

FLUGUNFALLKOMMISSION

B ü r o : Radetzkystraße 2
1031 W I E N
Fax: 01-71162-9299
Tel.: 01-71162 Kl. 9200- 9207

Wien, am 02. Oktober 2000

GZ. 84.331/1-FUS/2000

GUTACHTEN UND VORSCHLÄGE

betreffend den

Flugunfall mit dem Hubschrauber Type Aerospatiale Ecureuil AS 350 B1,
Kennzeichen OE-XXX, am 22. August 1991 um ca. 14:15 Uhr UTC
nahe Hallenstein im Gemeindegebiet Lofer, Bezirk Zell/See, Salzburg

Zusammensetzung der Flugunfallkommission (bestellt mit Bescheid des Bundesministers für öffentliche Wirtschaft und Verkehr vom 20. September 1991, Pr.Zl. 84.331/5-FUK/91):

OK Dr. Andreas LINHART	Leiter
DDipl.Ing. Dr. Walter SPERR	Sachverständiger für Luftfahrzeugtechnik
Ing. Günther RAICHER	Sachverständiger für Flugbetrieb

Der Flugunfall wurde im vereinfachten Verfahren untersucht.

*) Alle in diesem Bericht angeführten Zeiten entsprechen Universal Coordinated Time (Lokalzeiten wurden entsprechend geändert).

- 2 -

INHALTSÜBERSICHT

	Seite
ALLGEMEINES	3
1. UNTERSUCHUNG	4
1.1 Flugverlauf	4
1.1.1 Flugvorbereitung	6
1.2 Verletzung von Personen	6
1.3 Beschädigung des Luftfahrzeuges	6
1.4 Andere Beschädigungen	6
1.5 Besatzung	7
1.6 Luftfahrzeug	7
1.7 Flugwetter	9
1.8 Navigationsanlagen	9
1.9 Funksprechverkehr	9
1.10 Flugplatz- und Bodeneinrichtungen	9
1.11 Flugschreiber	9
1.12 Prüfung des Bruches	9
1.12.1 Lage des Bruches	9
1.12.2 Zustand des Bruches	10
1.13 Angaben über Feuerausbruch	12
1.14 Andere Angaben	12
1.15 Technische Untersuchung	12
1.16 Sonstiges	16
1.17 Gewicht und Schwerpunktlage	16
2. BEURTEILUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN	16
2.1 Beurteilung	16
2.2 Schlußfolgerungen	20
2.2.1 Unfallart	20
2.2.2 Unfallursache	20
3. VORSCHLÄGE	20
3.1 Sofortmaßnahmen	20
3.2 Vorschläge der Flugunfallkommission	20

- 3 -

ALLGEMEINES

Luftfahrzeug

Hubschrauber Type Aerospatiale Ecureuil AS 350 B1, Kennzeichen OE-XXX

Triebwerk

1 Turbinentriebwerk Turbomeca Arriel 1D

Eigentümer & Halter

Bundesministerium

Besatzung

Pilot, männlich, 35 Jahre, schwer verletzt

Passagiere

Notarzt, 31 Jahre, schwer verletzt

Sanitäter, 39 Jahre, schwer verletzt

Patient, 62 Jahre, tot

Unfallort

Bezirk Zell/See, / Gemeinde Lofer, nahe Hallenstein, ca.100 m östlich der Bundesstraße

B 312 nach Lofer

Koordinaten: 47°36'30'' N, 12°42'10'' O

Seehöhe: 610 m MSL

Datum und Zeitpunkt des Unfalles

22. August 1991 um ca.14:15 Uhr

Art des Fluges

Ambulanzflug

- 4 -

Phase des Fluges

Reiseflug

Datum und Zeitpunkt der Verständigung des Bereitschaftsdienstes

22. August 1991 um 14:31 Uhr

Teilnehmer an der Untersuchung

Flugunfallkommissionsmitglieder: Dr. Andreas Linhart

DDipl.Ing. Dr. Walter Sperr

Ing. Günther Raicher

Sonstige Personen:

Ing. Hans Fritz, gerichtlich beeideter Sachverständiger
Beamte der Kriminalabteilung des Landesgendarmerie-
kommandos für Salzburg

Untersuchungskommission des Bundesministeriums
für Inneres

Kurze Darstellung des Unfalls

Nahe Hallenstein im Gemeindegebiet Lofer traten während eines Ambulanzfluges starke Vibrationen auf. Der Pilot führte eine Notlandung durch, bei der der Hubschrauber zerstört wurde. Der Notfallpatient starb, die drei weiteren Insassen wurden schwer verletzt.

1. U N T E R S U C H U N G

1.1 FLUGVERLAUF

Der Flugverlauf einschließlich des Unfallherganges wurde aufgrund der Aussagen von Pilot, Notarzt und Augenzeugen sowie der Ermittlungen des Landesgendarmerie-

- 5 -

kommandos für Salzburg in Verbindung mit den Erhebungen der Flugunfallkommission am Unfallort wie folgt rekonstruiert:

Der Rettungshubschrauber „Martin 1“ des Bundesministeriums für Inneres mit dem Kennzeichen OE-XXX, Type Aerospatiale Ecureuil AS 350 B1, stationiert am Flugeinsatzzentrum Salzburg, wurde am 22.8.1991 um etwa 1300 Uhr zu einem Einsatzflug gerufen. Ein Patient mit Schädelverletzungen sollte vom Krankenhaus Zell am See nach Salzburg geflogen werden. Der Start vom Flugeinsatzzentrum Salzburg erfolgte um 13:26. An Bord befanden sich ein Pilot, ein Notarzt sowie ein Sanitäter. Die Maschine war zu 60% voll getankt. Es herrschten einwandfreie Sichtflugwetterbedingungen.

Die Landung in Zell am See erfolgte um 13:44. Nach der Übernahme des Patienten startete der Hubschrauber um 14:04 zum Rückflug nach Salzburg. Dafür wurde wieder die Strecke entlang der Saalach und weiter über Lofer, Unken und Bad Reichenhall gewählt. Um die Kreislaufbelastung für den Patienten gering zu halten, wurde auf Wunsch des Arztes eine niedrige Flughöhe von etwa 300 - 350 m über Grund gewählt. Etwa über dem Ortsgebiet von Lofer hat der Pilot über Bordfunk zu den Insassen bemerkt, dass der Hubschrauber „wieder zu hüpfen anfange“. Diese Bemerkung wurde vom Arzt in Zusammenhang mit Pilotenbeschwerden über starke Vibrationen des Hubschraubers bei Flugeinsätzen vorangegangener Tage gebracht. Tatsächlich war am 20. August 1991 eine Nachwuchtung des Hauptrotorsystems durch technisches Personal des Betreibers vorgenommen worden. Der Arzt will auch festgestellt haben, daß der Pilot bereits in dieser Situation durch heftige Eigenbewegungen des Sticks Schwierigkeiten hatte die Maschine zu steuern. In weiterer Folge gab es im Antriebsbereich ein „metallisches Krachen“ mit anschließenden sehr starken Vibrationen des Hubschraubers.

Laut Aussage des Piloten war es für ihn in dieser Situation selbstverständlich, sofort zu versuchen zu landen. Er hatte noch nie zuvor derartig starke, vertikale Schwingungen bei diesem Hubschrauber bemerkt, die sich letztlich bis zur Unsteuerbarkeit gesteigert haben.

Der Hubschrauber führte im Sinkflug eindreiviertel Vollkreise nach links durch. Es entstand vorerst der Eindruck, daß der Pilot auf einer frischgemähten Wiese westlich der Bundesstraße nach Lofer landen wollte. Stattdessen wurde der Hubschrauber in einer Linkskurve nochmals hochgezogen, überquerte die Bundesstraße und eine an deren Bö-

- 6 -

schung stehende Baumgruppe und kippte anschließend steil nach unten.

Nach dem Aufschlag rutschte das Wrack auf der rechten Seite liegend noch 37 Meter weiter. Der Pilot verblieb schwer verletzt in der zertrümmerten Kabine. Arzt und Sanitäter wurden ebenso wie der Patient aus der Maschine geschleudert und blieben schwer verletzt liegen. Der Patient verstarb an der Unfallstelle.

Die Augenzeugen leisteten Erste Hilfe und verständigten Gendarmerie und Rettung. Weder der Pilot noch der Arzt können sich an die letzten Phasen des Fluges erinnern, sodass diese Phase aufgrund der Aussagen der Augenzeugen rekonstruiert wurde.

1.1.1 **Flugvorbereitung**

Die erforderliche Flugvorbereitung inklusive Schwerpunktsberechnung wurde durchgeführt. Der erforderliche Flugplan wurde abgegeben.

1.2 **VERLETZUNG VON PERSONEN**

Art der Verletzung	Besatzung	Passagiere
Schwer verletzt	1	2*
Tödlich	-	1

* Der beim Unfall schwer verletzte Sanitäter verstarb zwei Monate später am 21.10.1991 während seines Behandlungsaufenthaltes im Rehabilitationszentrum Vigaun an einem Hinterwandinfarkt. Ein unmittelbarer Zusammenhang zwischen den durch den Flugunfall entstandenen Verletzungen und dem Herzinfarkt als letztendliche Todesursache konnte nicht hergestellt werden.

1.3 **BESCHÄDIGUNG DES LUFTFAHRZEUGES**

Das Luftfahrzeug wurde zerstört.

1.4 **ANDERE BESCHÄDIGUNGEN**

Geringer Flurschaden an der Unfallstelle.

- 7 -

1.5 BESATZUNG

Pilot, männlich, Jahrgang 1956, österreichischer Staatsbürger;

Inhaber des **Berufshubschrauberpilotscheines** Nr. XXX, vom 28.12.1981 gültig bis 28.12.1991 und des **Privathubschrauberpilotscheines** Nr. XXX, vom 27.4.1981 gültig bis 28.12.1991, ausgestellt vom Bundesamt für Zivilluftfahrt.

Berechtigungen: Nachtsichtflug
Typenberechtigungen: AS 350, AS 355, AB 206

Flugerfahrung:

Gesamt 2.417 Stunden
 Davon auf dem Unfallmuster: 556 Stunden
 In den letzten 48 Stunden: 0:29 Stunden (AS 350)

Die letzten 24 Stunden des Piloten vor dem Unfall konnten nicht mehr rekonstruiert werden.

1.6 LUFTFAHRZEUG

Hubschrauber Type Ecureuil AS 350 B1 Kennzeichen OE-XXX

Hersteller: Aerospatiale, Frankreich
 Werknummer / Baujahr: 2368 / 1990
 Gesamtbetriebsstunden: 408 h bei 1941 Flügen

Triebwerk

Turbinenmotor Arriel 1D
 Hersteller: Turbomeca/ Frankreich
 Werknummer/Baujahr : 7151 / 1989
 Gesamtbetriebsstunden: 408 h

Hauptrotor

3- Blatt – System Type Starflex
 Hersteller: Aerospatiale, Frankreich

Serialnummer/Werknummer

- 8 -

(Hauptrotorblätter) : 355 A 11.0020.06 / 4626 (rot), 4618 (gelb),
4612 (blau)

Serialnummer/Werknummer

(Hauptrotorkopf) : 355A / M 743

Gesamtbetriebsstunden: je 408 Stunden

Heckrotor

2-Blatt-Heckrotor System

Hersteller: Aerospatiale, Frankreich

Serialnummer/Werknummer

(Blätter, Rotorkopf): 355 A 12.0040.04 / 4187

Gesamtbetriebsstunden: 135 h

Bordpapiere, Ordnungsnummer XXXX, ausgestellt vom Bundesamt für Zivilluftfahrt:

- Eintragungsschein Nr 01, ausgestellt am 28.5.1990
- Zulassungsschein Nr. 2872, ausgestellt am 1.10.1990
- Lufttüchtigkeitszeugnis, ausgestellt am 25.9.1990

Verwendungsarten: Allgemeine Luftfahrt

Einsatzarten: Personenbeförderung

Ambulanzflüge

Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle:

Ausgestellt am 15. November 1990 von der Österreichischen Postdirektion für Wien, Niederösterreich und das Burgenland

Nachweis der Haftpflichtversicherung:

Wiener Städtische Versicherung, Pol.Nr 58-H918.921-6, ausgestellt am 16. Oktober 1990, gültig vom 01. Dezember 1990 bis 01. Dezember 1991,

1.7 FLUGWETTER

Zum Zeitpunkt des Unfalls herrschte wolkenloses Wetter mit Sichtweiten bis zu 40 km.

- 9 -

Die Temperatur betrug ca. 27 Grad Celsius. Der Wind aus 020° mit ca. 7 Kt hatte praktisch keinen Einfluß auf das Unfallgeschehen.

1.8 NAVIGATIONSANLAGEN

Nicht betroffen.

1.9 FUNKSPRECHVERKEHR

Nicht durchgeführt.

1.10 FLUGPLATZ- UND BODENEINRICHTUNGEN

Nicht betroffen.

1.11 FLUGSCHREIBER

Nicht eingebaut, nicht vorgeschrieben.

1.12 PRÜFUNG DES BRUCHES

1.12.1 Lage des Bruches

Das Absturzgebiet befindet sich ca. 2 km nördlich des Ortsgebietes von Lofer in dem zum Gemeindegebiet von Lofer gehörenden Ortsteil Hallenstein. Das Saalachtal verläuft im Bereich des Absturzgebietes auf einer Seehöhe von ca. 610 m MSL. Die Talbreite (Ost-West) beträgt am Talboden etwa 1,8 km. In Nord- Südrichtung wird das Gebiet von der Loferer Bundesstraße B 312 sowie vom Fluß Saalach (Fließrichtung Norden) durchzogen. Das Gebiet ist relativ dünn besiedelt.

Im letzten Teil des Fluges befand sich die Maschine etwa auf Ostkurs. Im Endanflug hat sie dabei ca. 50 m vor der ersten festgestellten Bodenberührung ca. 20 m hohe Bäume überflogen. Der Winkel zwischen den obersten Baumwipfeln und der ersten Bodenberührung konnte mit ca. 25 Grad ermittelt werden. Die Wipfeln dieser Bäume zeigten keine Berührspuren und es wurden auch keine abgerissenen Zweige oder Äste aufgefunden.

- 10 -

Die Unfallstelle befand sich in einem Wiesengrundstück ca. 97 m östlich der Bundesstraße bei Straßenkilometer 56,8. Diese Wiese war zum Unfallzeitpunkt abgemäht und hindernisfrei mit einer Neigung von 6 bis 8 Grad in Richtung Ost. An die Südseite der Unfallstelle grenzt ein bewaldetes Grundstück (Abstand ca. 30 m zum Wrack).

Im Zuge der Tatbestandsaufnahme durch Kriminalbeamte des Landesgendarmeriekommandos Salzburg wurde die Unfallstelle in fünf Meßfelder eingeteilt. In diesen Meßfeldern wurden alle wesentlichen Spuren von der Aufprallstelle über die Endlage des Wracks bis zur Lage der Hubschrauberinsassen erfaßt. Die Spurenfolge begann mit drei markanten Schürfspuren ca. 60 m östlich der Bundesstrasse. In diesen drei Schürfspuren wurde Laminat aufgefunden wie es in den drei Rotorblättern Verwendung fand.

Der Winkel der Schnittkanten dieser drei Schürfspuren betrug teilweise mehr als 45 Grad zum Wiesenboden.

Der Abstand dieser Rotoreinschläge betrug ca. 0,6 m und erfolgte zu einem Zeitpunkt, als alle drei Rotorblätter noch annähernd gleich lang waren.

Einige weitere Einschnitte im Wiesengelände konnten dem dann schon beschädigten Hauptrotor zugeordnet werden.

Der anschließende Hauptaufprall der Zelle begann ca. 1,5 m südlich mit einem tiefen Einschnitt (vermutlich rechtes Kufenhorn) und einer ca. 2,5 m mal 4,0 m messenden Erdaufwerfung (Kabinenvorderteil).

Etwa 10 m nach der Erstauftrittspur begann ein großflächiges Schleifspurenfeld. Das Hauptwrack befand sich ca. 37 m nach der ErstsPUR. Es lag auf seiner rechten Seite mit der Rumpflängsachse in Richtung Süd. Der schwer verletzte Pilot war noch angeschnallt und konnte erst durch fremde Hilfe aus dem zerstörten Cockpit geborgen werden. Ca. 5 m östlich des Hauptwracks lag die Trage mit dem zum Auffindungszeitpunkt toten Patienten. Ca. 17 m östlich des Hubschraubers wurde der schwer verletzte Notarzt und ca. 25 m östlich des Wracks der schwer verletzte Sanitäter aufgefunden.

1.12.2 **Zustand des Bruches**

Das Hauptwrack lag auf seiner rechten Seite. Der vordere Teil der Kabine war vollständig zerstört. Die Richtung der Rumpflängsachse wies nach Süden. Der Mast bzw. das Hauptgetriebe war lagerichtig, aber ca 10° nach rechts und ca. 5° nach vorne verzo-

- 11 -

gen. Die gesamte Tragkonstruktion des Hauptgetriebes war ebenso wie die Getriebeplattform zerstört.

Der Hauptrotorkopf (Starflex- Konstruktion) war mehrfach beschädigt.

Die Taumelscheibe und die Rotoransteuerung incl. der Servos waren erhalten und äußerlich unbeschädigt. Blattgriff und Frequenzdämpferelement des Blattes „blau“ waren zerstört.

Das Blatt „gelb“ war ca. 1 m von der Blattwurzel ca. 30° nach hinten (im Drehsinn) gebogen. Das Außenende war auf einer Länge von 0,9 m abgerissen.

Das Rotorblatt „blau“ zeigte einen Bruch des Blattgriffs. Das Blattende selbst zeigte an seiner Vorderkante massive Einschlagspuren (Erde, Steine).

Das Blatt „rot“ zeigte ca. 90 cm nach seiner Wurzel den ersten Bruch nach unten. Das bis zum Ende vorhandene Blatt war weitflächig massiv zerstört.

Der Kabinenbereich war vollständig aufgelöst.

Steuerhebel:

Rechts im Bereich des Pilotensitzes war der Stick in einer leicht nach vorne gedrückten Stellung blockiert. Der Kollektivhebel war in einer 3/4 gezogenen Stellung blockiert. Der gelbe Leistungshebel war in der vordersten Stellung eingerastet, der rote Kraftstoffhebel ebenfalls ganz vorne in seiner Kulisse blockiert. Der linke, rote Rotorbremshebel war in Stellung OFF (vorne).

Am Kabinenboden war die Verkleidung vollständig heruntergerissen.

Kufengestell:

Das vordere Biegerohr saß nur mehr rechts in seiner Halterung. Links war es abgerissen. Der abgerissene Teil lag etwas oberhalb des Wracks. Die Übergangsstücke zu den Kufen waren gebrochen. Die rechte Kufe hing nur an dem hinteren Biegerohr. Das Kufenhorn war nach unten gebogen.

Der Crashsender wurde von einem Vertreter des Halters deaktiviert.

Laut Angaben der Bergungsmannschaften wurden unmittelbar nach dem Unfall zwischen 180 und 200 Liter Kraftstoff aus dem Haupttank enttankt. Größere Ausflußmen-

- 12 -

gen waren nicht feststellbar.

Die Arbeitsturbine des Triebwerkes war frei drehbar. Der Exhaust-Duct war links und rechts leicht eingedrückt. Außerdem war der ganze Bereich durch Feuerlöschmittel kontaminiert. Das Triebwerk selbst war ca. 15 cm im hinteren Bereich aus seinen Halterungen nach rechts und ca. 10 cm nach vorne verschoben, die Verkleidung war dementsprechend aus ihren Halterungen gerissen. Der vordere Flektor der Hauptantriebswelle (Triebwerk-Hauptgetriebe) war zerstört, die Wellenverbindung war unterbrochen und der zugehörige Wellentunnel war an der Getriebeseite aufgeplatzt.

Der gesamte Tailcone war im Bereich seiner Befestigung am Haupttrumpf im unteren Bereich gestaucht und nach unten gebogen. Die rechte Stabilisierungsflosse war geknickt, die untere Fin- Zone um mehr als 45° nach hinten gestaucht.

Der Heckrotorwellentunnel war im Bereich des Horizontalstabilisators durch äußere Einwirkung mechanisch zerstört. Die hintere Heckrotorantriebswelle war an dieser Stelle abgerissen.

1.13 ANGABEN ÜBER FEUERAUSBRUCH

Es brach kein Feuer aus.

1.14 ANDERE ANGABEN

Anhand der Schilderung des Unfallfluges durch vier Augenzeugen wurden mit einem Hubschrauber des Bundesministeriums für Inneres, Flugeinsatzstelle Meidling, mehrere Rekonstruktionsflüge des Sinkfluges des verunfallten Hubschraubers vorgenommen und auf Videoband aufgezeichnet.

1.15 TECHNISCHE UNTERSUCHUNG

Das Wrack des Hubschraubers OE-XXX wurde in den Werfthangar der Flugeinsatzstelle Meidling gebracht und dort annähernd lagerichtig aufgebaut. Die technische Zerlegetprüfung wurde am 24.8.1991 begonnen und am 12.3.1992 beendet.

Bei der Funktionsprüfung der fraglichen hydraulischen Steuerzylinder wurde festge-

- 13 -

stellt, daß alle Steuerzylinder und Schieber im wesentlichen ordnungsgemäß arbeiteten. Betreffend den Abriss der hinteren Heckrotorantriebswelle und der mechanischen Zerstörung des Heckrotorwellentunnels im Bereich des Horizontalstabilisators konnte durch eine Lackvergleichsprüfung festgestellt werden, dass sich Lack des abgebrochenen Hauptrotorblattes "gelb" an der zerstörten Welle befand. Die Reste des an der Unfallstelle aufgefundenen Hauptrotorblattes „gelb“ waren auch um ca. 0,9 m kürzer als die beiden anderen Rotorblätter.

Das Triebwerk wurde ausgebaut, in einer plombierten Kiste an den Hersteller geliefert und dort weiter untersucht. Bei diesen Untersuchungen konnten aber keinerlei Vorschäden des Triebwerkes festgestellt werden.

Der Schaltzustand der Anzeigelampen des Warntableaus wurde von einem Sachverständigen untersucht.

Bei den untersuchten Flugzeuganzeigelampen beginnen die Wendelverformungen bei Verzögerungen um 50 g. Ein Anstoß in dieser Größenordnung muß aber direkt an der betreffenden Leuchteneinheit erfolgen. Wird die Verzögerung jedoch durch andere Flugzeugteile entsprechend gedämpft, müssen für eine Wendelverformung entsprechend höhere Verzögerungen auftreten, damit eine Wendelverformung eintreten kann. Bei der gegenständlichen Untersuchung konnten keine Wendelverformungen festgestellt werden.

Der Aufschlagszeitpunkt, der Aufschlagskurs, die Bahnneigung und die Auftrefflage des Hubschraubers konnten aus Zeugenaussagen, Flugversuchen, Spuren an der Unfallstelle und den Beschädigungen am Wrack rekonstruiert werden.

Die Beschädigungen an den Komponenten des Antriebsstranges deuten auf Krafteinwirkungen hin, wie sie von einem arbeitenden Hauptrotor verursacht werden.

Die Beschädigungen der Servos und Gestänge der Hauptrotor- und der Heckrotorsteuerung wiesen nicht auf vorbestandene Beschädigungen oder Schäden hin.

- 14 -

Es wurde festgestellt, daß das Luftfahrzeug zum Aufschlagzeitpunkt strukturell nicht vollständig war. Das sphärische Drucklager des Blattes „blau“ wurde zerstört, wobei der Teil, der der Frequenzdämpfung diente, fehlte. Dieser fehlende Bauteil konnte im Zuge der Untersuchungen auch nicht mehr aufgefunden werden.

Umfangreiche Laborprüfungen an den Bruchflächen der erhaltenen Reste des sphärischen Drucklagers „blau“ ergaben, daß (1) zwischen der Mittelbohrung (Pol) und Außenbegrenzung (Äquator) ein Schwingbruch im Elastomer erkennbar war, (2) die Bruchausbreitung auf zwei Fronten zum Pol und zum Äquator erfolgt ist, also von „innen“ nach „außen“, und (3) im Polbereich und am Äquator Gewaltbrüche in Schritten zur endgültigen Trennung der Teile geführt hat. (4) Äußere mechanische Einwirkungen auf das Bruchgeschehen waren nicht nachweisbar.

Sowohl am Dämpferelement „blau“ als auch an den untersuchten Vergleichsstücken war erkennbar, daß sich im Inneren des Dämpferelementes meist an einer chlor- und titanreichen „Primerschicht“ (Haftvermittler zwischen Metallkalotte und Elastomerschicht) Schwingbrüche bilden, die sich entlang der Kalottenebene überwiegend in der Primerschicht ausbreiten. Diese Risse dringen zuerst an der „Oberseite“ des Dämpferelementes (in Einbaulage gesehen) an die Oberfläche.

Gemäß den geltenden Wartungsunterlagen hat das sphärische Drucklager eine zulässige Lebensdauer von 6400 Betriebsstunden. Diese Angabe bezieht sich aber ausschließlich auf das metallene Joch. Dieses Faktum war aus den Wartungsdokumenten nicht klar erkennbar.

Für das Frequenzdämpferelement war eine tägliche, visuelle Zustandsprüfung von außen vorgesehen.

Nach dem Unfall ergangene Mitteilungen des Herstellers deuten darauf hin, daß die versuchsmäßig nachgewiesene, mittlere Lebensdauer dieses Dämpferelementes bei 1000 Betriebsstunden zu 3 Starts pro Stunde liegt. Ca. 10% der Lager fallen bereits nach 400 Betriebsstunden aus. Bei Ambulanzflügen ist jedoch mit einer noch höheren Anzahl von Starts je Flugstunde zu rechnen. Hinweise auf diese kritische Situation waren vor dem Unfall weder in den Wartungsunterlagen noch im Flughandbuch dargelegt.

Das eingebaute sphärische Drucklager aus dem Blatt „blau“ hat nach einer Betriebszeit

- 15 -

von ca. 408 Stunden versagt.

Während des Verschleißvorgangs bilden sich, wie oben ausgeführt, ausgehend von inneren Schwingbrüchen Gummispäne, die während des Betriebes nach innen zu einer Bohrung in der Kalotte und nach außen wandern. Außen werden sie unter einer Deckschicht als "Wulst" sichtbar. Gemäß Flughandbuch des Piloten darf bei der Tageskontrolle kein Wulst sichtbar sein. Allerdings nur für Luftfahrzeugwarte sind in den Wartungsunterlagen Ausscheidungskriterien für das Lager durch Angaben zur kritischen Wulstdimension gegeben (Maximal zulässig: 10 mm Länge und 2 mm Höhe). Für das gegenständliche Gerät war das Vorhandensein von kritischen Indikatoren vor dem Unfallflug nicht nachweisbar.

Langsamer Verschleiß des Lagers führt zu einem Masseverlust desselben und zu einem geringfügigen nach außen Wandern des Rotorblatts zufolge der Zentrifugalkräfte. Hierdurch können leichte Unwuchterscheinungen eintreten, die für die Besatzung als Vibrationen fühlbar werden. Eine kurz vor dem Unfallflug beanstandete und behobene Hauptrotorvibration konnte aus sachverständiger Sicht aber mit einem beginnenden Zerstörungsmechanismus nicht unbedingt in Zusammenhang gebracht werden. Ergänzend dazu muß allerdings festgehalten werden, daß der Zerstörungsbeginn an der vorliegenden Dämpferkonstruktion vorwiegend und zuerst von der Innenbohrung her erkannt hätte werden können. Herstellerhinweise auf derartige Prüfungen waren beim vorliegenden Lagertyp nicht gegeben. Solche Prüfverfahren wurden erst zu einem späteren Zeitpunkt, Jahre nach dem vorliegenden Unfall, für verbindlich erklärt.

Nach dem Unfall hatten die Frequenzdämpfer der übrigen Rotorblätter Wulstbildung und Gummiaustritt im Inneren, die sie zustandsmäßig außerhalb des zulässigen Betriebszustandes stellen. Es ist anzunehmen, daß die abnormal großen Schubbelastungen der letzten Phase des Unfallfluges dafür verantwortlich sind. Durch die abnormen Beanspruchungen zufolge des defekten Rotorsystems ist der vorbestandene Zustand der Dämpfer „gelb“ und „rot“ derart maskiert, daß sichere Rückschlüsse auf den tatsächlichen Zustand vor dem Unfallsflug nicht möglich sind.

Der eingesetzte Typ des Frequenzdämpfers war für besonders niedrige Temperaturen konzipiert. Hinweise darauf, daß dieser Dämpfertyp bei höheren Temperaturen höherem Verschleiß ausgesetzt ist, kürzere Lebensdauer aufweist und besonders intensiver Zu-

- 16 -

standskontrolle bedarf, ergingen vom Hersteller erst nach dem vorliegenden Unfall.

1.16 SONSTIGES

Entfällt

1.17 GEWICHT - UND SCHWERPUNKTLAGE

Zum Unfallzeitpunkt lag die Gesamtmasse bei 1985 kg. Das maximal zulässige Gewicht beträgt 2200 kg. Der Schwerpunkt lag bei 3,195 m hinter der Bezugsebene. Höchstzulässige Schwerpunktvorlage ist 3,170 m, höchstzulässige Schwerpunktrücklage ist 3,445 m hinter der Bezugsebene.

2.BEURTEILUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN

2.1 BEURTEILUNG

Der Hubschrauber war ordnungsgemäß zugelassen und haftpflichtversichert. Es war ein gültiges Lufttüchtigkeitszeugnis ausgestellt.

Der verantwortliche Pilot war im Besitz der zur Durchführung des gegenständlichen Fluges erforderlichen Berechtigungen und sie waren am Unfalltag gültig. Er verfügte über eine ausreichende Flugerfahrung.

Im Unfallbereich entstand vorerst der Eindruck, daß der Pilot auf einer frischgemähten Wiese westlich der Bundesstraße landen wollte. Stattdessen wurde der Hubschrauber aber in einer Linkskurve nochmals hochgezogen, überquerte die Bundesstraße und eine an deren Böschung stehende Baumgruppe und kippte anschließend steil nach unten.

Der Aufschlagzeitpunkt, der Aufschlagkurs, die Bahnneigung und die Auftrefflage konn-

- 17 -

ten aus Zeugenaussagen, Flugversuchen, Spuren an der Unfallstelle und den Beschädigungen am Wrack rekonstruiert werden.

Die Erstaufftreffspuren auf dem Wiesenboden ließen auf einen Kurs von Ost bis Ost-südost schliessen.

Aus der Höhe der im Endanflug überquerten Baumgruppe konnte auf eine Bahnneigung von mindestens 25 Grad geschlossen werden.

Aus der Relation der Einschlagspuren der Rotorblätter zu den Schürfspuren der Landekufen war beim Aufschlag des Hubschraubers auf eine Querneigung nach links von etwa 35 Grad zu schließen.

Es ist auf die Reaktionskräfte des Rotoreinschlages zurückzuführen, daß sich der Hubschrauber aus dieser Konfiguration heraus weder überschlagen noch nach links abgerollt hat.

Nach dem Aufprall mit dem Rumpfbug, dem Kufengestell und dem Kabinenboden hat sich das Wrack auf seine rechte Seite gelegt und ist in dieser Lage bis zur Endposition weitergerutscht.

Das Abbremsen und Zerstören des Hauptrotors hat bereits im Zuge des Erstaufschlages begonnen.

Die Vorwärtsgeschwindigkeit konnte aus den Aufschlagspuren mit etwa 20 kt ermittelt werden.

Zum Auftreffzeitpunkt hat das Triebwerk und der Hauptrotor mit Sicherheit unter Leistung gedreht, eine Autorotation konnte ausgeschlossen werden.

- 18 -

Die Servos und Gestänge der Haupt- und Heckrotorsteuerung wiesen keine Beschädigungen auf, die auf Funktionsfehler im Flug schließen ließen.

Bei der Funktionsprüfung aller Steuerzylinder und Schieber wurde festgestellt, dass sie im wesentlichen ordnungsgemäss arbeiteten.

Der Abriss der hinteren Heckrotorantriebswelle und die mechanische Zerstörung des Heckrotorwellentunnels konnten als Folgeschäden durch das Rotorblatt „gelb“ identifiziert werden.

Das Triebwerk wurde beim Hersteller untersucht, wobei keinerlei Vorschäden am Triebwerk festgestellt werden konnten.

Durch das Fehlen von Wendelverformungen in den Anzeigelampen konnten keine Rückschlüsse auf das Aufleuchten bestimmter Anzeigelampen gezogen werden.

Die Rekonstruktion der Schwerpunktage des Luftfahrzeuges zum Unfallzeitpunkt zeigte, daß sowohl die Gesamtmasse als auch der Gesamtschwerpunkt innerhalb der zulässigen Bereiche lagen. Da die Lage des Schwerpunktes innerhalb des erlaubten Bereiches, allerdings relativ weit vorne lag, kann dies als Mitursache für die Unmöglichkeit eines Abfangens unter eingeschränkten Möglichkeiten der Rotorkopfsteuerung gewertet werden.

Zum Aufschlagzeitpunkt war das Luftfahrzeug strukturell nicht vollständig: Der Frequenzdämpfer des Blattes „blau“ war noch im Flug aus den Gegenstücken des sphärischen Drucklagers des Blattes „blau“ gedrückt worden. Das Versagen des Frequenzdämpfers „blau“ ist als unmittelbare technische Unfallursache anzusehen.

Umfangreiche Laborprüfungen an den Bruchflächen der erhaltenen Reste des sphärischen Drucklagers „blau“ ergaben, dass im Elastomer ein Schwingbruch erkennbar war. Äußere mechanische Einwirkungen auf das Bruchgeschehen waren nicht nachweisbar.

- 19 -

Aus den Wartungsunterlagen war nicht klar ersichtlich, daß sich die zulässige Lebensdauer des sphärischen Drucklagers von 6400 Betriebsstunden nur auf das metallene Joch alleine bezieht.

Für das Frequenzdämpferelement war eine tägliche, visuelle Zustandsprüfung von außen vorgesehen. Das Vorhandensein von kritischen Indikatoren vor dem Unfallsflug war nicht nachweisbar.

Nach dem Unfall ergangene Mitteilungen des Herstellers deuten darauf hin, daß die veranschaulicht nachgewiesene, mittlere Lebensdauer dieses Dämpferelementes bei 1000 Betriebsstunden zu 3 Starts je Stunde liegt. Ca. 10% der Lager fallen bereits nach 400 Betriebsstunden aus. Hinweise auf diese kritische Eigenschaften des Dämpferelementes waren vor dem Unfall weder in den Wartungsunterlagen noch im Flughandbuch dargelegt.

Das eingebaute sphärische Drucklager aus dem Blatt „blau“ hat nach einer Betriebszeit von ca. 408 Stunden versagt.

Löst sich wie im vorliegenden Fall das Dämpferelement vollständig aus seiner Halterung, so wandert das gesamte Rotorblatt im Blattgriff um 25 bis 30 mm nach außen. Dadurch entstehen einerseits starke Vibrationen, andererseits bleibt das Joch des sphärischen Drucklagers an der Ausnehmung im Rotorstern hängen, wodurch die Beeinflussung des Blatteinstellwinkels durch die Hydraulik limitiert bzw. unwirksam gemacht wird.

Vor dem endgültigen Aufprall war ein Abfangen des Gerätes nicht mehr möglich.

Nach dem Unfall hatten auch die Frequenzdämpfer der übrigen Rotorblätter Wulstbildung und Gummiaustritt im Inneren, die sie zustandsmäßig außerhalb des zulässigen Betriebszustandes stellen. Sichere Rückschlüsse auf ihren tatsächlichen Zustand vor dem Unfallsflug sind nicht möglich.

- 20 -

Der eingesetzte Typ des Frequenzdämpfers war für besonders niedrige Temperaturen konzipiert.

2.2 SCHLUSSFOLGERUNGEN

2.2.1 Unfallart

Mißglückte Notlandung

Kollision mit ebenem Terrain

2.2.2 Unfallursache

Versagen einer der drei Frequenzdämpfer am Hauptrotor

Ausfall der Hauptrotorsteuerung

Fehlinterpretation von Wartungshinweisen

Unklare Angaben über Lebensdauer des Frequenzdämpfers

Unvollständige Kontrollhinweise für den Zustand des Frequenzdämpfers

3. VORSCHLÄGE

3.1 SOFORTMASSNAHMEN

Es wurden alle Halter von gleichartigen Geräten über die vermutete Unfallursache informiert.

3.2 VORSCHLÄGE DER FLUGUNFALLKOMMISSION

In Wartungsunterlagen und bei Personalschulungen durch Hersteller von Luftfahrzeugen sollte die Bedeutung von „on condition“ Kontrollen anhand von realistischen Darstellungen demonstriert werden.

Der Leiter der Flugunfallkommission

Dr. LINHART

