

Abschlussbericht

Unfall mit dem Hubschrauber der Type Robinson R22 Beta II,
am 10.09.2006, um ca. 12:55 Uhr UTC in Schärding - Suben,
Gemeinde St. Florian am Inn, A-4782, Schärding, Oberösterreich
GZ.: BMK-2023-0.295.389

Impressum

Medieninhaber, Verleger und Herausgeber:

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie, Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt, Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 2023. Stand: 24. April 2023

Untersuchungsbericht Dieser Untersuchungsbericht gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde von der Leiterin der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Abschluss des Stellungnahmeverfahrens gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) 996/2010 in Verbindung mit § 14 Abs. 1 UUG 2005 genehmigt.

Copyright und Haftung:

Dieser Untersuchungsbericht sowie andere zur Verfügung gestellte Unterlagen sind vertraulich zu behandeln und dürfen ohne ausdrückliche Genehmigung der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, weder kopiert, verteilt, veröffentlicht oder Dritten in anderer Weise zugänglich gemacht werden.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

bmk.gv.at/impresum/daten.html.

Vorwort

Die Sicherheitsuntersuchung erfolgt in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 und dem Unfalluntersuchungsgesetz, BGBl. I Nr. 123/2005 idgF.

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung (Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 2).

Dieser Untersuchungsbericht basiert auf den zur Verfügung gestellten Informationen. Im Falle der Erweiterung der Informationsgrundlage behält sich die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes das Recht zur Ergänzung des gegenständlichen Untersuchungsberichtes vor.

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt (Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 5).

Wenn nicht anders angegeben sind Sicherheitsempfehlungen an jene Stellen gerichtet, welche die Sicherheitsempfehlungen in geeignete Maßnahmen umsetzen können. Die Entscheidung über die Umsetzung von Sicherheitsempfehlungen liegt bei diesen Stellen.

Zur Wahrung der Anonymität aller an dem Vorfall beteiligten Personen unterliegt der Bericht inhaltlichen Einschränkungen.

Alle in diesem Bericht angegebenen Zeiten sind in UTC angegeben (Lokalzeit = UTC + 2 Stunden).

Hinweis

Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt. Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 5

Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung. Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 2.

Hinweis zu abgebildeten Personen:

Auf in diesem Bericht eingebundenen Darstellungen der Gegenstände und Örtlichkeiten (Fotos) sind eventuell unbeteiligte, unfallerhebende oder organisatorisch tätige Personen und Einsatzkräfte zu sehen und gegebenenfalls anonymisiert. Da die Farben der Kleidung dieser Personen (z.B. Leuchtfarben von Warnwesten) möglicherweise von der Aussage der Darstellungen ablenken können, wurden diese bei Bedarf digital retuschiert (z.B. ausgegraut).

Inhalt

Impressum	2
Vorwort	3
Hinweis	4
Inhalt	5
Einleitung	7
1 Tatsachenermittlung	8
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	8
1.1.1 Flugvorbereitung.....	9
1.2 Personenschäden.....	9
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	10
1.4 Andere Schäden	10
1.5 Besatzung.....	10
1.5.1 Pilot / (FI)	10
1.5.2 Passagier / Flugschüler	10
1.6 Luftfahrzeug.....	11
1.6.1 Bord Dokumente.....	11
1.6.2 Luftfahrzeug Wartung.....	12
1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges	12
1.7 Flugwetter.....	14
1.7.1 Natürliche Lichtverhältnisse	15
1.8 Navigationshilfen	15
1.9 Flugfernmeldedienste.....	15
1.10 Flugplatz.....	16
1.11 Flugschreiber	16
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall	17
1.12.1 Unfallort	17
1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	17
1.12.3 Cockpit und Instrumente	18
1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen	20
1.13 Medizinische und pathologische Angaben.....	20
1.14 Brand.....	20
1.15 Überlebensaspekte.....	21
1.15.1 Rückhaltesysteme	21
1.15.2 Evakuierung	21

1.16	Organisation und deren Verfahren.....	21
1.17	Weiterführende Untersuchungen	22
1.17.1	Technische Untersuchung	22
1.18	Andere Angaben	34
1.18.1	Flugzeitberechnung	34
1.18.2	Kraftstoffverbrauch.....	35
1.18.3	Außenlandegenehmigung.....	36
1.18.4	Überzugstoleranzen bei Luftfahrzeug Wartungen	36
2	Auswertung.....	37
2.1	Flugbetrieb.....	37
2.1.1	Allgemein	37
2.1.2	Besatzung.....	37
2.1.3	Flugvorbereitung.....	38
2.1.4	Flugzeit- und Kraftstoffberechnung.....	38
2.2	Luftfahrzeug.....	38
2.2.1	Luftfahrzeug Wartung.....	39
2.2.2	Beladung und Schwerpunkt.....	39
2.2.3	Technische Untersuchung	40
2.2.4	Instrumente, Anzeigen / Kontrollleuchten und Schalterstellungen.....	41
2.3	Flugwetter.....	42
3	Schlussfolgerungen.....	43
3.1	Befunde.....	43
3.2	Wahrscheinliche Ursachen	44
4	Sicherheitsempfehlungen	45
5	Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....	46
	Tabellenverzeichnis.....	47
	Abbildungsverzeichnis.....	48
	Verzeichnis der Regelwerke	49
	Abkürzungen.....	50

Einleitung

Luftfahrzeughalter:	Unternehmen
Betriebsart:	Privatflug
Flugzeughersteller:	Robinson Helicopter Company, USA
Musterbezeichnung:	R-22 Beta II
Luftfahrzeugart:	Hubschrauber
Staatszugehörigkeit:	Österreich
Unfallort:	Flugplatzbereich Schärding Suben, A-4782, Schärding
Koordinaten (WGS84):	N 48°24'02'' E 013°27'40''
Ortshöhe über dem Meer:	ca. 376 m
Datum und Zeitpunkt:	10. September 2006, um ca. 12:55 Uhr

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Verkehrsbereich Zivilluftfahrt (Bereitschaftsdienst der Unfalluntersuchungsstelle des Bundes, Fachbereich Luftfahrt, Bezeichnung gültig zum Unfalldatum) wurde am 10. September 2006 um ca. 13:22 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß § 8 Abs.2 Unfalluntersuchungsgesetz 2005 wurde eine Sicherheitsuntersuchung des Unfalles eingeleitet.

Gemäß Anhang 13 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt wurden die beteiligten Staaten über den Unfall unterrichtet:

Herstellerstaat:	Vereinigte Staaten von Amerika
Sonstige Staaten:	Keine

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen von Zeugen, in Verbindung mit den Erhebungen des Landeskriminalamtes Oberösterreich und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

Der Hubschrauber Robinson R22 Beta II startete am 10. September 2006 um ca. 08:23 Uhr vom Flugplatz Schärding-Suben zu einem Sichtflug Richtung Flugplatz Zell am See. An Bord des zweisitzigen Hubschraubers befanden sich zwei Personen. Die Landung in Zell am See erfolgte um ca. 09:36 Uhr. Zum Rückflug nach Schärding-Suben startete der Hubschrauber in Zell am See um ca. 10:47 Uhr. Dabei wurde um ca. 11:26 Uhr im Gemeindegebiet St. Georgen im Attergau eine Außenlandung durchgeführt.

Der Abflug vom Außenlandeplatz in Richtung Flugplatz Schärding-Suben erfolgte um ca. 12:25 Uhr. Nach einer Flugzeit von ca. 25 Minuten, um ca. 12:50 Uhr, wurde Funkkontakt mit dem Flugplatz Schärding - Suben aufgenommen. Dabei wurde nachgefragt, ob es möglich wäre, direkt bei der Tankstelle zu landen. Dies wurde vom diensthabenden Betriebsleiter verneint, da zu diesem Zeitpunkt gerade ein anderes Luftfahrzeug die Tankstelle besetzte. Darauf folgend gab es keinen Sprechfunkverkehr mehr zwischen dem Luftfahrzeug und dem Betriebsleiter des Flugplatzes.

Im Landeanflug auf den Flugplatz Schärding-Suben stürzte der Hubschrauber gegen 12:55 Uhr im Platzbereich in ein Waldstück im so genannten „Lindenwald“ ab. Eine der an Bord befindlichen Personen verstarb an der Unfallstelle, die zweite Person verstarb später im Krankenhaus. Der Hubschrauber wurde durch den Unfall zerstört.

Abbildung 1 Flugwegdarstellung



Quelle: SV Gutachten, SUB

1.1.1 Flugvorbereitung

Es konnte nicht rekonstruiert werden, inwiefern die gemäß § 5 Luftverkehrsregeln 1967 - LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005, erforderliche Flugvorbereitung durchgeführt wurde.

1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

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

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde zerstört.

1.4 Andere Schäden

Keine

1.5 Besatzung

1.5.1 Pilot / (FI)

Alter / Geschlecht:	41 Jahre/männlich
Art des Zivilluftfahrerscheines:	CPL(H) Commercial Pilot Licence (Helicopter)
Berechtigungen Hubschrauber	
Muster/Typenberechtigung:	Robinson R22, Robinson R44, Hughes 269, Agusta A109E
Instrumentenflugberechtigung:	Keine
Lehrberechtigung:	Lehrberechtigung (§78 ZLPV) für Hubschrauberpiloten, Sicht- Nachtflug
Sonstige Berechtigungen:	Sicht- Nachtflug (§79 ZLPV), Allgemeines Sprechfunkzeugnis
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig
Gesamtflugerfahrung (inkl. Unfallflug):	2988:08 Stunden
Sitzposition:	Linker Sitz

1.5.2 Passagier / Flugschüler

Alter / Geschlecht:	58 Jahre/männlich
Art des Zivilluftfahrerscheines:	PPL Private Pilot Licence (Airplane)
Berechtigungen Hubschrauber	
Muster/Typenberechtigung:	Keine

Gesamtflugerfahrung

(inkl. Unfallflug): Konnte nicht ermittelt werden

Sitzposition: Rechter Sitz

1.6 Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug der Type R22 Beta II ist ein einmotoriger Kolbenhubschrauber mit Kufenlandegestell des Herstellers Robinson Helicopter Company. Der Antrieb erfolgt über einen Vierzylinder Boxermotor des Herstellers Lycoming mit einer maximalen Dauerleistung auf Meeresniveau von 124 hp bei 2652 rpm. Das Hauptrotorsystem ist als 2 Blatt System mit gemeinsamen Schlaggelenk (Underslung) ausgeführt. Der Heckrotor mit einem Durchmesser von ca. 98 cm ist in 2 Blatt Halbstarr (delta hinge) ausgeführt.

Luftfahrzeugart:	Hubschrauber
Hersteller:	Robinson Helicopter Company, USA
Herstellerbezeichnung:	R22 Beta II
Baujahr:	2005
Type Certificate:	FAA H10WE
Luftfahrzeughalter:	Unternehmen
Gesamtbetriebsstunden:	712:10 Stunden
Triebwerk:	Kolbentriebwerk
Hersteller:	Lycoming
Herstellerbezeichnung:	O-360-J2A

1.6.1 Bord Dokumente

Eintragungsschein:	ausgestellt am 20.05.2005 von Austro Control GmbH
Lufttüchtigkeitszeugnis:	ausgestellt am 29.04.2005 von Austro Control GmbH
Nachprüfungsbescheinigung:	ausgestellt am 30.04.2005 gültig bis 30.04.2007
Lärmzulässigkeitszeugnis:	ausgestellt am 29.04.2005 von Austro Control GmbH
Verwendungsbescheinigung:	ausgestellt am 30.05.2005 von Austro Control GmbH
Versicherung:	gültig bis 12.06.2007

**Bewilligung für eine
Luftfahrzeugfunkstelle:**

ausgestellt vom Fernmeldebüro für Wien,
Niederösterreich und Burgenland am 09.06.2005
gültig bis 30.06.2015

1.6.2 Luftfahrzeug Wartung

Die letzte 50 Stunden Kontrolle wurde am 20.07.2006, bei 647:51 Stunden durch einen nach EASA Part 145 zugelassenen Wartungsbetrieb durchgeführt. Ein diesbezüglicher Arbeitsbericht sowie eine Freigabebescheinigung wurden durch einen lizenzierten Luftfahrzeugwart unterzeichnet. Gemäß Freigabebescheinigung wäre die nächste Kontrolle bei 700 Stunden durchzuführen gewesen.

1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges

Bei der Masse und Schwerpunktlagenberechnung wurde von einer errechneten Treibstoffmenge vor dem Abflug von 109,5 Liter AvGas (entspricht 173,5 lbs bei einem spezifischen Gewicht von 0.721 kg/l für AvGas) ausgegangen. Dies wird unter dem Punkt 1.18.1 Flugzeitberechnung und 1.18.2 Kraftstoff - Verbrauchsberechnung genauer beschrieben.

Gemäß Auskunft eines Angehörigen des Fluglehrers wurde mit einem Körpergewicht von 102 kg/224 lbs und einer an Bord befindlichen Pilotentasche von 5 kg/10 lbs kalkuliert.

Zum Gewicht des Passagiers / Flugschülers gab es weder Aufzeichnungen, noch konnte dieses über Angehörige ermittelt werden. Laut einer Auskunftsperson, welche den Flugschüler am Unfalltag gesehen hatte, wurde das Körpergewicht auf 80 kg/176 lbs geschätzt. Für diverse Utensilien unter dem Pilotensitz (Luftfahrzeugpapiere, Flughandbuch, Verbandspaket) wurden 2 kg/4 lbs herangezogen.

Die vom Hersteller festgelegte höchstzulässige Gesamtmasse beträgt für das Baumuster Robinson R22 Beta II 1370 lbs.

Tabelle 2 Beladung und Schwerpunkt

	Weight	Longitudinal		Lateral	
	in lbs	CG inches	Moment	CG inches	Moment
Basic empty weight	869,10	103,80	90212,58	-0,10	-87,00
Pilot Seat (Flugschüler)	176,00	78,00	13728,00	10,70	1883,20
Baggage under Pilot Seat	4,00	78,00	312,00	10,70	42,80
Co-Pilot Seat (FI)	224,00	78,00	17472,00	-9,30	-2083,20
Baggage under Co- Pilot Seat	10,00	78,00	780,00	-9,30	-93,00
Zero Fuel Weight •	1283,10	95,48	122504,58	-0,26	-337,20
Main Tank 19,81 US Gallons	118,80	108,60	12901,68	-11,00	-1306,80
Aux. Tank 9,11 US Gallons	54,65	103,80	5672,46	11,20	612,06
Take Off Weight •	1456,55	96,86	141078,72	-0,71	-1031,94

Eine Aufzeichnung der Temperatur war nicht angegeben.

1.7.1 Natürliche Lichtverhältnisse

Tageslicht

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen

1.9 Flugfernmeldedienste

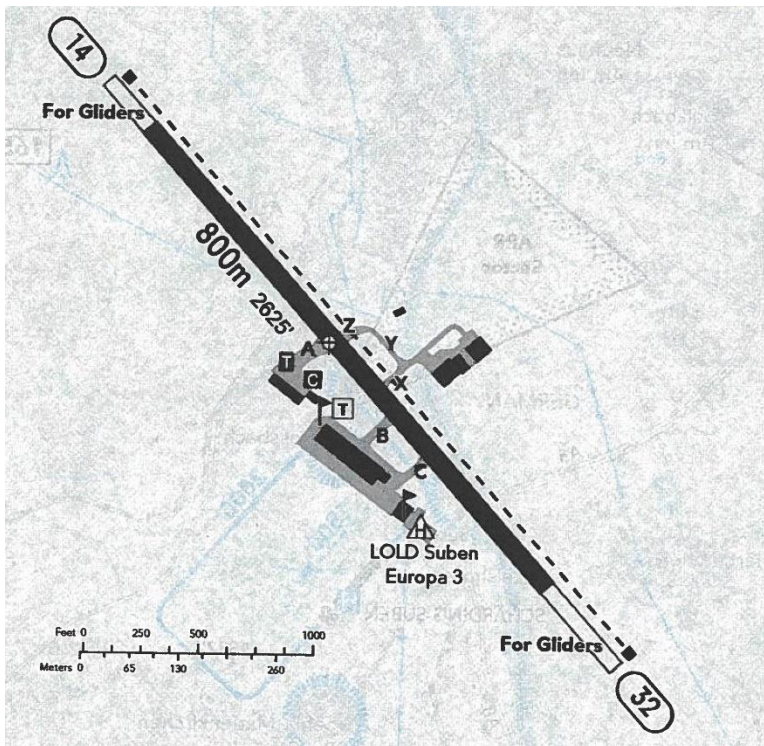
Nicht betroffen

1.10 Flugplatz

Allgemein

Der Flugplatz Schärding - Suben (LOLS) befindet sich auf einer Höhe von ca. 326 m ü.d.M., 1,6 km südöstlich der Ortschaft Suben. Der Flugplatz verfügt eine 800 m lange und 23 m breite Asphalt-Piste. Die Ausrichtung der Piste entspricht einem magnetischen Kurs von 140° und 320°.

Abbildung 3 Kartenausschnitt aus der Jeppesen VFR Chart LOLS



Quelle: Jeppesen VFR Charts, SUB

1.11 Flugschreiber

Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut.

Der vorgeschriebene Notsender ELT wurde mitgeführt, war betriebsbereit und löste aus, jedoch konnte auf Grund einer abgetrennten Antenne kein Signal empfangen werden.

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

1.12.1 Unfallort

Die Unfallstelle befand sich ca. 755 m östlich der Pistenschwelle 32 auf ca. 361 m ü.d.M. in einem Waldstück. Die Endlage des Wracks befand sich auf dem mit Nadeln und Aststücken bedeckten Waldboden. Die Erstaufschlagsspuren befanden sich in den Baumkronen auf einer Höhe über dem Grund von ca. 17 m.

Abbildung 4 Unfallstelle mit verunfalltem Hubschrauber



Quelle: SUB

1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Das Luftfahrzeug befand sich in der Endlage auf der linken Rumpfseite liegend. Das linke Kufenrohr befand sich in einer Ausrichtung von ca. 90° zur Luftfahrzeug Längsachse in einem Abstand von ca. 9 m am Boden liegend. Das rechte Kufenrohr sowie die Kufenverbindungsrohre befanden sich in einer Baumkrone hängend auf einer Höhe von ca.

16 m über Grund. Der Heckausleger war am Anschlusspunkt von der Luftfahrzeugzelle getrennt und war ca. 75° in Flugrichtung nach unten gebogen. Der Heckrotor sowie das Heckrotorgetriebe waren noch mit dem Heckausleger verbunden. Die Verteilung der Wrackteile beschränkte sich auf einen Radius von ca. 30 m um das Luftfahrzeughauptwrack.

Die Hauptrotorblätter wiesen mehrere Biegeverformungen entlang ihrer Profillängsachse auf. Der Hauptrotorkopf mit dessen Hauptrotormasten war über das Hauptgetriebe mit dem Luftfahrzeug verbunden.

Die Verglasung der Hubschrauberkabine war vollständig gebrochen, die rechte Kabinentüre befand sich auf dem Hauptwrack liegend, jedoch nicht mehr mit dessen dafür vorgesehen Befestigungspunkten verbunden. Die linke Kabinentüre befand sich ca. 2 m neben dem Hauptwrack. Das Triebwerk war in seinen Bestandteilen vollständig vorhanden, wies jedoch äußerlich Beschädigungen im Bereich des Luftfilters sowie bei den oberen Luftleitblechen auf.

1.12.3 Cockpit und Instrumente

Das gegenständliche Luftfahrzeug verfügte über ein konventionelles Cockpit mit einem Fahrtmesser, einem Höhenmesser, einem Variometer, einem Kompass, einer analogen Uhr, einem Dual Drehzahlindikator, einer Ansaugdruckanzeige, einer Kraftstoffvorratsanzeige für den Haupttank, einer Kraftstoffvorratsanzeige für den Zusatztank, einer Zylinderkopftemperaturanzeige, einer Triebwerks – Öl Druck- und Temperaturanzeige, einem Amperemeter sowie einer Vergasertemperaturanzeige. Des Weiteren waren eine Generator Warnleuchte, eine Rotor Brake Warnleuchte, eine Governor OFF Warnleuchte, eine Triebwerksöl Druck Warnleuchte, eine Hauptgetriebeöl Druck- sowie Temperatur- Warnleuchte, eine Clutch Warnleuchte, eine Starter On Warnleuchte, eine Heckrotorgetriebe Span – Warnleuchte und eine Hauptrotordrehzahl Warnleuchte verbaut. Das Luftfahrzeug verfügte zusätzlich über ein VHF Funkgerät, einen Mode A/C Transponder, einer digitalen Außenlufttemperaturanzeige sowie eine Intercom Anlage.

Folgende Anzeigewerte der Instrumente konnten abgelesen werden:

- Fahrtmesser: 0 Kts
- Höhenmessereinstellung: 1025 hPa
- Variometer: -1800 ft/Min
- Triebwerk Drehzahl <0 % RPM
- NR Drehzahl: ca. 60 % RPM Zeigerspitze um 90° nach unten gebogen
- Ansaugdruckanzeige: 33 inHG
- Triebwerk Öldruck: <55 psi>0 psi
- Triebwerk Öltemperatur: <75 °F
- Zylinderkopftemperatur: ca. 200°F
- Amperemeter: 0 Ampere
- Kraftstoffvorrat Haupttank: <0 US Gal.
- Kraftstoffvorrat Zusatztank: <0 US Gal.
- Vergasertemperaturanzeige: <-30 °C

Folgende Schalter- und Hebelstellungen konnten festgestellt werden:

- Battery Master: OFF
- Alternator: OFF
- Clutch: Disengage (Schutz abgebrochen)
- Strobe Light: ON
- NAV Lights: OFF
- Magneto Switch: Left Schlüssel abgebrochen
- Carb Heat: Entriegelt – voll gezogen
- Mixture: Full Rich
- Fuel Shut Off: Geschlossen
- Cabin Heat: IN
- Heater Blower: OFF
- Primer: IN – verriegelt
- Governor: nicht eindeutig feststellbar
- Land Light: nicht eindeutig feststellbar
- Transponder: OFF

Das Sicherungspaneel wurde durch den Unfall stark beschädigt bzw. abgerissen.

Sicherungen: Alle in Position EIN außer Heater, Strobe und Landing Light.

Abbildung 5 Fuel Shut OFF Hebel an der Unfallstelle



Quelle: SUB

1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

Das Wrack wurde wie im Abschnitt 1.17 „Weiterführende Untersuchungen“ beschrieben weiterführend untersucht.

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Es liegen keinerlei Hinweise auf eine vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung des Piloten / Fluglehrer bzw. des Passagiers / Flugschülers vor.

1.14 Brand

Es konnten keine Spuren eines allfälligen Brandes festgestellt werden.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Rückhaltesysteme

Der Pilot / Fluglehrer war auf dem linken Sitz mit einem Drei-Punkt-Gurt gesichert. Der Passagier / Flugschüler war auf dem rechten Sitz ebenfalls mit einem Drei Punkt- Gurt gesichert. Der Gurt sowie deren Befestigungspunkte und das Gurtschloss des Passagiers / Flugschülers hielten dem Unfall stand. Das Gurtschloss des Piloten / Fluglehrers wurde an der Unfallstelle in geöffneter Stellung vorgefunden, die Befestigungspunkte sowie der Gurt zeigten keine Hinweise auf ein unfallbedingtes Versagensmuster.

1.15.2 Evakuierung

Der Pilot / Fluglehrer konnte sich selbstständig aus dem Luftfahrzeug befreien und wurde durch eintreffende Rettungskräfte neben dem Wrack kniend vorgefunden. Er war zu diesem Zeitpunkt noch bei Bewusstsein und ansprechbar, an den Flugunfall konnte er sich jedoch nicht erinnern. Bevor er mittels Rettungshubschrauber abtransportiert wurde, teilte er den Rettungskräften noch mit, dass er nach Schärding-Suben fliegen wollte, um dort zu tanken. Der Passagier / Flugschüler erlag unmittelbar den Absturz bedingten Verletzungen. Der Pilot / Fluglehrer verstarb wenige Stunden später im Spital an einem Polytrauma.

1.16 Organisation und deren Verfahren

Das Unternehmen gab bekannt, dass der gegenständliche Flug ohne deren Kenntnis stattgefunden habe. Es war lediglich vereinbart, ein Kennenlernen zwischen Pilot / Fluglehrer und Passagier / Flugschüler durchzuführen. Es wurde besprochen, dafür den Flugplatz Schärding-Suben zu wählen, da dort der gegenständliche Hubschrauber für Fotoflüge abgestellt war. Ein unterfertigter Ausbildungsvertrag zwischen dem Unternehmen und dem Passagier / Flugschüler lag nicht vor, da erst am Tag davor (09. September 2006) Erstgespräche über eine mögliche Ausbildung stattfanden.

1.17 Weiterführende Untersuchungen

1.17.1 Technische Untersuchung

Die technische Untersuchung des Luftfahrzeuges erfolgte durch die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Bereich Zivilluftfahrt in Zusammenarbeit mit der Justizbehörde und Sachverständigen.

Hauptrotor

Die Hauptrotorblätter (2 Stück) wiesen starke Biegeverformungen in vertikaler Richtung auf. Des Weiteren konnten an den beiden Blattvorderkanten Kerben und Kratzspuren festgestellt werden. An einem der beiden Hauptrotorblättern konnte im Blattspitzenbereich Baumstammreste vorgefunden werden. Der Hauptrotormast inklusive Taumelscheibe und dazugehörigen Steuerstangen waren intakt. Am Hauptrotorkopf selbst war eines der beiden „Pitch Links“ mit einem Gewaltbruch getrennt.

Heckrotor

Der Heckrotorkopf mit dem Heckrotorgetriebe war in seinen Bestandteilen vollständig vorhanden. Eines der beiden Heckrotorblätter war im Bereich der Blattwurzel durch einen Gewaltbruch getrennt, das zweite Blatt zeigte in diesem Bereich eine Biegeverformung in Richtung des Heckauslegers. Der Heckrotorverstellmechanismus mit dessen Steuerstange war bis zu einer Gewaltbruchstelle im Bereich des Befestigungsflansches zur Hubschrauberzelle kraftschlüssig verbunden. Die Heckrotorantriebswelle war ebenfalls kraftschlüssig mit dem Heckrotorgetriebe verbunden, diese zeigte im gleichen Bereich wie die Heckrotorsteuerstange eine Gewaltbruchstelle.

Triebwerk und Kraftübertragung

Der Antrieb erfolgt über einen luftgekühlten Vierzylinder Boxermotor mit Vergaser des Herstellers Lycoming mit der Typenbezeichnung O-360-J2A. Die maximale Dauerleistung bei 2652 U/min auf Meeresniveau beträgt 124 hp. Dieser überträgt die erforderliche Leistung über einen Riementrieb zum Hauptrotorgetriebe sowie zur Heckrotorantriebswelle. Der Riementrieb verfügt in der oberen Riemenscheibe über einen Freilauf. Dieser entkoppelt in der Autorotation selbstständig das Triebwerk mit den Antriebsriemen von der Hauptgetriebe- Eingangswelle sowie der Heckrotor – Antriebswelle.

Abbildung 6 Schematische Darstellung des Antriebskonzeptes

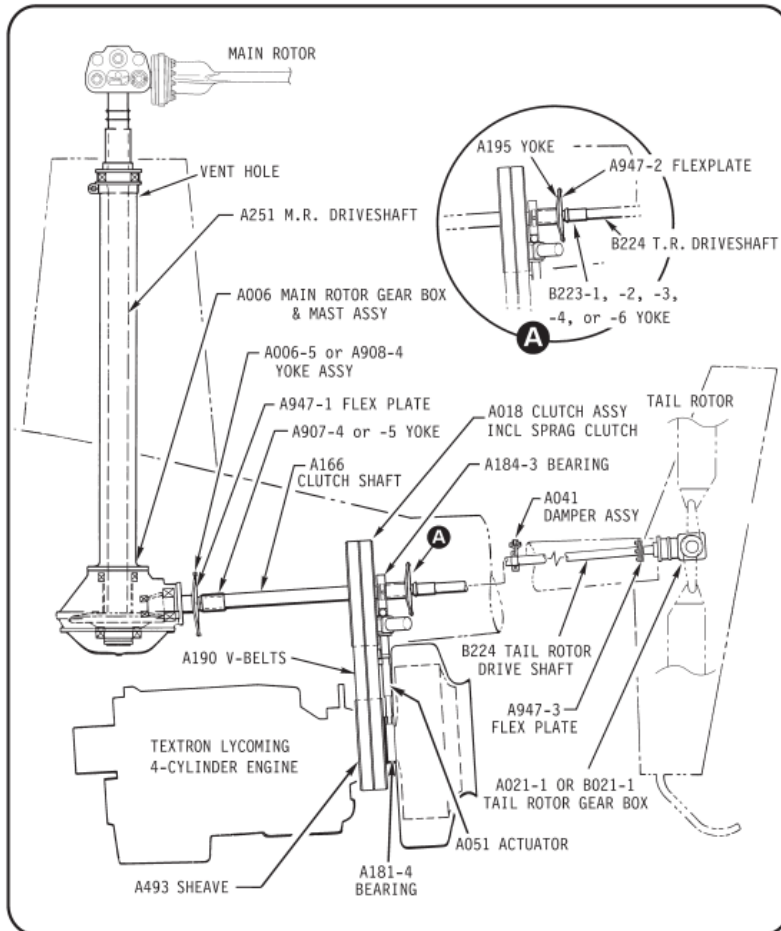


FIGURE 7-1 DRIVE TRAIN

Quelle: Maintenance Manual Robinson R22

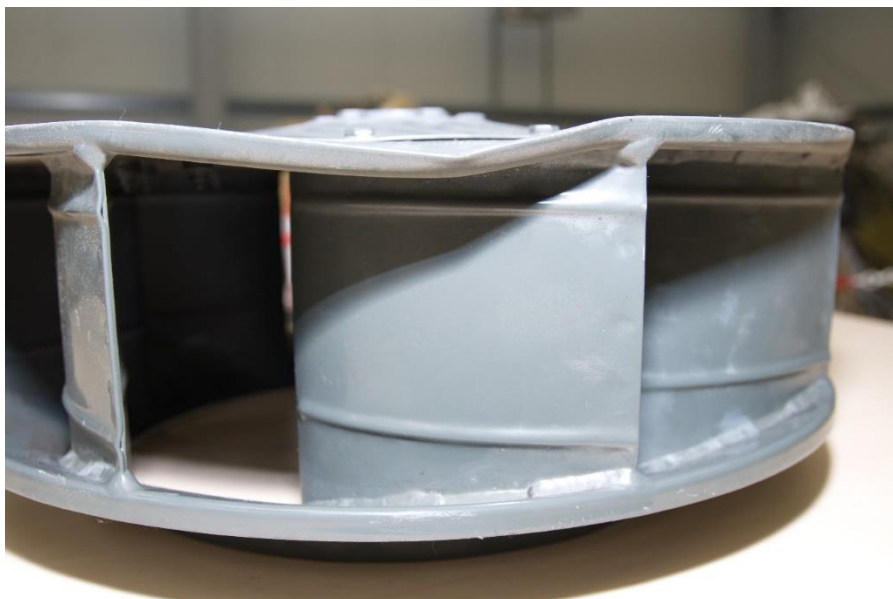
Wie in der Abbildung 5 zu sehen ist, ist direkt mit der Kurbelwelle des Triebwerks die untere Riemenscheibe mit dem Lüfterrad verbunden. Dieses Lüfterrad wird mit einem aus Faserverbundwerkstoff hergestellten Gehäuse ummantelt und leitet somit den durch das Lüfterrad angesaugten Luftstrom über Luftleitbleche zu den einzelnen Zylindern des Triebwerkes weiter. Im Falle eines Triebwerkausfalles kommt es zu einem Stillstand der unteren Riemenscheibe und somit auch zum Stillstand des Lüfterrades. Das Lüfterrad sowie dessen Gehäuse wiesen keine radialen Schleifspuren auf, das Lüfterrad selbst war ca. auf dessen sieben Uhr Position biegeverformt.

Abbildung 7 Lüfterrad mit Gehäuse



Quelle: SUB

Abbildung 8 Lüfterrad im ausgebauten Zustand mit sichtbarer Biegeverformung



Quelle: SV

Abbildung 9 Innenseite des unteren Teil des Lüftergehäuses



Quelle: SV

Abbildung 10 Innenseite des oberen Teil des Lüftergehäuses



Quelle: SV

Die flexible Anschlusskupplung der Heckrotorantriebswelle auf die obere Riemenscheibe wies eine Torsions - Verformung auf. Der in Richtung der Riemenschiebe dahinter befestigte Anschlussflansch für den Kupplungsaktuator zeigte mehrere Gewaltbruchstellen. Die beiden Antriebsriemen, welche das untere und das obere Riemenrad verbinden, wiesen keine äußerlichen Beschädigungen auf.

Das Triebwerk wurde bei der technischen Untersuchung zuerst auf Vollständigkeit und Dichtheit untersucht. Dabei konnten keine Auffälligkeiten festgestellt werden. Die Bediengestänge sowie die Triebwerksverkabelung war teilweise abgerissen bzw. verbogen. Anschließend wurde das Triebwerk aus der Hubschrauberzelle ausgebaut und auf einen Triebwerksteststand aufgebaut. Dabei konnte festgestellt werden, dass bei der ersten Inbetriebnahme der Vergaser überlief und somit das Triebwerk nicht in Betrieb genommen werden konnte. Bei der anschließenden Zerlegeprüfung des Vergasers konnte im Bereich des Schwimbernadelventils ein Aluminiumspan aufgefunden werden, das im Vergaser eingebaute metallische Filtersieb zeigte keine Auffälligkeiten. Nachdem dieser entfernt wurde, wurde der Vergaser wieder zusammgebaut und auf das gegenständliche Triebwerk aufgebaut.

Bei der weiteren Inbetriebnahme des Triebwerkes zeigten sich keine Auffälligkeiten, die Leistungskurve sowie die Momentenkurve lagen innerhalb der vom Hersteller festgelegten Grenzwerte.

Instrumente und Anzeigen

Im Zuge der technischen Untersuchung wurden alle Instrumente und Anzeigen auf mögliche Zeiger bzw. Schlagspuren mittels Mikroskop untersucht. Dabei konnte bei der Rotordrehzahlanzeige eine deutliche Zeigerspur im Bereich von ca. 62 % am Ziffernblatt festgestellt werden.

Abbildung 11 Dual Tachometer mit Zeigerspur der Rotordrehzahlanzeige



Quelle: SUB

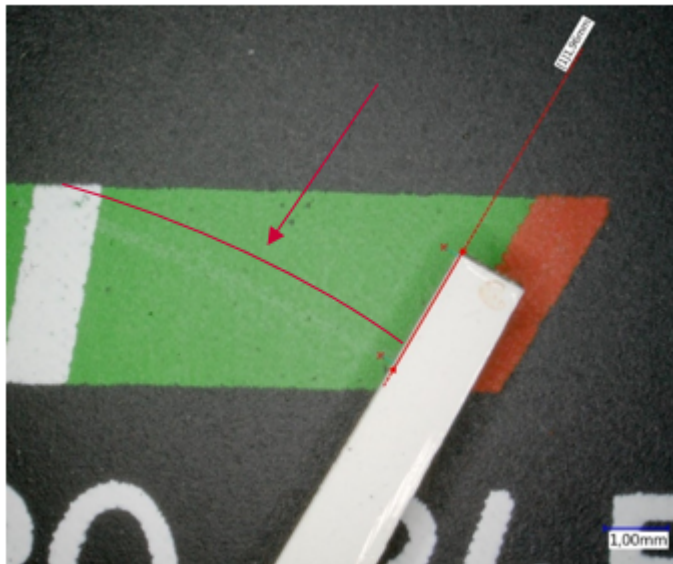
Abbildung 12 Detailaufnahme der Zeigerspur



Quelle: SUB / SV

Des Weiteren konnte bei der Motoröl Temperaturanzeige im Bereich zwischen 180°F und 245°F auf dem Ziffernblatt eine weiße Zeigerspur festgestellt werden.

Abbildung 13 Detailaufnahme und Vermessung der Zeigerspur im Bereich zwischen 180°F und 245°F



Quelle: SUB / SV

An allen weiteren Instrumenten bzw. Anzeigen konnten keine verwertbaren Spuren festgestellt werden.

Glühfadenuntersuchung der Kontrollleuchten

Es wurden alle im Instrumententräger verbauten Kontroll- und Warnleuchten einer mikroskopischen Untersuchung unterzogen. Die Lampenummantelungen der CLUTCH, MR TEMP, MR CHIP, TR CHIP, LOW FUEL und der LOW RPM Warnleuchten zeigten äußerliche Schleifspuren, die Ummantelungen der STARTER ON, BRAKE und ALT Warnleuchten wiesen keine Beschädigungen auf. Die Lampenkörper wurden, wo dies notwendig war, von dessen Ummantelungen separiert und teilweise, um Reflexionen bei der mikroskopischen Untersuchung zu vermeiden, wurde der Glaskörper welcher den Glühfaden umgibt entfernt. Bei dem Glühfaden der STARTER ON Lampe konnte keine Glühwendelverformung oder ein Glühwendelbruch festgestellt werden.

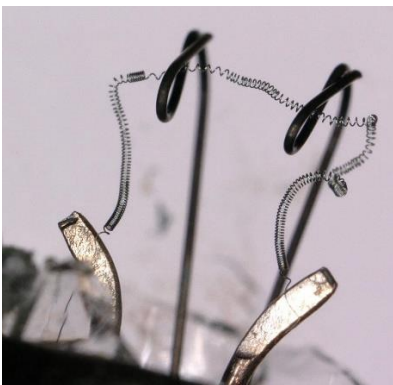
Abbildung 14 Glühfaden der STARTER ON Lampe



Quelle: SUB / SV

Der Glühfaden der CLUTCH Kontroll- Warnleuchte zeigte unter dem Mikroskop eine Warmverformung der Glühwendel auf.

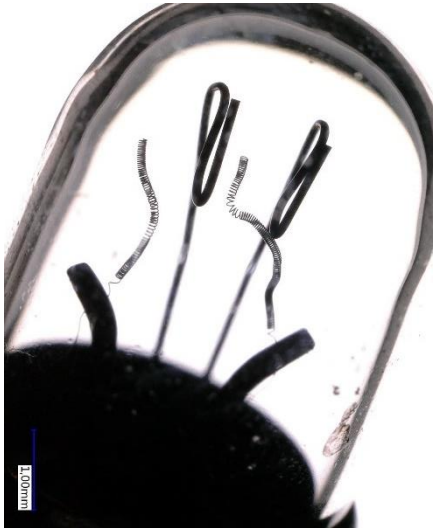
Abbildung 15 Glühfaden der CLUTCH Lampe



Quelle: SUB / SV

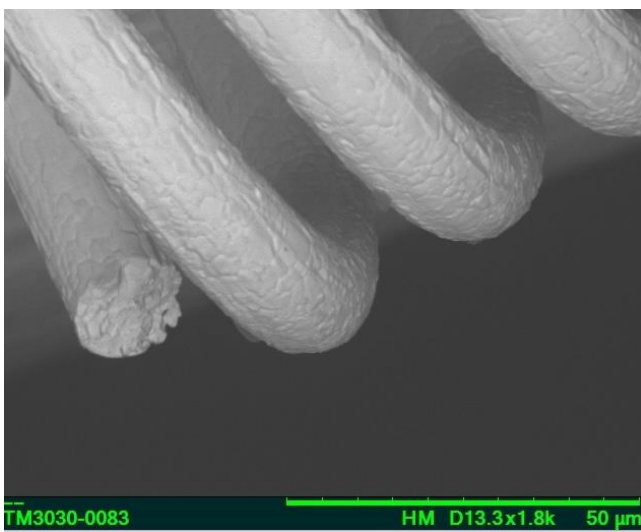
Die Kontrolllampe TR CHIP wies einen Glühwendelbruch mit stellenweiser Glühwendeldehnung auf. Diese Glühwendel wurde anschließend im Rasterelektronenmikroskop genauer betrachtet, um die Bruchfläche der Glühwendel auf deren Beschaffenheit zu untersuchen. Dabei konnte festgestellt werden, dass es sich um eine „glatte“ Bruchfläche handelt, welche auf eine Kaltbruchstelle deutet.

Abbildung 16 Glühfaden der TR CHIP Kontrollleuchte



Quelle: SUB / SV

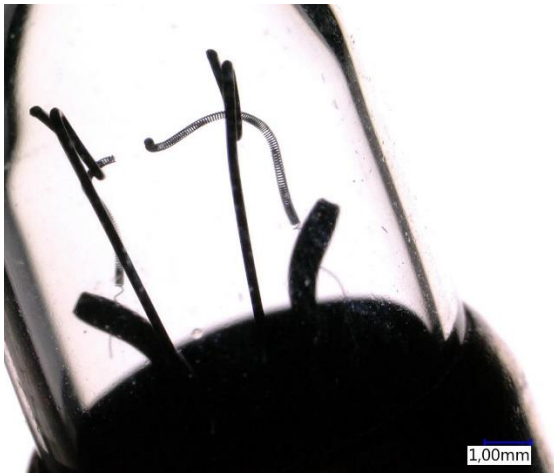
Abbildung 17 Rasterelektronenmikroskop-aufnahme der TR CHIP Glühwendel Bruchstelle



Quelle: SUB / SV

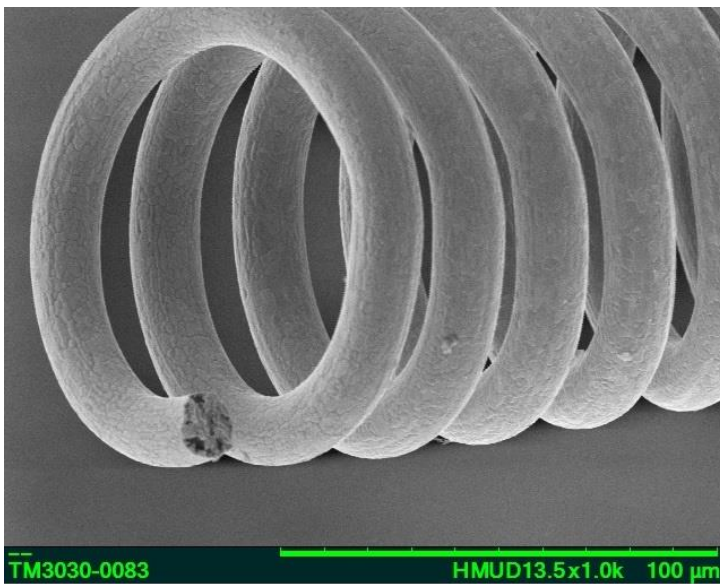
Des Weiteren wurde die Kontrolllampe LOW FUEL mikroskopisch untersucht. Dabei konnte festgestellt werden, dass diese einen Glühwendelbruch ohne Glühwendeldehnung aufwies. Um die Bruchfläche des Glühwendelbruches genauer untersuchen zu können, wurde diese mittels Rasterelektronenmikroskop untersucht.

Abbildung 18 Glühfaden der LOW FUEL Kontrollleuchte



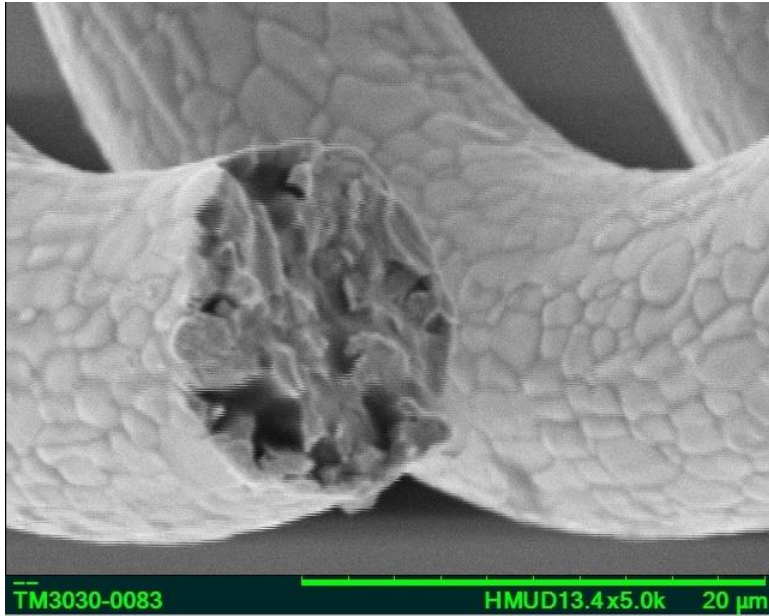
Quelle: SUB / SV

Abbildung 19 Rasterelektronenmikroskop-aufnahme der LOW FUEL Glühwendel Bruchstelle



Quelle: SUB / SV

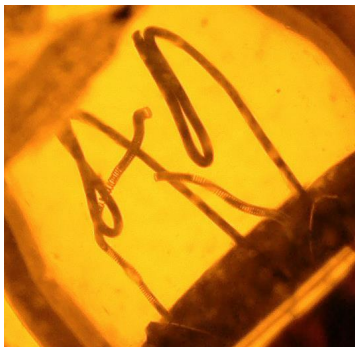
Abbildung 20 Rasterelektronenmikroskop-Detail Aufnahme der LOW FUEL Glühwendel Bruchstelle



Quelle: SUB / SV

Bei der Untersuchung der MR TEMP Kontrolllampe konnte ein Glühwendelbruch ohne Glühwendeldehnung festgestellt werden.

Abbildung 21 Glühfaden der MR TEMP Kontrollleuchte mit Ummantelung



Quelle: SUB / SV

Die Kontrolllampe MR CHIP wies einen Glühwendelbruch ohne Glühwendeldehnung auf.

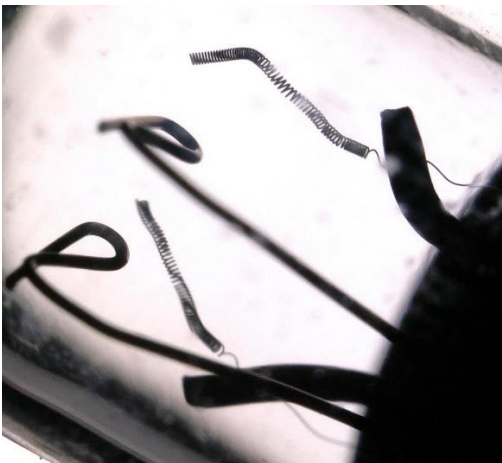
Abbildung 22 Glühfaden der MR CHIP Kontrollleuchte



Quelle: SUB / SV

Bei der mikroskopischen Untersuchung der LOW RPM Kontrollleuchte konnte festgestellt werden, dass diese eine Glühwendeldehnung sowie zwei Glühwendelbrüche aufwies.

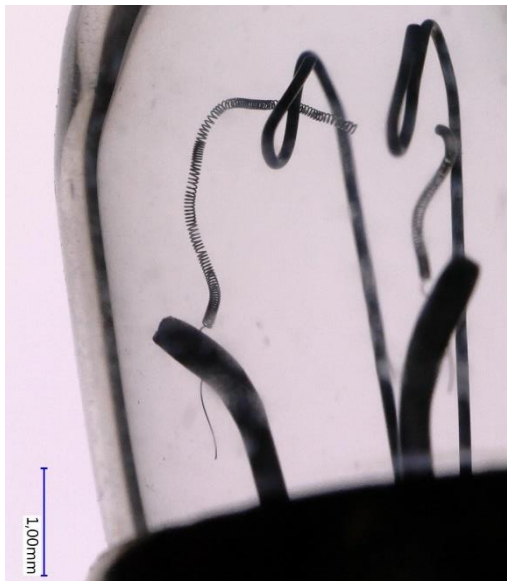
Abbildung 23 Glühfaden der LOW RPM Kontrollleuchte



Quelle: SUB / SV

Die Untersuchung der Kontrolllampe ALT zeigte einen Glühwendelbruch in Verbindung mit einer Glühwendeldehnung. Die anschließende Rasterelektronenmikroskop– Untersuchung zeigte noch deutlicher die Glühwendelverformung sowie die Glühwendelbruchstelle.

Abbildung 24 Glühfaden der LOW RPM Kontrollleuchte



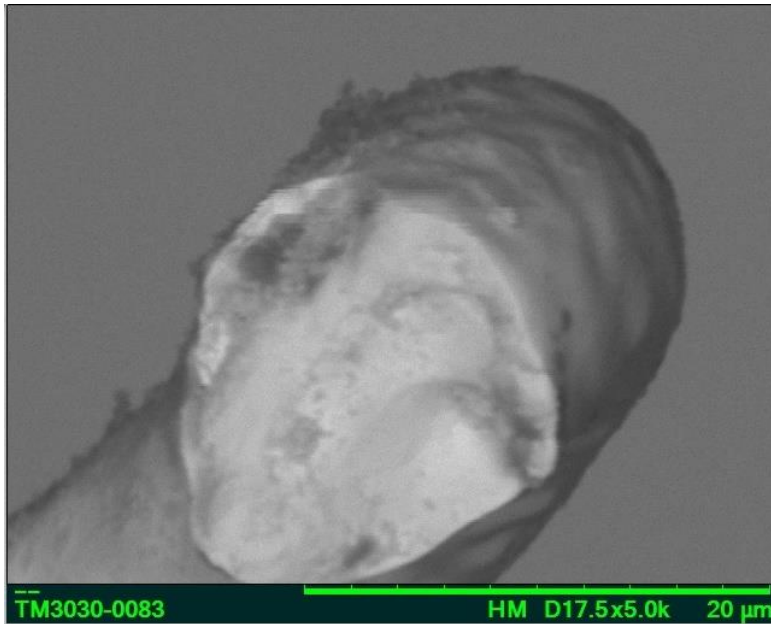
Quelle: SUB / SV

Abbildung 25 Rasterelektronenmikroskop-aufnahme der ALT Glühwendeldehnung



Quelle: SUB / SV

Abbildung 26 Rasterelektronenmikroskop-aufnahme der ALT Glühwendelbruchstelle



Quelle: SUB / SV

Die weiteren Kontrolllampen BRAKE, GOV sowie OIL wurden durch den Unfall zerstört und konnten keiner weiteren Untersuchung unterzogen werden.

1.18 Andere Angaben

1.18.1 Flugzeitberechnung

Die Flugzeitberechnung wurde anhand der Aufzeichnungen des Flugplatzes Schärding – Suben und des Flugplatzes Zell am See in Verbindung mit den am Kniebrett des Piloten vorgefunden Aufzeichnungen durchgeführt. Die dokumentierten Zeiten der Flugplätze weichen um wenige Minuten von den Aufzeichnungen des Piloten ab. Bei den Zeiten der Flugplätze handelt es sich um die tatsächliche Abflug- bzw. Landezeit, welche ein „Schweben“ von bzw. zur Abstellposition nicht einbezieht, die des Piloten berücksichtigen die Zeiten vom tatsächlichen Abheben bis zum Wiedererreichen des Untergrundes. Folgende Zeiten konnte rekonstruiert bzw. errechnet werden, diese stellen lediglich einen Anhaltspunkt dar:

08:15 Uhr Abflug Flugplatz Schärding – Suben (LOLS)

09:34 Uhr Landung Flugplatz Zell am See (LOWZ)

Ergibt eine Flugzeit von ca. **01:19 Stunden**

10:41 Uhr Abflug Flugplatz Zell am See (LOWZ)

11:26 Uhr Landung Außenlandung in A-4880 Hipping bei St. Georgen iA.

Ergibt eine Flugzeit von ca. **45 Minuten**

12:25 Uhr Abflug in A-4880 Hipping bei St. Georgen iA.

Ca. 12:55 Uhr Unfallzeitpunkt

Ergibt eine Flugzeit von ca. **30 Minuten**

Dadurch ergibt sich eine Gesamtflugzeit von ca. **02:34 Stunden bzw. 154 Minuten.**

1.18.2 Kraftstoffverbrauch

Der Robinson R22 Beta II verfügt gem. Flughandbuch über einen gesamten Tankinhalt von **118,3 Litern**. Dieser Tankinhalt teilt sich wie folgt auf:

Haupttank 19,8 Gallonen = 75 Liter

Zusatztank 10,9 Gallonen = 43,3 Liter

Der ausfliegbare Kraftstoffinhalt beträgt insgesamt **112,4 Liter**, welcher sich mit 72,7 Liter auf den Haupttank und 39,7 Liter auf den Zusatztank verteilt.

Die nachfolgende Kraftstoffverbrauchs- Berechnung wurde anhand von Erfahrungswerten berechnet und stellt lediglich einen Richtwert dar. Eine genaue Rekonstruktion konnte nicht angestellt werden, da einerseits weder vom Hersteller der Zelle noch vom Hersteller des Triebwerkes Verbrauchswerte in den Unterlagen zur Verfügung standen und andererseits konstruktionsbedingt jedes Triebwerk minimale Abweichungen aufweist. Für eine Näherung wurde ein Durchschnittsverbrauch von 38 Litern pro Stunden = 0,63 Litern pro Minuten herangezogen. Dies entspricht bei einer Flugzeit von 02:34 Stunden = 154 Minuten einem Kraftstoffverbrauch von ca. **97,5 Litern**. Dadurch ergibt sich eine Restkraftstoffmenge von ca. 6 Litern (ausfliegbar) was wiederum einer Flugzeit von ca. 09 Minuten entsprechen würde.

An der Unfallstelle konnte eine Restkraftstoffmenge von 11 Litern im Haupttank und 1 Liter im Zusatztank festgestellt werden, ein Auslaufen des Kraftstoffes aus dem Haupttank an der Unfallstelle konnte nicht ausgeschlossen werden, da dieser durch den Unfall beschädigt wurde und die Endlage des Wracks auf der Haupttank befindlichen Seite war.

Die letzte dokumentierte Kraftstoff Betankung gem. Bordbuch wurde am 09. September 2006 (Vortag) mit 90 Liter durchgeführt.

1.18.3 Außenlandegenehmigung

Eine für das Gemeindegebiet A-4880 in A-4880 Hipping bei St. Georgen iA. oder in der Nähe befindlichen Gebieten lag der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nicht vor.

1.18.4 Überzugstoleranzen bei Luftfahrzeug Wartungen

Die von der Austro Control GmbH im November 2001 herausgegebene Lufttüchtigkeitsanweisung Nr.36 (LTA 36) schreibt folgende Abweichungen (Toleranzen) von Instandhaltungsintervallen vor:

<u>Betriebsstundenabhängige Intervalle</u>	<u>beanspruchbare Abweichung</u>
--	----------------------------------

Bis einschließlich 100 Betriebsstunden	+ - 10 %
Zwischen 101 und 1000 Betriebsstunden	+ - 5 %
Mehr als 1000 Betriebsstunden	+ - 50 Stunden

<u>Kalenderabhängige Intervalle</u>	<u>beanspruchbare Abweichung</u>
-------------------------------------	----------------------------------

Bis einschließlich zwei Monate	+ - 5 Tage
Zwischen zwei Monaten und einem Jahr	+ - 15 Tage
Mehr als ein Jahr	+ - 30 Tage

2 Auswertung

2.1 Flugbetrieb

2.1.1 Allgemein

Die am Unfalltag mit dem gegenständlichen Hubschrauber durchgeführten Flüge sind mit hoher Wahrscheinlichkeit als Schulungsflüge anzusehen. Davon kann einerseits ausgegangen werden, da der Pilot (FI) am Passagiersitz, in Flugrichtung gesehen, am linken Sitzplatz am Doppelsteuer Platz genommen hatte und der Passagier (Flugschüler) am rechten Sitzplatz (Pilotensitz) am Doppelsteuer saß. Dies entspricht der üblichen Sitzordnung für Schulungsflüge mit dem Hubschrauber R22, eine andere Grundlage für diese Sitzordnung ist gem. Flughandbuch nicht vorgesehen. Für Soloflüge ist die vorgesehene Sitzposition des Piloten der rechte Sitzplatz in Flugrichtung gesehen. Andererseits wurde vor den Flügen am Unfalltag ein Formblatt mit der Bezeichnung „Flugschülerkarte“ und ein „neues“ Flugbuch ausgefüllt. Diese Dokumente waren mit den persönlichen Daten des Passagiers (Flugschüler) ausgefüllt. Des Weiteren wurde bei der Errichtung der Landegebühr am Flugplatz Zell am See (LOWZ) der, an der Unfallstelle, am Pilotensitz sitzende Passagier (Flugschüler) als Flugschüler angegeben.

Die zum Unfallzeitpunkt geltende Zivilluftfahrt Personalverordnung 2006 (ZLPV), beschrieb im §12 Abs,3 ZLPV, dass ein gültiger Zivilluftfahrerschein, den Flugschülerausweis ersetzte. Dadurch das der Passagier (Flugschüler) bereits eine JAR – FCL Privatpilotenlizenz für Flächenflugzeuge besaß, waren diese Voraussetzungen erfüllt.

Eine eindeutige Zuordnung, wer zum Unfallzeitpunkt „on Controls“ war, konnte durch die Obduktion des Piloten (FI) und des Passagiers (Flugschüler) nicht geklärt werden.

2.1.2 Besatzung

Der Pilot (FI) war zum Unfallzeitpunkt Inhaber einer gültigen Berufspilotenlizenz für Hubschrauber, welche die gegenständliche Unfalltype als Typenberechtigung einschloss. Unter dem Punkt besondere Berechtigung waren Sprechfunk, Sicht – Nachtflug sowie eine Lehrberechtigung für Hubschrauberpiloten im Sicht – Nachtflug eingetragen. Die zur

Durchführung des Fluges, als privat oder Schulungsflug, notwendigen Berechtigungen waren somit zum Unfallzeitpunkt gegeben.

Der Passagier (Flugschüler) dürfte anhand des lediglich mit persönlichen Daten ausgefüllten Flugbuches keine Flugerfahrung auf Hubschraubern gehabt haben.

Es gibt keinerlei Hinweise auf vorbestandene psychische oder physiologische Beeinträchtigungen des Piloten (FI) oder des Passagiers (Flugschüler).

2.1.3 Flugvorbereitung

Die gemäß § 5 Luftverkehrsregeln 1967 - LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005, erforderliche Flugvorbereitung konnte im Zuge der Untersuchung nicht rekonstruiert werden. Die Möglichkeit, dass diese rein mündlich und ohne schriftliche Notizen durchgeführt wurde, ist nicht auszuschließen.

2.1.4 Flugzeit- und Kraftstoffberechnung

Die anhand der Aufzeichnungen des Flugplatzes Schärding – Suben und des Flugplatzes Zell am See in Verbindung mit den am Kniebrett des Piloten vorgefundenen Aufzeichnungen berechnete Gesamtflugzeit von ca. 02:34 Stunden bzw. 154 Minuten kann in Zusammenhang mit der zum Unfallzeitpunkt errechneten Restkraftstoffmenge von ca. 6 Litern (ausfliegar) und der an der Unfallstelle festgestellten Restkraftstoffmengen in den Kraftstofftanks von insgesamt 12 Litern als nicht kausale Ursache für einen Triebwerksstillstand angesehen werden.

2.2 Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug war gemäß der Verwendungsbescheinigung für folgende Verwendungsarten zugelassen: Gewerbliche Vermietung, Luftfahrerausbildung, Allgemeine Luftfahrt, Personenbeförderung, Grundschulungsflüge, Flüge mit Luftfunkstelle und Nachtsicht – Platzflüge. Die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges für den gegenständlichen Flug als privat oder Schulungsflug in Österreich waren zum Unfallzeitpunkt auf den Ausrüstungsstand und der Verwendungsart bezogen gegeben.

2.2.1 Luftfahrzeug Wartung

Die letzte 50 Stunden Kontrolle auf der Luftfahrzeugzelle und dem Triebwerk wurde am 20.07.2006 bei einer Luftfahrzeuggesamtbetriebszeit gemäß Bordbuch von 647:51 Stunden von einem nach EASA Part 145 zugelassenen Betrieb durchgeführt. Diese Wartung entsprach dem vorgeschriebenen Intervall, welche vom Zellen- und Triebwerkshersteller festgelegt wurde. Die nächste Kontrolle wäre bei einer Gesamtbetriebszeit gemäß Bordbuch bei 700 Stunden durchzuführen gewesen. Die zum Unfallzeitpunkt geltende LTH 36 gibt für Instandhaltungsintervalle bis 100 Betriebsstunden eine Toleranz von +-10 % vor. Somit ergibt sich für das Wartungsintervall der Hubschrauberzelle bei der 100 Stunden Kontrolle eine als spätestens durchzuführende Luftfahrzeuggesamtbetriebszeit von 710 Stunden. Das 100 Stunden Wartungsintervall bezieht sich alleine auf die Zelle, das Triebwerk ist nach einem 50 Stunden Intervall instandzuhalten. Um das 50 Stunden Inspektionsintervall des Triebwerkes einzuhalten, wäre somit eine maximale Luftfahrzeuggesamtbetriebszeit von 705 Stunden zulässig gewesen. Des Weiteren war zum Unfallzeitpunkt das Mandatory Service Bulletin SB480E (Issue: 13. April 2005) des Triebwerkherstellers Lycoming gültig. Dieses beschreibt ein empfohlenes Ölwechselintervall von 50 Stunden.

Im Bordbuch des Luftfahrzeuges war der letzte Eintrag vom Vortag (09. September 2006) mit 709:36 Stunden vermerkt. Somit war das Luftfahrzeug bereits beim Abflug vom Flugplatz Schärding Suben außerhalb des Toleranzbereiches für die 50 Stunden Wartung des Hubschraubertriebwerkes und 24 Flugminuten später außerhalb des Toleranzbereiches der 100 Stunden Wartung der Hubschrauberzelle.

Das Luftfahrzeug befand sich zum Unfallzeitpunkt außerhalb des vom Luftfahrzeug- und Triebwerkshersteller vorgeschriebenen Wartungsintervalls und war somit nicht lufttüchtig. Die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges in Österreich waren zum Unfallzeitpunkt nicht gegeben.

2.2.2 Beladung und Schwerpunkt

Gemäß den angestellten Berechnungen und Schätzungen des Piloten (FI) und Passagier- (Flugschüler) Gewichtes war das Luftfahrzeug zum Zeitpunkt des Abfluges vom Flugplatz Schärding-Suben 39 kg über der vom Hersteller festgelegten höchstzulässigen Gesamtmasse von 1370 lbs. Zum Unfallzeitpunkt befand sich der Hubschrauber außerhalb des Longitudinalen Schwerpunkt Bereiches.

2.2.3 Technische Untersuchung

Flugsteuerung

Es konnten weder bei der Hauptrotorsteuerung noch bei der Heckrotorsteuerung Hinweise auf vorbestandene technische Mängel festgestellt werden.

Triebwerk und Kraftübertragung

Das Triebwerk wurde bei der technischen Untersuchung zuerst auf Vollständigkeit und Dichtheit untersucht. Dabei konnten keine Auffälligkeiten festgestellt werden. Um zu rekonstruieren, ob das Triebwerk gemäß den Herstellerspezifikationen funktionierte, wurde das Triebwerk aus dem Luftfahrzeug ausgebaut und auf einen Motorteststand montiert.

Dabei kam es bei der ersten Inbetriebnahme zu einem Überlaufen des Vergasers, dies hatte zur Folge, dass das Triebwerk nicht in Betrieb genommen werden konnte. Ein Überlaufen der Vergaserschwimmerkammer wird normalerweise durch das Schwimbernadelventil verhindert. Dieses Nadelventil ist mit einem Schwimmer verbunden, der sobald ein gewisser Füllstand in der Schwimmerkammer vorherrscht, das Nadelventil schließen lässt. Bei der anschließenden Zerlegeprüfung des Vergasers stellte sich heraus, dass ein Aluminiumspan zwischen Ventilsitz und Schwimbernadel ein vollständiges Schließen des Ventils verhinderte. Ein Überlaufen des Vergasers hat im Stillstand somit die Folge, dass der Ansaugtrakt des Triebwerkes mit Kraftstoff vollläuft und ein problemloses Starten dadurch nicht mehr möglich ist. Wie sich ein überlaufender Vergaser im Betrieb des Triebwerkes auswirkt, wurde nicht untersucht. Die Herkunft des Aluminiumspanes konnte nicht rekonstruiert werden. Ein Einschwemmen des Aluminiumspanes über den zellenseitig und vergaserseitig angebrachten Kraftstofffilter kann aus technischer Sicht mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden. Nach Entfernung des Spanes konnte das Triebwerk ohne Auffälligkeiten betrieben werden, wodurch sich abgesehen vom Vergaser, keine unfallkausalen Zusammenhänge erkennen ließen.

Die Untersuchung der Kraftübertragungskomponenten zeigte keine Auffälligkeiten, jedoch konnte beim Lüfterrad, welches direkt nach der unteren Riemenscheibe an der Kurbelwelle montiert ist, festgestellt werden, dass dieses keine radialen Schleifspuren aufweist. Ebenso konnten im Lüfterradgehäuse aus Faserverbundwerkstoff keine Anlaufspuren festgestellt werden, obwohl dieses und das Lüfterrad selbst sichtbare Biegeverformungen erlitten haben. Dies lässt den Schluss zu, dass zum Zeitpunkt der Kollision mit Bäumen, Ästen oder dem Untergrund das Triebwerk keine Drehbewegung mehr hatte und somit stillgestanden ist.

2.2.4 Instrumente, Anzeigen / Kontrollleuchten und Schalterstellungen

Instrumente

Im Zuge der technischen Untersuchung wurden alle Instrumente und Anzeigen auf mögliche Zeiger bzw. Schlagspuren mittels Mikroskop untersucht. Dabei konnte bei der Rotordrehzahlanzeige eine deutliche Zeigerspur im Bereich von ca. 62 % am Ziffernblatt festgestellt werden und bei der Motoröl Temperaturanzeige eine Zeigerspur zwischen 180°F und 245°F. Es lassen sich aus diesen Werten keine eindeutigen Rückschlüsse zum Unfallhergang ziehen, da es nicht ausgeschlossen werden kann, dass diese Marken im Zuge der Bergung bzw. des Abtransportes passiert sind.

Anzeigen / Kontrollleuchten

Um ein mögliches Aufleuchten einer Warnlampe zum Unfallzeitpunkt zu rekonstruieren, wurden alle verbauten Kontroll- und Warnleuchten einer mikroskopischen Untersuchung unterzogen. Auf Grund der Glühwendeldehnung, eines Glühwendelbruches und der Art der Glühwendelbruchstelle kann im Nachhinein festgestellt werden, ob diese Glühwendel zum Zeitpunkt starker Beschleunigungskräfte (Kollision oder Absturz) aufgeleuchtet hatte oder nicht. Dabei ist das Material, das Alter und die Temperatur der Glühwendel sowie die Beschleunigungsrichtung ausschlaggebend. Es konnte somit festgestellt werden, dass folgende Kontroll-Warnleuchten mit hoher Wahrscheinlichkeit zum Unfallzeitpunkt geleuchtet hatten:

CLUTCH in Folge der Kollision lässt die Riemenspannung des Antriebsriemens nach und der Stellmotor versucht, den Riemen nachzuspannen.

LOW RPM in Folge von einer Unterdrehzahl des Hauptrotors, ob diese erst durch die Kollision passierte oder schon zuvor herrschte, konnte nicht rekonstruiert werden.

ALT in Folge eines Generatorsausfalles bzw. durch ein stillstehendes Triebwerk zum Kollisionszeitpunkt. Die Glühwendel zeigte unter dem Rasterelektronenmikroskop eine Glühwendeldehnung in Verbindung mit einer Warmbruchstelle der Glühwendel.

Bei den Kontroll-Warnlampen TR CHIP und LOW FUEL wurde ebenfalls eine Rasterelektronenmikroskop Untersuchung durchgeführt. Hierbei zeigte sich in beiden Fällen eine Kaltbruchstelle der Glühwendel, wodurch sich ein Aufleuchten zum Unfallzeitpunkt mit hoher Wahrscheinlichkeit ausschließen lässt.

Schalterstellungen

Der Kraftstoff Brandhahn bzw. der Hebel des „Fuel Shut Off Valves“ wurden an der Unfallstelle in der Position OFF vorgefunden. Dieser Hebel ist direkt mit dem dahinter montierten Kraftstoff Absperrventil verbunden und unterbricht in dessen OFF Position die Kraftstoffzufuhr von den Kraftstofftanks zu dem Triebwerk. Der Brandhahn befindet sich in Flugrichtung gesehen links, hinter oberhalb der Rückenlehne des Passagier- bzw. Fluglehrersitzes. Es gibt mehrere Möglichkeiten, warum der Brandhahn in der OFF Position vorgefunden wurde:

- Eine im Cockpit befindliche Person hat diesen absichtlich geschlossen, etwa im Zuge des gem. Flughandbuch Kapitel 3 festgelegten Notverfahrens.
- Der Fluglehrer hat diesen unabsichtlich geschlossen, dazu gibt es von Robinson Helicopters ein im Jahr 2011 (5 Jahre nach dem Unfallzeitpunkt) veröffentlichtes Service Bulletin (SB-105), wonach der Brandhahn durch einen Passagier unabsichtlich geschlossen wurde. Danach mussten alle Brandhähne alter Bauform durch neue ersetzt werden, welche eine deutlich kleinere Hebelbauform aufweisen und somit nicht mehr über den Ventilkörper hinausragen und somit nicht mehr versehentlich geschlossen werden können.
- Der nach dem Absturz noch überlebende Fluglehrer oder eine andere an der Unfallstelle anwesende Person hat diesen nach dem Unfall geschlossen.

Da diese Möglichkeiten nicht ausgeschlossen werden können, kann abschließend nicht geklärt werden, in welcher Stellung sich der Brandhahn zum oder kurz vor dem Unfallzeitpunkt befand.

2.3 Flugwetter

Meteorologische Faktoren können als Unfallursache ausgeschlossen werden.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Die am Unfalltag mit dem gegenständlichen Hubschrauber durchgeführten Flüge sind mit hoher Wahrscheinlichkeit als Schulungsflüge anzusehen.
- Das Luftfahrzeug war für die Durchführung von Flügen nach Sichtflugregeln (VFR) und Schulungsflügen zugelassen.
- Der Pilot (Fluglehrer) hatte die zur Durchführung des Fluges notwendigen Berechtigungen.
- Es gibt keinerlei Hinweise auf vorbestandene psychische oder physiologische Beeinträchtigungen des Piloten (Fluglehrer) oder des Passagiers (Flugschüler).
- Das Luftfahrzeug war auf Grund des Wartungsüberzuges außerhalb der festgelegten Toleranzen, zum Unfallzeitpunkt und zum Startzeitpunkt am Flugplatz Schärding - Suben nicht lufttüchtig und erfüllte somit nicht die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges in Österreich.
- Die gemäß § 5 Luftverkehrsregeln 1967 - LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005, erforderliche Flugvorbereitung konnte im Zuge der Untersuchung nicht rekonstruiert werden.
- Die Flugzeit- und Kraftstoffberechnung ließ keinen unfallkausalen Zusammenhang erkennen.
- Im Luftfahrzeug war kein Flugdatenschreiber oder ein sonstiger Datenschreiber eingebaut.
- Gemäß den angestellten Berechnungen und Schätzungen des Piloten- (FI) und Passagier- (Flugschüler) Gewichtes war das Luftfahrzeug zum Zeitpunkt des Abfluges vom Flugplatz Schärding – Suben um 39 kg über der vom Hersteller festgelegten höchstzulässigen Gesamtmasse von 1370 lbs. Zum Unfallzeitpunkt befand sich der Hubschrauber außerhalb des Longitudinalen Schwerpunktbereiches.
- Wie sich ein überlaufender Vergaser im Betrieb des Triebwerkes auswirkt, wurde nicht untersucht. Die Herkunft des Aluminiumspanes konnte nicht rekonstruiert werden.
- Es kann nicht ausgeschlossen werden, dass ein unbeabsichtigtes Schließen des Brandhahnes zu einem Triebwerksstillstand geführt hat.
- Meteorologische Faktoren können als Unfallursache ausgeschlossen werden.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Der Unfall ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auf einen Triebwerksstillstand zurückzuführen. Die Ursache für den Triebwerksstillstand konnte nicht verifiziert werden. Eine unfallfreie Notlandung bzw. Autorotation war aufgrund des bewaldeten Gebietes und der für ein derartiges Manöver zu geringen Flughöhe nicht möglich.

4 Sicherheitsempfehlungen

Keine

5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

Gemäß Art. 16 Abs. 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010 hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Veröffentlichung des Abschlussberichts Bemerkungen der betroffenen Behörden, einschließlich der EASA und des betroffenen Inhabers der Musterzulassung, des Herstellers und des betroffenen Betreibers (Halter) eingeholt.

Bei der Einholung solcher Bemerkungen hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes die internationalen Richtlinien und Empfehlungen für die Untersuchung von Flugunfällen und Störungen, die gemäß Artikel 37 des Abkommen von Chicago über die internationale Zivilluftfahrt angenommen wurden, eingehalten.

Gemäß § 14 Abs. 1 UUG 2005 idgF. hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Abschluss des Untersuchungsberichts dem Halter des Luftfahrzeuges, den Hinterbliebenen bzw. Opfern Gelegenheit gegeben, sich zu den für den untersuchten Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Die eingelangten Stellungnahmen wurden, wo diese zutreffend waren, im Untersuchungsbericht berücksichtigt bzw. eingearbeitet.

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Personenschäden.....	9
Tabelle 2 Beladung und Schwerpunkt.....	13

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Flugwegdarstellung	9
Abbildung 2 Darstellung der Longitudinalen und Lateralen Schwerpunktlage	14
Abbildung 3 Kartenausschnitt aus der Jeppesen VFR Chart LOLS.....	16
Abbildung 4 Unfallstelle mit verunfalltem Hubschrauber	17
Abbildung 5 Fuel Shut OFF Hebel an der Unfallstelle	20
Abbildung 6 Schematische Darstellung des Antriebskonzeptes	23
Abbildung 7 Lüfterrad mit Gehäuse	24
Abbildung 8 Lüfterrad im ausgebauten Zustand mit sichtbarer Biegeverformung.....	24
Abbildung 9 Innenseite des unteren Teil des Lüftergehäuses	25
Abbildung 10 Innenseite des oberen Teil des Lüftergehäuses	25
Abbildung 11 Dual Tachometer mit Zeigerspur der Rotordrehzahlanzeige	26
Abbildung 12 Detailaufnahme der Zeigerspur	27
Abbildung 13 Detailaufnahme und Vermessung der Zeigerspur im Bereich zwischen 180°F und 245°F.....	27
Abbildung 14 Glühfaden der STARTER ON Lampe	28
Abbildung 15 Glühfaden der CLUTCH Lampe.....	28
Abbildung 16 Glühfaden der TR CHIP Kontrollleuchte.....	29
Abbildung 17 Rasterelektronenmikroskop-aufnahme der TR CHIP Glühwendel Bruchstelle.....	29
Abbildung 18 Glühfaden der LOW FUEL Kontrollleuchte	30
Abbildung 19 Rasterelektronenmikroskop-aufnahme der LOW FUEL Glühwendel Bruchstelle.....	30
Abbildung 20 Rasterelektronenmikroskop-Detail Aufnahme der LOW FUEL Glühwendel Bruchstelle.....	31
Abbildung 21 Glühfaden der MR TEMP Kontrollleuchte.....	31
Abbildung 22 Glühfaden der MR CHIP Kontrollleuchte	32
Abbildung 23 Glühfaden der LOW RPM Kontrollleuchte.....	32
Abbildung 24 Glühfaden der LOW RPM Kontrollleuchte.....	33
Abbildung 25 Rasterelektronenmikroskop-aufnahme der ALT Glühwendeldehnung.....	33
Abbildung 26 Rasterelektronenmikroskop-aufnahme der ALT Glühwendelbruchstelle.....	34

Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957, idF BGBl. I Nr. 149/2006

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz – UUG 2005**), BGBl. I Nr. 123/2005, zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 231/2021

Verordnung (EU) Nr.996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG

Abkürzungen

AGL	Above Ground Level
AIP	Aeronautical Information Publication
ALT	Altitude
AMSL	Above Mean Sea Level
ATC	Air Traffic Control
BKN	Broken (5/8 - 7/8)
CG	Center of Gravity
CPL	Commercial Pilot Licence
CRM	Crew Resource Management
CSN	Cycles Since New (manufacture)
CSO	Cycles Since Overhaul
CU	Cumulus
DG	Dangerous Goods
EASA	European Aviation Safety Agency
ELEV	Elevation
ELT	Emergency Locator Transmitter
FAA	Feder Aviation Administration
FEW	Few (1/8-2/8)
FT	Feet
GND	Ground
GPS	Global Positioning System
HPA	Hectopascal
FCL	Flight Crew Licensing
KTS	Knots
LAT	Latitude
Lbs	Pfund
LONG	Longitude
LPC	Licence Proficiency Check
METAR	Aviation Routine Weather Report (Code Form)
MSL	Mean Sea Level
NCD	No Clouds Detected
NIT	Night Qualification
NM	Nautical Miles
NOSIG	No Significant change

NVFR	Night Visual Flight Rules
OPC	Operator Proficiency Check
OVC	Overcast (8/8)
P/N	Part Number
PPL	Private Pilot Licence
PSI	Pound per Square Inch
Q	Indicator for QNH in Hectopascal
QFE	Luftdruck in Flugplatzhöhe (oder an der Pistenschwelle)
QNH	Höhenmesser-Skaleneinstellung, um bei der Landung die Flugplatzhöhe zu erhalten
RA	Rain
RCC	Rescue-Coordination-Centre
RMK	Remark
RPM	Revolutions Per Minute
SC	Stratocumulus
SCT	Scattered (3/8 - 4/8)
SOP	Standard Operating Procedure
SPO	Specialized Operations
STC	Supplement Type Certificate
S/N	Serial Number
TAF	Aerodrome Forecast
TAWES	Teilautomatisches Wetter Erfassungs System
TBO	Time Between Overhaul
TSN	Time Since New (manufacture)
TSO	Time Since Overhaul
USG	US Gallon
UTC	Coordinated Universal Time
ü.d.M.	über dem Meeresspiegel
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VRB	variable
WGS84	World Geodetic System 1984
Z	zulu – see UTC

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 71162 65-0

fus@bmk.gv.at

www.bmk.gv.at/ministerium/sub