flight

- In forward flight reduce the power as much as possible and maintain forward speed (weathercock effect), select a suitable landing area for a steep approach at a power enabling a reasonably coordinated flight.
- On final approach, shut down the engine and make an autorotative landing at the lowest possible speed.

7.2 Tail Rotor Control Failure

- Set I.A.S. 70 knots (130 km/hr), in level flight.
- Press and hold the hyd. accumulator test push-button (this cuts off hydraulic power to the yaw servo control and depressurizes the load-compensating servo accumulator) after 5 seconds reset the test button to the normal position.
- Make a shallow approach to a clear landing area with a slight side slip to the left. Perform a run-on landing; the side slip will be reduced progressively as power is applied.

[...]

SECTION 4.1, OPERATING PROCEDURES**1 EXTERNAL CHECKS**

NOTE: Ensure that the inspection after the last flight of the preceding day and before the first flight of the day have been carried out.

[...]

STATION 3

[...]

- Tail boom and T.G.B. fairings – Security (Dzus fasteners locked).
- Tail Rotor Gear Box – Oil level.
- Tail unit – Security.

STATION 4

- Tail rotor blades – Condition of skin, no impact (dents, etc), laminated stops (separation).
- T.G.B. and Tail boom fairings – Security (Dzus fasteners locked).

[...]

8 APPROACH AND LANDING**8.1 Approach**

- Final approach should be made into the wind at a low sink rate and recommended airspeed of 65 knots. [...]
- Shut off heating, demisting and air conditioning.

SECTION 4.3, DAILY OPERATING CHECKS

Daily helicopter operation requires three checks:

- check before the first flight of the day,
- check in conjunction with flight,
- check after the last flight of the day.

These daily checks may be carried out by any person qualified for maintenance or by a suitably trained pilot. Any alteration or detailed inspection to determine serviceability as a result of these checks must be done under the supervision of a properly endorsed Aircraft Maintenance Engineer and duly entered in the Aircraft Log Book.

1 CHECKS BEFORE THE FIRST FLIGHT OF THE DAY (BFF)

[...]

STATION 3

- Tail boom and T.G.B. fairings – Security.
- TGB – Oil level.

STATION 4

- Tail rotor blades – Condition of skin
- Tail boom and TGB fairings – Security

[...]

2 TURNAROUND CHECK (TA)

The turnaround check consists in:

[...]

- a rapid check of the main and tail rotor blade skins,
- checking that all loads are securely tied down, baggage compartment doors and cowlings are correctly locked.

Should the turnaround time be prolonged, short-term picketing of the aircraft is recommended: blanking plugs, covers fitted, even blade socks and poles in winds greater than 40 knots.

CAUTION: IN THIS CASE, ALL PICKETING AND HANDLING TOOLING MUST BE REMOVED BEFORE THE NEXT FLIGHT.

3 CHECK AFTER THE LAST FLIGHT OF THE DAY (ALF)

GENERAL: This check maintains the aircraft flight worthy. It consists in carrying out a visual or tactile examination of the condition of a component, an assembly so as to detect defects which could affect correct operation, but does not require the use of any special techniques or tooling.

Pay particular attention to the elements marked with an asterik "*".

NOTE A: Magnetic plugs which do not have an electric indicating system must be checked for metal chips daily or during the ALF check nearest to the 30-flying hour limit.

NOTE B: This check for defects can be performed daily or during the ALF check nearest to the 30-flying hour limit.

NOTE C: This check for defects can be performed during the ALF check before the 30-flying hour or 150 operating cycle limit. [RR5G/97-42]

[...]

STATION 3

- Horizontal stabilizer, fin, tail bumper – Security, condition.
- TGB – Oil level, no leaks.
- Tail rotor guard (if fitted) – Security, condition. [RR5H/98-40]

STATION 4

- TGB - Security by applying a load on the drive shaft
 - Bell crank hinge pin – No play
 - Sealant bead – Condition
 - Magnetic plug – No metal chips. SEE NOTE A
- Horizontal stabilizer, fin, tail bumper – Security, condition
- * TAIL ROTOR BLADES – Security, general condition of skin, no dents, no bonding separation on the stainless steel leading edge.
 - * Tail rotor blade spar – Check for abnormal spar noise when the rotor is bent inwards and outwards to form an arc. SEE NOTE B [siehe Anhang A]
 - Laminated half-bearing – No bonding separation, deep crack or emergence
 - Blade horn - No play
- TRH – Condition, security
 - Pitch change control
 - Pitch change rod swivel bearing – Check (refer to NOTE B):
 - The absence of play (J) by twisting the blades back and forth low amplitude movements (A).[...]
 - The condition of the ball joint by visual inspection. That no Teflon material has squeezed out. That the ball shows no signs of burnishing or scoring. [RR5L/00-41]
 - Paint line on pitch change control and spacer – No misalignment [RR5J/00-12]
- * BALANCE ARM HINGE: (Flapping hinge bearing) according to type:
 - Type 1: cups on either side of the pin – Visual play and no metal chips
 - Type 2: flapping bearings – No play
 - Type 3: bearing outside cone rubber – No cracks, extrusion, bronze chips
- Tail boom fairing – Security

SECTION 9.9, SKI INSTALLATION

1 GENERAL

The ski installation is designed for takeoff or landing on normal or snow-covered ground.

[...]

3 GENERAL

Special attention is required to the tail rotor ground clearance when landing in deep snow.

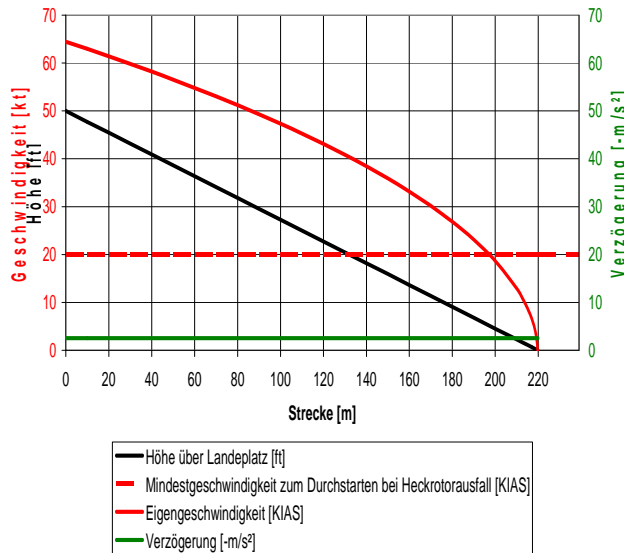
1.6.5 Flugleistungen

Unter den zum Unfallzeitpunkt herrschenden Bedingungen (Druckhöhe ca. 2100 m, Außentemperatur ca. 0°C, Gesamtmasse des Hubschraubers ca. 1765 kg)

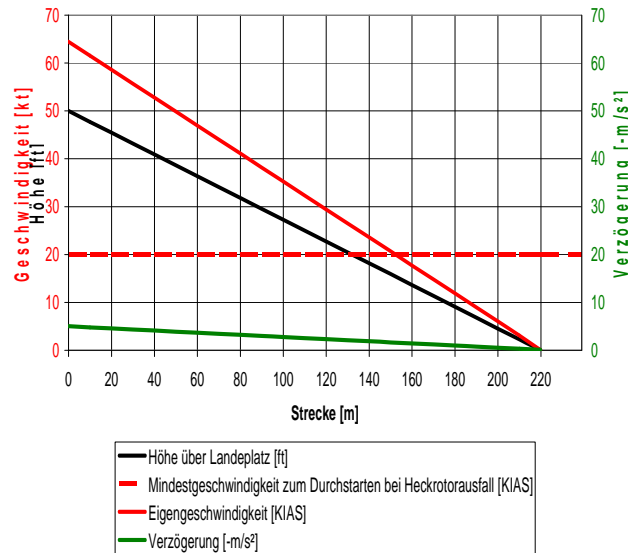
- ist Schweben im Bodeneffekt (I.G.E.) in einer Höhe von 1,5 m über Grund mit der höchstzulässigen Masse von 2200 kg und Schweben außerhalb des Bodeneffekts (O.G.E.) bei Windstille mit einer Gesamtmasse von ca. 2180 kg möglich („Flight Manual AS350B1“, Abschnitt 5.1);
- verläuft die Untergrenze der „Avoidance Zone“ (V-H-Diagramm) unter den nachstehenden Bedingungen im Bereich 0 KIAS / 8 ft (A), 40 KIAS / 25 ft (B) und 48 KIAS / 100 ft (C) („Flight Manual AS350B1“, Abschnitt 5.1);
- beträgt die Landestrecke zum Überfliegen eines 50-ft-Hindernisses mit der empfohlenen Anfluggeschwindigkeit von 65 KIAS („Flight Manual AS350B1“, Abschnitt 5.2) bei einer angenommenen Gegenwindkomponente von 10 kt ca. 220 m.

Geschwindigkeit in Abhängigkeit von der Höhe über dem Landeplatz und der geflogenen Strecke bis zum Schweben:

Verzögerung bleibt über die kalkulierte Landestrecke konstant (Flugzeit ca. 13 s)



Verzögerung nimmt über die kalkulierte Landestrecke linear ab (Flugzeit ca. 26 s)



1.7 Flugwetter

1.7.1 Vorhersage

- Gebiet: West-Österreich (Ausgabezeit 04:30 bis 05:00 Uhr);
- Zeitraum: 06.04.2004, 10:00 bis 16:00 Uhr;

- Wind: 2000 m MSL 270/20-40 km/h,
3000 m MSL 260/40-50 km/h;
- Sicht: in Schauern 2-8 km, Nebel;
- Wettererscheinungen: Regen-/Schneeschauger, Gewitter nicht ausgeschlossen
Schneefallgrenze ca. 1000 m MSL;
- Wolken: Bedeckungsgrad 5/8-7/8,
Nordalpen oberhalb von 1200 m MSL in Wolken mit
eingebetteten TCU/CB;
- Temperatur: Nullgradgrenze 4000-5000 ft MSL;
- Vereisung: Mäßige Vereisung oberhalb von 5000 ft MSL;
- Turbulenz: Alpennordseite mäßige Turbulenz unterhalb von FL140;
- Gebirgswellen: Keine Bedingungen;
- Wetteränderung: Weitere Abkühlung, Schnellfallgrenze absinkend;
- Windscherung: keine Angaben.

1.7.2 Aktuelle Wetterbedingungen

- Gebiet: Warth (1475m) – Galzig (2081m) – Alpe Rauz (1650m)
- Zeitraum: 06.04.2004, 12:00 bis 13:00 Uhr;
- Wind: aus West (Warth) bis Ost (Alpe Rauz) mit 10 km/h,
auf den Bergen (Galzig) N-Wind mit 35 km/h;
- Sicht: wechselnd 5 bis 15 km;
- Wettererscheinungen: zeitweise Schneefall bzw. Schneeregen;
- Wolken / Vertikalsicht: Bedeckungsgrad 4/8,
tiefe Wolkenbasen, Berge in Wolken;
- Temperatur / Taupunkt: Zwischen -3°C und -0°C (2000 m MSL),
Taupunktdifferenz 1°C
- Luftdruck: 1004 hPa (LOWI);
- Nachwetter: keine Angaben;
- Vereisung: keine Angaben;
- Turbulenz: keine Angaben;
- Gebirgswellen: keine Angaben;
- Windscherung: keine Angaben.

1.7.3 Verfügbarkeit der Wetterinformationen

Wetterinformationen gemäß Punkt 1.17.1 und 1.17.2 sind über die Flugsicherungsstellen/ Wetterdienste (persönliche Wetterberatung), das automatische Abrufsystem (Fax/Voice), Wetterrundsendungen/VOLMET (Telefon) und das MET-Internetservice der ACG abrufbar. Die Beurteilung der Wetterlage im Einsatzgebiet erfolgte durch den Piloten von dem ca. 2 km östlich des Seekopfes gelegenen Stützpunkt für Rettungshubschrauber in Zürs.

1.7.4 Natürliche Lichtverhältnisse

Tageslicht.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Flugfernmeldedienste

Nicht betroffen.

1.10 Flugplatz

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Nicht eingebaut; nicht vorgeschrieben.

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

1.12.1 Vorfallsort

Die Unfallstelle befand sich in ca. 2023 m MSL auf der Ostseite des Seekopfes (Gipfelhöhe 2206 m MSL) unterhalb der Bergstation der Seekopfbahn. Der Hubschrauber lag zwischen einem Hügel und der Piste Nr. 18 in einer Mulde, welche eine bis zu 150 cm hohe Schneedecke aufwies. Auf dem östlich der Mulde gelegenen Hügel waren am höchsten Punkt in der ca. 80-90 cm hohen Schneedecke zwei geradlinige Eindringsspuren sichtbar (siehe Punkt 1.12.3, Bodenspuren). Das Gelände stieg auf der Ostseite des Hügels mit ca. 13° Neigung an und war mit einer geschlossenen, konturlosen Schneeschiicht bedeckt. Der Hügel befand sich ca. 200 m östlich des Lawinenkegels, der sich oberhalb der Piste Nr. 18 erstreckte.

1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Am 06.04.2004 um ca. 15:00 Uhr wurde die abgesicherte Unfallstelle von den Spurensicherungsbeamten der Kriminalabteilung Bregenz besichtigt und die losen Teile des Hubschraubers markiert, fotografiert und mittels GPS vermessen (siehe Anhang B). Wegen starken Schneefalls wurde der Hubschrauber mit einer Plane abgedeckt.

Das Untersuchungsteam der Flugunfalluntersuchungsstelle begann mit den Erhebungen am Vorfallsort am 07.04.2004 um ca. 09:00 Uhr.

Entlang der ca. 60 m langen von den Eindringsspuren am Hügel in Richtung ca. 240° zum Hubschrauber verlaufenden Verbindungslinie lagen

- ca. 25 m von den Spuren entfernt die losen Heckrotorblätter (Spurenziffer 7 und 8) und
- ca. 40 m von den Spuren entfernt das Rumpfstück, das kraftschlüssig mit dem Heckrotorgetriebe, der Getriebeverkleidung und den auf der linken Seite liegenden vertikalen Stabilisierungsflossen verbunden war (Spurenziffer 6).

Die Fundorte der beiden flächig auf der Schneedecke liegenden Heckrotorblätter waren ca. 9 m voneinander entfernt sowie ca. 13 m bzw. ca. 18 m vom Fundort des Heckrotorgetriebes. Teile der Heckrotorwellenverkleidung lagen nördlich des Hubschraubers

(Spurenziffer 2 und 4). Bruchstücke der langen Heckrotorwelle lagen ca. 30 m bzw. 60 m südlich des Hubschraubers (Spurenziffer 13 und 14).

Der Hubschrauberrumpf (Spurenziffer 1) war zur rechten Seite geneigt. Die Rumpflängsachse wies in Richtung ca. 290°. Alle drei Hauptrotorblätter steckten auf der rechten Hubschrauberseite im Schnee. Hinter dem Rumpf lag lose der Mittelteil des Heckrumpfes mit den horizontalen Stabilisierungsflossen (Spurenziffer 3). Die Enden der rechten Landekufe waren in Höhe der Querstreben gebrochen.

Heckrotorgetriebe und -blätter wurden nach Demontage der vertikalen Stabilisierungsflossen am 07.04.2004 vom Untersuchungsteam der Flugunfalluntersuchungsstelle nach Wien gebracht. Der Hubschrauber und die an der Unfallstelle sichergestellten Teile wurden am 08.04.2004 geborgen und nach Wien transportiert.

Rumpf

Die dunkelblau lackierte Rumpf- und Kabinenstruktur war bis zum Heckrumpfanschluss erhalten. Die radiale Vernietung des Heckrumpfanschlusses war ausgehend von der rechten Rumpfseite am Umfang durch Schubbeanspruchung abgesichert (Zugzone). Auf der linken Rumpfseite im linken unteren Quadranten waren die Nieten intakt und die Beplankung gestaucht (Druckzone).

Der Heckrumpf (Tailboom) war in Höhe der Vorderkante der horizontalen Stabilisierungsflossen (Horizontal Stabilizer), welcher in diesem Bereich auf der Oberseite weiß und auf der Unterseite signalorange lackiert war, durchtrennt.

Die linke Befestigungsleiste der Heckrotorwellenverkleidung war in der Bruchzone nach links aus der Beplankung des Heckrumpfes gerissen und verformt.

Die Beplankung und die Heckrotorwellenverkleidung waren nach links unten verformt und wiesen auf der Oberseite quer zur Rumpflängsachse verlaufenden Abrieb auf. Die Versagensrichtung von Vernietungen und Verschraubungen war ebenfalls nach links orientiert.

Der Heckrumpf war weiters zwischen den horizontalen Stabilisierungsflossen und dem Heckrotorgetriebe gebrochen. In der Beplankung des Heckrumpfes waren von den horizontalen Stabilisierungsflossen bis zur hinteren Verankerung des Heckrotorgetriebes reichende Falten vorhanden, welche auf der Oberseite des Heckrumpfes senkrecht zur Längsachse verliefen (Druckzone) und auf der linken Seite v-förmig zur Rumpfunterseite zusammenliefen. Der Faltenverlauf war an den in Umfangrichtung verlaufenden Bruchrändern unterbrochen. Die linke Befestigungsleiste der Heckrotorwellenverkleidung war in der Bruchzone nach links aus der Beplankung des Heckrumpfes gerissen und verformt. (siehe Abb.).



Das Rumpfstück wies hinter der Bruchzone im rechten unteren Quadranten auf der Außenseite der Beplankung ein scharf abgegrenztes Spurenfeld auf.

Das Spurenfeld war durch die Bruchränder in der Beplankung und eine kegelschnittförmige Einhüllende begrenzt, die in einer Ebene lagen. Am oberen Rand des Spurenfeldes war die blaue Lackierung (mit gelber Grundierung) abgetragen und am blanken Blech blau-gelber Abrieb vorhanden. Der Abrieb hatte einen geradlinigen, den Bruchrändern schräg von unten hinten nach oben vorne folgenden Verlauf. Im Bereich einer Eindellung (Falte) war der Abrieb schwächer oder unterbrochen. Auf der Außenseite der Beplankung waren entlang der Bruchränder vom unteren zum oberen Rand des Spurenfeldes verlaufende Riefen vorhanden, welche durch senkrecht verlaufende Risse im Blech unterbrochen waren mit nach oben verformten und auseinanderklaffenden bzw. einander überschneidenden Risskanten (siehe Abb.).



Die Bruchränder setzten sich in Umfangrichtung auf die linke Seite fort. Der auf der Oberseite verlaufende Bruchrand wurde an der im linken unteren Quadranten des Heckrumpfes in Längsrichtung verlaufenden Überlappung/Vernietung der Beplankung nach vorne und hinten abgelenkt, die zur Unterseite verlaufenden Bruchränder teilten sich etwa am tiefsten Punkt des Spurenfeldes. Die jeweils nach vorne und nach hinten verlaufenden Bruchränder vereinigten sich in Höhe der Überlappung/Vernietung der Rumpfbeplankung.

Das auf diese Weise heraus gelöste Blechfragment war spiralförmig um die Rumpflängsachse von vorne nach hinten ca. 360° im Uhrzeigersinn verdreht. Am vorderen Ablösepunkt waren die obere Blechlage sowie die in der unteren Blechlage sitzenden Nietschäfte schräg nach vorne oben verformt bzw. aus der unteren Blechlage schräg nach vorne oben gerissen; am hinteren Ablösepunkt waren die im Spant sitzenden Nietschäfte nach hinten verformt.

Die Halterungen der Stabilisierungsflößen am Heckrumpf waren intakt. Die Beplankung der linken Stabilisierungsflöße (Horizontal Stabilizer) war entlang der Hinterkante aufgeplatzt.

Die untere Stabilisierungsflöße (Lower Fin) war nach links geknickt. Die Beplankung war auf der linken Seite vor dem Flossenholm entlang der Flossenvorderkante gestaucht und hinter dem Flossenholm von vorne nach hinten aufgeschnitten (siehe Abb.). Im Flossen-



inneren lagen zwei Alu-Bruchstücke mit Korrosionsschutz und eine Beilagescheibe (keinem Bauteil des Hubschraubers eindeutig zuordenbar). Der Notsporn war auf der Unterseite angeschliffen (zuletzt am 24.10.2003, TSN Zelle 6505:19 Stunden, nach Notverfahrenstraining lackiert). Die obere Stabilisierungsflosse (Upper Fin) war auf der linken Seite hinter dem Flossenholm durchgehend eingedrückt.

Heckrotorantrieb

Die zweiteilige Heckrotorwelle war aus dem axialen Eingriff der Keilwellenverbindung getrennt. Die Heckrotorwelle bzw. die Flex-Kupplungen und die Wellenverkleidung wiesen korrespondierende Anlaufspuren auf.

Die kurze Heckrotorwelle war kraftschlüssig mit dem Triebwerks-Ausgangsflansch verbunden. Die Flex-Kupplungen an den Wellenenden waren intakt.

Die mit fünf Kugellagern im Heckrumpf gelagerte lange Heckrotorwelle war in Höhe von Lager 3 und Lager 2 (Zählbeginn vom Heckrotorgetriebe) sowie entlang der Bohrungen am Wellenumfang, über die diese radial mit der Flex-Kupplung am Heckrotorgetriebe-Eingangsflansch verschraubt ist, gebrochen. Die Bruchstellen wiesen Merkmale eines Biege-Torsion-Gewaltbruches (Lager 3), eines Biegegewaltbruches (Lager 2) und eines Zuggewaltbruches (Verschraubung Flex-Kupplung) auf. Das vordere und hintere Wellenbruchstück war jeweils in Höhe des Lagers verbogen, das mittlere Wellenbruchstück war zwischen Lager 3 und Lager 2 geknickt. Das hintere Wellenbruchstück wies in Höhe der Verschraubung mit der Flex-Kupplung keine Verbiegung auf (Zuggewaltbruch).

Die Lagerböcke 3 und 2 waren gewaltsam nach links ausgerissen; Lagerbock 2 fehlte. Die Lagerhalterungen von Lagerbock 4 und 3 waren nach links ovalisiert. Die Heckrotorwellenverkleidung wies in Höhe des Lagers 4 eine korrespondierende Verformung auf. Lager 4 und Lager 2 saßen auf der Welle, von den übrigen drei Lagern war lediglich eines auffindbar.

Heckrotorgetriebe

Die Befestigung des Heckrotorgetriebes am Rumpfstück war intakt. Die Bepunktung war zwischen den vordern und den hinteren Getriebebefestigungspunkten gestaucht. Die radiale Vernietung der Spanten im Heckrumpf, mit denen die Getriebegehäuserückseite verschraubt ist, war auf der rechten Seite stellenweise abgeplatzt.

Die Flex-Kupplung der langen Heckrotorwelle (Nennzahl 6125 RPM) war mit der Heckrotorantriebswelle (Nennzahl 2086 RPM) kraftschlüssig verbunden und frei drehbar.

Spinne

Die Spinne war auf der Antriebswelle axial verschiebbar und der rotierende Teil (mit den Verstellstangen) frei drehbar; der Thermo Indicator war unverfärbt (zuletzt am 19.02.2004, TSN Zelle 6590:20 Stunden, wegen Verfärbung getauscht). Die Anlenkung der Spinne und die Lagerung des Umlenkhebels am Gehäuse des Heckrotorgetriebes waren intakt und freigängig.

Heckrotorblätter „7“ und „8“

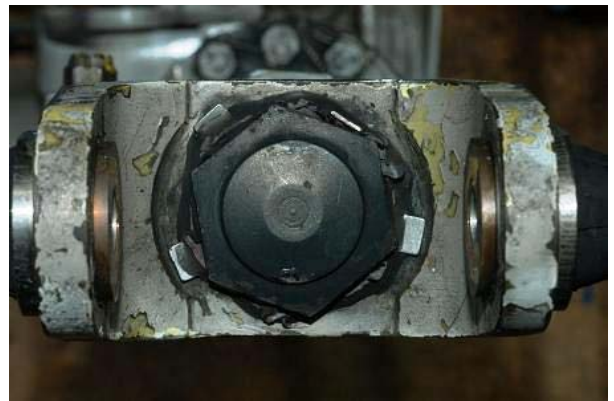
Der Heckrotor mit zwei Blättern (Bezeichnung nach ihren Spurenziffern 7 und 8; siehe Anhang B) befindet sich auf der rechten Seite des Rumpfes. Das untere Blatt bewegt sich nach vorne (Drehrichtung gegen den Uhrzeigersinn), wobei der Heckrotorschub im Geradeausflug nach links in Hauptrotordrehrichtung wirkt. Im spannungsfreien Zustand haben beide Heckrotorblätter einen positiven Einstellwinkel.

Biegung der Heckrotorblätter nach links in Hauptrotordrehrichtung ist durch Berührung des linken chinesischen Gewichts mit der Heckrotorhaltegabel begrenzt. Bei nach links in Hauptrotordrehrichtung gebogenem Blatt wäre eine Berührung des linken chinesischen Gewichts mit der Spinne bei entlastetem rechten Pedal (kleiner Einstellwinkel) möglich, während eine Berührung des Gewichts mit der Heckrotorantriebswelle in keiner Pedalstellung möglich ist.

Kippen der Heckrotorblattebene um den Bolzen der Heckrotorhaltegabel ist bei getretenem rechtem Pedal (großer Einstellwinkel) bis zur Berührung des linken chinesischen Gewichts mit der Heckrotorantriebswelle möglich. Bei entlastetem rechtem Pedal (kleiner Einstellwinkel) ist der Pedalweg des linken Pedals infolge Berührung der Spinne mit dem linken chinesischen Gewicht begrenzt.

Die verschraubten Beschläge zur Fixierung des GFK-Blattholms in der Rotornabe waren in der Heckrotorhaltegabel gelenkig gelagert (See-saw Hinge Bearing).

Der Bolzen mit Sechskantkopf (Rechtsgewinde) zum Fixieren der Heckrotorhaltegabel auf der Heckrotorantriebswelle war ca. 15° in Rotordrehrichtung (gegen den Uhrzeigersinn) aus seiner ursprünglichen, mit einem Sicherungsblech gesicherten Position verdreht. Der bei der Montage der Gabel auf der Welle am Umfang des Bolzenkopfes aufgebraute Compound war eingerissen (siehe Abb.). Am Übergang Gabel-Welle war am Umfang der Heckrotorantriebswelle ebenfalls Compound aufgebracht.



Die Gabel war am konischen Abschnitt der Heckrotorantriebswelle verrieben und musste zum Trennen der Bauteile aufgeschnitten werden. Die in Gabel und Welle eingesetzte Feder war am Wellenkonus in Umfangrichtung abgeschert (siehe Punkt 1.16.1, Weiterführende Untersuchungen). Von der Einbauposition der Feder ausgehend waren auf der verchromten Wellenoberfläche kupferfarbene Materialauftragungen vorhanden, welche am Wellenumfang ca. 150° gegen die Rotordrehrichtung verliefen (siehe Abb.).



Beide Heckrotorblätter waren an der Blattwurzel gebrochen. Die Bruchflächen verliefen in der GFK-Blattschale neben der Verschraubung des Blattfußes mit den chinesischen Gewichten (Chinese Weights) und im GFK-Blattholm neben den verschraubten Beschlägen der Rotornabe (siehe Punkt 1.16.2, Weiterführende Untersuchungen).

Die Glasfaserbündel (Rovings) des in der Rotornabe fixierten GFK-Blattholms waren nabenseitig gegen die Heckrotordrehrichtung gebrochen und versetzt. Der Versatz der Glasfasern von Blatt „7“ war größer als jener von Blatt „8“.

Die Verschraubung der Ausgleichsgewichte war intakt (Heckrotor zuletzt am 19.02.2004, TSN Zelle 6590:20 Stunden, gewuchtet).

Die Blattschalenaußenseite war über dem gesamten Verlauf der Nasenschutzleiste rissfrei. Der jeweils am Blattfuß im Bereich der Blattvorderkante angebrachte „Bonding Strip“ war am Umfang gegen den Uhrzeigersinn abgelöst (Blickrichtung Blattfuß).

Die Bruchenden der am Blattfuß mit den chinesischen Gewichten verschraubten GFK-Blattschale waren jeweils im rechten hinteren Quadranten länger (Zugzone). Die chinesischen Gewichte waren über Blatthorn und Verstellstange mit der Spinne verbunden.

Die Lagerkörper (Laminated Half-Bearings) waren aus den mit den chinesischen Gewichten verschraubten Lagerschalen gerissen. Der linke Lagerkörper von Blatt „7“ und der rechte Lagerkörper von Blatt „8“ waren auf der Rotornabe verblieben und wiesen Deformationen und Risse auf; die beiden anderen Lagerkörper fehlten.

Die mit den chinesischen Gewichten verschraubten Lagerschalen und die Heckrotorhaltegabel wiesen jeweils im linken hinteren Quadranten des Blattfußes korrespondierende, durch Abtragung und plastische Verformung des weicheren Lagerschalenwerkstoffs gekennzeichnete Kontaktsuren, welche einem nach links in Hauptrotordrehrichtung und gegen die Heckrotordrehrichtung gebogenem Heckrotorblatt entsprechen. Die linken chinesischen Gewichte und die Spinne wiesen ebenfalls korrespondierende Kontaktsuren auf. Auf der Heckrotorantriebswelle waren keine Kontaktsuren nachweisbar.

Der Schwerpunkt der losen Heckrotorblätter befand sich jeweils ca. 42 cm vom Blattende entfernt.

Das Heckrotorblatt „7“ wies auf der rechten Blattseite ein von der Nasenschutzleiste ausgehendes Spurenfeld mit blauem bzw. blaugelbem Abrieb auf, das in geraden, parallel verlaufenden Streifen senkrecht zur Kante verlief. Die Breite des Spurenfeldes entsprach jenem auf der Beplankung des Rumpfstücks im rechten unteren Quadranten und erstreckte sich bis zum Blattende. Die nahe der Blattvorderkante fixierte Blechfahne (Tracking Lobe) war gegen die Heckrotordrehrichtung und zur linken Blattseite verbogen (siehe Abb.).



Der Sechskantkopf des im Blattende verschraubten Bolzens für die Ausgleichsgewichte war mit den auf der Außenseite der Rumpfbeplankung entlang der Bruchränder vom unteren zum oberen Rand des Spurenfeldes verlaufenden Riefen korrelierbar (Kontaktsur).

Die GFK-Blattschale war vom Blattfuß entlang der Vorder- und Hinterkante bis zum Beginn der Nasenschutzleiste aufgeplatzt und auf der linken Blattseite vom Füllstoff abgelöst. Die Blattschale und die GFK-Auskleidung des Blattholmkanals im Verstellbereich des Blattholms waren im linken hinteren Quadranten der Blattwurzel nach links aufgebrochen (Druckzone).

Blatthorn und Verstellstange wiesen auf den einander zugewandten Seiten korrespondierende Kontaktsuren auf. Die Verstellstange war am spinnenseitigen Gelenkkopf in Heckrotordrehrichtung verbogen (siehe Abb.).



Das Heckrotorblatt „8“ wies an der Blattoberfläche keine Spuren durch Fremdkörperberührung auf; die Blechfahne war intakt. Der konische Teil der GFK-Blattschale war ausgehend vom Blattfuß entlang der Hinterkante aufgeplatzt (kein Ablösen des Füllstoffs von der Blattschale, kein seitliches Aufbrechen der Blattschale und der Auskleidung des Blattholmkanals).

Blatthorn und Verstellstange wiesen auf den einander zugewandten Seiten korrespondierende Kontaktsuren auf. Die Verstellstange war am spinnenseitigen Gelenkkopf gegen die Heckrotordrehrichtung verbogen (siehe Abb.).



Heckrotorsteuerung

Die Pedale waren freigängig und kraftschlüssig mit dem Hydraulikservo der Heckrotorsteuerung verbunden. Der Teleflexzug und die Hydraulikleitungen waren im Zuge der Bergung des Hubschraubers mechanisch durchtrennt worden. Anzeichen von Hydraulikleckagen durch mangelhafte Dichtheit wurden nicht gefunden. Die lange Heckrotorsteuerstange befand sich am vorderen Anschlag (großer positiver Einstellwinkel) und war zwischen Hydraulikservo und Umlenkhebel am Heckrotorgetriebe mehrfach gebrochen; die Bruchstellen wiesen Merkmale eines Biegegewaltbruches auf. Die Heckrotorsteuerung war vom Anschluss der langen Steuerstange am Umlenkhebel bis zu den Anschlüssen an den Blatthörnern kraftschlüssig und freigängig; der Umlenkhebel am Heckrotorgetriebe war intakt.

Verbindung Triebwerk-Hauptgetriebe

Die zwischen Triebwerk und Hauptgetriebe im Tragrohr mit Universalgelenk verlaufende Antriebswelle war kraftschlüssig mit dem Triebwerks-Ausgangsflansch verbunden. Die Lamellen der vorderen Flex-Kupplung waren infolge Überbeanspruchung durch übermäßige Fluchtungsabweichung zerstört. Der Freilauf öffnete und schloss sinngemäß.

Hauptgetriebe

Das Hauptgetriebe war nach rechts vorne aus seiner Halterung gerissen. Hauptgetriebe-Eingangsflansch und Hauptrotormast waren kraftschlüssig verbunden und frei drehbar.

Hauptrotor

Alle drei Hauptrotorblätter waren mit dem STARFLEX-Rotorkopf verbunden. Die Flansche von Blatt ROT und GELB waren gegen die Hauptrotordrehrichtung gebrochen, der Stern war bei allen Blättern gegen die Hauptrotordrehrichtung gebrochen.

Blatt ROT und Blatt BLAU waren gegen die Hauptrotordrehrichtung gebrochen. Blatt GELB war mittig nach oben gebrochen und wies am Blattende Verformungen gegen die Hauptrotordrehrichtung und an der Nasenleiste Spurenfelder mit blauem, weißem und rötlichem Abrieb auf.

Die Blätter waren über die Blatthörner, Steuerstangen und die Taumelscheibe mit den Hydraulikservos für die kollektive und zyklische Blattverstellung verbunden. Die Servos waren kraftschlüssig mit Pitch bzw. Steuerknüppel verbunden.

1.12.3 Bodenspuren

Unmittelbar nach dem Unfall hatte der Flugretter Spuren in der Schneedecke am Hügel fotografiert und markiert (siehe Abb.).



Beim Eintreffen des Untersuchungsteams der Flugunfalluntersuchungsstelle am Vorfallsort am Tag nach dem Unfall war der Hügel mit Neuschnee bedeckt. Der Flugretter gab an, dass am Unfalltag im Anschluss an die zwei geradlinigen Eindringspuren am Hügel (Beginn der Spuren: Spurenziffer 11 und 12; Ende der Spuren: Spurenziffer 9 und 10; siehe Anhang B) rechtwinkelig zu diesen verlaufend geradlinige, wellenartige Vertiefungen in der Schneedecke sichtbar gewesen waren. Der Pilot gab an, dass er im weiteren Umkreis der Eindringspuren am Hügel keine den Heckrotorblättern oder der unteren vertikalen Stabilisierungsflosse mit dem Notsporn zuordenbare Spuren in der Schneedecke gefunden hatte.

Die geschlossene, konturlose Schneedecke am Hügel wies mittig zwischen den Eindringspuren Verwerfungen auf. In Verlängerung der Eindringspuren befanden sich der Hubschrauber in Endlage und der Auslauf des Lawinenkegels.

1.12.4 Konfiguration

Der Hubschrauber war mit dem für Landungen auf Schnee erforderlichen Einsinkschutz (SEFA Ski) am Kufengestell und einem Schikorb (Ski-Basket) auf der linken Rumpfseite ausgerüstet.

Ein Hindernis- bzw. Bodenannäherungswarnsystem für Hubschrauber oder ein Radarhöhenmesser waren nicht eingebaut.

1.12.5 Cockpit

Rotor Brake Control (rot)	vorne (released)
Fuel Flow Control (gelb)	vordere Raste (open, flight position)
Fuel Shut-off Control (rot)	hinten (closed)
Höhenmesser (links)	6780 ft, 1008 hPa
Höhenmesser (rechts)	6860 ft, 1008 hPa / 29,77 inHg (LOWI 07.04.2004 09:20 Uhr: QNH 1006 hPa)

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Es liegen keine Hinweise auf eine physische oder psychische Beeinträchtigung des Piloten vor. Die am 06.04.2004 um 14:41 Uhr mittels Alkomat untersuchte Atemluft des Piloten auf Alkoholgehalt ergab einen Messwert von 0,00 mg/l.

1.14 Brand

Der Flugretter schloss nach dem Aufschlag den Brandhahn. Es brach kein Brand aus.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Evakuierung

Pilot und Flughelfer konnten ohne fremde Hilfe den zur rechten Seite geneigten Hubschrauber verlassen.

1.15.2 Verletzungsursachen

Beide Hubschrauberinsassen blieben unverletzt. Sie waren auf den vorderen Sitzen mit Becken- und Schultergurten gesichert und trugen Schutzhelme. Die Anschnallgurte und ihre Befestigungen sowie die Sitze und Verankerungen hielten den Massenkräften beim Aufschlag stand.

1.16 Weiterführende Untersuchungen

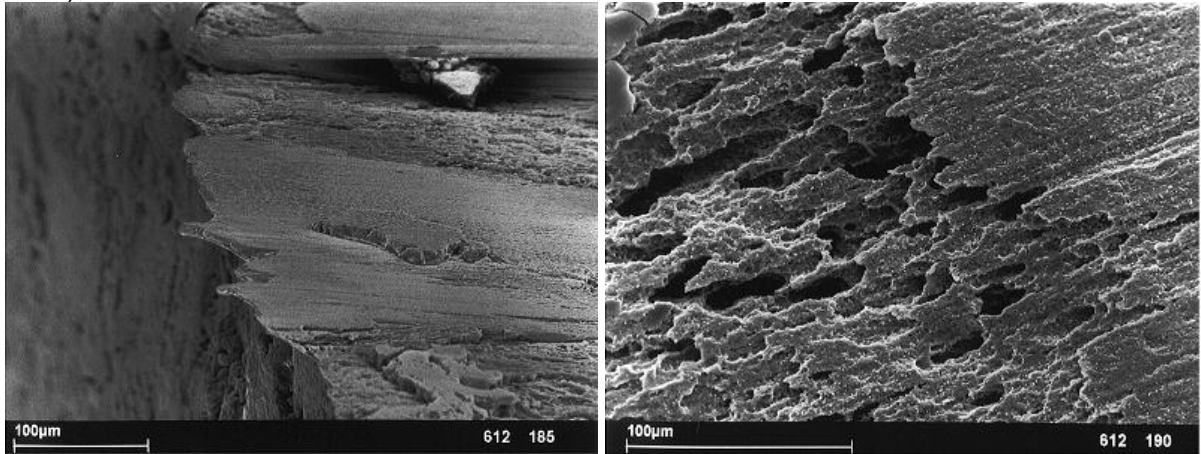
1.16.1 Feder Heckrotorhaltegabel-Heckrotorantriebswelle

Die in die Heckrotorhaltegabel und die Heckrotorantriebswelle radial eingesetzte Feder aus unlegiertem Stahl war abgeschert. Das gabelseitige Federfragment, das in der Nut in Heckrotordrehrichtung verpresst war, konnte für weiterführende Untersuchungen zur Feststellung der Versagensursache zerstörungsfrei entnommen werden. Das Gegenstück war in der Wellennut gegen die Heckrotordrehrichtung verpresst.

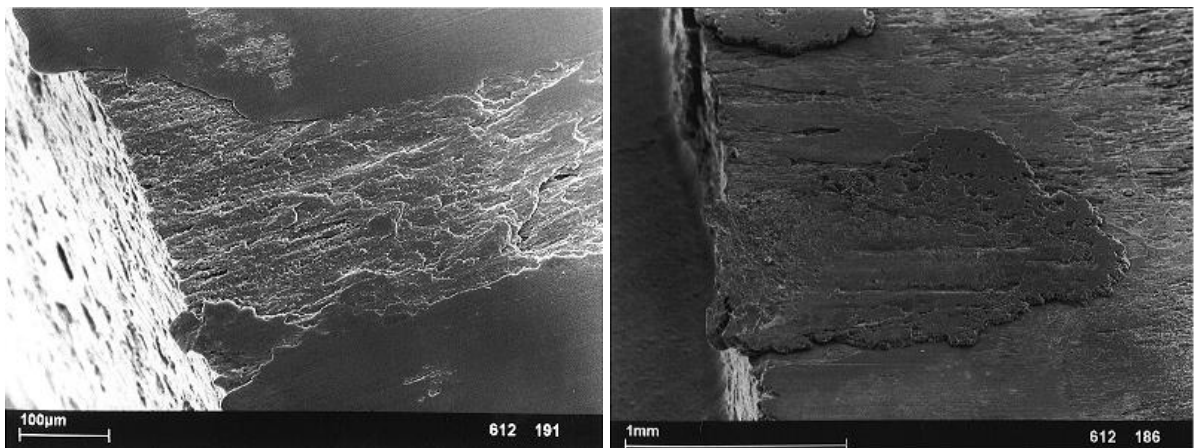
Die rasterelektronenmikroskopische (REM) Untersuchung des gabelseitigen Federfragments erfolgte durch das REM Institut Dr.-Ing. Hermann Klingele, 80538 München/BRD.

Die Bruchfläche war charakterisiert durch:

- eine stumpfe Kante an der Anlauffläche;
- in Rotationsrichtung verschlepptes Material mit gezackten Endgraten (siehe Abb.);
- Merkmale eines Schubgewaltbruches zwischen aufgeschmiertem Fremdmaterial (siehe Abb.);



- nachträglich korrodierte Oberflächen im unlegierten Stahl (FeMn);
- glänzende Oberflächen mit Fressspuren (siehe Abb.);
- aufgeschmierte Cr- und Cu-haltige Fremdmaterialien ohne Fe-Anteil (siehe Abb.);



- Spröbruchflächen und quadratische Rissmuster im aufgeschmierten Fremdmaterial durch Temperaturwechsel.

Resümee:

Durch ein einmaliges Ereignis war ein Schubgewaltbruch in Rotordrehrichtung mit Endgraten entstanden, ohne Anzeichen eines Schwingbruches.

Die Bruchfläche war durch aufgeschmiertes oder nachträglich verschmiertes Fremdmaterial, z.B. Chrom und Kupfer, welches von einer verchromten und verkupferten Fläche stammt, und nachträgliche Fressspuren (kurzzeitiges Verschweißen durch Reibung mit anschließendem Abreißen) gekennzeichnet.

1.16.2 Blattholm Heckrotor

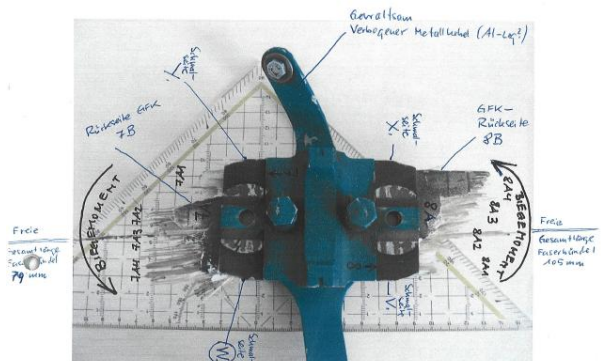
Beide Heckrotorblätter waren jeweils an der Blattwurzel gebrochen. Die Bruchflächen im GFK-Blattholm verliefen neben den verschraubten Beschlägen der Rotornabe.

Der Blattholm erstreckt sich über den gesamten Rotordurchmesser und ist aus harzgetränkten Glasfaserbündeln (Rovings) aufgebaut, die in Längsrichtung des Rotorblattes gelegt sind und im Verstellbereich einen rechteckigen Querschnitt haben. Im Bereich der Rotornabe ist der Blattholm beidseitig mit harzgetränkten Glasmatten verstärkt.

Die nabenseitigen Glasfaserbruchflächen des in der Heckrotornabe fixierten GFK-Blattholms wurden makroskopisch und rasterelektronenmikroskopisch (REM) untersucht.

Die Untersuchung erfolgte durch das REM Institut Dr.-Ing. Hermann Klingele, 80538 München/BRD.

Die Bezeichnung der im Bereich der untersuchten Bruchflächen in drei Lagen aufgebauten Blattholms erfolgt entsprechend der Heckrotorblätter „7“ und „8“. Die linke Lage (I) ist durch die linke Deckmatte (A) und die rechte Lage (III) durch die rechte Deckmatte (B) begrenzt. Der Holmquerschnitt ist von der Blattvorderkante zur Blatthinterkante in vier parallel zur Schmalseite verlaufende Abschnitte (A1 bis A4 bzw. B1 bis B4) unterteilt (siehe Abb.).



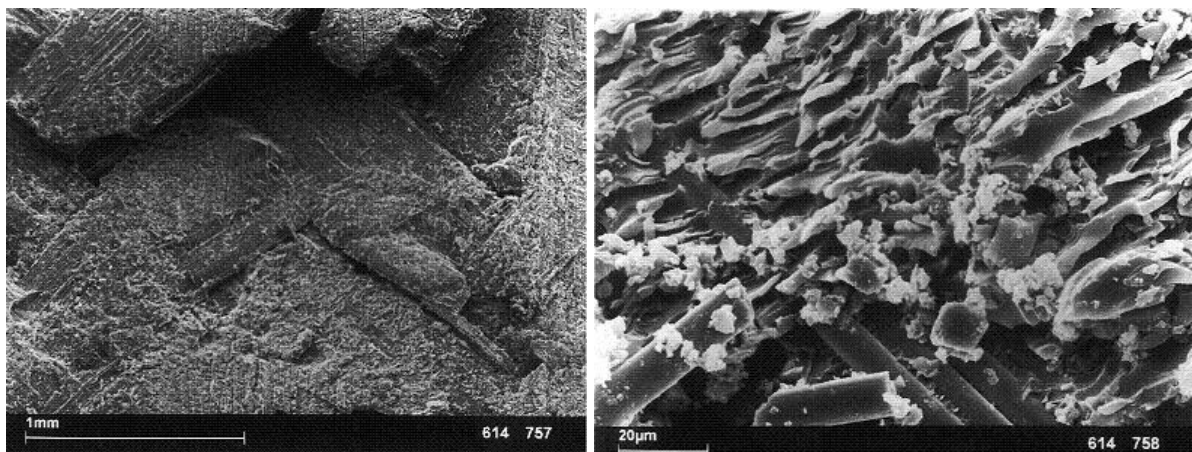
Makroskopische Beurteilung der nabenseitigen Bruchflächen des GFK-Blattholms:

- Beide Bruchflächen des GFK-Blattholms sind durch dieselbe Biegebelastung mit Torsionsanteil entstanden.
- Die Bruchanfangsbereiche liegen bei 7A1/7B1 und 8A1/8B1.
- Der Bruchanfangsbereich 7A1/7B1 ist einigermaßen geschlossen und senkrecht zu den Glasfasern verlaufend, mit einem Anrissbereich unter örtlicher Zugbelastung, resultierend aus einer Gesamt-Biegebelastung.
- Im REM wurde der Bruchanfangsbereich 8A1/8B1 untersucht, wobei der erste Anriss auf der Seite 8A1 vermutet wird.
- Die Restgewaltbrüche durch Gesamt-Biegung umfassen jeweils ca. 75 % der Holmbreite, d.h. ca. 7A2-7A4/7B2-7B4 und 8A2-8A4/8B2-8B4, welche durch gegen die Rotordrehrichtung schräg gestellte, geknickte oder herausgedrückte Faserbündel gekennzeichnet sind.

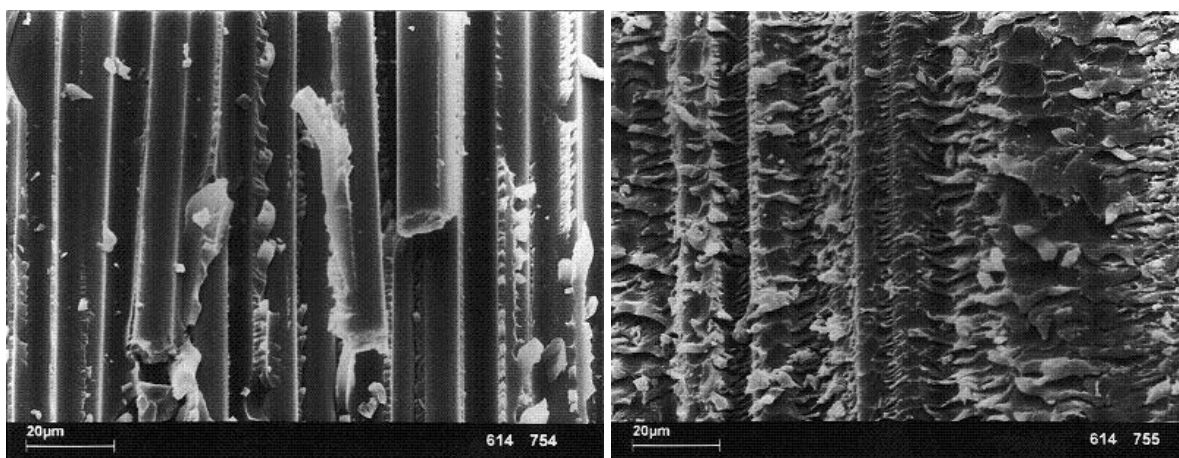
- Auffallend sind die beiden langen, geraden, in Ausgangsposition befindlichen, d.h. nicht geknickten, Faserbündel mit einer freien Gesamtlänge von ca. 79 mm (Blatt „7“) und ca. 105 mm (Blatt „8“). Vom längeren der beiden Faserbündel wurde die Probe E aus dem GFK-Verbund (nicht freie Länge) entnommen.
- Längs-Gewalt-Risse in der linken Deckmatte (A) von Lage I und in der rechten Deckmatte (B) von Lage III weisen auf einen Torsionsanteil zusätzlich zur Biegung hin.

Rasterelektronenmikroskopische Beurteilung der nabenseitigen Bruchfläche des GFK-Holms von Heckrotorblatt „8“, welche in die Proben 8B1 (Lage III), 8A1 (Lage I) und E segmentiert wurde:

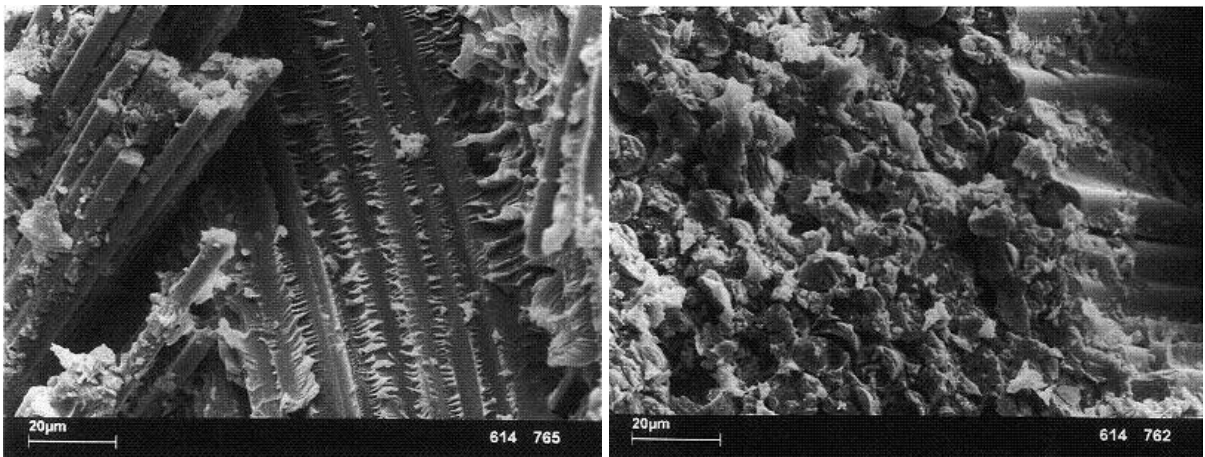
- Probe 8B1: Die Deckmatte von Lage III war auf der linken Seite vom Untergrund abgelöst und eingerissen. Die untersuchten Bruchflächen im Glasfaser-Mattengewebe wiesen Merkmale spröder, ungeordneter Gewaltbrüche auf (keine Schwingbrüche; siehe Abb.).



Die untersuchten Bruchflächen im Harz von Lage III gliederten sich in Bereiche mit sprödem Gewaltbruch entlang bzw. zwischen den Glasfasern (siehe Abb.) und solchen mit splitterartigem, sprödem Gewaltbruch ohne sichtbare Glasfasern (siehe Abb.), welche ohne direkte Beteiligung am Bruch Lage bestimmend sind (keine Schwingbrüche). Die Trennungen im Kunststoff waren in Längsrichtung orientiert.



- Probe F: Die Bruchflächen im Harz des langen Faserbündels wiesen im kompakten Block Merkmale spröder Gewaltbrüche auf (keine Schwingbrüche), welche sich an den Glasfasern orientierten.
- Probe 8A1: Die Deckmatte von Lage I war auf der linken Seite flach abgelöst. Die untersuchten Bruchflächen im Glasfaser-Mattengewebe wiesen durchwegs Merkmale spröder Gewaltbrüche auf (siehe Abb.). Lage II wies eine einigermaßen geschlossene, kompakte und ebene Bruchfläche senkrecht zu den Glasfasern auf, mit einem Anrissbereich unter örtlicher Zugbelastung, resultierend aus einer Gesamt-Biegebelastung (siehe Abb.). Die untersuchten Bruchflächen der Lagen I und II wiesen durchwegs Merkmale spröder Gewaltbrüche auf. Die Trennungen im Kunststoff waren in Längsrichtung orientiert.



Analog Probe 8A1 war im Bruchanfangsbereich 7A1 (linke Seite) die Deckmatte abgelöst und ein einigermaßen geschlossener Bruch senkrecht zu den Glasfasern vorhanden mit einem Anrissbereich unter örtlicher Zugbelastung, resultierend aus einer Gesamt-Biegebelastung. Im Bruchanfangsbereich 7B1 (rechte Seite) weisen zwei senkrechte Querbrüche in der Deckmatte ebenfalls auf örtliche Zugbelastung unter Biegebelastung im Anrissbereich hin.

Resümee:

Nach makroskopischer und rasterelektronenmikroskopischer Beurteilung liegen zu beiden Seiten der Verschraubung des GFK-Blattholms in der Heckrotornabe zwei ähnliche spröde Biegegewaltbrüche gegen die Rotordrehrichtung mit Torsionsanteil vor. Die Bruchausbreitung erfolgte im Wesentlichen parallel zur Breitseite des Holms (gegen die Rotordrehrichtung), mit Anrissbereichen auf den Schmalseiten. Hinweise auf Schwingbrüche wurden nicht gefunden.

1.16.3 Warn- und Hinweisleuchten

Die Glühbirnen der redundant ausgeführten roten Warnleuchten und gelben Hinweisleuchten (Warning Caution Advisory Panel) wurden mittels Lichtmikroskopie auf gebrochene Glühfäden bzw. plastisch verformte Wendeln infolge der bei stoßartiger Belastung, z.B. beim Aufschlag, im Glühfaden auftretenden Massenkräfte untersucht, welche nach Ing. Heribert Bürger Rückschlüsse auf den Schaltzustand der Leuchte zum Unfallzeitpunkt erlauben.

Während kalte Glühfäden spröde brechen, können die Wendeln heißer Glühfäden bei Stoßbelastung eine plastische Verformung mit oder ohne Fadenbruch erfahren (vgl. Abb.).



Bei der Beurteilung des Betriebszustandes ist zu berücksichtigen, dass die Aussagekraft des Zustandes von Glühfäden mit unverformter Wendel Einschränkungen unterliegt:

- vorzeitiger Bruch eines Glühfadens ohne plastische Verformung infolge Alterung;
- intakter Glühfaden ohne Bruchstelle und plastische Verformung infolge Lampendefekts.

In die Untersuchung sind daher auch Überlegung über den technischen Zustand der Glühbirne bzw. Anzeigeeinheit zum Zeitpunkt des Stoßes einzubeziehen. Die einwandfreie Funktion der Warn- und Hinweisleuchten ist gemäß „Flight Manual AS 350 B1“, Section 4.1 (siehe Punkt 1.6.4, Betriebsgrenzen, Verfahren, Flugleistungen), mit einem eigenen Testschalter vor jedem Anlassen der Triebwerke zu überprüfen.

Mit Ausnahme der Hinweisleuchte **PITOT** (Pitot heating system not energized) war zumindest ein Glühbirne je Anzeigeeinheit, u.a. **HYD** (Servo-control system failure) und **CHIP TGB** (Metal particles detected in TGB), intakt. Die Wendeln wiesen keine plastischen Verformungen auf. Defekte waren durchwegs auf Brüche der Glühfäden zurückzuführen.

1.17 Organisation und Verfahren

Entfällt.

1.18 Andere Angaben

Sicherheitseinrichtungen

Zur Minimierung der von Hindernissen ausgehenden Gefahren für Hubschrauber, die in Bodennähe operieren, werden aktiv und bodenunabhängig arbeitende Hinderniswarnsysteme (Terrain Awareness and Warning Systems/TAWS), welche auf Entfernungsmessung, z.B. mittels gepulstem LASER, basierend eine horizontale und vertikale Abtastung der in Flugrichtung befindlichen Hindernisse erlauben, zur Nachrüstung von Hubschraubern angeboten.

Die Wirksamkeit dieser Systeme hängt von Abstand und Querschnitt der Hindernisse, den atmosphärischen Bedingungen (Reichweite des LASERs) sowie dem technisch möglichen Abtastbereich ab.

Bodenannäherungswarnsysteme (Ground Proximity Warning System/GPWS) haben die Aufgabe, die Besatzung eines Luftfahrzeuges automatisch zu warnen, wenn sich dieses in einem Bodenabstand bewegt, dass u.a. durch

- übermäßige Sinkgeschwindigkeit;
- übermäßige Bodenannäherungsgeschwindigkeit;
- übermäßigen Höhenverlust beim Start oder beim Durchstarten;
- geringen Bodenabstand mit einem nicht in Landekonfiguration befindliche Luftfahrzeug;

die potentielle Gefahr einer Bodenberührung mit einem nicht außer Kontrolle geratenen Luftfahrzeug (Controlled Flight Into Terrain/CFIT) besteht.

1.19 Untersuchungstechniken

Es wurden keine neuen Untersuchungstechniken angewendet.

2 Auswertung

Flugbetrieb

Zum Unfallzeitpunkt war vorübergehend gute Fernsicht gegeben und hob sich der dunkle Hubschrauber (dunkelblaue Lackierung) in Blickrichtung Tal deutlich vom hellen bzw. grauweißen Hintergrund ab, der durch dichte, tiefe Bewölkung und schneebedeckte Berge gekennzeichnet war. Die Sichtverhältnisse auf der Piste wurden hingegen als kontrastarm beschrieben.

Der Flugbesatzung boten sich in Blickrichtung Berg (Endanflugrichtung) aufgrund der dichten, tiefen Bewölkung und der geschlossenen, konturlosen Schneedecke wenige natürliche optische Anhaltspunkte, was ein Erkennen von Bodenerhebungen erschweren kann. Im Einsatzgebiet war durch vorangegangenen Schneefall und Temperaturen unter dem Gefrierpunkt im Bodeneffekt zusätzlich mit Sichtbehinderung durch Aufwirbeln der lockeren Neuschneesicht durch den Hauptrotorabwind zu rechnen.

Bei den Einsatzkräften am Boden bestand nach Abbruch des ersten Anfluges Unklarheit hinsichtlich der Intensionen des Piloten. Während des zweiten Anfluges begab sich der Einweiser, nachdem er das Abdrehen des Hubschraubers beobachtet hatte, auf der Piste Nr. 18 zum vermeintlich neuen Landeplatz und blickte erst wieder zum Hubschrauber, als dieser Teile des Hecks verlor.

Während des Rechtskreises war für den Piloten und den links sitzenden Flugretter, der mit dem Einweiser in Sprechfunkverbindung stand, der Einweiser durch die Hubschrauberzelle vorübergehend verdeckt, was eine neuerliche Identifizierung des Einweisers durch die Flugbesatzung erforderte. Letztlich flog der Hubschrauber in gerader Linie auf einen Bergretter zu, der sich auf der Piste Nr. 18 oberhalb des Einweisers aufhielt.

Der Pilot versuchte während des Endanfluges mit bis zu 20 kt Seitenwind von rechts durch entsprechenden Anflugwinkel den Landeplatz auf seiner Seite der Windschutzscheibe, nicht weit oberhalb des Instrumentenpilzes, im Visier zu halten. Ausgehend von Körpergröße und Sitzposition des Piloten entspricht dieser ca. 20° (siehe Anhang C). Dabei ist das überflogene Gelände durch die Hubschrauberzelle bzw. den Instrumentenpilz verdeckt.

Augenzeugen berichteten übereinstimmend, dass der zuvor mit deutlichem Bodenabstand über dem Einsatzgebiet kreisende Hubschrauber Richtung Berg fliegend mit einem knallartigen bzw. krachenden Geräusch Teile des Hecks verlor und nach mehreren Drehungen

um die Hochachse aufschlug. Ein zweimaliges Aufkommen am Boden wurde lediglich von einem Augenzeugen beschrieben.

Augenzeugen, welche zum Zeitpunkt des beschriebenen Geräusches den Hubschrauber im Blickfeld hatten, hatten entweder keine dem Verlust der Teile und den Drehungen vorangegangene Bodenberührung des Hubschraubers beobachtet oder den Eindruck, der Hubschrauber hätte zuvor einen Schlag von unten bekommen, worauf dieser mit dem Bug senkrecht nach oben stieg und das Heck nach unten zeigte. Ein weiterer Augenzeuge beschrieb eine Bodenberührung, welche dem Hochsteigen des Rumpfbuges, dem Wegbrechen von Teilen des Hecks und den Drehungen des Hubschraubers voranzugehen schien.

Von der Besatzung des Hubschraubers wurde wahrgenommen, dass der Hubschrauber während des Endanfluges hinten hochgerissen wurde und unkontrolliert gegen die Hauptrotordrehrichtung gierte, eher er unkontrolliert in der Mulde aufschlug. Der Pilot gab am Tag nach dem Unfall an, dass sich der Hubschrauber zum Zeitpunkt des Kontrollverlustes in der Phase des Geschwindigkeitsabbaus mit reduzierter Leistung befand (Power-Setting im Anflug: ca. 55 % Torque). Ein unkontrollierbares Gieren gegen die Hauptrotordrehrichtung tritt nach Verlust des Heckrotorschubs bei einer Fluggeschwindigkeit von weniger als 20 KIAS ein, bei gleichzeitigem Verlust der vertikalen Stabilisierungsflossen auch bei Fluggeschwindigkeiten von mehr als 20 KIAS. Wird der Verlust des Heckrotorschubs mit einer abrupten Leistungsreduktion kompensiert, stellt sich im Sinkflug ein buglastiges Nickmoment ein.

Aus den Bodenspuren am Hügel, die dem Kufengestell und den Hauptrotorblattspitzen zuordenbar sind (siehe Anhang C), und der Endlage des Hubschraubers und der horizontalen Stabilisierungsflosse in der Mulde war ableitbar

- eine Bodenberührung des Hubschraubers am Hügel mit Vorwärtsfahrt in Endanflugrichtung (Richtung Berg),
- gefolgt von einer Flugphase in Endanflugrichtung (Richtung Berg) über eine Strecke von ca. 60 m und
- ein senkrechter Aufschlag des Hubschraubers in der Mulde.

Der Umstand, dass von der Besatzung des Hubschraubers als auch der Mehrheit der Augenzeugen lediglich der finale Aufschlag des Hubschraubers wahrgenommen wurde, deutet auf eingeschränkte Sichtverhältnisse im Einsatzgebiet und mangelnde Unterscheidbarkeit der Geländekonturen zum Unfallzeitpunkt. Das Aufsetzen des Hubschraubers am Hügel könnte sich durch Rotorabwind aufgewirbelten Neuschnee vor hellem bzw. grauweißem Hintergrund der visuellen Wahrnehmbarkeit entzogen haben.

Das Eintauchen des mit Einsinkschutz ausgerüsteten Kufengestells in die Schneedecke am Hügel erfolgte in Endanflugrichtung mit geringer Sinkrate und einer Fluggeschwindigkeit von ca. 25 KIAS. Die Widerstandserhöhung am Kufengestell in der Schneedecke bewirkte ein buglastiges Nickmoment (Hochreißen des Hecks) und Eintauchen der Hauptrotorblattspitzen bzw. des Rumpfbuges in die Schneedecke in Endanflugrichtung mit um ca. 35° nach unten geneigter Längsachse (siehe Anhang C). Zu Beginn der anschließenden Flugphase bewirkte das von den horizontalen Stabilisierungsflossen erzeugte hecklastige Gegenmoment und allfälliges instinktives Gegensteuern des Piloten ein Zurückpendeln des Hubschraubers und von mehreren Augenzeugen beschriebenes steiles Aufrichten des

Rumpfbuges, das zur Verzögerung des Hubschraubers auf unter 20 KIAS und zum Eintauchen des Notsporns und der Heckrotorblätter in die Schneedecke im Bereich der Kufenspuren am Hügel führen konnte (siehe Anhang C). Im weiteren Umkreis der Kufenspuren waren den Heckrotorblättern oder der unteren vertikalen Stabilisierungsflosse mit dem Notsporn keine Eindringsspuren in der Schneedecke zuordenbar. Die geschlossene, konturlose Schneedecke am Hügel wies mittig zwischen den Eindringsspuren Verwerfungen auf, welche entweder vom Eintauchen des Rumpfbuges oder -hecks herrühren konnten.

Die Aussagen des Piloten in Verbindung mit den Ergebnissen der Untersuchung des Hubschraubers ergaben keine Hinweise auf einen Drehzahlabfall am Hauptrotor oder einen Wirbelringzustand (Vortex Ring State / Settling with power) der zu einer vorzeitigen Bodenberührung infolge unkontrollierten Höhenverlustes hätte beitragen können.

Luftfahrzeug

Die in die Heckrotorhaltegabel und die Heckrotorantriebswelle radial eingesetzte Feder war durch ein einmaliges Ereignis infolge übermäßigen gegen die Heckrotordrehrichtung auf die Heckrotorblätter wirkenden Widerstandes gewaltsam abgeschert (kein Schwingbruch), gefolgt von einer Verdrehung der Heckrotorhaltegabel auf der Heckrotorantriebswelle um ca. 150° gegen die Rotordrehrichtung bzw. einer den Heckrotorblättern vorausseilenden Drehung der Antriebswelle bis zum Einsetzen von Reibschluss zwischen Haltegabel und Antriebswelle.

Die Verdrehung des Bolzenkopfes auf der Gabel um ca. 15° in Rotordrehrichtung lässt den Schluss zu, dass während der gegensinnigen Verdrehung der Gabel auf der Welle Reibschluss im Gewinde von Welle und Bolzen bestand, ehe durch Reib- und Formschluss des Bolzenkopfes auf der Gabel der Bolzen in der Welle (Rechtsgewinde) festgezogen wurde und sich die Flächenpressung zwischen Gabel und Welle bis zum Reibschluss erhöhte.

Als Hinweis auf eine Verdrehung der Heckrotorhaltegabel auf der Heckrotorantriebswelle kämen Beschädigungen des am Umfang der Antriebswelle oder des Bolzenkopfes aufgebrauchten Compounds in Betracht. Diesbezüglich sind anlässlich der letzten Instandhaltungsarbeiten am Heckrotor keine Beanstandungen dokumentiert worden.

Das Massenträgheitsmoment des von den Heckrotorblättern angetriebenen rotierenden Teiles der Spinne wirkt der Verzögerung und Beschleunigung der Heckrotorblätter entgegen und bewirkt am spinnenseitigen Gelenkkopf der Verstellstangen

- in der Verzögerungsphase eine Biegebeanspruchung gegen die Heckrotordrehrichtung und
- in der Beschleunigungsphase eine Biegebeanspruchung in Heckrotordrehrichtung.

Ein Abfall der Heckrotordrehzahl durch übermäßigen Drehwiderstand der Heckrotorblätter oder Verdrehung der Heckrotorhaltegabel auf der Heckrotorantriebswelle jeweils gegen die Rotordrehrichtung wirkt über die Verstellstange des intakten Heckrotorblattes auf den rotierenden Teil der Spinne verzögernd.

Beim Brechen eines Heckrotorblattes infolge übermäßiger Biegebeanspruchung im Blattholm gegen die Heckrotordrehrichtung erfährt das intakte Heckrotorblatt durch Verringerung des gegen die Heckrotordrehrichtung wirkenden Widerstandes und eine kraftschlüssige Verbindung zwischen Haltegabel und Antriebswelle eine Beschleunigung in Heckrotordrehrichtung auf die ursprüngliche Heckrotordrehzahl. Solange über die Verstellstangen

eine kraftschlüssige Verbindung des brechenden (verzögernden) und des intakten (beschleunigenden) Blattes mit dem rotierenden Teil der Spinne besteht, wirken auf diese am spinnenseitigen Gelenkkopf entgegen gesetzte Drehmomente.

Die übermäßige Biegebeanspruchung der Verstellstange des Heckrotorblattes „7“ am spinnenseitigen Gelenkkopf mit plastischer Verformung in Heckrotordrehrichtung bedingte ein gegen die Heckrotordrehrichtung wirkendes Gegendrehmoment an der Spinne, worauf die übermäßige Biegebeanspruchung der Verstellstange des Heckrotorblattes „8“ mit plastischer Verformung gegen die Heckrotordrehrichtung hinweist.

Durch Verbiegung der Verstellstangen wurden infolge der Verkürzung des Abstandes zwischen Spinne (Gegenkraft durch Hydraulikservo) und Blatthorn Zugkräfte im Blatthorn induziert, welche durch Einstellwinkelvergrößerung bzw. Auftriebs- und Widerstandserhöhung am Blatt eine weitere Erhöhung der Biegebeanspruchung des Blattholmes bewirken konnte.

Demnach wäre als Auslöser für den Verlust des Heckrotorschubs der Bruch des Heckrotorblattes „8“ anzusehen. Das bei Beschleunigung des Heckrotorblattes „7“ in Heckrotordrehrichtung auf die ursprüngliche Heckrotordrehzahl zu überwindende Massenträgheitsmoment des Blattes könnte durch übermäßige Biegebeanspruchung des Blattholmes gegen die Heckrotordrehrichtung bereits zu einer Vorschädigung des Heckrotorblattholmes „7“ beigetragen haben.

Die Endlage der beiden Heckrotorblätter zwischen dem Hügel und der Endlage des Hubschraubers deutet jeweils auf einen Blattbruch während sich das Heckrotorblatt nach vorne in Endanflugrichtung, d.h. im unteren Heckrotorhalbkreis, bewegte. Die losen Rotorblätter bewegten sich bezogen auf den Hubschrauber mit einer Relativgeschwindigkeit von bis zu 216 kt (Nenn Drehzahl 2086 RPM, Blattschwerpunkt ca. 42 cm vom Blattende, Rotordurchmesser 1,86 m; siehe Anhang C), sodass der Einfluss von Flugrichtung und –geschwindigkeit des Hubschraubers auf ihre ballistische Flugbahn als vernachlässigbar angesehen wird.

Tauchen die rotierenden Heckrotorblätter in eine trockene, lockere Neuschneedecke, bewirkt die im Verhältnis zu Luft mit 0°C, ca. 1,3 kg/m³, um den Faktor 40 höhere Dichte von ca. 50 kg/m³ analog der linearen Erhöhung des Staudrucks mit zunehmender Luftdichte in Verbindung mit der Verfestigung von Schnee beim Zusammenpressen und Abgleiten an der Blattoberfläche eine Erhöhung des gegen die Heckrotordrehrichtung auf die Heckrotorblätter wirkenden Widerstandes und der Biegebeanspruchung des Blattholmes.

Korrespondierende Kontaktsuren auf der Heckrotorhaltegabel und den linken Blattlager-schalen sowie auf der Spinne und den linken chinesischen Gewichten deuten auf eine Biegebeanspruchung der Heckrotorblätter

- nach links in Hauptrotordrehrichtung infolge übermäßiger Krafteinwirkung senkrecht zur Heckrotorblattebene und
- gegen die Heckrotordrehrichtung infolge übermäßigen Drehwiderstandes der Heckrotorblätter.

Beide Heckrotorblätter waren infolge übermäßiger Biegebeanspruchung des Blattholmes gegen die Heckrotordrehrichtung mit Torsionsanteil am Blattfuß gewaltsam gebrochen. Hinweise auf Schwingbrüche wurden nicht gefunden. Dem Gewaltbruch der Heckrotorblätter

war zu einem nicht näher bestimmbareren Zeitpunkt der Schubgewaltbruch der in die Heckrotorhaltegabel und die Heckrotorantriebswelle radial eingesetzten Feder vorausgegangen.

Der Einschlag des Heckrotorblattes „7“ im rechten unteren Quadranten der Rumpfbeplankung zwischen dem Heckrotorgetriebe und den horizontalen Stabilisierungsflossen kommt aufgrund der Einschlagposition relativ zur Rotornabe für den Schubgewaltbruch der Feder mit Verdrehung der Haltegabel auf der Antriebswelle bzw. den Blattbruch nicht in Betracht.

Das Heckrotorblatt „7“ schlug nach Abtrennung von der Rotornabe mit dem Blattende in den Heckrumpf und schnitt die Rumpfbeplankung in Heckrotordrehrichtung auf. Alle Spuren durch Fremdkörperberührung auf der Oberfläche des Heckrotorblattes „7“ korrespondierten mit jenen auf der Rumpfbeplankung und sind somit nach dem Blattbruch entstanden. Das Heckrotorblatt „8“ wies auf der Oberfläche keine Spuren durch Fremdkörperberührung auf.

Die Faltenbildung in der Heckrumpfbeplankung zwischen den horizontalen und vertikalen Stabilisierungsflossen sowie die Verformungsrichtung der unteren vertikalen Stabilisierungsflosse (Lower Fin) entsprechen einer gewaltsamen Krafteinwirkung auf das Rumpfstück bzw. die untere vertikale Stabilisierungsflosse schräg von unten links in Hauptrotordrehrichtung. Die Falten in der Beplankung setzten sich über die Bruchzone hinweg fort, was darauf schließen lässt, dass der Heckrumpf in diesem Bereich durch Bodenberührung des Notsporns bzw. durch Einschlag des Heckrotorblattes „7“ vorgeschädigt war.

Massenkräfte von Fin und Heckrotorgetriebe sowie am Fin wirkende Luftkräfte während der Drehung des Hubschraubers gegen die Hauptrotordrehrichtung bewirkten in dem durch Festigkeitsverlust der Rumpfbeplankung geschwächten Bereich eine Rissausbreitung in Umfangsrichtung zum linken unteren Quadranten bis zum Herauslösen eines Blechfragments, welche einer Biegebeanspruchung des Rumpfstücks schräg nach unten links in Hauptrotordrehrichtung und einer Torsionsbeanspruchung im Uhrzeigersinn um die Rumpflängsachse entspricht.

Beim Abtrennen des Rumpfstücks mit Heckrotorgetriebe und Fin kam es zur Trennung der kraftschlüssigen Verbindung von Haupt- und Heckrotor infolge eines Zuggewaltbruches der langen Heckrotorwelle im Bereich der Verschraubung mit der Flex-Kupplung am Heckrotorgetriebe-Eingangsflansch.

Das Schadensbild der Heckrumpfbeplankung zwischen der Kabine und den horizontalen Stabilisierungsflossen in Verbindung mit der Endlage von Teilen der langen Heckrotorwelle entsprechen einer Kraftwirkung schräg nach unten in Hauptrotordrehrichtung beim Einschlag des Hauptrotorblattes GELB in Höhe der Vorderkante der horizontalen Stabilisierungsflossen (siehe Anhang C), welches den Heckrumpf und die lange Heckrotorwelle durchtrennte. Infolge des Versagens durch übermäßige Schubbeanspruchung der radialen Vernietung auf der Oberseite des Heckrumpfanschlusses (Zugzone) wurde die zweiteilige Heckrotorwelle, welche zu diesem Zeitpunkt angetrieben war, an der Keilwellenverbindung axial getrennt, und der Teleflexzug zur Ansteuerung des Heckrotor-Hydraulikservos in Zugrichtung (Einstellwinkelvergrößerung) beansprucht.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Luftfahrzeug

- Die Voraussetzungen für die Verwendung des Hubschraubers der Type AS350 B1 im Fluge waren gegeben (§ 12 Luftfahrtgesetz 1957 idgF).
- Die vorgeschriebenen Kontrollintervalle und Betriebszeiten des Hubschraubers und seiner Teile und Ausrüstung waren eingehalten. Die mit Lufttüchtigkeitsanweisungen vorgeschriebenen Service Bulletins des Hubschrauberherstellers waren durchgeführt bzw. beachtet worden. Die durchgeführten Untersuchungen erbrachten keine Hinweise auf Wartungsmängel als Unfallursache.
- Der Hubschrauber war mit dem für Landungen auf Schnee erforderlichen Einsinkschutz ausgerüstet. Bei Landungen auf Tiefschnee ist gemäß Flughandbuch „Flight Manual AS350B1“ auf ausreichenden Bodenabstand der Heckrotorblätter zu achten.
- Der Hubschrauber war weder mit einem Hindernis- bzw. Bodenannäherungswarnsystem (Terrain Awareness and Warning Systems/TAWS) noch mit einem Radarhöhenmesser ausgerüstet.
- Für den Piloten bestand aufgrund der am Unfalltag durchgeführten Vorflugkontrolle gemäß Flughandbuch „Flight Manual AS350B1“ einschließlich einer Überprüfung der Heckrotorblätter kein Zweifel an der Lufttüchtigkeit des Hubschraubers.
- Masse und Schwerpunkt lagen zum Unfallzeitpunkt innerhalb der Betriebsgrenzen des Hubschraubers. Zum Unfallzeitpunkt betrug der vom Piloten abgelesene Kraftstoffvorrat ca. 40 %.
- Die Angaben des Piloten in Verbindung mit den durchgeführten technischen Untersuchungen am Heckrotor einschließlich der Antriebs- und Steuerungskomponenten erbrachte keine Hinweise auf einen technischen Mangel oder eine Fehlfunktion, die zum Verlust des Heckrotorschubs oder zur Trennung bzw. Blockade von Heckrotorantrieb oder -steuerung hätten beigetragen können.
- Die Untersuchung der Warn- und Hinweisleuchten (Warning Caution Advisory Panel) erbrachte keine Hinweise auf aufschlagbedingte Schäden und Verformungen der Glühfäden, welche Rückschlüsse auf ein Systemversagen oder eine Funktionsstörung am Hubschrauber zulassen.
- Alle untersuchten Schäden am Hubschrauber waren auf äußere mechanische Einwirkung bzw. Überbeanspruchung beim Aufschlag am Boden zurückführbar.
- Die Heckrotorhaltegabel war auf der Heckrotorantriebswelle um ca. 150° gegen die Rotordrehrichtung verdreht.
- Durch ein einmaliges, zeitlich nicht zuordenbares Ereignis infolge übermäßigen gegen die Heckrotordrehrichtung auf die Heckrotorblätter wirkenden Widerstandes war die in die

Heckrotorhaltegabel und die Heckrotorantriebswelle radial eingesetzte Feder gewaltsam abgeschert, ohne Anzeichen eines Schwingbruches.

- Zwischen den letzten Instandhaltungsarbeiten am Hubschrauber und dem Unfall (49:11 Betriebsstunden) sind keine Vorfälle oder Beanstandungen in Hinblick auf eine Verdrehung der Heckrotorhaltegabel auf der Heckrotorantriebswelle oder eine Boden-/Hindernisberührung mit dem Notsporn oder den Heckrotorblättern dokumentiert.
- Die Verstellstange des Heckrotorblattes „7“ war am spinnenseitigen Gelenkkopf in Heckrotordrehrichtung gebogen, jene des Heckrotorblattes „8“ gegen die Heckrotordrehrichtung.
- Zu beiden Seiten der Verschraubung des GFK-Blattholms in der Heckrotornabe liegen zwei ähnliche spröde Biegegewaltbrüche gegen die Heckrotordrehrichtung mit Torsionsanteil vor. Hinweise auf Schwingbrüche wurden nicht gefunden.
- Das Heckrotorblatt „7“ schlug zwischen den horizontalen Stabilisierungsflossen und dem Heckrotorgetriebe in die rechte Seite der Heckrumpfbeplankung. Alle Spuren durch Fremdkörperberührung auf der Oberfläche des Heckrotorblattes „7“ korrespondierten mit jenen auf der Heckrumpfbeplankung.
- Das Rumpfstück mit dem Heckrotorgetriebe und den vertikalen Stabilisierungsflossen war ausgehend von der Einschlagstelle des Heckrotorblattes „7“ schräg nach unten in Hauptrotordrehrichtung vom Heckrumpf abgetrennt.
- Die Beplankung wies im Trennbereich des Rumpfstückes auf der Rumpfoberseite und auf der linken Rumpfseite durchgehende Stauchfalten auf.
- Die untere vertikale Stabilisierungsflosse mit dem Notsporn war nach links in Hauptrotordrehrichtung verformt.
- Das Heckrotorblatt „8“ wies auf der Blattoberfläche keine Spuren durch Fremdkörperberührung auf.

3.1.2 Pilot

- Der Pilot war Inhaber eines Berufs-Hubschrauberpilotenscheines mit den zur Durchführung des gegenständlichen Fluges erforderlichen Berechtigungen, die am Unfalltag gültig waren (§ 26 Luftfahrtgesetz 1957 idgF).
- Hinweise auf einen beeinträchtigten Zustand des Piloten, insbesondere durch Einwirkung von Müdigkeit, zum Unfallzeitpunkt liegen nicht vor. Die Bestimmung des Alkoholgehalts der Atemluft ca. 2 Stunden nach dem Unfall ergab einen Nullwert.
- Hinweise auf eine unzulässige Überschreitung der Flug-, Ruhe- und Beanspruchungszeiten des Piloten zum Unfallzeitpunkt liegen nicht vor.
- Der Pilot hatte den letzten Proficiency-Check auf einem Hubschrauber des Baumusters AS 350 B1 unter Aufsicht eines Fluglehrers der Hubschrauberflugschule einer Gebietskörperschaft mit positivem Ergebnis innerhalb der festgelegten Frist ausgeführt. Die Überprüfung

schloss die Beherrschung der Notverfahren für Heckrotor- und Hydraulikausfall bei Anflug und Landung ein.

- Der Pilot verfügte über Erfahrung in der Durchführung von Außenlandungen und -abflügen auf der verwendeten Hubschraubertypen unter schwierigen örtlichen und meteorologischen Verhältnissen.

3.1.3 Flugbetrieb

- Der Flug wurde mit einem Zivilluftfahrzeug des Bundes als Einsatzflug nach einem Lawinenabgang durchgeführt (§ 145 Abs. 1 Luftfahrtgesetz 1957 idgF). Zivilluftfahrzeuge des Bundes sind bei Einsatzflügen u.a. von den Bestimmungen betreffend Außenlandungen und Außenabflüge (§ 9) sowie der Luftverkehrsregeln (§ 124), insbesondere den Sichtflug-Wetterbedingungen (§ 41 Luftverkehrsregeln 1967 idgF), ausgenommen.
- Der Pilot wurde an Bord von einem Flugretter unterstützt, der mit einem Einweiser am Landeplatz in Sprechfunkverbindung stand.
- Der Einsatzflug wurde als Sichtflug bei Tag im Luftraum Klasse G (CTA Arlberg) in Höhen zwischen 900 m MSL und 3050 m MSL durchgeführt.
- Im Einsatzgebiet herrschten zumindest zeitweilig Sichtflug-Wetterbedingungen.
- Die Beurteilung der Wetterlage im Einsatzgebiet erfolgte von dem ca. 2 km östlich des Seekopfes gelegenen Stützpunkt für Rettungshubschrauber in Zürs.
- Am Unfalltag waren für das Einsatzgebiet Wind aus westlichen Richtungen mit 20 kt, zeitweise Schneefall, Temperaturen um den Gefrierpunkt und tiefe Wolkenbasen (Berge in Wolken) vorhergesagt.
- Im Einsatzgebiet wechselten einander Sonnenphasen mit guter Sicht und Phasen geschlossener Bewölkung mit Nebel, Schneefall und grauen kontrastarmen Sichtverhältnissen ab. Der Winde kam mit ca. 20 kt aus nordwestlicher bis nordöstlicher Richtung und die Außentemperatur betrug unter 0°C.
- Die Druckhöhe am Unfallort betrug ca. 2100 m.
- Die Masse des Hubschraubers einschließlich der rekonstruierten Beladung lag unterhalb der gemäß Flughandbuch „Flight Manual AS350B1“ ermittelten höchstzulässigen Masse zum Schweben außerhalb des Bodeneffekts (O.G.E.) am Unfallort.
- Die gemäß Flughandbuch „Flight Manual AS350B1“ ermittelte Landestrecke zum Überfliegen eines 50-ft-Hindernisses mit der empfohlenen Anfluggeschwindigkeit von 65 KIAS betrug ca. 220 m (Anflugwinkel ca. 4°).
- Zwischen 40 und 90 m vor Erreichen des gemäß Flughandbuch „Flight Manual AS350B1“ ermittelten Aufsetzpunktes über ein 50-ft-Hindernis beträgt die Anfluggeschwindigkeit ca. 25 KIAS, welche außerhalb der „Avoidance Zone“ (V-H-Diagramm) liegt.

- Bei Ausfall des Heckrotors ist Durchstarten mit einer Geschwindigkeit von weniger als 20 KIAS wegen Wegfalls der stabilisierenden Wirkung der vertikalen Stabilisierungsflosse nicht möglich.
- Hinweise auf einen Betrieb des Hubschraubers außerhalb der Betriebsgrenzen oder abweichend von den Normal- und Notverfahren gemäß Flughandbuch „Flight Manual AS350B1“ liegen nicht vor.
- Die Außenlandung war auf der Ostseite des Seekopfes am Auslauf eines Lawinenkegels oberhalb der Piste Nr. 18 vorgesehen.
- Die Ostseite des Seekopfes und das während des Endanfluges überflogene Gelände waren mit einer geschlossenen, konturlosen Schneeschicht mit Neuschneeeauflage bedeckt.
- Der dunkle Hubschrauber hob sich bei guter Fernsicht vom grau-weißen Hintergrund deutlich ab. Die Sichtverhältnisse auf Piste Nr. 18 wurden als kontrastarm beschrieben.
- Der Pilot versuchte während des Endanfluges mit Seitenwind von rechts den Landeplatz auf seiner Seite der Windschutzscheibe, nicht weit oberhalb des Instrumentenpilzes, im Visier zu halten (Anflugwinkel ca. 20°).
- Der Pilot brach den ersten Anflug wegen unzureichender Absicherung des vom Einweiser vorbereiteten Landeplatzes ab.
- Der zweite Anflug erfolgte nach einem Rechtskreis in gerader Linie im Sinkflug in Richtung Lawinenkegel auf einen neuen Landeplatz oberhalb der Position des Einweisers.
- Der Einweiser hatte keine Kenntnis vom neuen Landeplatz.
- Während des Endanfluges in der Phase des Geschwindigkeitsabbaus mit reduzierter Leistung (Drehmoment ca. 55 %) neigte sich die Hubschrauberlängsachse nach unten und gierte der Hubschrauber unkontrolliert gegen die Hauptrotordrehrichtung.
- Der Pilot reduzierte die Leistung mittels Gas und Pitch (kollektive Hauptrotorblattverstellung). Die Flugbesatzung nahm weder optische noch akustische Warn- oder Hinweis-signale wahr.
- Der Hubschrauber berührte auf Steuerkurs ca. 240° mit dem Kufengestell und mit den Hauptrotorblattspitzen ca. 200 m östlich des Lawinenkegels mit einer Fluggeschwindigkeit von ca. 25 KIAS einen schneebedeckten Hügel.
- Die Eindringspuren am Hügel waren auf den Auslauf des Lawinenkegels gerichtet.
- Der Hubschrauber richtete sich steil auf und schlug nach Verlust der Heckrotorblätter und der vertikalen Stabilisierungsflossen gefolgt von mehreren Drehungen gegen die Hauptrotordrehrichtung ohne Vorwärtsfahrt in einer Mulde zwischen den Eindringspuren am Hügel und dem Auslauf des Lawinenkegels auf.

- Die Schneedecke wies im Bereich der Eindringsspuren des Kufengestells am Hügel Verwerfungen auf. Den Heckrotorblättern oder der unteren vertikalen Stabilisierungsflosse mit dem Notsporn zuordenbare Eindringsspuren waren nicht sichtbar.
- Der Pilot nahm ein unkontrolliertes Aufkommen des Hubschraubers am Boden wahr. Die Augenzeugen nahmen mehrheitlich lediglich den finalen Aufschlag wahr.
- Zwischen den ca. 60 m voneinander entfernten Eindringsspuren am Hügel und der Endlage des Hubschraubers lagen die losen Heckrotorblätter sowie das Rumpfstück mit dem Heckrotorgetriebe und den vertikalen Stabilisierungsflossen.
- Die Fundorte der beiden losen Heckrotorblätter waren ca. 9 m voneinander entfernt sowie ca. 13 m bzw. ca. 18 m vom Fundort des Heckrotorgetriebes und ca. 25 m von den Eindringsspuren am Hügel.
- Das Rumpfstück mit dem Heckrotorgetriebe und den vertikalen Stabilisierungsflossen lag ca. 40 m von den Eindringsspuren am Hügel.
- Außerhalb des Hubschraubers wurden keine Ausrüstungsgegenstände gefunden, die sich aus dem auf der linken Rumpfseite montierten Schikorb gelöst hatten.

3.1.4 Überlebensaspekte

- Pilot und Flugretter, welche mit Becken- und Schultergurten gesichert waren und Schutzhelme trugen, blieben unverletzt und konnten ohne fremde Hilfe den Hubschrauber verlassen.
- Es brach kein Brand aus.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Berührung von Hindernissen am Boden – Schnee

Schäden am Luftfahrzeug durch Berührung mit Hindernissen

Ausfall des Heckrotors – Heckrotorblätter

Versagen des Leitwerks – vertikale Stabilisierungsflossen

Unkontrollierte Drehung des Hubschraubers um die Hochachse

4 Sicherheitsempfehlungen

Nr. SE/UUB/LF/17/2009

Aufsichtsbehörde; Luftfahrzeughalter:

Zur Abwendung von Gefahren durch Hindernisse und ansteigendes Gelände sollten Hubschrauber, mit denen im öffentlichen Interesse regelmäßig Außenlandungen und -abflüge durchgeführt, die Mindestflughöhen unterschritten oder Sichtflüge bei einer Flugsicht von

weniger als 1,5 km durchgeführt werden, im Interesse der Sicherheit der Luftfahrt mit einem dem Stand der Technik entsprechenden Hindernis- bzw. Bodenannäherungswarnsystem (Terrain Awareness and Warning Systems/TAWS), zumindest jedoch mit einem Radarhöhenmesser, der die Flugbesatzung bei der Abschätzung des Bodenabstandes unterstützt, ausgerüstet werden.

Nr. SE/UUB/LF/18/2009

Bundesminister für Verkehr, Innovation und Technologie; Gesetzgeber:

Zivilluftfahrzeuge des Bundes, die zur Aufrechterhaltung der öffentlichen Ruhe, Ordnung und Sicherheit gemäß § 145 Abs. 1 Luftfahrtgesetz eingesetzt sind (Einsatzflüge), für welche Ausnahmeregelungen von den zur Abwehr von den der Allgemeinheit aus dem Luftverkehr drohenden Gefahren und für die Sicherheit der Zivilluftfahrt festgelegten Vorschriften gelten (Luftfahrtgesetz, Ziviflugplatz-Betriebsordnung, Luftverkehrsregeln), sollten im Interesse einer raschen Ursachenfindung im Zuge von Unfalluntersuchungen und unter Berücksichtigung des öffentlichen Interesses der Sicherheit der Luftfahrt verpflichtend mit Flugdatenaufzeichnungsgeräten ausgerüstet werden.

Nr. SE/UUB/LF/19/2009

Aufsichtsbehörde; Luftfahrzeughalter; Hilfs- und Rettungsorganisationen:

Die Koordination zwischen der Flugbesatzung und den Einsatzkräften am Boden bei Außenlandungen und -abflügen im Zuge von Such- und Rettungsmaßnahmen sollte bei der Durchführung von Einsatzübungen trainiert werden.

Wien, am 18.11.2009


Der Untersuchungsleiter:

Ing. Martin Veit

Anhang A (Quelle: Eurocopter France)

IMPORTANT NOTE :
Printed from EUROCOPTER DVD "OPEN 300" : 000 / 2000-07-24/ Revision.
(information may be updated beyond that date, do not keep this printout)

Service Bulletin



eurocopter
EUROCOPTER FRANCE

SERVICE BULLETIN
AS 350

No 05.11 R5

MANDATORY

SUBJECT : TIME LIMITS
Inspection of the Tail Rotor Blade Assembly

REMARKS :

This Service Bulletin forms the subject of the 37th AS 350 Airworthiness Directive.

- Revision 1 forming the subject of the 37th AS 350 Airworthiness Directive is intended :
 - to schedule the inspection detailed in paragraph 1C (1) every 10 flying hours.
 - to allow 10 hours to elapse after detection of the sound of broken fibers prior to performing inspection with removal as per in paragraph 1C (2).
- Revision 2 forming the subject of the 37th AS 350 Airworthiness Directive is intended :
 - to extend the check without removal from 10 to 30 hours.
- Revision 3 of this Service Bulletin, which forms the subject of the 37th AS 350 Airworthiness Directive Revision 1 :
 - modify the check interval from 300 hours to 400 flying hours.
- Revision 4 of this Service Bulletin, which forms the subject of the 37th AS 350 Airworthiness Directive Revision 2 :
 - include the new tail rotor blade assembly part numbers in paragraph 1A (only page 1 is concerned).
- Revision 4 Index "a" of this Service Bulletin, which does not modify the terms of the 37th AS 350 Airworthiness Directive Revision 3, correct the Tail Rotor Blade assembly Part Numbers in paragraph 1A.
- Revision 5 of this Service Bulletin forms the subject of revision 3 of the 37th AS 350 Airworthiness Directive, except for paragraph 1C(3), which is classified "Recommended" by the aircraft manufacturer, and :
 - reflects the extension of the type "T" inspection interval from 400 to 500 hours.
 - specifies the compliance conditions in paragraph 1D.
 - classify paragraph 1D (3) "Recommended".

Corresponds to modification : Not applicable

OFFICIAL APPROVAL
D.G.A.C Approved : December 6, 1982

Approval by Direction Générale de l'Aviation Civile (D.G.A.C)
is limited to helicopters subject to Airworthiness Certificate.

1 - PLANNING INFORMATION

A- EFFECTIVITY
AS 350 Helicopters, All Versions .

Tail rotor blade assembly P/N	350A08-1011 350A12-0020 350A12-0030 355A12-0031 355A12-0040	All dash numbers
-------------------------------	---	------------------

B- REASON
To check the tail rotor blade assembly for condition.

C- DESCRIPTION
Since some cases of cracks have been noticed on the blades of tail rotor assemblies returned to workshop for reconditioning, the following measures must be applied :

Procedures

(1) Check without removal

- Check each tail rotor blade root for abnormal noise, not a metallic sound (see NOTE) but the sound of broken fibers. To detect this noise, both rotor blades must simultaneously be bent inward and outward (see Figure 1). Should abnormal noise be detected, conduct the inspection with removal.

Revision 5 : December 23, 1993
Date : December 6, 1982

No 05.11
Page : 1/4

EUROCOPTER FRANCE - Direction Technique Support - 13725 MARIIGNANE Cedex France

350

05.00.11.000

93-52 Page 01.00. .

IMPORTANT NOTE :
 Printed from EUROCOPTER DVD "OPEN 350" : 000 /2000-07-24/ Revision.
 (Information may be updated beyond that date, do not keep this printout)

Service Bulletin

SERVICE BULLETIN

(2) Inspection with removal

- Remove laminated half-bearings and metal center components (as per Work Card 64.10.00.704 of Repair Manual). Then bend both blades inward and outward (see Figure 1) and check the spar visually.
- Check for cracks and splinters within the 10 mm edging areas (see Figure 2). Should one of these defects be detected in the areas to be inspected, the rotor has to be returned to factory. Possible cracks within the center area are not to be considered.

NOTE : In case of metallic sound, check sap, see-saw and laminated half-bearings for abnormal wear. See C.L.P./I.P.C. - Chapter 64.10.10 Figure 1 - Items 55 - 45 - 20 or Chapter 64.10.11 - Figure 1 - Items 50 - 40 - 20).

D - COMPLIANCE

On production line : Not applicable

- Retrofit action :
- (1) At intervals of no more than 30 flying hours :
 - a) Perform the check detailed in paragraph 1C (1) :
 - This check can be conducted by a pilot during the daily checks :
 - If a noise is detected, perform the check detailed in paragraph 1C (2) before resuming flights
 - b) Each time the laminate half-bearings are replaced. If difficulties are encountered in balancing or in the event of incidents which could affect the tail rotor :
 - Perform the check detailed in paragraph 1C (2).
 - (2) During each type "T" inspection - every 500 hours (unless this check was performed when the laminate half-bearings were replaced with in 50 hours prior to the type "T" inspection) :
 - Perform the check detailed in paragraph 1C (2).

Spare : Not applicable

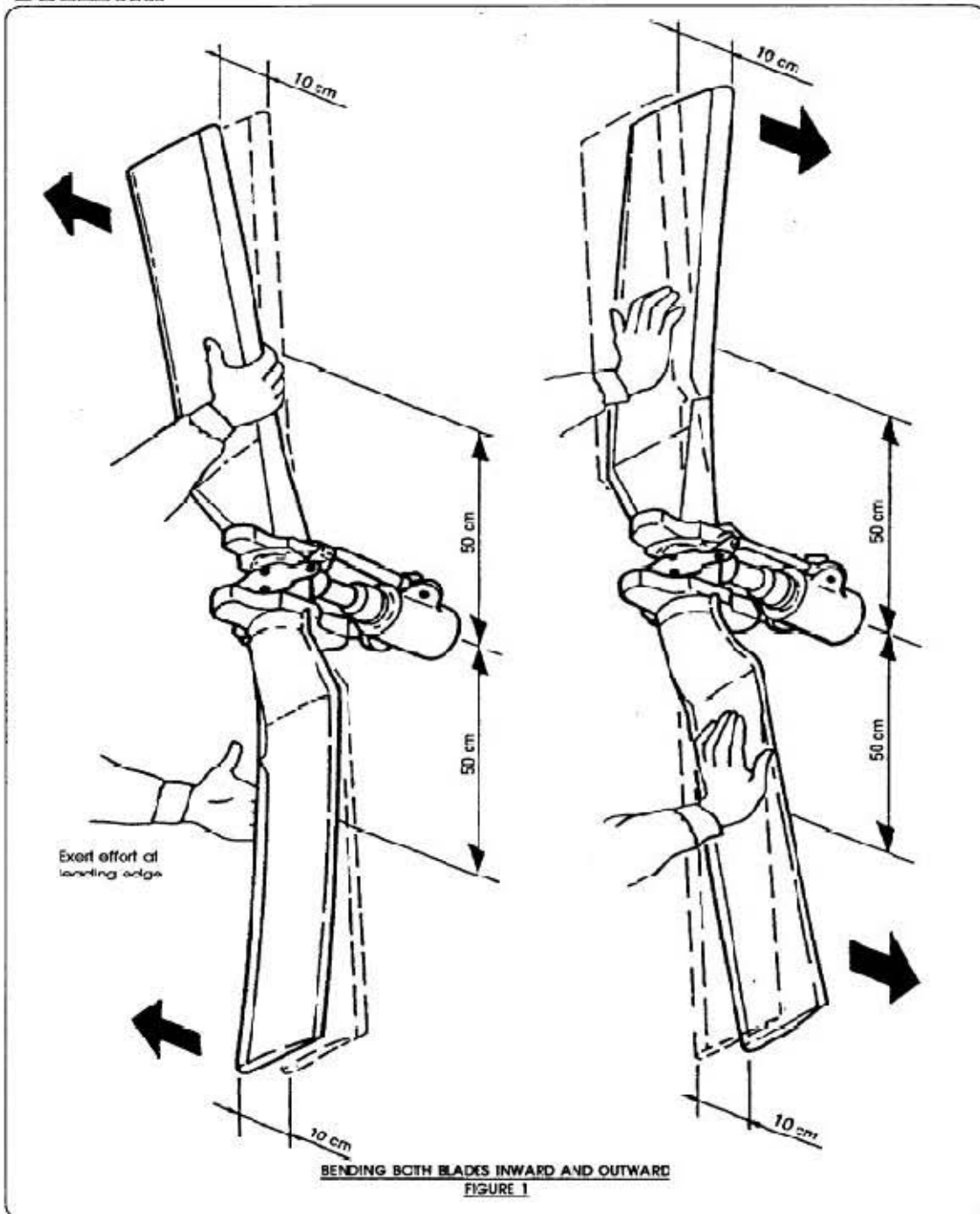
E - APPROVAL

Approved by the French Official Authorities (D.G.A.C.), on December 6, 1982.

IMPORTANT NOTE :
Printed from EUROCOPTER DVD "OPEN 350" : 030 (2008-07-24) Revision.
(Information may be updated beyond that date, do not keep this printout)

Service Bulletin

SERVICE BULLETIN



Date : December 6, 1982

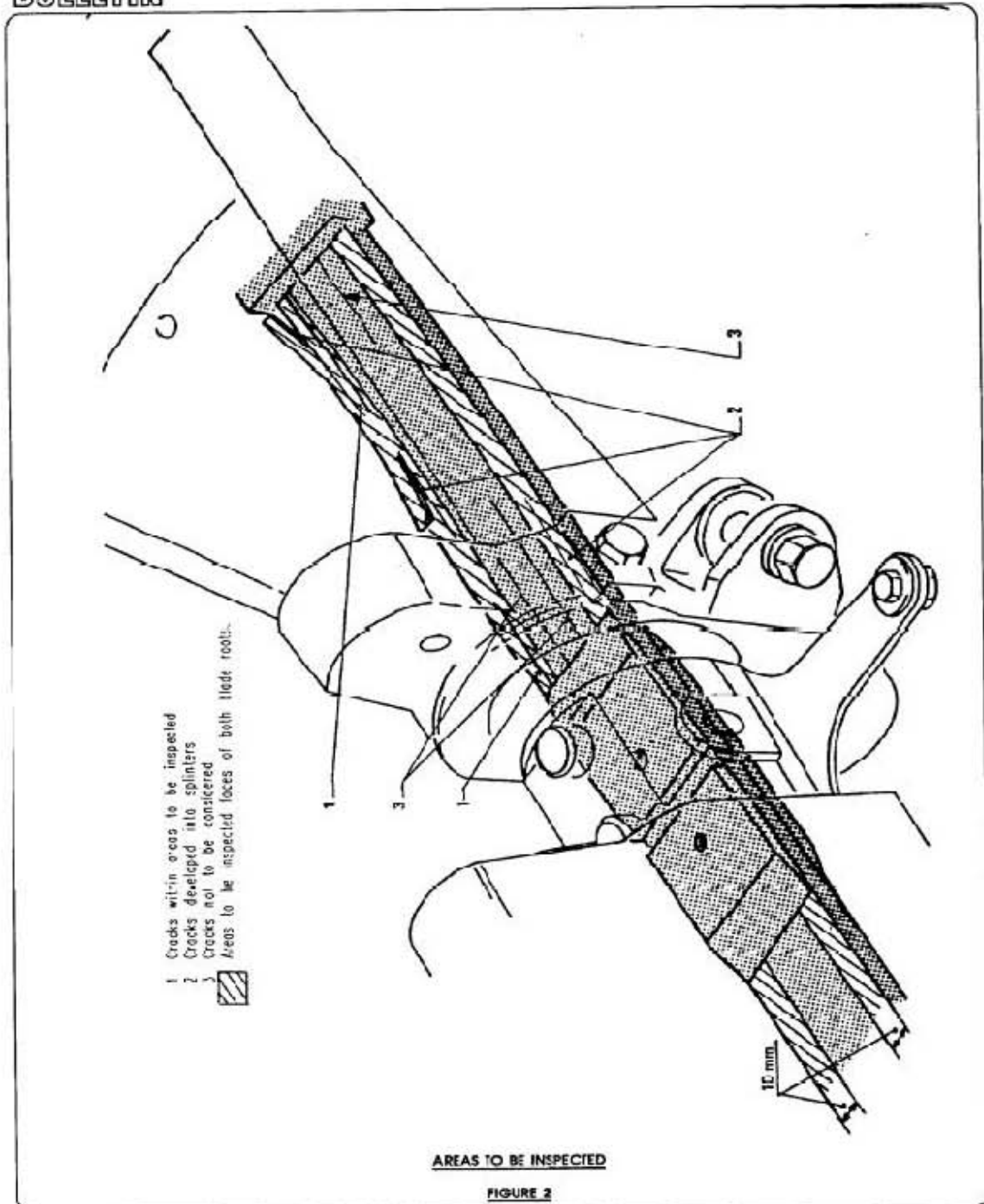
350

No 05.11
Page 3
05.00.11.000
82-50 Page 03.00. .

IMPORTANT NOTE :
Printed from EUROCOPTER DVD "OPEN 350" : 030 (2008-07-24) Revision.
(information may be updated beyond that date, do not keep this printout)

Service Bulletin

SERVICE BULLETIN

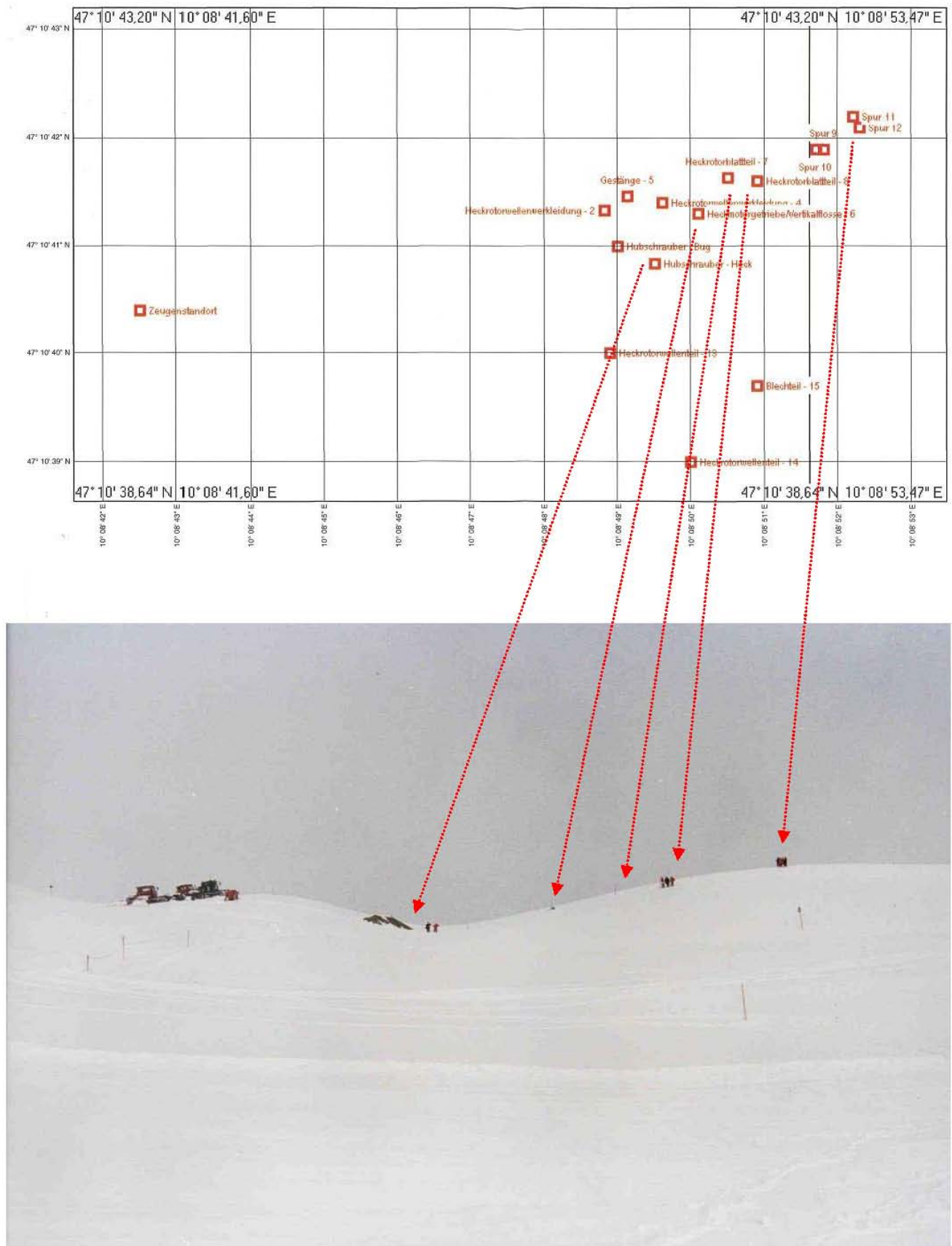


No. 05.11
Page : 4

350

Revision 5 :
Date : December 6, 1982
05.00.11.000
82-50 Page 04.00 . .

Anhang B (Quelle: Landesgendarmereikommando Vorarlberg)



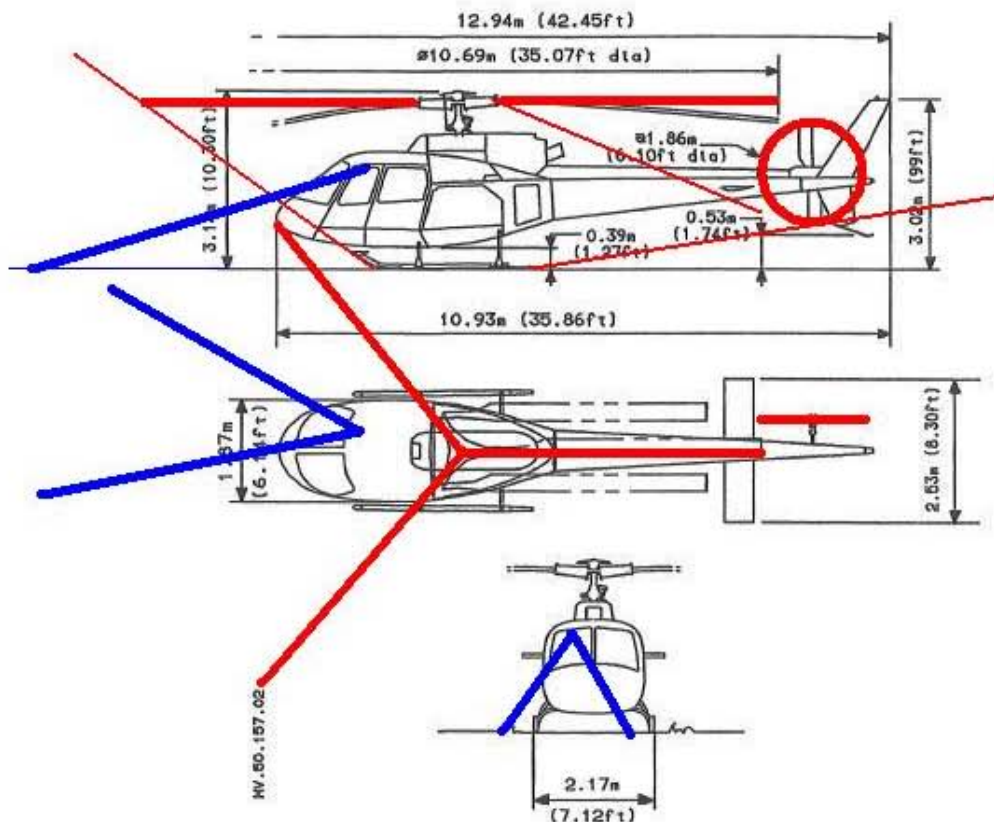
Anhang C (Quelle: „Flight Manual AS350B1“)

FLIGHT MANUAL

SECTION 1.1

LEADING PARTICULARS

1 MAIN AIRCRAFT DIMENSIONS



Overall dimensions of helicopter

- Overall length, rotor turning	12.94 m	42.45 ft
- Main rotor diameter	10.69	35.07
- Height to top of fin, low L/G *	3.02	9.91
- Length, blades folded	10.93	35.86
- Width, blades folded	2.53	8.30
- Height to rotor head, low L/G *	3.14	10.30
- Ground clearance below cabin, low L/G *	0.39	1.27
- Width of fuselage	1.87	6.14
- Length of fuselage	10.93	35.86

* Plus 0.20 m (0.65 ft) when aircraft is equipped with high L/G

R

350 B1

1.1

91-23

Page 1
00

Anhang D

Nicht berücksichtigte Stellungnahmen des verantwortlichen Piloten:

[...]

Eine Tageskontrolle ist nicht geeignet interne (Vor)Schäden am Luftfahrzeug festzustellen, auch die Tageskontrolle der Heckrotorblätter gemäß AS 350 POH nicht. Die Methode durch Verbiegen der Heckrotorblätter ein eventuelles „Knarren“ in den Blattholmen festzustellen, ist nicht geeignet interne Schäden der Rotorblätter vollständig auszuschließen.

[...] die im Berichts-Entwurf erwähnten 55% Torque sind eine Mutmaßung des Verfassers.

[...] Ergänzung: (Siehe Lichtbildbeilage: Übersicht Seekopf)



Die befragten Personen befanden sich ca. 60 – 70 Höhenmeter, rechts schräg oberhalb des Lawinenkegels / Einsatzortes, unterhalb einer Geländekante, von der die Piste steiler abfällt.

Die Schneekuppe / der Punkt der Berührung des HS mit dem Gelände nach Kontrollverlust liegt ca. 15 - 20 Höhenmeter rechts unterhalb des Einsatzortes, jeweils aus Blickrichtung HS.

Den Aussagen der Zeugen folgend, dass sich der HS auf ziemlich gleicher Höhe angenähert hat, ergibt sich somit eine Höhe des Hubschraubers über dem äußeren Schneehügel (der zuerst nach dem Verlust der Kontrolle über das Fluggerät berührt wurde), von ca. 75 – 90 m.

Diese Höhenangabe entspricht auch den Eindrücken der Besatzung, im Endteil des Anfluges ca. 70 - 100 m über Grund angefliegen zu sein.

[...]

Der Auslaufkegel als geplanter Landeort war ca. 25 - 28 Höhenmeter höher gelegen als die Endlage des HS.

[...]

Die beiden Eindringsspuren der Kufen (11 m lang) auf dem Hügel wiesen ebenfalls wellenartige Spuren (ca 7 m lang) quer zu den Kufenspuren auf. Diese stammen vom Hauptrotor und weisen auf eine sehr steile „Nose-down Attitude“ bereits bei der Berührung des Hügels hin (mindestens 40 Grad). Wäre der HS [...] mit geringer Sinkrate [...] auf den Hügel touchiert, wäre es nicht zu diesen Querspurten gekommen, da eine unbeabsichtigte Bodenberührung mit geringer Sinkrate instinktiv zu einer sofortigen Gegenbewegung am Stick und Pitch veranlasst.

Weiters schlieÙe ich eine solche Berührung des Hügels (Controlled Flight into Terrain) strikt aus, da der Anflugweg zum Lawinenkegel dann von unten nach oben geführt haben müsste, somit im Steigflug, was absolut auszuschließen ist. Die Bodenberührung hat als Folge des Kontrollverlustes nach Reduzierung der Flugleistung auf 0 Pitch stattgefunden. Die Kufenspuren sind ebenso wie die Endlage des HS zufällig beinahe in Endanflugrichtung.

[...]

Von den Heckrotorblättern (mit 2000 r/pm drehend), dem Heck-Sporn oder der Heckfinne waren keine Eindringsspuren im weiteren Umkreis der Kufenspuren festzustellen, was eine Schneeberührung durch den Heckausleger samt drehendem Heckrotor vollständig ausschließt.

[...]

Die vorliegenden Beschädigungen lassen eine zweifelsfreie Feststellung der Unfallursache unter Zugrundelegung des vorliegenden Berichtes der FUS nicht zu.

[...]

Heckrotor-Stall, Federbruch in der Heckrotorgabel auf Grund von Ermüdung, Vorangegangene Überbelastung, Ein totaler Heckrotorbruch vor oder nach der Hangberührung kann zeitlich nicht eindeutig zugeordnet werden.

Abschließend:

[...]

- 5 Ein Materialbruch auf Grund von Vorschäden/Ermüdung/Überbeanspruchung was in Folge zum Kontrollverlust und Gewaltbruch am Heckrotor geführt hat, kann nicht ausgeschlossen werden.
- 6 Zu „Wahrscheinliche Ursachen“
Entgegen der Vermutung der FUS / des Untersuchungsleiters ist für die Besatzung ein Kontrollverlust vor Hangberührung als Unfallursache eindeutig, eine Bodenberührung auf Grund eines zu niederen oder sogar ansteigenden Anfluges als Unfallursache nicht zutreffend / auszuschließen.

Nicht berücksichtigte Stellungnahmen des Flugretters:

[...] Der Pilot drehte die Maschine, unter stetigem leichtem Steigen über rechts weg.

[...] Der Pilot hatte die Maschine unter leichtem Steigen nach rechts abgedreht.

[...] Ein steiles Aufrichten des Buges konnte nicht wahrgenommen werden. [...]

